

第4章 衛星システム概要

この章のまとめ

前章で議論されたような大型の望遠鏡を搭載するための SPICA 衛星システムの概要をまとめる。

大型望遠鏡搭載のため、SPICA は、全重量 2.6 t の大きなシステムとなる。SPICA は、H-IIA ロケットにより、太陽-地球系の L2 ハロー軌道に投入することを想定している。

SPICA の衛星システムとしては、できる限りシンプルでかつ実績のある構成をとる。さらに、当初から試験方法を十分に検討して、設計に反映させる。これらにより、開発を効率化し、システムの信頼性を高めることを目指す。

SPICA 衛星は、物理的に明確に分離したミッション部とバス部から構成される。ミッション部の主要構成要素は、望遠鏡、焦点面観測装置、冷却系である。バス部としては、実績のある要素を組み合わせた構成をとり、信頼性の向上に努める。

4.1 衛星全体の構成

4.1.1 構成

前節で議論されたように、SPICA には口径 3.5 m という大型の望遠鏡の搭載が要求されている。このような望遠鏡を搭載するミッション部の詳細については、この後の章において議論する。ここでは、このようなミッション部の搭載を可能にするための SPICA システムの全体の構成の概要について議論する。

上記のミッション部を搭載するための衛星全体としての主要諸元を表 4.1 に示す。図 4.1 に SPICA 衛星外観図を示す。熱的な要求から、衛星はミッション部とバス部が明確に分かれている。

続いて、図 4.2 に H-IIA ロケット・フェアリング内に搭載された SPICA 衛星を示す。十分なスペースを確保するために、フェアリングとしては、タイプ 5S-H を用いることを想定している。

4.1.2 設計方針

SPICA は今までにない規模の科学衛星である。SPICA の開発において問題になると予想される主な項目を以下に列挙する。

1. ミッション部が巨大かつ極低温であるので、実環境に近い状態での試験検証が困難。
2. 姿勢精度要求が厳しい。
3. 衛星自体が巨大なシステムとなり、自ずと複雑なシステムになる。

これらの課題を克服するための設計の方針は次のように考えられる。

1. 衛星システムを可能な限りシンプルにする。

表 4.1: SPICA 主要諸元

主要項目	主要諸元	備考
全体		
打ち上げ時期	2012 年頃	ミッションライフ 5 年
打ち上げロケット	H-IIA202 を想定 フェアリング : 5S-H PAF : 2360S	打ち上げ能力 2.6±0.1ton
衛星寸法	φ3.8m×8.6m	
質量	打ち上げ時 : 2600kg	DRY 質量 : 2420kg
軌道	S-E L2 ハロー軌道	長半径 : 80 万 km, 周期 : 約 6ヶ月
消費電力	観測時 約 1.8kW	
ミッション部		
望遠鏡	口径: 3.5m 温度: 打上時は常温、観測時は 4.5 K 精度: 5 μm 以上の波長で回折限界	
冷却方式	放射冷却 + 機械式冷凍機	冷媒を搭載しないことにより 軽量化、長寿命化
焦点面観測装置	中間・遠赤外線の観測器を搭載 近赤外線、サブミリ波観測器	ステラー・コロナグラフを含む オプション
バス部		
太陽電池パドル	衛星固定 / 三次元展開パドル 2 翼 発生電力 BOL : 2.7kW EOL : 2.4kW 以上	
姿勢軌道制御系	STT-IRU ストップダウン型姿勢決定系 RW 高精度姿勢制御系	トルクバランス型
推進系	一液式ブローダウン 推薬量 : 180kg スラスタ構成 : 23N×4、3N×8	推薬量はハロー軌道投入及び 5 年の軌道・姿勢維持を想定
C&DH	X バンド 1 波 DR 容量 : 48 G bytes	

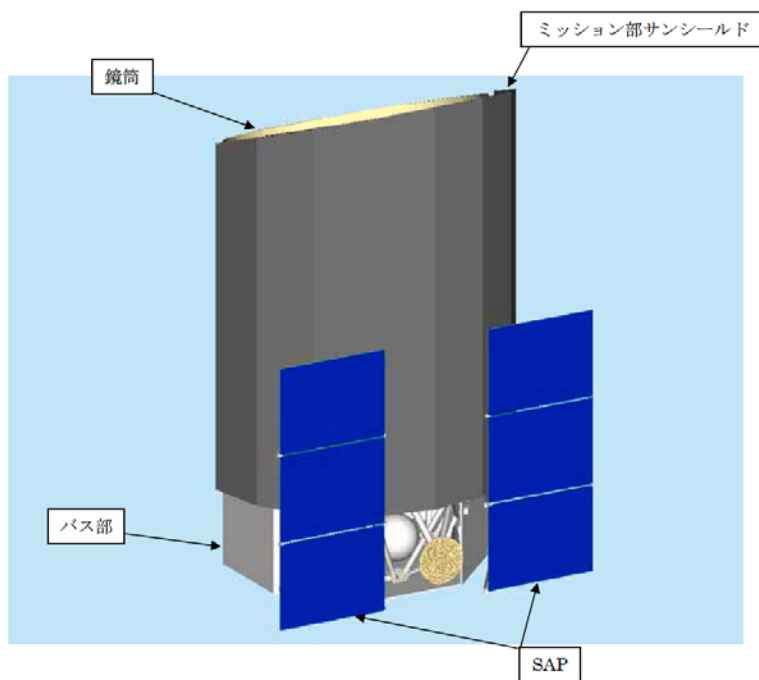


図 4.1: SPICA 衛星外観図

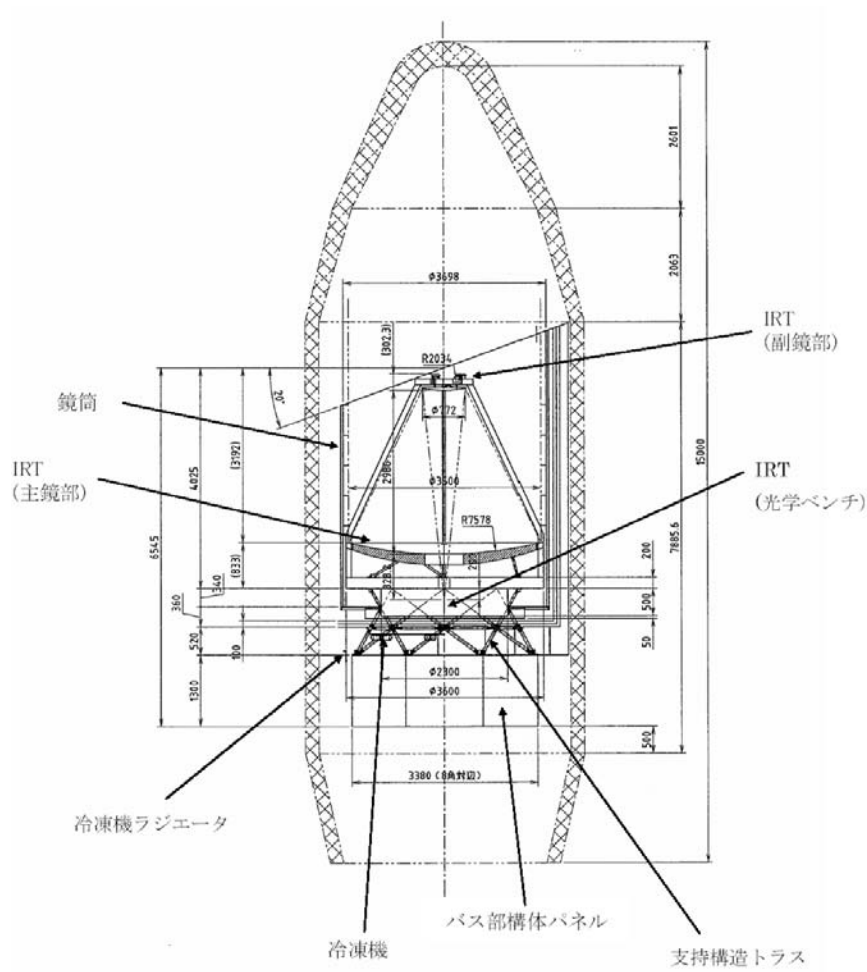


図 4.2: H-IIA ロケットフェアリング内の SPICA

2. 試験検証方法を考慮した設計とする。
3. 非ミッション部は、可能な限り実績のある構成にする。

ただし、これらの設計方針を突き詰めると次のようなデメリットもある。

1. 衛星システムを過度にシンプルにすると、ミッションの運用性が悪化したり、異常発生時の対応手段が限定されたりする。
2. 地上における試験検証を優先すると、軌道上におけるミッション性能の低下を招く。
3. 実績のあるシステム構成にすると、先進技術にならない。

このように、設計方針の理想と実際とは相反する事が多い。従来の衛星より、大型化する SPICA においては、その傾向がより顕著に表面化すると思われる。

SPICA プロジェクトを、確実に進めていくためには、設計の早い段階で、各課題及び解決方法およびメリット・デメリットの関連性を明確にする必要がある。これを「問題の構造化」と呼ぶ。問題の構造化を行った上で、各種の問題解決方法論について、メリット・デメリットを把握した上で、可能な限り「シンプルで検証可能な衛星システム」の設計を進める。このようにバランスを考慮しつつ、「試験検証をできる限り容易にし、無理な冒険をしないシンプルな衛星」を、衛星システムの設計方針とする。

4.2 ミッション部

4.2.1 ミッション部の構成

ミッション部は、主に以下の3つの要素から構成される。

1. 望遠鏡 (IRT)
口径 3.5m の望遠鏡。常温で打ち上げられ、上空で冷却される。ミッション部の体積の大半を占める。詳細は、6章において議論する。
2. 焦点面観測装置 (FPI)
上記の望遠鏡の焦点面に搭載される観測装置。赤外線検出器と、その前置光学系から構成される。赤外線検出器の種別により、異なる温度要求を持っている。詳しくは、5章において議論する。
3. 冷却系
上記の望遠鏡と焦点面観測装置とを冷却するためのものである。放射冷却のための多層シールドといくつかの機械式冷凍機から構成される。詳しくは、7章において議論する。

4.2.2 ミッション要求

ミッション部からバス部への要求を以下に示す。

1. 望遠鏡 / 焦点面観測機器 / 冷却システムから構成されるミッション部を搭載できること。ミッション部と衛星バス部は、お互いできる限り断熱すること。ミッション部の諸元は以下の通り。
 - 質量：1600kg(目標)

表 4.2: SPICA データ発生レート (Mbps)

機器名	機器 発生レート	動作モード	
		FIR 分光無し	FIR 分光あり
MIR-S	0.62	0.62	0.62
MIR-L	0.16	0.16	0.16
FIR(撮像)	0.01	0.01	0.00
FIR(分光)	3.00	0.00	3.00
HK	0.10	0.10	0.10
合計	3.89	0.89	3.88

注1) 発生データは CCSDS パケットと仮定。発生レートには CCSDS パケットヘッダのオーバーヘッドを含むと仮定。

- 電力：1700W(冷凍機 1500W、焦点面観測機器 200W)
 - 形状：望遠鏡径 ϕ 3698mm、高さ 6085.6mm
2. 太陽方向に直交する大円を中心として、 $+20^\circ$ (太陽側) $\sim -30^\circ$ (反太陽側) 程度の領域の天体を観測できること。1時間～数日に渡り、ひとつの天体の指向観測を行えること。観測姿勢精度要求は以下の通り (MIR-S が最も高い精度を要求)。
 - 撮像モード
 - 姿勢安定性：0.07arcsec rms/1min
 - 絶対指向精度：30arcsec(3σ) 以下
 - コロナグラフモード
 - 姿勢安定性：0.03arcsec rms/1min
 - 絶対指向精度：1arcsec(3σ) 以下
 3. 観測データ発生レート 表 4.2 に示す。
 4. 臼田 64m クラス 1 局により運用が可能であること。(ここでは可視時間として 8 時間を想定する。他の深宇宙ミッションとの重複の場合は 4 時間程度に削減する必要あり。) ただし、1 局で制約が多い場合には、3 局による 24 時間運用も検討すべきであるので、他局運用にも対応できること。
 5. 打ち上げロケットは H-IIA ロケット (H2A202)、フェアリングとして Model 5S-H、パフとして Model 2360S を想定する。上記ロケットと I/F が適合することが必要である。
 6. 軌道関連
 - 観測軌道は、Sun-Earth L2 ハロー軌道とする。
 - 打ち上げから観測軌道到達までは約半年以内を想定する。
 - 観測軌道までのトランスファ軌道でも観測系の放射冷却ができること。
 - 軌道 / 姿勢制御によりミッション光学系に有害なコンタミ汚染が生じないように考慮すること。
 7. ミッションライフ
 - 5 年確保を目標とする。

4.3 バス部

4.3.1 衛星コンフィギュレーション

SPICA 衛星全体のコンフィギュレーションは、すでに図 4.1 に示した。またフェアリング搭載時の断面図を図 4.2 に示した。ここでは、これらに加え、「打ち上げ時」コンフィギュレーションを図 4.3 に、「軌道上」コンフィギュレーションを図 4.4 にそれぞれ示す。SPICA 衛星コンフィギュレーション特徴を以下に示す。

- ミッション部の大荷重を効率良くロケット側に伝達するために、トラス構造方式を採用。
- インテグレーション性を考慮し、8 角柱方式の側面パネルにコンパクトに搭載機器を収納。
- ミッション部の熱的独立性を保障するために、衛星 Z 軸方向に展開する縦型三次元展開パドルを採用。

様々なコンフィギュレーションのトレードオフについては、B で議論している。また、バス部を構成するサブシステムの詳細については、8 にて議論している。

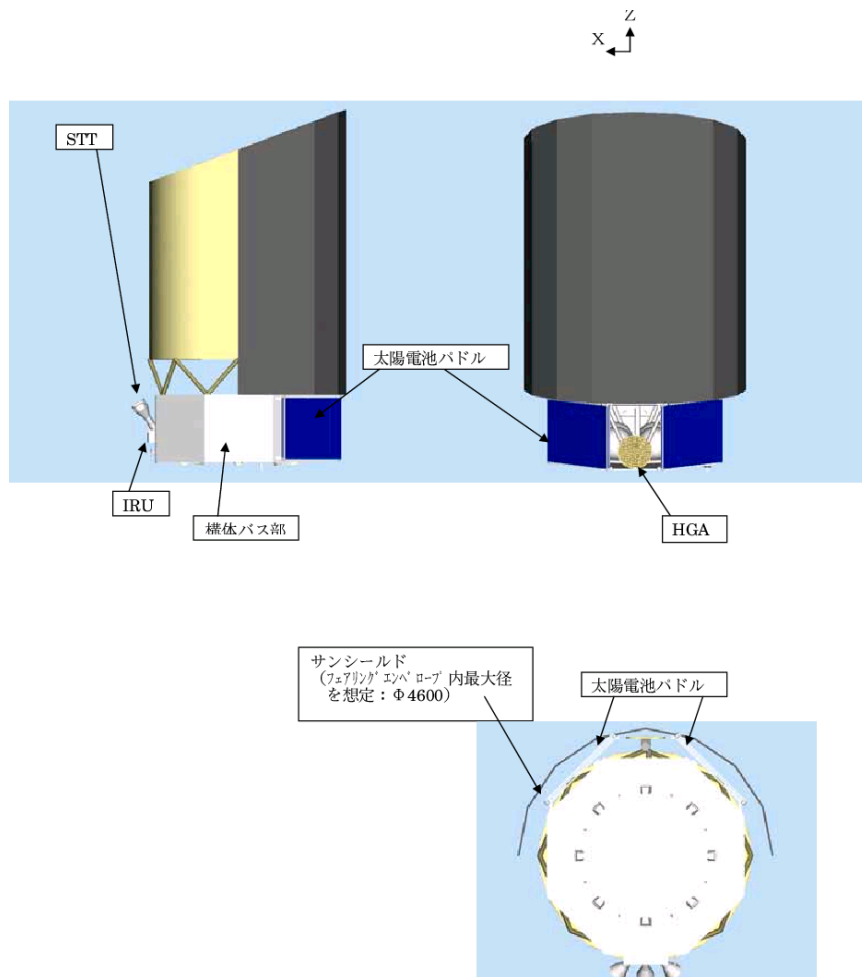


図 4.3: 打ち上げ時コンフィギュレーション

続いて、バス部機器配置を図 4.5 に示す。機器配置についての考え方は以下の通りである。

- 地球側（太陽側）に HGA を搭載。尚、HGA 搭載のため、この面には側面パネルは設けない。

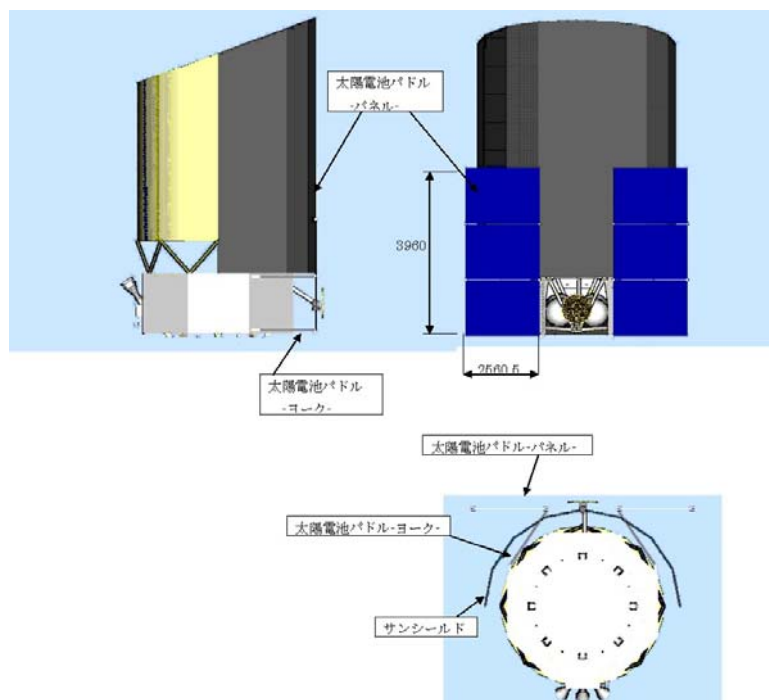


図 4.4: 軌道上コンフィギュレーション

- 高発熱機器である冷凍機ドライバ及び XPA は反太陽側である側面パネル 6、側面パネル 8 に搭載。
- SHNT は側面パネル 2、側面パネル 4 の外側に搭載。
- 熱歪の観点から IRU と STT は側面パネル 7 外側に搭載。

4.3.2 システムブロック図

図 4.6 に SPICA システムブロック図を示す。図 4.7 に SPICA 電源系系統図を示す。電気的に見ると、SPICA は ASTRO-F とほぼ同じであり、比較的シンプルな構成である。

4.4 質量/電力配分

表 4.3 に質量電力配分を示す。表 4.4 に運用モード別消費電力を示す。現在の一次解析では、質量が要求値を数%上回っている。今後の検討により、重量を削減し、十分なマージンを確保する必要がある。

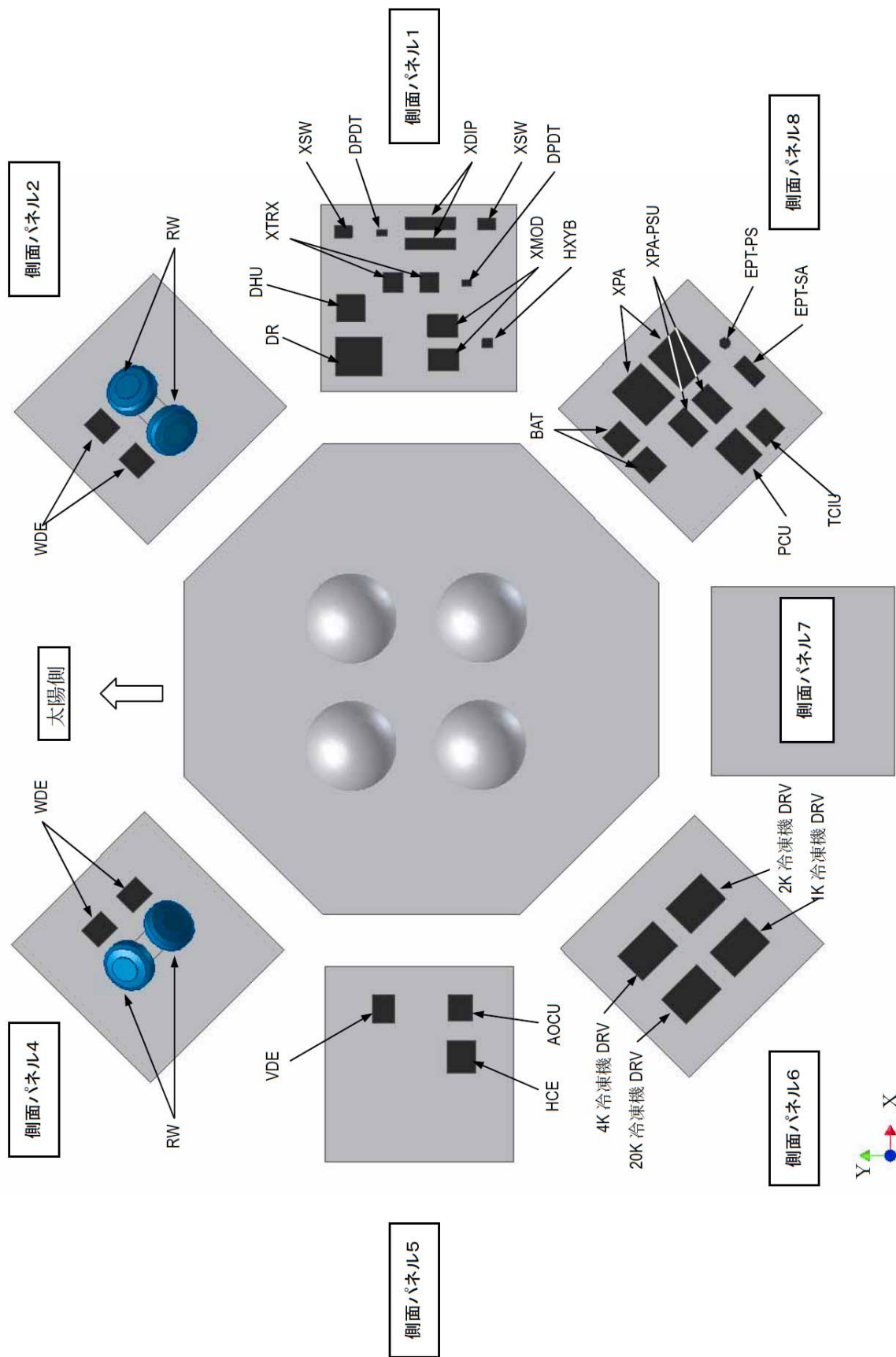


図 4.5: バス部機器配置

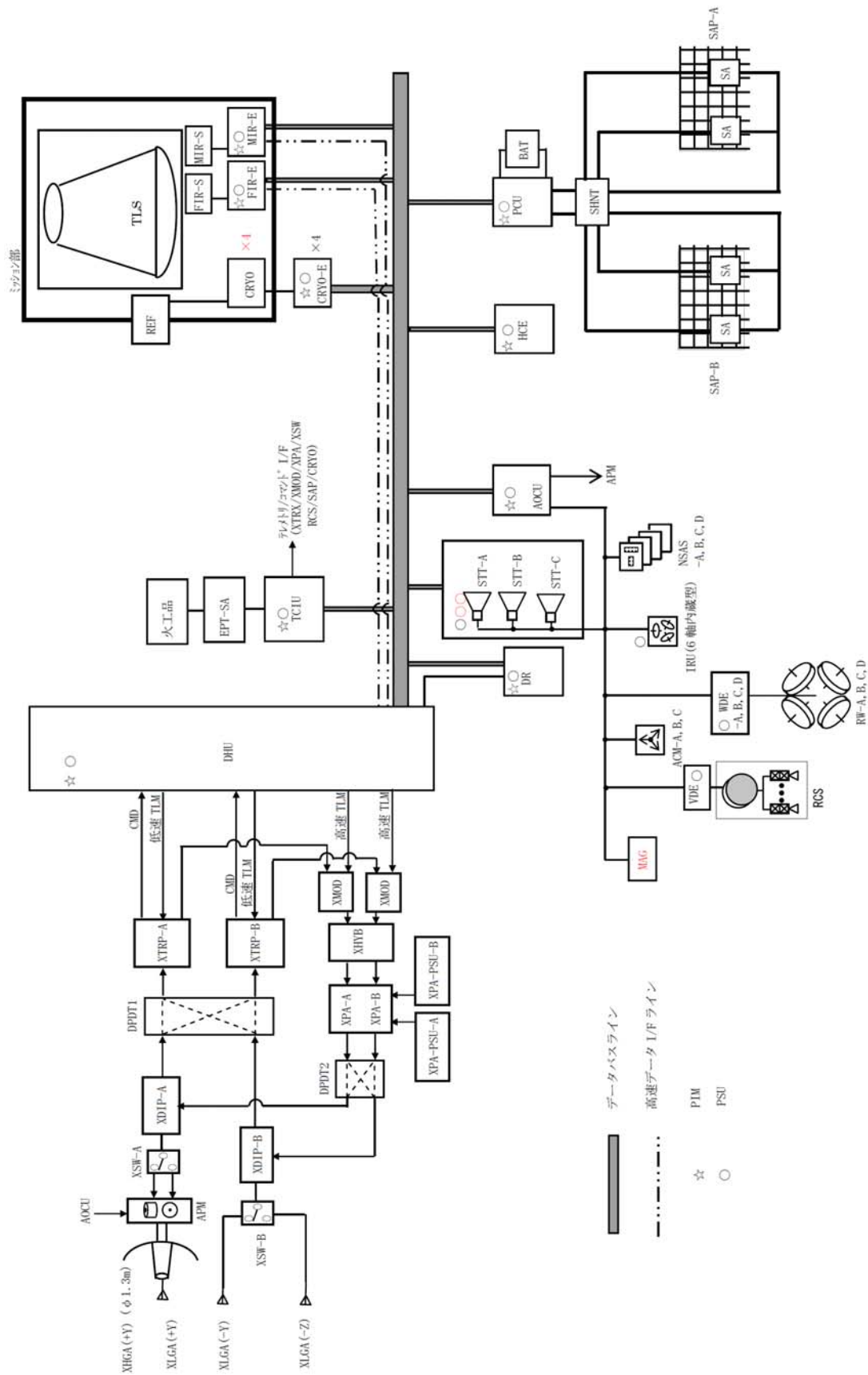


図 4.6: SPICA システムブロック図

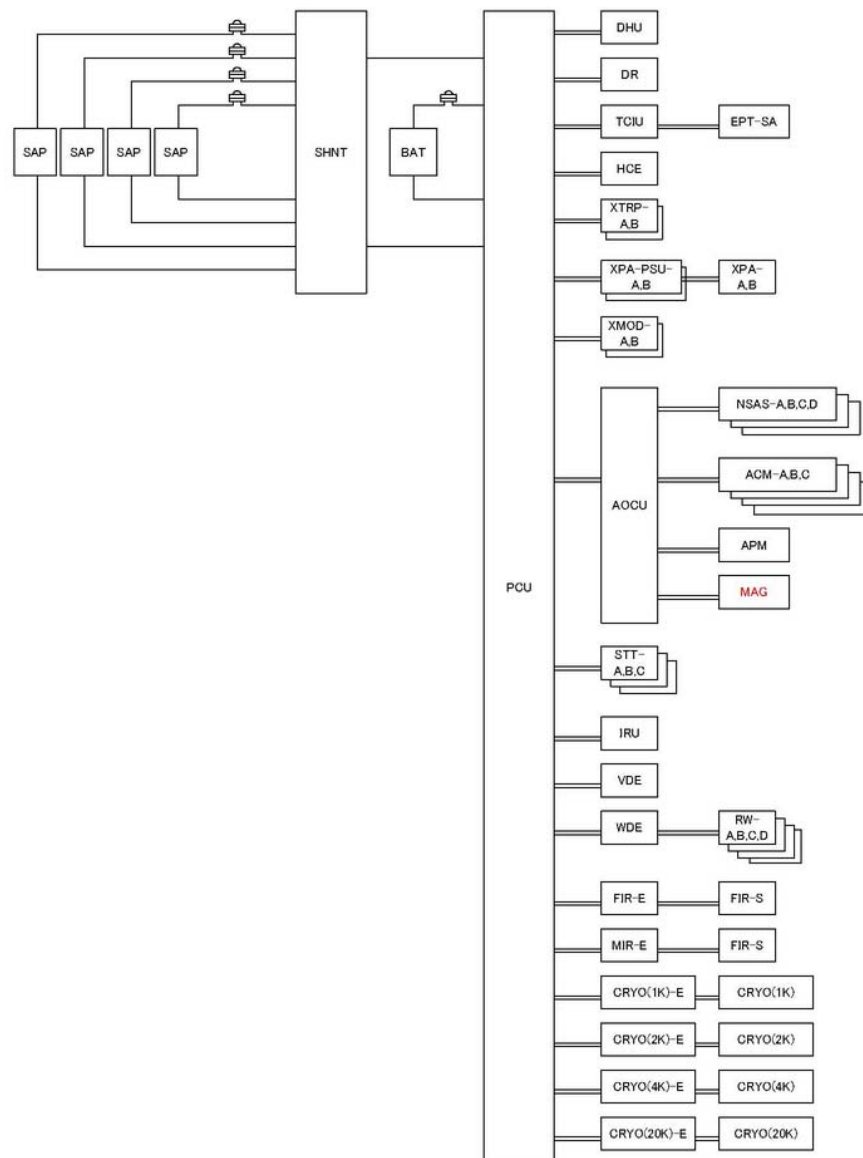


図 4.7: SPICA 電源系系統図

表 4.3: SPICA 質量電力配分表

ITEM	外形(mm)			質量(kg)		目標質量(kg)	Margin(kg)	備考	
	縦	横	高さ	単体	合計				
ミッション部						1801.5	1600.0	-201.5	
冷却系						690.5	490.0	-200.5	鏡筒・パッフル一体化案
支持構造トラス	-	-	-	99.0	1	99.0			上段/中段/下段/ジョイント
Shield	-	-	-	164.0	1	164.0			#1/#2/#3/フレーム/MLI/サポート
Sun Shield	-	-	-	180.5	1	180.5			
鏡筒	-	-	-	247.0	1	247.0			鏡筒/支持リンク/ステイナ/リブ/下部シー
機械式冷凍機						243.0	200.0	-43.0	
1K級冷凍機	-	-	-	30.0	1	30.0			
2K級冷凍機	-	-	-	30.0	1	30.0			
4K級冷凍機	-	-	-	30.0	1	30.0			
20K級冷凍機	-	-	-	30.0	1	30.0			
1K級冷凍機トライブ	380	270	290	22.0	1	22.0			
2K級冷凍機トライブ	380	270	290	22.0	1	22.0			
4K級冷凍機トライブ	380	270	290	22.0	1	22.0			
20K級冷凍機トライブ	380	270	200	14.0	1	14.0			
台座						40.0			
支持トラス						3.0			
望遠鏡(IRT)						648.0	700.0	52.0	
望遠鏡	φ3500	φ3500	-	448.0	1	448.0			主鏡φ3500mm、副鏡φ792mm
光学ベンチOptical Bench	2800	2800	-	200.0	1	200.0			
焦点面観測装置						200.0	200.0	0.0	
FPI Focal Plane Instruments	-	-	-	200.0	1	200.0			
機械式冷凍機排熱システム						20.0	10.0	-10.0	
ラジエター						10.0			
LHP Loop Heat Pipe	-	-	-	10.0	1	10.0			
バス部						718.4	810.0	91.6	
電源系						108.3			
SAP Solar Array Paddle	3960	1700	20	38.2	2	76.3			
BAT Battery	215	188	260	16.0	1	16.0			23Ah, Li-Ion2次電池, 11cell
PCU Power Control Unit	290	220	220	9.0	1	9.0			
SHNT Shunt Dissipater	630	330	43	7.0	1	7.0			Sequential Switching Shunt Regulator
COMMUNICATION S/S						30.3			
HGA High Gain Antenna assembly	φ700	φ700	-	7.0	1	7.0			ラジアルライン給電ヘリカルアレイアンテナ
APM Antenna Pointing Mechanism	φ125	φ125	225	4.8	1	4.8			MOOG TYPE55+Bracket(0.4kg)
XLGA X-band Low Gain Antenna	97	90	23	0.1	3	0.4			
XPA X-band Power Amplifier	370	310	35	2.9	1	2.9			内部に2つ実装、待機冗長
XPA-PSU XPA-Power Supply Unit	266	176	27	1.0	2	2.1			はやぶさ
XTRX X-band Transponder	150	150	120	2.1	2	4.2			Mg使用、PLANET-C
XSW X-band Switch	135	92	23	0.2	2	0.4			はやぶさ
DPDT Double-Pole/Double-Throw	76	51	48	0.2	2	0.4			はやぶさ
XHYB X-band Hybrid	77	68	16	0.1	1	0.1			はやぶさ
XDIP X-band Diplexer	383	93	61	0.6	2	1.1			はやぶさ
X-MOD X-band Modulator	230	172	126	3.5	2	6.9			PSU含む
DHS						24.3			
TCIU Telemetry/Command Interface Unit	220	202	100	2.0	1	2.0			
DHU Data Handling Unit	220	202	120	3.7	1	3.7			はやぶさ
DR Data Recorder	355	300	250	18.6	1	18.6			48GBytes(BOL)
LAUNCH S/S						2.2			
EPT-SA Electronic Programmable Timer	225	121	91	2.0	1	2.0			
EPT-PS EPT-Power Supply	φ84	φ84	45	0.2	1	0.2			はやぶさ
AOCS						93.9			
AOCU Attitude Orbit Control Unit	200	188	175	6.7	1	6.7			
NSAS Non-spin type Sun Aspect Sensor	125	90	59	0.9	4	3.6			
IRU Inertial Reference Unit	297	225	162	11.0	1	11.0			MPC
STH STT Hood	φ320	φ320	450	1.1	3	3.3			
STT Star Tracker	φ135	φ135	145	2.9	3	8.7			
MAG Magnetism Sensor	55	42	36	0.2	1	0.2			
ACM Accelerometer	φ38	φ38	47	0.1	3	0.3			
RW Reaction Wheel	φ393	φ393	166	10.6	4	42.4			
WDE Wheel Drive Electronics	210	180	90	3.3	4	13.2			
VDE Valve Drive Electronics	220	170	127	4.5	1	4.5			
PROPULSION S/S						120.0			
RCS Reaction Control System	-	-	-	-	-	120.0			
WIRE HARNESS						40.0			
WHN Wire Harness	-	-	-	-	-	40.0			
STRUCTURE						299.4			
トラス	-	-	-	-	-	114.8			
ハニカムパネル	-	-	-	-	-	147.5			
機械計装	-	-	-	-	-	27.0			
その他	-	-	-	-	-	10.0			
THERMAL									
HCE Heater Control Electronics	250	214	220	5.7	1	5.7			はやぶさ
TINT 熱計装	-	-	-	-	-	54.2			
Total									
DRY						2519.9	2420.0	-99.9	
FUEL						180.0	180.0	0.0	
WET						2699.9	2600.0	-99.9	

