

## 付録A 技術成熟度 (TRL)

技術要素がどのような成熟段階にあるのかをある程度定量的に示す方法として、Technology Readiness Level (TRL) を用いることを提案する。

TRL は、表 A.1 に示す 9 つのレベルから構成されている。

表 A.1: 技術成熟度 (TRL, Technology Readiness Level)

TRL	定義
1	原理的な可能性が示されている。
2	技術的な概念モデルが提案されている。
3	技術的な概念モデルが定量的に検討されている。
4	技術要素としての実証モデルが実験室レベルで試験されている。
5	技術要素としての実証モデルが、実際の使用環境に近い条件のもとで試験されている。
6	システムとして実証モデルが試験されている。
7	システムとして実証モデルが、実際の使用環境に近い条件のもとで試験されている。
8	実際のフライトモデルが製作され、試験が終了している。
9	実際のフライトモデルが打ち上げられ、実際のフライトによって性能が確認されている。

従来の方法のように、技術要素を「できる」「できない」の単に二値化するだけでなく、本プロポーザルでは、技術レベルの記述方法として、上記を用いることとする。これにより、

- 各要素における現在の技術レベルを定量的に示す
- 今後の技術開発項目を明確にする

ことを行なう。



## 付 録 B 衛星コンフィギュレーション

### この章のまとめ

この章では、SPICA 衛星のコンフィギュレーションのいくつかの案を示し、そのトレードオフを行なう。衛星システムとしては、ミッション部からは独立した構成をとることにより、integration および試験を容易にすることを狙う。また、太陽電池パドルは、ミッション部への熱入力を抑えるために、サンシールド前面の縦型展開パドル構造を提案する。

### B.1 衛星コンフィギュレーション検討概要

SPICA 衛星コンフィギュレーションのトレードオフに関する検討結果を以下に示す。

#### B.1.1 衛星コンフィギュレーションに対する要求条件

衛星コンフィギュレーションに対する要求条件は以下の通り。

- ミッション部を搭載すること。
- ロケットインタフェースを満足すること。
- 必要な電力が得られること。
- 姿勢制御・データ伝送等の観測要求を満足できること。
- バス部がミッション部の熱的負荷とならないこと。

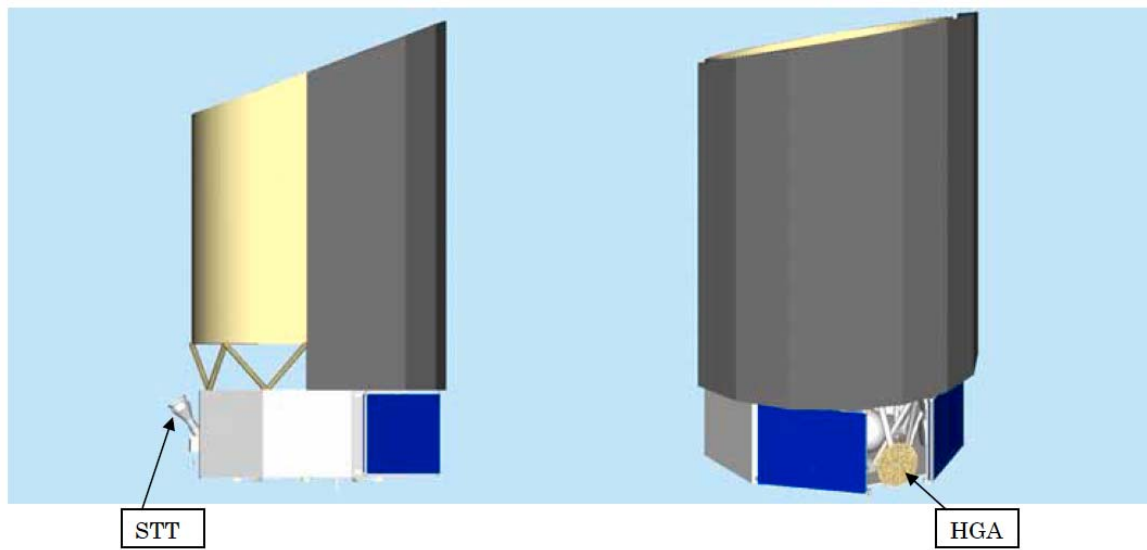
以上より、ロケット収納スペース、打上げ重量及び衛星電力等のリソースに対し、ミッション要求を最大限に満足し、かつシステム成立性及び将来の天文衛星を見据えた拡張性のあるコンフィギュレーションについて検討を行った。

#### B.1.2 検討結果

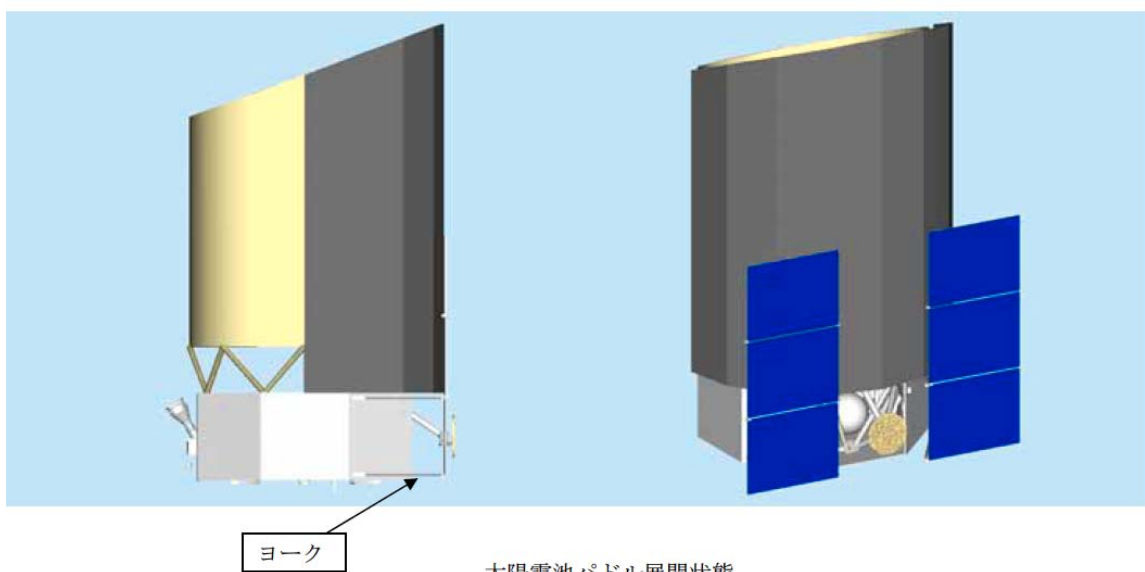
現時点での検討結果として選定した衛星コンフィギュレーションを図 B.1、図 B.2 に示す。本コンフィギュレーションの特徴を以下に示す。

- ロケットへのロードパスを考え、ミッション部はバス部の上部に搭載し、ミッション部からバス部を通して PAF まで荷重を流しやすい構体とした。
- 太陽電池パドルはミッション部への熱入力を抑えるため、サンシールド前面での縦型展開パドルを採用した。

トレードオフは B.2 節に詳述する。



太陽電池パドル収納状態



太陽電池パドル展開状態

図 B.1: 衛星コンフィギュレーション (1/2)

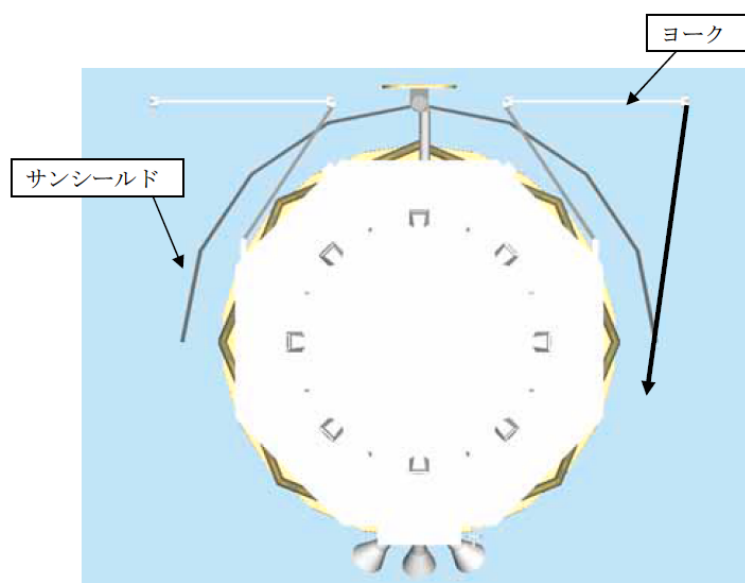


図 B.2: 衛星コンフィギュレーション (2/2) - 衛星-Z 面から見た図 - 矢印は SAP 端とサンシールドを結ぶ線。 SAP 裏面はミッション部シールド # 3 ~ 鏡筒を見ていない。

## B.2 衛星コンフィギュレーショントレードオフ

SPICA では

- ミッション部の放熱・冷却性の確保
- ミッション部 / バス部の断熱性確保

が重要であり、太陽電池パドルの形状がミッション部の熱特性に大きく影響する。同時に、運用上要求される姿勢制御精度に対しても太陽電池パドルの剛性が関係する。従って、ここでは太陽電池パドルに着目して以下の 6 案についてトレードオフを実施した。トレードオフ表を表 B.1 に示す。

- バス部に太陽電池パドルを搭載する案
  1. 一軸駆動 / 一方向展開
  2. 一軸駆動 / 三次元展開
  3. 衛星固定 / 二次元展開
  4. 衛星固定 / 三次元展開
- ミッション部サンシールドに太陽電池パドルの機能を含める案
  5. 衛星固定 / 二次元展開
  6. サンシールド Body Mount

当初、太陽追尾が可能で運用性の良い案 1. 一軸駆動 / 一方向展開型を進めることを考えたが、ミッション部とのインタフェース調整を進めていくうちに、案 1. では太陽電池パドル裏面がミッション部を見ることになりミッション部の熱的独立性に問題のあることが判明した。そこで、太陽電池パドルがサンシールドの外側に位置する案 4. 衛星固定 / 三次元展開型パドル型について検討を行い、良好な結果を得た。図 B.1 の右下の図に示すように、案 4. では太陽電池パドルはミッション部シールド # 3 ~ 鏡筒の視野から外れており、ミッション部が熱的に独立できる案となっている。従って、現時点では、案 4. 衛星固定 / 三次元展開型パドル型コンフィギュレーション提案する。

表 B.1: 衛星コンフィギュレーショントレードオフ

搭載場所	バス部				ミッション部サンシールド	
	案(1)	案(2)	案(3)	案(4)	案(5)	案(6)
方式	一軸駆動/一方向展開	一軸駆動/三次元展開	衛星固定/二次元展開	衛星固定/三次元展開	衛星固定/二次元展開	Body Mount
形状						
寸法	1.5m × 1.3m × 6枚 SAP: 64.6kg SADA: 2.2kg	1.5m × 1.3m × 6枚 SAP: 69.4kg SADA: 2.2kg	1.3m × 1.3m × 8枚 SAP: 67.6kg SADA: なし	1.7m × 1.3m × 6枚 SAP: 76.3kg SADA: なし	1.74m × 2.6m × 3枚 SAP: TBDkg SADA: なし	1.74m × 3.2m × 3枚 SAP: TBDkg SADA: なし
特徴	・SAP 太陽追尾が可能。 ・外部機器搭載性が優れている。	・SAP 太陽追尾が可能。 ・外部機器搭載性が優れている。 ・SAPがミッションエリアに侵入する。	・SAP 太陽追尾不可のため、SAP面積は案(1)(2)と比較し、大きくなる。 ・ASTRO-F と同等のコンフィギュレーション。	・SAP 太陽追尾不可のため、SAP面積は案(1)(2)と比較し、大きくなる。	・SAP 太陽追尾が不可。 ・サンシールドの温度が高くなるため、ミッション部への熱入力が増える。	・SAP サブストレートが不要。 ・SAP 太陽追尾が不可。 ・サンシールドの温度が高くなるため、ミッション部への熱入力が増える。
衛星搭載性	○: SAP 1翼あたり、構体パネル1枚を占有。搭載性が良い。	○: SAP 1翼あたり、構体パネル1枚を占有。搭載性が良い。	△: SAP 1翼あたり、構体パネル3枚を占有。他の外部機器搭載性に制約がある。	○: SAP 1翼あたり、構体パネル1枚を占有。搭載性が良い。	○: サンシールド太陽面側の大面積を有効利用。ミッション部とのI/Fがバス部搭載案より複雑。	○: サンシールド太陽面側の大面積を有効利用。ミッション部とのI/Fがバス部搭載案より複雑。
ミッション部への熱入力	×: SAP裏面がミッション部を見るため、ミッション部温度に影響を及ぼす。	×: ミッション部エリアに侵入するため、ミッション部への熱入力が案(1)(3)に対して高く、ミッション部温度に影響を及ぼす。	×: SAP裏面がミッション部を見るため、ミッション部温度に影響を及ぼす。 0.6Hz < 0.8Hz(要求) ・SAP駆動による擾乱がない点は有利	○: SAPがミッション部を見ない位置にあるため、ミッション部の熱的独立性が保たれる。	△: ミッション部への熱入力があるため、サンシールドに相応の断熱処理をする必要がある。SAP裏面が約100°Cとなる。	△: ミッション部への熱入力があるため、サンシールドに相応の断熱処理をする必要がある。CEL裏面が約TBD°Cとなる。
姿勢制御系への影響	○: 展開時SAP固有振動数は、姿勢軌道制御系要求を満足する。 0.85Hz > 0.8Hz(要求)	○: 展開時SAP固有振動数は、姿勢軌道制御系要求を満足する。 1.0Hz > 0.8Hz(要求)	×: 展開時SAP固有振動数は、姿勢軌道制御系要求を満足しない。 0.6Hz < 0.8Hz(要求) ・SAP駆動による擾乱がない点は有利	△: 展開時SAP固有振動数は、姿勢軌道制御系要求を若干逸脱するが、調整範囲内である。 0.75Hz > 0.8Hz(要求) ・SAP駆動による擾乱がない点は有利	○: 今後の検討が必要であるが、展開時SAP固有振動数は、姿勢軌道制御系要求を満足する方向。 ・SAP駆動による擾乱がない点は有利	○: 柔軟構造がない点では最も有利。 ・SAP駆動による擾乱がない点は有利
運用性	○: 展開時SAPを駆動できるため、姿勢制御方向範囲に制約はなし	○: 展開時SAPを駆動できるため、姿勢制御方向範囲に制約はなし	△: 展開時SAPを駆動できないため、姿勢制御方向範囲に制約が出る	△: 展開時SAPを駆動できないため、姿勢制御方向範囲に制約が出る	△: 展開時SAPを駆動できないため、姿勢制御方向範囲に制約が出る	△: SAPを駆動できないため、姿勢制御方向範囲に制約が出る。
その他	-	-	△: SAPパネルが8枚となるため、SAP収納時の形状が複雑である。	-	△: 衛星包絡域の制約をclearするために、ミッション部外径を小さくする必要がある。	△: 衛星包絡域の制約をclearするために、ミッション部外径を小さくする必要がある。

### B.3 今後の技術的検討事項

今後の検討事項を以下に示す。

- フェアリングとの適合性の確認。(ミッション系の最適サイジング)
- バス部からミッション部への熱輻射の再確認及びさらなる低減の検討。
- 消費電力に対する太陽電池パドルの最適サイジング。
- 太陽電池パドル - 姿勢制御系のインタフェース調整。





## 付録C 観測限界の見積り

この章では、SPICA 観測限界 (Wide Band) の見積りの詳細を示す。

### C.1 観測パラメータの設定

観測パラメータとして以下の仮定をおく。

- 望遠鏡: 口径 ( $D$ ) 3.5 m、温度 5 K、放射率 5 %
- 一画素の大きさ:  $0.1'' (\lambda/2.5\mu\text{m})(3.5 \text{ m}/D)$   
ただし点源の像は、円形開口の回折限界の PSF の体積に等しい円柱に広がっているものとして計算する。この場合  $1.6(\lambda/D)=0.236'' (\lambda/2.5 \mu\text{m})(3.5 \text{ m}/D)$  の直径の円に天体の像が広がっているということになる。
- 検出器・光学系のパラメータとして表 C.1 を仮定する。  
なお、波長  $200\mu\text{m}$  以上では、System NEP  $\sim 3 \times 10^{-18} \text{ W Hz}^{-1/2}$  に相当するようにパラメータを調節してある。

表 C.1: 検出器・光学系パラメータ

波長 ( $\mu\text{m}$ )	読み出し 雑音	一フレーム の蓄積時間	検出器の 量子効率	光学系 効率
1.6 - 5.0	10e	64sec	0.9	0.35
5.0 - 30	20e	64sec	0.5	0.35
30. - 200	60e	64sec	1.0	0.1
200 - 1000	3000e	64sec	1.0	0.1

- 入射光の帯域幅:  $\Delta\lambda = \lambda/5$

### C.2 検出限界を決める要因

検出限界を決める要因は、波長に応じて、以下のように変化する。

- 検出器雑音 ( $\lambda < 5\mu\text{m}$  で支配的)
- 背景放射雑音 (中間赤外で支配的)  
ここでいう背景放射には、黄道散乱光、惑星間塵熱放射、我々の銀河星間塵放射、宇宙マイクロ波放射、および望遠鏡の熱放射が含まれる (図 C.1)。

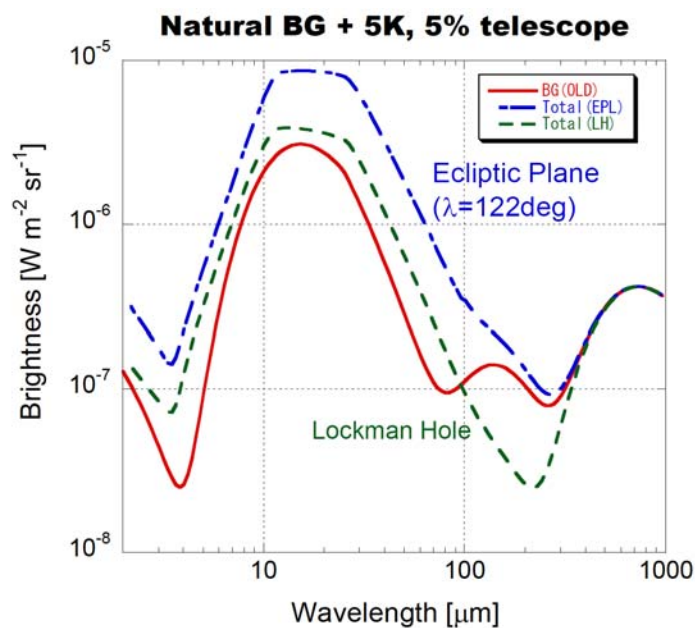


図 C.1: 背景放射の強度

- コンフュージョン雑音 (遠赤外～サブミリで支配的)  
 これには、銀河による confusion と赤外シラス (銀河系内のダストの熱放射) による confusion とが含まれる。ここではシラス confusion は  $B(100\text{micron}) = 5\text{MJy/sr}$  (大体銀緯=30度の明るさ) によるものとした。

これらの要因が検出限界にあたる影響を、図 C.2 に示す。

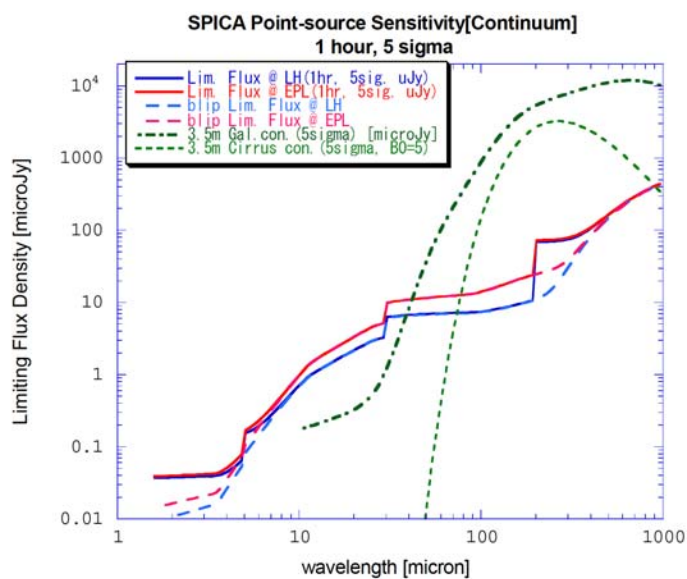


図 C.2: 各種の検出限界によってきまる検出限界