

## 小型科学衛星アンケートへの回答

DPF ワーキンググループ 安東 正樹 (国立天文台)

## 1 概要

## 1.1 ミッションの目的と概要

日本国内で提案されている宇宙重力波望遠鏡 DECIGO では、0.1 Hz 付近の周波数帯を観測することによって、宇宙の起源や構成に対する知見、ブラックホールや中性子星の合体やガンマ線バーストなどの激しい天体現象に対する知見といった、宇宙に対する新しい知見を得る事が期待できる。これは、これまで主に行われてきた電磁波による天文学とは相補的な情報であり、また、計画中の他の重力波望遠鏡では手に入れることができない新しい科学的成果になるはずである。しかし、DECIGO 実現のためには、克服しなければならない技術目標が数多くあり、それらを段階的に達成していくことが不可欠である。

その背景のもと、小型重力波観測衛星 (DPF, DECIGO Pathfinder) を打ち上げ、DECIGO の実現のために特に重要と考えられる技術に関して宇宙実証試験を行うと共に、実際の重力波観測と地球重力場の観測を行うことが本ミッションの目的である。DPF は、小型科学衛星標準バスを利用した 400 kg 級の衛星で、高度 500 km の地球周回軌道 (太陽同期極軌道) に投入される。衛星内には、ドラッグフリー制御によって非接触保持された 2 つの試験マス (鏡) と安定化レーザー光源を搭載する。これらの鏡で構成された基線長 30 cm のファブリ・ペロー干渉計の基線長変化を、安定化されたレーザー光源を用いて測定することで、重力波観測と地球重力場の観測を行う。その過程で、DECIGO 実現のために重要な開発項目である、(1) レーザー干渉計の制御と試験マス非接触保持機構、(2) レーザー光源とその安定化システム、(3) 衛星のドラッグフリー制御、の宇宙実証試験を行う。銀河中心ブラックホールの準固有振動や、中間質量ブラックホール合体からの重力波は、この周波数帯で放射されていることが予想されている。DPF で得られた観測結果は、これまでになく貴重なものになると期待できる。また、各技術実証項目も、それぞれが先進的な科学技術になっており、その実現は大きな科学的成果となり得る。

DPF は、ミッション部を小型科学衛星標準バスに取り付け、次期固体ロケットで打ち上げる構成になっている (図 1)。DPF ミッション機器は、大きく分けて、ファブリ・ペロー干渉計部、安定化レーザー光源部、ドラッグフリー制御部の 3 つのサブシステムで構成される。ドラッグフリー制御によって衛星内に非接触保持された 2 つの試験マス (鏡) で構成されたファブリ・ペロー干渉計の基線長変化を、安定化 Yb:YAG レーザー光源を用いて測定することで、0.1-1 Hz 付近での重力波観測を行う。また、より低周波数の歪み変動、および衛星と試験マス間の相対変動の情報から地球重力場の観測を行う。

DPF では、観測対象が重力波・地球重力場であるため、観測のための開口部や大型の構造物を必要としない。その一方、レーザー干渉計など振動に敏感な装置を搭載するため、外乱や衛星自身の振動を極力低減するような設計がされている。衛星に加わる太陽輻射圧変動や大気抵抗といった外乱を抑圧するため、衛星内部の試験マスを基準としたドラッグフリー制御が行われる。また、衛星自身の振動を抑えるため、機械的な振動を励起する機器は極力搭載しな

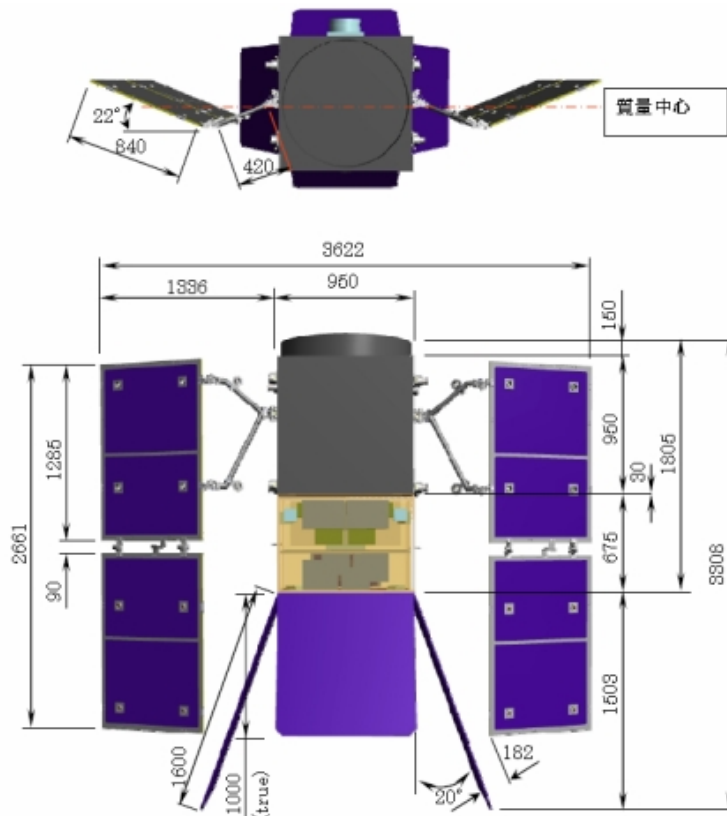


図 1: DPF の軌道上コンフィグレーション (開示制限情報).

い。衛星全体の主要諸元を表 1 に示す。衛星の総重量は 400 kg 程度、 $950 \times 950 \times 2000$  mm (突起部を除く) の形状とする。消費電力としては、最大 900 W を見込む。軌道は、高度 500 km の地球周回軌道 (太陽同期極軌道) に投入されることを想定している。軌道投入、太陽電池パドルの展開、バス機器の機能チェック後、レーザー光源とその安定化システム、試験マスのクランプ・リリース機構、レーザー干渉計制御、衛星のドラッグフリー制御の各部の動作確認を行った後、約半年間の地球重力場・重力波観測を行う。重力波の観測は、干渉計を動作させ、その基線長変動を、連続的な時系列データとして記録することで行う。衛星内環境のモニタ信号も含めると、データレートは、600 kbps 程度、衛星内に必要とされる記録容量は 2 GByte 程度になる見込みである。

## 1.2 主たるシステム要求

DPF の主な要求値を表 2 にまとめる。重力波・地球重力場の観測は、搭載された 2 つの試験マスに働く外力雑音を抑え、それらの間の距離変動を精密に計測することが求められる。重力波・地球重力場の観測に対する目標感度から、試験マス間距離測定のための干渉計変位感度  $\leq 6 \times 10^{-16}$  m/Hz<sup>1/2</sup>、試験マス (鏡) へ加わる外力雑音  $\leq 1 \times 10^{-14}$  N/Hz<sup>1/2</sup> という要求値が与えられる。DPF では、0.1 Hz の重力波、それより低い周波数帯での地球重力場を観測することから、これらの要求値は 0.1 Hz での変動量 (パワースペクトル) で規定されている。この要求値をもとに、各サブシステム等への要求を検討したものが図 2 である。

表 1: DPF の主要緒元

項目	諸元	備考
全体		
打上げ時期	2015/16 年	
打ち上げロケット	次期固体ロケット	ポストブーストステージ (PBS) を使用
衛星寸法	950 × 950 × 2000 mm	フィン構造は含まず
重量	450 kg	
軌道	太陽同期極軌道	日照-日陰境界軌道
	高度 500 km 円軌道	軌道傾斜角 97.4 度
衛星姿勢	地球指向, 太陽同期	重力傾度安定と 3 軸姿勢制御を併用
	全自由度ドラッグフリー制御	ミッション運用時
消費電力	最大 900 W	
ミッション部		
重力波観測用干渉計	基線長 30 cm 鏡 (試験マス) 1 kg × 2	歪み感度 $2 \times 10^{-15} / \text{Hz}^{1/2}$ 打ち上げ時はロック機構で固定支持
地球重力場観測器	レーザーセンサ 6 組 × 2 半導体レーザー 40 mW	試験マス-ハウジングに付設 光ファイバにより導入
安定化レーザー光源	干渉計入射 25 mW 周波数安定度 $0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$	光ファイバにより重力波観測用干渉計に導入 沃素吸収線安定化方式
ドラッグフリー制御	太陽輻射圧変動以下への安定化 ミッションスラスタ × 16	試験マスを基準に衛星変動を制御 推力 $100 \mu\text{N}$ , 推力雑音 $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$
ミッション部寸法	950 × 950 × 900 mm	衛星マスト構造は含まず
ミッション部重量	200 kg	
ミッション部消費電力	?????300 W	
バス部 (小型科学衛星標準バス)		
データ処理・通信	CPU HR5000, 33MHz データ記録容量 2GByte ダウンリンクレート 2Mbps	ミッション部との通信は SpaceWire 規格
電源	太陽電池パドル 両翼各 2 枚 バッテリー 50Ah	発生電力 940 W MS 電力供給 50 V 非安定バス, 150 W
姿勢制御	3 軸制御 スラスタ × 4	初期運用, フェイルセーフ時 同上
バス部寸法	950 × 950 × 1100 mm	フェアリング内設置時
バス部重量	200 kg	
標準構成からの差分	リアクションホイールの非搭載 慣性基準装置に FOG を使用 GPS 受信機を搭載	機械振動を避けるため 同上 地球重力場観測のため

これらの要求値の大部分は、ミッション部に搭載される干渉計モジュール、安定化レーザー光源モジュールに対する要求となる。干渉計の変位感度は、主にレーザー光源の周波数雑音、光の散射雑音などで制限される。これらをもとに、レーザー光源の周波数雑音  $\leq 0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ 、入射レーザーパワー 25 mW といった要求値が課せられている。一方、試験マスに加えられる外力雑音は様々な要因が考えられる。ミッション部・干渉計モジュール内の試験マスモジュールにおいては、熱輻射雑音、気体分子の衝突雑音、磁場雑音が主要な雑音源として想定される。熱輻射雑音は、試験マスを覆うフレームから受ける熱輻射圧によって試験マスが外力を受ける雑音である。フレームの熱分布が一様ではなく、時間変動する場合に問題となるため、熱伝導率の高い素材を用いて温度の一様性を高めるとともに、温度変動を抑えることが要求される。気体分子の衝突雑音は、試験マスモジュール内にある残留気体分子が試験マスに衝突することによるブラウン運動雑音である。これを抑えるためには、真空度を向上させることとともに、試験マス周囲の極板との間隔や形状を工夫する必要がある。磁場雑音は、

表 2: DPF での要求値・仕様.

項目	要求値・仕様	主な制約条件
<b>重力波観測</b>		
干渉計変位感度	$\leq 6 \times 10^{-16}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	銀河中心ブラックホールの観測
鏡 (試験マス) への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-14}$ N/Hz <sup>1/2</sup>	同上
干渉計基線長	30 cm	衛星内に収まる範囲で, 十分な長さ
<b>地球重力場観測</b>		
レーザーセンサ感度	$\leq 1 \times 10^{-13}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	1 Hz での値, 地球重力場観測
軌道位置決定精度	1 mm	地球重力場観測精度
観測期間	$\geq 3$ month	十分な観測データの蓄積
<b>レーザー光源</b>		
出力	$\geq 25$ mW	干渉計散乱雑音からの要請
波長	1030 nm	安定な光源の実現性
周波数安定度	$\leq 0.5$ Hz/Hz <sup>1/2</sup>	干渉計の変位感度要求より
強度安定度	$\leq 1 \times 10^{-6}$ /Hz <sup>1/2</sup>	同上
<b>干渉計部環境</b>		
温度変動	$\leq 1$ mK/Hz <sup>1/2</sup>	熱輻射雑音, 熱変形による外力
真空度	$\leq 10^{-6}$ Pa	残留気体分子の衝突雑音
磁場変動	$\leq 1 \times 10^{-7}$ T/Hz <sup>1/2</sup>	磁力による試験マスへの外力
磁場勾配	$\leq 3 \times 10^{-6}$ T/m	同上
<b>試験マスモジュール</b>		
ローカルセンサ感度	$\leq 1 \times 10^{-10}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	要求ドラッグフリー精度の実現
アクチュエータ雑音	$\leq 1 \times 10^{-15}$ N/Hz <sup>1/2</sup>	試験マス外乱要求より
アクチュエータレンジ	$\geq 100$ $\mu$ N	外乱の抑圧制御
衛星-試験マスのカップリング	$\leq 1 \times 10^{-6}$ /s <sup>2</sup>	衛星変動による雑音
ローンチ・ロック力	$\geq 300$ N	打上げ時振動からの保護
<b>ドラッグフリー制御</b>		
制御ゲイン	$\geq 40$ (0.1 Hz)	太陽輻射圧変動以下への衛星制御
<b>スラスタ</b>		
推力	0 – 100 $\mu$ N (連続可変)	太陽輻射圧, 大気抵抗の打ち消し
スラスタ雑音	$\leq 100$ $\mu$ N/Hz <sup>1/2</sup>	太陽輻射圧変動以下への衛星制御
応答速度	$\geq 10$ Hz	ドラッグフリー制御帯域の確保
総インパルス	$\geq 10^4$ N·s	半年以上の連続観測
<b>衛星</b>		
並進変動	$1 \times 10^{-9}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	試験マスへの外力雑音を抑えるため
姿勢変動	$3 \times 10^{-9}$ rad/Hz <sup>1/2</sup>	同上
衛星-試験マス 相対 RMS 変動	$\leq 0.1$ mm	センサの線形範囲に収まること
姿勢の DC-低周波数変動	1.2 deg	同上, (地球指向姿勢)
衛星重量非対称性	6 kg/m	重力勾配による試験マスカップリング
<b>観測・データ取得・ダウンリンク</b>		
寿命	$\geq 6$ month	軌道上試験, 観測データの蓄積
連続観測時間	$\geq 100$ min	重力波探査のデータ解析からの要請
サンプリング周波数	$\geq 10$ Hz	重力波信号の記録に十分な速度
観測データレート	800 kbps	観測信号・モニタ信号の総計
ダウンリンクレート	2 Mbps	
データ記録容量	2 GByte	1 日分のデータ保持 (1/5 に圧縮)
<b>衛星軌道</b>		
軌道高度	500 km	大気抵抗, 打ち上げ能力の範囲で最大
軌道投入精度	$\pm 10$ km	ロケットの投入精度
軌道離心率	$\leq 1.4 \times 10^{-3}$	地球重力場による加速度雑音

(スペクトル値では 0.1 Hz での値を示す.)

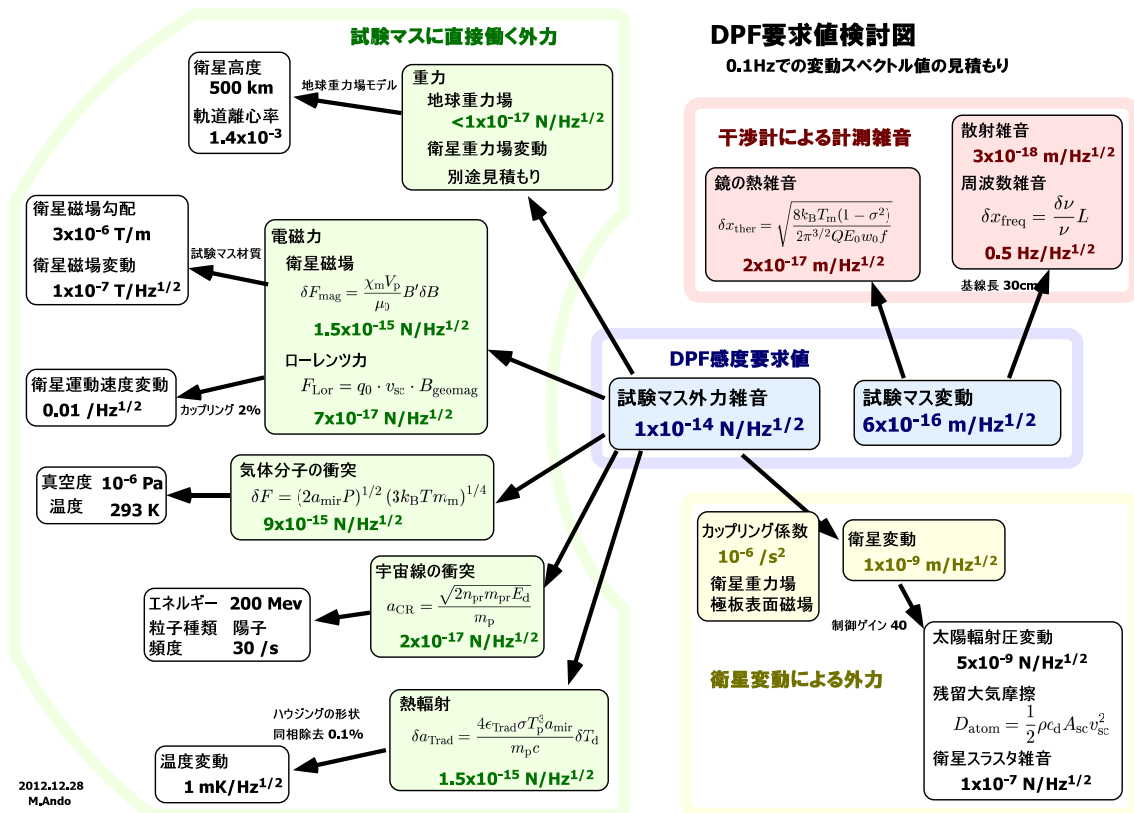


図 2: DPF 雑音源の評価と要求値検討. 変位雑音や力の雑音という DPF の感度に直結する要求値 (青枠内) を, 各サブコンポーネントに対する要請に分割したものの。

試験マス付近の磁場勾配によって試験マスが磁化し, それが磁場変動がカップルすることによって生じる雑音である. これを避けるためには, 試験マスの材質として磁化率の低いものを用いること, 磁場の勾配と変動を抑えることが要求される。

衛星システムに対する要求は, 主に試験マスに対する外力雑音に対する要請から規定されており, 衛星変動, 衛星内磁場, 温度安定度に対する要求が主なものとなる. 試験マスは衛星内に非接触で保持されているが, 磁場・重力のカップリングによって衛星変動の影響を受ける可能性がある (図 2 右下部). DPF の設計においては, 地上実験などによって測定された値から安全係数を考慮し, このカップリング係数として  $10^{-6} \text{ s}^{-2}$  という値を用いている<sup>1</sup>. このカップリング係数を基に, 0.1 Hz での衛星変動に対する要求値が与えられ,  $10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$  という値になる. これは, 地下トンネルなど地球上の最も静かな場所での地面振動レベルに相当する量である. この要求値を達成するために DPF では, 搭載機器の機械変動を抑えるとともに, ドラッグフリー制御によって衛星変動を抑えることが必要となる. ドラッグフリーに対する要求値は, 上記の衛星変動要求値を達成するため, スラスト雑音  $\leq 0.1 \mu\text{Hz/Hz}^{1/2}$ , 制御ゲイン 40 以上という値が求められている. 衛星の姿勢変動に関しては, 干渉計モジュールの光軸中心と衛星の重心とのずれによる回転-並進カップリングを考慮して与えられる. この重心のずれを干渉計基線長である 0.3 m 程度とし, 衛星姿勢変動

<sup>1</sup>質量のアンバランスによる重力的なカップリングはそれより 2 桁程度小さい

に対する要求として  $3 \times 10^{-9} \text{ rad/Hz}^{1/2}$  という値を与えている。

### 1.3 主たる運用要求（姿勢，軌道，データ通信等）

上記の 0.1 Hz 変動に対する要求値に加えて，ミッション部が長時間安定に動作するための運用要求もある。

低周波数帯での衛星の並進・姿勢変動については，試験マスの変動を非接触で測定し，その位置制御を行うための静電型センサ・アクチュエータの線形動作範囲に保つことが最も厳しい要求となる。このことから，衛星と試験マスとの相対位置変動は RMS 値で 0.1 mm 以下に収められていることが求められる<sup>2</sup>。角度変動についても，0.1 Hz 変動に対する要求値と同様に 0.3 m の重心ずれを仮定して要求値が与えられ，0.3 mrad の相対角度変動以下となる。一方，絶対的な角度誤差は，地球重力場観測の際のキャリブレーション誤差として問題になり得る。このことから，地球鉛直方向に対して 1.2 度以下の姿勢変動に抑えられていることが要求される。

軌道投入精度に対する要求は，試験マスモジュールに搭載されるアクチュエータのレンジによって制限される。地球周回時にアクチュエータレンジを超えない外力変動量に抑えることが重要である。その一方，地球重力場の  $J_2$  項の影響よりも小さくする必要は無いことや，打ち上げロケットの軌道投入精度の実現性を考慮して，離心率  $1.4 \times 10^{-3}$  という要求値を設定している。軌道高度は 500 km を想定している。これは，地球重力場観測のためには低高度が良い一方で，ドラッグフリー制御の実現のためには大気密度が低い高高度が望ましい，というトレードオフ検討から決められている。高度は軌道投入後に正確に測定されていることが重要である。その誤差要求は打ち上げロケット性能を踏まえ， $\pm 10 \text{ km}$  としている。

観測は，干渉計モジュールなどの搭載機器を動作させた状態で，連続的な時系列データ取得を行うことで実現される。重力波観測周波数は 0.1 Hz であり，それよりも十分に早いサンプリングレートが必要とされること，非常雑音除去のために機器のモニタ信号も同時に記録することが必要なこと，から 800 kbps のデータレートを想定している。これは，9 GByte/day の観測データ量に相当する。この観測データは，信号処理によって 600 MByte/day 程度のデータ量に圧縮され，衛星バス内のデータレコーダに記録される。

### 1.4 標準バスを適用する上で認識されている懸念，問題点

DPF では，衛星の振動環境に十分な配慮をした設計を行う必要がある。また，ドラッグフリー制御を行うため，バス部とミッション部を含めた衛星全体での質量バランス・構造検討を行う必要がある。これらについては，ホイール等の機械振動をもつ機器は搭載しないこと，バス部も含めたシステム検討を進めることなどで成立性が見通しが立てられている。その一方で，標準バスを使用するという制約から，衛星形状は大気ドラッグや太陽輻射圧に対して最適とは言えないものになっており，バス部を標準構成から変更することによるコスト増の影響を含めたトレードオフ検討を進める必要がある。

<sup>2</sup>これは，ドラッグフリー制御および試験マス位置制御を含めた残留変動量である。

## 2 バス部

### 2.1 標準バスとシステム要求仕様との適合性

#### 2.1.1 機能概要

DPF では、衛星バス部として、小型科学衛星標準バスを使用する。バス部形状やデータ処理・通信・電源・熱・放射線耐性は標準構成に沿った仕様とする。姿勢制御に関しては、衛星振動の低減のため、リアクション・ホイールを非搭載とする。ドラッグフリー制御の実現、初期軌道投入、受動姿勢安定、セーフホールドを考慮し、片翼 2 枚の太陽電池パドルの取り付け方法の変更、バス部スラストモジュールの搭載といった構成変更がなされている。

#### 2.1.2 衛星コンフィギュレーション

衛星の軌道上コンフィギュレーションを図 1 に示す。太陽輻射圧に対する受動姿勢安定のために太陽電池パドルは 22 度傾斜する形で展開される。また、ミッション部にはフィン構造が取り付けられ、大気ドラッグに対する受動的な姿勢安定化がはかられている。

#### 2.1.3 衛星質量、質量特性

現在の見積もりでは、衛星全体でウェット質量 453 kg (ドライ質量 438 kg) と見込んでいる。このうち、ミッション部は 223 kg, 衛星バス部 230 kg である。衛星重心は、主観測装置である干渉計モジュールの光軸中心と一致していることが望ましい。ただ、バス部の質量の方が大きいことから、重心位置調整の自由度は大きくは無く、z 軸方向でバス部からミッション部へ 10 cm 入った箇所と規定している。ドラッグフリー制御の詳細設計や重力カップルによる雑音の評価のために搭載機器の質量バランスに配慮する必要があるが、詳細は検討中である。

#### 2.1.4 軌道要求

DPF は、高度 500 km の太陽同期円軌道に投入される。地球重力場の観測を行うため、地球に対して同じ向きを向く地球指向姿勢をとる。また、安定な温度環境実現と電力供給のため、日照-日陰境界を周回する軌道を通り、衛星の同一面を常に太陽方向に向ける姿勢をとる。軌道周回時の地球重力場変動の影響を避けるために、軌道離心率は、ロケットの軌道投入精度の範囲で極力小さくなるようにする。ミッション部の干渉計を構成する 2 つの試験マスはできるだけその相対距離が変わらない軌道上を運動している事が望ましい。そこで、DPF では、2 つの試験マスを結ぶ干渉計の光軸が、軌道面内で、地球鉛直方向になる方向をとるような軌道運動設計になっている。

軌道投入精度に対する要求は、試験マスモジュールに搭載されるアクチュエータのレンジによって制限される。DPF にとって地球重力場は観測量であり、地球周回時の変動から地球重力場の分布を求める。その一方、干渉計の基線長を一定に保つために、その変動量は試験マスにフィードバックされる。地球周回時にアクチュエータレンジを超えない外力変動量に抑えることが重要である。アクチュエータのダイナミックレンジ(最大レンジと雑音レベルの比)に対する要求は通常の電気回路で達成できる程度を想定しても、衛星軌道はできる限

り円軌道であることが望ましい。その一方、地球重力場の  $J_2$  項の影響よりも小さくする必要は無いことや、打ち上げロケットの軌道投入精度の実現性を考慮して、離心率  $1.4 \times 10^{-3}$  という要求値を設定している。軌道高度は 500 km を想定している。これは、地球重力場観測のためには低高度が良い一方で、ドラッグフリー制御の実現のためには大気密度が低い高高度が望ましい、というトレードオフ検討から決められている。高度は軌道投入後に正確に測定されていることが重要である。その誤差要求は打ち上げロケット性能を踏まえ、 $\pm 10$  km としている。

#### 2.1.5 機器構成（標準機器構成への追加，削除）

DPF は、微小な変動が問題となるため、振動・温度・磁場などについて高い安定度が要求される。特に、衛星自身が発生する振動は問題となり得る。その対策として、標準バス構成を以下のように変更する。(1) 姿勢制御のためのモメンタム・ホイールを非搭載とし、重力傾度安定によって姿勢安定度を保つ設計に変更する。(2) 衛星姿勢検出用のリングレーザー・ジャイロは機械的振動部を持つため、これを振動部を持たない光ファイバージャイロに変更する。(3) 初期軌道投入とセーフ・ホールド時には、バス部搭載のスラスタを用いた衛星姿勢制御を使用することとする。以上により、ミッション運用時には機械的振動を発生する機器はほとんど排除される。

また、地球重力場観測では、試験マスと衛星構体の相対変動をセンサによって観測する。それに加えて、衛星自身の変動を観測し、補正を加えるため、バス部に小型 GPS レシーバを搭載する。

#### 2.1.6 熱制御要求

バス構体は、 $950 \times 950 \times 1100$  mm の本体に両翼各 2 枚の太陽電池パドルが取り付けられた構成をとる。この上面にミッション部が取り付けられることになる。DPF では、常に +X 面を太陽方向に向ける軌道・衛星姿勢をとる。主放熱面を  $\pm Y$  面（太陽電池パドル取付面）、補助放熱面を -X 面とし、受動型素子で熱制御を実施する。バス部とミッション部は断熱し、ミッション部は独立熱制御とする。ただし、+Y 方向地球指向姿勢での熱設計の成立性は新規であり、確認の必要がある。また、ドラッグフリーに伴う放熱妨害の可能性も検討する必要がある。

#### 2.1.7 姿勢制御性能

運用時の衛星姿勢は、主にミッション部搭載のセンサとスラスタを用いて行う。

#### 2.1.8 視野要求

DPF では、重力を観測対象としており、観測のための開口部は必要としない。スラスタ噴射口とベント穴程度のわずかな開口は必要とする。



表 3: DPF 観測データ発生レート.

項目	データレート	備考
機器発生データ		
重力波観測信号	512 kbps	1 kHz, 16 bit, 32 ch
地球重力場観測信号	65 kbps	32 Hz, 16 bit, 128 ch
衛星環境モニタ信号	65 kbps	32 Hz, 16 bit, 128 ch
衛星ハウスキーピング	2 kbps	1 Hz, 16 bit, 128 ch
ヘッダ・フッタ, マージン	156 kbps	全レートの 20%
合計	800 kbps	

### 2.1.9 電力要求

消費電力としては、観測運用時には、ミッション部 150 W, バス部 220 W, 合計 370 W と見積もられている。太陽電池パドルを傾斜させた影響で、総発生電力は多少低下し、820 W と見積もられており、電力マージンはある。ただし、現時点では、ヒーター電力の見積もりが含まれていないこと、スラスタ等のミッション部搭載機器の消費電力を再検討する必要があることから、再検討が必要である。

#### 2.1.10 通信系要求

通信系としては、標準バスの仕様の通り、2 Mbps のダウンリンクレートを要求値とする。

#### 2.1.11 データ処理機能・性能要求

データ処理機能としては、標準バスの仕様の通り、SpaceWire ベースの信号処理システムと 2 GByte のデータレコーダを搭載することを要求する。

観測は、干渉計モジュールなどの搭載機器を動作させた状態で、連続的な時系列データ取得を行うことで実現される。重力波観測周波数は 0.1 Hz であり、それよりも十分に早いサンプリングレートが必要とされること、非定常雑音除去のために機器のモニタ信号も同時に記録することが必要なこと、から 800 kbps のデータレートを想定している。これは、9 GByte/day の観測データ量に相当する。この観測データは、信号処理によって 600 MByte/day 程度のデータ量に圧縮され、衛星バス内のデータレコーダに記録される。2 GByte のデータレコーダでは、約 3 日分のデータの蓄積が可能であることに相当する。地上への転送では、ダウンリンクレート 2 Mbps, 12 分可視 × 4 パス, 有効データ率 85% と仮定している。

#### 2.1.12 推進系要求

軌道投入後の初期姿勢捕捉とセーフホールドのためにバス部に推力 1 N のコールドガスジェットスラスタ (リアクションコントロールシステム, RCS) を搭載する。初期姿勢捕捉とセーフホールドで計 10 回の姿勢捕捉シーケンスを想定した場合、搭載推薬量は 3.3 kg と見積もられている。

### 2.1.13 部品の品質保証レベル要求

部品の品質保証レベル要求については、今後の検討課題であるが、現状では、バス部は標準構成に準じたもの、ミッション部は重要性和入手性を考慮して要求を緩和する事も認める方針とする。DPFは、重力波・地球重力場の観測と、コンポーネントの宇宙実証という複数の目的を持っている。各目標に必要なとされる機器や性能要求は異なり、それぞれ独立に運用を行うことも可能である。これによって、一部の観測・実験機器の故障によってミッション全体が失われるリスクを抑えている。このことから、観測・実験機器は、基本的に単系とし、部分的な民生部品の使用も認める方針である。その中で、重要度・致命度に応じて、リソースの範囲内で極力信頼性の向上を図る。民生部品の使用に際しては、衛星寿命が1年であることから、放射線耐性についての要求は緩和するとともに、故障が他の機器に波及しないように配慮した設計を行う。一方、ミッション部に搭載される信号処理系・電源系・熱制御系に関しては、単一の故障がミッション全体の成否に関わることから、他のミッションのために十分試験評価が行われた構成や実績のある構成を基本とし、標準バス部に準じた冗長性・信頼性を確保する方針をとる。

DPFミッション目標の1つであるドラッグフリー制御では、衛星全体の姿勢をミッション部に搭載された制御システムとスラスタで制御することになる。DPFは、受動的な姿勢安定構成になっているため、姿勢の回復が不能になる可能性は高くないと想定される。ただ、これらの故障・誤動作によって衛星姿勢が乱れた場合には、衛星全体が失われることを避けるため、標準バス部に搭載された慣性センサとスラスタによってフェイル・セーフ動作を行う。また、ミッションスラスタは、衛星6自由度の制御に対して10台を搭載することになっており、部分的な故障であってもドラッグフリー制御が破綻しないよう冗長構成になっている。

### 2.1.14 EMC 要求

EMC 要求については、現在は規定していない。今後の検討課題である。

### 2.1.15 耐放射線環境特性

放射線耐性への要求値は、3年におけるトータルドーズ量として100kradとしている。

### 2.1.16 軌道上寿命

地球重力場の季節変動データの蓄積や重力波検出の可能性増大のためにはできる限り長期間の観測を行うことが望ましい。その一方、設計コスト・運用コストとの兼ね合いを考慮する必要がある。夏冬の変動の確認など、最低限の科学的目標を果たすことをフルサクセスとし、小型科学衛星シリーズのノミナル運用期間である1年を設計寿命とする。

### 2.1.17 その他の要求

## 2.2 標準インターフェースとインターフェース要求との適合性

標準インターフェース要求との適合性を表4にまとめる。

表 4: ミッションペイロードインターフェース仕様.

項目	DPF	インターフェース要求値	備考
<b>構造特性</b>			
質量	220 kg	200 kg 以下	
質量中心位置	≤ 1 mm	取り付け面内 15 mm 以下	
	354 mm	機軸方向 650 mm 以下	
剛性	90 Hz*	機軸直交方向 30 Hz	
	65 Hz*	機軸方向 50 Hz	
アクセス性	○	衛星 ±X 面からのみ	SAP と干渉するため
許容包絡域	○	打ち上げ状態での包絡域を規定	
取り付け	○	標準バス上面 (+Z 面) パネル外周部	
視野特性	-	主に SAP により制限	DPF では必要なし
<b>機械環境条件</b>			
準静的加速度荷重	○	機軸方向 235.4 m/s <sup>2</sup> (±24.0 G) 機軸直交方向 117.7 m/s <sup>2</sup> (±12.0 G)	各ミッション機器は要試験
ランダム振動環境	要試験	各軸 152.4 m/s <sup>2</sup> rms, 45 秒間	スペクトル規定あり
音響環境	要試験	148.9 dB, 45 秒間	スペクトル規定あり
低周波衝撃環境	要試験	機軸方向 147.1 m/s <sup>2</sup> (+15 G) 機軸直交方向 73.5 m/s <sup>2</sup> (±7.5 G)	試験回数 各方向 2 回 10 msec 半正弦波
パイロ衝撃環境	要試験	100-800 Hz +8 dB/oct 800-4000 Hz 9807 m/s <sup>2</sup> <sub>SRS</sub> , Q=10	試験回数 各方向 2 回
<b>電気インターフェース</b>			
ケーブル接続	○	側面にミッションプラグソケット	
電源供給	150 W	標準構成で 300 W, DBMA25S 1ヶ 電圧 31-47 V	HOT-RTN 各 10 本 出力リップル ≤ 500 mV <sub>pp</sub>
データ I/O	○	SpW 通信, DBMA9S 1ヶ 動作レート 100 Mbps RMAP パケット, CCDS形式 定期的なテレメトリ収集, システムデータ配信	
<b>熱インターフェース</b>			
熱結合	○	許容熱交換量 20 W	DPF では断熱仕様で検討
温度計測	検討中	DCMA37S コネクタ 1ヶ 2 kΩ 白金抵抗体センサ, 標準 14 本	
熱制御	必要	ヒータ供給, DEMA9S 1ヶ 32-47 V, 最大 4 ch, 1A/ch	サバイバルヒータに使用
<b>加工品点火インターフェース</b>			
点火コネクタ	-	DEMA9S コネクタ 1ヶ	DPF では必要なし

注 \*: フィン構造を含まない場合の解析結果.

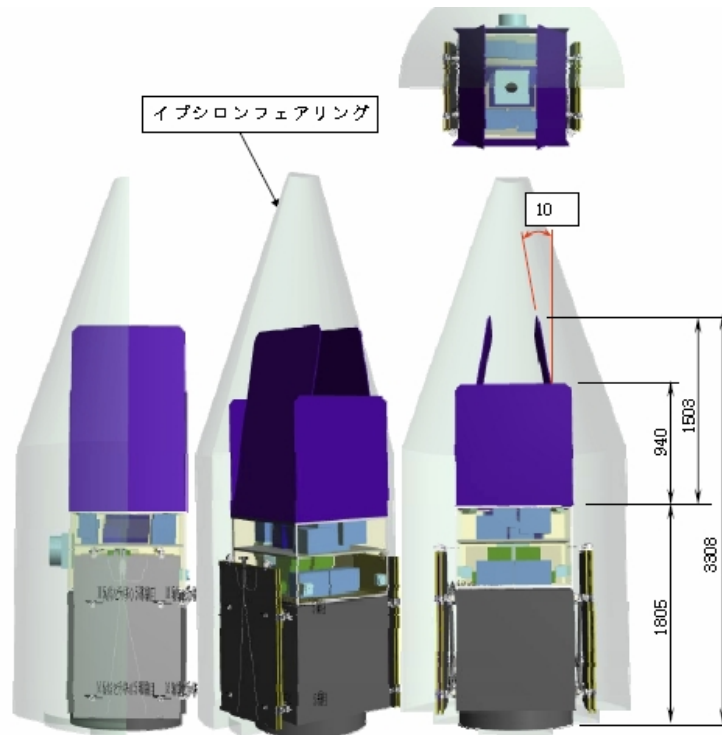


図 3: DPF 打ち上げ時コンフィギュレーション (開示制限情報).

### 2.2.1 機械インターフェース

質量要求については現在詳細見積もりを進めている途中であるが、質量特性要求、剛性要求は、ほぼ満たされている。打ち上げ時包絡域に関しては、図3に示す通り満たされている。機械環境条件に関しては、有限要素法解析では満たされていることが確認されているが、今後、エンジニアリングモデル等を用いた環境試験を行うことが必要である。

### 2.2.2 電気インターフェース

電気インターフェースに関して、電力要求、SpaceWire データインターフェースには適合している。温度制御のための温度計測、ヒータ供給に関しては、今後の検討課題である。

### 2.2.3 熱インターフェース

ミッション部はバス部から熱的に切り離され、独立熱制御される。これにより、取り付け面での熱交換量は 20 W 以下に抑えられる。

### 2.2.4 火工品点火コマンドインターフェース

軌道投入後のフィン構造展開機構は現在検討中であり、決定はされていない。この展開に加工品を用いる可能性がある。

DPF 機器構成	略号	台数	単体質量 (g/1kg)	合計質量 (kg)
<b>ミッション側</b>				
<b>ミッション機 (1階層)</b>				
干渉計モジュール		1	30.00	30.00
干渉計制御モジュール		1	5.00	5.00
ハウジング制御モジュール		1	5.00	5.00
レーザセンサ制御モジュール		1	5.00	5.00
<b>70.00</b>				
<b>ミッション機 (2階層)</b>				
安定化レーザ光源モジュール		1	15.00	15.00
電源 制御モジュール		1	5.00	5.00
電源 監視モジュール		1	5.00	5.00
ドラッグフリー - スラスター制御モジュール		1	5.00	5.00
スラスターヘッド - 制御モジュール (大2,小8)		1	40.00	40.00
<b>ミッション機体系</b>				
ミッション機体	M-STR	1	36.57	36.57
ミッション制御機	M-INT	1	5.00	5.00
ミッション電源機	M-EINT	1	5.00	5.00
ミッション制御機	M-MINT	1	0.00	0.00
ミッション部フィン	M-FIN±X	2	3.27	6.54
ミッション部フィン	M-FIN±Y	2	4.43	8.87
バランスウェイト		1	46.22	46.22
<b>バスシステム</b>				
<b>衛星マネジメント系</b>				
システムマネジメントユニット	SMU	1	2.00	2.00
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	2.14	2.14
スペースワイヤルタ	SWR1, SWR2	2	1.72	3.44
データレコーダ	DR	1	2.05	2.05
<b>通信系</b>				
Sバンドアンテナ (±2方向)	S-ANT1, S-ANT2	2	0.18	0.35
Sバンドアンテナ (±2方向)	S-ANT3	1	0.18	0.18
Sバンドアイソレータ	S-DIP1, S-DIP2	2	0.41	0.82
Sバンドスイッチ	S-SW	1	0.10	0.10
Sバンドハイブリッド	S-HVB	1	0.05	0.05
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A, S-TRP-B	2	3.35	6.70

機器系	部品	台数	単体質量 (g/1kg)	合計質量 (kg)
<b>電源系</b>				
太陽電池パドル	SAP1, SAP2 (各1台)	1	31.10	31.10
	(セパ部)		f	-
	(TEM)		f	-
パドル駆動モータ	SADM1, SADM2	0	0.00	0.00
電力制御機	PCS	1	5.00	5.00
アイソレータレギュレータ	APR	1	4.00	4.00
SAPプロキシングダイオード	SBD1, SBD2	2	0.40	0.80
バッテリー (50Ah)	BAT (BAT-L)	1	25.70	25.70
	(BAT-U)	1	f	-
<b>姿勢制御機系</b>				
姿勢制御機	AOCP-A, AOCP-B	2	2.00	4.00
リアクションホイールアセンブリ	RWA1, RWA2, RWA3, RWA4	0	0.00	0.00
磁歪センサ	MTQ-X, MTQ-Y, MTQ-Z	0	0.30	0.00
慣性センサ	STT	1	3.28	3.28
電圧基準電圧	FOG (R0)	3	0.15	0.45
温度センサ	CSAS1, CSAS2	2	0.04	0.08
サンプレゼンセンサ	SPSH1, SPSH2	0	-	-
温度センサ	SPS	0	0.00	0.00
AOCSインタフェースモジュールMTQ2/40M	ACMD2	0	0.00	0.00
AOCSインタフェースモジュールRWA制御系	ACRWH	0	0.00	0.00
AOCSインタフェースモジュールSTTS/ODERN	ACSTD	1	1.48	1.48
AOCSインタフェースモジュールSADM/MTS	ACSDN	0	0.00	0.00
AOCSインタフェースモジュールAnalog/MTS	ACANM	1	2.13	2.13
AOCSインタフェースモジュールIRUM/PC	ACIRJ	1	2.80	2.80
AOCSインタフェースモジュールVDRV/IA	ACVDI	1	2.50	2.50
<b>構造系</b>				
構造系	RCS	1	14.2	14.20
注排弁モジュール	PFV, PFU		f	f
バルブモジュール	LAV, FLT, PPE		f	f
推進タンク	TKK		f	f
配管	PIPE		f	f
配管ブラケット	-		f	f
インタフェースコネクタブラケット	-		f	f
MNスラスターモジュール	MN TGM	4	f	f
<b>機体</b>				
機体		1	15.00	15.00
<b>電気計測</b>				
ハーネスおよび中間コネクタブラケット	HBN	1	26.00	26.00
<b>制御系</b>				
電源 制御機	PCS	1	4.50	4.50
電源 監視機	TE-INT	1	10.00	10.00
<b>構造系</b>				
機体	STR	1	50.11	50.11
機械計測 (バランスウェイト含まず)	M-INT	1	9.58	9.58
機械計測 (バランスウェイト)		1	0.00	0.00
<b>ミッション部合計</b>				
		1	223.20	223.20
<b>バス部合計 (DRY)</b>				
		1	215.31	215.31
<b>機体</b>				
		1	15.00	15.00
<b>バス部合計 (WET)</b>				
		1	230.31	230.31
<b>合計 (DRY)</b>				
		1	438.51	438.51
<b>合計 (WET)</b>				
		1	453.51	453.51

図 4: DPF 質量見積もり (開示制限情報).

## 2.3 標準バスシステム要求仕様を満たす衛星バスでは、ミッション側の要求を満たせない場合の対応方針

### 2.3.1 衛星バスの標準仕様からの変更要求と、変更方針の詳述

第 2.1.1 節および、第 2.1.5 節参照のこと。

### 2.3.2 上記標準バスの変更のためのバス部コスト評価、積算詳細 (含む積算根拠)

現在、コスト評価も含めた検討をメーカーへ依頼中であり、今年度で詳細情報が得られる見通しである。

DPF衛星 (2012.03.23)	略号	台数	消費電力[W]	モード別消費電力[W]				備考
				観測		観測+伝送(地上)		
				日照	日陰	日照	日陰	
<b>ミッション</b>								
<b>ミッション機装</b>								
干渉計モジュール		1	3.0	3.0	3.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
干渉計制御モジュール		1	4.0	4.0	4.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
ハウジング制御モジュール		1	10.0	10.0	10.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
レーザセンサ制御モジュール		1	8.0	8.0	8.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
安定化レーザ光源モジュール		1	23.0	23.0	23.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
電源・制御モジュール		1	10.0	10.0	10.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
信号処理モジュール		1	12.0	12.0	12.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
ドラッグフリー・スラスタ制御モジュール		1	5.0	5.0	5.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
スラスタ電力		1	20.0	20.0	20.0		2012/01/20付け 衛星先モジュール情報	
(予備)		1	53.0	53.0	53.0		ミッション合計が150Wとなるように調整	
<b>システム</b>								
<b>衛星マネージメント系</b>								
SBC								
システムマネージメントユニット	SMU	1	12.8	12.8	12.8		SFRINT-ループ	
データレコーダ	DR	1	13.9	13.9	13.9		SFRINT-ループ	
テレメトリ・コマンド・インタフェースモジュール	TCIM	1	14.0	14.0	14.0		SFRINT-ループ	
スペースワイヤルータ	SMR	1	5.1	5.1	5.1		SFRINT-ループ	
<b>通信系</b>								
RF								
S/コントランスポンダ	S-TBP	1	13.0(機機)/30.4	13.0	30.4		SFRINT-ループ	
<b>電源系</b>								
EPS								
電力制御器	PCU	1	10.0	10.0	10.0		SFRINT-ループ	
アレイパワーレギュレータ	APR	1	1.3(日照時のみ)	1.3	0.0	0.0	SFRINT-ループ	
<b>姿勢制御系</b>								
AOCS								
姿勢軌道計算機	AOCPC	1	12.8	12.8	12.8		SFRINT-ループ	
姿勢制御コンピュータ	GCAL	0					機体バースでは4台 280W(一定回転時)	
慣性センサ	IMU	0					機体バースでは3台 平均で8W	
慣性基準装置	SIT	1	7.2	7.2	7.2		SFRINT-ループ	
AOCSインテグレーションモジュールFWA	ACRWH	0					*AOCS搭載品(JAE製)	
AOCSインテグレーションモジュールMFD	ACMDG	0					*機体バースでは20W程度(MFC製TDG)	
AOCSインテグレーションモジュールRCS	ACVDI	1	11.0	11.0	11.0		ASHARO-バース(STBYモード)	
AOCSインテグレーションモジュールSTT	ACSTS	1	7.0	7.0	7.0		SFRINT-ループ	
AOCSインテグレーションモジュールAnalog	ACANR	1	10.0	10.0	10.0		SFRINT-ループ	
AOCSインテグレーションモジュールRU	ACIRJ	1	20.0	20.0	20.0		SFRINT-ループです。SWTCがF0Gへの二次電源供給機能追加で計20Wと仮定	
<b>熱制御系</b>								
TCS								
ヒータ制御装置	HCE	1	10.5	10.5	10.5		SFRINT-ループ	
ヒータ		1式	50.0	50.0	50.0		システム 熱制御系実施のため詳細値は不明。本設計では衛星負荷電力の給電変化要因としてのパラメータ扱いとした。	
衛星負荷電力合計(シナリ)				355.4 W	353.9 W	372.8 W	371.3 W	
衛星負荷電力合計				355.4 W	353.9 W	372.8 W	371.3 W	
地上への電力伝送ロス				10.2 W	2.9 W	10.9 W	3.2 W	
APR交換ロス(日照負荷分)				30.9 W	0.0 W	32.4 W	0.0 W	
日照/日陰負荷				396.5 W	356.8 W	415.1 W	374.5 W	

図 5: DPF 電力見積もり (開示制限情報).

### 3 ミッション部

#### 3.1 ミッション部概要

DPF ミッション部のシステムブロック図を図6に示す。DPFのミッション部は、重力波・地球重力場の観測を行う干渉計部、干渉計に光を供給する安定化レーザー光源部、ドラッグフリー制御に用いるミッションスラスタ部、また、それらの機器と衛星バスの間を取り持つ信号処理部、電源・温度制御部で構成される。これらは、底面950mm平方、高さ900mmの直方体形のミッション構体内に収められる。ミッション構体内部は、2段になっており、上段に安定化レーザー光源、信号処理部、電源制御部が配置され、下段に干渉計・ハウジングが配置される。ミッションスラスタは、10台搭載し、ミッション構体の各頂点に2台ずつ配置される。各コンポーネントは、SpaceWireインターフェースを持つデジタルボードとアナ

ログ制御ボードを備えており、信号処理部と各コンポーネントは、SpaceWire 規格で結ばれる。ミッション部全体では、重量約 200 kg、消費電力約 150 W を見込む。

### 3.2 ミッション部システム要求

主なシステム要求は表 2 にまとめられている。

### 3.3 ミッション部システム構成

以下、DPF に搭載される観測装置である干渉計部、安定化レーザー光源部、ドラッグフリー制御部の各部分の概略を示す。

#### 干渉計

干渉計部は、鏡 (試験マス) を内蔵したハウジング 2 台と、それらの試験マスを用いて重力波観測を行うレーザー干渉計、試験マスと衛星構体の相対変動を測定することで地球重力場観測を行うレーザーセンサで構成されている。

ハウジングは、そのフレーム内部に鏡 (試験マス) を非接触保持する装置である。フレーム内面には、静電容量型のセンサ・アクチュエータを備え、試験マスとの相対変動の検出と制御ができる構成になっている。また、衛星打ち上げ時の振動から試験マスを保護するためのローンチ・ロック機構を備える。試験マスは、50 mm 立方、質量数 kg の金属製で、干渉計のための誘電体多層膜ミラーと、レーザーセンサのためのコーナーキューブが取り付けられている。

重力波検出器となるファブリ・ペロー干渉計は、2 台のハウジング内部にそれぞれ非接触保持された 2 枚の鏡 (試験マス) で構成される。この干渉計の基線長は 30 cm、フィネス<sup>3</sup>は 100 とする。干渉計に入射する光は、安定化レーザー光源部から光ファイバによって供給される。干渉計によって得られた基線長変化の信号は、鏡のハウジングに取り付けられたアクチュエータにフィードバックされ、その基線長を一定に保ち、干渉計を動作点に保つよう制御される。このフィードバック信号は、重力波に対する感度を持つ信号になる。地球重力場観測用のレーザー干渉計は、ハウジングの各面に取り付けられ、試験マスとフレームの相対変動を静電容量型センサより高感度で測定する。光源は半導体レーザーを用い、ハウジング部までは光ファイバで導入される。

安定な温度環境を保つため、干渉計・ハウジング部は、多重の熱シールドで覆われる。また、残留気体分子の衝突による外力雑音を抑えるため、シールド内は、 $10^{-6}$  Pa 以下の真空度に抑えられる。

#### 安定化レーザー光源

安定化レーザー光源部は重力波検出器に周波数・強度共に安定化されたレーザー光を供給する部分であり、波長 1030 nm のレーザー光を発生する光源部とその周波数・強度安定化システムで構成されている。

レーザー光源部は衛星搭載を考慮すると高効率 (低消費電力・低排熱)、機械的安定性 (耐衝撃性・長期的精度安定性)、長寿命、耐放射線性が必須であるが、それに加えて高い周波数安定度を達成するためには、無制御時の強度・周波数安定性と制御性 (制御の線形性・感

<sup>3</sup>ファブリ・ペロー共振器の共振の鋭さを表す値。干渉計共振器内での折り返し数に相当する。

度と制御帯域), そして周波数・強度が外乱(振動・温度変動)の影響を受けにくいことが要求される。これらの条件から, 光源としては, 波長 975 nm の半導体レーザーで励起したモノリシック型 Yb:YAG レーザー (NPRO, 発振波長 1030 nm) を使用する予定である。

レーザーの周波数安定化部には周波数基準と, その基準に対してレーザーの周波数を一致させる制御系の両方が必要となる。NPRO の無制御時の周波数雑音は 1Hz で  $10^4 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$  であり, 要求値である  $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$  を達成するためには 1Hz で 80dB 以上の制御利得が必要となる。この制御利得は 10 kHz 以下での制御帯域で充分得られる値であり, 受光系等の雑音を考慮しても NPRO で充分制御可能である。このため光源の到達周波数安定度は周波数基準の安定度で決定される。DPF では外乱に強く長期的な安定動作が求められることから, 沃素の飽和吸収を周波数基準として用いた周波数安定化システムを採用している。このシステムでは, 非線形結晶によって Yb:YAG レーザーの第二高調波 (515 nm) を発生させ, 沃素の飽和吸収分光によって光源の周波数変動を検出し, 安定化させる。周波数安定度限界は飽和吸収信号の SN で決まっており, これは共鳴線特有の自然幅で制限されている。515 nm 帯の沃素の吸収の自然幅は, 従来良く用いられている 532 nm 帯の吸収の自然幅より 1/4 以上細く, DPF の周波数安定度目標を達成できる見込みである。

#### ドラッグフリー制御

衛星のドラッグフリー制御は, 試験マスと衛星構体(ハウジングのフレーム)の相対変動信号を用いて, フェードバック制御することで実現される。この制御には, 主に静電型センサを用いる。衛星本体と 2 つの鏡それぞれの計 12 自由度の相対変動信号は, 適切な線形演算を経て, 鏡アクチュエータ, ミッションスラスタのそれぞれへフィードバックされる。

スラスタとしては, +X 方向からの太陽輻射圧, -Y 方向からの大気抵抗力等の外力を十分に抑圧するだけの最大推力と, 十分広いドラッグフリー制御帯域を実現するための応答速度, スラスタ自身の雑音が問題にならないだけの低雑音, 半年間の運用に耐えられるだけの総推力が要求される。また, 16 台を搭載するため, 小型・軽量であることも重要である。DPF では, 最大推力  $100 \mu\text{N}$ , 推力雑音  $0.1 \mu\text{N/Hz}^{1/2}$ , 応答速度 10 Hz 以上,  $10^4 \text{ N}\cdot\text{s}$  以上の総インパルスといった性能を持つ小型・低雑音の電気推進スラスタ<sup>4</sup>を用いる。

### 3.4 ミッション部システム仕様

主なシステム仕様は表 2 にまとめられている。信号処理部は DPF の各観測系とバスの間を取り持ち, これらの機器との通信は全て SpaceWire (SpW) 規格で行われる。電源制御部ではバスから供給される非安定入力を一定電圧に安定化して各観測系に分配する。

DPF ミッション部のデジタル信号処理は, SpaceCard と Universal SpaceWire Board で行う。DPF ミッション部の信号処理・通信・電源系の接続を図 7 に示す。以下, SpaceCard, Universal SpaceWire Board, 電源制御系 (PCU: Power Control Unit), 精密熱制御部に分けて説明する。

#### SpaceCard

SpaceCard (SpC) は, ミッション系全体の制御を地上からのコマンドに従って行い, また, ミッション観測装置で観測したデータを加工してバス側に転送する中央処理計算機である。放射線耐性を有する宇宙用 RISC プロセッサを搭載し, そのプログラムを保存してお

<sup>4</sup>詳細構成については TBD。



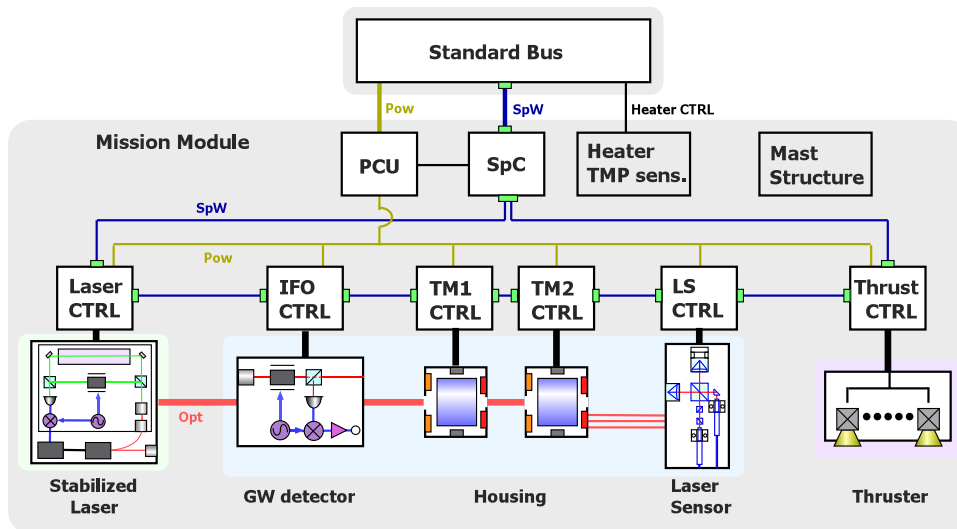


図 6: ミッション部システムブロック図.

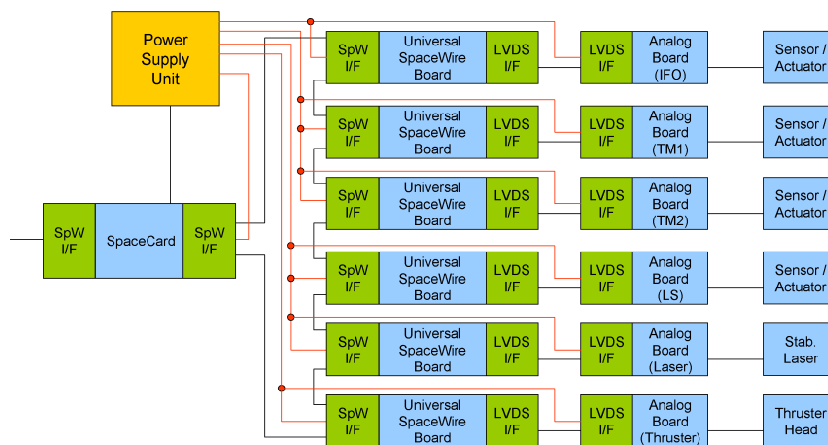


図 7: DPF ミッション部 接続図.

表 5: DPF ミッション部の通信・電源系の主な要求・仕様.

項目	要求・仕様
信号処理系	
取得信号の処理, パケット生成 コマンド解釈と機器制御 データのバッファリング	800 kbps (定常観測時)
通信系	
バス系との通信規格	SpaceWire (RMAP)
バス系との通信レート	2 Mbps
Analog Board との通信規格	LVDS
電源系	
入力電圧	非安定 50 V (31-47 V)
出力電圧	3.3 V, +5.0 V, ±15.0 V
付加機能	過電流保護, 出力 ON/OFF 制御

く EEPROM, プログラム実行用の SRAM, 一時データ保存用の SDRAM などから構成される。また, SpW 規格に準拠した IO ポートが 3 つあり, 1 つはバス系に, 残り 2 つはミッション系にそれぞれ接続される。電源制御部を制御するための入出力ポートをもち, 電源制御部を監視・制御することが可能である。なお, 3.3V 単一電源で動作する。プログラムは OS のうえで動作させる予定であるが, OS は現在選定中である。SpaceCard のブロック図を図 8 に示す<sup>5</sup>。

### Universal SpaceWire Board

Universal SpaceWire Board (USpWB) は, 各観測装置の制御と信号取得を行うデジタルボードであり, 取得した信号は各観測装置自身でフィードバック制御で使用されるほか, 他の観測装置への制御や地上への観測データ送信のために SpaceCard へ送信される。本モジュールは, SpaceCard との通信のために SpW ポートを 2 つ有し, 各観測装置との制御のための LVDS ポートを最大で 40 個持つ。SpW ポートを制御する FPGA と LVDS ポートを介して各観測系の制御および観測データ取得を行う FPGA の合計 2 つの FPGA を搭載し, 一時データ保存用の SDRAM を持つ。Universal SpaceWire Board のブロック図を図 9 に示す。

### 電源制御部 (PCU)

衛星バス側から供給される非安定直流電圧 (+31~47V) を DC-DC コンバータを用いて安定した直流電圧 +3.3V, +5.0V, ± 15V に変圧する機能を持つ。また, 各モジュールへの電圧出力に対して, 過電流保護機能と外部制御信号入力による ON/OFF 制御機能をもつ。ただし, 外部制御信号入力を生成するモジュールである SpaceCard への電源供給については, ON/OFF スイッチは持たず, 代わりに自動復帰回路を持つ。電源制御部がラッチアップなどにより過電流を検出した場合には, 自動的に該当する出力を OFF にしたまま待機し, 出力を ON にする制御信号が SpaceCard から来たときに電源供給を再開する。SEU やノイズなどにより特定機器の再起動が必要になった場合においては, SpaceCard が ON/OFF 制御信号を出力して, その機器の再起動を行う。電源制御部のブロック図を図 10 に示す<sup>6</sup>。

### 精密温度制御

<sup>5</sup>電源制御用の入出力ポート数は検討中である。

<sup>6</sup>出力ポート数は TBD。

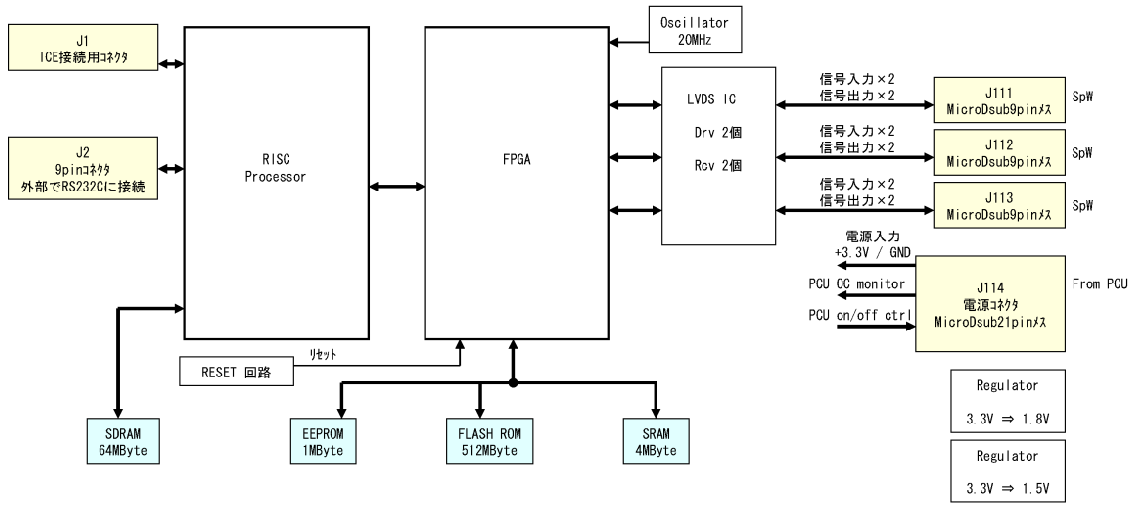


図 8: SpaceCard ブロック図.

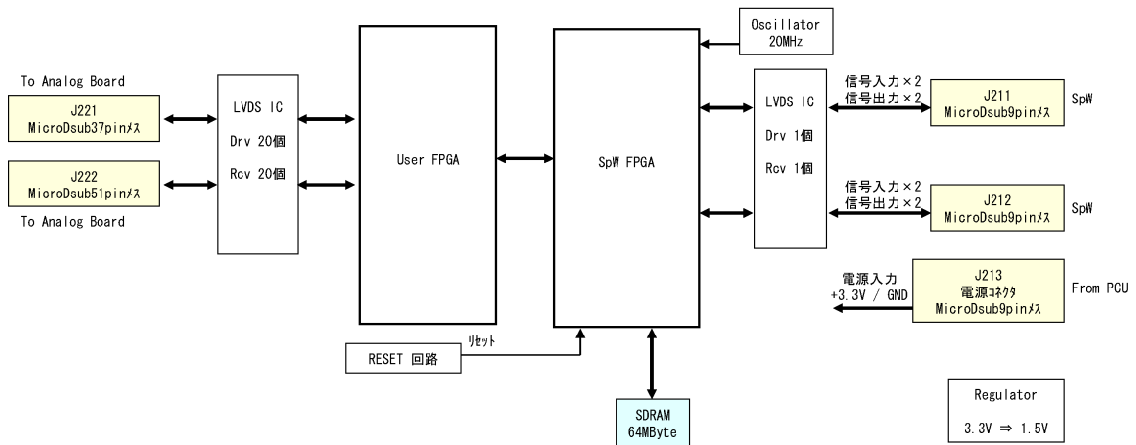


図 9: Universal SpaceWire Board ブロック図.

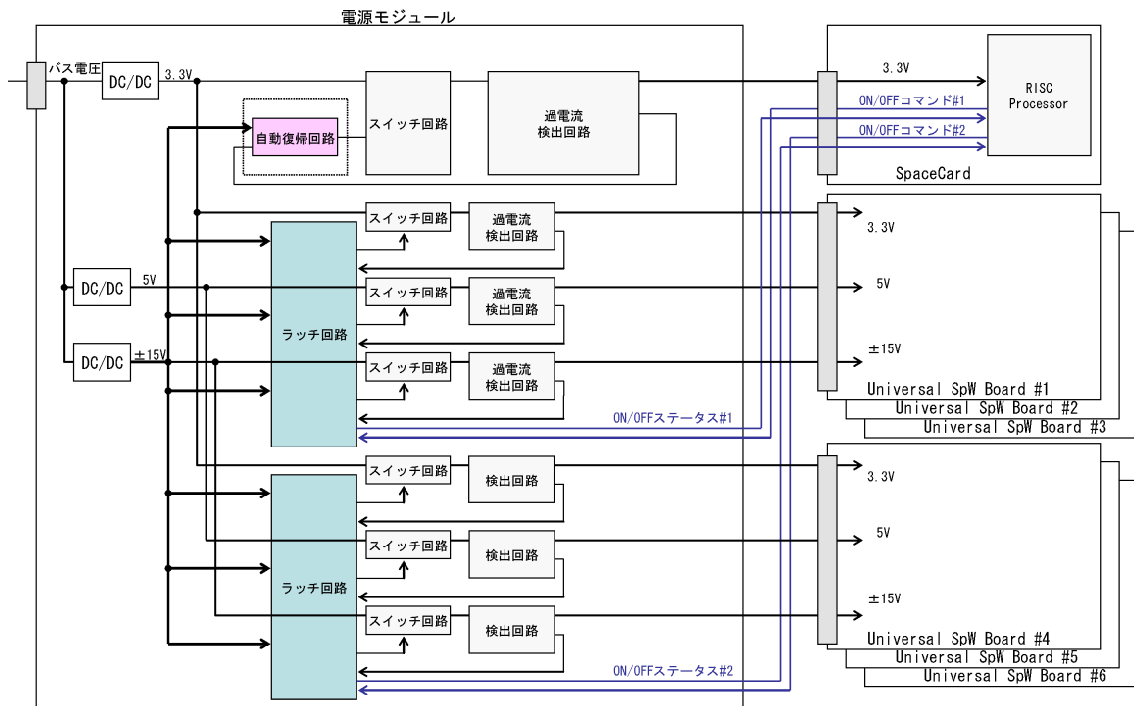


図 10: 電源系統。

バス部は、ミッション部に対して温度計測と熱制御のポートを供給している。この機能は、ミッション部の機器保護のために用いる。それに加えて、干渉計モジュール・安定化レーザーモジュールでは、性能の達成のため、1 mK の温度安定度が要求されており、その制御は、ミッション部で行う。現時点では、この温度制御部は、上記の電源制御部と同等の基板を使用する設計になっている。設定温度の変更や、必要制御点数によっては、温度制御モジュールを独立させ、SpW 通信によって制御する可能性、もしくは、各ミッションモジュール内で温度制御も行う可能性も念頭に置く。

### 3.5 ミッション部の主たるサブシステム仕様

干渉計部は、重力波と地球重力場の観測の中心となる装置である。これらの観測の基準となる試験マスは、ハウジング内に非接触保持される。DPF では、2つの試験マス・ハウジングを 30 cm の距離で配置することでファブリー・ペロー共振器を構成し、レーザー干渉計によって重力波観測を行う。また、試験マスと衛星（ハウジングフレーム）の相対変動をレーザーセンサによって測定することで、地球重力場の観測を行う。従って、ハウジング部では、観測対象となる重力以外の外力の影響を出来るだけ排除するように設計されている必要があり、重力波観測用のレーザー干渉計と地球重力場観測用のレーザーセンサは、十分な変位感度を持っている必要がある。上記の要求値を満たすために、干渉計・試験マスサブシステムの各コンポーネントに要求される仕様を表 6 にまとめる。

光源は重力波検出器の性能を決めるキーデバイスであり、DPF のように、1 本の光共振器しか持たない検出器の場合、光源の周波数安定度が感度限界を決定し、また光源が切れ

表 6: DPF 干渉計・ハウジング仕様

項目	細目	仕様	制約条件
重力波観測レーザー干渉計	鏡 Q ファクター	$10^6$	熱雑音の寄与
地球重力場観測レーザーセンサ	レーザーセンサ感度	$1 \times 10^{-13} \text{ m/Hz}^{1/2} @ 1 \text{ Hz}$ 以下	
	加速度検出誤差	$1 \times 10^{-11} \text{ m/s}^2$ 以下	地球重力場観測精度から
干渉計部環境条件	温度変動	$1 \text{ mK/Hz}^{1/2}$ 以下	熱輻射雑音, 熱変形による外力
	真空度	$10^{-6} \text{ Pa}$ 以下	残留気体分子の衝突雑音
	磁場変動	$1 \times 10^{-7} \text{ T/Hz}^{1/2}$ 以下	磁力による試験マスへの外力
	磁場勾配	$3 \times 10^{-6} \text{ T/m}$ 以下	同上
ハウジング	静電センサ感度	$1 \times 10^{-10} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下	要求ドラッグフリー精度の実現
	静電気アクチュエータ雑音	$1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ 以下	試験マス外乱要求より
	静電気アクチュエータレンジ	$100 \mu\text{N}$ 以上	外乱の抑圧制御
	宇宙機 - 試験マスカップリング	$1 \times 10^{-6} \text{ 1/s}^2$ 以下	衛星変動による雑音
ローンチロック・クランプリリース	ローンチロック対衝撃	$30 \text{ G}$ 以上	打上げ時振動からの保護
	クランプリリース初速	数 $\mu\text{m/s}$ 以下	ドラッグフリー制御への引き込み

ば高感度での重力波観測が出来なくなる。そのため光源には安定動作と周波数安定度が特に求められる。この安定化レーザー光源の仕様を表 7 に示す。光源としては、光ファイバ結合の半導体レーザー励起 Yb:YAG レーザーを用い、干渉計入射時の光パワーとして、 $25 \text{ mW}$  が要求される。周波数安定度としては、 $0.1 \text{ Hz}$  の周波数帯で、 $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$  が要求されている。また、寸法は、 $500 \times 400 \times 200 \text{ mm}$  の大きさに収められることが要求されている。

DPF 衛星の干渉計は二つの同等な試験マスで構成されるため、外乱の多くは差動検出により除去される。このため、ドラッグフリー制御部に要求される雑音特性は、衛星に僅かに残る非対称性に依存しており、定量的に見積もるのは容易ではない。姿勢制御とドラッグフリー制御に関連する要求値・仕様を表 8, 表 9 に示す。

### 3.6 ミッション部コスト見積もりおよびその根拠

#### 3.6.1 ミッション部コスト評価、積算詳細（含む積算根拠）

図 12 に、小型科学衛星 2 号機ミッション提案時に提案書内で示した DPF ミッション部経費の見積もりを再掲する。この見積もりは、衛星構造体や電気系・信号処理系の部分と、安定化レーザー光源・干渉計の部分の 2 つに分けて行われた。

衛星構造体や電気系・信号処理系といったミッション部の基幹部（電源系、信号処理系、熱制御系）に関しては、バス部に準じた冗長性・信頼性の確保を目標としており、それに準じた仕様での衛星メーカーによる積算に基づいている。

一方、安定化レーザー光源・干渉計などのミッション機器部に関しては、コストと故障リスクのトレードオフ検討を行い、重要度に応じて民生部品の使用も認める方針である。前回ミッション提案時には、経費上限の制約を念頭に置き、完全な宇宙仕様での場合と、全て民生部品を使用した場合の間の経費になるとして見積もりを行っている。図 12 は、この考え

表 7: 安定化レーザー光源の要求・仕様.

項目	要求・仕様	備考
要求		
光源	安定な固体レーザー	光ファイバ結合出力
出力	25 mW	干渉計入射パワー
周波数安定度	0.5 Hz/Hz <sup>1/2</sup>	0.1-1 Hz での安定度
仕様		
光源	Yb:YAG レーザー	半導体レーザー励起, 光ファイバ結合
	波長 1030 nm, 出力 100-150 mW	
周波数安定化	沃素の飽和吸収による安定化	沃素セル長 400 mm
	周波数安定化利得 > 80 dB	
強度安定化	音響光学素子 (AOM) による安定化制御	
寸法	500 × 400 × 200 mm	
重量	15 kg	
消費電力	25 W	

表 8: 姿勢・ドラッグフリー制御に関連する要求値.

項目	要求	備考
衛星振動	10 <sup>-9</sup> m/Hz <sup>1/2</sup>	試験マスへの外乱を抑えるため
スラスト推力	100 μN	
太陽輻射圧を中和する推力	18 μN	衛星受光面積 4 m <sup>2</sup>
空力抵抗を中和する推力	20 μN	軌道高度 500 km, 空力断面積 1.5 m <sup>2</sup> , 大気密度 2×10 <sup>-13</sup> kg/m <sup>3</sup>

方から DPF ミッション部の主要光学系部分<sup>7</sup>について経費見積りの根拠を示したものである。この見積もり部分に関しては、光学部品など地上用/宇宙用の区別がほとんど無いものが大半となっている。DPF 経費見積もり額は、民生部品で製作した場合の見積もり額の約6倍(干渉計モジュール4.5倍, 安定化レーザー光源9.0倍)になっている。このことから、この見積もりの範囲で製作した機器の故障リスクは、十分許容範囲に収まると考えている。

ただし以上の議論は、ミッション部のコストを10億円に収めることを境界条件として、どの程度の宇宙仕様化をはかれるか、という考え方を示したものである。次回ミッション提案時までには、これらを見直し、現在進めつつあるバス部・ミッション部のコスト見積もりの結果も踏まえ、信頼性の観点に立ち戻ってより詳細に検討を進めていく予定である。

### 3.6.2 特別な機器についての詳述

今後の検討課題とする。

<sup>7</sup>制御モジュールなどのデジタル部は上記の信号処理系の部分(宇宙仕様での見積もり)に含んでおり、ここでは除いている。

DPFミッション部 経費見積もり	数量	費用 [千円]		計	備考
		1台	小計		
ミッション部全体	1			995,000	( 9.95 億円)
干渉計モジュール	1			140,000	
重力波観測用干渉計	1	50,000	50,000		
ハウジング	2	30,000	60,000		
レーザーセンサ	12	2,500	30,000		
主干渉計制御モジュール IFO CTRL	1			15,000	
ハウジング制御モジュール TM CTRL	1			15,000	
レーザーセンサ制御モジュール LS CTRL	1			15,000	
安定化レーザー光源モジュール	1			135,000	
レーザー光源	1	70,000	70,000		
周波数安定化光学系	1	50,000	50,000		
安定化・通信回路 Laser CTRL	1	15,000	15,000		
ドラッグフリー	1			95,000	
スラストヘッド	16	5,000	80,000		
スラスト制御モジュール Thrust CTRL	1	15,000	15,000		
信号処理モジュール	1			110,000	
中央処理計算機 SpC	1	20,000	20,000		
ユニバーサルSpWボード USpWB	6	15,000	90,000		
電源・熱制御モジュール PSU, Heater	1			20,000	
電源制御装置	1	10,000	10,000		
温度制御装置	1	10,000	10,000		
ミッション部構体	1			50,000	以上のミッション部本体音 5.95 億円
搭載機器試験経費	-			50,000	
総合試験経費	-			70,000	
射場作業・打ち上げ	-			80,000	
運用とデータ処理・解析	-			100,000	
マージン				100,000	マージン比率 0.10

図 11: DPF の経費見積もり。青字の数字の詳細は図 12 のものに対応。

	提案書見積もり		民生部品で構成した場合		比率
	合計		合計		
干渉計モジュール	140,000		31,200		4.5
重力波観測用干渉計	50,000		11,000		4.5
主干渉計			5,500		
光学系			2,000		
変調器類			1,000		
光検出器類			2,500		
ハウジング	60,000		13,100		4.6
試験マスモジュール			4,100		
構造体			1,100		
センサ・アクチュエータ			900		
モータ類			7,000		
レーザーセンサ	30,000		7,100		4.2
光源			500		
干渉計			3,000		
光学系			3,600		
安定化レーザー光源	135,000		15,000		9.0
レーザー光源	70,000		8,000	8,000	8.8
周波数安定化光学系	50,000		5,100	5,100	9.8
周波数変換光学系			2,000		
沃素セル			300		
変調器類			1,500		
光学部品			1,300		
光源制御系	15,000		1,900	1,900	7.9
ドライバ回路			800		
制御回路			1,100		

単位: 千円

図 12: DPF のミッション部光学系部分の経費見積もり。

表 9: 姿勢・ドラッグフリー制御の仕様.

項目	仕様	備考・制約条件
衛星全体の慣性モーメント	$I_x = 411 \text{ kg m}^2$ $I_y = 267 \text{ kg m}^2$ $I_z = 196 \text{ kg m}^2$	詳細検討中
重力傾度安定下での章動周期	pitch 80 分	観測帯域 0.1~1 Hz より低い周波数
	roll-yaw 連成 40~120 分	
ドラッグフリー制御帯域	0.01~10 Hz	
ドラッグフリー制御ゲイン	40	
姿勢制御帯域	0.01~10 Hz	
軌道座標系に対する姿勢の誤差	1.2 度	カップリング 2% を仮定

## 4 組立, 試験上の要求

### 4.1 ミッション部単体での試験手順, 内容

DPF では, ミッション部をサブシステム/サブコンポーネントに分けて検討・開発・試験を進めている. 以下に, 各サブコンポーネント/サブシステムが含む機器・スコープを示す(図 13).

- DPF ミッションデザイン

DPF ミッション全体の構成と成立性の検討. ミッション部構体やマスト部の熱・構造の設計と解析. 干渉計部の熱シールドや残留大気を抑えるための封入機構, バス部とのインターフェース検討も含む. 重力波観測や地球重力場観測の検討と取得データの解析も含む.

- 干渉計モジュール

- ファブリ・ペロー干渉計

重力波観測のためのファブリ・ペロー干渉計. 試験マスに取り付けられる鏡や, 干渉計ための入出射光学系, 光検出器と制御回路を含む. 干渉計雑音特性の検討も行う.

- ハウジング

試験マスと, それを内部に保持するためのフレームモジュール. DPF では, 2モジュール搭載する. フレームには, 試験マスとフレームの相対変動を検出するためのセンサ, 試験マス制御のためのアクチュエータ, 打ち上げ時の振動から試験マスを保護するためのローンチ・ロック機構が取り付けられる. また, それらのドライバ・制御回路も含む.

- レーザーセンサ

地球重力場観測のために, 試験マスとフレームの相対位置変動をより精度良く測定するためのセンサモジュール. ハウジングに取り付けられる干渉計部と, そこにレーザー光を供給するための半導体レーザー, それらの制御回路で構成される.



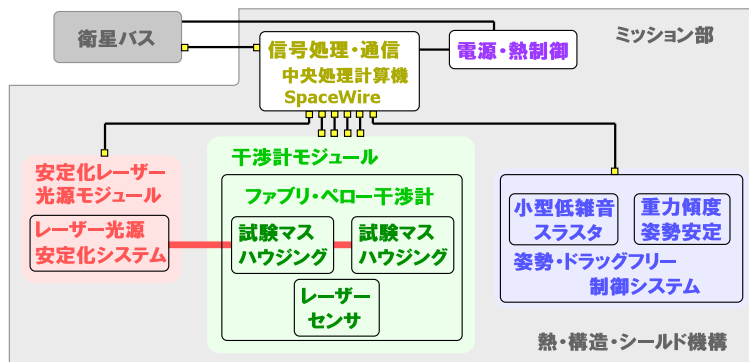


図 13: DPF サブコンポーネント/サブシステム構成。

- 安定化レーザー光源

主干渉計に安定なレーザー光を供給するための安定化レーザー光源モジュール。光源となる Yb:YAG レーザー，周波数・強度安定化システムとその制御回路を含む。

- 姿勢・ドラッグフリーシステム

- － 制御システム

ミッション部で安定な姿勢・ドラッグフリー制御を行うための衛星構成検討と制御のためのソフトウェアシステム。

- － 小型低雑音スラスタ

ミッション部に 10 台搭載される小型低雑音スラスタとそのための制御回路。

- 信号処理・通信システム

ミッション部搭載機器の制御とデータ取得，衛星バスとの通信などを取り仕切る中央処理計算機，デジタルインターフェースボード (Universal SpaceWire Board) と，ミッション内の電源・温度制御系。SpaceWire インターフェースボードは，各搭載機器内に共通化した形で取り付ける計算機内の信号処理やパケット生成のためのソフトウェアシステムも含む。

主干渉計・ハウジング・レーザーセンサは，干渉計モジュールとしてまとめられる。また，低雑音スラスタは，運用時には，姿勢・ドラッグフリーシステムの制御下に入り，ドラッグフリー制御に用いられることになる。

フライト品の試験は，各搭載機器単位で単体試験 (性能評価試験，環境試験) を行った後，ミッション部全体での性能評価試験，環境試験を行う，という流れになる。試験マスの非接触保持など，無重力下でない性能を確認できない項目に関しては，モジュール単体で十分な性能評価試験を行っておく必要がある。各モジュールは，500 mm 平方程度以下の大きさ，重量 20 kg 以下と，比較的小型であるため，性能試験・環境試験のために大掛かりな設備は必要としない。その一方，以下の点に関しては，特別に配慮した試験を行うことを計画している。

- 試験マス・ハウジングの無重力状態での動作

試験マスのハウジング内に非接触保持する動作試験と性能・雑音評価を、地上で精密に行うことは困難である。そこで、試験マスをワイヤーで懸架することで無重力状態を模擬し、動作試験と性能評価を行う予定である。それに加えて、落下塔による無重力実験(10sec程度×数十回)、もしくは、航空機のパラボリックフライトによる無重力試験(20sec程度×20回程度)を実施する可能性も考慮しておく。DPF搭載機器は、これらの実験の実施施設の仕様内に十分収まる規模である。

- スラスタ雑音の評価

DPFに搭載するミッション部スラスタは、最大推力は $100\mu\text{N}$ と、従来用いられてきたものより低推力である。その一方、擾乱の少ないドラッグフリーを実現するため、 $100\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ 以下という低推力雑音や、10Hz以上の応答速度といった要求が課せられている。このような特性は、スラスタ開発の中でこれまであまり評価が進められていなかった項目であり、十分な試験をしておく必要がある。このことから、低雑音のねじれ振り子で構成されたスラスタスタンドを製作し、スラスタの微小な推力と推力雑音、応答特性を評価する。スラスタ本体は小型であるため、この評価試験は、実験室内の規模に収まる見込みである。

- 搭載機器の擾乱管理

DPFでは、レーザー干渉計を用いた精密計測を行うため、衛星自身の擾乱には十分に配慮する必要がある。衛星バス部を含めて、衛星運用時に機械的な変動をする機器はほとんど無い。しかし、電磁気力や温度変動による影響も含めて、各搭載機器の擾乱や歪みは、評価試験を行っておく必要がある。

#### 4.2 バス部とのインテグレーション手順

バス部とのインテグレーション手順については、資料SP-201に沿ったものを想定している。

#### 4.3 衛星システム試験での特別要求

現時点では、特別な要求は想定していない。

#### 4.4 試験・保管上の特別要求（環境要求を含む）

標準的に想定されているクリーン環境・温度環境以上のものは現時点では想定していない。

## 5 地上系（運用，科学成果創出）

### 5.1 概要

衛星の軌道投入後は，以下の手順でミッション運用を進めることを想定している（表 10）。

- 衛星機能確認（1ヶ月）

打ち上げと軌道投入，太陽電池パドルの展開と安定姿勢制御の確立後，衛星バスシステムの機能確認を行う。

- ミッション機器機能確認（1ヶ月）

ミッション機能確認フェーズでは，DPF ミッション部に搭載された各機器の基本動作を行い，運用に問題が無いことを確認する。このフェーズでは，各機器に対して以下の事項を確認する。電源・データ処理系：各搭載機器の電源投入と通信に問題が無いことを確認する。ハウジング：ローンチ・ロックの解除とセンサ・アクチュエータの動作。干渉計重力波検出器：フォトディテクタ・電気回路の動作確認。レーザーセンサ：フォトディテクタ・電気回路の動作確認。安定化レーザー光源：Yb:YAG 光源の点灯と制御信号の取得。ミッションスラスタ：スラスタ動作の確認。

- 初期運用（2ヶ月）

初期運用フェーズでは，搭載機器を同時に動作させ，基本性能の確認を行う。この段階で，DPF ミッションの「最低限の成功基準」を達成することを目標とする。安定化レーザー光源は，安定化制御を動作させ，その光を干渉計に入射する。ハウジング部においては，試験マス変動を測定し，アクチュエータにフィードバックすることで，試験マスを非接触保持する。また，その変動をレーザーセンサで読み取り，その動作を確認する。また，干渉計重力波検出器の信号を試験マスにフィードバックすることで，干渉計動作を実現する。また，ミッションスラスタを動作させ，その推力雑音の測定を行う。

- ドラッグフリー運用（1ヶ月）

試験マス変動信号をミッションスラスタにフィードバックすることで，ドラッグフリー制御を実現する。

- 観測運用（3ヶ月 - 運用終了）

ミッション搭載機器の総合的動作を行い，ドラッグフリー制御された状態での観測運用を行う。これにより，DPF ミッションの「所期の成功基準」が達成されることになる。観測は，安定に動作した状態で連続的な時系列データを取得し続けることで実現される。従って，細かなコマンド運用を必要とせず，問題が生じない限り取得されたデータをダウンリンクし，記録し続けることになる。

得られたデータの解析から制御パラメータのチューニングなどによって性能向上が期待できる等の場合は，検討の上，実行する。これによって，各搭載機器の「所期の成果を超える成功基準」の達成を目指す。また，DPF 全体としては6ヶ月以上の観測データの取得を目指す。

表 10: DPF ミッションシーケンス

	期間	積算	目標
打ち上げ・軌道投入	-	-	目標軌道への投入
衛星機能確認	1ヶ月	1ヶ月	衛星バスシステムの機能確認
ミッション機器機能確認	1ヶ月	2ヶ月	基本動作機能の確認
初期運用	2ヶ月	4ヶ月	機器性能の確認.「最低限の成果」の達成
ドラッグフリー運用	1ヶ月	5ヶ月	ドラッグフリー制御の実現
観測運用	3ヶ月	8ヶ月	搭載機器の総合的動作.「所期の成果」の達成
	-	運用終了まで	「所期の成果を超える成功」を目指す

表 11: 地上系仕様

項目	諸元	備考
地上局		
内之浦局	CMD/TLM, RARR	一部改修
新 GN 局	CMD/TLM, RARR	一部改修
海外局	TLM	
ネットワーク		
ISAS 内	SDTP (Space Data Transfer Protocol)	
ISAS - 新 GN 局	SLE (Space Link Extension)	
ISAS - 海外局	FTP (File Transfer Protptcol)	
衛星運用		
CMD/TLM 運用	汎用衛星試験運用ソフトウェアを使用	
軌道データ管理	つくば宇宙センターの既存機能を利用	

## 5.2 システム要求

小型科学衛星シリーズで想定されている地上局設備と運用体制に準じる。また、銀河中心付近などで、超新星爆発や連星合体などの天文的イベントが生じた場合は、可能な限りのデータをダウンリンクできるように、準備をしておく。

## 5.3 システム構成

小型科学衛星シリーズで想定されている地上局設備と運用体制に準じる (表 11)。

## 5.4 システム仕様

小型科学衛星シリーズで想定されている地上局設備と運用体制に準じる。

## 5.5 コスト見積もりおよびその根拠

小型科学衛星シリーズで想定されている地上局設備と運用体制に準じて評価する。

## 6 プログラム的要求

### 6.1 開発期間

図 14 に、前回ミッション提案書に記載した 2012 年度打ち上げを前提とした DPF のマスタースケジュールを示す。小型科学衛星 3 号機においては、この年次を 4 または 5 年程度繰り下げることになる。2012 年度：プリ・フェーズ A 段階。各搭載機器に関して BBM の製作と基本動作試験を経て、TRL 4 以上を目指す。また、衛星全体の構造・熱設計を進め、衛星の成立性の検討を進める。2013 年度：フェーズ A 段階。各搭載機器に関して EM の製作と模擬環境試験を経て、TRL 5 以上を目指す。また、衛星全体のより詳細なシミュレーション検討を進め、バス部に対するシステム要求を定める。2014 年度：フェーズ B 段階。PFM の製作と模擬環境での実証試験を経て、TRL 6 以上を目指す。衛星全体の設計を固め、設計書としてまとめる。2015 年度：FM 品の製作と試験を行う。2016 年度：インテグレーションと総合試験を経て、衛星を打ち上げる。

### 6.2 開発体制

DPF のサブシステム構成と主要部の開発体制を図 15 に示す。この中の 1/4 程度のメンバーは、地上大型重力波検出器 KAGRA にも参加しているが、現在、その他の大半のエフォートは DPF/DECIGO に割いている状態である<sup>8</sup>。また、衛星ミッションに携わることを目的に重力波分野へ入ってくる優秀な学生たちも増えてきている<sup>9</sup>。地上重力波計画から人員を割くのではなく、DPF/DECIGO を核として重力波分野が広がりを見せていると言える。また、以下に示すような、豊富経験な他機関との協力体制も進めつつあり、実行体制の強化を進めている。

### 6.3 その他の特別な要求

地球周回軌道でドラッグフリー制御を行う際、大気密度が小さいほど実現が容易になる。過去の大気密度変動のデータから、現在のスラスト要求仕様では、太陽活動極大期には大気抵抗の DC 成分をキャンセルことはできず、完全なドラッグフリーとはならない<sup>10</sup>。ミッションの価値を高めるために太陽活動極大期の 2-3 年間は打ち上げを避けることが望ましい。

<sup>8</sup>DPF 実行メンバーの一部が地上検出器の検討・開発と兼務していることは、重力波天文学の創成という大きな目標に向けて、重力波グループが密接な連携のもとに研究を進めていることを示しており、肯定的に捉えるべきだと考えている。

<sup>9</sup>2008 年度には卒業論文のテーマとして、東京大学・中須賀研究室の学生が DECIGO の軌道や制御の研究を行った例、お茶の水女子大学の学生らが DPF ハウジングのための基本動作試験を行った例などがある。

<sup>10</sup>変動成分だけ制御で抑圧することは可能である。

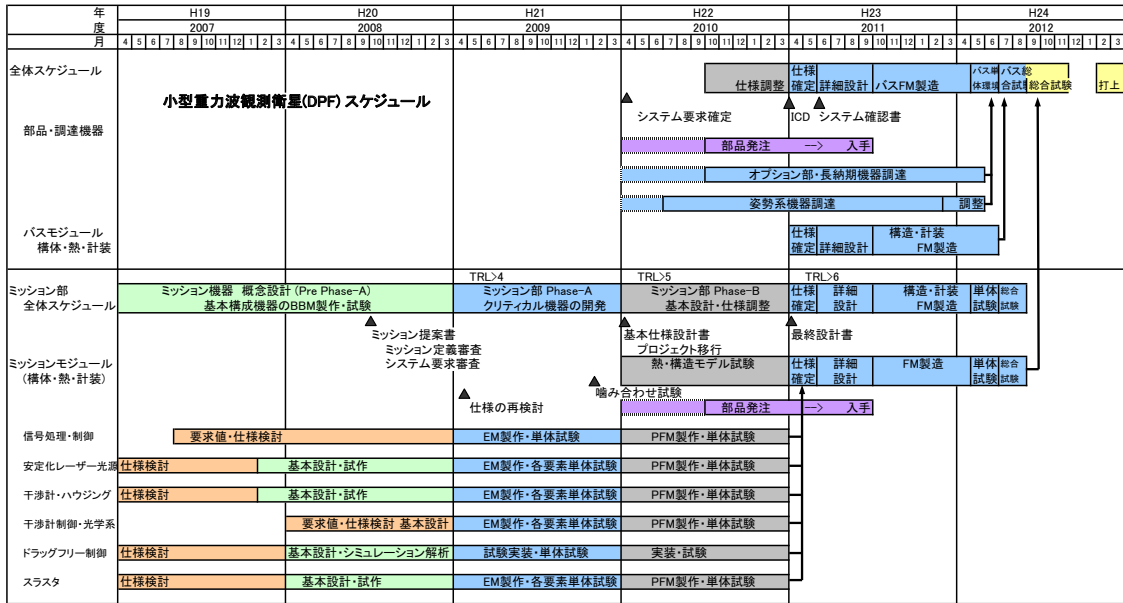


図 14: DPF スケジュール (小型科学衛星 2 号機ミッション提案時のもの)。3 号機においてはこれを 4 または 5 年遅らせたスケジュールとなる。

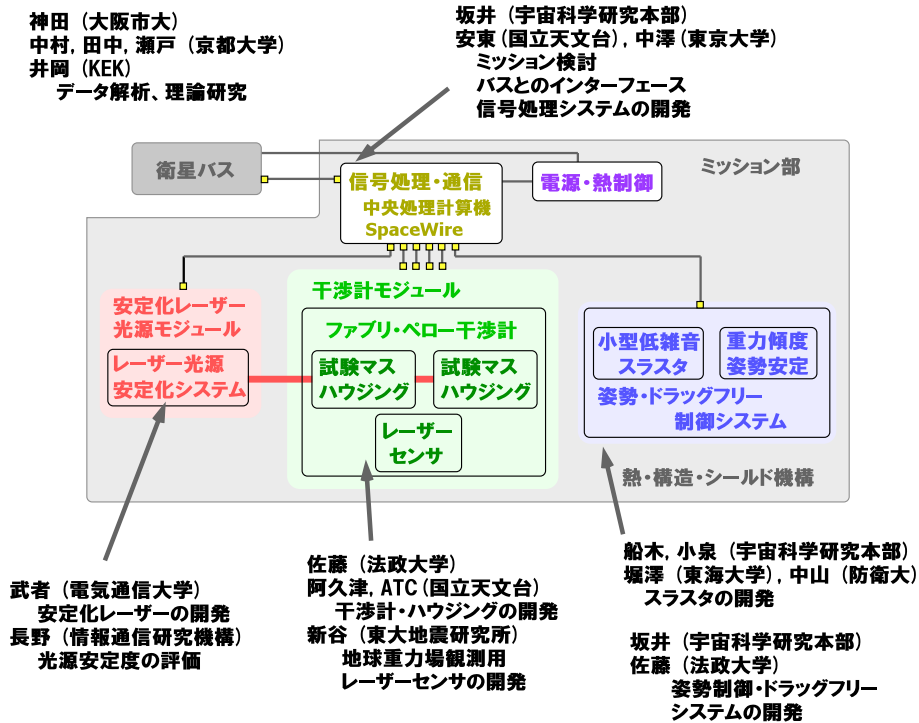


図 15: DPF の研究開発体制。各機関がサブシステムを担当し、それをまとめあげる形で開発を進めている。

## 7 小型科学衛星次号機提案にむけての準備状況，要望

### 準備状況

2008年に小型科学衛星2号機のミッション提案を行った時点で一通りのミッション成立性検討が完了している。その後，搭載機器のBBM試験などを継続し，各機器で進捗がある。ミッション検討に関しては，衛星の形状や姿勢を見直し，よりドラッグフリー制御に適したものとして成立性の検討を前年度までに進めている。今後は，搭載機器も含めたより詳細な検討と，コスト見積もり等を進める予定である。

### 要望

今回の体制変更の結果，小型科学衛星シリーズは，規模は違うが，これまでJAXAで進められて来た中型衛星と同様の組織体制や審査が要求されるようになるものと見受けられる。その中で，これまであった「新しい分野への敷居をさげる」というコンセプトが失われていく事を危惧している。本当に実現したい人々が真剣に取り組まないと宇宙ミッションは成功しない，という一方で，独自の新しい科学成果の創出のためには，サイエンティストができるだけサイエンスだけに集中できるということも重要である。是非，小型科学衛星シリーズという枠組を，打ち上げ機会の提供だけに留まるのではなく，宇宙科学全体の発展を目指し，サポート体制も含めたサービスを提供するものとして位置付け，継続して頂きたい。