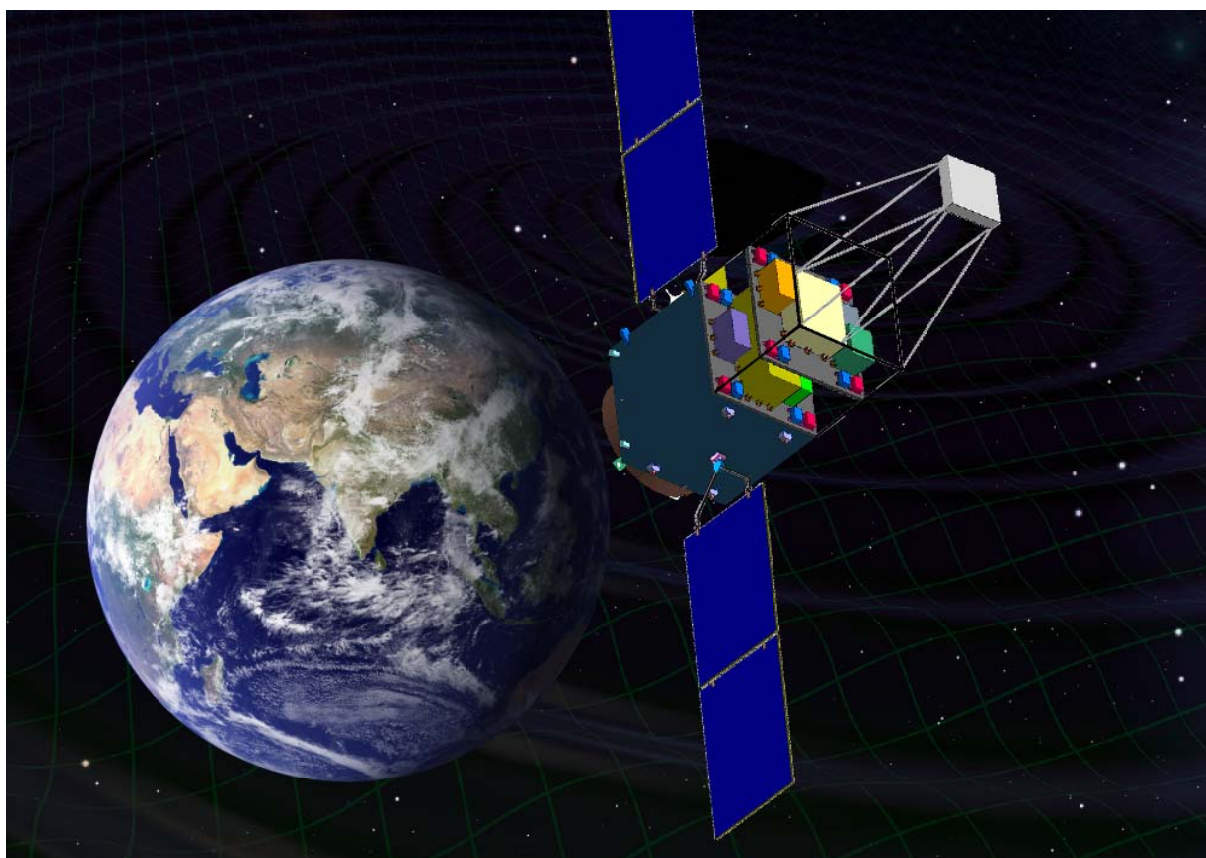


小型重力波観測衛星
DECIGO パスファインダー (DPF)

— ミッション提案書 補遺 —



DECIGO パスファインダー ワーキンググループ

2009年3月

DECIGO パスファインダー ワーキンググループ

連絡先：安東 正樹，

〒 606-8502 京都市 左京区 北白川追分町

京都大学 理学研究科 物理学・宇宙物理学専攻 物理学第二教室，

E-mail: ando@scphys.kyoto-u.ac.jp,

Tel: 075-753-3847

Fax: 075-753-3886

履歴

2008 年 9 月 30 日 ミッション提案書 初版 提出

2009 年 3 月 31 日 ミッション提案書 補遺 (本書)

表紙絵:

DECIGO パスファインダー (DPF) の概念図。DPF は、試験質量の役割をする 2 つの鏡で構成されたファブリーペロー干渉計と、安定化レーザー光源を搭載した 350 kg 級の小型衛星である。外乱の影響を抑えるために、鏡の位置を基準に衛星の位置・姿勢を制御するドラッグフリー制御を行う。軌道は、高度 500 km の太陽指向の極軌道を想定している。干渉計の光軸が地表に対して水平方向、太陽電池パネルが太陽方向を向く姿勢を維持する。

本書の概要

本書は、2008年9月のミッション提案に対する、小型科学衛星専門委員会からの評価と提言に基づき、ミッション提案書に対する補足説明をまとめたものである。大きく分けて、以下の4点についてまとめている。

- ミッションの意義

DECIGO は他では得られない非常に大きな科学的成果をもたらすものであり、DPF がそのための重要なステップであること、DPF 単体としても、重力波・地球重力場の観測、干渉計による精密測定、安定化レーザー光源の実証、ドラッグフリーの実現のそれぞれで大きな科学的成果が期待できること、を再度強調する。

- 技術的実現性

DPF グループでは、2008年9月のミッション提案書提出以降も検討と開発を継続して進めており、ブレッドボードモデル等の製作とその動作原理・性能評価など成果が上がっている。特に、2009年1月には、SWIM が技術実証衛星 SDS-1 に搭載されて打ち上げられ、その宇宙実証が進められている。これらの技術開発の進展をまとめ、技術成熟度がより高められていることを示す。

- 実行体制

DPF の研究開発・実行体制は、地上重力波検出器開発グループとの人員の重なる割合が少ないこと、その一方で、重力波天文学の創成という大きな目標に向かって、重力波グループが地上・宇宙の両面で歩調を合わせて研究を進めていることを示す。また、この半年間で、特に工学面で DPF の協力体制の強化を進めており、その状況も説明する。

- 経費の見積もり

経費の見積もりは、ミッション部で 10 億円という上限値を守ることを前提に見積もっている。その上で、部分的にリスクを負うこと、それがミッションの成立性を大きく損なうものではないこと、を示す。

以上のことから、小型重力波観測衛星 DPF を、小型科学衛星 2 号機として再度提案する。

目次

第 1 章	ミッションの意義	1
1.1	重力波天文学と DECIGO	1
1.2	DPF の科学的意義	2
1.3	DPF から DECIGO への技術的な繋がり	3
第 2 章	技術的実現性	5
2.1	SWIM による宇宙実証	5
2.2	衛星の熱・構造設計	7
2.3	干渉計・ハウジングモジュール	8
2.3.1	試験マスモジュール構造部	8
2.3.2	静電容量型センサー・アクチュエータ	9
2.3.3	クランプリリース機構	10
2.4	安定化レーザー光源	10
2.5	姿勢制御・ドラッグフリー	11
2.6	スラストシステム	14
2.6.1	スラストシステムの検討	14
2.6.2	スラスト雑音の評価と高性能スラストの開発	14
2.7	DPF 雑音源の評価	15
第 3 章	実行体制	18
3.1	LISA 計画との協力	18
3.2	JAXA 研究開発本部・誘導制御グループとの協力	19
3.3	スタンフォード大グループとの協力	19
3.4	大学の工学系研究室との協力	20
第 4 章	経費の見積もり	21
	参考文献	23

第1章 ミッションの意義

DPF ミッションの意義を、ミッション提案書の内容を、特に重要な点を強調する形で要約する。DECIGO は非常に高い科学的意義を持っており、DPF はその重要なステップであること、DPF 単独でも高い科学的・科学技術的な成果が期待できることを示す。

1.1 重力波天文学と DECIGO

DECIGO パスファインダー (DPF) は、将来の宇宙重力波望遠鏡 DECIGO のための前哨衛星である。重力波は、物質との相互作用が著しく弱く、非常に高い透過力を持つことから、連星合体や超新星爆発、ブラックホール近傍、さらには初期宇宙といった極限的物理状態を直接観測できる手段となり得る。DECIGO は、中性子星や中間質量ブラックホールの連星からの重力波や、初期宇宙からの重力波を観測することで、星・銀河の形成、強い重力場での時空構造、高密度天体の物理、宇宙創成の謎など、これまでの電磁波による天文学と相補的な知見や、全く新しい知見を我々にもたらしてくれる。

その中でも特に、DECIGO では初期宇宙からの重力波を直接観ることを大きな目的としている (図 1.1) [1, 2, 3, 4]。これまで人類が観測している最も初期の宇宙の姿は、宇宙誕生から約 40 万年後のものであり、COBE 衛星 [5] や WMAP 衛星 [6] による、宇宙マイクロ波背景放射として観測されている。その後の宇宙の姿は、大型望遠鏡による可視光や赤外光で捉えることができる。これらでは、宇宙誕生から約 4 億年後の初期の星や約 10 億年後の初期の銀河が観測されている。一方、マイクロ波背景放射より前、宇宙がより高温状態にあった時代には電磁波は散乱されており、その姿を電磁波で直接観測することができない。それに対して重力波は、宇宙背景放射より遥かに遡った宇宙誕生直後、時空の概念が現れた頃 (宇宙誕生から 10^{-43} 秒後) の姿を我々に直接届けてくれる可能性がある。宇宙の始まりを観ること、知ることは科学の最大の目標の一つであり¹、DECIGO は、そこに最も肉薄する可能性を持っているのである。

DPF の実現は、DECIGO のための重要なステップの 1 つであり、DPF は、単独衛星としての 1 年程度の観測や実証試験だけでは終わらない、長期的な観点からの科学的意義を持っている。

¹科学的意義を評価する参考の一つとして、関連するノーベル物理学賞の受賞歴を挙げておく。宇宙誕生から約 38 万年後の宇宙背景放射に関しては、1978 年にその発見 (ベンジヤスとウィルソン) に対して、2006 年には宇宙マイクロ波背景放射の黒体放射との一致と非等方性の発見 (マザーとスムート) に対して与えられている。また、それまでになかった新しい手法で宇宙を観測することによって、新しい知見をもたらしたのものとしては、宇宙線の発見 (1936 年 ヘス)、霧箱による宇宙線分野での発見 (1948 年 ブラケット)、電波天文学における研究 (1974 年 ライルとヒューイッシュ)、1993 年の連星パルサー観測による重力波の存在証明を含む重力法則検証 (1993 年 ハルスとテイラー)、宇宙ニュートリノの検出と X 線天文学への先駆的貢献 (2002 年 デービスと小柴、ジャコニ) などに対して与えられている。重力波の観測とそれによる新しい宇宙像は、これらに匹敵する大きな科学的意義を持っている。

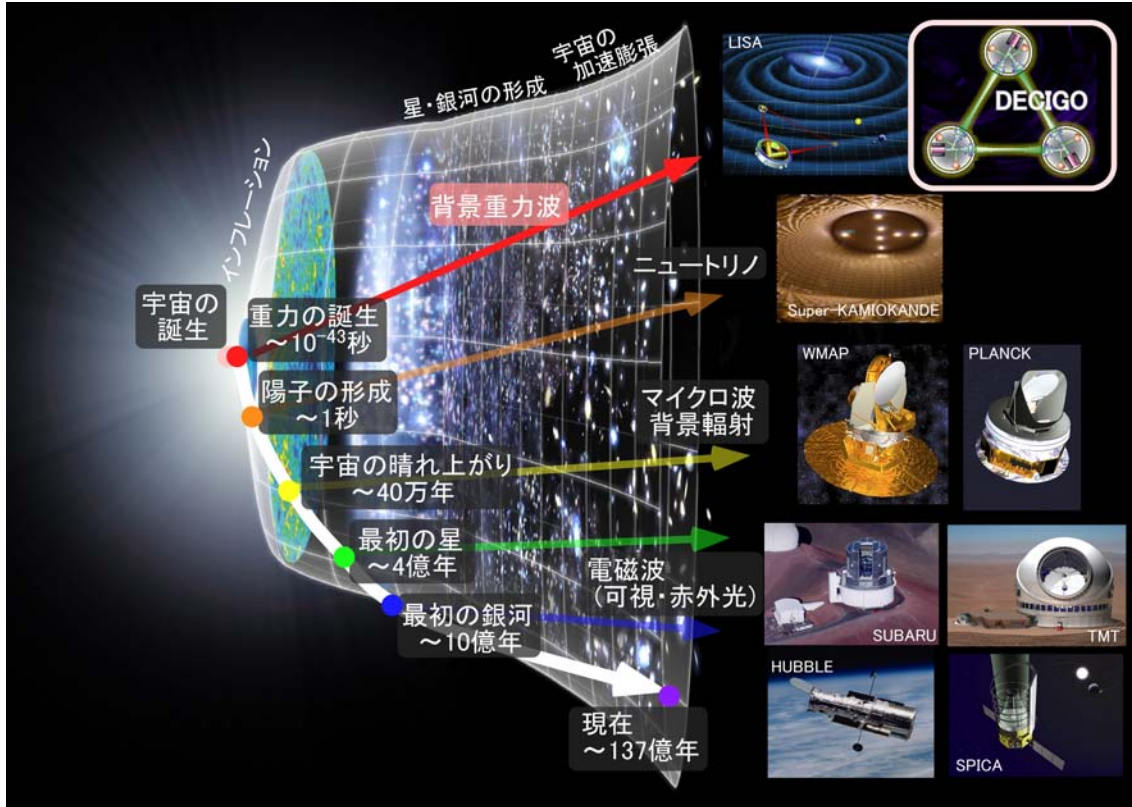


図 1.1: 初期宇宙観測のフロンティア．宇宙の始まりを直接観ることは科学の大きな目標の一つである．DECIGO による重力波観測は，宇宙創成直後の姿を，直接我々にもたらししてくれる可能性を持っている．

1.2 DPF の科学的意義

DPF は，DECIGO のための前哨衛星として大きな意義を持つが，それ以外にも DPF 単体として観測・技術実証の双方で科学的意義を持つ (図 1.2) ．

DPF では，銀河中心付近のブラックホール現象からの重力波と，地球重力場を観測対象としている．一説では，銀河中心にある大質量ブラックホールは，中間質量ブラックホールの合体で形成されてきたとされている．DPF は，観測期間中にこのような中間質量ブラックホール連星の合体があればその信号を検出できるだけの感度を持っている．重力波の検出はそれだけでも大きな科学的成果であるだけでなく，この観測によって銀河形成に対する知見を得ることが期待できる．DPF は，地球重力場をもう一つの観測対象としている．衛星を用いた地球重力場観測は，国外ではこれまでも行われてきている．しかし，現在の衛星 (GRACE [7]) の運用寿命と次期計画 (GRACE-FO) の間の 2012-2016 年頃の数年間には，国際的な観測にギャップが生じることが確実となっており，このギャップを埋めることが課題となっている．小型科学衛星 2 号機として DPF が実現されれば，このギャップを埋める役割を果たすことが可能となり，国際的観測網への貢献が期待できる．

DPF では，ファブリ・ペロー干渉計による精密計測，高安定化レーザーの宇宙実証，ドラッグフリー制御の実現の 3 項目を大きな技術実証目標としている．これらの項目は，それぞれが DECIGO だけでなく他の将来計画にも繋がる先進的な科学技術になっている．干渉

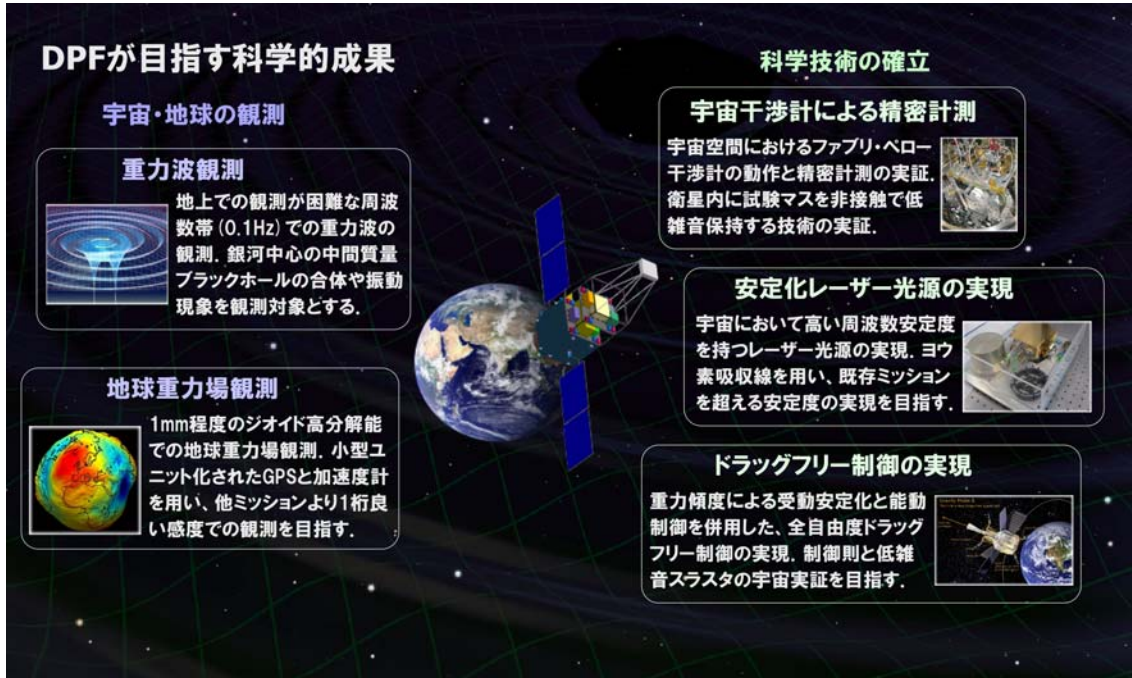


図 1.2: DPF の科学的目標．重力波・地球重力場の観測と、ファブリ・ペロー干渉計による精密計測，高安定化レーザーの宇宙実証，ドラッグフリー制御の実現という科学技術の確立を目的としている．

計を用いた精密計測やドラッグフリーによる長期安定な無重力環境の実現は、精密計測や基礎物理実験といった宇宙環境利用の可能性を広げることが期待できる．また、安定なレーザー光源は、衛星間通信や地球大気分光による地球環境モニタ、長期安定な時刻標準など、幅広い応用の可能性を持っている．DPF ではそれらを個別技術として評価するだけでなく、同時に動作させることで観測運用を行い、総合的な性能評価まで行うことを目指している．

1.3 DPF から DECIGO への技術的な繋がり

DPF は、DECIGO の主要な部分に直接つながる技術実証を行う構成に設計されている (図 1.3, 図 1.4). DPF は、DECIGO で必要とされる技術のうち、複数機のスペースクラフトを要求する項目 ((図 1.4 の濃い灰色で書かれた項目) 以外を実証する．安定化レーザー光源やドラッグフリー制御に関しては、DPF では DECIGO と同程度の精度を要求している．また、干渉計による精密計測、試験マスへの外力雑音に関しては、DPF では DECIGO より 2-3 桁緩やかな目標値設定になっている．DECIGO は 3 機のスペースクラフトによる編隊飛行を行うのに対して DPF は 1 機の衛星で構成されることから、DECIGO で必要となる長基線長での測距と編隊飛行、大型な光学系の項目に関しては、DPF では技術実証されない．DPF の次のステップである Pre-DECIGO では、複数のスペースクラフトによる長基線長での編隊飛行、大型光学系、DPF と DECIGO の測定精度の差といった部分を埋める実証を進めることになる．

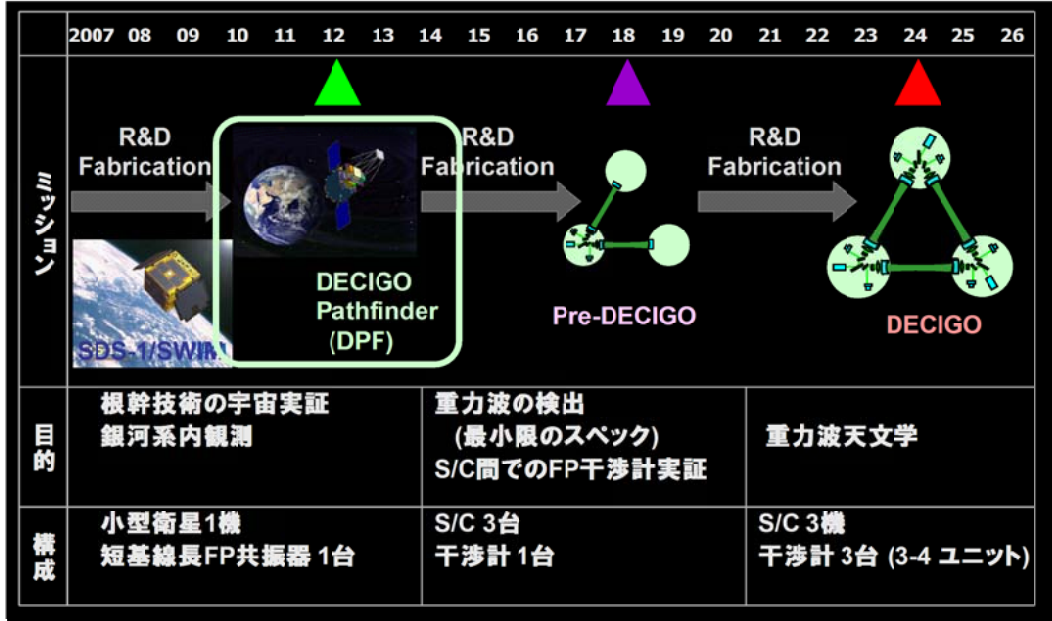


図 1.3: DECIGO 実現のためのロードマップ . DPF は DECIGO 実現のための重要なステップになっている .



図 1.4: DPF から DECIGO への技術的な繋がり . DPF は、DECIGO で必要とされる技術のうち、複数機のスペースクラフトを要求する項目 (濃い灰色で書かれた項目) 以外を実証する . 変位感度、力の雑音に関しては、DECIGO 要求値より 2-3 桁緩やかな目標設定にしている .

第2章 技術的実現性

DPFのためのシステム検討と技術開発は、2008年9月のミッション提案書提出以降も継続して進められている。2008年9月ミッション提案書提出時点での技術成熟度と、その後半半年間の成果を踏まえた2009年3月現在での技術成熟度を表にまとめる。

表 2.1: DPF 技術成熟度

項目・構成要素	技術成熟度		備考	
	2008/9	2009/3		
観測・実験機器				
重力波観測用干渉計	ファブリ・ペロー干渉計	4	4	地上干渉計などの実績
	ハウジング	3	4	地上開発・試験, SWIM の実績,
地球重力場観測器	レーザーセンサ	4	4	
	半導体レーザー光源	4	4	
安定化レーザー光源	Yb:YAG レーザー光源	7	7	波長の変更が必要
	周波数安定化	3	4	BBM の開発と周波数安定度の評価
ドラッグフリー制御	制御システム	3	4	衛星システム検討, SWIM の実績
	小型・低雑音スラスタ	3-4	4	システム検討と地上試験
ミッション部システム				
電気系	中央処理計算機	5	7	SWIM による宇宙実証
	機器デジタルI/O	5	7	SWIM による宇宙実証
	電力制御	4	4	過去の衛星の実績
	精密熱制御	4	4	
構造系	構造設計	7	7	過去の衛星の実績
	熱設計	7	7	過去の衛星の実績

以下、各サブシステムの開発の成果を、前回ミッション提案書提出後に得られたものを中心にまとめ、DPF 技術的実現性が着実に高められていることを示す。また、第 2.7 節では、DPF で要求されている雑音に関して、分野外の方の理解の助けになると思われる例を示している。

2.1 SWIM による宇宙実証

SWIM (SpaceWire Interface Demonstration Module) は、小型科学衛星シリーズでも採用される予定の次世代通信規格 SpaceWire を宇宙実証するためのモジュールであり、JAXA・東京大学・京都大学グループを中心にメーカーとの共同開発の形で開発が進められた。SWIM

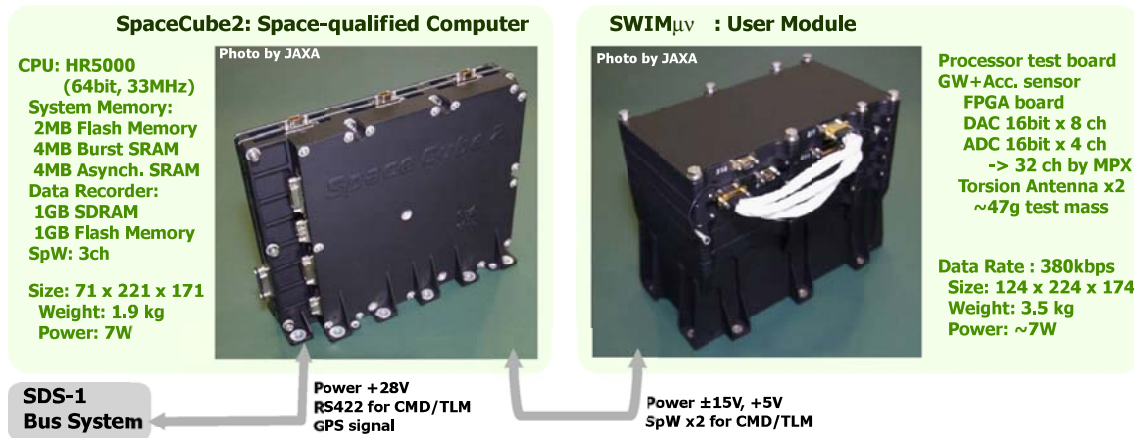


図 2.1: SWIM モジュールの構成 . SpaceCube2 と呼ばれる宇宙用計算機と , 超小型重力波検出器などが収められたユーザーモジュールで構成される . これらの間は , 電気的には電源と SpaceWire 通信線だけで結ばれている .



図 2.2: SWIM に収められた超小型重力波検出器モジュール . 質量 50 g 程度のアルミニウム製の試験マスが非接触浮上制御される .

は、SpaceCube2 と呼ばれる宇宙用計算機と、超小型重力波検出器などが収められたユーザーモジュール (SWIM _{$\mu\nu$}) で構成され、これらの間は、電気的には電源と SpaceWire 通信線だけで結ばれている (図 2.1)。ユーザーモジュール内には、80mm 立方の超小型の重力波検出器が 2 つ収められ、それぞれの中で質量 50 g 程度のアルミニウム製の試験マスが非接触浮上制御される (図 2.2)。

この SWIM は、大きく 2 つの面で DPF のプロトタイプとしての役割を果たしている。1 つ目の面は、SpaceCube2 とユーザーモジュール (SWIM _{$\mu\nu$}) が電気的には SpaceWire 信号線と電源線のみで結ばれている構成が、小型科学衛星標準バスと、DPF ミッション部の関係と同等であることである。この SpaceWire 通信のみを用いてユーザーモジュールの動作制御とセンサーからのデータ取得を行う構成は、DPF だけでなく、小型科学衛星シリーズ全体のための実証プロトタイプとなる。もう 1 つの面は、試験マスとその周囲のフレームの相対変動をセンサーで検出し、フィードバック制御によって非接触支持している点が、SWIM _{$\mu\nu$} と DPF の干渉計・ハウジング部で共通している、ということである。試験マスを 2 つ搭載し、それらの差動変動の測定を目指すという点でも共通している。無重力下での非接触支持制御という、地上試験では長時間行うことができない試験を SWIM で実証することは、DPF への重要なステップとなり得る。

SWIM は、小型実証衛星 1 型 (SDS-1: Small Demonstration Satellite 1) に搭載され、2009 年 1 月 23 日に H-IIA ロケットで、温室効果ガス観測技術衛星「いぶき (GOSAT)」と共に打ち上げられた。その後、初期チェックアウト試験を経て、現時点で SWIM のほぼ正常な動作が確認できている。これによって、SpaceWire 通信によるユーザーモジュールの動作制御とセンサーからのデータ取得、超小型重力波検出器モジュール内の試験マスの非接触浮上制御、の 2 つの主要目標項目が宇宙実証された。この結果は、DPF ミッション部の信号処理・機器制御システムと、干渉計・ハウジング部の変動測定と制御の面で技術成熟度を大きく向上させる成果となっている。

2.2 衛星の熱・構造設計

DPF では、重力傾度安定による受動的な姿勢安定と、ミッション部に搭載したセンサーと小型スラスタによるドラッグフリー制御を併用することで、低雑音でのドラッグフリー制御を実現する構成になっている。この実現のためには、衛星全体の構造設計が重要な検討項目になっている。これはメーカーの協力を得て、ミッション提案書提出後も検討が進められている。

地球重力によって受動的に衛星の姿勢が安定になるためには、地球鉛直方向まわりの慣性モーメントが他の軸周りより小さくなること、太陽輻射圧トルクや大気ドラッグによるトルクの影響を受けにくいように、対称性の良い重量配置になっていることが望ましい。一方、小型科学衛星標準バスを使用する構成では、ミッション部よりもバス部の重量の方が大きい。そのため、アンバランスが生じやすくなっている。このことから、ミッション部上部にマスト構造を取り付け、重量や輻射圧のバランスをとる構成の検討が進められていた。

検討の結果、図 2.3 のような構成が、標準バス部とのインターフェース条件を満たしつつ、高い対称性をもった構成として成立することが確認できている (2.5 節参照)。マスト構造上部には、カウンターウェイト (赤い部分) が配置され、バス部とミッション部の質量バランスをとり、衛星全体の重心がミッション部内部の干渉計中央に近くなるように調整されてい

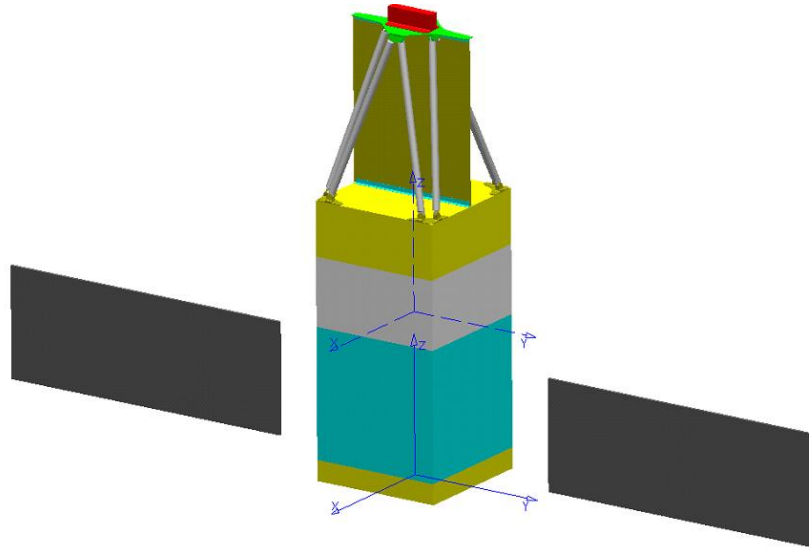


図 2.3: DPF の構成．ミッション部上部にマスト構造が取り付けられ，質量分布やトルクのバランスをとる構成になっている．

る．そのカウンターウェイトを取り付けるためのマストは，高さ 1200 mm，幅 950 mm の平板状になっており， x 軸方向からの太陽輻射圧に対して，太陽電池パドルとバランスをとるとともに， y 軸方向からの大気ドラッグの影響を受けにくい構造になっている．また，剛性を高めるため，このマスト部は，8 本の支柱によるトラス構造で補強されている．これにより，共振周波数などの機械的インターフェース条件を満たされている．また，この構成での熱解析も行い，ミッション機器の動作に問題ない温度範囲に保つ構成が可能であることが示されている．

2.3 干渉計・ハウジングモジュール

干渉計・ハウジングモジュールは，DPF の観測・測定の基準となる部分であり，法政大学・国立天文台・東京大学地震研究所・お茶の水女子大学のグループを中心に開発が進められている．試験マスを収めるハウジングモジュールの熱構造設計・解析を行うとともにブレッドボードモデル (BBM) の設計・試作を進めている．並行して試験マスモジュールの基幹となるコンポーネントについて個別に試作し，機能・動作確認も進めている．その結果，現時点では概念設計で想定されている機能については概ね問題がないことが確認できている．

2.3.1 試験マスモジュール構造部

DPF に搭載する地球重力場・重力波観測用試験マスモジュールは，70mm 角の立方体試験マスを軌道上で非接触保持・制御するための，センサー，アクチュエータ，マスロック機構等の複合体である．試験マスモジュールの概念設計に基づいて構造設計・解析を行うとともに，BBM の製作を行った (図 2.4)．設計した試験マスモジュールに対して静荷重解析を行った結果，鉛直軸 24 G の準静的加速度に対してフレームにかかる最大応力 1.25 Mpa，電

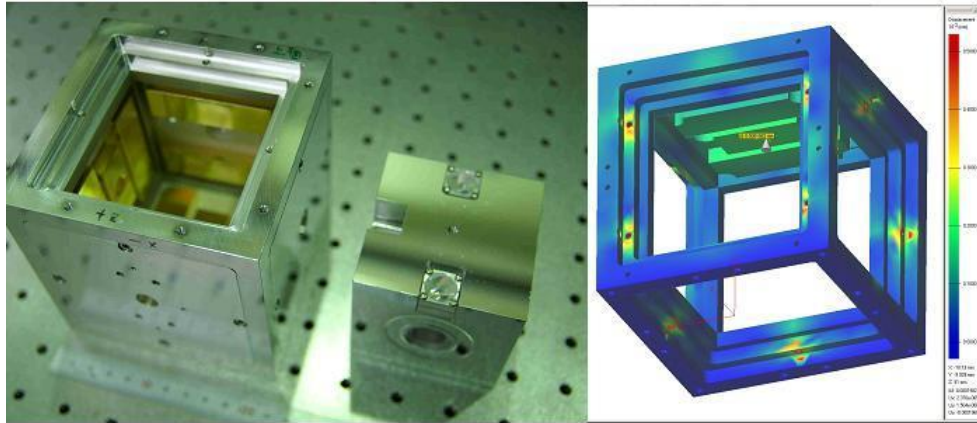


図 2.4: DPF 試験マスモジュールの試作品と構造解析結果。

極にかかる最大応力として引っぱり 3 Mpa, 圧縮 0.5 Mpa などの結果が得られている。これらより、材料の塑性変形、損傷に至る可能性は小さく、十分な機械強度を持つなど、大筋の部分では現在の設計で問題ないことが確認された。BBM の製作は主要部品をアルミ、電極は金メッキした銅板、絶縁材料にマシナブルセラミックを用いた。静電容量型センサアクチュエータ、レーザーセンサーなど、基幹となるコンポーネントについては機能的にフライトモデルに近い設計のものを製作し、その性能評価を進めている。

2.3.2 静電容量型センサー・アクチュエータ

試験マスの変動は、金属の試験マスとモジュール側に配置された電極とで構成するコンデンサの静電容量の変化を検出することで測定される。同じ原理を利用した変位センサーは製品として手に入るが、本研究で要求される感度が市販品よりも高いことなどから、実際に試作を行い、機能確認試験を行った。地面振動を軽減するための二段振り子に吊るした試験質量を極板で挟み、一自由度について静電容量型センサーを構成した(図 2.5)。その結果、センサーの動作原理、読み出し回路ともに機能的には問題はなく、想定内の振る舞いを行うことが確認された。この試作機におけるセンサー感度は 30 V/m 程度であり、その後の電気雑音が $3 \text{ nV/Hz}^{1/2}$ 程度と仮定すれば、DPF で目標とする静電センサーアクチュエータの感度 $10^{-10} \text{ m/Hz}^{1/2}$ は実現可能である。

試験マスを非接触保持するためのアクチュエータとしては、試験マスに向かい合って設置される電極に電圧を印可することによる引力を利用した静電アクチュエータを用いる。このアクチュエータは引力としてのみ力が働くため、複数のアクチュエータを組み合わせることで正負両方向に力を加える構成をとる。また制御ループに用いるには、フィードバック電圧に比例した力をだせる線形な特性が要求される。これらを確認するために静電アクチュエータおよびドライブ回路を試作し、動作確認、機能試験を行った。静電容量型センサーと同様、二段振り子を用いたシステムを構築し、両側に配置した電極に適当な極性・組み合わせの電圧を印可することで次元方向に力を加えた。力を加えた結果をフォトセンサーによる変位計で測定し、振り子に対する「力変位伝達函数」を測定したところ、DC でおおよそ 10^{-6} N/V 程度の効率で力を発生することが確認された。これは軌道上で想定される外部重力に依る試験

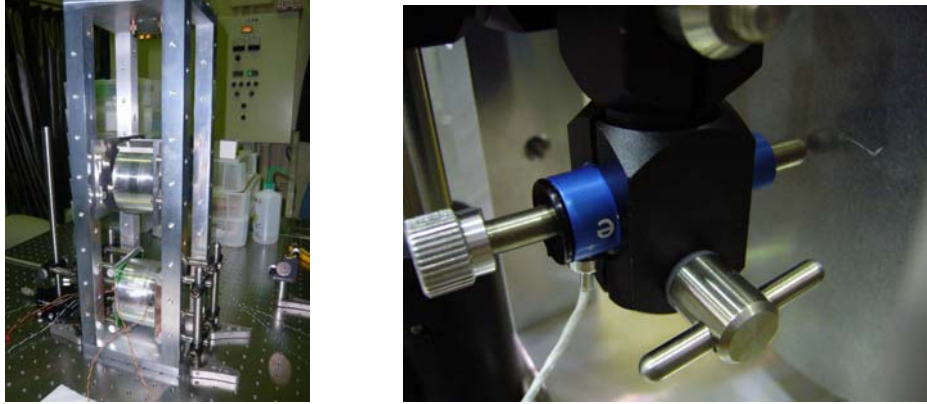


図 2.5: 左図：静電型センサー・アクチュエータ試験用の二段振り子．右図：試験マスクランプ・リリース機構に使用予定のピエゾモータの試験の様子．

マスのドラッグ 10^{-7} N を相殺するには十分であり，むしろ雑音の寄与を小さくするために効率を最適化する余地があることが示された．

また，地球重力場観測のためには，静電容量型センサーよりも感度のよい，光干渉計型センサーを用いる．このタイプのセンサーはこれまでも開発が進められていた．DPF 搭載に適合する形状のセンサーを試作し，その動作と性能の確認試験が進められている．

2.3.3 クランプリリース機構

軌道上で試験マスを精密に位置決めし，慣性空間に解放するためにクランプリリース機構を搭載する．ピエゾモーター等を可動機構として用いる予定であるが，リリース時に試験マスに与える初速を毎秒数ミクロン程度に抑える必要があるため，実際のリリース特性を計測することにより適性を判断する．この初速を計測するためにフォトセンサーを用いた測定系を試作した．振り子に吊るした試験マスに与える初速を計測する方式を採用すると，重力による振り子運動とフォトセンサーの雑音が主な雑音源になるが，フォトセンサーの感度評価により毎秒数ミクロンの速度を計測可能であるとの指針を得た．

2.4 安定化レーザー光源

DPF の変位感度は光源の周波数雑音で決まるため，周波数安定度が高く，かつ宇宙空間で安定動作をする光源の開発が必須である．この安定化レーザー光源の開発は，電気通信大学・情報通信研究機構のグループを中心に進められている．DPF に要求される周波数安定度は 0.1-1 Hz の帯域で $\delta f/f < 2 \times 10^{-15}$ であり，この安定度を実現するには高い安定度を持つ周波数基準とその周波数基準に光源の周波数を追従させる制御ループの構築が必要である．現時点では光源の制御技術については目標を満たすに十分な性能は得られているので，要求周波数安定度実現の鍵は安定な周波数基準である．DPF では外部環境等に性能が左右されにくい分子の吸収線を用いた周波数安定化を用いる予定になっている．分子の吸収線を用いた場合の安定度はその周波数雑音信号の SNR (Signal-to-Noise Ratio, 信号-雑音比) で

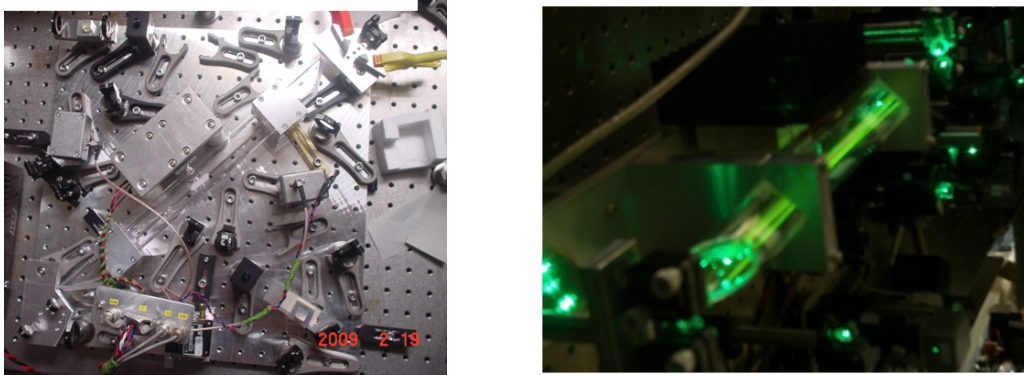


図 2.6: 左図: 沃素吸収線を用いたレーザー周波数安定化システムのブレッドボードモデル．衛星搭載時の大きさを考慮に入れた光学素子配置になっている．右図: レーザー入射時の沃素セルの様子．

制限されており，吸収の自然幅で決まる SNR が理論的限界と考えられる．光周波数標準としては，波長 1064nm の Nd:YAG レーザーの第二高調 (532nm) 近辺に細い吸収を持つ沃素分子が用いたものに関しては多くの研究例がある．ただ，この沃素安定化 Nd:YAG レーザーでは，1Hz 近辺の短期安定度において，DPF の要求値を満たす事は困難である．そのため，波長 1030nm の Yb:YAG レーザーを，より細い吸収線幅をもつ波長 515nm 帯の沃素吸収線に安定化させる実験を進めた．周波数安定度の限界を決める周波数弁別信号の SNR 向上のために光を折り返してセル中を複数透過させることや，セル内の温度の調整やレーザービーム径の最適化などの調整により，ほぼ吸収線の自然幅での安定度が実現されている．

現在，誤差信号評価では周波数安定度は目標値に達しているが，実際の安定度を評価するためにはこの光源より高い周波数安定度をもつ比較光源が必要である．情報通信研究機構では，モードロック Ti-Sapphire レーザーの各モードの周波数を自己参照法を用いて超高安定マイクロ波周波数基準 (Cryogenic Sapphire Oscillator CSO) に安定化することにより， 10^{-15} 以上の周波数安定度を持つ光コムを実現している．今後はこの光コムを用いて周波数安定度評価を行うことにより，沃素安定化 Yb:NPRO によって DPF の周波数安定度要求値が達成されていることの確認を目指す．

2.5 姿勢制御・ドラッグフリー

DPF では，衛星と試験質量の相対距離変化を読み取り，その距離が一定になるように，衛星に搭載したスラスタにフィードバックするドラッグフリー制御が行われる．これによって，衛星が局所慣性系に沿って運動するようになり，太陽輻射圧変動や大気のドラッグといった外乱が試験質量に及ぼす影響を抑圧することができる．このドラッグフリー制御実現のために，衛星の変位に関する雑音源の調査と，制御方式の検討が東京大学・新領域創成科学研究科のグループを中心に進められている．過去に打ち上げられた衛星の情報等から，姿勢制御用ホイールの定常回転時に発生する微振動が問題となり得ることが分かっており，DPF ではバス部のホイールを非搭載とし，ミッション部の低雑音スラスタで姿勢制御とドラッグフリー制御の両方を行う方式を採用している．ドラッグフリー制御に加えて姿勢の制御もミッ

表 2.2: 重力傾度安定化に関連するパラメータと外乱トルクアーム．高さはロケット結合リング中心を起点とする．章動周波数は軌道高度 500 km を仮定して算出．

項目	値
ミッション部質量	147 kg
ミッション部単体の重心の高さ	1.968 m
衛星全質量	337 kg
衛星全体の重心高さ	1.164 m
重心周りの慣性モーメント I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	435.7, 292.1, 197.7 kg m ²
ピッチ章動周波数	0.142 mHz
ロール・ヨー章動周波数	0.149, 0.321 mHz
大気抵抗トルクアーム	0.04 m
太陽輻射圧トルクアーム	0.04 m

ション部の低雑音スラスタが担うため，これらのスラスタの負担が増すことが予想され，それを緩和するために，DPF では重力傾度を利用した姿勢安定化を採用する．そこで，質量分布の調整のため，ミッション系の一部をマスト構造とし，先端におもりを配置する構成で検討がすすめられた．

衛星の構造の設計指針の主なものとして，(1) 衛星 z 軸を地心方向に向けた重力傾度安定が成り立ち，章動周波数が観測帯域に入らないようにする，(2) 衛星の重心位置と試験質量の重心位置をできるだけ近くにする，(3) 大気抵抗ドラッグ断面積，大気抵抗トルクアーム，太陽輻射圧トルクアームを極力小さくする，(4) 衛星バス部とのインターフェース条件を満たす，などを基準に検討を進めた．その結果，観測帯域を 0.1 - 1 Hz とした場合，上記の条件をすべて満たすパラメータを見つけることができた．図 2.7 に，重力傾度安定化を図るために付加したマスト構造の概略を示す．重心の高さ制限は，バスインターフェース面からのミッションペイロード単体の重心の高さと，ミッションペイロード重量の積が規程の値を越えないという条件で与えられているが，現在の DPF のデザインでは，重心高さマージン 19 mm, 質量マージン 3.2 kg でこれを満たしている．また，外乱トルクについては， x 面， y 面それぞれから見た面積中心と衛星重心がずれていると，太陽輻射圧トルクが発生し，それを補償するためのスラスタ推力の要請が厳しくなる．これらのトルクを極力小さくするために，マストの一部にパネルを配置する構成が新たに加えられている．図 2.7 のように y を軌道速度方向， z を地心方向として衛星の慣性モーメントを計算し， $I_{xx} > I_{yy} > I_{zz}$ となるような質量分布を作ると，太陽同期極軌道上で，太陽光が常に x 方向からあたるような重力傾度安定化姿勢が達成される．

ミッションスラスタの取り付け位置とスラスタベクトルについては，剛体 6 自由度のすべてに効率よく加速度を生じさせられること，部分故障への対策として冗長性を持たせること，バス側の太陽電池パネルやセンサ類が推薬で汚染されにくいこと，ノズルの深部に太陽光が差し込まないようにある程度キャントさせること等を考慮した．

このようにして決めた DPF の構造パラメータを用いて，ドラッグフリー制御系が必要な外乱補償を行い，かつ必要な雑音特性を達成できているかどうかを確かめる必要がある．この目的のために，MATLAB を利用して，時系列シミュレーションシステムの構築を進めている．これまでに，衛星の姿勢については，任意の初期姿勢や外乱トルクインパルスに対し

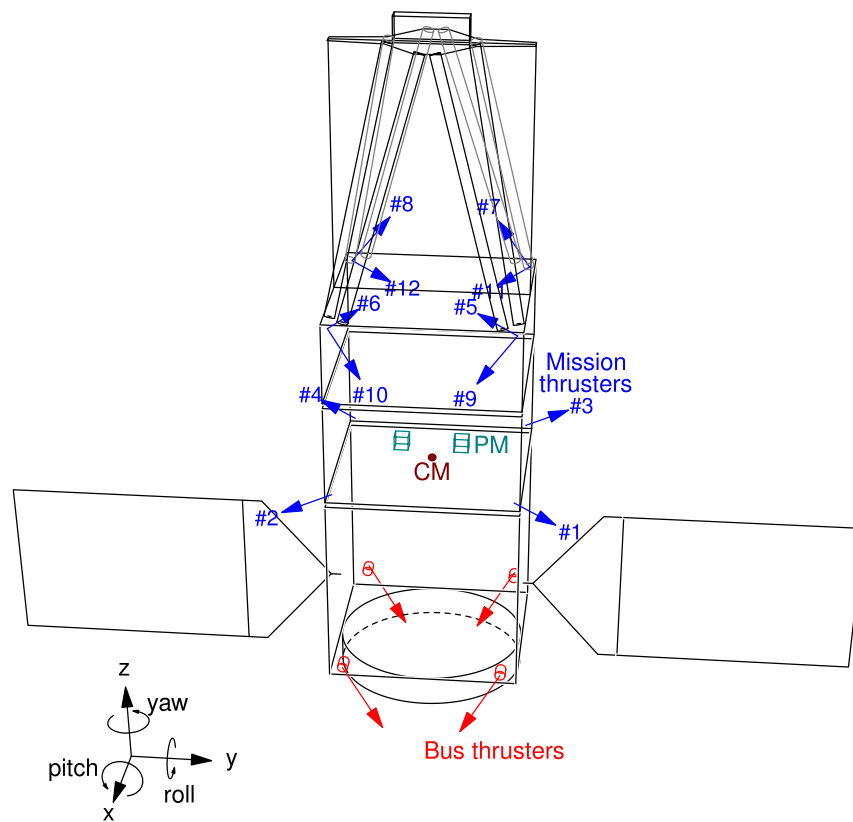


図 2.7: DPF の構造とスラスト配置 . y を軌道速度方向 , z を地心方向として重力傾度安定となる .

て時間発展を数値的に追い、スラスタの推力レンジを見積もることができるようになっている。また、姿勢センサについては、試験質量のローカルセンサだけでは絶対方位が取得できないためバス系のセンサの情報が必要になるが、周波数によりゲイン配分を振り分ける方式の検討をしている。今後は、並進（ドラッグ）を解析変量に追加し、変位・姿勢センサの信号をフィードバックすること、その状態で各種外乱が観測データの雑音にどう影響するかの評価を進めつつある。

2.6 スラスタシステム

DPF用の小型・低雑音スラスタに関しては、ミッションスラスタシステムの概念設計、雑音性能評価のための微小推力計測装置の開発、および小型スラスタの自主開発の各面で進展がある。スラスタ部は、宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部のグループを中心に検討と研究開発が進められている。

2.6.1 スラスタシステムの検討

DPFでは、小型科学衛星として比較的短期間での開発が求められることから、実績のあるスラスタを組み合わせたスラスタシステム構成の検討を進めている。DPFミッションスラスタシステムの候補として、電界放出型電気推進（FEEPスラスタ/コロイドスラスタ）、coldガスジェット、イオンスラスタの各システムを検討した。これらのうち、FEEPスラスタ・coldガスジェットについては、既開発品をベースとしたスラスタシステムの具体的な検討を行った（表2.3）。その結果、FEEPスラスタを第一候補とし、そして、coldガスジェットをバックアップとする設計の詳細化を進めている。

FEEPスラスタは、イオン源・中和器および小型の液体金属推進剤タンクから構成される（図2.8）。FEEPスラスタは推力レベルを印加電圧で高速に制御することが可能であり、また、機械的なバルブも不要であることから、ドラッグフリーに最も適したスラスタシステムの1つである。ARC社のFEEPスラスタは、直径1ミクロンの1針からイオンを放出することで最大 $10\mu\text{N}$ の推力発生が可能である。表2.3のCase 1, 2では、この $10\mu\text{N}$ スラスタを12台使用した場合とFEEPスラスタを9機クラスタ化したFEEPスラスタユニットを、12ユニット搭載した場合について、それぞれまとめている。最大推力とリソースならびにコストの観点からミッションスラスタのサイジング（推力レベル）の再検討も念頭に入れる必要がある。こうしたFEEPスラスタシステムの他に、窒素などの高圧ガスをタンクに貯蔵して噴射するcoldガスジェットスラスタの検討も進めた。噴射ガスの微小流量を可変制御するタイプのcoldガスジェットスラスタがいくつか開発されており、特に、Case 3の社のスラスタは、ミッションスラスタの候補の1つとして残してある。これは、Coldガスジェットでは、推力ノイズ等DPFに必要な性能評価が必要であるものの、開発要素が少なく、実現可能性が高いためである。

2.6.2 スラスタ雑音の評価と高性能スラスタの開発

これまでの衛星ミッションではスラスタの推力雑音の仕様はあまり考慮されてこなかった。DPFでは、推力雑音ドラッグフリー制御の性能に大きな影響を与える可能性があるため、

表 2.3: ミッションスラスタシステムの候補 .

Case	方式	メーカー	最大推力 [μN]	スラスタ 台数	重量 [kg]	電力 [W]	開発状況	DPF 仕様 準拠	コスト [億円]**
1	FEEP	ARC	10	12	8.5	86.4	フライト済		1.7
2	FEEP	ARC	100	9x12*	34.4	105.6	開発済		6.4
3	ColdGasJet	Bradford	2000	12	16.9	164.0	開発済	***	1.2

* スラスタ 9 機を束ねたクラスタを, 12 クラスタ搭載,

** 受け入れ試験等を除く概算, *** 推力ノイズ評価が未実施

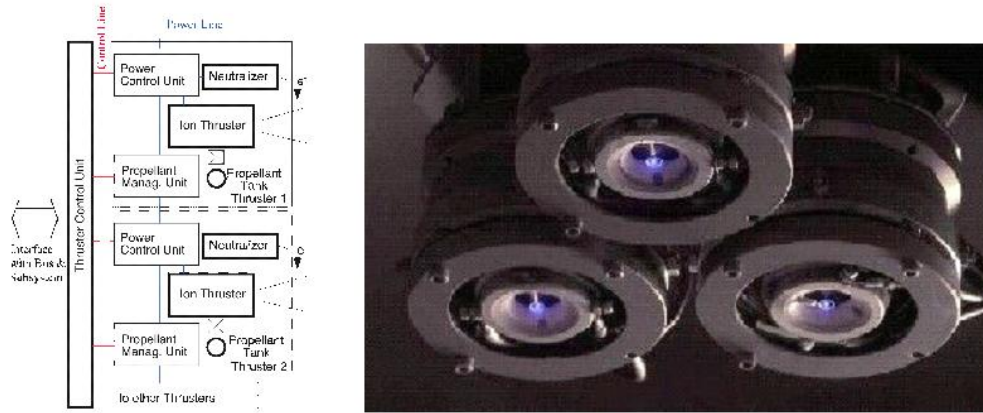


図 2.8: FEEP スラスタのブロック図と ARC 社製 $10\mu\text{N}$ スラスタ

FEEP スラスタや cold ガスジェットスラスタの推力特性を独自に評価・認定する技術は不可欠である．このため, $0.1\sim 100\mu\text{N}$ の広い推力レベルを直接計測可能な推力測定スタンドの開発を進めている (図 2.9)．このスラストスタンドを用いて $0.1\sim 20\mu\text{N}$ のマイクロスラスタの推力測定を進めている．また, 推力ノイズの測定のための磁気ダンパおよび防振ゴムによる防振設計と, 静電・電磁アクチュエータによる制御装置の設計ならびに試作も進めている．

DPF グループでは, 既存のスラスタ技術を利用するだけでなく, スラスタの自主開発も進めている．ARC 社の電界放出型電気推進 (FEEP スラスタ) は, スラスタ 1 機あたりの推力が最大 $10\mu\text{N}$ と限られている．これは, 直径 1 ミクロンの 1 針から放出可能なイオンのフラックスが, 印可電圧で決まってしまうからである．この針構造 FEEP よりも大きな推力を達成するために, 高さ 1 ミクロン・幅 1 cm 程度のスリット型 FEEP が注目されており, このスリット型 FEEP の自主開発にも着手している．DPF のスケジュールに合わせることは厳しいが, $100\mu\text{N}$ スラスタを放電室 1 機で実現することで, FEEP システムを軽量かつ大推力化することが可能であるため, 将来の DECIGO 計画に向けて重要な技術となっている．図 2.9 右図に試作品の写真を示す．

2.7 DPF 雑音源の評価

DPF で目標とする感度を実現するための雑音源の見積もりとそれに基づいた, 各サブシステムでの要求値・仕様をまとめたものを図 2.10 に示す．



図 2.9: 左図: Torsion balance 式推力スタンド (60cm の真空チャンバ内に設置) . 右図: スリット型 FEFP/BBM-1 (26mm × 19mm × 10mm) 試作品

DPF の重力波観測では、0.1~1 Hz での試験マスの変動を測定する。従って、この周波数帯での変動を表す量としてパワースペクトル値で要求値を示している。重力波に対する感度目標を達成するためには、この周波数帯で、試験マスの変動としては $6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 、試験マスへの力の雑音としては $1 \times 10^{-14} \text{ N/Hz}^{1/2}$ が要求されている¹。

ここで、この要求値の実現可能性の判断を助ける材料として、温度要求値に関して、SWIM で得られたデータの例を示す。図 2.11 の左図は、軌道上で SWIM 電源を投入した直後から約 3 分間の温度変動のデータである。これは SWIM ユーザーモジュール内に設置されたアナログ IC センサの温度情報を AD コンバータで取得したもので、電源投入直後から温度が 0.7 度程度上昇している様子が記録されている。一方、右図はこのデータから変動スペクトルを求めたものである。0.1~1 Hz の周波数帯では、 $2 \times 10^{-3} \text{ K/Hz}^{1/2}$ の温度変動スペクトルが得られている。このレベルは AD コンバータの量子化雑音と考えられ、実際はこれ以下に変動が抑えられている見込みである。SWIM 自体では、能動的な温度制御や受動的な熱シールドなどの温度安定化のための設計は特にされておらず、熱制御は SDS-1 衛星だけに依存している。その状態でも、DPF の温度変動スペクトル要求をほぼ満たしているといえる。このように、DPF では、0.1~1 Hz (1~10 秒周期) の変動が小さいことが重要であり、それより長い時間スケールでのドリフトは直接的には問題にはならない。

もう一つの例として、衛星の振動レベル要求値について説明する。DPF では、衛星振動レベルとして、 $1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下を要求している。この値は、神岡鉱山内などの安定な地下環境における地面振動 (常微動) レベルに相当する (東京などの都市部での地面振動レベルは、これよりも約 2 桁大きい)。DPF では、モメンタムホイールなど、機械的振動を発生する要素を搭載しない構成になっており、この振動レベルは十分に実現可能な値と判断できる。一例として、地球重力場観測衛星 GRACE では、同様の配慮が施されており、主に目標とする周波数帯は異なるものの、DPF の要求を満たす衛星擾乱レベルが実現されている。

¹パワースペクトルに、周波数幅の平方根を乗算したものが、その周波数帯での RMS (Root-Mean-Square) 振幅になる。DPF の場合、0.1~1 Hz の周波数帯を観測対象としており、周波数幅は約 1 Hz となる。従って、各要求値の単位から $/\text{Hz}^{1/2}$ を消したものを、0.1~1 Hz 帯で要求する RMS 振幅と考えても差し支えない。

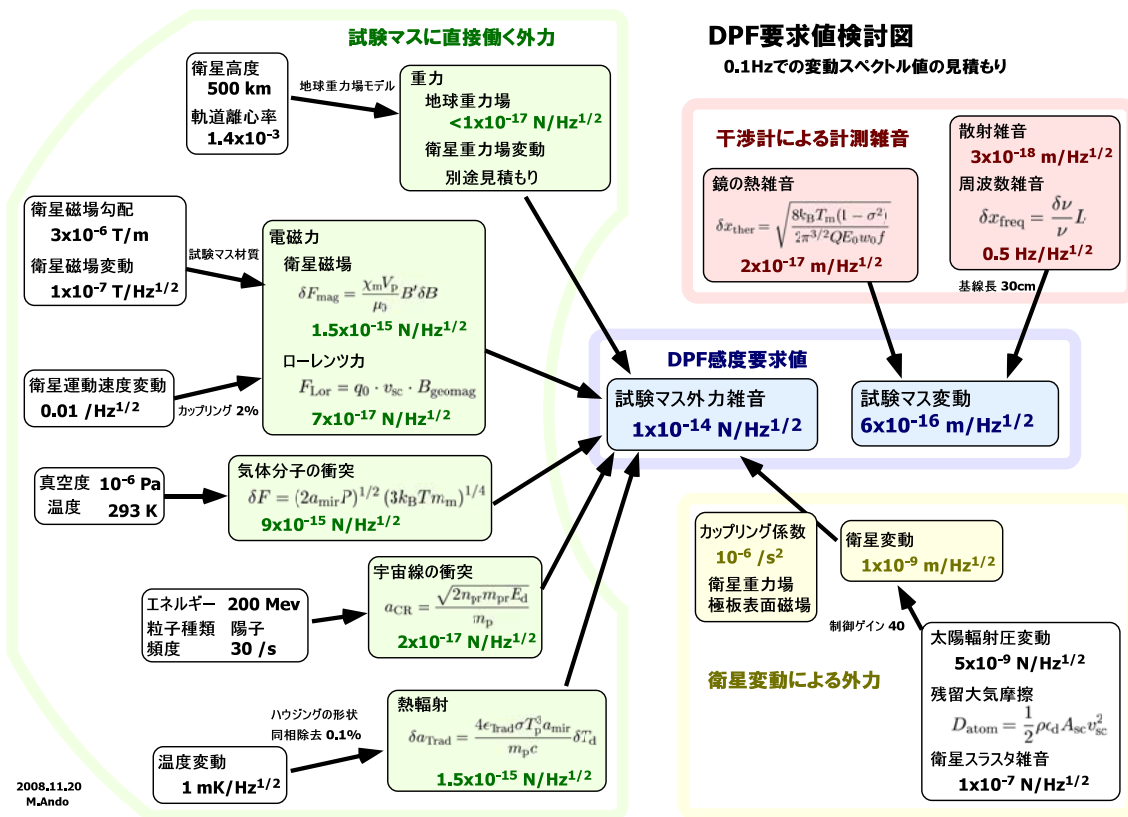


図 2.10: DPF 雑音源の評価と要求値検討．変位雑音や力の雑音という DPF の感度に直結する要求値 (青枠内) を、各サブコンポーネントに対する要請に分割したもの．

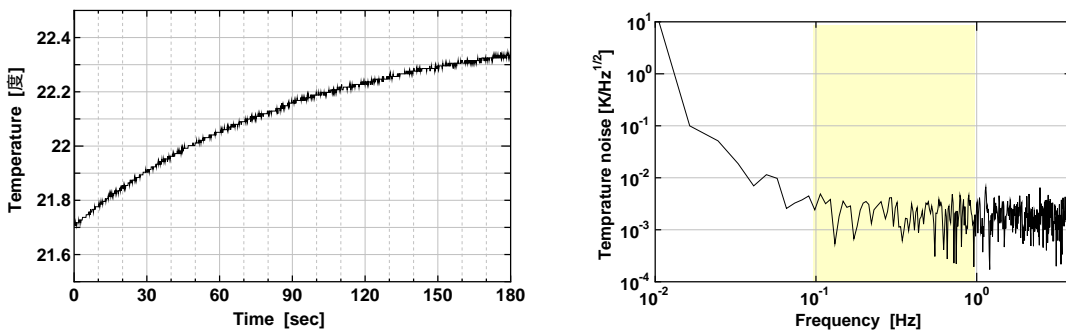


図 2.11: SWIM 内部の温度変化と温度変化のスペクトル．ドリフト変化とスペクトル変動の対応関係の例として挙げた．DPF では 0.1 - 1 Hz での変動に対する要請が重要であり、ゆっくりした変動やドリフトなど、それより低い周波数での変動は直接の問題にはならない．

第3章 実行体制

DPF のサブシステム構成と主要部の開発体制を図 3.1 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 LCGT にも参加しているが，現在，大半の-effort は DPF/DECIGO に割いている状態である¹．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²．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．

3.1 LISA 計画との協力

ESA と NASA が協力して進めている LISA 計画では，その前哨ミッションである LPF (LISA Pathfinder) を 2010/11 年頃に打ち上げる予定になっており，既に一部のフライトモジュールの試験が進められている．LPF/LISA と DPF/DECIGO では，設計思想や技術の面で共通する部分も多い．この LISA グループは，DPF/DECIGO グループを支援することを表明してくれており，具体的な技術や情報の相互交流を積極的に進めている．2008 年 11 月には，LISA と DECIGO の共同で，第 1 回 LISA-DECIGO 国際ワークショップが JAXA・宇宙科学研究本部で開催された．これは LISA 側から開催の提案があり，LISA 側の主な首脳陣が非常に限られたスケジュールの中でも全て参加をしてくれ，LISA が DECIGO に対して強いサポートの意思を示した会議であった．以下，LISA のプロジェクトリーダーである Karsten Danzmann 氏 (ドイツ・マックスプランク研究所) からの会議終了後に送られてきた DECIGO/DPF に対するサポートレター (DECIGO リーダー川村静児充て) を，本人の了承を得た上で引用する．

Dear Seiji,

Thank you very much for organizing the 1st LISA/DECIGO Symposium.

It was a pleasure to be there and we were deeply impressed by the quality of your work on space based gravitational wave detection. We are sure there will be a bright future for Japan in this field and we hope for a long and fruitful collaboration on DECIGO and maybe LISA itself! Please be assured of our full support.

Regards, Karsten

¹DPF 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．

²2008 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．

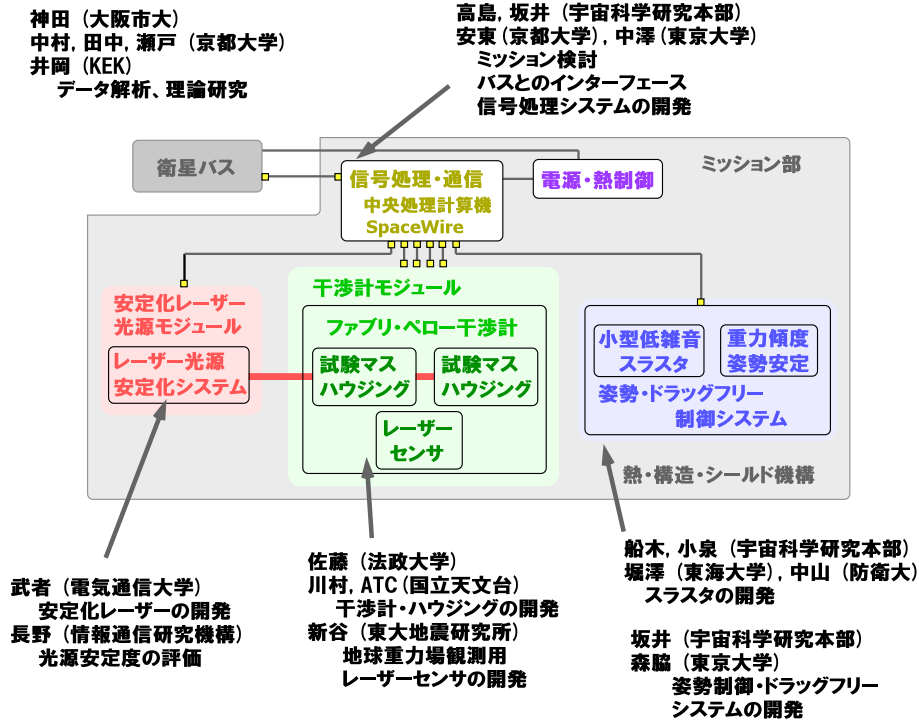


図 3.1: DPF の研究開発体制．各機関がサブシステムを担当し，それをまとめあげる形で開発を進めている．

3.2 JAXA 研究開発本部・誘導制御グループとの協力

JAXA 研究開発本部・誘導制御グループでは，宇宙機のダイナミクスや宇宙機の航法・誘導/制御技術を専門としている．このグループでは，DECIGO のフォーメーションフライトや，DPF のドラッグフリー制御への協力を通して，基礎科学へ貢献する意思を示している．DPF に関しては，試験マスと衛星間の相対距離計測とドラッグフリー制御に興味を示してもらっており，今後議論を進め，より具体的な協力体制を確立していく予定である．

3.3 スタンフォード大グループとの協力

スタンフォード大には，レーザー光学の大家である Bob Byer や，ドラッグフリー衛星の創始者であり，相対論検証衛星 Gravity Probe B の副 PI である Dan Debra などが在籍している．彼らのグループは DPF/DECIGO との共同研究を実施することに非常に積極的であり，具体的な協力体制について協議を進めている．その結果，(1) DPF のための紫外 LED を用いた試験マスの帯電制御，(2) DECIGO のための回転球体試験マス使用の可能性の検討，の 2 つの面で協力を進めることになっている．特に前者は，彼らの開発した紫外 LED を用いた帯電制御システムを，実際に DPF に搭載するという実機に直結した協力になる見込みである．

3.4 大学の工学系研究室との協力

近年、大学の航空・宇宙系の研究室などで、自作衛星の製作を進めている研究室やそのような興味を示している研究室が増えてきてる。そのような研究室が協力して UNISEC (University Space Engineering Consortium) という団体を設立し、情報の共有や議論を行っている。DPF/DECIGO グループでは、この UNISEC に声をかけることで、衛星システムや搭載機器の研究・開発に関して、実行力のある工学系研究者の参加を呼びかける方針で準備を進めている。

第4章 経費の見積もり

図 4.2 に、ミッション提案書に示した DPF 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・信号処理系の見積もりに関しては、DPF では、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。この場合、部品選定のための試験は必要になるが、ほぼ地上装置と同程度の経費で機器を製作することが可能になる。DPF では、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 4.2 は、この考え方から DPF ミッション部の主要光学系部分¹について経費見積りの根拠を示したものである。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。

宇宙仕様の部品を使用した場合、この比率は 100 倍程度を見込む必要がある。ただ、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。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。

¹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]		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価 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 4.1: DPF の経費見積もり . 青字の数字の詳細は図 4.2 のものに対応.

提案書見積もり		民生部品で構成した場合	
	合計	合計	比率
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	8.8
周波数安定化光学系	50,000	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	7.9
		ドライバ回路 800	
		制御回路 1,100	

単位: 千円

図 4.2: DPF のミッション部光学系部分の経費見積もり .

参考文献

- [1] E. W. Kolb and M. S. Turner, *The Early Universe*, Addison-Wesley, 1990
- [2] S. Weinberg, *Cosmology*, Oxford Univ Press, 2008
- [3] T. Padmanabhan, *Structure Formation in the Universe*, 1993
- [4] A. R. Liddle and D. H. Lyth, *Cosmological Inflation and Large-Scale Structure*, Cambridge University Press, 1999
- [5] COBE (Cosmic Background Explorer) web site:
<http://lambda.gsfc.nasa.gov/product/cobe/>
- [6] WMAP (Wilkinson Microwave Anisotropy Probe) web site:
<http://map.gsfc.nasa.gov/>
- [7] GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) web site:
<http://www.csr.utexas.edu/grace/>