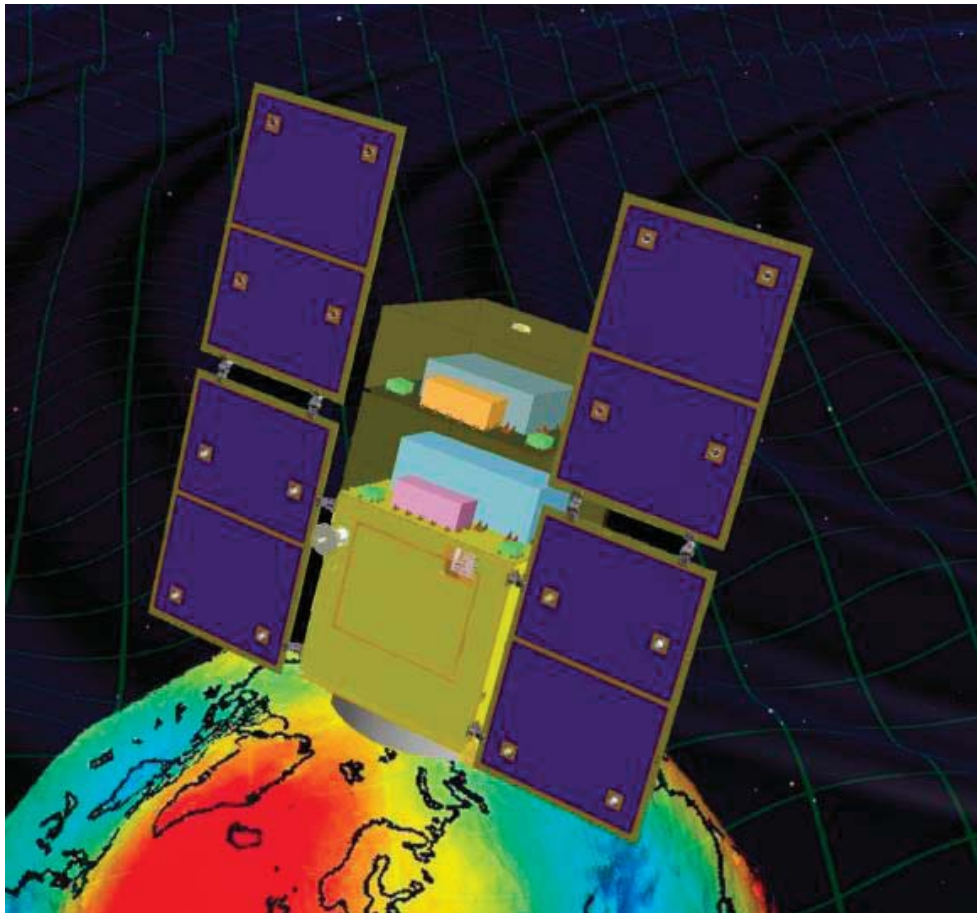


小型重力波観測衛星  
DECIGO パスファインダー (DPF)  
— ワーキンググループ終了報告書 —



DECIGO パスファインダー ワーキンググループ

2016年12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,

〒 113-0033 東京都 文京区 本郷 7-3-1

東京大学 理学系研究科 物理学教室,

E-mail: ando@granite.phys.s.u-tokyo.ac.jp,

Tel: 03-5841-4142,

Fax: 03-5841-4149

## 更新履歴

2016 年 12 月 7 日 初版

### 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 400 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鉛直方向、太陽電池パネルが太陽方向を向く姿勢を維持する。

# 目次

<b>第1章</b>	<b>DPFの概要とワーキンググループ活動</b>	<b>1</b>
1.1	DPF ミッション概要	1
1.1.1	衛星構成	1
1.1.2	衛星軌道・姿勢	1
1.1.3	衛星運用・観測	2
1.2	ワーキンググループの主な活動	2
1.2.1	DPFの科学的意義の検討	2
1.2.2	衛星システム検討	4
1.2.3	根幹となる搭載機器の開発研究	4
1.2.4	コミュニティとの対話と貢献	6
1.3	活動経費	7
1.3.1	JAXA 宇宙理学委員会 戦略的開発経費	7
1.3.2	その他の JAXA 宇宙理学委員会経費	8
1.3.3	その他の競争的資金	9
1.4	ミッション選定結果の分析	9
1.4.1	DPF ミッションの意義・位置づけ	9
1.4.2	衛星規模の検討	10
1.4.3	コミュニティでの位置づけ	10
1.5	方針変更の理由	11
1.6	DPF WG 活動で得られた成果と知見	11
<b>第2章</b>	<b>サイエンス検討</b>	<b>13</b>
2.1	ビッグバン宇宙の直接観測と DECIGO 計画	13
2.1.1	ビッグバン宇宙の直接観測	13
2.1.2	重力波の観測	14
2.1.3	宇宙重力波望遠鏡 DECIGO の基本設計	15
2.1.4	DECIGO の概念設計	16
2.1.5	DECIGO 実現をめざしたロードマップ	17
2.2	DPF のミッション目標	19
2.2.1	宇宙レーザー干渉計	20
2.2.2	安定化レーザー光源	22
2.2.3	ドラッグフリー制御	23
2.2.4	総合観測運用	25
2.3	ミッション成功基準	28
2.4	科学コミュニティの中での位置付け	28

2.4.1	観測的宇宙論	28
2.4.2	重力波観測分野	29
2.4.3	宇宙重力波望遠鏡ミッション	31
2.4.4	地球重力場観測	32
2.4.5	波及効果	32
<b>第3章</b>	<b>衛星システム検討</b>	<b>34</b>
3.1	ミッション要求	34
3.2	衛星全体の構成	36
3.2.1	概要	36
3.2.2	衛星質量配分	36
3.2.3	衛星電力配分	37
3.2.4	軌道・衛星姿勢	39
3.3	ミッション部構成	40
3.3.1	ミッション部概要	40
3.3.2	ミッション搭載機器	41
3.3.3	ミッション信号処理	43
3.3.4	構造・電力・熱設計	43
3.3.5	ミッション部電源・温度制御	44
3.4	衛星バス部構成	44
3.4.1	衛星バス構成	45
3.4.2	標準構成からの変更	45
3.5	ミッション部-バス部インターフェース	46
3.6	運用計画	46
3.6.1	運用要求・運用コンセプト	46
3.6.2	初期姿勢捕捉	48
3.6.3	ミッション運用	48
3.6.4	地上局	49
3.7	技術成熟度・信頼性とリスク	50
3.7.1	技術成熟度	50
3.7.2	冗長性・信頼性の考え方	51
3.7.3	リスク要因とバックアッププラン	51
<b>第4章</b>	<b>搭載機器検討・開発</b>	<b>53</b>
4.1	レーザー干渉計	53
4.1.1	要求・仕様	53
4.1.2	構成・ブロック図	55
4.1.3	開発・技術成熟度	60
4.1.4	要開発項目・トレードオフ	65
4.2	安定化レーザー光源	67
4.2.1	要求・仕様	67
4.2.2	構成・ブロック図	67
4.2.3	開発の状況と技術成熟度	69

4.3	姿勢・ドラッグフリー制御	70
4.3.1	要求・仕様	71
4.3.2	構成・ブロック図	74
4.3.3	開発の現状	78
4.3.4	開発項目・トレードオフ	81
4.4	ミッションスラスタ	82
4.4.1	要求・仕様	82
4.4.2	構成・ブロック図	83
4.4.3	開発状況・技術成熟度	89
4.4.4	開発項目・トレードオフ	92
<b>第5章</b>	<b>実施計画の検討</b>	<b>96</b>
5.1	スケジュールと試験計画	96
5.1.1	マスタースケジュール	96
5.1.2	開発計画	96
5.1.3	試験計画	97
5.2	実施体制	98
5.3	費用	99
<b>第6章</b>	<b>主な発表論文・講演・主催会議</b>	<b>101</b>
<b>第7章</b>	<b>DPF ワーキンググループメンバー</b>	<b>113</b>

# 第1章 DPFの概要とワーキンググループ活動

本章では、小型重力波観測衛星 DPF の概要について触れたあと、DPF ワーキンググループで進められた活動を概観する。

## 1.1 DPF ミッション概要

### 1.1.1 衛星構成

DPF は、小型科学衛星標準バスを用いた、総重量は 400 kg の衛星で、 $950 \times 950 \times 2000$  mm の衛星本体に、太陽電池パドルが取り付けられた形状を持つ (表 1.1)。ミッション機器としては、干渉計モジュール、それにレーザー光を供給する安定化レーザー光源、ドラッグフリーを実現するための小型低雑音スラスタと制御システム、またそれらの信号処理などを行うミッション制御機器などが搭載される。これらは、バス部上部に取り付けられた  $950 \times 950 \times 900$  mm のミッション部構体内に収められ、電気的には、通信・電力供給・温度制御用の配線のみでバス部と接続される。DPF では、レーザー干渉計など振動に敏感な装置を搭載するため、外乱や衛星内部の振動を極力低減するような設計がされている。特に、衛星自身の擾乱を抑えるため、機械的な振動を励起する機器はバス部も含めて極力搭載しない。また、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。

### 1.1.2 衛星軌道・姿勢

DPF は、イプシロンロケットを用いて高度 500 km の太陽同期円軌道に投入される。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。安定な温度環境実現の要請から、日照-日陰境界を周回する軌道をとる。衛星姿勢は、地球重力場の観測と、安定な電力供給を考慮して、地球に対して同じ向きを向く地球指向姿勢、かつ衛星の同一面を常に太陽方向に向ける太陽指向姿勢をとる。ミッション部の干渉計を構成する 2 つの鏡 (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線 (干渉計の光軸) が、軌道面内で、地球鉛直方向に垂直になる方向をとるような軌道運動設計になっている。

DPF では、機械的な振動を避けるため、衛星姿勢制御のためのモメンタム・ホイールは搭載しない。ミッション機器による測定時には、バス部に取り付けられたスラスタは、推力雑音が大きいが想定されるため使用せず、衛星姿勢はミッション部に搭載された小型低雑音スラスタで実現される。バス部に搭載されたスラスタは、打ち上げ後の初期姿勢捕捉や、ミッション部での姿勢制御系不調時のセーフホールドのために用いる。

表 1.1: DPF の概要

項目	諸元
<b>衛星全体</b>	
打上げ時期	2019 年
打ち上げロケット	イプシロンロケット
軌道	太陽同期極軌道, 高度 500 km 円軌道
衛星姿勢	地球指向, 太陽同期, 重力傾度安定とドラッグフリー制御
衛星寸法	950 × 950 × 2000 mm + フィン構造, 太陽電池パドル
重量	400 kg
消費電力	最大 500 W
ダウンリンク	2 Mbps
<b>搭載機器</b>	
干渉計モジュール	重力波観測用の基線長 30 cm 干渉計鏡 (試験マス) を保持するハウジング
安定化レーザー光源	重力波観測用干渉計に用いる光源, 沃素吸収線による安定化
ドラッグフリー制御	試験マスを基準に衛星変動を制御, 小型・低雑音スラスタを搭載
ミッション制御系	信号処理・バス部との通信, 電源制御, 温度調節
バス部	小型科学衛星標準バス, 低擾乱化のための仕様変更

### 1.1.3 衛星運用・観測

搭載機器に関しては、長時間安定動作という観点から、地球 1 周回に相当する最低 2 時間の連続安定動作をミッション要求としている。その一方、宇宙環境における劣化、環境条件の差異における影響、長期観測データ取得の観点から、運用期間は 1 年と設定する。衛星の運用は、衛星機能の確認、ミッション機器機能確認、ミッション機器による宇宙実証試験、そして重力波・地球重力場の観測、という手順で進める。DPF における観測は、時系列データを連続的に取得し続けることで実現される。従って、800 kbps 程度のほぼ一定のレートで出力されるデータを、途絶えることなく処理・記録し、地上へ送信するデータ処理システムの構成をとる。

## 1.2 ワーキンググループの主な活動

小型重力波望遠鏡 DPF は、当初、宇宙重力波望遠鏡 DECIGO を実現するための最初の前哨衛星として提案された。小型重力波望遠鏡 DPF WG としては、2007 年の設立以降、約 10 年間活動を継続してきた。その間、DPF の科学的意義・衛星システム検討・搭載機器開発などを進め、小型科学衛星 2 号機、3 号機のそれぞれに対してミッション提案を行った。DECIGO および DPF に関する経緯を表 1.2 にまとめる。以下、主な活動内容と成果を記す。

### 1.2.1 DPF の科学的意義の検討

宇宙重力波望遠鏡 DECIGO は、初期宇宙の直接観測といった、他では得られない非常に大きな科学的価値を持った将来計画である。そして、小型重力波観測衛星 DPF は、そのための技術実証を行うことを目的として提案された。しかし、ミッション実現のためには、将来のための技術実証だけでなく、DPF 単体としての科学的成果が求められていた。そのことから、DPF による観測の科学的意義、無重力の宇宙空間でレーザー干渉計を用いた精密

表 1.2: DPF WG の主な活動の年表 .

2001年11月	宇宙重力波望遠鏡 DECIGO について科学的意義と提案をする 最初の論文が Phys. Rev. Lett. 誌に掲載される .
2002年5月	最初の DECIGO ワークショップを開催 . その後ほぼ毎年継続 .
2005年1月	JAXA の「宇宙科学に関する小型計画の構想募集について」 の募集に対して , DECIGO のための前哨衛星 DPF1 として提案 . 30 程度の応募のうち「良く分からないもの」という分類がされた .
2006年度	「衛星搭載用小型重力波アンテナの開発」のテーマで 搭載機器基礎開発経費に採択される (2007 年度も継続して採択) .
2006年11月	小型重力波観測衛星 DPF WG 設立申請書提出 .
2007年度	小型重力波観測衛星 DPF WG 設立 戦略的開発経費に採択される (2015 年度まで継続的に採択) .
2008年9月	「小型科学衛星シリーズ」の募集に対して , 小型重力波観測衛星 DECIGO パスファインダー (DPF) のミッション提案書を提出 .
2008年11月	小型科学衛星専門委員会によるヒアリング . 結果として5つの提案の中で採択されたミッションはなかった .
2009年1月	SWIM を搭載した小型実証衛星 SDS-1 の打ち上げ . SWIM はその後 , 1 年半運用が継続される .
2009年2月	小型科学衛星 2 号機ミッションの提案再募集が行われる .
2009年3月	小型科学衛星専門委員会からの評価と提言に基づき , ミッション提案書の補遺を提出 .
2009年5月	小型科学衛星専門委員会によるヒアリング . 小型科学衛星 2 号機の最終 2 候補まで残るが落選 .
2010年9月	その後も , 根幹技術開発とミッション検討を継続 . SWIM の運用停止 . 超過成功基準まで達成 .
2010年10月	[地上重力波望遠鏡 KAGRA プロジェクトが採択される .]
2014年2月	「イプシロン搭載宇宙科学ミッション」の募集に対して DPF ミッション提案書を提出 .
2014年4月	宇宙理学委員会専門委員会によるヒアリング . 第 2 段階審査に進むことなく落選 .
2014年10月	DPF WG 内で議論後 , DECIGO ワークショップで新たな方針を決定 . DPF を発展的に解消し , Pre-DECIGO(仮称) の実現を目指す方針 .
2016年9月	Pre-DECIGO(仮称) の科学目標を示した論文が PTEP に掲載される . Pre-DECIGO(仮称) から B-DECIGO に呼称を変更 .
2016年11月	ワーキンググループの「再定義の上継続」の審査
2016年12月	DPF WG の終了報告書 (本文書) の提出 .

計測を行うことの科学的意義などを広く検討した . DPF の位置づけは 2 度のミッション提案において少し異なっていた .

- 小型科学衛星 2 号機に対する 2008 年の最初の提案時は , 技術実証による科学技術的な意義に加えて , 実際に重力波観測を行い , 重力波信号を捕えることも目的としていた . 特に , 中間質量ブラックホールの連星合体現象からの重力波を主な観測ターゲットとし , その観測確率や得られる科学的意義について検討を進めた . さらに , 小型科学衛星専門委員会の提言を受け , 地球重力場観測グループと協力することも含めた . 重力波検出器は重力勾配計としても用いることが可能である . その特徴を生かし , DPF では地球重力場の軌道上からの観測によって , 海外ミッションに匹敵する科学的成果を得ることも目的としていた .
- 小型科学衛星 3 号機に対する 2014 年の 2 回目のミッション提案時には , JAXA SE 室



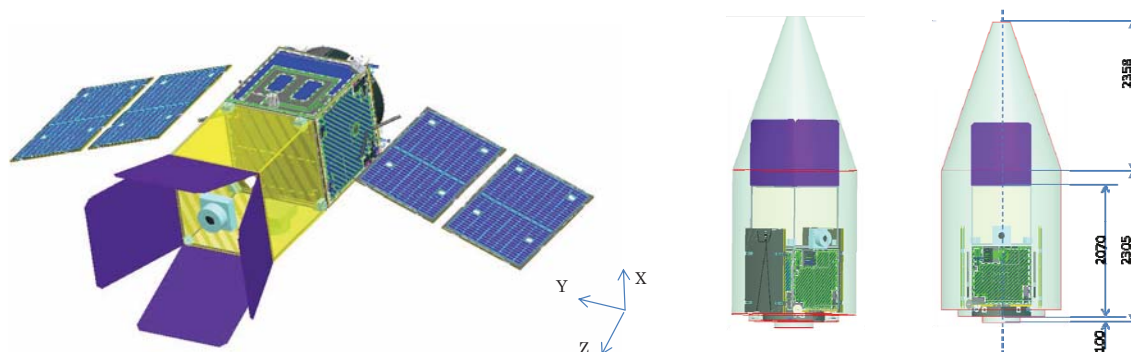


図 1.1: DPF 外観 (左図) と、次期固体ロケットフェアリング内設置時の様子 (右図)。

との相談もあり，ミッション目的の先鋭化を行った．その結果，将来の本格的な宇宙重力波望遠鏡 DECIGO のための技術実証という本来の目的に立ち戻り，重力波の検出や地球重力場観測は超過成功基準とし，主目的とは切り分けるという判断を行った．DPF 自体の科学的意義は，宇宙空間でのレーザー干渉計を用いた精密計測という点に絞られた．

### 1.2.2 衛星システム検討

DPF 衛星のシステム検討をメーカーの協力を受けて進めた．これまで宇宙空間からの重力波観測は行われたことはなく，宇宙ミッションの検討に参入した新規分野であった．このことから，工学研究者や衛星開発メーカーとは，重力波観測のための要求仕様等についての基本的な共通理解を得る段階から始める必要があった．さらに，DPF では衛星内に保持した試験質量の位置を基準に衛星位置を制御するドラッグフリー制御が不可欠であった．そのためは，ミッション搭載機器と衛星システム，搭載スラスタを全て含めて制御する必要があると同時に，衛星の構造（剛性や空力特性）も考慮に入れる必要がある．機械的振動を引き起こすモメンタムホイールやレーザージャイロは搭載できないという制約もあり，衛星システムについては，複数年に渡って検討を繰り返す必要があった．それらの検討の結果，質量，大きさ，電力，熱，衛星の位置・姿勢制御，初期軌道捕捉，信号処理などの面で，小型科学衛星標準バスを用いた衛星全体構成の成立解を見出した．また，地上局や運用方法についての検討も進めた．

### 1.2.3 根幹となる搭載機器の開発研究

DPF に搭載するミッション機器について，技術的課題を洗い出し，根幹となる搭載機器について基礎開発を進めた．特に，レーザー干渉計，安定化レーザー光源，ドラッグフリー制御・スラスタ，信号処理回路の開発が主であった．

- レーザー干渉計モジュール

宇宙空間で動作する，基線長 30 cm のレーザー干渉計モジュールの基本動作実証と，ブレッドボードモデルの開発を進めた．レーザー干渉計を構成する要素としては，入

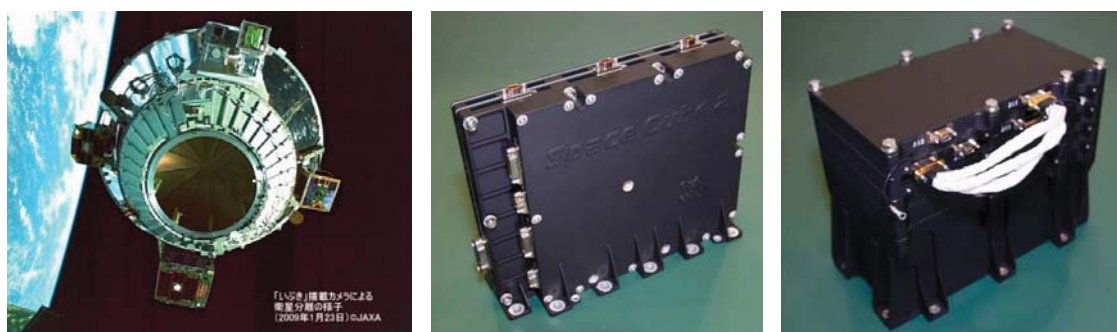


図 1.2: (左) GOSAT 衛星から撮影された相乗り衛星．SWIM を搭載した SDS-1 衛星は写真下部のもの，(中央) 宇宙用計算機 SpaceCube2，(右) 小型重力波観測モジュール SWIM $_{\mu\nu}$ ．

射光学系として用いるモノリシック光学系の動作実証，試験質量とそれを覆う静電型センサ・アクチュエータを一体化した試験マスモジュール，静電型センサよりも高感度な小型レーザーセンサ，打ち上げ時に試験質量を保持し軌道上で解放するクランプ・リリース機構，試験質量を構成する低磁化率材質の試作と評価，レーザー干渉計からの信号取得のための RF 光検出器・復調器のアナログ回路，などがある．これらの構成要素の試作と，ねじれ振り子や自由落下装置を用いた性能評価を進め，動作の原理実証を行った．さらに，それらを全て取りまとめて一体化した構造を設計・製作し，干渉計モジュールとしての動作を目指した．

- 安定化レーザー光源

DPF では，リソースの制約からレーザー干渉計を 1 台しか搭載することができなかった．そのため，重力波観測の際の感度はレーザー光源の周波数雑音で制限されることになる．DPF では，0.1 Hz の周波数帯で  $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  という周波数安定度が要求されていた．これは地上実験などで実現されている最も良い安定度に相当する値であった．そこで，地上での性能の軌道上での再現性や，将来の DECIGO への拡張性を考慮して，安定化レーザー光源としては，ヨウ素の吸収線を用いた周波数安定化を用いるという検討と判断を行った．

DPF に搭載するサイズでのブレッドボードモデルの製作を行い，誤差信号での評価では DPF の要求を満たす性能を得た．また，強度安定化やデジタル信号処理による自動制御系も組み込まれた．最初のブレッドボードモデル (BBM1) による実証後，2 台の比較による絶対周波数安定度の評価のために，BBM2, BBM3 という，2 台目・3 台目のブレッドボードモデルの開発も進めた．それに伴い，ファイバ光学系やモノリシック光学系を用いた小型軽量化・堅牢化も進められた．

- ドラッグフリー制御・スラスト

重力波観測を行うためには，ドラッグフリー制御によって衛星の並進・姿勢の変動を抑圧し，安定な無重力環境を実現することが不可欠である．DPF では，太陽輻射圧による変動レベル以下に衛星振動を抑圧することを要求値としていた．これは，地球上では地下坑道など最も安定な環境下での振動レベルに相当する．ドラッグフリーの構成要素は，衛星内で浮かぶ試験質量と衛星の相対変動を検出するためのセンサ，信号

処理系，それらを衛星の並進・姿勢にフィードバックするスラスタが基本構成要素になる．センサとしては，レーザー干渉計の試験マスモジュールに組み込まれた静電型センサを用いる．そこで，信号処理系のハードウェアと制御則の開発検討と，低雑音でのドラッグフリー実現のための小型低雑音スラスタの検討と開発が必要となる．

信号処理のハードウェアとしては，宇宙用信号処理規格であり，小型科学衛星標準バスでも使用されている SpaceWire をベースにしたものを採用した．デジタルボードを製作し，そこに制御系を組み込むことで，レーザー干渉計や試験マスモジュールで安定な動作ができることを確認した．また，宇宙実証も行った（次項で触れる）．ドラッグフリーの制御則の面では，主に解析計算とシミュレーションによる検討を進めた．センサやアクチュエータの雑音，スラスタの応答速度や衛星の機械的構造による制御帯域の制限を加味した検討を行い，DPF の要求値を満たす性能を実現することは可能という結論を得た．

小型低雑音スラスタとしては，宇宙実績のある既存技術を用いたシステム検討と，独自の新規スラスタの開発を進めた．また，スラスタの推力雑音を評価するためのスラスタスタンドの製作も進めた．DPF のリソース制約に収まるような質量・大きさ・電力面でのトレードオフ検討をメーカーの協力も受けて行い，少なくともコールドガスジェットを用いたシステムで成立することを見出した．一方，連続制御と低推力雑音の面では機械的な可動機構を含まない電気推進スラスタも有望視されている．それらを組み合わせた構成の検討を進めた．

- 小型モジュール SWIM <sub>$\mu\nu$</sub>  による宇宙実証

宇宙用通信規格 SpaceWire と重力波観測用の試験マスモジュールの宇宙実証を行うための小型モジュール SWIM (SpaceWire Interface Demonstration Module) を製作し，それを JAXA が開発した小型実証衛星 SDS-1 に搭載して打ち上げる機会を得た．

SWIM は，宇宙用計算機 SpaceCube2 と，観測データを生成するユーザーモジュールに相当する SWIM <sub>$\mu\nu$</sub>  で構成され，合計で1辺 20 cm の大きさ，質量 5 kg 以内に収まる小型モジュールであった．JAXA やメーカー，近隣分野のサポートを受けて 2007 年から開発を開始し，2009 年 1 月に，SWIM 搭載の SDS-1 衛星は，GOSAT 衛星の相乗り衛星として打ち上げられた．高度 500 km の軌道上での SpaceWire 通信・信号処理の実証，試験マスの無重力・非接触制御動作の確認を，衛星のスピン・3 軸姿勢制御のそれぞれで行った．また，それらの成功基準達成後には運用を延長し，合計地球 3 周回分の連続観測運用も行った．そのデータから重力波に対する上限値を付けるなど独自の科学的成果も得られている．SWIM によって，信号処理系や試験マス制御動作の宇宙実証が達成されるとともに，世界最初の宇宙重力波望遠鏡の実現という成果も得られた．

#### 1.2.4 コミュニティとの対話と貢献

DPF WG では，コミュニティーへ貢献活動も行った．それらに伴い，コミュニティーの中での位置づけを明確にし，サポートを受ける努力も継続した．

- 国内の重力波コミュニティ (JGWC, Japan Gravitational-Wave Community)  
国内の重力波コミュニティ JGWC での報告や戦略の議論に貢献した．その結果，まず

地上重力波望遠鏡 KAGRA の推進を第一優先とし、その後に宇宙重力波望遠鏡の実現を目指す、というコンセンサスを得た。その後、2010 年には KAGRA(当時は LCGT) が採択され、プロジェクトが開始されている。DPF WG では、KAGRA と相補的な活動を行い、「宇宙のはじまりを直接観測する」という魅力によって学生や近隣分野研究者を取り込み、重力波分野の活動領域の拡大に貢献した。

- 宇宙線研究者コミュニティ (CRC)  
DECIGO/DPF WG は、より広いコミュニティとして宇宙線研究者コミュニティ内で活動を進めた。将来計画シンポジウムやタウンミーティングといった機会では積極的に講演を行い、周辺分野研究者への理解を求めた。2015 年から 2016 年にかけて行われた RFI (研究領域の目標・戦略・工程表) において、DPF/DECIGO は、CRC の研究領域で取りまとめられ、提案がなされた。
- 国際重力波コミュニティ  
2001 年の DECIGO の最初の提案以降、国際的な重力波研究分野におけるプレゼンスを高める活動を継続し、国際的に認知される計画となっている。例えば、国際的な重力波研究分野をとりまとめる GWIC (The Gravitational Wave International Committee) が 2010 年に取りまとめた GWIC Roadmap では、DECIGO は主要なプロジェクトの 1 つとして記載されている。
- 他の宇宙重力波ミッションとの協力関係  
海外の他の宇宙重力波ミッション、特に LISA 計画とは、合同でワークショップを開催するなど研究者レベルでの協力関係を進めている。試験質量の除電機構やドラッグフリー検討など DPF のいくつかの重要部分についてはより密なコラボレーションも行われた。また、ESA L3 として 2034 年に打ち上げられることが決まっている重力波観測ミッションの詳細を議論・提言するために 2014 年に立ち上げられた GOAT (Gravitational Observatory Advisory Team) に参加し、貢献するとともに、DECIGO における国際協力の進め方についての意見交換を行った。

## 1.3 活動経費

ここでは、DPF の実現のために使用してきた経費を、ワーキンググループ設立前のものも含めてまとめておく。

### 1.3.1 JAXA 宇宙理学委員会 戦略的開発経費

2007 年度の設立以降、DPF ワーキンググループは、宇宙理学委員会 戦略的開発経費による継続的な援助を中心として検討・開発活動を進めた。これまでに採択され、使用した経費を図 1.3 にまとめる。2007 年度から 2015 年度の 9 年間の累計で 9,755 万円を使用している。なお、2016 年度は不採択であった。

内訳としては、衛星システム検討 (DPF の熱構造設計、空力・ドラッグフリー設計のメーカーへの依頼) に 2,755 万円、安定化レーザー光源開発 (ブレッドボードモデルの開発、およびモジュール化) に 1,792 万円、レーザー干渉計・試験マスモジュール開発 (ブレッドボー

	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	計
衛星システム検討	3,000	4,900	3,045	2,714	4,892	4,000	4,998	0	0	27,549
安定化レーザー光源開発	1,670	2,639	4,173	2,491	2,700	1,689	901	988	670	17,921
レーザー干渉計・試験マス開発	1,570	287	4,540	2,028	5,750	2,729	1,302	4,570	1,291	24,067
スラスタ・ドラッグフリー検討・開発	1,170	1,431	1,525	0	0	740	899	0	0	5,765
アナログ電気回路開発	0	0	4,998	0	0	0	0	0	0	4,998
信号処理・制御系開発・実証	0	1,430	0	2,903	0	0	0	0	0	4,333
衛星運用・観測経費	0	0	0	500	2,000	0	0	0	0	2,500
旅費・会議費・その他	90	313	719	1,384	1,022	342	0	442	539	4,851
間接経費	0	1,000	0	980	1,436	500	900	500	250	5,566
計	7,500	12,000	19,000	13,000	17,800	10,000	9,000	6,500	2,750	97,550

図 1.3: DPF ワーキンググループで使用した戦略的開発経費。

ドモデルの開発・モジュール化，モノリシック光学系開発，および，SDS-1 衛星搭載機器 (SWIM<sub>μν</sub>) の製作) に 2,407 万円，スラスタ・ドラッグフリー開発検討 (小型低雑音スラスタの開発，および，推力雑音測定用スラスタスタンドの開発) に 577 万円，アナログ・デジタル回路開発 (光検出器，変復調回路，デジタル制御ボード) を合わせて 933 万円，衛星運用経費 (SWIM<sub>μν</sub>) の軌道上運用) に 250 万円，旅費等に 485 万円，間接経費 557 万円となっている。

### 1.3.2 その他の JAXA 宇宙理学委員会経費

上記戦略的開発経費に加えて，DPF ワーキンググループでは，他の JAXA 内資金の援助も受けた。

- 搭載機器基礎開発実験費 (2014 年度, 2016 年度, 代表: 佐藤 修一)  
「衛星機体制御のためのスラスタ精密制御システムの開発」計 600 万円。  
衛星のドラッグフリー制御のための基礎開発研究。
- 飛翔体による宇宙科学観測支援経費 (2010 年度, 代表: 安東 正樹)  
「衛星搭載型超小型検出器による重力波観測」 250 万円。  
SWIM<sub>μν</sub> の軌道上実証を成功を受け，運用期間を延長し，観測を行うための経費として申請し，採択された。申請時より減額されたため，残りは上記の戦略的開発経費によって充当し，運用を行った。
- 搭載機器基礎開発実験費 (2008 年度 - 2009 年度, 代表: 佐藤 修一)  
「地球重力場・重力波観測用試験マスモジュールの開発」計 708 万円。  
地球重力波・重力波観測のための衛星搭載用高感度加速度計 (試験マスモジュール) の開発研究。
- 搭載機器基礎開発実験費 (2006 年度 - 2007 年度, 代表: 安東 正樹)  
「衛星搭載用小型重力波アンテナの開発」計 550 万円。  
衛星搭載用の試験マスモジュールの開発を行うことを目的とした研究。DPF のワーキンググループ設立や戦略的開発経費が採択される前の準備段階の研究開発を行った。

### 1.3.3 その他の競争的資金

上記に加えて、ワーキンググループ設立以前も含めて、その他の競争的資金も獲得し、宇宙重力波望遠鏡の実現に向けた基礎研究を進めた。

- 科学研究費補助金 基盤 (A) (2015 年度 - 2020 年度, 代表: 中村 卓史)  
「宇宙重力波干渉計の地上試験モデルの完成」計 1,716 万円 (2016 年度時点まで)。  
宇宙重力波望遠鏡のための地上試験モデルの開発と実証を目的とした研究。
- 科学研究費補助金 基盤 (A) (2005 年度 - 2007 年度, 代表: 高橋 忠幸)「新しい宇宙物理実験のための超小型衛星プラットフォームの開発研究とその実証」計 5,005 万円。宇宙用通信規格 SpaceWire の宇宙実証を目的とした研究。この経費を中心とし、JAXA やメーカーの協力を受けて、SDS-1 搭載の小型モジュール SWIM が製作され、軌道上実証された。
- 科学研究費補助金 萌芽研究 (2004 年度 - 2005 年度, 代表: 安東正樹)  
「宇宙空間における直接干渉型重力波検出器のための基礎研究」計 280 万円。  
宇宙重力波望遠鏡のための地上基礎実験の研究。この結果が、DPF や DECIGO の提案の基礎となった。

## 1.4 ミッション選定結果の分析

2度のミッション提案の結果、DPF は採択されなかった。その選定の際に受けた主な指摘事項を、2014 年提案の際のものを中心にまとめておく。

### 1.4.1 DPF ミッションの意義・位置づけ

- DPF のミッション目標設定が適切か? サイエンス/コスト。  
DPF では、将来の大きな科学的価値を持つ DECIGO のための技術実証を行うことを主目的としていた。また、そのための先端宇宙技術自体の持つ科学技術的価値を示した。しかし、それでは十分な価値があるとは認めてもらえなかった。超過成功基準として、重力波観測を上げていたが、実際に重力波信号を捕えることができる確率は 0 では無いものの非常に低いこともあり、十分なものという評価は得られなかった。
- DPF の技術がどのように DECIGO につながるのか?  
DECIGO や Pre-DECIGO で必要とする技術のうち、どの部分・程度が DPF で実証されることになるのかという質問。将来計画である Pre-DECIGO/DECIGO の具体的なデザインが完全には固まっていなかったため、完全に説明することは困難な面もあったが、Pre-DECIGO/DECIGO の技術的課題の洗い出しと、それに対する実証計画、その中で DPF が果たす役割について理解を求めた。しかし、例えば試験質量に対する加速度雑音など、宇宙空間でない実証できないミッション要求項目に対しては、DPF で得られた結果をどのように DECIGO にスケールアップできるのかという点については、明確な説明が困難であった。今後の課題として残されている。

### 1.4.2 衛星規模の検討

- より小型のミッションの組み合わせは可能か?  
イプシロン搭載小型科学衛星ミッションとしてではなく、より小型の衛星による実証を組み合わせることで、DPF の目的を達成することは可能かという質問。レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリーを組み合わせ、精密計測を総合試験するという点では、DPF の規模のミッションが必要である。一方、個々の要素の宇宙実証や単体での性能評価という点では、小型のミッションの組み合わせで実証することも可能である。ただし、それらの実証がどのように将来ミッションにつながるかの検討を十分に行っていないと、デモンストレーションだけで終わってしまう可能性もある。また、小型ミッションといえど多大な時間と労力を要すること、そのような機会はずしも捕えられるわけではない、という点にも留意する必要がある。
- DPF ではなく、Pre-DECIGO を目指す可能性は?  
DPF を進めるのではなく、実際の重力波観測という高い科学的価値を持つ Pre-DECIGO を進めてはどうかという質問。後述するように、ミッション落選後の DECIGO グループ内の検討によって、この方針をとることになった。

なお、これらの2項目は全く正反対の指摘になっている。DPF での技術的実現性への懸念から前項の指摘が、単体ミッションとしての科学的価値に懸念から本項の指摘がなされたものだと理解している。

### 1.4.3 コミュニティでの位置づけ

- KAGRA との関係  
2010年に地上重力波望遠鏡 KAGRA プロジェクトが開始されて以降、特にマンパワー面で KAGRA との関係を多く問われた。重力波コミュニティにおけるコンセンサスは KAGRA を第一優先とし、その後に宇宙重力波望遠鏡を実現する、というものである。従って、現時点で DPF は、重力波コミュニティにおける第一優先プロジェクトという位置づけにはなっていない。DPF に対して実働している多くのメンバーは KAGRA とは独立であること、地上重力波プロジェクトと宇宙重力波ミッションは例えば電磁波における地上光赤外望遠鏡と X 線観測衛星のような関係であり、異なった科学的成果を目指したものであることなどの説明を繰り返したが、理解は得られなかった。
- 海外との協力、役割分担、日本が開発を行う意義  
海外では ESA L3 ミッションとしての LISA や、そのための技術実証衛星 LPF の検討や開発が進められている。それに対して日本で DPF ミッションを主導して行う意義を問われた。LISA は 1 mHz 付近の観測周波数をもち、巨大ブラックホールに関連する現象や準静的なコンパクト連星系からの重力波を観測対象にしているのに対して、DECIGO は 0.1 Hz を観測周波帯とし、初期宇宙からの重力波の観測を最大のターゲットとしている点が異なる。それに伴ってレーザー干渉計の構成も異なっており、それらの前哨衛星である LPF と DPF では構成が異なる。国内で発案され、大きな科学的意義をもつ DECIGO のための宇宙実証を、日本が主導して行うことには大きな意義

があると考え、一方、ドラッグフリーやスラストなど、共通する技術もあり、それらについては研究者レベルの交流や情報交換、協力関係を結んでいる。

## 1.5 方針変更の理由

2014年以降のグループ内での議論の結果、小型科学衛星の実現を目的とした DPF WG を発展的に解消し、本格的な宇宙重力波望遠鏡 B-DECIGO (Pre-DECIGO から呼称変更) を目指すという方針に変更をした。その判断の根拠となった主な理由を挙げる。

- 小型科学衛星の位置づけ  
DPF は将来の本格的な宇宙重力波望遠鏡のための技術実証衛星という位置づけであり、それ単体での (天文学的な意味での) 科学的成果は期待できない。単体での成果を求められる JAXA 理学ミッションとして実現される可能性は極めて低い。
- 地上観測との兼ね合い  
地上重力波望遠鏡と宇宙重力波望遠鏡では、ターゲットとしているサイエンスは異なる。しかし、同一の重力波コミュニティが推進が母体となって推進するため、その中で優先順位を付けることが求められる。現在は地上重力波望遠鏡 KAGRA の推進が最優先であり、その状況は今後少なくとも3年程度は変化しない。その間にも将来を見据えてミッションの検討と根幹技術開発の活動を継続していくことが必要。
- 海外の情勢：LIGO による重力波初観測の実現、LPF の成功  
地上重力波望遠鏡 LIGO で重力波初観測が実現された (2015年9月)。重力波天文学が幕をあけるとともに、明確なサイエンスターゲットも見えてきた。ESA による実証衛星 LPF の最初の結果が発表され (2016年6月)、当初の目標を上回る良い成果が示された。これらの状況を受け、本格的な宇宙重力波望遠鏡実現の下地は整いつつある。

以上の状況に加え、B-DECIGO の具体設計を進め、技術的課題とそれを解決するための地上試験や無重力動作試験による実証計画を取りまとめる。それによって DPF で実証すべき内容をカバーするという方針が定められた。一方、相乗り衛星などの小型ミッションによる宇宙実証の機会も検討し、技術成熟度を向上させるための方策も模索する。

## 1.6 DPF WG 活動で得られた成果と知見

2007年度のワーキンググループ設立以降、DPF WG では約10年間の活動を行ってきた。ここでは、得られた成果と知見をまとめる。

- 国内での宇宙重力波望遠鏡コミュニティの形成  
DPF WG 立ち上げ当初には、重力波分野では宇宙科学に関する経験が全くなく、また宇宙科学分野からも重力波観測の意義はほとんど認識されていなかった。それらの両分野を結びつけ、全く新たな科学的価値を生み出すものとして宇宙重力波望遠鏡の認識が広がり、そのコミュニティが形成された。現時点で DECIGO グループには、宇宙理論の研究者から宇宙工学研究者まで幅広い背景をもつ150名を超えるコラボレー



タが所属している。この約10年のWG活動期間で、DECIGO/DPFに関連して、40編を超える学位論文(博士論文3編、修士論文13編、卒業論文26編)、40編を超える原著論文・解説記事、100を超える学術講演での発表がなされたそれらは第6章にまとめる。

- 具体的な宇宙科学ミッションの検討  
ミッションの科学的意義・システム検討・根幹技術開発結果を取りまとめて成立解を見出し、2度のミッション提案できるまでに至ったことは、大きな成果である。この一連の検討・開発の結果は、全てほぼそのまま B-DECIGO のミッション検討にも生かすことができる。また、メーカーを含めた検討・コスト評価の結果は、B-DECIGO の具体構成検討を始める際の出発点として位置づけることができる。それらの詳細については第2, 3, 5章に示す。
- 根幹技術開発  
戦略的開発経費レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリー・スラスタ・信号処理システムといった根幹技術に関してブレッドボードモデル開発やシミュレーション検討をすすめた。それらの結果、TRL (技術成熟度) 3-4 を実現した。これらの研究成果は、基本的には B-DECIGO に対する技術開発の一部として再定義し、活用することが可能である。具体的な成果については、第4章に示す。
- 小型モジュール SWIM による宇宙実証  
2009年に打ち上げられた SWIM では、宇宙用通信・信号処理規格 SpaceWire の初めての宇宙実証が実現された。併せて、ユーザーモジュールである SWIM <sub>$\mu\nu$</sub>  では、小型重力波観測モジュールの軌道上動作と観測運用が実現された。小型であるものの、世界初の宇宙重力波望遠鏡の実現と言える成果であった。

## 第2章 サイエンス検討

宇宙重力波望遠鏡 DECIGO は、宇宙誕生直後の姿の直接観測という大きな科学的意義をもった将来計画である。DECIGO パスファインダー (DPF) では、DECIGO で必要とされる技術のうち、レーザー干渉計を用いた精密観測技術の宇宙実証を行うことを目的としている。本章では、まず DECIGO の目標と概要、実現のためのロードマップを説明する。その後、DPF WG で検討された科学的意義とミッション成功基準を示す。さらに、コミュニティ内での位置づけを、観測論的宇宙論、地上での重力波観測、海外の宇宙重力波観測ミッションのそれぞれの観点から説明するとともに、周辺分野への波及効果も示す。

### 2.1 ビッグバン宇宙の直接観測と DECIGO 計画

#### 2.1.1 ビッグバン宇宙の直接観測

宇宙の進化・構造に関する観測データの増大とともに、観測的宇宙論はこの数十年の間に急速に発展してきた。観測データを既存の物理過程に基づいて説明するとともに、新たな物理理論の提案・検証を行うというアプローチが大きな成果をあげてきたといえる。

その中でも特筆すべき成功の一つとして、宇宙背景輻射 (CMB) の観測とそれに基づく理論的研究があげられる。CMB には誕生後 38 万年の宇宙の姿<sup>1</sup> が刻みこまれている。近年、WMAP や Planck 衛星により詳細に観測された CMB の温度揺らぎの非等方性は、膨大な統計量を含んでいるが、インフレーション理論の予言に基づいた単純なモデルと非常によく一致している。大域的な空間スケール確認されている宇宙の等方性、平坦性などは従来のビッグバンモデルの枠組みの中では説明が困難であったが、初期宇宙におけるインフレーションは、これらの起源にも明快な説明を与える。さらに、CMB の温度揺らぎなど現在の宇宙に残されたインフレーション期の痕跡を検出することで、インフレーション自体だけでなく、地上の加速器では到達することが困難な超高エネルギーの物理に迫ることが可能になると期待されている。

インフレーション理論の基本的な予言として原始背景重力波の生成があげられる。その検出は観測的宇宙論の最も重要な目標の一つとなっている。現在観測されるの背景重力波のスペクトルにはエネルギースケールなどインフレーション中の物理状態、その後の熱進化など宇宙の成り立ちを知る上で欠かすことのできない貴重な情報が含まれているのである。

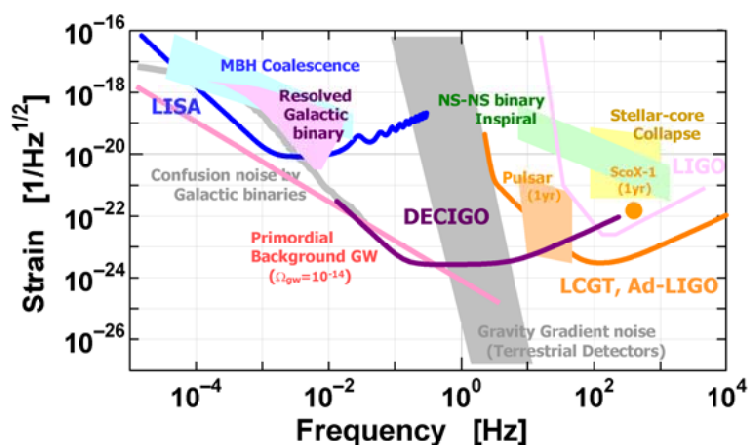


図 2.1: 主な重力波源と検出器感度．横軸は周波数，縦軸は，重力波の歪み振幅のスペクトル密度を表す．低周波数帯に行くほど，重力波波源のスケールは大きくなり，放射される重力波振幅も大きくなる．計画されている次世代地上検出器 (Advanced LIGO, KAGRA) は，100 Hz 付近に感度を持ち，連星ブラックホール・連星中性子星合体や超新星爆発イベントをターゲットとしている．地上検出器では，10 Hz 以下の低周波数帯は，地球重力場変動雑音 (Gravity Gradient noise) によって，感度が制限されている．欧州宇宙機構 ESA が進める宇宙重力波干渉計計画 (eLISA) では，1 mHz 付近に良い感度を持ち，大質量ブラックホールの合体などをターゲットとしている．この周波数帯では，多数ある銀河系内連星からの重力波バックグラウンドの影響で，これ以上の感度を実現することは困難である．一方，DECIGO は，0.1 Hz 付近に感度を持ち，初期宇宙起源の重力波をはじめとして，合体数年前の連星中性子星や中間質量ブラックホール合体をターゲットとしている．

### 2.1.2 重力波の観測

宇宙重力波望遠鏡 DECIGO は，宇宙背景重力波を直接観測し，ビッグバン宇宙論において，空間・物質の種がいかに形成されたかを解き明かすことを大きな目的とした計画である<sup>2</sup>．宇宙背景重力波は，生成された際の宇宙のスケールに応じて，1 MHz 以上の高周波数帯から， $10^{-18}$  Hz の低周波数帯にまで幅広いスペクトルを持っている．ただ，10 mHz 以下の周波数帯では，白色矮星連星やブラックホール連星からの多くの重力波の重ね合わせがフォアグラウンドとなっており，初期宇宙からの重力波の観測は困難である．一方，高周波数帯では，宇宙背景重力波の振幅は小さくなり，直接観測は困難である．そこで，DECIGO では，その中間の窓となっている 0.1 Hz 付近を観測周波数帯としている．最も単純なインフレーションモデルによると，宇宙背景重力波の振幅は，0.1 Hz で  $10^{-24}$  Hz<sup>-1/2</sup> 程度と見積もられており，DECIGO の最も重要なミッション要求は，それを観測できる感度を実現することである．

<sup>1</sup>最終散乱面と呼ばれる．宇宙膨張に伴って温度が低下し，電子が原子核に捕えられて原子を構成することで光 (電磁波) が散乱されずに直進されるようになった時期．

<sup>2</sup>それに加えて，宇宙論的距離にある  $10^5$  個程度の中性子星連星を精度の良い時計として用いた宇宙の加速膨張への知見，中間質量ブラックホール連星合体からの重力波観測による銀河形成への知見，といったさまざまな切り口で宇宙の誕生と進化の謎に迫る計画になっている．これらは，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．

表 2.1: DECIGO の主な要求値．スペクトル値では 0.1 Hz での値を示す．

項目	要求値・仕様		主な制約条件
重力波観測			
重力波に対する歪み感度	$\leq 2 \times 10^{-24}$	$\text{Hz}^{-1/2}$	初期宇宙からの背景重力波観測
干渉計			
干渉計変位感度	$\leq 2 \times 10^{-18}$	$\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$	歪み感度を換算した値
鏡口径	1	m	現実性を考慮
鏡質量	100	kg	現実性を考慮
基線長	1,000	km	回折損失を避ける最大長
レーザー光源			
出力	$\geq 10$	W	干渉計散乱雑音からの要請
波長	515 or 532	nm	周波数安定性と回折損失の影響
周波数安定度	$\leq 0.5$	$\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$	干渉計の変位感度要求より
試験マスへの外力雑音			
鏡(試験マス)への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-17}$	$\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$	0.1 Hz での目標歪み感度達成
宇宙機並進変動	$1 \times 10^{-9}$	$\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$	外力カップリング
宇宙機姿勢変動	$1 \times 10^{-9}$	$\text{rad}/\text{Hz}^{1/2}$	同上
スラスト推力	0 - 100	$\mu\text{N}$ (連続可変)	太陽輻射圧の打ち消し
軌道・運用			
太陽周回レコード盤軌道	軌道半径 1	AU	宇宙機間の相対加速度
観測運用期間	$\geq 5$	yr	連星中性子星信号の分離

重力波の観測は、離れた2点間の距離変動を精密に計測することで実現される空間に自由質点が浮かべられている時、その質点は重力波が到来しても同じ座標点に留まり続ける。一方、重力波の効果によって時空(座標系)が歪められるため、離れた2点間の距離が変化するのである。自由質点として振る舞うように空間に浮かべられた複数の鏡によってレーザー干渉計を構成し、その変動を精密計測する、というのがレーザー干渉計型重力波望遠鏡の原理になる。重力波の大きさは歪み振幅  $h$  で表される。歪み振幅  $h$  の重力波が到来したとき、距離  $L$  だけ離れた2点間の距離は  $h \times \delta L/2$  だけ変化する。従って、レーザー干渉計の基線長が長いほど重力波に対する感度を高めることが可能になる。

### 2.1.3 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO の基本設計

レーザー干渉計型重力波望遠鏡の感度は、光の量子不確定性関係に起因する標準量子限界で原理的に制限される。これは、干渉計の基線長と、干渉計を構成する鏡の質量に依存する量になる。質量  $M = 100$  kg, 基線長  $L = 50$  万 km のレーザー干渉計があれば、 $h \sim 3 \times 10^{-27}$  の歪み感度となり、原理的には宇宙背景重力波の観測が可能な感度は実現可能である[?]。しかし、実際には、鏡の大きさが有限であることや、使用可能なレーザー光源の出力などの制約が存在する。そのため、ミッションの概念設計においてはミッションで使用可能なリソースの制約条件を踏まえた検討が必要になる。

DECIGO の干渉計方式は、海外の eLISA 計画で用いられる光トランスポンダ方式とは異なり、Fabry-Perot 干渉計を用いた直接干渉方式を採用する。図 2.2 は、DECIGO において、直接干渉方式<sup>3</sup>と光トランスポンダ方式<sup>4</sup>で実現できる歪み感度を比較したものである。

<sup>3</sup>地上重力波望遠鏡では、直接干渉方式がとられている。これは、基線長 3-4 km 程度だけ離れた2つの鏡(直径 20-30 cm 程度)で Fabry-Perot 干渉計を構成し、その間でレーザー光を往復させて蓄え、実効的な基線長を稼ぐ、という方式である。

<sup>4</sup>欧州を中心に検討が進められている宇宙重力波望遠鏡 eLISA では、周波数 1 mHz 付近に観測周波数を持

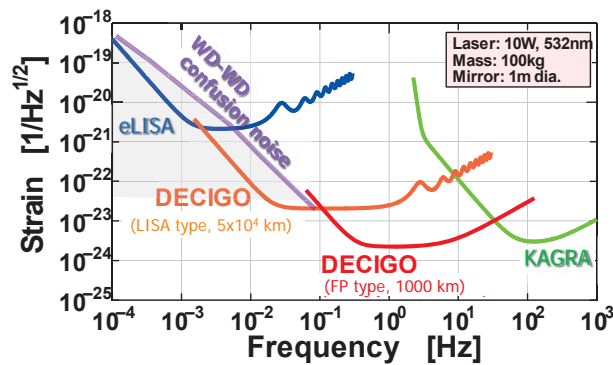


図 2.2: DECIGO 設計における干渉計方式の比較．DECIGO の観測周波数帯は地上重力波望遠鏡と eLISA の中間にあたり，地上望遠鏡で用いられる直接干渉方式と，eLISA で用いられる光トランスポンダ方式のどちらの干渉計方式を採用するかを選択肢がある．検討の結果，白色矮星連星による前景重力波の影響を考慮し，直接干渉方式が採用されている．

この見積もりにおいては，鏡（もしくは望遠鏡）の口径 1 m，レーザー光源の出力 10 W を前提条件としている．基線長は，直接干渉方式では回折損失の影響が回避できるほぼ最大値を選び，1000 km とした．光トランスポンダ方式では，0.1 Hz の観測周波数帯を持つよう，基線長 5 万 km とした．どちらの場合でも，低周波数帯では鏡や試験マスに加わる外力の雑音，高周波数帯では光が光子の集合であることに起因する量子雑音が，それぞれ感度を制限している．光トランスポンダ方式は，基線長が長いことから低周波数帯の外力雑音の影響が相対的に低減されている．一方，直接干渉方式では，回折損失を抑え，干渉計内により多くの光量を蓄えることが可能であることから，散乱雑音レベルが抑えられている．干渉計方式の方針検討において決定的な要因となっているのは，多くの白色矮星連星による前景重力波である．この前景放射によって光トランスポンダ方式が優位である周波数帯はほぼ覆い隠されており，宇宙背景重力波観測に対する利点は失われている．これらの検討から DECIGO では，直接干渉方式を採用することになっている．

#### 2.1.4 DECIGO の概念設計

DECIGO の基本設計は，0.1 Hz の周波数帯で  $2 \times 10^{-24} \text{ Hz}^{-1/2}$  の感度を達成するため，直径 1 m の鏡を用いて基線長 1000 km の Fabry-Perot 干渉計を構成するというものである．それらに加えて，レーザー光源の周波数雑音の影響と冗長性を考慮して干渉計を 3 本持つこと，太陽輻射圧雑音等の宇宙機 (S/C) に加わる外乱の影響を避けるためにドラッグフリー制御を行うこと，などのより具体的な技術検討を行った結果，DECIGO の概念設計がまとめられている (表 2.1) ．

DECIGO の構成を図 2.3 に示す．これは，正三角形に 1000 km 離れた 3 台の S/C 内に収められた鏡（試験マス）によって構成された，3 対の Fabry-Perot 干渉計である．この干渉計のうち，光トランスポンダ方式が採用されている．これは，eLISA では，基線長が 100 万 km 程度離れた宇宙機の間でレーザー光を往復させるため回折による光損失の影響が大きく，それを補う必要があるからである．一方の宇宙機に搭載されたレーザー光源から出た光は回折により広がり，ごく一部だけが他方の宇宙機の口径約 30 cm の望遠鏡で受け取られる．この光と宇宙機に搭載されたレーザー光源が位相同期され，打ち返されるのである．

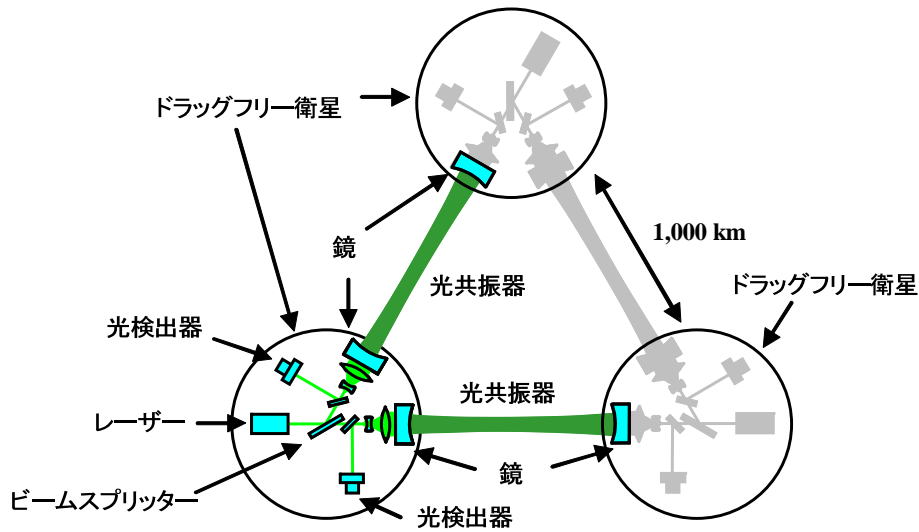


図 2.3: DECIGO の概念図 .

渉計の基線長変動を、レーザー光によって精密に観測することで、重力波を観測することができる。それぞれの鏡は、S/C 内に非接触保持され、S/C が受ける太陽輻射圧などの外乱が、光路長変動測定に対する雑音として直接現れることを防ぐ。その際、試験マスを S/C に安定に保持するために、試験マスの位置を基準にし、それを取り囲む S/C 位置を制御するドラッグフリー制御が施される。また、これらの S/C は、地球重力場変動の影響を避けるために、地球から十分離れた太陽周回軌道（レコード盤軌道）に配置される。鏡の直径は 1 m、質量は 100 kg であり、それらの間の距離を測定するためのレーザー光源としては、出力 10 W の倍波 YAG レーザーを用いる。冗長性を考慮して、レーザー光源は各 S/C に搭載されており、各 S/C 内の鏡間の距離を、2 つの方向から独立に計測するように、設計されている。上記の構成によって、実現される感度限界は、図 2.2 のようになる。最も良い感度は、 $2 \times 10^{-24} \text{ Hz}^{-1/2}$  であり、0.1-1 Hz の周波数帯で実現されている。この感度は、低周波数帯では、鏡に働く外力の影響と、レーザー光の輻射圧による雑音で制限されている。一方、高い周波数帯では、レーザー光の散乱雑音で感度が制限されている<sup>5</sup>。

### 2.1.5 DECIGO 実現をめざしたロードマップ

DECIGO は、初期宇宙の直接観測という大きな科学的意義を持った大規模な観測装置となる。その実現のためには、事前の入念な地上試験と、宇宙実証試験が不可欠である。DECIGO における大きな技術的課題は、大きく分けて、(1) レーザー干渉計による精密計測技術、(2) 長基線長の精密フォーメーションフライト技術、の 2 点が重要な課題となっている。

- レーザー干渉計による精密計測技術

Fabry-Perot 干渉計などのレーザー干渉計を用いた精密計測は、地上では多くの研究や実用の実績がある。地上重力波望遠鏡では、数 km の基線長を持った  $1 \times 10^{-19} \text{ m/Hz}^{1/2}$

<sup>5</sup> 輻射圧雑音と散乱雑音は、光が光子の集まりであることに起因する、干渉計にとって原理的な雑音である。これらは不確定性関係で結ばれており、一方を改善すれば他方が悪化する、というトレードオフの関係にある。

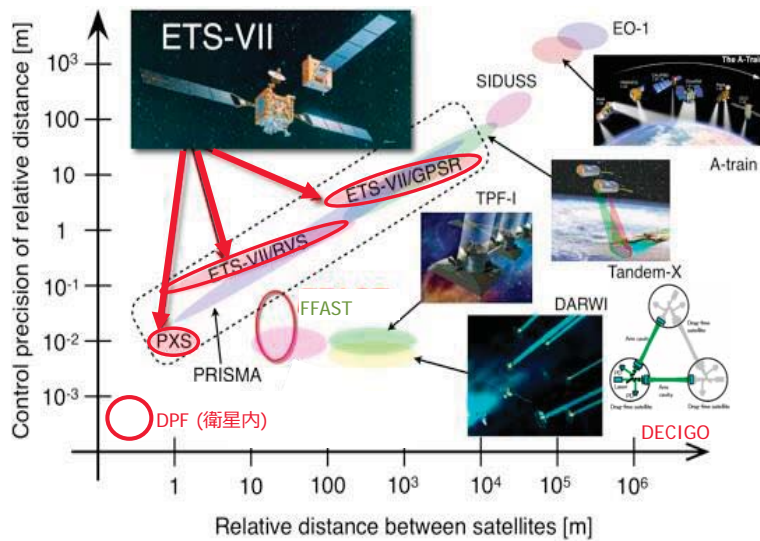


図 2.4: フォーメーションフライト技術の現状と次世代ミッションでの要求値．横軸は宇宙機間の距離，縦軸は精度を表す．右下にあるほど，高い技術レベルが要求される．点線内は，JAXA ミッション ETS-VII で宇宙実証された技術レベルに対応する．

程度の変位感度は 100 Hz 付近の周波数帯で既の実現されており，DECIGO の要求値 (変位感度で  $2 \times 10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$ ) は十分達成可能な値となっている．その一方で，宇宙空間においては，小型の干渉計も含めて，そのような精密計測が行われた例はまだ存在しない．特に DECIGO がターゲットとする 0.1 Hz の周波数帯での精密計測に関しては，試験マスに対する外力を抑えることが厳しい要求となる．DECIGO では，試験マスに加わる外力雑音は  $1 \times 10^{-17} \text{ N/Hz}^{1/2}$  以下に抑えられることは要求されるのに対して，地上の精密基礎物理実験では， $1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$  程度の外力雑音レベルが実現されているだけである．地上では 0.1 Hz の周波数帯での地面振動や重力勾配雑音等の影響を避け，わずかな外力雑音を評価することは困難である．これらのことから，宇宙空間において Fabry-Perot 干渉計技術を実証するとともに，0.1 Hz 帯での外力雑音要因を評価しておくことが必要である．

● 長基線長の精密フォーメーションフライト技術

DECIGO では，3 機の S/C で，基線長 1000 km という長基線のフォーメーションフライトを行い，かつ，それらの間の距離変動を 0.1 mm 程度以下に抑えることが要求される．そのために，各 S/C 内に搭載された鏡間の距離変動をレーザー干渉計を用いて計測・制御することに加えて，それらの鏡と各 S/C 本体の間の相対位置・角度変動をドラッグフリー制御によって抑圧することで実現する設計がされている．フォーメーションフライト技術の現状と，次世代ミッションでの要求値の例を図 2.4 にまとめた．これらと単純に比較すると DECIGO では，非常に高い要求がされていることになる．ただ，DECIGO では，S/C 間の相対距離変動を直接測定・制御する必要はない．干渉計を用いた鏡間の距離変動の制御と，鏡とそれを内蔵する S/C 間の相対位置測定・制御という 2 つの十分実現可能な要求の組み合わせとなっている．その一方で，このような長基線長フォーメーションフライトを行うためには，直径 1 m という大口径の高

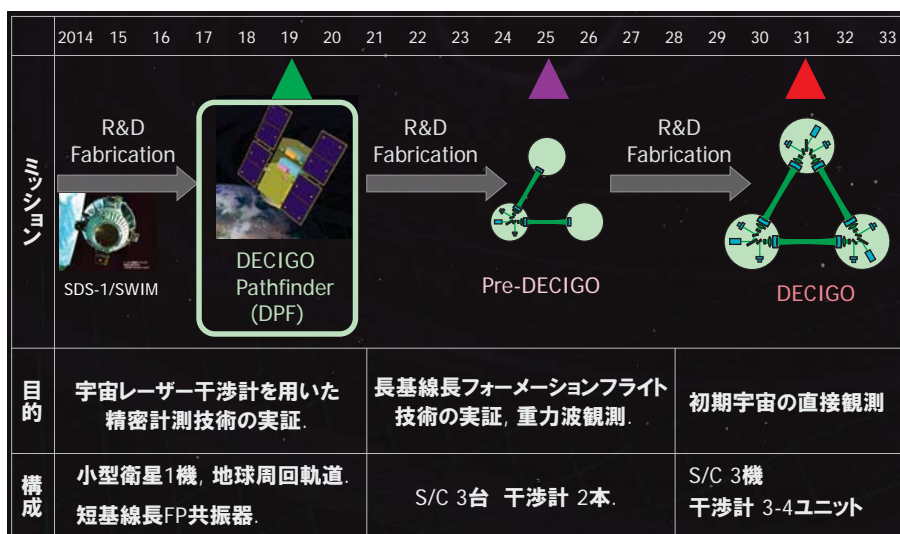


図 2.5: DECIGO 実現までの開発ロードマップ (2014 年ミッション提案時のもの) . 2024 年の DECIGO 実機の打ち上げ前に, 2 回の前哨ミッション (DECIGO Pathfinder, Pre-DECIGO) を打ち上げる計画になっている . その最初のものとして DPF が位置づけられた .

精度鏡が必要になるだけでなく, 軌道投入や S/C 間の初期姿勢アラインメント, 干渉計の動作点への引き込みといった技術を確認しておくことが必要である .

以上の技術的課題を宇宙実証によって確立するため, DECIGO グループでは, 事前に 2 回の前哨ミッションを打ち上げる計画を立てていた (図 2.5) . その 1 機目が, DPF であり, 2 機目が, Pre-DECIGO となっている . DPF では, 前者の「レーザー干渉計による精密計測技術」に加えて, 外乱抑圧の観点からドラッグフリーの実証を行うことを目的とし, Pre-DECIGO では, 後者の「長基線長精密フォーメーションフライト技術」の実証を行うことを目的としている .

## 2.2 DPF のミッション目標

DPF では, DECIGO で必要とされる重要な 2 つの課題のうち, 「レーザー干渉計による精密計測技術」面での宇宙実証を行うことを大きな目的にしている . それは, (1) Fabry-Perot 干渉計による精密計測と試験マスへの外乱雑音抑圧, (2) 高安定なレーザー光源の宇宙実証, (3) 精密ドラッグフリー制御の宇宙実証, という 3 つを同時に実現することで達成される . これらの技術実証は, それぞれが新しい技術要素を含んでおり, それ自体が先進的な科学的成果となり得る . また, DPF では, それらをまとめた総合動作として, 時系列の連続観測データを取得する . これは, 各要素の総合的な性能評価を行うという意味合いだけでなく, DECIGO における観測運用やデータ処理・解析と観測結果の取りまとめまでの一連の流れを実証することにもなる . 得られたデータは, 重力波観測, 地球重力場観測といった観点で評価することで性能評価を行うとともに, 付加的な科学的価値を生み出すことも目指す .

図 2.6 に, 個別技術の背景・現状と DECIGO の要求値, そして DPF の目標を示す . 以下, 宇宙干渉計における精密計測, 安定化レーザー光源, ドラッグフリーの実現のそれぞれの目



	既存技術, 背景	DPFの目標	DECIGOの要求値
レーザー干渉計	宇宙空間で精密変動計測した例はない。地上では、 $10^{(-19)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ 程度は実現済。LPFでは、MZ干渉計で $10^{(-12)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ を目指している。	宇宙空間では初めてのFP干渉計動作。 $6 \times 10^{(-16)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ の変位感度。 $10^{(-15)} \text{ N}/\sqrt{\text{Hz}}$ の外力雑音。	感度 $2 \times 10^{(-18)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ . 外力雑音 $10^{(-17)} \text{ N}/\sqrt{\text{Hz}}$ .
安定化レーザー光源	地上では、時間・周波数基準として多くの研究 (数Hz/ $\sqrt{\text{Hz}}$ の安定度) 重力波望遠鏡数 10-6 Hz/Hz <sup>1/2</sup> の相対安定度が実現されている。宇宙用では6桁程度悪い。	現在地上で実現されている最も良い安定度0.5 Hz/ $\sqrt{\text{Hz}}$ の宇宙空間での実現。出力 100mW.	安定度 0.5Hz/ $\sqrt{\text{Hz}}$ . 出力 10W.
ドラッグフリー制御	GOCE衛星では4自由度制御で $5 \times 10^{(-9)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ が実現されている。LPFは全自由度制御を計画。	全自由度制御で $1 \times 10^{-9} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ の実現。	全自由度制御で $1 \times 10^{(-9)} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ .

図 2.6: DECIGO の要求値と既存技術に対する DPF の目標設定 .

的・意義と期待できる科学的成果を示す。また、それらを総合動作させることで付加的に期待できる科学的成果についても触れる。

### 2.2.1 宇宙レーザー干渉計

DECIGO においては、レーザー干渉計を用いた衛星間の測距は中核となる技術である。特に、2枚の鏡（試験マス）でファブリー・ペロー (Fabry-Perot) 干渉計を構成し、その間の距離をレーザー光を用いて精密測距し、基線長制御を行う手法の宇宙実証は重要な課題となっている。そこで、DECIGO においては 1000 km 離れた2つの衛星内に収められる2枚の鏡を、DPF では1機の衛星内に収めることで模擬し、その間の距離をレーザー干渉計を用いて精密測距・制御する宇宙実証試験を行う。この試験は、技術実証という意味だけでなく、レーザー干渉計の新しい可能性を切り拓くという意味で科学的な価値も持つ。

欧州を中心に進められている eLISA 計画 (2.4.3 節参照) では、光トランスポンダ方式が採用されており、2015 年頃に打ち上げられた前哨衛星 LPF でも、その方式の試験が行われた [?, ?]。光トランスポンダ方式は、衛星間の距離を精密に制御する必要が無いという利点があるが、光損失が大きく、感度を上げにくいという限界がある。一方、DECIGO で採用する光共振器方式では、鏡間の距離を精密に制御する必要があるものの、光源からの光パワーを効率良く使用することによって、感度を向上させることが可能になる。地上の研究においては、Fabry-Perot 干渉計を用いた精密測距は、観測を開始している基線長 300 m から 4 km の地上大型重力波検出器などでは既に実用的に用いられている技術になっている。しかし、これまでにこのようなレーザー干渉計が宇宙空間で実証された例はない (表 2.2)。

DECIGO では、基線長 1000 km の Fabry-Perot 干渉計を構成する鏡間の距離変動を、0.1-1 Hz の周波数帯で  $2 \times 10^{-18} \text{ m}/\text{Hz}^{1/2}$  の感度で測定することが要求されている [?]。DPF では、それより2桁半程度低い  $6 \times 10^{-16} \text{ m}/\text{Hz}^{1/2}$  の変位感度と、地上で実現されている最高レベルの外力雑音  $1 \times 10^{-15} \text{ N}/\text{Hz}^{1/2}$  以下を実現することを目標とする。これらは、最初の宇宙 Fabry-Perot 干渉計であることから地上で確立された干渉計技術を用いること、後述の安定化レーザー光源の要求値からの制約、地上実験で実現されている最高レベルの外力雑音を宇宙で実現すること、を考慮して設定した。DECIGO に対しては、複数干渉計での同相雑音除去、鏡の大型化、試験マスとの間隙の増加、衛星質量バランスの調整といった部分での性能向上がはかられ、DPF で達成される技術を、つながりをもって発展させる。

表 2.2: 干渉計による精密計測の比較 .

プロジェクト名	基線長	変位感度	(周波数帯)	方式
地上干渉計型重力波検出器				
LIGO [?]	4 km	$1 \times 10^{-19}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(100 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計
TAMA [?]	300 m	$5 \times 10^{-19}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(900 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計
宇宙干渉計型重力波検出器				
eLISA [?]	100 万 km	$1 \times 10^{-12}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(1 mHz 付近)	光トランスポンダ
DECIGO [?]	1000 km	$2 \times 10^{-18}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(0.1 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計
衛星ミッション				
LPF [?]	数十 cm	$9 \times 10^{-11}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(1 mHz 付近)	マッハツェンダー干渉計
DPF	30 cm	$6 \times 10^{-16}$ m/Hz <sup>1/2</sup>	(1 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計

- 高感度レーザー干渉計の宇宙実証

目標とする変位感度は，地上で達成されているものより緩やかなものになっている．地上の重力波望遠鏡では，主に 100 Hz 付近での感度評価が行われているのに対して，DPF では DECIGO と同じ 0.1 Hz の周波数帯に注目している点が異なる．ただ，レーザー干渉計自身の原理的な感度は，周波数依存性を持たない散射雑音で制限されていることから，地上実験での実績を元に設計を行うことが可能である．従って，地上で実現できている構成を宇宙でも実現するための宇宙実装技術の確立が主な目標になる．

- 低周波数における外乱の除去

一方，0.1 Hz の周波数帯では，試験マスに加わる外力雑音の影響を避けることは容易ではない．DPF では，鏡（試験マス）に加わる外力雑音が，0.1-1 Hz の低周波数帯で  $1 \times 10^{-15}$  N/Hz<sup>1/2</sup> 以下であることが要求されている．衛星内で試験マスを非接触保持することは，このような低周波数帯での微小力の測定において非常に有利であり，DPF では，DECIGO で想定される外力雑音の総合的評価が可能になる．試験マスに加わる外乱の影響を除去することは，衛星環境における，重力・電磁力・残留気体・熱輻射・振動などの素過程をそれぞれ十分に理解することによって実現される．この検討・研究は，DECIGO だけでなく，宇宙の無重力環境を利用した基礎物理実験や微小重力環境の理解に繋がることも期待できる．

- 鏡の非接触浮上保持

鏡（試験マス）を，ほとんど力を加えない状態で非接触保持することは地上では実現できないため，DPF での宇宙実証試験は，DECIGO に向けて，非常に重要な一歩となる．特に，試験マスを内部に保持し，試験マスと衛星間の相対変動を検出するためのローカルセンサ，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・ロック機構を備える試験マスモジュールは DECIGO においても根幹となる構成要素技術である．また，試験マスモジュールは，試験マスと衛星間の相対変動を測定する加速度計の働きも持っており，地球重力場，太陽輻射圧や大気ドラッグといった衛星軌道上の宇宙環境に対する情報も与えてくれることが期待できる．

宇宙干渉計による精密計測を宇宙実証することで、衛星を用いた微小計測や宇宙環境に対する理解が深まることが期待できる。

### 2.2.2 安定化レーザー光源

重力波検出器用の光源には干渉精度に直接関わる周波数・強度の安定度とともに散射雑音限界を低減させるために高い出力が要求される。DPFはDECIGOにくらべて共振器長が遥かに短いため、その設計感度は低いものの、光源の周波数安定度はDECIGOと同程度の $0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ が求められている。一方、感度限界を決める出力はDECIGOの10Wに対して2mW程度で充分である。安定化されたレーザーと光増幅器を用いて高安定・高出力の光源を実現させる技術は、地上実験においては数10Wまで実現されており、出力は主に電力や廃熱といったリソース面や実装面で制約されている。したがってDPFでは出力に関しては厳しい要求を設定せず、より高度な技術が必要とされる周波数安定化光源の宇宙実証を中心課題として開発を進めた。その後、光増幅器を用いることで、安定度を保ったまま高出力化してDECIGO光源へと繋げることが可能である。

#### 地上でのレーザー光周波数安定化研究

周波数安定化レーザーは原子・分子の精密分光を始め、光周波数標準・精密測距・量子情報や量子コンピューター・光通信など基礎科学から応用まで多岐に渡り使用され、その重要性を増している。周波数安定化は光周波数基準に対して光源の周波数を一致させることにより実現されるが、周波数を一致させる制御技術は充分進んでおり、現在の安定化レーザーの周波数安定度は光周波数基準の安定度で決定される。光周波数基準にはファブリペロー光共振器の共振周波数を用いる方法と原子・分子の共鳴周波数を用いる2方法に大別される。光共振器は、その共振器長のゆらぎが安定度を決めるため、振動や熱といった外乱の影響を排除することによりその短期安定度が向上し、現在では鏡等の熱雑音でできる原理的な限界に到達している。一方、原子・分子の吸収線を用いた安定化光源は周波数標準などの長期的安定性を目的として開発が進められ、 $1 \mu\text{m}$ 帯のヨウ素安定化レーザー、 $1.5 \mu\text{m}$ 帯のアセチレン安定化レーザーを始めとして、メタンや酸化オスミウムの吸収を用いた赤外領域の安定化光源も実用化されている。

#### 宇宙用レーザー光源

衛星搭載用レーザーに関しては、現在は強度変調—直接受信方式の宇宙光通信や測距（レンジファインダー）、リモートセンシング用のライダー等の用途に用いられており、高い周波数安定度を必要としないパルス光源が主流である。しかし最近の低軌道衛星のNFTRE(米)-TerraSAR-X(独)間の5000kmのコヒーレント方式宇宙通信の成功により衛星搭載用レーザーでも周波数安定度が重要視されてきている。この通信衛星ではもともと周波数安定度の高い狭線幅レーザーを安定化制御を行わずに用いている。国内では地球観測プラットフォーム技術衛星ADEOSに温室効果気体センサが搭載され、その赤外フーリエ変換分光計にHe-Neレーザーが使用された例があるが、光源に対する要求周波数安定度は $\delta f/f = 3 \times 10^{-7}$ 程度であり外乱に強い共振器設計にすることにより充分対策可能であった。このように地上

と宇宙では要求される技術レベルの間に大きな隔たりがあったが、この隔たりは今後確実に小さくなる事が予想される。OpTIIX, Grace-II, ASCENDS, TPF-C, MAXIM, GIFTS, ADM-Aeolus などの先進的な衛星ミッションでは周波数安定化レーザーの搭載が計画され、光共振器や分子セルを周波数基準として用いることにより  $100 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  程度の周波数安定化が行われている。また重力波検出・空間異方性の検出・基礎物理定数の時間変化観測等の物理学的な興味から計画される LPF, STAR, SOC などではさらに高い周波数安定度が必要とされ、現在地上で実現されている  $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  の周波数安定度を持つ光源の衛星搭載が必須となっている<sup>6</sup>。

### DPF での安定化レーザー光源の意義

DPF 用光源に要求される周波数安定度  $0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  は、LISA での要求値より 1 桁以上高い挑戦的な目標値である。この目標値は光共振器の熱雑音で制限される物理的な限界に近いレベルであり、実験室でも温調や防振などに大掛かりな装置を用い残留強度変調などに細心の注意を払いようやく達成される値である。従ってこの安定度を光共振器を用いて達成するためには衛星内に地上実験室レベルの温度及び振動環境を構築する必要がある。一方、原子・分子を用いた周波数安定化では周波数基準として用いる飽和吸収信号の SN 比によってその安定度が制限されており、その短期安定度は光周波数標準として用いられているヨウ素安定化 Nd:YAG レーザーでも  $30 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  と DPF の要求値より一桁以上悪い。そのため DPF ではより細かい飽和吸収線を使うヨウ素安定化 Yb:fiber レーザーを開発し、信号の SN 比を高めることにより高い周波数安定度を目指している。このような様々な課題を克服して DPF 用の衛星搭載型高周波数安定化レーザーが実現された暁には、DECIGO や LISA のような宇宙重力波計画を超えた非常に大きな波及効果が期待される。衛星間光通信の将来は始まったばかりのコヒーレンス方式を用いてより遠距離・高密度に通信する事を目指しているが、その際には Hz レベルの線幅を持つレーザーは必須となる。さらに地球環境観測における分光精度をさらに高精度にするにはその絶対周波数の安定化と狭線幅化は重要な鍵となる。また周波数世界標準が現行のセシウムのマイクロ波基準から光格子時計を用いた光周波数基準に変わる予定であるが、それに合わせて宇宙ステーションや衛星でも光時計が運用される時代に突入する事は想像に難くない。その時に DPF 用光源開発で培われた先駆的な技術が重要な意味を持つことになる。

### 2.2.3 ドラッグフリー制御

DECIGO では、鏡 (試験マス) は S/C 内に非接触保持されるが、外部擾乱による S/C の変動は重力や電磁気力を介して試験マスの外力雑音となり得る。そこで試験マスの位置を基準に S/C 変動の制御を行うドラッグフリー制御によって、S/C に働く太陽輻射圧や大気抵抗などの外乱を抑圧する。S/C には、試験マスとの相対位置変動を測定するためのセンサと、試験マスに追従制御するためのスラストが搭載される。このドラッグフリー制御によって試験マスは外乱から保護されることになるため、重力と S/C 内部の小さな残留擾乱のみで決定される軌道を運動することになる。

<sup>6</sup>地球重力場観測を目的とした、GRACE-follow on, GRACE-II ミッションでは、NASA JPL と Ball aerospace 社で開発された、衛星搭載用光共振器を用いることになっており、 $0.1 \text{ Hz}$  において、 $3 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  が達成されている [?]

表 2.3: 世界のドラッグフリー衛星と今後の衛星計画一覧.

衛星	打上げ年	重量	概要
<b>実現された衛星</b>			
TRIAD I (DISCOS)	1972	94 kg	3 軸制御, 高度 750 km, ナビゲーション
TRIAD II (TIP II)	1975	94 kg	1 軸制御, ナビゲーション
TIP III	1976	94 kg	1 軸制御, ナビゲーション
NOVA I	1981	170 kg	1 軸制御, 重力傾度姿勢安定, ナビゲーション
NOVA III	1984	165 kg	1 軸制御, 重力傾度姿勢安定, ナビゲーション
NOVA II	1988	174 kg	1 軸制御, 重力傾度姿勢安定, ナビゲーション
Gravity Probe-B [?]	2004	3,100 kg	3 軸制御, 高度 640 km 極軌道, 重力法則の検証
GOCE [?]	2009	1,052 kg	4 軸制御, 高度 250-280 km, 地球重力場観測
LPF [?]	2015	1,900 kg	全自由度制御, L1 軌道, LISA のための技術実証
<b>計画されているミッション</b>			
MICROSCOPE	2010	200 kg	太陽同期円軌道 高度 800 km, 等価原理の検証
<b>DPF</b>	2019	400 kg	全自由度制御, 高度 500 km, 重力波などの観測
LISA [?]	2034	1,380 kg	全自由度制御, 太陽周回軌道, 重力波観測
STEP		819 kg	太陽同期円軌道 高度 550 km, 等価原理の検証

### ドラッグフリー制御技術の歴史と現状

最初のドラッグフリー衛星は、アメリカ海軍がナビゲーションシステム開発のために 1972 年に打ち上げた衛星、TRIAD I 衛星である [?]。この衛星には、DISCOS (Disturbance Compensation System) と呼ばれるシステムが搭載され、3 自由度のドラッグフリー制御が実現された。その後もアメリカ海軍により、直径 5 mm、長さ 25 mm の円筒形試験マスを用いて衛星進行方向の大気ドラッグの影響を抑える方式のドラッグフリー衛星が、5 機打ち上げられている (表 2.3)。次いで 2004 年、NASA により一般相対論検証衛星 Gravity Probe-B が打ち上げられ、全自由度のドラッグフリー制御が実現されている [?]。近年では 2009 年、地球重力場の観測衛星である GOCE が並進 1 自由度 + 姿勢 3 自由度の併せて 4 自由度のドラッグフリー制御を実現している。イオンスラスタと MTR の制御によって、並進  $5 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 、姿勢  $3 \times 10^{-9} \text{ rad/Hz}^{1/2}$  程度の安定度を実証した。また、2015 年に打ち上げられた LISA の前哨衛星 LPF では、L1 点でドラッグフリー制御を行うことによって、並進  $5 \times 10^{-15} \text{ m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}$  という、これまでにない外乱加速度レベルが達成されている [?]。更に海外ではドラッグフリー衛星を用いた精密計測実験や観測計画が幾つか進められており (表 2.3)、この技術の成熟は、新しい宇宙環境利用の方向を拓く可能性を秘めている。

一方、国内では高高度大気球を用いたドラッグフリー制御実験が行われている。これは、大気球によって上昇した後、高度約 40 km で切り離すことで、飛翔体を自由落下させるものである。飛翔体にはガスジェットスラスタが取り付けられており、大気抵抗を打ち消して推進すると共に、内部の試験マスを基準に、並進・姿勢の全自由度の制御を行うドラッグフリー制御が実現されている。試験マスは、直径 28 cm 程度の球体をしており、この内部で微小重力実験が行われている。

### DPF のドラッグフリー制御

以上の背景のもと、DPF では、国内で最初のドラッグフリー衛星の実現し、DECIGO のための宇宙技術実証を行うことを目指していた。ドラッグフリー制御は試験マスの精密計測のためには必須な技術であると共に、DECIGO における高精度フォーメーションフライト技術の礎となる技術でもあるため、DPF で技術実証しておくことは非常に重要な意味を持つ。また、太陽輻射圧および大気抵抗の揺らぎを直接測定することもできることから、DECIGO の詳細設計にとって重要な情報を得ることが期待できる。

DPF では2つの試験マスの同相変動成分をミッション部のスラスタにフィードバックし、衛星の全自由度のドラッグフリー制御を行うことで、試験マスを衛星内に非接触保持するとともに、0.1 Hz の周波数帯で衛星を並進変動で  $10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$  以下、姿勢変動で  $3 \times 10^{-9} \text{ rad/Hz}^{1/2}$  以下に抑えることを要求する。これは、DECIGO と同等の要求値であり、地球周回軌道をとる DPF では、大気ドラッグの影響が加わるため、より厳しい要求といえる。この要求を満たすためには、衛星と試験マスの相対変動の測定に用いるセンサや、衛星変動の制御に用いるスラスタのそれぞれに対しても、低雑音のものが要求される。特に、スラスタに関しては、推力が連続可変であること、0.1 Hz よりも十分早い制御性を持つこと、推力雑音が問題とならないこと、なども要求される。これらの要求項目は、多くの衛星搭載スラスタとは異なった観点での性能要求になっており、DPF で得られたドラッグフリー制御結果は、DECIGO の設計を行う際にも重要な役割を果たすことになる。また、ドラッグフリー制御による衛星安定化の効果を最大限に生かすため、衛星自身が発生する擾乱を極力低減することも、重要な技術実証項目である。機械的な擾乱を発生するモメンタム・ホイール等の機器を搭載しない構成、スラスタ推薬の揺動の影響、剛性を高める衛星構造など、衛星全体の設計方針を考慮する必要がある。

### 2.2.4 総合観測運用

DPF では、「レーザー干渉計による精密計測技術」面での宇宙実証として、宇宙レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリー制御をまとめた総合動作を行い、時系列連続データを取得することを目標とする。得られたデータは、各要素の総合的性能評価に用いるだけでなく、重力波観測、地球重力場観測といった観点で解析・評価することも可能であり、これら主目的としたミッション観測データと同等の価値を持たせることも可能である。DPF を用いて観測運用やデータ処理・解析と観測結果の科学的解釈までの一連の流れを行うことは、DECIGO における観測運用における問題点を洗い出すことにもつながる。以下、重力波観測、地球重力場観測のそれぞれの観点から、DPF の観測データで得られる可能性のある科学的成果を示す。これらは、DPF の要求項目ではないが、ミッション価値を大きく高めるためのオプション（超過達成目標）として位置付ける。

#### 重力波観測

DPF では、0.1-1 Hz の周波数帯のデータ取得と性能評価を行う。これはこの周波数帯での重力波観測を行うことにもなる。観測対象となり得る重力波現象は以下の通りである。

- 中間質量ブラックホール連星の合体

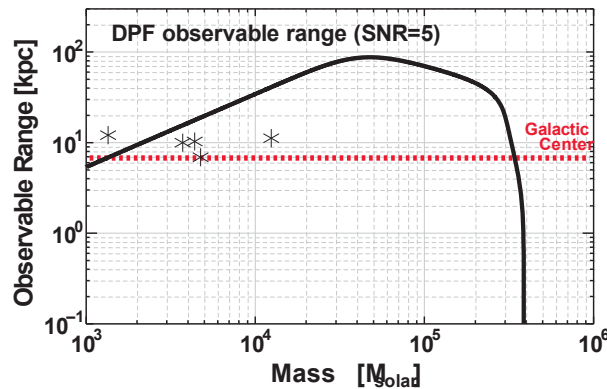


図 2.7: DPF で期待することができる観測可能範囲の見積り．横軸は，重力波源となるブラックホール候補の質量，縦軸は，SNR (Signal-to-Noise Ratio) = 5 で観測可能な距離範囲を示す．我々の銀河中心近辺 (地球から 8.5 kpc) でこれらの重力波イベントが発生した場合には，その信号検出が期待できる．'\*' 印は，球状星団の中心部の速度分散から求められた，ブラックホール候補の質量とそこまでの距離を示している．速度分散が観測されていないものも含めて，観測可能範囲内に 30 個程度の候補天体があると見積もられている．

ブラックホール連星が合体するとき，周波数が次第に高くなっていくチャープ波と呼ばれる重力波信号が放射される．DPF では， $10^3 - 10^4 M_{\odot}$  程度の質量を持つ中間質量ブラックホール連星合体からの重力波が観測周波数帯域内に入る． $10^3 M_{\odot}$  連星の場合，4 Hz 付近で合体することになり，この周波数でパースト的な重力波が放射されるはずである．

- 大質量ブラックホールの準固有振動

大質量ブラックホールの準固有振動が発生する重力波もこの周波数帯で放射される見込みである．これは，大質量ブラックホール同士の合体や，大質量ブラックホールに星などが落ち込むときに励起されたブラックホールの振動が，重力波を放射しながら減衰していくものである．

これらの重力波の信号波形は理論的に予測することができ，それを元に DPF の観測可能距離を見積もることができる (図 2.7)．もし，我々の銀河中心近辺 (地球から 8.5 kpc) もこの範囲に入っている．一方，DPF で観測した結果，上記の重力波が観測されなかった場合には，そのようなイベントに対する上限値を与えることになる．予測されるイベント頻度は高くはない ( $10^{-9} - 10^{-6}$  event/yr) とは考えられているが，もし発見された場合には，それ自身が非常に大きな科学的インパクトを持つだけでなく，銀河中心ブラックホールや銀河の形成に対する知見を得ることも期待できる．

### 地球重力場観測

DPF に搭載されるレーザー干渉計は，高精度の重力勾配計とも考えることができる．2 つの試験マスは地球重力場の中で自由運動をしており，その相対位置変動から地球重力場を観測することができる．人工衛星を使った地球重力場観測については，すでに独・米国の

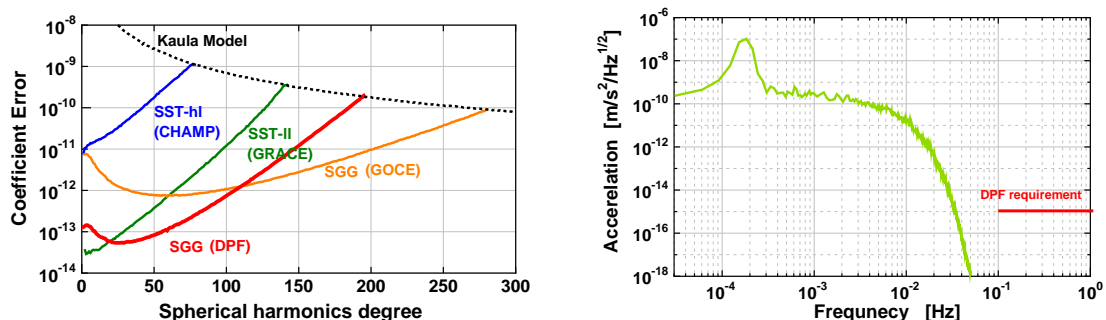


図 2.8: (左図) 衛星重力ミッションの観測精度の比較．横軸は，地球重力場ポテンシャルを球面調和関数展開した時の次数，縦軸はその展開係数に対する観測誤差の見積もりで，小さいほど望ましい．‘Kaula Model’ は，典型的な地球重力場の大きさを表したものである．(右図) DPF が軌道周回するときに予測される地球重力場信号のスペクトル．0.1 Hz の周波数帯で重力波の観測を行い，それより低周波数帯では地球重力波観測を行うことができる．

CHAMP [?] や GRACE [?], GOCE [?] 等の衛星により観測が行われている．GRACE ではアマゾン流域をはじめとして世界各地の重力場の季節変動が明瞭に観測され，陸水変化によるものと解釈されている．従来の大気あるいは地表/海面を対象とした観測手段とくらべ，重力観測は地球上や地球内部での質量移動を直接検知できるため，陸水変動のほか極域氷床や海洋変動，巨大地震の断層運動にともなう地殻内部の密度変化の観測など，あらたな地球観測手段として位置づけられている．一方，2009年に打ち上げられ，2013年に運用を終了した GOCE では，ジオイド（地球の形状）を空間分解能 100 km で 1 cm の精度で観測し，海面高度計のデータと組み合わせることにより，海流の流速や流量の測定，また，陸上では現在各国でばらばらな高さの基準統一などに寄与する．衛星重力ミッションは，地球の静的な重力場を測定することで基準となる地球の形状（ジオイド）を決めるとともに，地球での質量移動を検出することで，地球ダイナミクスに関する網羅的で均質な観測を行うものとして，氷床融解や海面上昇，グローバルな水循環など地球環境モニタの面での重要性が増している．重力で地球環境モニタを行うためには数年以上の観測期間が必要であること，また，高空間分解能で地球重力場の観測のためには低軌道高度にする必要があり，ドラッグフリー制御に対する要求が厳しくなることが，測地学の観点から DPF から得ることができる科学的成果に対する制約となっている．その一方で，DPF でレーザー干渉計を用いた高感度重力勾配計を軌道上動作させることで，例えば GOCE の感度の 3 桁向上させたミッションなど，将来のより高感度な衛星重力計画，もしくは，月や惑星重力場観測で必要とされる技術を宇宙実証することができる．

図 2.8 (左図) は，衛星重力ミッションの観測精度を比較したものである．低次の項においては，約 200 km 離れた 2 機の衛星間でマイクロ波測距を行う GRACE が高い感度を持っている．高次の項に関しては，軌道高度が低く，高精度の重力勾配系を搭載する GOCE が高い感度を持っており，地球重力場ポテンシャルに対して 300 次程度の展開係数まで決めることが可能である．DPF については，予想感度から 10 倍の安全係数を持たせて観測精度の見積もりを行っているが，GRACE や GOCE といった衛星重力ミッションと同程度の感度が実現されていることが分かる．これは，搭載されるレーザー干渉計を用いた重力勾配計の感度が GOCE のものより 3 桁程度良いこと，一方，軌道高度が 500 km と比較的高く，高次の



	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
DPF全体	レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリーの各根幹技術を個別に宇宙実証する。	搭載機器を総合動作させ、DECIGOのために必要な技術のうち、「宇宙レーザー干渉計による精密計測」の技術を確立する。 $6 \times 10^{-16} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ の変位感度を実現し、地球1周回(約2時間)の連続測定データを取得する。	重力波・地球重力場観測の観点から取得されたデータの解析を行い、科学的成果を得る。
搭載機器	レーザー干渉計	地球1周回(約2時間)以上の干渉計の連続安定動作を実現。干渉計制御系、雑音評価、および、校正のための測定の実施。	雑音源の評価と制御系の最適化を行い、原理的に達成可能なレベルまで干渉計雑音を低減する。
	安定化レーザー光源	レーザー光源を $0.5 \text{ Hz}/\sqrt{\text{Hz}}$ の目標値まで安定化し、地球1周回(約2時間)以上安定動作させる。	地上で達成されていないレベルの安定度を達成する。
	ドラッグフリー	試験マスと衛星の相対変動信号をミッションスラスタにフィードバックし、地球1周回(約2時間)以上連続に $10^{-9} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ の安定度でドラッグフリー制御を実現する。	ドラッグフリー制御によって、衛星変動を太陽輻射圧雑音レベルより小さいレベルにまで抑圧する。

図 2.9: DPF のミッション成功基準 .

項の観測には不利であること、に起因している。図 2.8 (右図) は、軌道上で予想される地球重力場信号を、加速度変動として DPF の感度を比較したものである。低周波数帯で地球重力場観測を行う一方で、0.1 Hz 帯ではその影響はなく、重力波観測を行うことが可能である。

### 2.3 ミッション成功基準

DPF では、「レーザー干渉計による精密計測技術」面での宇宙実証として、宇宙レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリー制御をまとめた総合動作を行い、時系列連続データを取得することを目的としていた。従って、周波数 0.1 Hz の変動スペクトルを評価することと、その動作状態が長時間安定的に持続できることを確認することが重要である。そこで、衛星がほぼ地球 1 周回するのに要する時間に相当する、連続 2 時間以上の安定連続動作データを取得することを成功基準として設定する。それに加えて、超過成功基準としては、重力波観測 および 地球重力場観測 の観点から得られたデータの解析を行い、信号検出や上限値の更新といった科学的成果を挙げることを設定する。最低限達成すべき成功基準としては、各搭載機器が正常に動作し、初の宇宙実証という成果を挙げることを目標として設定する。この全体成功基準は、さらに、レーザー干渉計、安定化レーザー光源、ドラッグフリーという 3 つの主要な科学的目的に書き下される。その設定基準は、図 2.9 にまとめられている。

### 2.4 科学コミュニティの中での位置付け

#### 2.4.1 観測的宇宙論

本章のはじめで述べたように、インフレーション起源の背景重力波を検出することは観測的宇宙論の最重要目標の一つである。DECIGO は相関解析により、0.1-1 Hz 近傍でインフレーション重力波の直接検出を狙うものであるが、これ以外に宇宙背景放射 (CMB) の B-mode 偏光パターン観測による間接的検出実験も進展している。これは、 $10^{-17} \text{ Hz}$  付近の

背景重力波を狙うものであり、近い将来の地上実験では現在の10倍程度の感度の改善が見込まれ、LiteBIRD計画など、さらにもう一桁感度のよい宇宙飛翔体による観測も検討が進んでいる。

背景重力波の確認は、初期宇宙にインフレーション期が存在したことの決定的な証拠になるものである。これに加えて、 $10^{-17}$  Hz および DECIGO の狙う 1 Hz 近傍両方で背景重力波が検出された場合、我々の宇宙の成り立ちだけでなく、高エネルギー領域の物理に関して理解が格段に進むものと期待される。これは、2つの大きく異なった波長帯の背景重力波スペクトルを比較することにより、インフレーションを起こしたスカラー場のポテンシャルの大域的形状、および宇宙の熱史の情報が手に入るからである。後者で特に興味深いのはスカラー場のエネルギーが熱に転換されるインフレーション終了期(リーヒーティング)の物理過程である。これは、現在の物質の起源が生成された時期であり、インフレーション期と標準的なビッグバンを接続する時期でもある。詳細はインフレーションのモデルに依存するが、0.1-1 Hz 近傍の背景重力波のスペクトルには、このリーヒーティングの影響が強く現れている可能性があり、これを捉えることができれば、DECIGO は宇宙の物質の起源に迫る画期的な科学的成果をもたらすことになる。

#### 2.4.2 重力波観測分野

重力波観測分野においては、地上望遠鏡、宇宙望遠鏡、およびパルサータイミング等の他の手段も含めた国際重力波委員会 (GWIC: Gravitational Wave International Committee) が組織され、情報交換やコミュニティとしての方針の取りまとめが行われている。2010年には、それらを俯瞰するロードマップがまとめられており、その中で DECIGO の意義も示されている [?]。また、国内では、JGWC (Japan Gravitational Wave Community) において重力波分野の政策や運営が議論されている。その結果、まず、地上重力波望遠鏡 KAGRA による重力波天文学の創生を実現し<sup>7</sup>、その後、DECIGO によって重力波天文学の発展を目指す、というコンセンサスが得られている。

地上重力波望遠鏡・宇宙重力波望遠鏡といったさまざまな重力波観測手法の関係は、ちょうど電磁波観測における、例えば電波観測・光赤外観測・X線観測といった、多波長天文学に対応する。電磁波を用いた天文観測では、対象とする天文現象の温度・エネルギースケールの違いに対応して、電波からガンマ線まで様々な周波数で行われている。異なった周波数を用いることで、異なった情報を得ることが可能になり、宇宙に対する我々の知見を高めてくれている。重力波においては、放射される波の周波数は、波源変動の空間・時間スケール

<sup>7</sup>現在まで、重力波検出の試みは主に地上望遠鏡で行われている。重力波の検出と、それによる天文学の創成を目指した研究は1960年代から行われている [?, ?]。観測装置の原理実証研究から現実的な雑音低減の研究が積み重ねられ、2000年頃からは、世界各国 (アメリカ合衆国 [?], イタリア・フランス [?], ドイツ・イギリス [?], 日本 [?] など) で基線長 300-4 km の大型重力波検出器が建設され、本格的な観測が行われた。これらの検出器では、連星中性子星の合体や超新星爆発で発生する 100-1 kHz の重力波をターゲットとしており、我々の銀河系や地球から 20 Mpc 程度までの近傍銀河で重力波イベントがあれば検出できるだけの感度が実現されている。ただ、そのようなイベントは極めて稀と考えられており [?]<sup>8</sup>、本格的な天文学を行うには、十分な観測体制にはなっていない。本格的な天文学として成立させるためには、望遠鏡の感度の向上によって、観測可能な距離範囲や周波数帯を広げるといった、ターゲットとなる現象を増やすための改良が必要となる (図 2.2)。そこで、アメリカ合衆国 (Advanced LIGO [?]) や日本 (KAGRA [?]) では、より高感度の検出器を建設する計画を進めている。重力波の振幅は波源までの距離に反比例するため、感度が1桁上がれば、1桁遠くの重力波源まで観測することができ、観測できるイベント数を1000倍にすることができる。その結果、2015年には Advanced LIGO によって重力波信号の初観測が成し遂げられた。

表 2.4: 関連プロジェクト一覧 .

地上干渉計型重力波望遠鏡		
LIGO [?]	(U.S.A.)	Laser Interferometer Gravitational Wave Observatory 基線長 4 km (2 台), 2 km (1 台) 実現感度 $3 \times 10^{-23} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 100 Hz 付近) ファブリ・ペロー方式 (パワーリサイクリング)
VIRGO [?]	(ITA/FRA)	基線長 3 km 実現感度 $5 \times 10^{-22} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 300 Hz 付近) ファブリ・ペロー方式 (パワーリサイクリング)
GEO [?]	(GER/U.K.)	基線長 600 m 実現感度 $3 \times 10^{-22} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 500 Hz 付近) デュレイライン方式 (デュアルリサイクリング)
TAMA [?]	(JPN)	基線長 300 m 実現感度 $1.5 \times 10^{-21} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 900 Hz 付近) ファブリ・ペロー方式 (パワーリサイクリング)
Ad-LIGO* [?]	(U.S.A.)	基線長 4 km (3 台), 2015 年 稼動 目標感度 $3 \times 10^{-24} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 300 Hz 付近) 狭帯域 RSE 方式
KAGRA* [?]	(JPN)	Large-scale Cryogenic Gravitational-wave Telescope 基線長 3 km, 2018 年 稼動 目標感度 $4 \times 10^{-24} / \text{Hz}^{1/2}$ (周波数 100 Hz 付近) 広帯域 RSE 方式, 地下サイト, 鏡の低温化
宇宙干渉計型重力波望遠鏡		
LISA* [?]	(ESA/NASA)	Lase Interferometer Space Antenna 基線長 $5 \times 10^9$ m, 2034 年ころ 打上げ 目標感度 $2 \times 10^{-20} / \text{Hz}^{1/2}$ (1 mHz 付近) 光トランスポンダ方式
BBO*	(NASA)	Big-Bang Observer, 基線長 $5 \times 10^7$ m 光トランスポンダ方式
DECIGO* [?]	(JPN)	DECi-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory 基線長 $5 \times 10^6$ m, 2027 年頃 打上げ 目標感度 $2 \times 10^{-22} / \text{Hz}^{1/2}$ (0.1 Hz 付近) ファブリ・ペロー方式
衛星ミッション		
LPF [?]	(ESA/NASA)	LISA Pathfinder, LISA のための技術試験衛星 重量 1,900 kg 1 機, L1 点, 2015 年 打ち上げ
DPF*	(JPN)	2 つの試験質量を搭載, ドラッグフリー制御, マッハツェンダー干渉計 DECIGO Pathfinder, DECIGO のための技術試験, 重力波観測 350 kg 1 機, 高度 500 km 極軌道, 2019 年 打上げ目標 2 つの試験質量を搭載, ドラッグフリー制御, ファブリ・ペロー干渉計 目標感度 $2 \times 10^{-15} \text{ Hz}^{-1/2}$ (0.1 Hz 付近)
GRACE [?]	(NASA/DLR)	Gravity Recovery and Climate Experiment, 地球重力場観測衛星 432 kg 2 機, 衛星間距離 220 km, 高度 500 km 極軌道, 2002 年 打上げ 衛星間距離変動をマイクロ波 (24, 32 GHz) で測距, 精度 5 mm
GOCE [?]	(ESA)	Global Ocean Circulation Experiment, 地球重力場観測衛星 1,200 kg 1 機, 高度 285 km 極軌道, 2009 年 打上げ 3 軸サーボ制御加速度計, 感度 $3 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$
GP-B [?]	(NASA)	Gravity Probe B, 相対性理論検証衛星 3,100 kg 1 機, 高度 642 km 極軌道, 2004 年 打上げ 高精度ジャイロスコープ 4 台, ドラッグフリー制御 精度 $1.4 \times 10^{-7} \text{ deg/yr}$
(プロジェクト名の * 印は建設中, および将来の計画)		

によって決まる．地上重力波望遠鏡が十分な感度を持つのは，地面振動の影響を避けることができる 10 Hz 以上の周波数帯域であり，連星中性子星の合体や超新星爆発などのコンパクトで激しい高エネルギー天体現象が主な観測対象とされている．DECIGO や eLISA といった宇宙重力波望遠鏡がターゲットとする低周波数帯では，中間質量ブラックホールや超巨大ブラックホールなどに関連する天体現象，および，初期宇宙や多くの天体現象の重ね合わせとして現れる背景重力波が観測対象となる．低周波数帯では，連星合体などの突発的な天体イベントだけでなく，パルサーやなどの定常的に重力波を放射し続ける波源も存在し，豊富な科学的成果が期待できる．その中で，DECIGO は，初期宇宙からの宇宙背景重力波の直接観測により宇宙の誕生の謎に迫る，究極的な重力波望遠鏡となる見込みである．

### 2.4.3 宇宙重力波望遠鏡ミッション

宇宙重力波望遠鏡としては，1990 年代から欧州宇宙機関 ESA とアメリカ航空宇宙局 NASA が共同で，LISA (Laser Interferometer Space Antenna) の検討を進めていた [?]．その後，NASA が予算状況を考慮して手を引き，2011 年以降は ESA を中心とした eLISA ミッションとして科学的目標とデザインの再検討が進められていた．ESA の長期計画である Cosmic Vision においては，大型カテゴリでのミッションが 2013 年末に選定され，2034 年打ち上げの L3 ミッションとして宇宙重力波望遠鏡ミッションが選定されている<sup>9</sup>．一方，NASA の長期計画策定の枠組みを示す Decadal Survey (2010) においても，重力波観測ミッションを推進することが提言されている．その後，ESA での L3 ミッションの決定を受け，GWSIG (Gravitational Wave Special Interest Group) での議論が継続されている．現在では，LISA に再度協力する方針で議論が進められており，'eLISA' の名称は'LISA' に戻されている．研究者レベルでは，ESA/NASA だけでなく国際協力の枠組みが議論されており，その中に，DECIGO 計画として日本からも参加をしている．

宇宙重力波望遠鏡 LISA は，1 mHz 付近の周波数帯に感度を持っており，巨大ブラックホールの合体やコンパクト連星からの重力波信号を捕えることを目的としている．また，遠方の重力波天体を観測することで，宇宙論的な情報を得ることも期待されている．そのため，太陽周回のレコード盤軌道に 500 万 km 程度離して配置された 3 台の宇宙機 (S/C) によってレーザー干渉計を構成する計画が立てられている．LISA は非常に長い基線長を持つため，回折による光の損失の影響が大きく，鏡で直接レーザー光を反射することは難しい．そこで，各 S/C に搭載したレーザー光源を，他の S/C からやってきたレーザー光に対して位相同期し，打ち返す方式 (光トランスポンダ) を採用している．LISA では，事前に技術実証を行うための前哨機 LPF (LISA Pathfinder) を 2015 年に打ち上げた．これは，1 機の S/C を重力環境が安定したラグランジュ点 (L1) に投入し，微小重力下でのレーザー干渉計，および，試験マスの特性を評価するミッションである．搭載されるレーザー干渉計は，eLISA の光トランスポンダ方式を実証するためのマッハツェンダー (Mach-Zender) 干渉計構成になっており，変位感度は，LISA と同等の  $10^{-12}$  m/Hz<sup>1/2</sup> 程度と設計されている (表 2.4)．2016 年には LPF の初期結果が発表された．それによると，当初の目標を超える安定な外乱加速度レベルが実現されていることが示されている．本書で提案している DPF では，DECIGO のための前哨衛星として，LPF とは異なった干渉計方式を実証することを目的としている．その結果，LPF より 3 桁以上良い変位感度の実現を目指している．

<sup>9</sup>[http://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Science/ESA\\_s\\_new\\_vision\\_to\\_study\\_the\\_invisible\\_Universe](http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/ESA_s_new_vision_to_study_the_invisible_Universe)

#### 2.4.4 地球重力場観測

これまでの衛星重力ミッションによる主な成果としては、GOCEによる高空間分解能な静的重力場の決定とGRACEによる重力場の時間的変化のモニタリングが挙げられる。この内、特にGRACEの成果については、地球温暖化に伴う極域や大陸氷床の融解、長期的な地下水変動など、これまで不可能であった地球環境監視の切り札的役割を果たしており、測地学のみならず雪氷や陸水など地球科学の関連コミュニティからも、観測に空白が生じることを極力避けたいという要求が強く、NASA/GFZでも可能な限りGRACEの延命をはかるとともに、GRACE-FOの早期実現に向けた取り組みが行われた。この結果、GRACEについては、楽観的な予測として2017年までの運用と、GRACE-FOは、現在Phase-Bの段階で、2017年末の打ち上げが予定されている。

GRACE-FOでは、関連コミュニティからの要望もあり、観測の継続性を優先させ、基本的な仕様はほぼGRACEに準じているが、新たにLaser Ranging Interferometer (LRI)の搭載が予定されている。これは、GRACE-FOの後続として2020年以降に予定されているGRACE-2でのレーザー干渉技術を用いたL-L SSTの実証テストを狙ったものである。これにより、GRACE-2ではGRACEに比べ2-3桁の感度向上が見込まれ、GRACE以上に広い応用研究が期待される。DPFで用いられるレーザー干渉計は、GRACE-FOのLRIとは全く異なった方式であり、さらなる高感度の観測が期待できる。2020年以降には重力場観測においてもレーザー干渉技術が主流となると予想されることから、DPFによるその実証試験の意義は大きい。

一方、GRACEでは空間分解能と時間分解能がたがいに相反する関係にあったため、研究対象に制約があったが、同時期に複数の衛星重力ミッションが実施されることにより、重力場観測の空間的・時間的分解能を高めることが期待される。現在、具体的に計画が進行中の衛星重力ミッションはGRACE-FOのみであるが、DPFの打ち上げの想定される2019年にはGRACE-FOミッションが実現している予定であり、同時期にGRACE-FOと同等精度での重力場観測が実現できれば、複数衛星の利用による空間・時間分解能向上の実証テストが実現でき、将来的な複数ミッションに向けた一つの重要なステップとなるものと期待される。

#### 2.4.5 波及効果

DPFは、宇宙空間でドラッグフリーを行うことによって実現された安定な環境下において、レーザー干渉計を組み合わせた精密計測を行うものである。この精密計測技術を生かし、重力の逆二乗則や等価原理の検証実験などの基礎物理実験に応用することも考えられる。これまでの科学・天文衛星は、宇宙望遠鏡やX線天文衛星に代表されるように、地球の大気の影響を避けるために宇宙空間を利用しているものが主であった。それに対して、近年では、一般相対性理論の検証を目的とした重力探査衛星のような微小重力環境を利用した精密計測や、それを用いた基礎物理学実験が多く提案されるようになってきている。地上での精密計測実験では、地球重力場や地面の振動、温度・気圧等の環境の変化によって測定精度が制限され易い。また、重力に逆らって試験体を支持することに伴う影響が、測定精度が制限されやすい。それに対して、宇宙では、安定な微小重力環境を生かした精密計測が期待できる。

また、技術的な面に関しては、本ミッションで実証するドラッグフリー技術は、宇宙空間に複数の宇宙機を打ち上げ、それらの間の距離を精密に保つ、フォーメーションフライトの基礎となる。この技術は、地球環境観測衛星や、X線望遠鏡、太陽系外惑星探査望遠鏡など

への応用が考えられる。また，DPF で実証される安定化レーザー光源は，その性能が実現できれば，宇宙実証最も安定な光源になる見込みである。コヒーレンス方式による，遠距離かつ高密度な衛星間通信，地球環境観測における高精度な地球大気などの分光計測，宇宙でのマイクロ波標準器や光時計の運用など，幅広い分野への応用の可能性を持っている。

## 第3章 衛星システム検討

前章で示した DPF で目指す科学的目標を受け、それらを達成するように DPF 衛星システムの検討が行われた。本章では 2014 年の DPF ミッション提案時に取りまとめられた構成の概要を示す。

### 3.1 ミッション要求

DPF では、DECIGO で必要とされる技術のうち、レーザー干渉計を用いた精密計測の宇宙実証を行うことを目的としている。そのために、レーザー干渉計、光を供給する安定化レーザー光源、衛星変動を抑えるためのドラッグフリー制御機器を搭載する。これらを総合的に動作させた結果、レーザー干渉計において、0.1 Hz の周波数帯で  $2 \times 10^{-15} \text{ Hz}^{-1/2}$  の歪み感度を実現し、連続 2 時間以上安定に動作させることが、最上位のミッション要求値となる<sup>1</sup>。それに基づき、下記のミッション要求を定める。

- レーザー干渉計 において、 $6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$  の変位感度、および、試験マスへの外力雑音  $1 \times 10^{-14} \text{ N/Hz}^{1/2}$  以下を実現する。
- 安定化レーザー光源 において、 $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$  の周波数安定度を実現する。
- ドラッグフリー制御 によって、衛星変動を  $1 \times 10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$  以下に抑える。
- これらを、2 時間以上 安定に連続動作させる。

それらに加えて、前提条件・制約条件・運用要求として以下のものを設定する。

- 打ち上げ手段としてイプシロンロケットを使用することとする。打ち上げ能力、軌道投入精度、打ち上げ時形状などが制約条件となる。
- バス部の新規開発に要するリソースを低減するため、小型科学衛星標準バス構成を最大限に活用した、地球周回軌道に投入される 1 機の衛星設計とする。熱・構造、搭載重量、電力、信号処理、通信などの小型衛星インターフェース条件を守ることが制約条件となる。
- 打ち上げ時期は 2019 年を前提条件とする<sup>2</sup>。

<sup>1</sup>単位  $\text{Hz}^{-1/2}$  は、周波数あたりのパワースペクトル密度の平方根を取ることに由来している。逆に、このパワースペクトル密度に、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 振幅と読み替えて考えても差し支えない。

<sup>2</sup>打ち上げ時期は、前提とする軌道上残留大気密度の条件に影響する。

表 3.1: DPF でのミッション要求値 (太字), およびシステム要求値 .

項目	要求値・仕様		主な制約条件
<b>レーザー干渉計</b>			
干渉計変位感度	$\leq 6 \times 10^{-16}$	m/Hz <sup>1/2</sup>	干渉計歪み感度
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>			
鏡 (試験マス) への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-15}$	N/Hz <sup>1/2</sup>	干渉計歪み感度
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	$\geq 10$	$\mu$ 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>レーザー光源</b>			
出力	$\geq 100$	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>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>スラスト</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
スラスト雑音	$\leq 100$	$\mu$ 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	$3 \times 10^{-8}$	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>			
運用期間	$\geq 1$	yr	十分な測定データの蓄積
連続測定動作時間	$\geq 120$	min	地球一周回分の連続データ取得
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.)



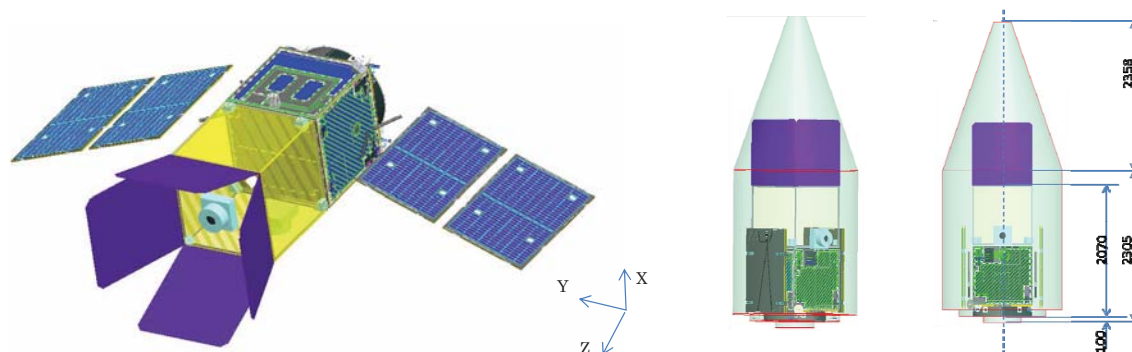


図 3.1: DPF 外観 (左図) と、次期固体ロケットフェアリング内設置時の様子 (右図)。

- 運用期間は 1 年間 以上とする。

これらの要求・条件は、各サブシステムの要求仕様に細分化されることになる。ミッション搭載機器、および、衛星システムに対する主な要求値・仕様を、表 3.1 にまとめる。DPF においては、精密計測の実現を目的にしているため、0.1 Hz の周波数帯での雑音特性に関しては特に詳細な検討がされている。

雑音の見積もりと要求値・仕様設定の詳細は、ミッション提案時の添付文書「DPF ミッション要求・システム要求書」にまとめられた。

## 3.2 衛星全体の構成

### 3.2.1 概要

DPF は、ミッション部を小型科学衛星標準バスに取り付け、イプシロンロケットで打ち上げる構成になっている (図 3.1)。DPF では、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、精密計測運用中に機械的な振動を励起する機器は搭載しない。衛星全体の主要諸元を表 3.2 に示す。衛星の総重量は 400 kg、 $950 \times 950 \times 2000$  mm (突起部を除く) の衛星に受動姿勢安定のためのフィン構造と太陽電池パドルが取り付けられた形状とする。消費電力としては、衛星全体で最大 500 W 弱を見込む。DPF における測定運用は、時系列データを連続的に取得し続けることで実現される。従って、ほぼ一定のレートで出力されるデータを、途絶えることなく処理・記録し、地上へ送信するデータ処理システムの構成をとる。

### 3.2.2 衛星質量配分

DPF の搭載機器構成と質量配分を図 3.2 にまとめる。総重量は 489 kg、ミッション部重量は 243 kg となっている。これは、衛星重心バランス調整のためのバランスウェイト 64 kg を

表 3.2: DPF の主要緒元

項目	諸元	備考
全体		
打上げ時期	2019 年	
打ち上げロケット	イプシロンロケット	ポストブーストステージ (PBS) を使用
衛星寸法	950 × 950 × 2000 mm	衛星フィン構造は含まず
重量	489 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	受動姿勢安定と 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 500 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) 2 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
安定化レーザー光源	干渉計入射 100 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	$10^{-9} \text{ m}/\text{Hz}^{1/2}$ 以下への安定化 ミッションスラスト × 10	試験マスを基準に衛星変動を制御 推力 100 $\mu\text{N}$ , 10 $\mu\text{N}$ , 推力雑音 0.1 $\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$
ミッション部寸法	950 × 950 × 950 mm	衛星フィン構造は含まず
ミッション部重量	242 kg	
ミッション部消費電力	150 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 1N スラスト × 4	初期姿勢捕捉, セーフホールド時 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	289 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

含んだ数字である。重心バランス調整方法や搭載機器の軽量化によって、衛星バスインターフェース条件 (ミッション部重量は 200 kg) を満たす工夫は必要であった。

### 3.2.3 衛星電力配分

DPF の搭載機器構成と電力配分を図 3.3 にまとめる。消費電力は最大時で 490 W 程度となっている。バス部には、両翼 2 枚の太陽電池パドル取り付けられており、太陽正対時の発生電力は 900 W と想定されている。DPF では、太陽電池パドルを約 20 度傾斜させることで衛星 Z 軸回りで太陽輻射圧を利用した受動姿勢安定を実現する構成になっている。このため、発生電力は 840 W にやや低下するが、消費電力量を十分に上回る見込みになっている。ミッション部へのインターフェース条件は 150 W であり、予備 15 W を含めて満たす設計になっている。

DPF機器構成	略号	台数	質量[kg](1台あたり)	合計質量 [kg]	源泉
<b>ミッション</b>					
<b>ミッション機器</b>					
ミッションSTR		1	34.33	34.33	DPFワーキンググループ数値
干渉計モジュール		1	30.00	30.00	DPFワーキンググループ数値
干渉計制御モジュール		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
ハウジング制御モジュール		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
レーザーセンサ制御モジュール		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
安定化レーザー光源モジュール		1	15.00	15.00	DPFワーキンググループ数値
電源・熱制御モジュール		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
信号処理モジュール		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
ドラッグフリー・スラスト制御		1	5.00	5.00	DPFワーキンググループ数値
スラストヘッド・制御モジュール(大2、小8)		1式	39.98	39.98	2013/02/25 船木さんメール情報
ミッション部フィン追加(±X)		2	3.75	7.50	DPFワーキンググループ数値
ミッション部フィン追加(±Y)		2	3.75	7.50	DPFワーキンググループ数値
バランスウェイト		1式	64.20	64.20	DPFワーキンググループ数値
ミッション計装		1式	10.00	10.00	DPFワーキンググループ数値
サーマルダブラ		1式	5.11	5.11	追加
ミッション合計				243.62	
ミッション合計(マージン込み)				243.62	
<b>バスシステム</b>					
<b>衛星マネジメント系 SMS 13.13</b>					
システムマネジメントユニット	SMU	1	2.00	2.00	DPF報告書ベース
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	2.00	2.00	ASNARO納入報告書(120228)
スペースワイヤルータ	SWR1,SWR2	2	1.73	3.47	ASNARO検査成績書(ASNAR-NEC-
データレコーダ	DR	1	2.10	2.10	DPF報告書ベース
GPS	GPSA1,GPSA2	2	0.42	0.84	ASNARO数値 2012/11/12
	GPSL1,GPSL2	2	0.51	1.02	ASNARO設計値
	GPSP	1	1.70	1.70	ASNARO数値 2012/11/12
<b>通信系 RF 8.21</b>					
Sバンドアンテナ(±X方向)	S-ANT1,S-ANT2	2	0.18	0.36	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドアンテナ(±Z方向)	S-ANT3	1	0.18	0.18	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドダイプレクサ	S-DIP1,S-DIP2	2	0.42	0.84	ASNARO ICD(1版_110527)
Sバンドスイッチ	S-SW	1	0.10	0.10	ASNARO ICD(2版_110527)
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	0.05	0.05	ASNARO ICD(4版_110527)
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A,S-TRP-B	2	3.34	6.68	ASNARO 検査成績書(ASNAR-NEC-N11009)
<b>電源系 EPS 67.10</b>					
太陽電池パドル	SAP1,SAP2	2	15.55	31.10	DPF報告書ベース
電力制御器	PCU	1	5.50	5.50	DPF報告書ベース
アレイパワーレギュレータ	APR	1	4.00	4.00	DPF報告書ベース
SAPプロッキングタイオード	SBD1,SBD2	2	0.40	0.80	DPF報告書ベース
バッテリー(50Ah)	BAT	1	25.70	25.70	DPF報告書ベース
<b>姿勢軌道制御系 AOCS 16.41</b>					
姿勢軌道制御計算機	AOCP-A,AOCP-B	2	2.00	4.00	DPF報告書ベース
恒星センサ	STT	1	3.30	3.30	DPF報告書ベース
慣性基準装置	FOG	4	0.15	0.60	DPFワーキンググループ数値
粗太陽センサ	CSAS1,CSAS2	2	0.01	0.02	ASNARO実測値
AOCSインタフェースモジュールSTT@SODERN	ACSTS	1	1.46	1.46	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールAnalog@NTS	ACANA	1	2.13	2.13	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールIRU@MPC	ACIRJ2	1	2.60	2.60	DPF報告書ベース
AOCSインタフェースモジュールVDRV/IA	ACVDI	1	2.30	2.30	ASNARO単体試験結果(TPX-0S9504) 発熱ICD_3版
<b>推進系 RCS 31.56</b>					
推進系	RCS	1式	31.56	31.56	ETS-Ⅶターゲット衛星
注排弁モジュール			↑		
バルブモジュール			↑		
推進タンク			↑		
配管			↑		
配管ブラケット			↑		
インターフェースコネクタブラケット			↑		
4Nスラストモジュール		4	↑		
<b>電気計装 E-INT 26.00</b>					
ハーネス及び中継コネクタブラケット	HCE	1	26.00	26.00	DPF報告書ベース
<b>熱制御系 TCS 14.50</b>					
ヒータ制御装置	HCE	1	4.50	4.50	DPF報告書ベース
熱計装	T-INT	1式	10.00	10.00	DPF報告書ベース
<b>構体系 STR 65.09</b>					
構体	STR	1式	50.11	50.11	DPF報告書ベース
機械計装	M-INT	1式	14.98	14.98	DPF報告書ベース+FOG放射線シールド(5kg)+ブラケット追加
<b>バスシステム合計 242.00</b>					
<b>推進 3.40</b>					
<b>衛星合計 489.02</b>					

図 3.2: DPF 質量配分 .

DPF衛星 (2014.02.21)	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		
Mission				150.0					
Mission機器									
	干渉計モジュール	1	3.0	3.0	3.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	干渉計制御モジュール	1	4.0	4.0	4.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	ハウジング制御モジュール	1	10.0	10.0	10.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	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 佐藤先生メール情報		
	安定化レーザ光源モジュール	1	25.0	25.0	25.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	電源・熱制御モジュール	1	10.0	10.0	10.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	信号処理モジュール	1	12.0	12.0	12.0		2012/01/20付け 佐藤先生メール情報		
	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 佐藤先生メール情報		
	スラスタ電力(予備)	1	58.0	58.0	58.0		2013/02/25付け 船木さんメール情報		
		1	15.0	15.0	15.0		Mission合計が150Wとなるように調整		
バスシステム									
衛星マネジメント系 SMS									
	システムマネジメントユニット	SMU	1	9.3	9.3	9.3	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	データリーダー	DR	1	13.9	13.9	13.9	DPF報告書ベース		
	テレメトリ・コマンド・インタフェースモジュール	TCIM	1	8.7	8.7	8.7	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	スペースワイヤルータ	SWR	1	8.6	8.6	8.6	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	GPS	GPSSA	2	0.0	0.0	0.0	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
		GPSL	2	0.5	0.5	0.5	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
		GPSF	1	16.0	16.0	16.0	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
通信系 RF									
	S/バンドトランスポンダ	S-TRP-A	1	13.0(待機)/30.4	13.0	30.4	DPF報告書ベース		
	S/バンドトランスポンダ	S-TRP-B	1	0.0	0.0	0.0	DPF報告書ベース		
	S/バンドダイプレクサ	S-DIP1	1	0.1	0.1	0.1	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	S/バンドダイプレクサ	S-DIP2	1	0.0	0.0	0.0	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	S/バンドスイッチ	S-SW	1	3.7	3.7	3.7	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	S/バンドハイブリッド	S-HYB	1	0.0	0.0	0.0	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
電源系 EPS									
	電力制御器	PCU	1	10.0	10.0	10.0	DPF報告書ベース		
	サップロッキングダイオード	SBD	2	1.8	3.6	0.0	3.6	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3	
	アレイパワーレギュレータ	APR	1	15.0	1.5	0.0	1.5	0.0	DPF報告書ベース
姿勢軌道制御系 AOCS									
	姿勢軌道計算機	AOCP	1	9.3	9.3	9.3	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	恒星センサ	STT	1	7.2	7.2	7.2	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	慣性基準装置	FOG	4	2.2	8.8	8.8	・IKAROS搭載品(JAE製) ・標準バスでは20W程度(MPC製TDG)		
	AOCS-インタフェースモジュールRCS	ACVDI	1	11.5	11.5	11.5	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	AOCS-インタフェースモジュールSTT	AGSTS	1	5.7	5.7	5.7	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3		
	AOCS-インタフェースモジュールAnalog	AGANA	1	10.0	10.0	10.0	DPF報告書ベース		
	AOCS-インタフェースモジュールIRU	ACIRJ2	1	20.0	20.0	20.0	SPRINT-Aベースで9.5WだがFOGへの二次電源供給機能追加で計20Wと仮定		
熱制御系 TCS									
	ヒータ制御装置	HCE	1	10.5	10.5	10.5	DPF報告書ベース		
	ヒータ	1式	100.0	100.0	100.0	100.0	新規		
衛星負荷電力合計(ノミナル)				421.9 W	416.8 W	439.3 W	434.2 W		
衛星負荷電力合計				421.9 W	416.8 W	439.3 W	434.2 W		
負荷への電力伝送ロス				12.8 W	4.0 W	13.5 W	4.3 W		
APR変換ロス(日照負荷分)				36.7 W	0.0 W	38.2 W	0.0 W		
				日照/日陰負荷	471.3 W	420.8 W	490.9 W	438.5 W	

図 3.3: DPF 電力配分 .

### 3.2.4 軌道・衛星姿勢

DPF は、高度 500 km の太陽同期円軌道に投入される。高度は、高いほど大気抵抗が低減され、ドラッグフリー制御・ミッションスラスタへの要求が緩和されるため、ロケット打ち上げ能力の範囲で最大限と設定している。衛星は、バス部を前面に軌道運動し、地球重力場変動の影響を低減するため、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するようにする。その一方で、地球重力場の  $J_2$  項の影響より良くする必要はないことから約  $10^{-3}$  の離心率要求としている。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、外乱からのカップリングを受けにくい事が望ましい。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、地球鉛直方向に垂直になる方向をとるような軌道運動設計になっている。これにより、大気抵抗や太陽輻射圧成分と鉛直な軸で測距を行い、それらからのカップリングの影響を低減することができる。

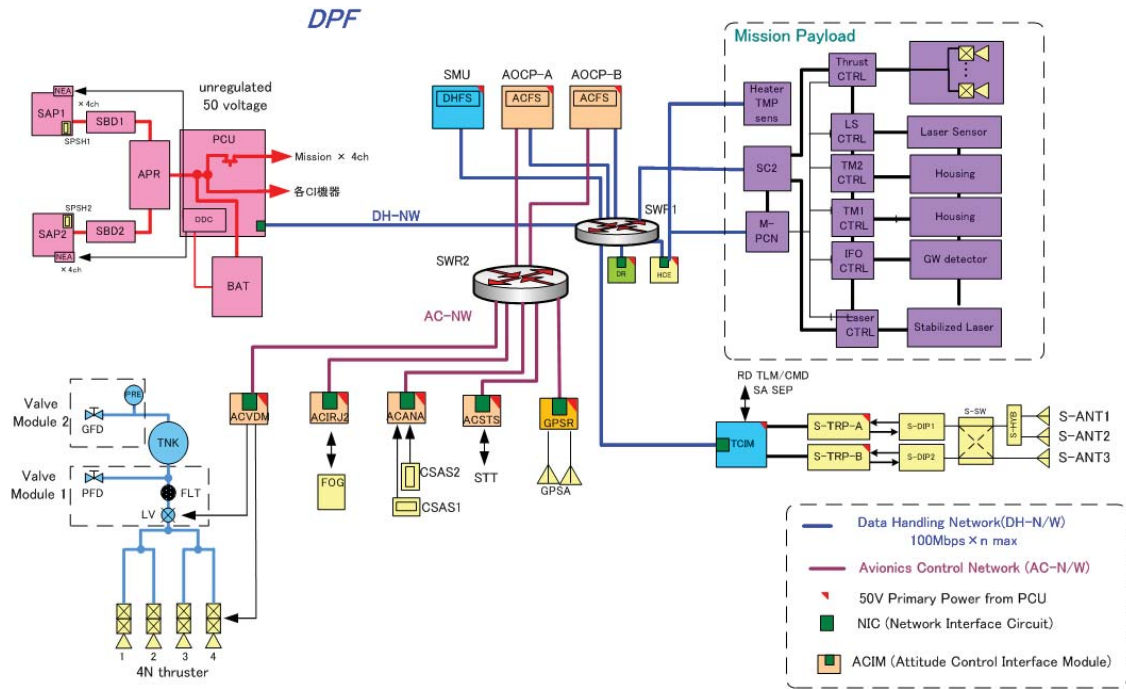


図 3.4: DPF 衛星のシステムブロック図 .

精密計測運用時には、衛星の姿勢・変位はドラッグフリー制御され、太陽輻射圧変動や大気抵抗による変動を能動的に抑圧する構成になっている。この制御には、ミッション部に搭載された、小型・低推力雑音スラスタを用いる。機械的な振動を避けるため、衛星にはモメンタム・ホイールを搭載しない。また、バス部に取り付けられたスラスタは、推力雑音が大きいことが想定されるため、観測運用時には使用できない。衛星の軌道投入後の初期姿勢捕捉や、ミッション部制御破たん時のセーフホールド、また、ミッションスラスタ運用寿命終了後の衛星姿勢保持のために、衛星姿勢は大気抵抗・太陽輻射圧を利用して受動的に安定化される構成になっている。

### 3.3 ミッション部構成

#### 3.3.1 ミッション部概要

図 3.4 の衛星システムブロック図において、点線で囲まれた箇所が DPF ミッション部のブロック図になる。DPF のミッション部の主な搭載機器は、レーザー干渉計モジュール、干渉計に光を供給する安定化レーザー光源モジュール、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 950 mm 平方、高さ 950 mm 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には、底部のバス部に近くにレーザー干渉計が設置され、衛星重心とレーザー干渉計中心が合うようにされている。これにより、衛星姿勢の変動が干渉計の並進変動とカップルする影響を抑えている。安定化レーザー光源は消費電力が大きいことから、排熱を考慮して、ミッション部の放熱面として用いられる-Y 面に取り付け

られる。ミッションスラスタは、最大推力  $100\ \mu\text{N}$  のもの2台と最大推力  $10\ \mu\text{N}$  のもの8台を搭載する。 $100\ \mu\text{N}$  スラスタは、衛星重心を貫く軸上で、大気抵抗および太陽輻射圧のDC成分をキャンセルする向きに取り付けられる。一方、 $10\ \mu\text{N}$  スラスタは、ミッション構体の各頂点付近に配置され、衛星の並進変動と姿勢変動の制御と抑圧に用いられる。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、軽量化を施し重量 200 kg, 消費電力 150 W を見込む。

### 3.3.2 ミッション搭載機器

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。

#### レーザー干渉計モジュール

干渉計部は、鏡(試験マス)を内蔵し、試験マスモジュール2台と、それらの試験マスを用いて精密計測を行うレーザー干渉計、入射光学系、光検出器などの電気系、それらを収める密封構体で構成されている。

試験マスモジュールは、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、質量約 2 kg の金属製で、干渉計のための誘電体多層膜ミラーが取り付けられている。静電容量型のセンサ・アクチュエータは、試験マスに相対して金コーティングされた極版を配置するという比較的単純な構成になっており、それぞれ地上実験で実績があるものである。軌道上で要求感度を満たすことは十分可能である。

Fabry-Perot 干渉計は、2台の試験マスモジュール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、鏡間の距離変動に比例したものになり、重力波や地球重力場に対する感度を持つ信号になる。干渉計モジュールへの光の導入は光ファイバを用いて行う。光ファイバからの出力レーザー光のモードを整え、干渉計に入射する入射光学系には、低膨張率ガラスに光学素子を溶融接着し、一体化した光学系を用いる。これにより、打ち上げ時の振動の影響によるミスアラインメントを避ける。

安定な温度環境を保ち、かつ、残留気体分子の衝突による外力雑音や打ち上げ前の光学系汚染を抑えるため、干渉計モジュールは密封容器に納められる。真空容器に封入する案も検討されたが、重量や実装作業性の観点から考慮した結果、打ち上げ前には窒素を加圧充填しておき、軌道上で解放し、放出する構成を採用している。軌道上の真空度は余裕を持たせても  $10^{-7}$  Pa 程度と見積もられ、容器内が  $10^{-6}$  Pa 以下の真空度という要求値は満たされる。

<sup>3</sup>Fabry-Perot 干渉計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。

温度安定度は  $0.1 \text{ Hz}$  で  $1 \text{ mK/Hz}^{1/2}$  という要求値になっている。この値は、能動的な温度安定化をしていない SWIM<sub>μν</sub> モジュールでも軌道上でほぼ達成されており、密封容器を用いることで十分満たされる見通しが得られている。

#### 安定化レーザー光源

安定化レーザー光源モジュール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  $1030 \text{ nm}$  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  $975 \text{ nm}$  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  $1030 \text{ nm}$ ）を使用する予定である。宇宙仕様のもは、同様の構成の光源を TESAT-Spacecom 社が幾つかの衛星ミッションに供給しており、実現性には問題ない。

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  $1 \text{ Hz}$  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  $1 \text{ Hz}$  で  $80 \text{ dB}$  以上の制御利得が必要となる。この制御利得は  $10 \text{ kHz}$  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。周波数基準としては、光共振器を用いた方法と原子の吸収線を用いた方法が検討された。地上実験では、ともに同程度の安定度が  $0.1 \text{ Hz}$  の周波数帯で実現されている。しかし、光共振器は外部振動に敏感で、その支持法や環境要因によって性能が左右されやすい。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 ( $515 \text{ nm}$ ) 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。 $515 \text{ nm}$  帯の沃素の吸収の自然幅は、従来良く用いられている  $532 \text{ nm}$  帯の吸収の自然幅より  $1/4$  以上細く、DPF の周波数安定度の要求値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（試験マスモジュールのフレーム）の相対変動信号を用いて、フィードバック制御することで実現される。これにより、大気抵抗や太陽輻射圧に起因する衛星変動を抑圧し、試験マスへの外力カップリングの影響を避けることができる。この制御には、主に試験マスモジュールに内蔵された静電型センサの信号を用いる。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、フィードバックされる。この制御時には、自由度を分離するよう、信号間で適切な線形演算を行う。干渉計の基線長変動など2つの試験マスの差動変動信号6自由度は、試験マスへフィードバックさ

れる．一方，2つの試験マスの差動変動信号6自由度は，衛星スラスタへフィードバックされ，ドラッグフリーの実現に用いられる．0.1 Hzの周波数帯で，太陽輻射圧変動やスラスタの推力雑音自身を抑圧するためには，40倍程度の制御ゲインが必要であり，この制御帯域は10 Hz程度になる．0.1 Hzよりも十分低い周波数帯では，試験マスのドリフトにより衛星姿勢が失われることを避けるため，太陽センサ信号を基準に試験マスにフィードバックする制御を行う．

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，合計10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 $100\ \mu\text{N}$ のスラスタ2台を用いて大気抵抗・太陽輻射圧の定常成分を抑圧し，最大推力 $10\ \mu\text{N}$ のもの8台を用いて並進・姿勢の変動成分の制御を行う構成になっている．これらは，推力雑音 $0.1\ \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ ，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スラスタであることが要求される．宇宙実績，推力雑音，機械的可動部分の有無などを考慮した結果，電気推進スラスタを用いることとしている．

### 3.3.3 ミッション信号処理

ミッション部の信号処理はSpaceCube2 (SC2) と呼ばれる宇宙用計算機を中心として行う(図3.4)．SC2は電源制御部(M-PCN)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．各ミッション機器は，機器制御とSC2との通信処理を行うデジタルボードを介してSC2と接続される．このボードは，SC2との通信のためにSpWポートを2つ有し，各観測装置の制御のためのデジタルポートを最大で40個持つ．また，SpW通信用と，各観測系の制御および観測データ取得用の2つのFPGAを搭載し，一時データ保存用のSDRAMを持つ．

DPFにおける観測は，連続した時系列データを取得し続けることで行われる．重力波観測周波数帯は，0.1-1 Hzであり，これより十分早いサンプリングレートでのデータ取得が要求されることから，1 kHzでのデータ取得を行う．その他の信号も合せて，800 kbpsのデータレートが想定される．これは，1日分の観測データでは9 GByte程度に相当する．この観測データは，信号処理装置によって600 Mbyte/day程度のデータ量に圧縮処理され，衛星バス内のデータレコーダに記録された後，地上へ送信される<sup>4</sup>．

### 3.3.4 構造・電力・熱設計

DPFのミッション部構体は，バス部上段(+Z方向)の取り付けられる(図3.1)．内部には，干渉計モジュールとそれらの制御モジュール，安定化レーザー光源，ドラッグフリー・スラスタ制御モジュールと中央処理計算機，電源制御モジュールが配置される構成になっている．スラスタヘッドは， $10\ \mu\text{N}$ スラスタ計8台をミッション部の各頂点に， $100\ \mu\text{N}$ スラスタを大気抵抗・太陽輻射圧をキャンセルする方向(+Z面，-X面)に配置する構成になっている．構体上部には，フィン構造が取り付けられ，バス部太陽電池パドルの構成と合わせて衛星の受

<sup>4</sup>地上送信可能なデータ量は，ダウンリンクレート2 Mbps，可視条件 $4\times 12$ 分，有効データ率85%と仮定して算出．



動姿勢安定条件を満たすような質量分布が実現されている。図 3.2, 3.3, にミッション部の重量・消費電力の見積もりを示す。総重量, 消費電力ともバス系とのインターフェース仕様を満たしているが, 重量マージンが少ないため, 今後, 軽量化に向けた詳細検討を進める必要がある。また, 剛性解析の結果, 固有周波数は, バス系とのインターフェース仕様を満たしている (表 3.3)。

ミッション部の温度環境は, 熱数学モデルを構築し, 軌道上熱解析を行うことで評価した。常に太陽方向を向く +X 面は MLI で断熱し,  $\pm Y$  面,  $-X$  面,  $+Z$  面を主放熱面とする。温度変動要求が厳しい安定化レーザー光源は常に深宇宙を見る  $-Y$  面に, 断熱帯を設けた独立放熱板上に搭載するとともにヒータを用いた制御を行う。機器表面は MLI で覆い, ミッション構体本体と断熱する。バス部とミッション部は伝導および輻射断熱と仮定した。外部熱入力としては, 最低値/最高値として太陽光輻射  $1312 - 1422 \text{ W/m}^2$ , 地球アルベド  $0.25-0.35$  を仮定している。熱解析の結果, 搭載ミッション機器の許容温度範囲内に十分収まることが確認できている。

### 3.3.5 ミッション部電源・温度制御

ミッション部に含まれる電源制御部 (M-PCN) では, 衛星バス側から供給される非安定直流電圧 ( $+31 \sim 47 \text{ V}$ ) を DC-DC コンバータを用いて安定した直流電圧  $+3.3 \text{ V}$ ,  $+5.0 \text{ V}$ ,  $\pm 15 \text{ V}$  に変圧する機能を持つ (図 3.4)。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 SC2 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 SC2 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, SC2 が ON/OFF 制御信号を出力して, その機器の再起動を行う。

干渉計モジュール・安定化レーザーモジュールの温度は,  $1 \text{ mK}$  程度の安定度に保たれている必要がある。このため, シールドによる受動的な安定化と共に, センサとヒータ等による能動的な制御も必要である。この制御は, 衛星バスから提供される温度制御システム, および, 搭載機器内で行う。

## 3.4 衛星バス部構成

衛星バス部には, 小型科学衛星標準バスを使用する。この標準バスでは, ミッション内容に応じて, バス標準化の階層が定義されている<sup>5</sup>。この中で, DPF は, 最も標準化レベルが高い, 階層 IV の「衛星形態の標準化」として標準バスを利用する。耐放射線性能は, 3 年におけるバス部構体内部の環境を  $100 \text{ krad}$  以下としている。DPF では, バス部の上部にミッション部が取り付けられる構成になっている (図 3.1)。

<sup>5</sup>階層 I: 設計開発手法の標準化, 階層 II: 電気・熱・機械 I/F の標準化, 階層 III: 搭載機器の標準化, 階層 IV: 衛星形態の標準化。

### 3.4.1 衛星バス構成

衛星バス部の概要を以下に示す。また、ミッション部、バス部を含めた衛星システムブロック図を、図 3.4 に示す。

- 熱・構造系

バス構体は、950×950×1100 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± 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。太陽電池パドルは太陽輻射圧に対して受動姿勢安定になるように、約 20 度だけ傾けられている。これにより、発生電力が低下するが、DPF のミッション要求十分満たす電力は確保できる。

- 通信・データ処理系

通信系は、冗長構成された S バンドトランスポンダを使用し、ダウンリンク 2Mbps (QPSK)、アップリンク 128-256Mbps (BPSK) を最高ビットレートとする。ミッション部とのデータインターフェース、標準バス内のデータ処理系は、SpaceWire を使用し、データ・レコーダとしては、容量 2GB のものを搭載する。プログラムコマンドはタイムライン方式とし、登録数は 4096 程度とする。

- 電源系

太陽電池パドルは 2 翼構成とし、1 翼あたり 2 枚パネルの構成で 840 W の電力を発生し、ミッション部へは最大 150W の電力を供給する。電源系は、50V 非安定バス方式とする。BAT の容量は 50Ah (11 セル直列) とし、シリーズスイッチングレギュレータ (SSR) 方式を採用し、低ノイズ設計とする。

- 推進・姿勢制御系

3 軸姿勢制御に対応し、姿勢制御精度は 1 分角程度の姿勢制御精度を持つ。推進系としては、推力 1N のスラスタを 4 台搭載する。これらは、窒素ガスを用いたコールドガスジェットスラスタとし、搭載推進薬量は 3.3 kg とする。一方、標準構成に含まれているモメンタム・ホイールは搭載しない。この標準バス姿勢制御系は、初期軌道投入時と、ミッション部制御が異常をきたした時のフェイル・セーフとして機能する。ロケットからは、低スピン状態での分離条件としている。

### 3.4.2 標準構成からの変更

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、受動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) バス部 1N スラスタを用いた衛星姿勢制御は、初期軌道投入とセーフ・ホールド

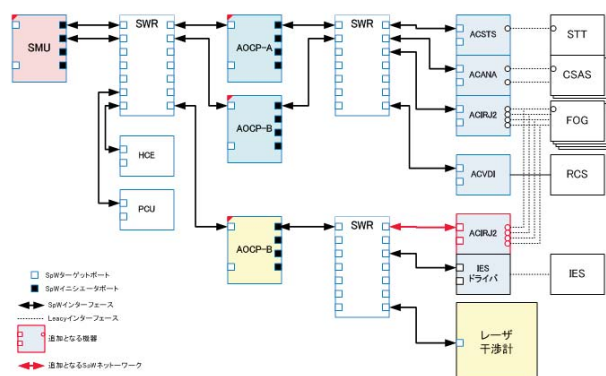


図 3.5: DPF のネットワーク構成．ドラッグフリー制御時に用いるのセンサ信号をバス部からミッション部に接続するための専用線を追加する．

時のみに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．

ドラッグフリー制御はミッション部搭載の制御器およびスラストで実現される．その制御にはバス部搭載の太陽センサやジャイロセンサの信号も用いられる．この信号伝送は，10 Hz 以上のドラッグフリー制御帯域に対して十分高速でなければならない．そこで DPF では，バス部搭載センサとミッション部を専用線を用いて接続する構成をとる (図 3.5)．また，衛星自身の変動を観測し，補正を加えるため，バス部に GPS レシーバを搭載する．

### 3.5 ミッション部-バス部インターフェース

小型科学衛星標準バスにおけるミッション部とバス部インターフェース仕様は，「小型科学衛星 ミッションペイロードインターフェース」によって規定されている．表 3.3 にその要約と，DPF における対応をまとめる．

## 3.6 運用計画

### 3.6.1 運用要求・運用コンセプト

DPF の運用期間は 1 年とする．打ち上げこの 5 ヶ月に期間内に搭載機器の機能確認，性能確認，搭載機器およびドラッグフリー制御系のチューニングを行い，成功基準の達成を目指す．その後，7 か月間長期連続動作させ，超過成功基準の達成を目指す．

打ち上げ時期は，2019 年を想定する．図 3.6 に示すように，この時期は太陽活動静穏時であり，軌道上大気密度が低いことが想定される．これにより，大気ドラッグ変動による衛星変動外乱が小さい ( $10^{-11} \text{ kg/m}^3$ ) ことが期待できるとともに，ドラッグフリー時のスラスト推力への要求・電力要求に対して余裕が生まれることから，好ましい時期といえる．

表 3.3: 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	200 kg	200 kg 以下	軽量化検討が必要
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 65 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
正弦波振動環境	要試験	機軸方向 : 39 ~ 63Hz 5G 機軸直交方向 : 39 ~ 63Hz 1.2G	
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 2kΩ 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 .

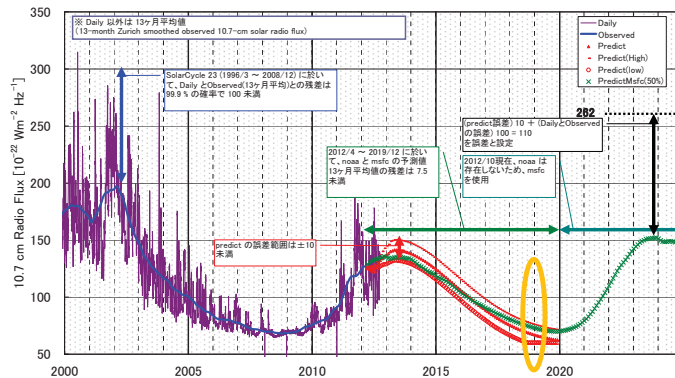


図 3.6: 太陽電波フラックスの強度 (F10.7) . 2019 年は静穏期にあたり, 大気ドラッグの影響が少ないことが期待できる .

### 3.6.2 初期姿勢捕捉

DPF の軌道・姿勢については, 3.2.4 節で示している . 打ち上げ・軌道投入直後の初期姿勢捕捉には, バス部に搭載された 4 機のコールドガスジェットスラスト推力 (1N) を用いる<sup>6</sup>. この初期姿勢捕捉は, レートダンプ, 太陽捕捉, +X 太陽捕捉姿勢維持, X 軸回りマヌーバ, 姿勢決定開始時姿勢維持といったシーケンスで行われ, 必要な推薬量は 0.33kg と見積もられている . セーフホールドを 9 回行う推薬を加え, 全推薬量は 3.3kg と見積もられている .

なお, DPF は太陽同期の全日照軌道をとるが, 地球地軸の傾斜の影響で, 1 年のうち 100 日余りは日陰になる時期 (衛星 1 周回あたり最大 25 分) がある . 日照-日陰境界を超える際の熱ショックによる太陽電池パドルや衛星本体変動の影響も考えられ, 精密計測を行う時期は詳細に検討する必要がある .

### 3.6.3 ミッション運用

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 3.4) .

- 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受動安定姿勢の確立後, 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 . レーザー干渉計検出器: フォトディテクタ・電気回路の動作確認 . 安定化レー

<sup>6</sup>DPF では機械振動の影響を避けるため, バス部にはモメンタムホイールは搭載されていない . また, ミッション搭載のスラストは, 低推力であるため, 初期姿勢捕捉時には使用できない .

表 3.4: 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

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。その後、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。機体の質量バランス、残留磁気トルク、大気ドラッグ、太陽輻射圧といった要因に対応して制御パラメータの最適化を行い、目標精度を達成する。

- 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 ミッション全体としての「所期の成功基準」が達成されることになる。その後、搭載機器の軌道上詳細データを取得し続けるとともに、重力波、地球重力場の観点からの観測運用も行う。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。

### 3.6.4 地上局

小型科学衛星シリーズで想定されていた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、それに対応した

表 3.5: DPF 技術成熟度

項目・構成要素	技術成熟度		備考	
	現時点	今後1年		
<b>搭載ミッション機器</b>				
レーザー干渉計干渉計				
	レーザー干渉計	4	5	地上干渉計などの実績
	試験マスモジュール	4	5	SWIM の実績
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	4	5	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	高高度気球実験の実績
	小型・低雑音スラスタ	7	7	雑音特性の評価が重要
<b>ミッション部システム</b>				
電気系				
	中央処理計算機	7	7	SWIM による宇宙実証
	機器デジタル I/O	7	7	SWIM による宇宙実証
	電力制御	7	7	過去の衛星の実績
	精密熱制御	4	5	
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

観測運転を実施することも想定し、衛星内のデータバッファ量、付加的な地上局の確保等、準備をしておく。

取得されたデータは、基本的に公開の方針である。重力波分野・地球重力波分野の他のプロジェクト・ミッションにおけるデータ公開ポリシーを参考に、宇宙ミッションにおけるセキュリティ情報の管理に配慮しつつ、最大限のデータ提供を目指す。それにより、観測データ・宇宙環境データとして広いコミュニティに知見を提供することを、DPF ミッションの最終的なアウトプットとする。

## 3.7 技術成熟度・信頼性とリスク

### 3.7.1 技術成熟度

DPF ミッション部で用いられる機器の技術成熟度を、表 3.5 にまとめる。ここで、技術成熟度は、TRL (Technology Readiness Level) の定義に従って評価している。

レーザー干渉計、安定化レーザー光源に関しては、実験室内でのブレッドボードモデル (BBM) での試験が行われており、コア技術の設計仕様の検証がなされている。また、現在エンジニアリングモデル (EM) の開発とそれをういた無重力落下実験や熱真空試験などの環境試験などにも取り掛かりつつある。それらのことから、TRL 4 は達成されており、TRL 5 を目指して開発を進めている、と言える。ドラッグフリー制御に関しては、原理設計検討および自由度を限った制御系による原理実証 (TRL 3) は行われており、軌道上の数値シミュレーションが進められつつある (TRL 4)。ミッションスラスタは宇宙実績のあるものを組み合わせ使用する設計になっていることから TRL 7 とした。ミッションシステムに関しては、SWIM <sub>$\mu\nu$</sub>  によって DPF とほぼ同一のコンフィギュレーションでの宇宙実証がなされており、TRL は 7 とした。

### 3.7.2 冗長性・信頼性の考え方

冗長性に関しては、リソースの制約から、DPFの観測・実験機器に関しては、機能冗長構成を基本とする。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。ミッション搭載機器特有のコンポーネントについて宇宙用の部品の入手が困難な場合は、十分な評価試験を行って上で部分的な民生部品の使用も認める方針である。それに対して、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、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ト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。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トによってフェイル・セーフ動作を行う。また、ミッションスラストは、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。

### 3.7.3 リスク要因とバックアッププラン

DPF開発時に想定されるリスク要因とその対策案は別資料「リスクマネジメント管理計画書」にて示す。この中で、特に、衛星構成全体にかかわる項目、性能要求が厳しいと考えられる項目についてリスク要因と対応策・バックアッププランを示す。

- 衛星構造

DPFでは、衛星自身の擾乱低減が重要であり、モメンタム・ホイールの非搭載などの設計がされている。しかし、まだ詳細なシミュレーション解析などは進行途中であり、擾乱抑制のための検討とバックアッププランを準備しておく必要がある。

特に現在のDPF構造では、受動姿勢安定のために、太陽電池パドルの取り付け法、フィン構造、衛星重量バランスなどを調整した設計がなされている。太陽電池パドルの共振周波数は2Hz以上と、測定周波数帯域より十分に高い周波数にあるが、10Hz以上と設計されているドラッグフリー制御系の帯域内には入っている。また、時期による大気密度変化、スラスト推薬残量の変化に伴う衛星重量バランス・重心位置の変化、日照-日陰境界を横切る際の熱ショックの影響があり得る。

- ドラッグフリー制御

ドラッグフリー制御に関しては、自由度を限り単純化した解析・数値モデル計算により制御特性・雑音特性ともに原理的には成立可能であると確認できている。しかし、地上でフルシステム試験を行うことが困難であるため、リスク要因となる。ドラッグフリーの成立性は、衛星全体の構造・質量バランスが重要なパラメータとなり、ミッション部単体だけで議論することはできない。そこで、DPF WGでは約3年前より、衛星バスメーカーの協力を得て、ミッション部・バス部を合わせた全体構成の検討を



進めており、これまでに数値モデル計算では成立性は確認できている。現在は、衛星軌道・残留大気・太陽輻射圧・重力傾度トルク等を含めた時系列シミュレーション評価に取りかかっている。

ドラッグフリーに関するリスクを低減する衛星構造体構成に関しては、本提案書で示した構成のほか、重力傾度を利用した受動姿勢安定構成や、ESAの地球重力場観測衛星GOCEのような剛性を高めて能動姿勢安定を行う構成の可能性を含めてトレードオフ検討も進めている。2014年中に結論を得て、2015年8月頃に基本仕様確定を見込む。なお、他のミッション搭載機器(干渉計・試験マス・安定化レーザー光源)に対する要求値は、これらの変更にはほとんど影響されない。排熱や取り付け法といった実装インターフェースを除き、ほぼ独立して設計検討・開発を進めることが可能である。ミッションスラスタは、仕様を満たし宇宙実績があるもので構成されている。しかし、推力雑音はたのミッションで重視されない仕様であり、DPFグループとしてスラスタスタンドを用いた評価試験を進めている。

- 干渉計・試験マスモジュール

試験マスモジュール部においては、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・ロック機構部が、開発の進捗とリソースの制約の面で、リスク要因となっている。従って、現在の基本設計となっているピンブラを用いた機構のバックアッププランとして、非クランプによる打ち上げや、揮発性の緩衝素材の使用なども検討を進める。

また、試験マスモジュールで用いられる静電センサ・アクチュエータは、金属製の試験マスの周囲に数mm程度の間隙をあけて極版を配置する単純な構成を元にしており、多くの使用例がある。しかし、DPFで要求される外乱雑音レベルを実現するためには、この隙間にある残留気体の衝突(ブラウン運動)や、極板からの熱輻射が問題となる可能性がある。そのため、極版形状の工夫や間隙の増加、干渉計密封容器構成に変更などの対応をする可能性がある。これらは、無重力環境試験により機能・性能の確認を行う計画である。

- 安定化レーザー光源

現在の基本設計では、外部環境によって性能が影響を受けにくいことから、沃素吸収線を用いた周波数安定化を行うことになっている。この構成は外部振動環境の影響を受けにくく、地上での性能試験により軌道上でのリスクを低減することが可能である。しかし、所期の安定度が達成されない場合に備えて、地上実験で十分な実績のある共振器を用いた安定化方式もバックアッププランとして検討を進める。また、使用するガスセル、光ファイバーなどの光学素子は、十分な宇宙実績がないものもあり、耐振動性と耐放射線性には特に注意を払って環境試験を行う計画である。

- 精密温度制御

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、0.1Hzの周波数帯で $1\text{mK}/\text{Hz}^{1/2}$ の温度安定度が要求されている。この温度変動レベルは、特に能動制御や熱シールドを施していないSWIM<sub>μν</sub>でも達成されているレベルであるので、実現性は高いと考えられる。しかし、DPFの衛星環境での詳細な熱変動検討は完了しておらず、リスクとして挙げられる。

## 第4章 搭載機器検討・開発

本章では、DPF WG で行われた、根幹搭載機器の検討、および開発の脚気得られた知見についてまとめる。

### 4.1 レーザー干渉計

干渉計モジュールでは、重力波を検出して我々が記録可能な信号に変換する。はじめに、重力波の検出原理について概説する。まず、重力波は、離れた2地点にある自由質点どうしの距離を変化させる[?]。この変動の大きさは、重力波の振幅と、質点どうしのもとの距離に比例する。具体的には、距離  $L$  だけ離れた2つの質点の間が、重力波の影響で  $\delta L$  だけ微小に変動したとすると、そのときの重力波の振幅  $h$  は

$$\frac{\delta L}{L} \simeq \frac{h}{2} \quad (4.1)$$

と対応する<sup>1</sup>。こうして、既知の距離だけ離れた2つの質点の間の距離の変動を測定することで、重力波を直接観測できる。

DPF では、この距離の変動を高精度に測定するために、直線型の Fabry-Perot 光共振器を用いる。Fabry-Perot 光共振器を用いると、共振する光の波長を基準にして、共振器長の微小変動を高精度に測定することができる[?]。

DPF ではまず、干渉計モジュール内で、上述の自由質点に相当する鏡を2つ、距離  $L = 30$  cm だけ離れて対向して浮遊させておく<sup>2</sup>。ここへ(後の章で説明する)安定化レーザー光源からの光を入射させ、鏡の間で光を共振させることで、Fabry-Perot 光共振器を構成する。鏡への外乱をおさえ、また必要十分に安定化されたレーザー光源を用いることで、干渉計モジュールは大きさ  $h \simeq 10^{-15}/\text{Hz}^{1/2}$  程度の重力波<sup>3</sup>を検出できる装置となる。

#### 4.1.1 要求・仕様

##### 衛星から干渉計部への要求

DPF 衛星としてミッション達成のために、干渉計部に要求する事項は表 3.1 示されている。「干渉計変位感度」は、鏡への外力雑音が無視できるほど小さいと仮定したとしても存在

<sup>1</sup>2 地点を結ぶ直線に対して垂直な方向に重力波が伝搬する場合。なお我々の定義では、重力波の大きさを、単位が無次元の「歪み」(strain)として表現する。

<sup>2</sup>最終目標の DECIGO は  $L \simeq 1,000$  km クラスの計画である。

<sup>3</sup>念のために述べおくと、単位が  $1/\text{Hz}^{1/2}$  となるのは、これが重力波の power spectrum density での表現だからである。通常の天文学においても例えば黒体輻射のようなブロードな周波数成分を持つ量を power spectrum density で表現することは珍しくない(単位は例えば  $\text{erg s}^{-1} \text{cm}^{-2} \text{str}^{-1} \text{Hz}^{-1}$  など[?])。また、光の検出器が基本的に入射エネルギーを取得するの対し、重力波の検出器は振幅を取得するものである。よって重力波観測実験の分野では慣習的に、power spectrum density を  $1/2$  乗し、振幅のスペクトル密度にて表現している。

表 4.1: DPF 干渉計部の仕様

項目	細目	仕様	制約条件
試験マス	鏡の Q 値	$10^6$	熱雑音の寄与
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	$10 \mu\text{N}$ 以上	外乱の抑圧制御
	衛星 - 試験マスのカップリング	$1 \times 10^{-6} \text{ 1/s}^2$ 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

する測定限界 (ノイズ) であり, DPF 干渉計部の場合はレーザー光源の周波数安定性で制約されている. 共振している光の波長を基準にして共振器長の変動を測定するため, このような制約を受ける. レーザー光源については後に改めて述べる. これに加えて, 鏡への外力雑音があると, 重力波の観測帯域の  $0.1 - 1 \text{ Hz}$  をも含む低周波側からノイズレベルを悪化させる原因となるため, 表 3.1 に示したとおり抑える必要がある. 干渉計基線長, すなわち共振器の長さは, 干渉計部が衛星内に無理なく治まるよう検討した結果を受けて  $30 \text{ cm}$  とした.

#### 干渉計部の各コンポーネントへの要求仕様

上記のミッションからの要求値を満たすべくブレイクダウンした, 干渉計部の各コンポーネントへの要求仕様を表 4.1 にまとめる. この表には要求のもととなった制約条件についても概説してある.

干渉計部の  $30 \text{ cm}$  基線長 Fabry-Perot 光共振器は, 自由質点を模擬した 2 枚の鏡で構成される. 鏡は, それぞれ試験マスと呼ばれる非磁性金属の塊に貼付けられており, 合計 2 つの試験マスが浮遊状態にあることになる. 試験マスをこのような浮遊状態ながらも衛星内に保持するためには, 各々の試験マスについて, 全自由度 (6 自由度) を制御する必要がある. この目的で, 試験マスのまわりには適切な電極板を配置し, 静電センサ, および静電アクチュエータを構成して全自由度制御を行う. 1 つの試験マスを電極板のついた壁が 6 方向から覆う構造になるため, これを試験マスのハウジングと呼ぶことにする. まとめると, 試験マスは, このハウジング内に非接触で保持されることになる.

光共振器内で光が共振しているとき, 共振器長が微小に変動するか, もしくは入射光の振動数が微小に変動すると, 共振条件が微小に崩れ, 共振器から反射されてくる光の位相は変調を受ける. DPF の干渉計部では, この位相変調を光ヘテロダインで取り出す設計である (Pound-Drever-Hall 法 [?]). さらに, このようにして得られた基線長変化の信号を, 前述の静電アクチュエータにフィードバックし, 基線長が一定に保たれ共振器を動作点に保たれるように制御をかける. このとき, 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.

表 4.1 にある「衛星 - 試験マスのカップリング」は、衛星と試験マスの相対変位に応じて試験マスに働く力があると仮定したときのバネ定数 (stiffness) に相当する。たとえば、試験マスの非接触制御に静電アクチュエータを用いているために試験マスと電極板の間に発生する平均電場の影響で、このような効果が生まれることが知られている。

この他に、試験マスのハウジングには衛星打ち上げ時の振動から (軌道上では浮遊する) 試験マスを保護するためのローンチロック機構、および軌道上で試験マスの精密位置決めするための補助アクチュエータ (クランプリリース機構) が取り付けられる。また、軌道上で浮遊するチャージアップ (宇宙線の影響などで発生する) した試験マスから除電を行う機能が用意される。試験マスはチャージアップしたままでは、stray electric field とカップルして雑音となりうるほか、静電センサにとってもノイズの原因となりうる。試験マスのハウジングはこのように多機能ながらコンパクトに製作する必要があるため、これを試験マスモジュールとしてモジュール化することとした。

安定な温度環境を保つため、干渉計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。シールド内は、地上で窒素充填を行った後に打ち上げ、軌道上で宇宙に向けて開口する予定である。開口部は、軌道上をただよう particle から鏡へのコンタミネーションを避けるため、なるべく鏡を見込む角度が小さくなる位置に設ける。

なお光共振器のフィネスは 100 程度とする。

#### 4.1.2 構成・ブロック図

干渉計部は、モノリシックな入射光学系と、2 つの試験マスモジュールから構成されており (図 4.1)、さらにこれらが熱シールドで覆われる構造となる。

試験マスモジュールは、試験マス 1 つとそれを非接触制御するための多数の電極板をコア部分として (図 4.2, 図 4.3, 図 4.4)、その他に各種の周辺機器として、ローンチロック機構 (図 4.5)、クランプリリース機構 (図 4.6)、その他試験マスの除電装置から構成される。また、静電センサ・アクチュエータや、その他周辺機器と信号をやりとりするための電氣的インターフェースも備えている。

以下、各コンポーネントについて述べる。

#### 試験マスモジュール

##### 試験マス

試験マスは外部磁場による磁化を避けるために非磁性金属製とする (図 4.4)。サイズは 50 mm 角の立方体状で、質量は 1 kg 程度を想定している。光共振器を構成するための鏡を +X 面に鏡を貼り付ける。鏡は、直径 25 mm, 厚さ 6.35 mm 程度の熔融石英製で、反射面は誘電体多層膜コーティング、裏面は無反射コーティングされる。とくに光共振器の入力側の鏡の裏面には wedge を設け、鏡内部で発生した裏面反射のゴーストビームを共振器光軸から分離する。

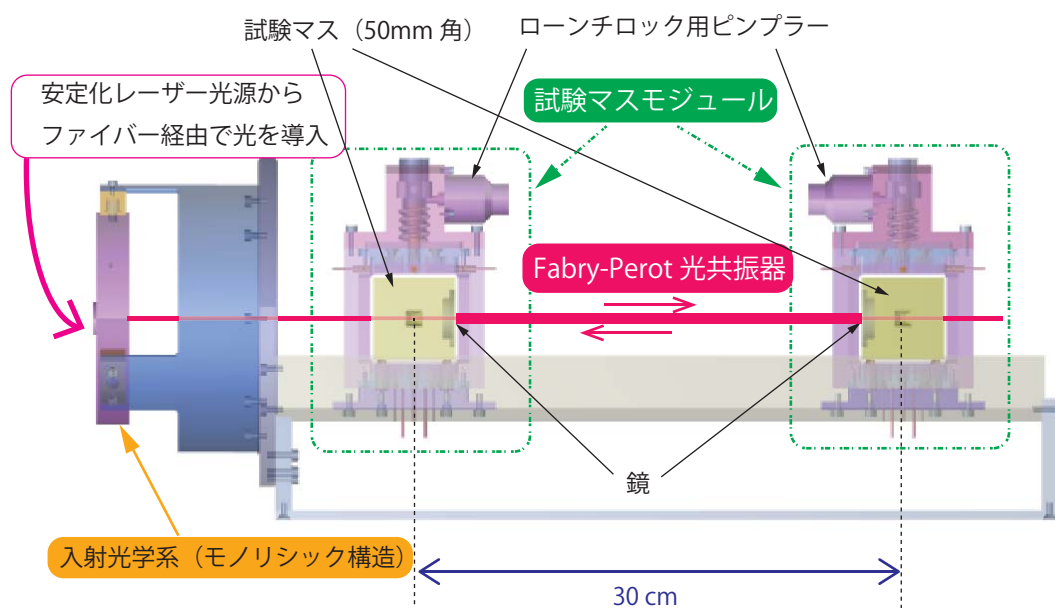


図 4.1: DPF 干渉計部の概念図。干渉計部は、入射光学系と2つの試験マスモジュールから構成される。これを覆う熱シールド等は省略してある。試験マスモジュール内には1辺50 mm 角の立方体状の試験マスが収められている。試験マスには鏡が貼付けられている。光ファイバーを経由して安定化レーザー光源から送られてきた光が入射光学系を介して導入されると、Fabry-Perot 光共振器を形成する。試験マスは、宇宙へ打ち上げ後はローンチロックが解除されて浮遊状態になる。

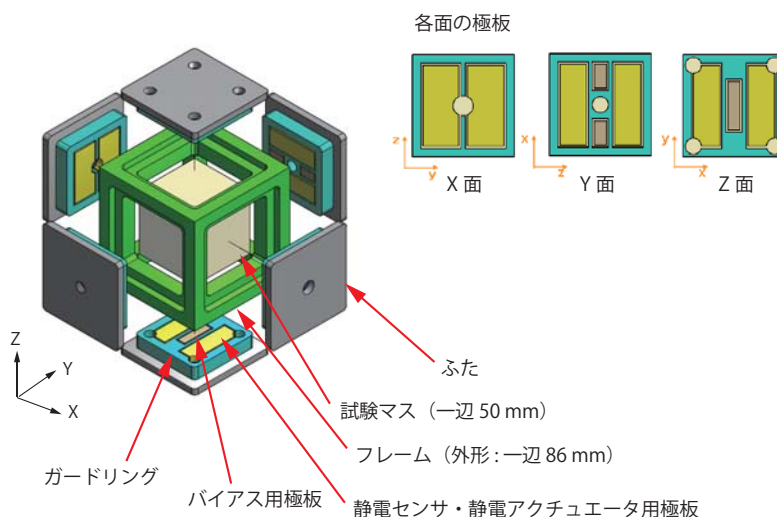


図 4.2: 試験マスモジュールのコア部分の概念図。試験マス1つと、そのまわりを覆うハウジングから構成される。ハウジングの内壁には静電センサ・アクチュエータ用の電極板が配置されている。(Z面の電極配置は現在のデザインでは少し変更されている。)



図 4.3: 周辺機器も含めた試験マスモジュールの概略図。

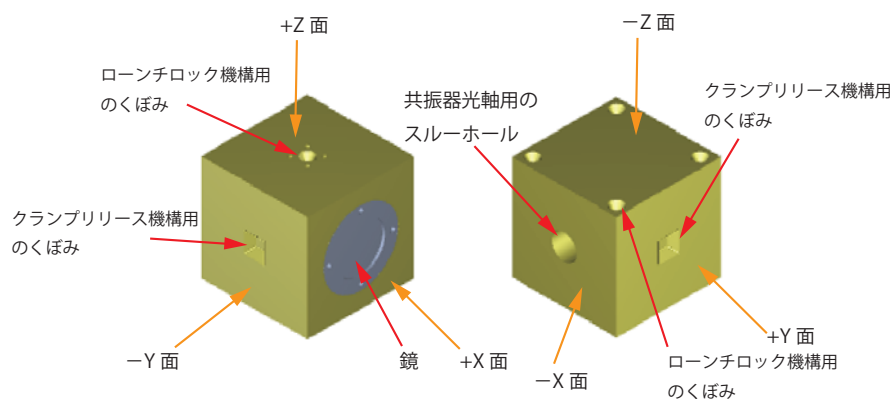


図 4.4: 試験マス．一辺 50mm の立方体状で，X 面に鏡が貼付けられている．

### ハウジングフレーム

試験マスを内部に格納するとともに，センサ・アクチュエータ，ローンチロック・クランプリリース機構のサブコンポーネントを保持するベースとなるフレームの部分である．これらサブコンポーネントとあわせて試験マスモジュールを構成する．十分な機械強度と外乱の遮蔽効果をもたせる．熱伝導特性などから，モリブデン材の使用を検討している．

### 静電センサ・静電アクチュエータ

試験マスの 6 面にそれぞれ 2 枚ずつの静電センサ・静電アクチュエータ<sup>4</sup>用の極板を配置する(図 4.2)．これら極板と金属製の試験マスとがコンデンサを形成することから，あわせて 12 枚の極板と試験マスとの静電容量の変化を検出することで，剛体 6 自由度全ての情報を得ることがことができる．センサ用の極板とアクチュエータ用の極板は共用であり，後段のフロントエンド回路にて機能を分離する．ガードリングは電氣的にグランドとつながっており，電極板間のクロストークを防止するために導入された．

<sup>4</sup>静電容量型センサと静電引力アクチュエータ．とくに静電アクチュエータは電磁石などと違い引力しか発生できないことに注意．コイルとマグネットを用いた電磁石タイプのアクチュエータは強力であるが，磁場の雑音をできるだけ下げるといった設計思想から，候補からは外してある．

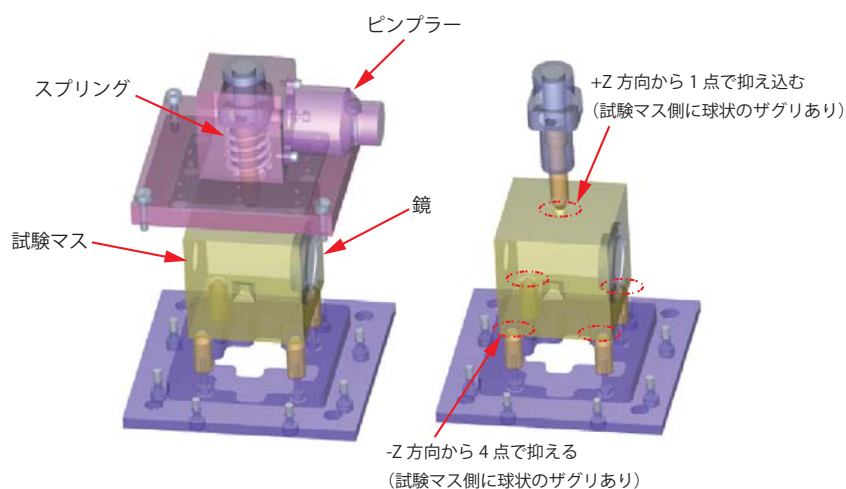


図 4.5: 試験マスモジュールのローンチロック機構。打ち上げ後、軌道上でピンプラーが作動するとスプリング戻って試験マスを解放する。

静電センサを構成するためには、試験マスを分極させる必要があることから、バイアス用の電極を複数枚、別途用意する<sup>5</sup>。

極板の基材は、絶縁材料で対放射線に優れるとされるサファイアの使用を検討している。平滑研磨した基材に金コーティングすることで電極として用いることを想定している。

#### ローンチロック機構

試験マスは打ち上げ後は衛星とは非接触になるため、周囲のフレームとの間にはメカニカルな支持機構がない。衛星打ち上げ時の振動・衝撃から試験マスを保護するために、一時的にフレーム内部に固定する目的でローンチロック機構を搭載する(図 4.5)。地上で打ち上げ前に、試験マスをスプリングで押さえつけてピンプラーで保持しておき、打ち上げ後に軌道上でピンプラーを作動させ、スプリングを解放することで試験マスがフリーになる。

#### クランプリリース機構

軌道上で試験マスを慣性空間にリリースするために、クランプリリース機構を搭載する(図 4.6)。クランプリリース機構は、 piezo を用いた精密動作が可能な補助アクチュエータである。試験マスをフレームの中心に精密位置決めすること、慣性空間に小さな初速で解放すること、繰り返し動作ができること、などの要請から、piezo モーターを用いる。何らかの原因で静電アクチュエータでの制御範囲外に試験マスが外れてしまった場合などにも使用できる。piezo アクチュエータの先端部の形を工夫することにより、Y 方向の 2 本のアクチュエータだけで、試験マスをハウジングの中心へ移動することができる。

<sup>5</sup> 図 4.2 の Z 面のバイアス電極は、その後、ローンチロック機構との兼ね合いを検討した結果、極板形状と配置を変更している。

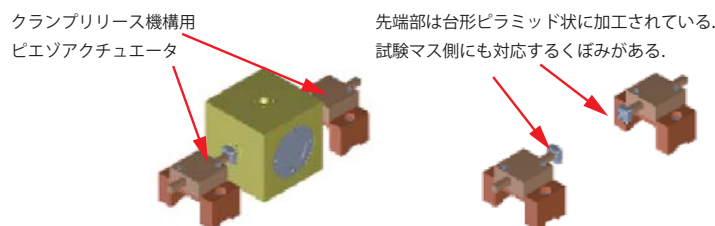


図 4.6: クランプリリース機構．ピエゾを用いた精密動作が可能な補助アクチュエータである．試験マスの精密位置決めを行う．

### 入射光学系

入射光学系は、安定化レーザー光源からの光を受け取り、光共振器で共振するモードに変換して出力する機能を有する．また、光共振器から反射されてきた光のハンドリングも行う．

入射光学系を構成する光学部品にとって、衛星打ち上げ時の振動・衝撃は大敵である．検討の結果、必要な光学素子をガラス器材にボンディングしたモノリシックな光学系を採用する．

### 制御回路

#### レーザー干渉計制御回路

レーザー干渉計の長さ制御回路としては、入射レーザー光に位相変調をかけ、ファブリー・ペロー共振器からの反射光を光検出し、復調することで誤差信号を得る、Pound-Drever-Hall法を用いる．位相変調のためのRF発振器、位相変調素子(EOM)、光検出器、復調器、制御フィルターよりなる．得られた制御信号は静電アクチュエータへとフィードバックされる．

一方、鏡の姿勢制御回路には波面検出法(Wavefront sensing)を用いる．ファブリー・ペロー共振器の反射光の一部を空間分割型光検出器で光検出し、復調することで、2枚の鏡に対する姿勢の誤差信号を独立に得ることができる．分割型光検出器、復調器、制御フィルターよりなり、得られた制御信号は静電アクチュエータへとフィードバックされる．

#### 静電センサ・アクチュエータ駆動回路

静電センサ・アクチュエータの電極板が共有されているため、フロントエンド回路は少し複雑になる(図4.7)．試験マスを挟んで向かい合う2枚の電極が構成するコンデンサーの容量変化を読み出すことで、試験マスの位置変化を検出する．この際に、バイアス用電極を用い、100 kHz程度の信号を印可することで試験マスを変調分極しておく．試験マスの位置変化に伴い、キャパシタンスブリッジ回路に流れる電流の差動成分をトランスを用いて分離し、変調信号で復調することで試験マスの位置変化を検出する．

また、キャパシタンスブリッジに制御電圧を印可することで、極板をアクチュエータとしても使用する．静電センサとアクチュエータに用いる変調周波数を異なる帯域に選ぶことで同一の極板を共有することができる．静電センサ・アクチュエータ全体のブロック図を図4.8に示す．



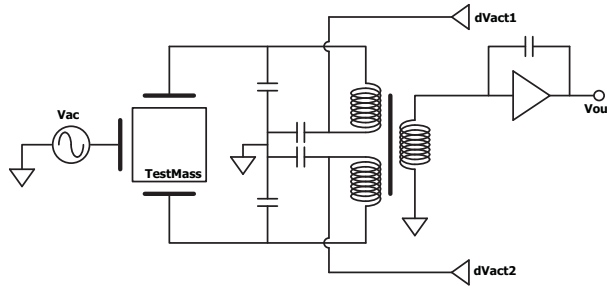


図 4.7: 静電センサ・アクチュエータ回路図 .

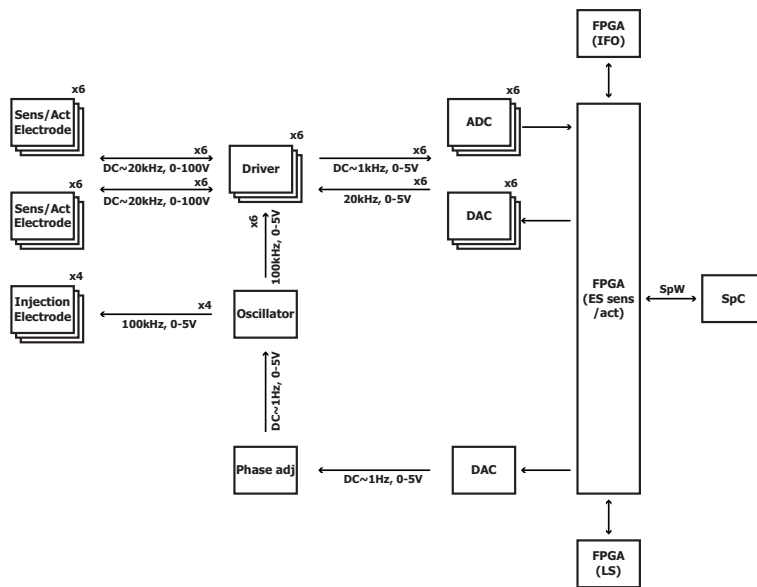


図 4.8: 静電センサ・アクチュエータ回路系ブロック図 .

### 4.1.3 開発・技術成熟度

以下に、行った開発を各コンポーネントごとに述べる．また技術成熟度を表 4.2 にまとめる．

#### Fabry-Perot 光共振器

これまで地上の検出器開発で培ってきた技術の蓄積があり， $10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$  程度の感度はすでに達成できている．姿勢制御についても実績のある技術であり，地上試験としては十分な実績があるといつてよい．

しかし，宇宙用の干渉計としては他に例がないため，各コンポーネントを宇宙用に置き換えて所定の性能が再現できるかを実証していく必要がある．

干渉計部についてはこれまでに BBM (ブレッドボードモデル) レベルでの検証を行っている．図 4.9 は，モノリシックな入射光学系 (BBM) と試験マス (BBM) を用いた光共振器の制御実験の様子である．試験マスのアクチュエータにコイルマグネット方式を用いて

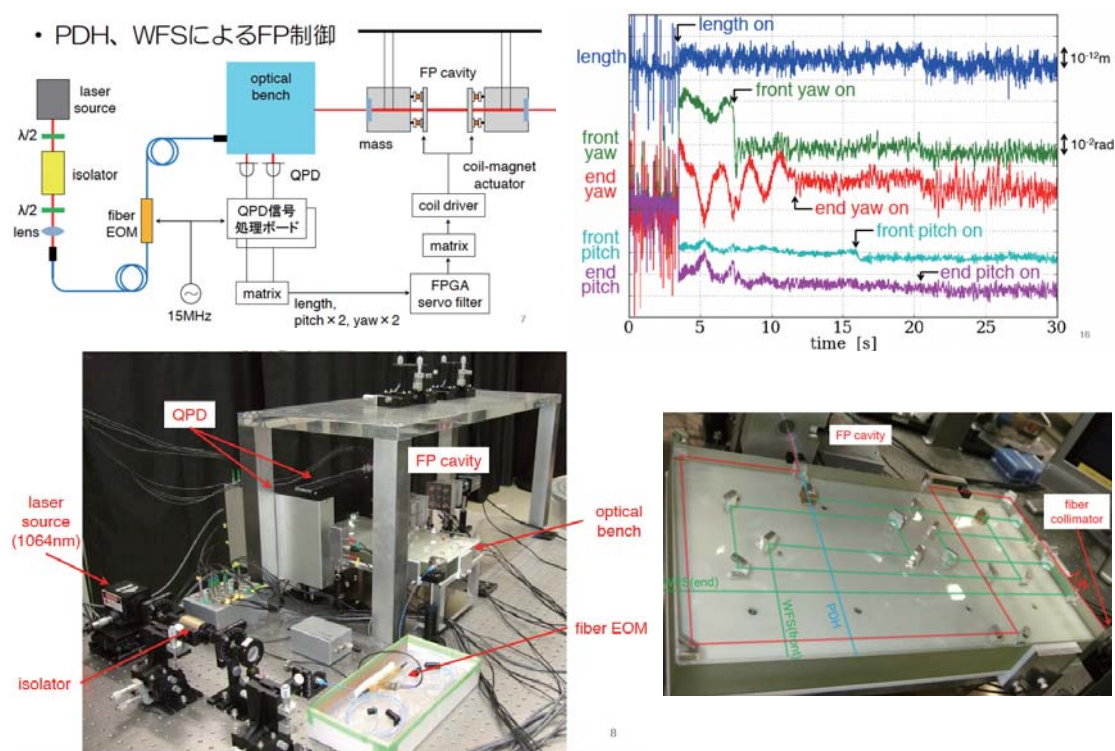


図 4.9: 干渉計部 (BBM) による光共振器の制御実験の様子。右下の写真のモノリシック入射光学系 (BBM) が、左上の schematic 図の optical bench にあたる。

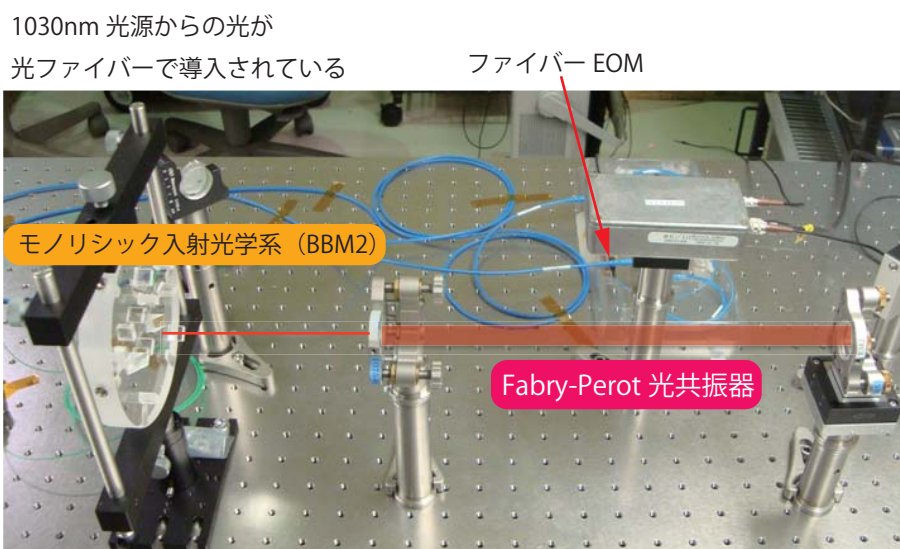


図 4.10: モノリシック入射光学系 (BBM2) を用いた光共振器の制御実験の様子。今回は鏡は地面に固定している。

いるが、光学系の設計としては BBM 実験としての役割を果たしている。この実験では光共振器の基線長のみならず試験マスどうしの姿勢制御にも成功している。

また、モノリシック入射光学系 (BBM2) を用いての光共振器の制御実験も成功している (図 4.10)。

今後は、干渉計モジュール BBM2 (図 4.11) を用いて、試験マスを吊った状態で、静電センサおよび静電アクチュエータを用いて光共振器の制御を実証する実験を進める。干渉計モジュール BBM2 は材質が本番の DPF と異なる点を除けば、ほぼフライト品と同等のジオメトリである。

### 試験マス

試験マスについては、鏡も含めて 1 個あたり 1 kg 程度、サイズは 50 mm の立方体状を想定している。したがって、密度としては  $8 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$  程度の素材とする必要がある。

立方体の面の 1 つには光共振器用の直径 25 mm の鏡を貼付ける。鏡の貼付けてある面と、それに対向する面の間、共振光軸を通すためスルーホールを空ける。

試験マスの材質については、磁場による外力雑音を避けるため、低い磁化率のものがよい。たとえば、LISA Pathfinder では、試験マスのために金とプラチナの合金によって密度約  $2 \times 10^4 \text{ kg/m}^3$ 、磁化率  $\leq 10^{-5}$  の材質を得ており、実際にこれを使って試験マスを製作している [?]。また、材質の密度が大きければ、力の雑音に対する変位の影響が減る<sup>6</sup>。

DPF の場合、候補としてはたとえばベリリウム銅が挙げられる。密度  $8 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$  程度、磁化率  $5 \times 10^{-5}$  程度である。

我々は、より低い磁化率の合金を安価な素材からつくることを期して、アルミと銅、またはアルミと錫の合金の開発を行った。これまでに、試験的にではあるが、磁化率  $-4.3 \times 10^{-6}$

<sup>6</sup>一方 DPF の場合はイプシロンロケットで打ち上げ可能な質量上限を常に考慮する必要がある。

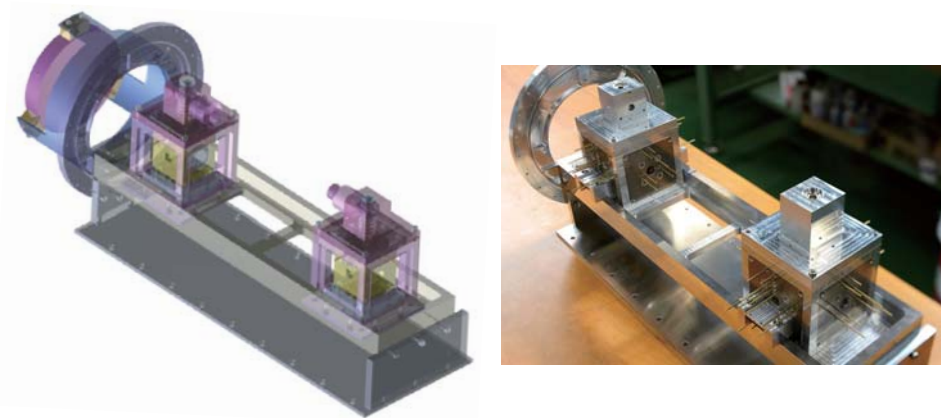


図 4.11: 干渉計モジュール BBM2 .

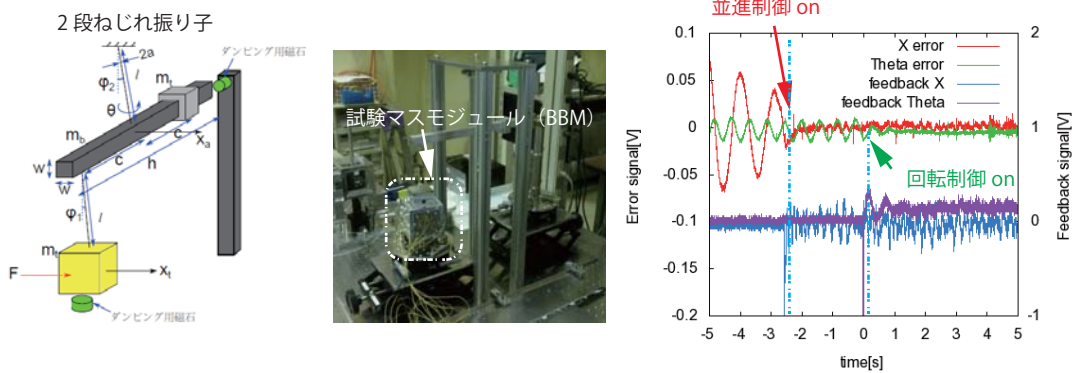


図 4.12: 試験マスの 2 自由度について、静電センサ・アクチュエータを用いた制御実験．試験マスは、2 段のねじれ振り子により 2 自由度について共振周波数が 0.03Hz 付近になっている．右の図はこの振り子の前のバージョンでの 2 自由度制御の様子．

程度の合金を得られている．

ミラーの Q 値としては、熱雑音への要求からひとまず  $10^6$  を要求しているが、まだ 1 桁から半桁程度のマージンがある．どちらかという、これまでの地上大型重力波望遠鏡での知見から、ミラーのコーティングからの熱雑音寄与を考慮すべきという指摘がなされている．

### 静電センサ・アクチュエータ

静電センサ・アクチュエータについては、欧米の LISA pathfinder でも同様のシステムを採用しており、技術実証できていることから、原理的には問題ないと考えられる．図 4.12 は、DPF の試験マスモジュール (BBM) を用いた試験マスの制御実験の様子である．試験マスの 2 自由度について、静電センサ・アクチュエータを用いて制御をかけている．試験マスは、2 段のねじれ振り子により 2 自由度について共振周波数が 0.03 Hz 付近になっている．このような試験マスの自由落下状態を、限られた自由度だけでも模擬する装置を試験マスモ

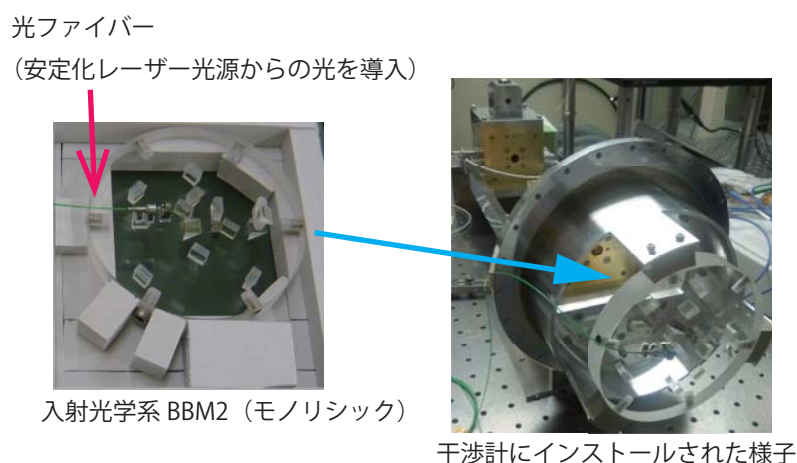


図 4.13: モノリシック入射光学系 (左図) と、それが干渉計部にインストールされている様子 (右図)

ジュールの地上試験機と呼ぶことにする。試験マスが軌道上で浮遊するという状況を、地上では打ち上げ前に完全に再現することはできない (検証できない) が、限られた自由度だけであればこのような方法で再現できる。

航空機による微小重力実験環境において検証することも考えられる。ただしこの方法では、何度も繰り返して確認するにはコスト的な問題がある。したがって、やはり地上試験機の開発が重要である。

#### ローンチロック機構

ローンチロック機構は衛星打ち上げ時の1回のみでの使用である。打ち上げ時の衝撃加速度に耐えられ、かつ軌道上で安全に試験マスを解放できればよい。現在候補となる駆動機構として、ピンプラーとスプリングを使った機構を構築した。これから検証される予定である。

#### クランプリリース機構

クランプリリース機構にはピエゾモーターを用いる予定である。繰り返し動作ができること、精密位置決めができることと併せて、最大の要請は軌道上で十分小さな初速で試験マスを解放できることである。これまでに、リリース時に試験マスが得る初速を計測する装置を開発した。採用予定のシステムをこの装置で検証する予定である。

#### 入射光学系

入射光学系については、干渉計部と組み合わせ可能で、実際に搭載するものとはほぼ同等のジオメトリをもったモノリシックなものがBBMとして製作されている (図 4.13)。これまでに、前述のとおりこの前段階のBBMにて、ボンディング方法の確認および施工精度の確認をするために、光学系部品のみでFabry-Perot共振器を組んで、動作することを実証している。またBBM2についても同様に光学部品のみでの実験を行い、動作実証が済んでいる。

表 4.2: 干渉計部の技術成熟度と開発項目

項目	技術成熟度	今後開発/試験が必要な項目	対応策など
干渉計制御	TRL3-4	DPF 向けのシステム設計 試験マスの自由落下模擬方法 モノリシック入射光学系	システム試験を予定 Advanced seismic isolator を開発中 環境試験
試験マス	TRL3-4	材質 鏡の貼付け方法	既存の候補から選定中 接着剤や圧着，締め込み等を検討
静電センサ	TRL3-4	電極板のデザイン 読み出し回路の低雑音化 除電機能	くし型化 回路改修 UV-LED を検討，欧米の知見取り込み，
静電アクチュエータ	TRL3-4	電極板のデザイン ドライバ回路	実証試験を進める． ハイボルアンプの選定
ハウジング	TRL3-4	素材	候補品選定・環境試験
ローンチロック機構	TRL3	DPF 向けのシステム設計	環境試験 機能検証
クランプリリース機構	TRL3	DPF 向けのシステム設計	環境試験 リリース初速の検証試験

#### 4.1.4 要開発項目・トレードオフ

##### Fabry-Perot 光共振器

DPF で必要とされる相当レベルの実績は民生部品を使った地上検出器では十分にあるものの，その全てを宇宙用部品で置き換えて同等の性能を確保できるかどうかという部分は，調査を進めるとともに十分検討する必要がある。

モノリシックな入射光学系については，光共振器の制御試験の結果から光学素子のボンディング方法などはほぼ検証されたと考えられる．このモノリシック光学系が耐えるべき振動・衝撃は打ち上げ時の 1 回である．繰り返しのストレスに対する耐性はこれから検証する予定である．とくにフライト品に関しては環境試験に際しては慎重に条件を検討して必要最小限の環境試験にとどめるべきである。

現在の DPF の感度は周波数雑音で制限されていることから，リソースが許せば Fabry-Perot 共振器を 2 台搭載して周波数雑音の寄与を低減し，干渉計感度を向上させることもオプションとして視野に入れておく。

##### 静電センサ・アクチュエータ

現在のデザインでの動作試験を行うとともに，必要とされる感度を確保するための性能試験を行う．特にアクチュエータに関して，必要とされる力・ダイナミックレンジが不足した場合に備え，高電圧の駆動回路も検討しておく。

##### ローンチロック・クランプリリース

現在のデザインでの動作試験，機能試験を行う．ローンチロックに関して，バックアップとしては，非支持での打ち上げ，揮発型の緩衝剤，分離・切断型の固定機構等が考えられる，クランプリリースに関しては試験マスのリリース時に与える初速を，現在のデザインについても検証する。

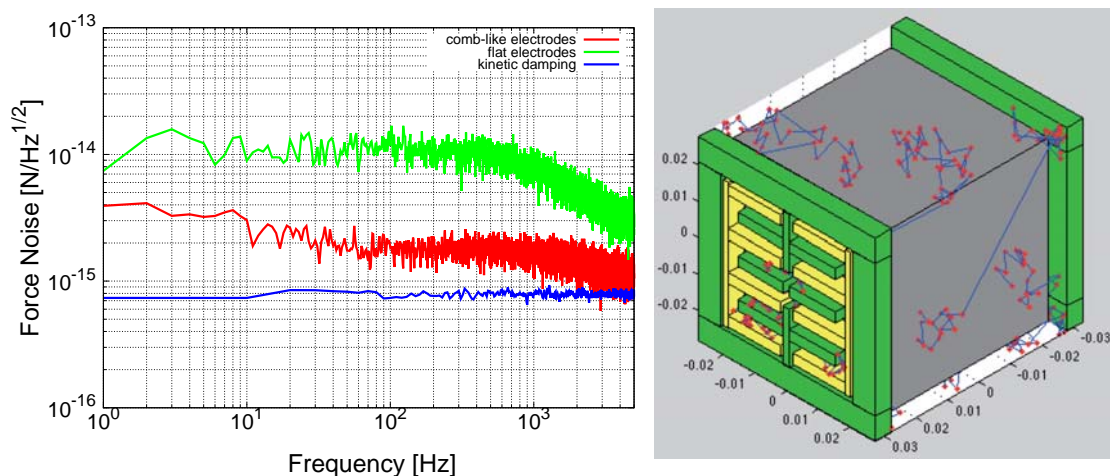


図 4.14: 左図は DPF 試験マスに対する残留気体分子の力の雑音。モンテカルロ・シミュレーションを行った結果。従来の雑音モデル相当のもの（青線）に対し，現在の DPF 試験マスモジュールでは緑線のように力の雑音が増加する。電極として右図にあるような「くし形」を仮定したところ，赤線まで力の雑音が低下した。

#### 残留気体分子の衝突の雑音について

干渉計モジュールの圧力は  $10^{-6}$  Pa 以下の状態が要求されているが，これは気体分子が試験マスに衝突することによる力の雑音によるものであった。最近になって，試験マスとハウジングの壁面との狭い間隙（数 mm）が原因で，残留気体分子の衝突による雑音が当初想定よりも大きくなることが示された [?]。これは実は，MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) などを用いたデバイス開発の業界ではすでに squeeze film damping 効果として知られていたものであったが，重力波検出器への影響としては近年になってから認知された。

この効果を DPF の試験マスモジュールについて計算したところ，やはり力の雑音が増加することが確認された (図 4.14)。この効果の主な原因は，狭い間隙にあることから，現在，

- 電極を「くし型」にする
- くしの隙間の部分の壁を肉抜きし，実効的に空間の体積を増やす

ことにより，静電センサー，アクチュエータの性能を損なわずに squeeze film damping の効果を低減する方向で開発を進めている。

#### 試験マスのチャージアップ

干渉計モジュール内で浮遊している試験マスは，宇宙線が飛び込むなどの影響でチャージアップする。この影響は見積もる実験が行われており [?] LISA Pathfinder では紫外線ランプを用いた除電システムが採用されている [?]。我々も限られた電力でこの機能を達成する方法をさぐる必要がある。候補としては UV-LED を用いたものが考えられる。DPF は LISA Pathfinder とは全く違う地球近傍を飛行する予定であるので，この軌道での帯電頻度を調査し，必要十分な除電性能について検討し，システム構築を行う。

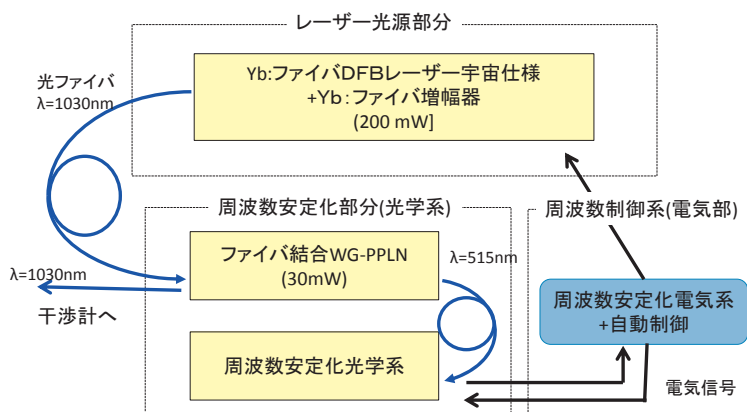


図 4.15: 安定化レーザー光源の全体構成。

## 4.2 安定化レーザー光源

この節では DPF に搭載される安定化レーザー光源の概要と、それによる技術実証試験と意義についてまとめる。安定化レーザー光源はレーザー光源部分、周波数・強度安定化を行う光学系、安定化制御等を行う電気系の3つの部分で構成される。

### 4.2.1 要求・仕様

光源は重力波検出器の性能を決める鍵となる部分であり、DPFのように1本の光共振器しか持たない検出器の場合、光源の周波数安定化が感度限界を決定するため高い安定度とともに長期安定動作が求められる。DPFに求められる要求値を表3.1に示されている。光源としてはYb添加ファイバDFBレーザーを使い、干渉計入力パワーとして25mWが必要とされ、周波数安定度と強度安定度は観測帯域である1Hz帯でそれぞれ $df = 0.5\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ 、 $dP/P = 1 \times 10^{-8}/\text{Hz}^{1/2}$ が要求される。また寸法と重量はそれぞれ500 × 400 × 200 mmと15 kg以内に収める必要がある。

### 4.2.2 構成・ブロック図

光源の構成は、レーザー発振部分、周波数安定化部分(光学系)、周波数制御部分(電気系)の3箇所に分かれている。全体の構成を図4.15に示す。以下各要素について説明する。

#### レーザー光源部分

レーザーは衛星搭載を考慮して高効率(低消費電力・低発熱)、機械的安定性(耐衝撃性、長期的安定動作)、長寿命、耐宇宙線被曝が必須であるが、それに加えて高い周波数安定度を達成するために、無制御時での高い強度・周波数安定度と制御性が必要とされる。これらの条件を満たす光源としてYb添加fiberDFBレーザーが最適である。これはファイバのコア部に希土類イオンであるYbをレーザー媒質として添加して、波長975nmの半導体レーザーで励起してレーザー発振させる。このままでは多数の波長で発振(マルチモード発振)す



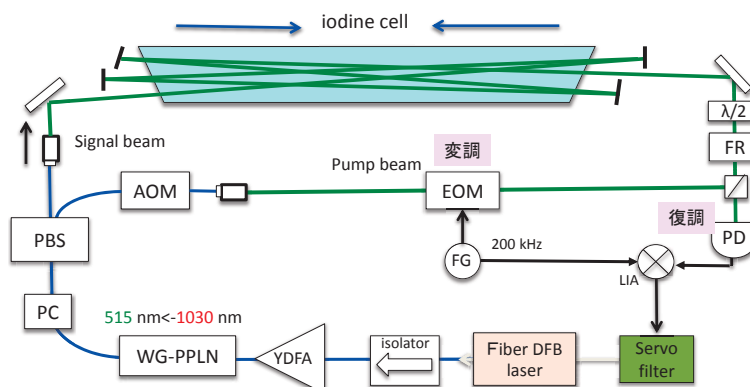


図 4.16: 飽和吸収による周波数安定化の構成 .

るためコア内部に周期的な屈折率分布をつける (DFB 構造) ことにより単一モード・狭線幅の発振を実現させている . このレーザーは中心波長が  $1.03 \mu\text{m}$  であり , 圧電素子 (PZT) でファイバ長をかえることにより  $1\text{GHz}$  のモードホップ無しの連続掃引が可能であり , また温度を制御することにより  $0.4 \text{ nm}$  にわたり波長を同調させることができる . 周波数制御にこの PZT をつかうことにより  $10 \text{ kHz}$  の制御帯域を確保している . この fiberDFB レーザーはファイバ出力であるため , その後の光学系に対してもファイバ光学系を構築することにより機械的安定性を高めることができ , また懸念させる宇宙線被曝の影響も LISA の研究グループによりその耐性が確認されている . また大きさ・重力・消費電力に関しても同種のレーザーの中でもっとも小さい値が実現されている .

#### 周波数安定化部・制御部

レーザーの周波数安定化は , 光周波数基準を用意してその基準に対してレーザーの周波数を一致させる事を実現される . fiberDFB レーザーの無制御時の周波数雑音は  $1 \text{ Hz}$  で  $10^4 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  なので , 要求値である  $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  を実現するには  $80 \text{ dB}$  以上の制御利得が必要である . この制御利得は制御帯域  $1 \text{ kHz}$  を有する fiberDFB レーザーでは制御回路を最適化することにより十分達成可能であり , 目標の周波数安定度を達成する上で最重要課題は安定度の高い周波数基準の実現である . 光領域での周波数基準は現在光共振器の共振周波数と分子・原子の共鳴周波数の 2 通りが用いられており ,  $1 \text{ Hz}$  近辺では光共振器の安定度が高く実験室レベルでは  $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$  以上の安定度が達成されている . しかし光共振器の安定度は振動・温度等の外乱の影響を受けやすく衛星条件下での長期運用は難しい . 一方分子の共鳴を使う方法は外乱に強い反面信号の SN により安定度が制限される . DPF 等の衛星搭載条件下では外乱に強く長期的な安定動作が求められるためヨウ素の飽和吸収を周波数基準として周波数安定化を行う . ヨウ素を用いた周波数安定化レーザーは波長  $1064 \text{ nm}$  の Nd:YAG レーザーをその第二高調波 ( $532 \text{ nm}$ ) をヨウ素の飽和吸収に安定化させたヨウ素安定化 Nd:YAG レーザーが光周波数基準として長く研究されてきている . しかし SN により制限される短期安定度は DPF の要求値より 1 桁以上悪い . これを改善させるためにより線幅の細い  $515 \text{ nm}$  領域のヨウ素の飽和吸収を使う事にした . これに合わせて ,  $515 \text{ nm}$  の第二高調波を発生できる波長  $1030 \text{ nm}$  の Yb 添加 fiberDFB レーザーを使ったヨウ素安定化 Yb: fiberDFB レー

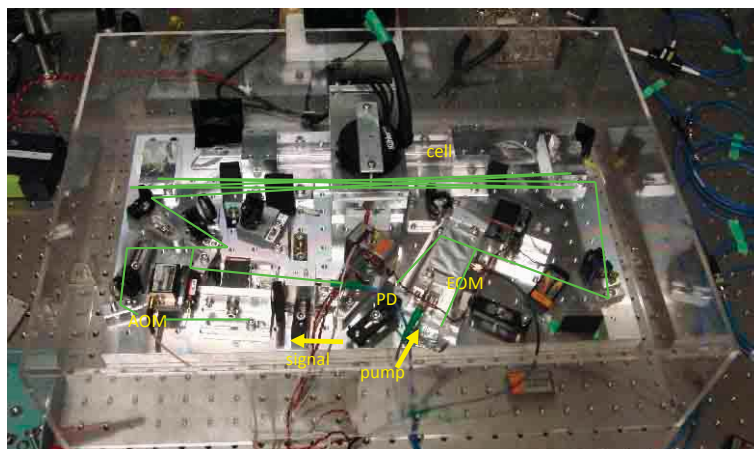


図 4.17: ブレッドボードモデル (BBM1) 写真 .

ザーを DPF 用の光源として開発している .

飽和吸収による周波数安定化の構成を図 4.16 に示す . ファイバ DFB レーザーは出力 20 mW 程度なので , Yb 添加ファイバ増幅器 (YDFA) により 200 mW まで出力を増強させ , ファイバ結合された非線形結晶 (導波路型周期的極性反転リチウム酸ニオブ結晶-WG-PPLN) で 50 mW 程度の第二高調波 (波長 515 nm) を発生させ , Pound-Drever 法と変調移行分光法を用いてヨウ素の飽和吸収信号の微分曲線を検出する . この信号を周波数雑音を電圧信号として変換する周波数弁別信号として制御フィルターを通してレーザーの周波数制御端子に負帰還制御することに周波数ゆらぎを抑圧する . 実際には非線形結晶出力後 , ダイクロイックミラーで基本波 (1030 nm) を分離して干渉計に送り 515 nm 光を信号取得系に送るが , ここまでは全ファイバ系で構築する . 515 nm 光は偏光ビームスプリッター (PBS) で 2 偏光成分に分け , P 偏光成分を信号光 (signal 光) , S 偏光成分を励起光 (pump 光) とする . 励起光は信号光との干渉を防ぐため音響光学変調器 (AOM) で波長を 80 MHz シフトし , 電気光学変調器 (EOM) で位相変調を行う . 信号光と励起光は光軸を合わせて対抗方向にヨウ素セル (I2-cell) に導入する . ヨウ素の長さは 400 mm であり , 光をセル中で 5 パスすることにより 2000 mm の相互作用長をかせぎ , 高い信号強度を得ている . セルは両端をブリースターカットにすることにより端面反射を防ぎ , ファラデー回転素子と  $\lambda/2$  板により偏光を調整して PBS から信号光を取り出す . フォトディテクターで受光された信号は EOM を変調している 200 kHz を局部発信器 (LO) としてロックイン検出を行い周波数弁別曲線を検出し , サーボフィルタを通してレーザーに負帰還制御している . FPGA を用いてレーザーの自動制御システム (周波数制御を自動的に行い , また外れた時は自動復帰させる機構) を構築している .

#### 4.2.3 開発の状況と技術成熟度

DPF の周波数安定化光源の開発にあたり , まず Yb:YAG レーザーを光源として定盤モデル (DTM) としてのヨウ素安定化レーザーを作り周波数安定化と強度安定化を行った . 引き続き光源を現行の fiberDFB レーザーに変更して第一段階のブレッドボードモデル (BBM1) を作成した (図 4.17) . DTM から BBM に移行するにあたり , 光源の全ファイバ化を行い安

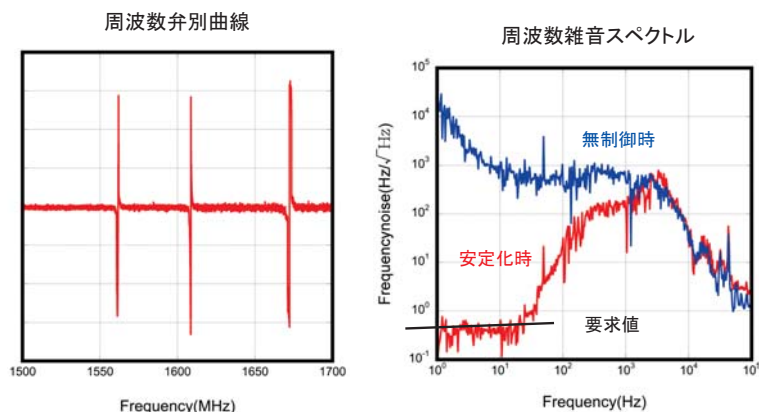


図 4.18: BBM2 での周波数雑音スペクトル．誤差信号評価では周波数雑音は要求値以下まで抑圧することに成功している．

定性を高め、また信号取得系は 550x300mm のブレッドボード上に収め、ミラー等の可動部を極力減らして機械的安定性を向上させた。またセル中の光軸を 4 パスから 5 パスに延ばして信号強度を上げ、またセルのフィンガー部を -5℃ 以下に冷やすことにより周波数安定度も向上させている。BBM2 での周波数雑音スペクトルを図 4.18 に示す。間接的評価法である誤差信号と信号の SNR を用いた評価では周波数雑音は要求値以下まで抑圧することに成功している。今後はこの BBM1 にさらに改良を加えた BBM2 の開発を始める。BBM2 においてはミラー等の完全固定化を始めとした機械的安定性のさらなる向上や、散乱光対策やセル、光強度の最適化によりさらに周波数安定度高める。また真の周波数安定度は同等の周波数安定度を持った独立した 2 台のレーザーのビート周波数ゆらぎを調べることにより評価が可能なので、BBM1 と開発中の BBM2 を使うことにより評価と安定度向上をすすめていく。また BBM2 ではファイバ増幅器の制御による強度安定化を進めている。

### 4.3 姿勢・ドラッグフリー制御

DPF では十分な感度で試験マスの精密計測を行うために、外部由来の擾乱を十分低減する必要がある。外部擾乱の代表的なものは太陽輻射圧変動や残留大気などによる運動量の流入であり、衛星機体の揺れが重力や電磁気力を介して試験マスの外力雑音となる。そこで衛星内部に非接触で浮上している試験マスを位置参照として、衛星機体との相対距離が一定になるようスラスタで衛星機体にフィードバック制御をすることでドラッグフリー制御が成立する。ドラッグフリー制御では、試験マスを衛星で包むことによって試験マスへの直接の運動量流入を阻止することから、衛星機体に働く太陽輻射圧や大気抵抗などの外乱を抑圧することができる。そのため DPF では衛星機体ミッション部に、試験マスとの相対位置変動を測定するためのセンサと、試験マスに追従制御するためのミッションスラスタが搭載される。

一方機体の擾乱源としては外部擾乱に加えて衛星内部で発生するものもあり、その代表的なものとして姿勢制御用モメンタム・ホイールが挙げられる。このため、小型衛星バスで通常用いられるモメンタム・ホイールを DPF では非搭載とすることを予定している。

本章では、DPF で行う姿勢・ドラッグフリー制御について概説する。

表 4.3: 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	$10^{-9} \text{ m/Hz}^{1/2}$	試験マスへの外乱を抑えるため
スラスト推力	$100 \mu\text{N}$	
太陽輻射圧を中和する推力	$18 \mu\text{N}$	衛星受光面積 $4 \text{ m}^2$
空力抵抗を中和する推力	$20 \mu\text{N}$	軌道高度 500 km, 空力断面積 $1.5 \text{ m}^2$ , 大気密度 $2 \times 10^{-13} \text{ kg/m}^3$

### 4.3.1 要求・仕様

DPF 衛星の Fabry-Perot 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。代表的な仮定値を用いて見積もった姿勢制御とドラッグフリー制御に関連する要求値を表 4.3 に示す。

#### ドラッグフリー制御の概要

##### 制御の対象と制御の方針

DPF では試験マス 2 つが構成する Fabry-Perot 干渉計を用いて精密計測を行う。これら 2 つの試験マスは衛星機体内部に非接触に保持されることから、宇宙機と 2 つの試験マス併せて 3 つの剛体の位置および姿勢を制御する。剛体あたり並進 3 自由、姿勢 3 自由度、併せて 6 自由度あることから、DPF では全 18 自由度の制御を行う。

原則的には試験マスの位置と姿勢を基準として、それに追従するように衛星機体をフィードバック制御するのがドラッグフリー制御である。一方 DPF は機体内部に 2 つの試験質量を持つため、これらが独立に動いた場合の同相成分をドラッグフリー制御として衛星機体のスラストへ、差動成分は 2 つの試験マスへ直接フィードバックして相対位置を保つように制御する。

##### センサとアクチュエータ

衛星機体と試験マスの相対位置と相対姿勢、および衛星の絶対位置姿勢を検出するためのセンサとして以下のデバイスを想定している。

- 主干渉計：重力波の読み取りセンサであり、試験マス間の相対変動（光軸方向）の 1 自由度を検出する。DPF の搭載センサの中では最も感度がよい。
- WFS (Wave Front Sensor)：干渉計のレーザーを用いて光軸に対してピッチ・ヨーに対応する試験マスの傾きの自由度を検出する
- 静電センサ：衛星機体に対する試験マスの相対変位・姿勢の全自由度を検出する。
- 恒星センサ・粗太陽センサ：衛星機体の姿勢を検出する。

また、アクチュエータとしては衛星機体制御にはミッションスラスト、試験マスの制御には静電アクチュエータを用いる予定である。

- ミッションスラスト ( $100\ \mu\text{N}$ ) : 太陽輻射圧、および大気抵抗の DC 成分を相殺するために、それぞれに1基ずつ、計2基搭載する。
- ミッションスラスト ( $10\ \mu\text{N}$ ) : 衛星機体の姿勢制御のために計8基搭載する。
- 静電アクチュエータ : 試験マスの制御のために各試験マスにつき全自由度分のアクチュエータを搭載する。

## システム要求

### 運用モード

DPF 衛星はドラッグフリー制御を前提として精密計測が成立するように設計されている。一方でスラストリソースには限りがあることから、ミッションスラストを運用しない期間であってもその他基幹サブシステムを運用することができるように設計している。したがって、衛星の運用モードとしては、

- ドラッグフリーモード : ミッションスラストを用いてフルドラッグフリー制御を行い、位置と姿勢の制御をおこなう
- 受動姿勢安定モード : ミッションスラストを運用しない期間において、衛星機体が受動的に安定姿勢を保ったまま衛星の運用を行うモード

の2つのモードを想定する。後者は、仮にミッションスラストに不具合があった場合の冗長系の姿勢制御系としても機能する。

### ミッションスラスト

DPF で想定するドラッグフリー制御の要求を満たすためには、衛星と試験マスの相対変動の測定に用いるセンサや、衛星変動の制御に用いるスラストのそれぞれに対しても雑音特性の優れたものが要求される。特にスラストに関しては、推力が連続可変であること、 $0.1\ \text{Hz}$  よりも十分早い制御性を持つこと、推力雑音が問題とならないこと、などが要求される。これらの要求項目は、多くの衛星搭載スラストとは異なった観点での性能要求になっている。

## 外部擾乱

### 太陽輻射圧

DECIGO は太陽周回のレコード盤軌道を想定しているため、要求されるスラストのレンジは、基本的に太陽輻射圧で決まると想定される。付録 B.3 に示した算出式から、衛星の受光断面積を  $4\ \text{m}^2$  とすると衛星に掛かる力は  $20\ \mu\text{N}$  となる。この値から、約一桁のマージンを見て、DECIGO/DPF でのスラストの最大推力レンジを  $100\ \mu\text{N}$  に設定する。また、

太陽輻射圧は時間的に一定ではなく、周波数について  $f^{-1/3}$  の依存性をもつ [?] ような、低周波数ほど増大するような揺らぎを伴っている。これは衛星の並進の揺らぎだけでなく、衛星の受光分布の非対称性とカップルして姿勢の揺らぎも引き起こす。この効果を抑えるためにスラスタの推力、制御帯域をを設計する必要がある。

#### 大気ドラッグ

DPF は DECIGO と異なり地球周回の軌道に投入するので、衛星周辺の原子・分子のドラッグの効果が DECIGO の場合より数桁大きいと予想される。DPF が想定している軌道高度 500 km では、大気による摩擦力（空力抵抗）は桁でおよそ太陽輻射圧と同程度であることが想定されるが、太陽活動を反映して打ち上げ予定の年によって大きく変動する。今後 2020 年ころまでは大気密度の極小期にあたり、衛星機体にかかる空力抵抗は  $100 \mu\text{N}$  を下回ると想定される。また、この高度では、平均自由行程が衛星のスケールよりはるかに長いので、気体は粘性流ではなく分子流として振る舞う。このため、衛星の形状を翼形にする（前方を丸め、後方を尖らせる）ことや、前方を尖った形状にすることは大気ドラッグの低減にあまり効果はないと想定される。このため、大気ドラッグについてもミッションスラスタの推力で相殺することとし、最大推力レンジを  $100 \mu\text{N}$  に設定する。

#### 受動姿勢安定

DPF では衛星内部で発生する機械的振動を避けるために多くの衛星で姿勢制御用に搭載されるモメンタム・ホイール類を非搭載とする方針である。またドラッグフリー制御の性質上ミッション側で積極的に衛星機体の姿勢制御を行う必要がある。このため前述のように低雑音なミッションスラスタを用いるが、スラスタは主に電力・重量のリソースの制約から十分な余裕をもった設計とすることが難しい。このことからスラスタの推薬の節約と最大レンジ要求の緩和の観点から、「風見安定」の原理による受動的な姿勢安定化を併用する方針とした。DPF は地球周回の低軌道を飛ぶため、太陽輻射圧と残留大気による大気抵抗が避けられないが、その DC 成分を逆に利用して受動安定となる機体設計とする。

#### 太陽輻射圧安定性

DPF は地球周回の太陽指向極軌道を想定するため、太陽電池パドルを常に太陽方向に向けて展開した状態で飛行する（図 4.19）。機体座標系を採ったとき、衛星進行方向が  $z$  軸、地心方向が  $y$  軸であり、 $+x$  方向から常に太陽輻射圧を受けつつ飛行する状態がノミナル姿勢である。このとき、衛星機体の両側に展開するパドルにキャント角を付けておくことでノミナル姿勢からずれた場合に、 $z$  軸周りのロール方向に復元トルクを得ることができる。キャント角は得られる復元トルクと総発電力とのトレードオフで決まるが、現状では  $20^\circ$  を想定している。また大気抵抗によるパドルの引きずり効果を考慮し、パドルの構体パネルへの取付位置を衛星機体の中心線上とした。そのためバス構体のサイズの半スパンのヨークの先にパドルを展開する構成となる。

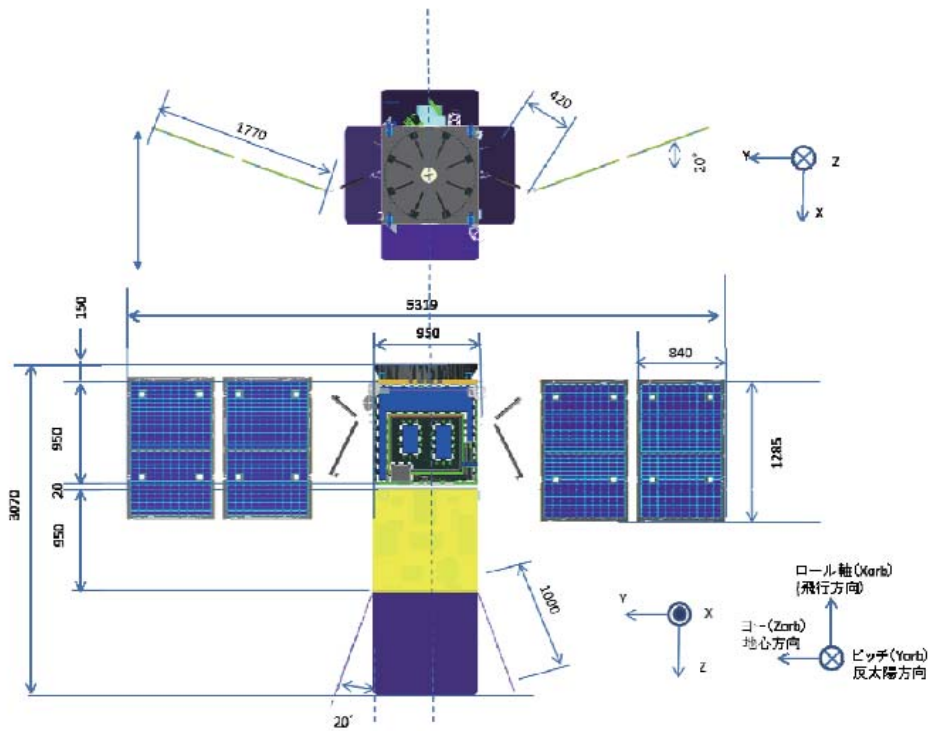


図 4.19: 衛星機体形状の概略 .

### 空力安定性

一方衛星機体進行方向後方にフィンを搭載することによって、「風見安定」の原理を利用した進行方向に関する空力受動安定性を得ることができる。4枚のフィンを $z$ 軸から $x, y$ 方向に展開することによって $x$ 軸廻りのピッチおよび $y$ 軸廻りのヨー方向に関する復元トルクを得る。フィンのサイズと張り出し角は、得られる復元トルクと進行方向に関する大気抵抗のDC成分の増加とのトレードオフであるが、現状の設計では $950 \times 1000\text{mm}$ のフィンを $20^\circ$ の角度で展開する構成となっている。

### 4.3.2 構成・ブロック図

ドラッグフリー制御サブシステムは、衛星機体と試験マスの変動を計測するセンサ系、制御信号の処理系、およびアクチュエータ系の大きく3つの構成要素から成る。センサ系は干渉計モジュールに搭載される主干渉計、静電センサ、および恒星センサ・粗太陽センサなどからなる。制御信号処理系はSpace Card上のFPGAおよびSpace Wireネットワークを介してMDP/AOCPが担当する。アクチュエータとしては、衛星機体の制御用にミッションスラスタをミッション構体に、試験マスの制御用に静電アクチュエータを干渉計モジュールに搭載する。

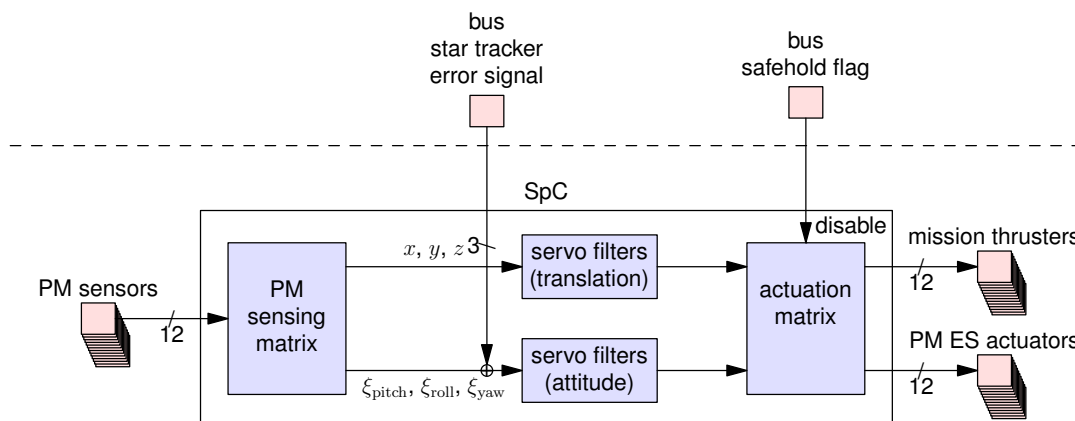


図 4.20: 姿勢制御・ドラッグフリー制御の構成．SpaceCard プロセッサ内に準対角化制御のためのマトリックス，制御フィルタ類を構成する，複数チャンネルのデータ転送は実際には SpaceWire を利用するため配線の量は削減される．

#### ドラッグフリー制御系ブロック図

ドラッグフリー制御系は，試験マスモジュールの静電センサから得られる試験マス-衛星間の相対距離の情報を入力とし，これが一定値になるようにミッションスラスタの推力に帰還する多入力・多出力の制御系である．静電センサ出力，ミッションスラスタ推力の入力とともに，SpaceWire 規格のシリアル伝送路を通じてデジタル信号としてやりとりされる予定になっている．このため，制御フィルタはデジタル処理により実現される．DPF の制御の特徴的な周波数は 0.01 Hz におよび，アナログフィルタでは実装が難しい領域なので，デジタル化されることの利点は大きい．この制御系は，SpaceCard (SpC) 内に実装される．制御器の構成を図 4.20 に示す．

バス系からは，スタートラッカーからの誤差信号とセーフホールド動作に入ったことを知らせるフラグを伝送する．スタートラッカーの姿勢に関する誤差信号は，非常に低い周波数 ( $10^{-3}$  Hz 以下) でのみ試験マスに帰還されるため，10 秒に一回ほどの低レートでよい．バス側のスラスタ・磁気トルカはドラッグフリー運用中は完全に非駆動になっているが，姿勢をモニタし，設定されたしきい値以上の姿勢誤差を検知するとセーフホールド動作に入る．この情報はミッション機器側に SpaceWire を経由して伝えられる．セーフホールド動作時にはミッションスラスタが推薬を無駄に使うことを防ぐために，アクチュエータ駆動用マトリックスの全係数を零にする．

ドラッグフリー制御のうち，並進の 3 自由度に関わる部分のブロックダイアグラムを図 4.21 に示す．DPF では試験マスが二つあるので，一部の自由度をスラスタだけではなく試験マスに帰還する必要がある．その自由度とは，二つの試験マスの相対関係が崩れるようなタイプの並進運動である．これは衛星のスラスタへの帰還だけでは補償できない．このため，試験マスの静電アクチュエータ (ES) に帰還するループが含まれる．重力波の観測帯域ではスラスタに帰還し，それより低い周波数でのみ試験マスの静電アクチュエータに帰還する構成が，雑音のカップリングによる流入を防ぐ上で好ましいが，アクチュエータのレンジの兼ね合いによっては，重力波の観測帯域内でも試験マスに帰還する構成をとる場合がある．

姿勢の一自由度について，周波数による帰還点の切り分けを図 4.22 に示す．試験マスが



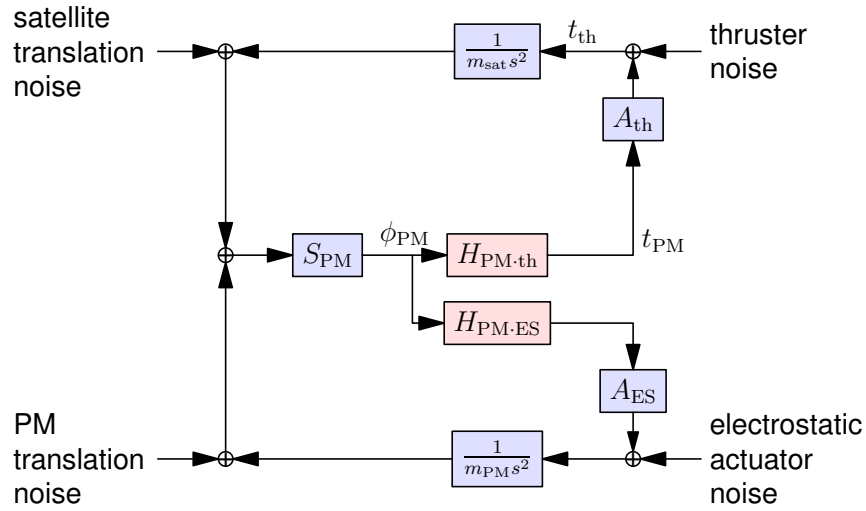


図 4.21: ドラッグフリー制御 (並進の自由度) のブロックダイアグラム.  $S, A, H$  はそれぞれセンサ, アクチュエータ, サーボフィルタの応答関数を表している. PM は試験マス (proof mass) を表す.

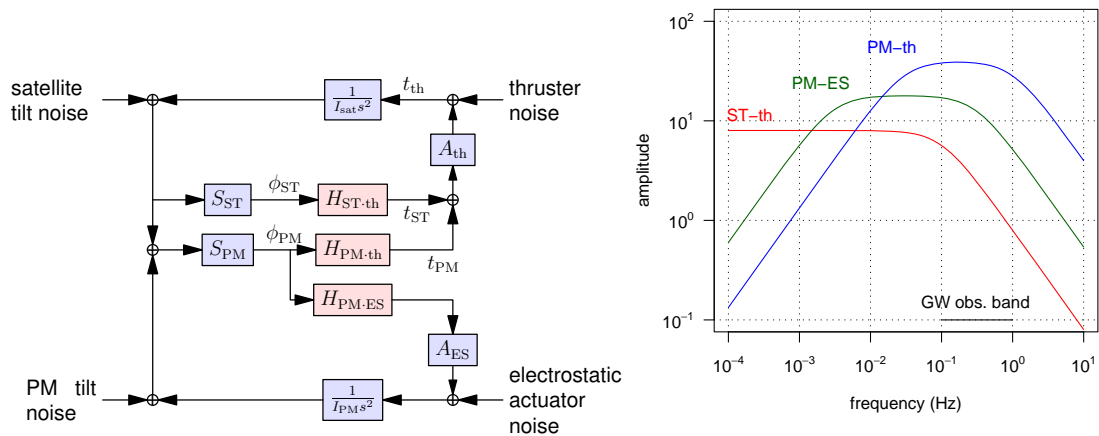


図 4.22: 姿勢制御のブロックダイアグラムとゲイン配分例.  $\phi_{ST}$  はバス系の姿勢センサ (スタートラッカー) の誤差信号を表す.

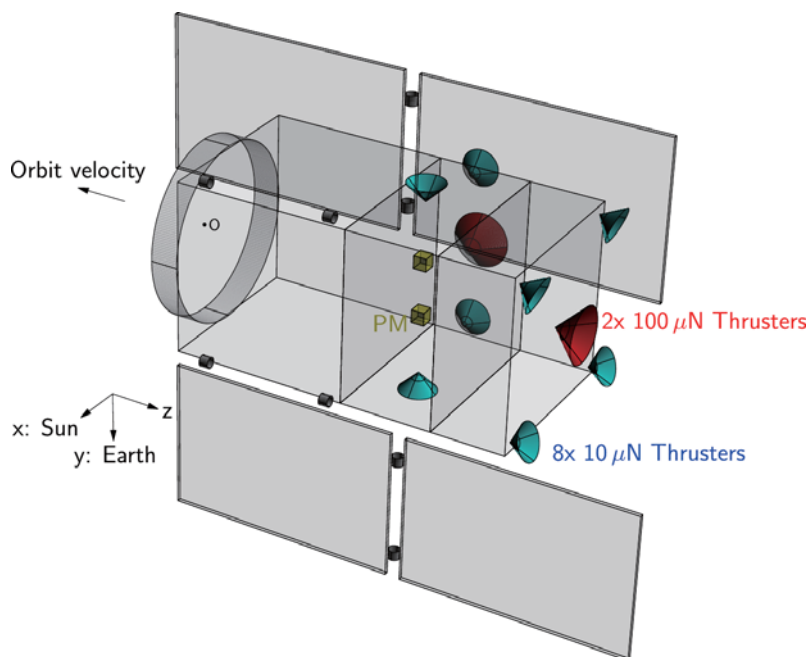


図 4.23: 衛星の重心位置 (図中 CM) とスラスタ配置 .

単一で球状の場合には，ローカルセンサ情報をすべて衛星のスラスタに帰還し，試験マスに一切力を返さないでドラッグフリーが実現できる．しかし，DPF では試験マスが直方体の形状をしているので，少なくとも試験マスの角度の誤差は試験マス自身に帰還しなければならない．また，衛星の姿勢の誤差もプルーフマスに帰還する必要がある．そうしなければ，衛星が太陽喪失を起こしてしまう恐れがある．太陽喪失を防ぐためにはバス側からスタートラッカの誤差信号の供給を受ける必要があり，並進の制御とくらべて複雑度が増している．

### ミッションスラスタ

衛星の重心位置とスラスタ配置を図 4.23 に示す．重心と試験マスの位置関係は，姿勢の揺らぎと静電センサ信号のカップリングを決める重要なパラメータである．衛星の質量中心ミッション系の  $+z$  面の内側 250 mm のところにある．

衛星がノミナル姿勢の安定状態に入ると太陽輻射圧と空力抵抗が常に衛星機体の同じ面に力を及ぼすので，ドラッグフリー制御を成立させるためには，これら DC ドラッグを制御で相殺する必要がある．このため DPF では太陽輻射圧および大気ドラッグの DC 成分の相殺用に推力レンジの大きい  $100\mu N$  スラスタをそれぞれ 1 基ずつ，姿勢の変動成分の制御用に推力レンジの小さい  $10\mu N$  スラスタを 8 基搭載する．

スラスタの位置と推力ベクトルの設定には以下の点を配慮した．

- 複数のスラスタによる合成力で，衛星の剛体 6 自由度のすべてが可制御になり，また一部のスラスタの故障を他のスラスタが補えるよう本数・方向を設定する．
- スラスタの噴出ガスによる汚染がバス系に影響を及ぼしにくいように方向を選ぶ．

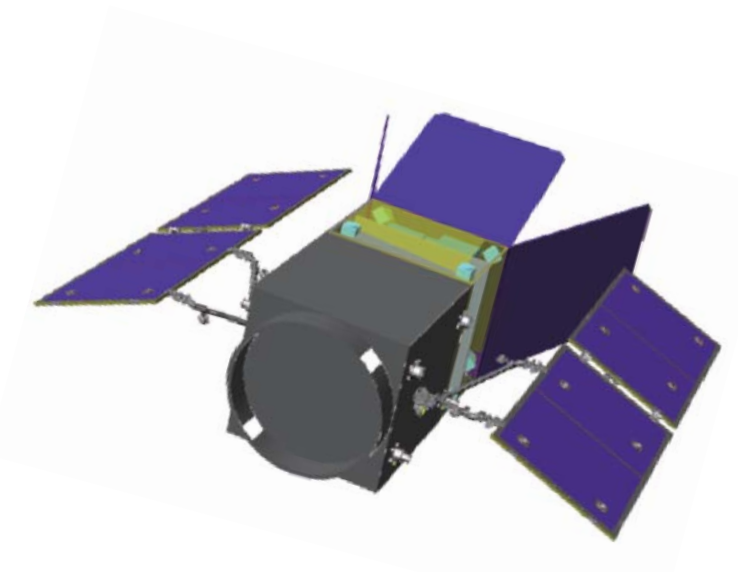


図 4.24: DPF 衛星機体の概観図 .

- スラスト推力の大きさはノズルの温度の関数になっていることが考えられるので，姿勢の目標状態においてスラストを太陽方向に対してキャントさせる．

### 4.3.3 開発の現状

DPF はシステム要求のうち運用モードの中で受動姿勢安定性を要求している．このため，ミッションスラストおよび外部擾乱の見積もりを含めた形で衛星機体の形状と飛翔姿勢の検討から行った．現状，いくつか更なる検討課題は残るものの，概ねシステム要求が成立する解を得ており，現在はこの案をベースラインとして検討が進められている．また，ドラッグフリー制御については，現状の機体形状と飛翔姿勢のモデルについては時系列解析のためのシミュレータを構築し成立性の検証を行っている．

#### 受動安定姿勢

太陽電池パドルにキャント角を付け，衛星機体後方に風見安定用のフィンを取り付けた結果，機体の全体概観は図 4.24 のようになる．衛星バスのロケット I/F 部を先頭にして，太陽電池パドル側に太陽をみつつ進行する．

この飛翔姿勢における受動姿勢安定性について解析をおこなったところ，大気密度の値によっては受動安定が成立する見通しが得られたが，打ち上げ時期と軌道高度の変化に伴って大気密度が減少した場合，受動安定性が成立しない場合もあることも示された．これは太陽輻射圧および大気抵抗による復元トルクよりも，重力傾度トルクによる擾乱が卓越するためと考えられており，衛星機体の質量特性，機体形状などを最適化することで回避することを考えている．

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{SC} + \omega_0^2 x_{SC} &= (f_{xD} + f_{xTh} - f_{xPM1} - f_{xPM2})/m_{SC} & (1) \\ \ddot{y}_{SC} + 2\omega_0 \dot{z}_{SC} &= (f_{yD} + f_{yTh} - f_{yPM1} - f_{yPM2})/m_{SC} & (2) \\ \ddot{z}_{SC} - 2\omega_0 \dot{y}_{SC} - 3\omega_0^2 z_{SC} &= (f_{zD} + f_{zTh} - f_{zPM1} - f_{zPM2})/m_{SC} & (3) \\ \ddot{\phi}_{pitSC} + 3\omega_0^2 \sigma_{xSC} \phi_{pitSC} &= (t_{pitD} + t_{pitTh} - t_{BA} \cdot e_x)/I_{xSC} & (4) \\ \ddot{\phi}_{roiSC} + 4\omega_0^2 \sigma_{ySC} \phi_{roiSC} - \omega_0(1 - \sigma_{ySC}) \dot{\phi}_{yawSC} &= (t_{roiD} + t_{roiTh} - t_{BA} \cdot e_y)/I_{ySC} & (5) \\ \ddot{\phi}_{yawSC} + \omega_0^2 \sigma_{zSC} \phi_{yawSC} + \omega_0(1 - \sigma_{zSC}) \dot{\phi}_{roiSC} &= (t_{yawD} + t_{yawTh} - t_{BA} \cdot e_z)/I_{zSC} & (6) \\ t_{BA} &= r_{PM1} \times f_{PM1} + r_{PM2} \times f_{PM2} & (7) \\ \ddot{x}_{PM1} + \omega_0^2 x_{PM1} &= f_{xPM1}/m_{PM1} & (8) \\ \ddot{x}_{PM2} + \omega_0^2 x_{PM2} &= f_{xPM2}/m_{PM2} & (9) \\ \ddot{y}_{PM1} + 2\omega_0 \dot{z}_{PM1} &= f_{yPM1}/m_{PM1} & (10) \\ \ddot{y}_{PM2} + 2\omega_0 \dot{z}_{PM2} &= f_{yPM2}/m_{PM2} & (11) \\ \ddot{z}_{PM1} - 2\omega_0 \dot{y}_{PM1} - 3\omega_0^2 z_{PM1} &= f_{zPM1}/m_{PM1} & (12) \\ \ddot{z}_{PM2} - 2\omega_0 \dot{y}_{PM2} - 3\omega_0^2 z_{PM2} &= f_{zPM2}/m_{PM2} & (13) \\ \ddot{\phi}_{pitPM1} &= t_{pitPM1}/I_{PM1} & (14) \\ \ddot{\phi}_{pitPM2} &= t_{pitPM2}/I_{PM2} & (15) \\ \ddot{\phi}_{roiPM1} - \omega_0 \dot{\phi}_{yawPM1} &= t_{roiPM1}/I_{PM1} & (16) \\ \ddot{\phi}_{roiPM2} - \omega_0 \dot{\phi}_{yawPM2} &= t_{roiPM2}/I_{PM2} & (17) \\ \ddot{\phi}_{yawPM1} + \omega_0 \dot{\phi}_{roiPM1} &= t_{yawPM1}/I_{PM1} & (18) \\ \ddot{\phi}_{yawPM2} + \omega_0 \dot{\phi}_{roiPM2} &= t_{yawPM2}/I_{PM2} & (19) \end{aligned}$$

18変数の二階微分方程式。軌道面内運動 9変数と軌道面外運動 9変数に分離することができる。

図 4.25: 衛星機体と試験マスのダイナミクスを記述する運動方程式。

### ドラッグフリー制御

ミッションスラスタを用いたフルドラッグフリー制御について、計算機を用いた数値シミュレーションによるシミュレータの開発をこなした。シミュレータは MatLab をベースに開発されており、時系列で制御結果を追えるほか、周波数領域でのスペクトル解析や制御ループの安定性解析なども行うことができる。

衛星機体と試験マス 2 つを含む 3 体のダイナミクスは非常に複雑で、それぞれの自由度について追うべき運動方程式を記述すると以下ようになる。コリオリの力によって各剛体の自由度が結合すると同時に、制御のためのアクチュエート力の作用・反作用によって 3 剛体も結合する。一般に制御ループ間にクロストークがある場合は実効制御利得の低下が発生するため、各制御ループのフィルタを適切に調節して制御利得と帯域、および制御安定性を確保することが必要となる。

図 4.26 に制御ブロックダイアグラムの一部と、図 4.27 にそのシミュレーション結果を示す。いずれの制御ループについても安定した制御が実現できており、上記の原理的なクロストークの影響は現状のパラメータの範囲では限定的であることが示された。

今後はセンサ・アクチュエータなどの不完全性に基づく現実的なクロストークをモデルに組み込むと共に、ループ内の雑音モデルを取り込む。その上で制御ループの全体的なチューニングを行い、雑音解析を経て干渉計感度の成立性を検証する。

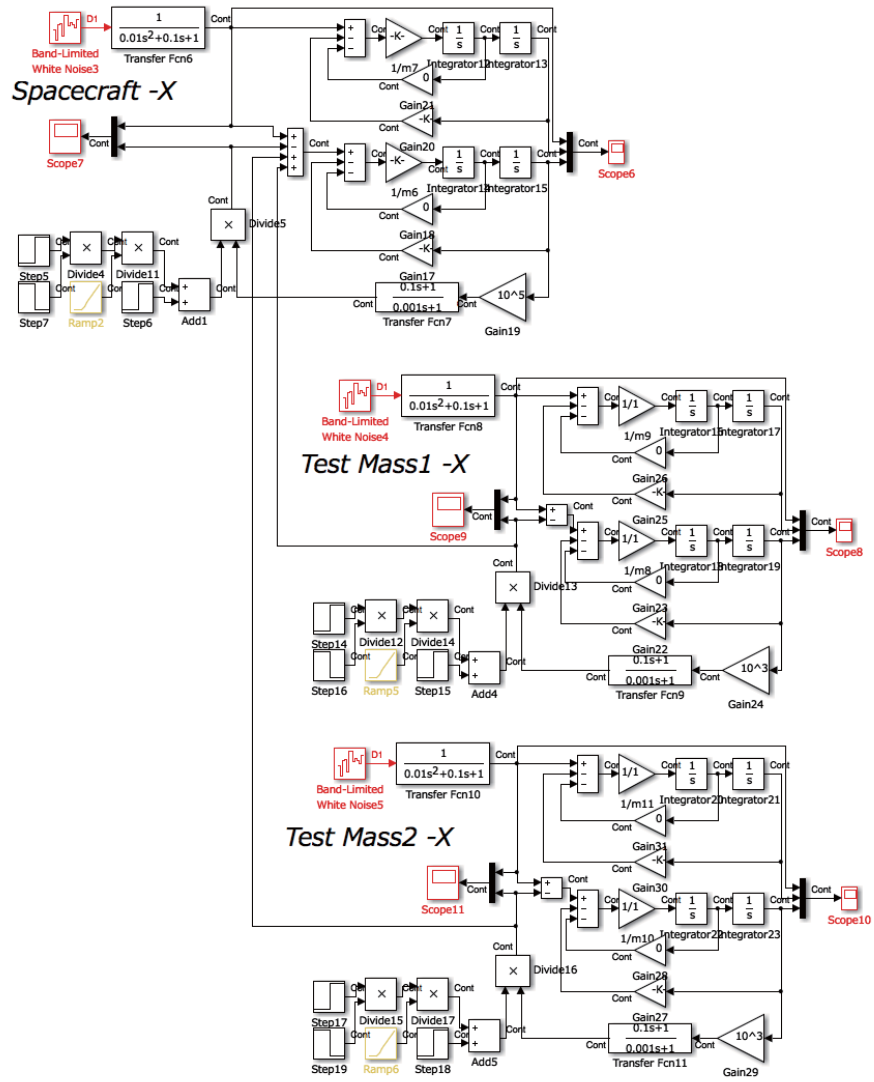


図 4.26: 衛星機体と試験マスの  $x$  方向に関するシミュレーションコードの一部 .

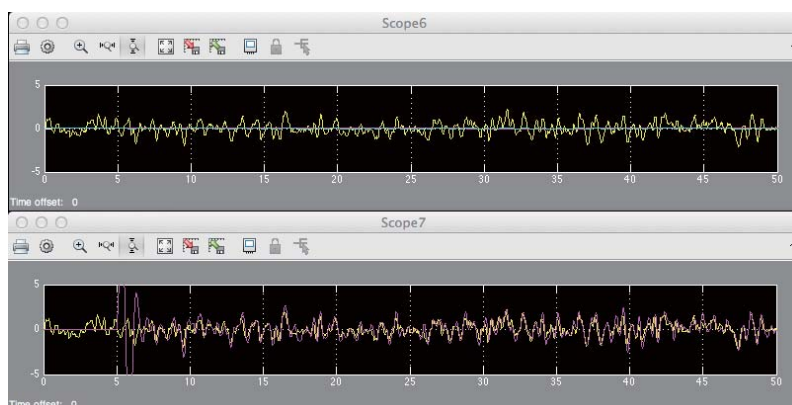


図 4.27: 上記コードのシミュレーション結果．黄色が擾乱信号，青が誤差信号，赤がフィードバック信号を示す．

#### 4.3.4 開発項目・トレードオフ

DPF におけるドラッグフリー制御について，これまでの地上での干涉計技術からの差分として大きなポイントは3つある．低雑音スラスタを使った連続制御であること，全自由度の制御であること，そして低周波領域での制御であること，の3つである．

スラスタを使った連続精密制御については，自由度を限った実証試験をすることを想定している．ここでは制御の成立性のもとより，制御の観点からスラスタの特性評価をすることが大きなポイントとなる．

全自由度制御については，地上では少なくとも3自由度の同時制御には実績があるので原理的な困難さはないと考えられる．一方で，地球の重力場環境では十分な実験環境を得ることが難しいが，落下塔実験や航空機実験など微小重力環境を利用した実証試験をすることはひとつの方向性である．

最後に姿勢・ドラッグフリー制御に関わる技術で，さらに開発を必要とする項目として，超低周波帯域の制御，デジタル制御の利点を生かした適応制御が挙げられる．地上の重力波検出器では，1 Hz 以下の低周波は観測帯域外にあたるため，我々のもつ電気系の低雑音化技術はそのまま適用するだけでは不十分な面がある．具体的な例をあげると，SWIM<sub>μν</sub> のフォトセンサの評価では，0.1~1 Hz の帯域での雑音の定量評価のために，プリアンプを新規設計する必要があった．このような低周波領域での制御・低雑音化の技術を深めるために，地上でできるドラッグフリー関連の実証実験としては，ドラッグフリー化を施したフォーコーの振り子による地球自転速度の測定実験が考えられる．

また衛星システムに関わる項目として，バススラスタ燃料のスロッシングが挙げられる．バス部にある燃料タンクには液体が入っており，姿勢制御の際にはスロッシングに伴う力学的反跳を生じると予想される．観測ミッション開始時の燃料の残量には不定性があるため，適応制御の手法を用いて機上で制御特性を変化させることが必須になる可能性がある．LISA pathfinder では，燃料タンクを含んだ推進系を観測開始前に切り離すことで，ドラッグフリー衛星の剛性を高めるという方針をとっている．DECIGO でも同様の手法で，燃料タンクを排除することになると予想される．したがって，液体スロッシングのある系の適応制御を含んだドラッグフリー制御は，DPF 限定の (DECIGO では不要な) 要素技術となつてし

表 4.4: DPF ミッションスラスタ仕様.

要求項目	要求値
推力範囲	5-100 $\mu\text{N}$ x 2 台 0.1-10 $\mu\text{N}$ x 8 台
推力精度	0.1 $\mu\text{N}$
推力ノイズ	0.1 $\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$
制御周波数	10 Hz
比推力	T.B.D.
重量	< 40 kg
消費電力	< 58 W
動作時間	4,300 時間

まうが、検討しておく必要があると考えられる。

また、大気密度は軌道高度の上昇により指数関数的に減少するので、軌道高度を上げられれば、推進消費レートが下がってドラッグフリーを実現できる期間が伸ばせる可能性がある。太陽活動の活発な時期に運用せざるを得ない状況では、この点もトレードオフ項目として注視される。

## 4.4 ミッションスラスタ

DPF は、バス系とミッション系とでそれぞれ独立したスラスタシステムを持つ。ミッションスラスタは、ドラッグフリー実験システムの一要素であり、DPF 衛星に作用する外乱（太陽光圧・大気抵抗・重力傾斜トルクなど）を相殺することで重力ならびに重力波の高感度計測を実現する。ミッションスラスタは、前章で説明したように DPF 衛星のミッション部に搭載される推力 10  $\mu\text{N}$  または 100  $\mu\text{N}$  のスラスタユニット合計 10 機と、中和ユニット、これらの制御をつかさどるミッションスラスタ制御ユニットから構成される。ミッションスラスタ制御ユニットは、ドラッグフリー実験制御システム制御ユニットからの制御信号を受けて、各スラスタと中和器の動作モードの設定と推力レベルの制御を行う。

### 4.4.1 要求・仕様

DPF ミッションスラスタの仕様を表 4.4 に示す。

宇宙機に作用する外乱力ならびにトルクは、(1) 宇宙機に作用する大気抵抗力、(2) 宇宙機の表面を押す太陽光圧による力、(3) 重力傾斜トルク、(4) その他、に分類できる。これら外乱力の中で支配的なのが (1) の大気抵抗と (2) の太陽光圧であり、それぞれは  $\sim 100 \mu\text{N}$  または  $\sim 35 \mu\text{N}$  の外乱力に相当すると見積もられている。宇宙機に作用する外乱力を補償するため、ミッションスラスタには、(2) 100  $\mu\text{N}$  クラスの推力が必要である。また、外乱力の変動に応じてきめ細かい推力レベルの調整を行う事が求められる。

従来の衛星推進系と DPF ミッションスラスタの違いは、次の 4 点である。

- 衛星の姿勢制御に用いられるスラスタ (1-20 N の RCS) よりも 4 桁以上小さい推力 (フルスケールで 100  $\mu\text{N}$ ) であること

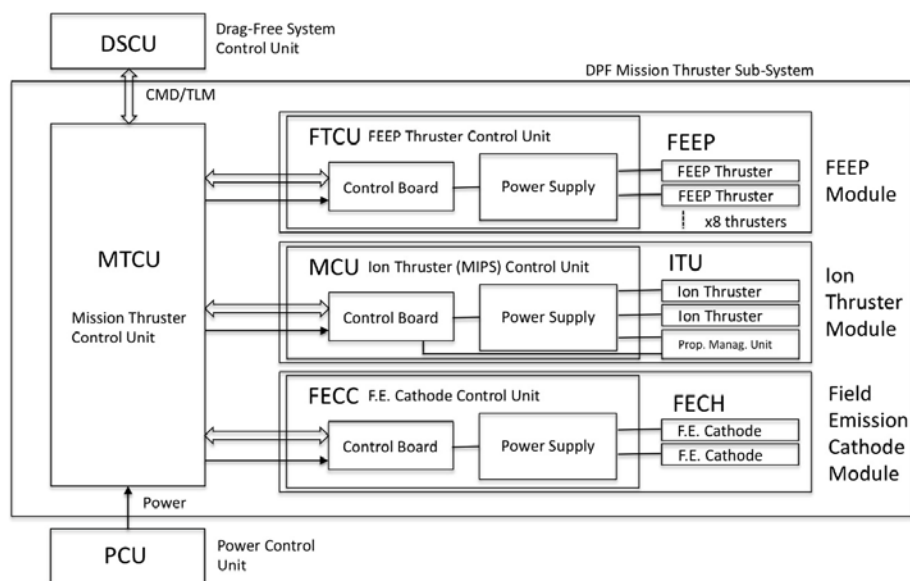


図 4.28: DPF 用マイクロスラストシステムの全体ブロック図.

- 推力をフルスケールの 0.1% ( $0.1 \mu\text{N}$ ) という広いダイナミックレンジにおいてスロットリングできること
- 推力値の精密制御が必要であり、このため、10 Hz 程度と推進器としては高速な推力制御 (フィードバック制御) が求められること
- ドラッグフリーの制御帯域であり重力波の観測に用いる 0.1-10 Hz にて高い安定性 (低推力ノイズ) が求められること

#### 4.4.2 構成・ブロック図

DPF ミッションスラストシステムは、2 種類のイオンスラストユニットと、中和用カソードユニットから構成される。全体構成を図 4.28 に示した。10  $\mu\text{N}$  クラスの超小型イオンスラストは 8 基を搭載予定であり、主に宇宙機に作用する外乱トルクを補償する。小型イオンスラストとしては、きめ細かな推力制御を得意とし衛星搭載実績も豊富な電界放出型イオンスラスト (FEEP) を採用する。一方、小型イオンスラスト (100  $\mu\text{N}$  クラス) はマイクロ波放電式イオンスラストユニット (ITRH) 2 基で構成され、大気抵抗と太陽光圧の 2 つの大きな外乱力を補償する。マイクロ波放電式イオンスラストユニットは新規開発となるため、TRL の高い小型イオンスラストのみで最低限のドラッグフリーミッションを遂行できるよう、スラストユニットの構成と配置が工夫されている。また、これらスラストユニットに加えて、イオンスラスト動作時の帯電緩和に有効なカーボンナノチューブ型カソードユニット (FECU) を搭載する。同カソードユニットは、DPF ではオプション機器扱いであるが、将来 DECIGO が深宇宙にて長期間ドラッグフリーフライトをするにあたって必要不可欠な技術である。



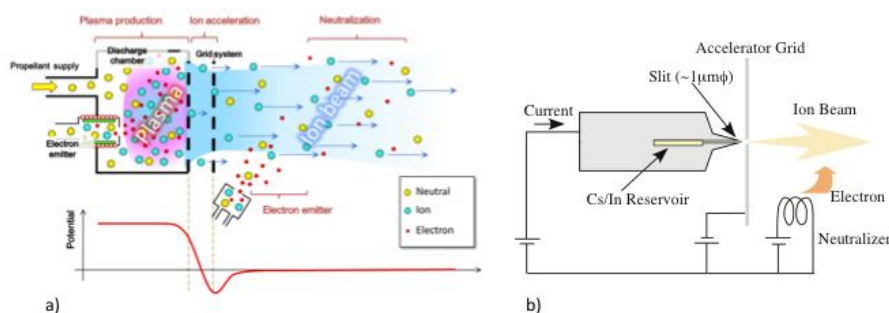


図 4.29: DPF 用マイクロスラスタのコンセプト; a) イオンスラスタ, b) FEED.

### 超小型イオンスラスタ (Field Emission 推進, FEED) ユニット

ガス放電を利用してプラズマを生成し静電加速するイオンスラスタとは別に、固体・液体の微粒子を生成して、それらを帯電させて静電加速させる、Field Emission 推進がある。セシウム Cs やインジウム In といった液体金属の電界放出を利用したイオン源 (FEED) の原理を図 4.29b) に示した。FEED では推進剤を小指程度の小さな容器につめこみ、融点まで加熱すると、毛管力により針の先端部に液体金属を供給することが可能になる。推進剤容器を正電位にし、その表面付近に負電位のグリッドを配置して液体金属に強い電界を印加すると、その自由表面上に円錐形の突起が生じるようになる。突起が成長するにつれ突起の曲率半径が小さくなり、突起周辺の電界は更に強くなる。電界が  $10^9$  V/m 程度になると突起先端の原子は電離し、生じたイオンはその電界によって静電的に引き出される。これを電界放出という。液体金属自由表面に生じる突起の代表的な曲率半径は  $1\mu\text{m}$  であり、 $1\text{mm}$  の電極間に  $10\text{kV}$  程度の電圧を印加する必要があるが、局所的に強い電界を作るため、針形状の正電極やスリット型の正電極が開発されている。イオンエンジンと同様、電荷を中和するための中和器 (電子源) が必要であるが、高度  $500\text{km}$  のプラズマ圏を飛翔する DPF はイオンの捕集能力が高いため、電子源の搭載は不要である。

FEED システムブロック図を図 4.30 に示した。FEED スラスタ 1 機は、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。針先の電界放出機構がバルブ機能をかねるため、高圧推進剤タンクとバルブ類が不要になる。このため、推進剤タンクは各スラスタと同じ位置に置かれ、後述の Xe イオンスラスタよりシンプルな静電式スラスタシステムとなる。

### 小型イオンスラスタ (マイクロ波放電式イオンスラスタ) ユニット

イオンスラスタは、図 4.29 a) のように推進剤を加熱・電離してプラズマを生成し、主として 2 枚からなる多孔状の電極 (グリッド) 部分での静電加速によりイオンを高速排出することによって推力を得ている。プラズマの生成方式によって直流放電式、高周波放電式、マイクロ波放電式の 3 種に分類され、スクリーングリッド孔を介してプラズマ生成部で発生した正イオンを引出し、スクリーングリッドとアクセラグリッドの電位差によって加速させる。イオンスラスタが正イオンのみを噴射すれば、スラスタを搭載する宇宙機が負電位に帯電してしまうため、静電界によるイオンの引出・加速が不可能となる。これを避けるため、

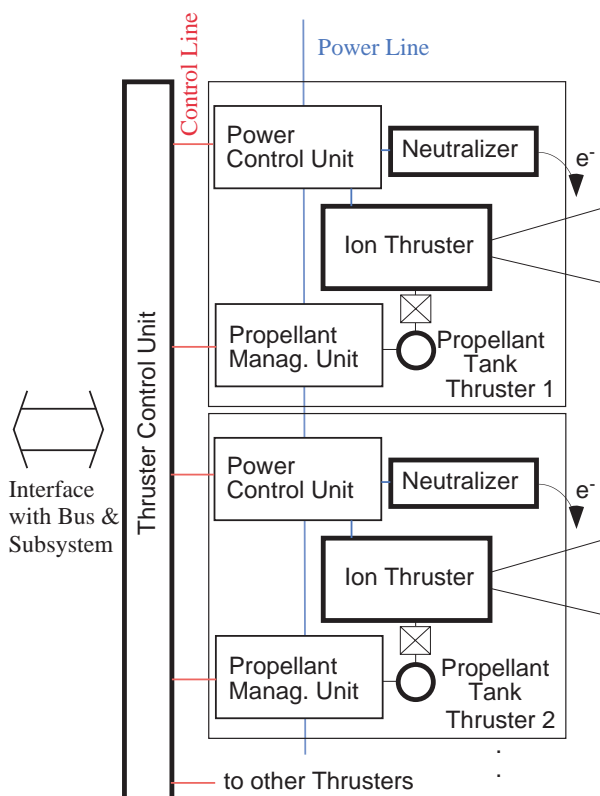


図 4.30: FEEP スラストシステムブロック図 .

噴射したイオンと等価の電子を放出する必要がある。この電子放出は、スラスト本体より下流に配置された中和器と呼ばれる電子放出機構によって行われる。イオンスラストの推力電力比は、20 30 mN/kW であり、10 mN クラスから 250 mN クラスまで様々なスラストが実用化されており、DPF ミッション用スラストでは、既存のイオンスラストシステムを 0.1 mN/5W クラスにダウンサイジングすることが求められている。

小型イオンスラストを用いた推進システム全体を、小型イオン推進システム (miniature ion propulsion system: MIPS) と称す。MIPS は次の 4 ユニットから構成される：イオンスラストユニット (ion thruster unit: ITU)、電源ユニット (power processing unit: PPU)、推進剤供給ユニット (gas management unit: GMU)、MIPS 制御ユニット (MIPS control unit: MCU)。DECIGO 用 MIPS の構成ブロック図を図 4.31 に示す。

DPF への搭載を想定したイオンスラストシステムのブロック図を図 4.32 に示した。イオンスラストヘッド部と中和器、プラズマ生成・イオン加速用の電源ユニット、ならびに推進剤供給系から構成される。ミッションスラストの制御はスラスト制御ユニット (TCU) が行う。TCU は、ドラッグフリー制御のための制御命令を受けながら、推進剤の温度ならびにプレナム圧管理を行う推進剤管理ユニット (PMU) と協調しながら目標推力値が得られるようにフィードバック制御する。また、スラストの異常や推進剤管理ユニットが問題を検出した場合は、スラストシステムをシャットオフしてドラッグフリー試験の中断を要求する。

一般に“イオンスラスト”と称する場合、このイオンスラストユニットのみを指す場合が多い。技術的および物理的な課題が多くこれまでに研究/開発が実施されてきたのは、この

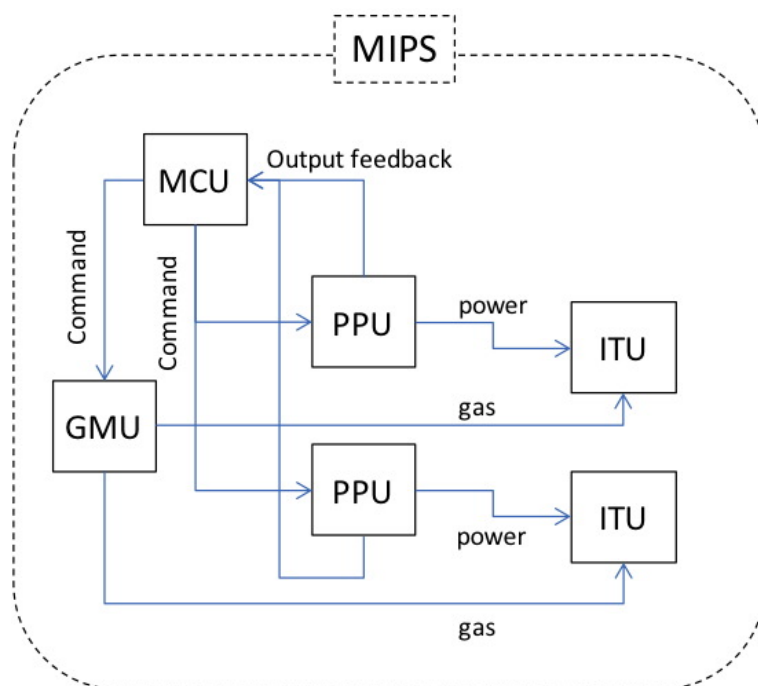


図 4.31: DECIGO 用小型イオン推進システム (MIPS) の構成ブロック図。

イオンスラストユニットである。電源ユニットおよび推進剤供給ユニットに関しては、技術的な新規課題は少なく開発自体が焦点となる。電源ユニットは、宇宙機から供給された電力を、必要な形（高電圧やマイクロ波）に変換しイオンスラストユニットに供給する。この変換には必ず損失が伴う。従って、イオン推進システムが宇宙機に要求する電力は、イオンスラストユニットが必要な電力を各電源のエネルギー変換効率で除した値となる。推進剤供給ユニットは、高圧タンク内（ $\sim 8$  MPa）の推進剤を適切な流量（ $\sim 30 \mu\text{g/s}$ ）でイオンスラストユニットに供給する。MIPS 制御ユニット (MCU) は、宇宙機側 OBC) と MIPS の中継的役割を果たす。宇宙機からの全てのコマンドは MCU を介して MIPS に送られる。また、各ユニットからのテレメトリ情報は、MCU に集約され OBC に送られる。現在、小型衛星用に開発中の MIPS の仕様を元に、DECIGO 用 MIPS の仕様を推定した。この結果を表 4.5 に示す。小型衛星用 MIPS と異なる点は以下である。

- A. 最大推力を  $100 \mu\text{N}$  に低減（高電圧電源の消費電力低下）
- B. 電力処理ユニット出力の可変制御および低ノイズ化
- C. ガス供給ユニットの宇宙品質化および低ノイズ化

両者の変更は小型衛星用 MIPS からのマイナー変更により達成可能である。A はグリッドの穴数を現行の 211 個から 80 個程度に減らすことにより達成される。これにより、最大イオンビーム電流は現行の  $4.5 \text{ mA}$  から  $1.7 \text{ mA}$  程度となり、高電圧電源の消費電力は  $1/3$  程度となる。B は PPU の仕様変更により達成される。動作点を広範囲にわたり連続可変とすることにより、エネルギー変換効率の低下がある。現行では高電圧電源およびマイクロ波電源の効率はそれぞれ  $70\%$  および  $25\%$  であるが、これが  $50\%$  および  $15\%$  に落ちると仮定し

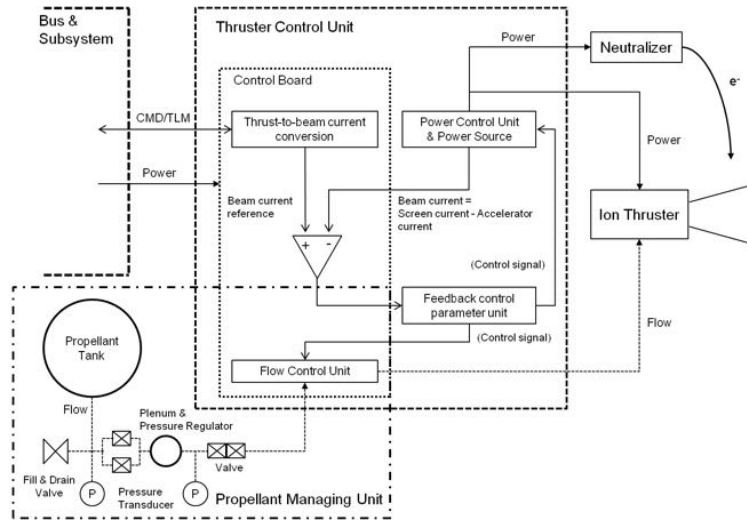


図 4.32: イオンスラスタシステムブロック図 .

表 4.5: DECIGO 用 MIPS の仕様.

	電力[W] (2台最大推力運転時)	重量 [kg]	サイズ [mm <sup>3</sup> ]
イオンスラスタユニット	NA	0.40 kg	100×100×100
電力処理ユニット	32 W	1.20 kg	150×100×160
ガス供給ユニット	NA	4.25 kg	NA
MIPS 制御ユニット	6 W	0.20 kg	
合計	38 W	7.05 kg	450×260×150

た．ただし，これらの値は開発に要する時間と費用により大きく変化する．C のガス供給ユニットにおいて，小型衛星用 MIPS では高圧ガス保安法に適合する民生品高圧ガス部品を使用しているため，全システム重量の中でガスタンク重量 (1.5 kg) が大きな割合を占める．DECIGO 用 MIPS では，射場における高圧ガスの特別充填を前提にすることにより，特別仕様の軽量タンクが適用可能であり重量削減が見込まれる．小型衛星用 MIPS と DECIGO 用 MIPS の仕様比較を表 4.6 に示す．

#### カーボンナノチューブ型カソードユニット

イオンスラスタや Field Emission 推進等の静電加速型の電気推進を軌道上で使用する際には，推力発生のために放出される正イオンを電氣的に中和するための電子放出源 (中和器) が必要となる．代表的な中和器としては，ホローカソードや高周波放電カソード，フィラメントカソードなどがあるが，電界放出カソード (Field Emission Cathode: FEC) は，これらのカソードと比較して簡素化や低電力化の点で優位となる場合があり，特に小型の電気推進用中和器としての利用が期待されている．図 4.33 に FEC の概念図を示す．FEC の構造は，電子放出材料であるエミッタと引出電極であるゲート間に電圧を印加するだけの単純

表 4.6: 小型衛星用 MIPS と DECIGO 用 MIPS の仕様比較.

		小型衛星用 MIPS	DECIGO 用 MIPS
イオンスラスタ	質量	0.20 kg	0.20 kg
	必要数	1	2
高電圧電源	出力	1.5 kV & 5.0 mA -350 V & 0.1 mA -40 V & 5.0 mA	1.5 kV & 1.7 mA -350 V & 0.03 mA -40 V & 1.7 mA
	変換効率	60%	50%
	電力	13 W	5 W
	重量	0.30 kg	0.20 kg
	体積	150 × 100 × 50 mm <sup>3</sup>	150 × 100 × 50 mm <sup>3</sup>
	必要数	1	2
マイクロ波電源	出力	1.1 W × 2	1.1 W × 2
	変換効率	25%	20%
	電力	9 W	11 W
	重量	0.40 kg	0.40 kg
	体積	108 × 78 × 30 mm <sup>3</sup>	108 × 78 × 30 mm <sup>3</sup>
	必要数	1	2
ガス供給ユニット (MIPS 構造重量を 含む)	ドライ質量	5.0 kg	4.0 kg
	Xe 質量	1.0 kg	0.25 kg
	必要数	1	1
MIPS 制御ユニット 重量	電力	5 W	6 W
	質量	0.2 kg	0.2 kg
	必要数	1	1
MIPS 全体	電力	27 W	38 W
	重量	6.0 kg	7.1 kg
	サイズ	350×260×15	450×260×15

なものであり、作動ガスの供給系やヒータ等が不要なことから、従来の熱カソードと比較してシステムの簡素化が可能である。現在開発中の FEC では、エミッタ材料としてカーボンナノチューブ (CNT) を使用し、引出電圧の低減と耐久性向上を図っている。

DPF への搭載を想定した FEC システムの仕様 (案) を表 4.7 に示す。FEC は、イオンスラスタおよび Field Emission 推進の中和器としての動作実証を目的として搭載が予定されており、イオンスラスタの正イオンビーム電流の中和に必要な 5 mA 級の電子放出能力を有する。電子の電界放出のために必要な駆動電圧は、BOL で 600 V 以下 (現状技術レベル) だが、長期間の運用によりこの駆動電圧は上昇するため、EOL での上限値を 1000 V と設定する。EOL 時点で 5 mA を放出するために必要な消費電力は約 3.5 W である。イオンスラスタの正イオンビームとのカップリング条件によってはカソード全体を負にバイアスしなければならない可能性があるが、その電力・質量等はここに含んでいない。DPF 搭載を想定した FEC システムのブロック図を図 4.34 に示す。ヘッド部と電源制御部はそれぞれ独立した筐体を持ち、2 台の FEC ヘッドは各々の高電圧電源により駆動される。FEC ヘッド 1 台あたりの放出電子電流は最大で 3 mA であり、2 台を同時動作させることで合計 5 mA 級の電子放出要求を満たす。現状では、電力供給系として +12 V を、信号系として RS422 を想定している。

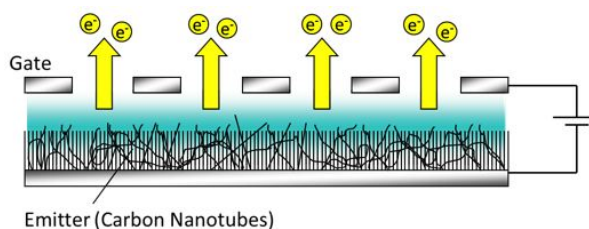


図 4.33: 電界放出力ソード (FEC) の概念図.

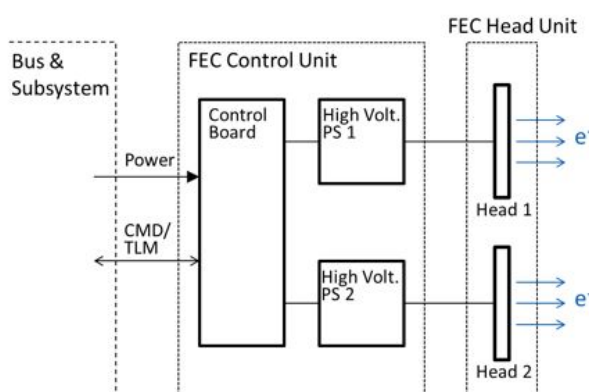


図 4.34: カーボンナノチューブカソードユニットのブロック図.

#### 4.4.3 開発状況・技術成熟度

DPF 搭載各ミッションスラスタ等の (仕様および) 研究開発状況を表 4.7 にまとめた。比較のため、各国で開発されている各種スラスタについても掲載している。各スラスタでは推力を電氣的に制御することで DPF で必要な仕様 (推力レベル・推力分解能・推力応答ならびに推力ノイズ要求) を原理的には満たす事ができると考えている。表 4.7 の主要仕様欄では、地上評価実験等で既に確認されている実績値を掲載した。

ARC 社製の  $10\ \mu\text{N}$  クラス FECP (図 4.35 a)) は、フライト用スラスタの開発と評価試験が終了しており、高いTRLを誇る。現在は ARC 社の FECP スラスタをベースに DPF 用のシステム設計を JAXA で実施中である。

Xe イオンスラスタについては、「はやぶさ」などで搭載されたスラスタをダウンサイジングする試みが、この数年来、各国で盛んに行われている。国外においては、ESA/NASA が協同して進めている LPF 用スラスタとして  $\mu\text{N-RIT}$  ( $\mu\text{Newton Radio-frequency Ion Thruster}$ , ドイツ) の搭載が検討されており、ドラッグフリー性能や他のスラスタシステムとの適合性などが評価された。国内でも、マイクロ波放電を主放電室ならびに中和器に用いた  $1\ \text{mN}$  クラスイオンスラスタシステムが開発された [?][?]。東京大学・JAXA と静岡大学のグループでは、DPF 対応のため、図 4.35b) に示された小型イオンスラスタ  $\mu 1$  の推力レベルのチューニングおよび評価試験を実施しており、イオンビーム電流計測をもとに推力レベルおよび推力ノイズの評価を実施済みである [?]。小型イオンスラスタ  $\mu 1$  の DPF 用スラスタとしての性能を表 4.7、図 4.36 に示した。推力可変範囲および推力ノイズの評価をこれまで行ってき

表 4.7: 各種ミッションスラスタの比較.

データ区分	DPFミッションで採用するスラスタ等			参考となるスラスタデータ		備考
スラスタ種類	FEEP	Xeイオンスラスタ	電界放出カソード	コロイドスラスタ	Coldガスジェット	
TRL	7	4	4	7	3-4	
主要諸元	推力(1機あたり)	0.1-10 $\mu$ N	5-100 $\mu$ N	-	30 $\mu$ N	100 $\mu$ N
	電流値	<1mA	<2mA	<5mA	N/A	-
	推進剤	インジウム, センウム	キセノン	-	グリセリン, ホルムアミドなど	窒素, アンモニアなど
	推力分解能	0.1 $\mu$ N	0.1 $\mu$ N	-	0.1 $\mu$ N	<1 $\mu$ N
	推力応答性	0.1ms	0.1s	-	0.1s	<0.1s
	推力ノイズ	<0.1 $\mu$ N/ $\sqrt$ Hz	<0.1 $\mu$ N/ $\sqrt$ Hz (ビーム電流による評価)	-	<0.1 $\mu$ N/ $\sqrt$ Hz	N/A
	isp	4000-8000s	>1000s	-	150-250s	<70s
	基数	8	2	2	-	-
	サブシステム重量 (推定値)	16.5kg	20kg	3.5kg	-	-
	消費電力	16W	38W	4W	-	-
寿命	>4,000h	N/A (>4000hを予測)	>4000h	>3,500h	-	
推力制御方法	加速電圧	加速電圧, 電力, 推進剤流量	-	加速電圧, 温度	推進剤流量	
海外での開発状況	ARC-Sr (Austria), ALTA (Italy)にて開発 ST7(LISA-Pathfinder)搭載 2013年以降打ち上げ	Astrium (Germany), NASA JPL等にて開発中	Busek (U.S.A.)にて開発	Busek (U.S.A.)にて開発 ST7(LISA-Pathfinder)搭載 2013年以降打ち上げ	Marotta/MOOG(U.S.A.), Thalesなどで開発中	
国内での開発状況	N/A (民生用イオン源としては多数の開発実績)	JAXA/九大/防衛大などで研究開発	JAXAで研究開発中	N/A	過去の衛星で多数搭載 (ただし、100 $\mu$ Nクラス以下は実績無し)	
特徴	バルブ不要 高速応答	従来型イオンスラスタのダウンサイジングで対応可能	推進剤不要	液体推進剤を直接加速 高速応答	静電バルブによる流量制御	
課題	開発key要素	1 $\mu$ mサイズの電極加工 高電圧(>10kV)電源 推進剤制御 中和器	推力ノイズの直接測定 軽量化(特にバルブなど推進剤供給系) 微量流量制御器 中和器	プラズマ雰囲気での寿命向上	推進剤および推進剤供給系 高電圧(2-10kV)電源 中和器	微量流量制御器
	主な故障モード	電極間電極グランド間短絡 推進剤詰まり	電極間電極グランド間短絡 バルブ故障 推進剤リーク	短絡	電極間電極グランド間短絡 バルブ故障 推進剤詰まり	バルブ故障 推進剤リーク
	寿命要因	電極損耗	電極損耗	電極損耗	電極損耗	-
	環境性	推進剤による汚染 宇宙機帯電	電極損耗による汚染 宇宙機帯電	宇宙機帯電	推進剤による汚染 宇宙機帯電	-
DECIGOへの対応	大推力化(クラスタ化または大型化)	推進剤供給系の低ノイズ化が必要	クラスタ化 耐久性の向上	クラスタ化 比推力の向上/耐久性の向上が必要	高比推力化 推進剤供給系のノイズ評価が必要	

ており、推力ノイズに関しては既に要求性能を満たすレベルまでノイズ削減が達成できている。しかし、スラストスタンドを用いた直接推力測定や耐久試験は未だ行われておらず、今後実施する必要があると考えている。なお、耐久性に関しては、100 時間程度の連続動作試験と解析による評価では、十分な耐久性を確保できると予想している。小型イオンスラスタについては、以下にも示すように、信頼性が高く軽量の推進剤供給系の設計が今後の課題である。

小型イオン推進システムの開発は、50 kg 級小型衛星の「ほどよし衛星4号」への搭載を目標として、東京大学および次世代宇宙システム技術研究組合によって進められている。同システムは2013年の打ち上げを目標に、2012年8月時点までに各コンポーネントのEM開発が終わり、現在、機械/電気インテグレーション試験が実施されている。DECIGO用小型イオン推進システムの開発も、「ほどよし衛星4号」用小型イオン推進システムをベースに進めることができる。DECIGO用小型イオン推進システムにおける相違は以下にまとめられる。

- A. 最大推力を 100  $\mu$ N に設定
- B. 推力ノイズへの要求
- C. 電力処理ユニット出力の可変制御および低ノイズ化
- D. ガス供給ユニットの宇宙品質化および低ノイズ化

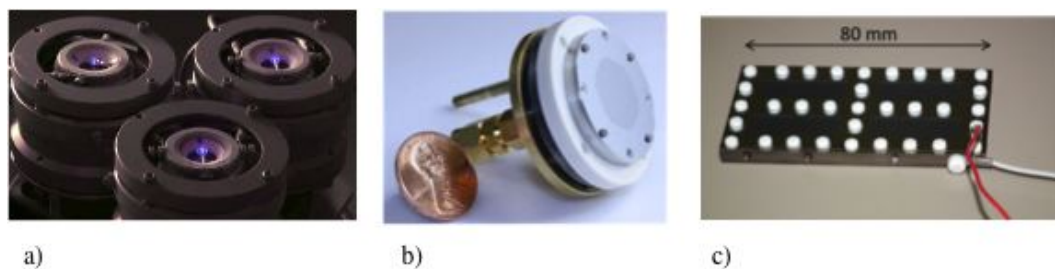


図 4.35: DPF 用スラスタならびにカソード: a) ARC-Sr 社の FEEP スラスタ, b) 小型イオンスラスタ実験室モデル, c) 電界放出型カソード実験室モデル .

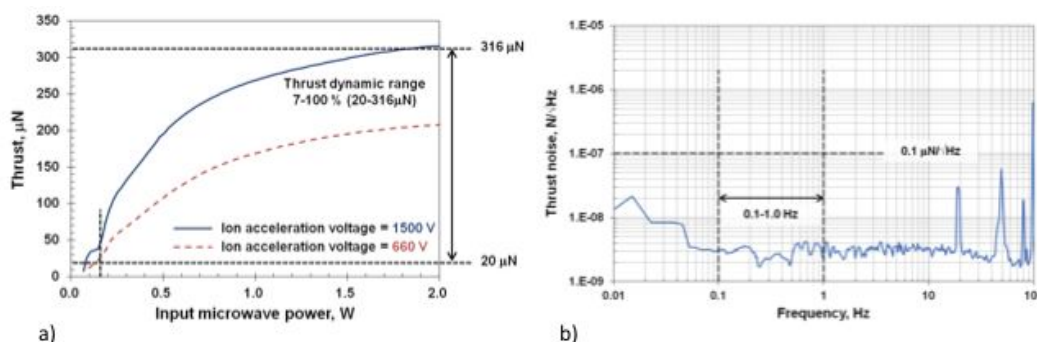


図 4.36: 小型イオンスラスタ  $\mu 1$  の実験結果.

ここで、A はイオンスラスタのグリッド孔数の改修により達成可能であり、技術的課題はない。B の推力ノイズに関しては、現在各条件におけるノイズ測定が実施されている。これまでの研究成果では、電力処理ユニットからの出力が十分安定していれば、推力ノイズ要求ノイズを満たすことが可能であることがわかっている。今後、推力を変更した場合の各種作動点において、推力ノイズ要求を満たすための電力およびガス流量の安定度を明確にすることが過大である。C において、電力処理ユニット出力の可変制御および低ノイズ化が最も大技術的課題となる。ただし、出力の可変制御および低ノイズ化自体は技術的には新しいものではない。エネルギー変換効率を維持したまま、可変制御および低ノイズ化を実施することが課題である。D に関して、DECIGO 用 MIPS では小型衛星用 MIPS とは異なり、ガス流量の安定化が必要となる。対策としては、従来型のバンバン制御への流量抑制素子の追加、あるいはピエゾバルブの採用による連続流量制御がある。前者は多くの宇宙機に採用されている確立した技術への改修である。後者は宇宙実績は少なく技術的課題は多いが、開発例は数例ある。

FEC の研究開発は、導電性テザー (EDT) 推進の軌道上技術実証への適用を主な目的として、JAXA 研究開発本部・未踏技術研究センターにて進められている [?]。2012 年 8 月時点では、ヘッド部および電源制御部ともに実験室モデルの試作・試験が行われており、技術成熟度としては、TRL:3-4 の段階にある。DPF への搭載に関しても、この EDT 用 FEC の技術を適用可能である。図 4.35c) に、放出電子電流 3 mA 級の FEC ヘッド実験室モデルを示す [?]。DPF 用システムでは、このヘッドを 2 台搭載する。同ヘッドの電子放出特性の一例



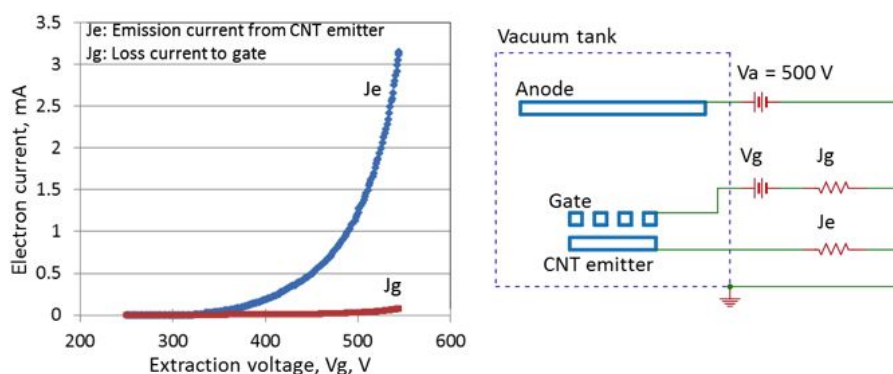


図 4.37: FEC ヘッド実験室モデルの電流電圧特性の一例 (左) と実験回路 (右)。



図 4.38: FEC 電源制御部の実験室モデル。

と実験回路を図 4.37 に示す．同図で， $J_e$  は CNT 表面から放出される電子電流を表し， $J_g$  はそのうちの損失電流としてゲート電極に流入する電子電流を表す．約 550 V の駆動電圧で 3 mA 以上の電子放出が得られており， $J_e$  と  $J_g$  の比率から，この FEC は高い電子引出効率 (97%以上) を有することが確認できる．ただしこの実験ではアノード電圧 (イオンビーム中和動作ではカップリング電圧に相当) が 500 V で一定であるため，カップリング電圧が小さくなる実際の中和器動作では，ある程度の引出効率低下が見込まれる．図 4.38 には，参考として EDT 技術実証用に現在開発中の 10 mA 級 FEC 用電源制御部の実験室モデルを示した．

#### 4.4.4 開発項目・トレードオフ

各スラスタにて今後開発の必要な項目を表 4.8 に示した．カソードについては，別途表 4.10 にまとめている．FEED スラスタについては，ARC 社製品を採用することから，DPF 向けのシステム設計が中心であり，直ぐに PFM 設計へ進む事が可能である．DPF ワーキンググループでは，FEED スラスタ 1 基で 100uN クラスの推力を生成可能な次世代型の FEED スラスタの自主開発も進めているが，現在は実験室モデルの開発と基本的な特性の取得 (TRL=2) にとどまっている．一方，イオンスラスタではイオン源と中和器の BBM 試験が順調に進んでおり，今後は重量・電力等のリソースに配慮しながら推進剤供給系の一層の信頼性設計と軽量化設計に取り組む．イオンスラスタの DPF 向けのシステム設計については，EM を設計製作して，スラスタ制御ユニットと共に評価確認する予定である．カソードユニットにつ

表 4.8: ミッションスラスタの技術成熟度と開発項目

スラスタ/ユニット名	技術成熟度	開発/試験が必要な項目	対応策/backup 案
FEEP スラスタ (10 $\mu$ N)	TRL7	DPF 向けのシステム設計	ARC 社製品を採用 大推力タイプも研究開発中
イオンスラスタ (100 $\mu$ N)	TRL3-4	イオン源：熱構造設計 推進剤供給系：軽量化設計 中和器：Xe/CNT 型検討中 寿命評価試験 推力ノイズ評価試験 (ミッションスラスタ全系で) DPF 向けのシステム設計	BBM で確認中 既製品で対応 (重量増) はやぶさ中和器 (重量増) BBM で確認中 BBM で評価中/EM で最終評価 EM にて制作・評価
スラスタ制御ユニット	TRL3	DPF 向けのシステム設計	EM にて制作・評価
カソードユニット	TRL4	DPF 向けのシステム設計	PFM にて評価

表 4.9: DPF 用小型イオン推進システム開発の主な技術課題と対策方針.

技術課題	対策方針
推力ノイズ要求を満たす電力および流量の安定度要求の明確化	・実験室モデルのイオンスラスタにおいて、各パラメータ (高電圧, マイクロ波, 流量, 温度) と推力の相関係数を求める.
高電圧電源およびマイクロ波電源の出力可変化および出力安定化	・広範囲の出力に対して、高効率の作動および出力安定化を達成する作動点の調整を行う.
流量制御の安定化	・バンバン制御への流量抑制素子の追加 ・ピエゾバルブの採用による連続流量制御

いては、JAXA 調布で順調に開発が進んでいることから、DPF 向けの設計チューニングを PFM にて実施する。

なお、PFM 設計までには、各スラスタおよびスラスタシステム全系での推力ノイズの直接評価を行う必要がある。このことから、DPF-WG では、微小推力測定スタンドの開発にも取り組んでいる。図 4.39 のスラストスタンドは 0.1  $\mu$ N の測定分解能を持ち、制震設計を施すことで、スタンドにて低周波域での推力ノイズ測定感度を確保した上で、2 種類のイオンスラスタの直接推力測定をシステムの QT ならびに AT 段階で行う予定である。

次に、各種スラスタシステム選定の際に行ったトレードオフについて、表 4.7 を参照しながら説明する。宇宙機用の小型スラスタ (マイクロスラスタ) についてこれまで数多くの研究開発が実施されてきた [?]。にも関わらず、ドラッグフリーミッションに対応可能な可変推力かつ低推力ノイズ (安定) を実現できたマイクロスラスタは数少ない。表 4.7 に示されたように、FEEP、コロイド、キセノン、イオン、ガスジェットの各スラスタは、それぞれ長所と短所をあわせ持つ。例えば、FEEP スラスタは低推力において可変推力を高速に制御することに優れているが、100  $\mu$ N クラスの推力を提供するには 10 スラスタ程度へとクラス化する必要がある。逆に、イオンスラスタでは、0.1 ~ 1 mN と大きな推力レンジで高比推力を容易に達成できるが、~0.1  $\mu$ N の低推力の制御が難しい。こうした理由から、超微小推力を FEEP スラスタで、そして、大推力をイオンスラスタで担当することで、高比推力かつ推力分解能に優れたシステムを構築できることが理解できる。

各スラスタの  $I_{sp}$  の比較を図 4.40 に示した。3000 時間の累積動作時間を想定すると、 $I_{sp}$  が約 70 秒と低いコールドガスジェットでは 1.5 kg 程度の推進剤が必要となり、タンクとバルブで最低 5-6kg の重量リソースが必要となる [?]。ただし、コールドガスジェットの各ス

表 4.10: DPF 用 FEC システム開発の主な技術課題と対策方針.

技術課題	対策方針
イオンビーム中和動作の詳細評価	<ul style="list-style-type: none"> <li>・実験室モデルにてイオンビーム中和実験を実施し、搭載位置やバイアス電源の必要性を評価。この結果を BBM に反映</li> <li>・BBM にてイオンビーム中和のための FEC 制御手法を評価</li> </ul>
要求寿命 (500 km-SSO で、ミッション期間 1 年、動作 4300 時間) の確保と評価	<ul style="list-style-type: none"> <li>・原子状酸素による CNT の劣化低減のため、FEC ヘッドは衛星 RAM 面以外に配置</li> <li>・実験室モデルにて原子状酸素照射試験を実施し、劣化特性を評価</li> <li>・実験室モデルおよび BBM にて長時間試験を実施し、軌道上環境との等価性を考慮して寿命を評価</li> </ul>
コンタミネーション (微小フレーク) による電極間短絡の防止	<ul style="list-style-type: none"> <li>・高電圧・短ギャップ構造を持つイオンエンジン等の実績から、特に対策はしない方針</li> <li>・コンタミネーション環境の調査を継続し、必要に応じて BBM または EM にて搭載ヘッド冗長化等の対応を検討</li> </ul>

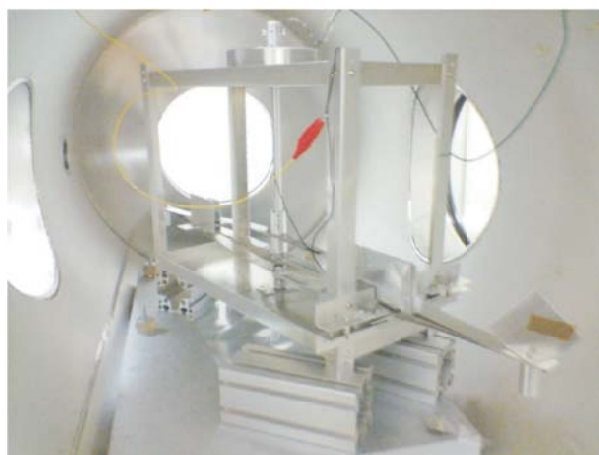


図 4.39: 開発中のスラストスタンド.

ラスタとレギュレータは小型軽量であるため、トータルの重量リソースは決して大きくは無い。一方、FEED や Xe イオンエンジンでは、 $I_{sp}=1000$  秒程度が可能であり、3000 時間の連続動作を想定しても必要な推進剤重量は 100 g 程度に過ぎない。しかし、静電型スラストでは、ガスおよび電力供給に 1 機あたり数百 g から 1 kg オーダーの重量リソースが必要である。各スラストシステムに必要な重量リソースを表 4.7 の重量欄にて比較すると、DPF ミッションでは、システム重量が特に大きいコロイドスラスト以外はほぼ互角の競争力を持つことが分かる。なお、重量ならびに電力リソースについては、今後 EM の設計製作を経て、スラストシステムリソース要求 (40kg/58 W) を満たすよう、最適化が必要である。

DPF 用 FEC システムの開発にあたっては、イオンビーム中和動作の検証や耐久性評価等のいくつかの技術課題がある。主な技術課題と対策方針を表 4.10 にまとめた。宇宙での利用を目的とした FEC の研究開発は米国を中心に各国で進められているが、実用化に最も近いものは、CNT を電子放出材料とする米国 BUSEK 社の FEC である。同 FEC のフライト品開発はほぼ完了していると考えられ、ESA/NASA プロジェクトとして 2014 年に打ち上げ予定の LISA Pathfinder 用 FEED / コロイドスラストの中和器として、最大放出電子電

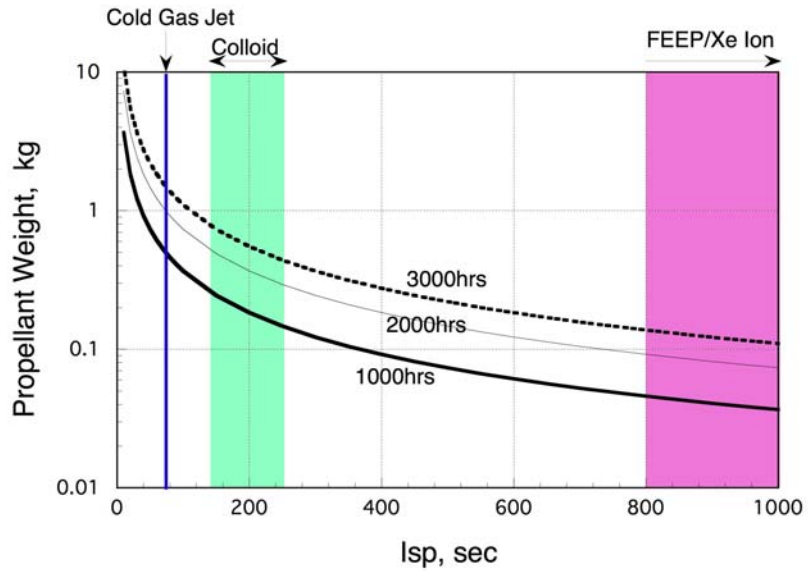


図 4.40: 各スラストシステムの Isp vs. 推進剤重量の予測.

流 1mA 級の FEC 搭載が計画されている。

以上のように、各種スラストには様々なメリット・デメリットがあり、ドラッグフリーに必要な技術検証を行い、将来 DECIGO へつながる宇宙実験を確実にこなす、といった2つの役割を持ったDPFでは、2種類のスラストシステムを使った複合型スラストシステムとするのが望ましい。NASAのLISA-Pathfinderでも同様の手法が取られた[?]。このため、今後は、各種スラストのDPF搭載を目指した設計および開発を実施すると並行して、電源およびスラスト制御ユニットについては、各スラストシステムに適合可能な汎用的なユニット開発を目指すこととする。

## 第5章 実施計画の検討

本章では、打ち上げに至るまでの DPF の開発・試験の計画と、開発体制について、DPF WG で進められた検討の結果を示す。

### 5.1 スケジュールと試験計画

#### 5.1.1 マスタースケジュール

JAXA・イプシロン搭載科学衛星ミッション (2019 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図 5.1 に示す。2015 年 8 月に衛星システムの仕様を確定。その後詳細設計を進める。2016 年 4 月までには詳細設計を確定し、構体・熱計装・電気計装を製造を開始する。それと並行して、搭載機器の詳細検討も進め、2016 年 12 月からフライトモデル (FM) の製造を開始する。その後、2017 年半ばまでに搭載機器の単体試験を完了する。2017 年度中にミッション部の構造試験、熱試験および噛み合わせ試験を完了する。2018 年度には、必要に応じて搭載機器改修を行い、FM 総合試験を実施する。その後射場へ輸送し、2019 年度始めまでには打ち上げ準備を完了させる予定が立てられていた。

#### 5.1.2 開発計画

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。

- DPF システムデザイン

DPF ミッション全体の構成と成立性の検討。ミッション部構体の熱・構造の設計と解析。バス部、地上系の検討とデータ解析も含む。

- 干渉計モジュール

- レーザー干渉計

主要な搭載機器となる Fabry-Perot 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、熱シールドや残留大気を抑えるための密封機構も含む。干渉計雑音特性の検討も行う。

- 試験マスモジュール

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

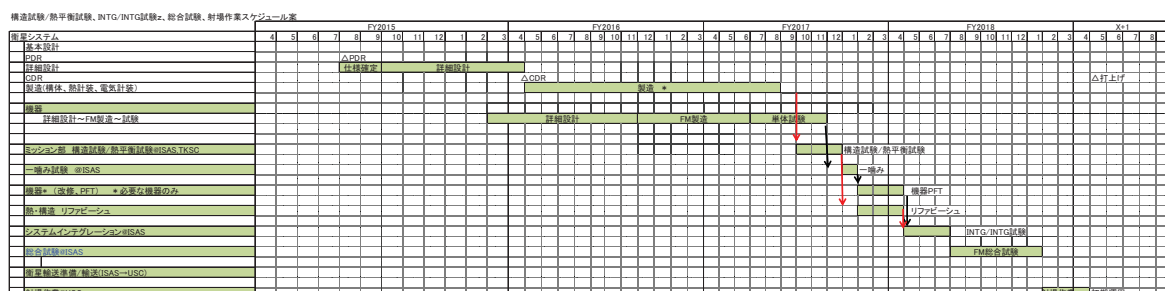


図 5.1: DPF スケジュール (2014 年ミッション提案当時のもの)。

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。

- 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。

レーザー干渉計部と試験マスモジュールは、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。

### 5.1.3 試験計画

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、無重力下でないとは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。また、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た。

- 試験マスモジュールの無重力状態での動作

試験マスをモジュール内で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、自由落下無重力実験 (10 sec 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 (20 sec 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。

- スラスト雑音の評価

DPF に搭載するミッション部スラストは、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、10 Hz 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、スラスト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トスタンドを製作し、スラストの微小な推力と推力雑音、応答特性を評価する。スラスト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。

## 5.2 実施体制

DPF ワーキンググループは、主査を安東 正樹 (東京大学) とし、DECIGO グループグループ (代表: 京都大学・中村 卓史)、およびその運営委員会と協調してプロジェクトを推進していた。その実施体制は、補遺 7 に示す。DPF WG には、2014 年のミッション提案当時、合計 145 名が参加しており、その内訳は、重力波理論面でのサイエンス検討メンバーが 49 名、DPF 衛星システム・搭載機器開発・データ解析メンバーが 67 名、DPF 機器開発メンバーを除く DECIGO 運営委員 8 名、宇宙技術・重力波技術の支援 21 名という内訳になっていた。

国内コミュニティでは、主に宇宙線研究者会議 (CRC, 委員長: 大阪市立大学・神田 展行 (当時)) に属し、DECIGO/DPF メンバーは CRC 実行委員・委員長等としてもコミュニティの発展に貢献している。また、国内の重力波コミュニティでは、主に KAGRA を中心とする地上重力波望遠鏡、重力波データ解析・理論研究者と DECIGO グループが一体となり、JGWC (Japan Geavitational Wave Community, 委員長: 東京大学・安東 正樹 (当時))

)を組織している。まず KAGRA を推進し、その後 DECIGO を目指す、という国内の重力波分野の長期戦略は、JGWC で議論された結論となっている。

国際的な重力波観測分野においては、地上望遠鏡、宇宙望遠鏡、およびパルサータイミング等の他の手段も含めた国際重力波委員会 (GWIC: Gravitational Wave International Committee) が組織され、情報交換やコミュニティとしての方針の取りまとめが行われている。2010 年には、それらを俯瞰するロードマップがまとめられており、その中で DECIGO の意義も示されている [?]

宇通重力波望遠鏡における国際協力に関しては、欧米の LISA ミッションのメンバーと研究者レベルでの交流と情報交換を行っていた。また、LISA のミッション推進グループは、DECIGO と DPF を積極的にサポートする旨の意思表示をしてくれていた。また、地球重力場観測のための研究者はここには含まれていなかった。ミッション検討段階における科学面からの助言、データ取得時の共同解析といった形で協力体制を築く予定であった。

### 5.3 費用

DPF ミッションに必要な費用の見積もりを、図 5.2 に示す。バス部 約 34 億円、ミッション部 約 30 億円、その他地上試験・プロジェクト管理・運用経費を含めて、総計 85 億円となっている。

この見積もりは、衛星メーカーが算出した費用を元としている。衛星バス部に関しては、標準バス構成に対して、DPF 固有の変更項目を盛り込んだ経費見積もりになっている。ミッション部の構体・電源系・信号処理系等に関しては、JAXA 信頼性基準に基づき、衛星バス部と同じ信頼性基準、同等の仕様で評価されている。干渉計・安定化レーザー光源といったミッション部搭載機器に関しては、同じ信頼性基準で、メーカーによる新規開発・試験・管理を前提としたものになっている。これらは、他ミッションで用いられたレーザー光源や光学系の経費から外挿することで見積もられている。つまり、DPF WG 内で開発済の項目を費用マージンとして確保している、ということになる。なお、ミッション搭載のスラスターは、別メーカーから手配し、供給する予定である。衛星全体のプロジェクト管理・SEMP 対応に関しても、衛星メーカーが行うものとしていた。



費用		備考
<b>衛星バス</b>		
衛星マネジメント系	515	GPSR(アンテナ、IFユニット一式)を追加
通信系Sバンド系	200	標準
		ヨーク、展開ヒンジ展開角度変更
太陽電池パドル	335	SADAは削除、SADAドライバのACIMIは姿勢系
電源系	225	標準
		RWA、MTQ、SPS、GASとACIMのMTQ駆動用、RWA用、SADA駆動用は削除。
		IRUはFOGに変更、IRU用のACIMもFOG用に変更し2台化(新規)。
		コールドガスRCS用のバルブ駆動ACIMは新規前提。
		AOCSのソフト及び開発試験検証は置き換えコストに編入。
姿勢制御系	1,225	AOGPIは2台前標。
推進系	300	推進系モジュールはコールドガス(新規)
熱制御系	200	地球志向高温化面のOSR化、その他設計条件見直し、再確認、IF調整。
構体系、電気計装系	395	RCS,FOFの置き換え、フィン+保持解放機構追加。
小計	3,395	
<b>ミッションモジュール</b>		
MDP(汎用SpWIFコンピュータ)		
SpWルータ	115	
干渉計モジュール	410	BBM、EM製作前提。開発試験、性能試験含む。
試験マスモジュール	650	2台
安定化レーザー光源	325	BBM、EM製作前提。開発試験、性能試験含む。
ミッション制御モジュール	250	IFO、TM1、TM2、LAS、LS
イオンエンジン	200	計10台
イオンエンジン制御装置	220	
ミッション電源系	115	電気分配。バス系と同仕様。
ミッション熱制御	195	ヒーター制御、熱設計、熱計装。
ミッション構体、電気計装	475	機体設計、機体製作。
	2,955	
<b>ミッションサブシステム設計</b>		
サブシステム総合設計		
プロジェクト管理	200	
TTM試験	95	現場作業のほか、準備、解析も含む。
MTM試験	40	現場作業(準備、解析は機体設計に含む)。
ミッションサブシステム総合試験	20	ミッションモジュールFMの環境試験はシステム総合試験で行う。
小計	355	
<b>システム、システム試験、射場</b>		
システム設計、プロジェクト管理		SEMP対応。
バスサブシステム設計	640	
一噛み試験	45	
総合試験	230	
射場作業	70	充填推奨は含まず。
初期運用衛星作業	20	40日間、局運用コストは含まず。
小計	1,005	
<b>地上系、その他</b>		
衛星運用	200	1年間、データ記録、解析も含む。
DPF試験用地上系	370	システム試験
DPF運用ソフト	70	
プロジェクト管理	150	ISAS、大学
小計	790	
<b>総合計</b>	<b>8,500</b>	<b>単位：百万円（10%税込）</b>

図 5.2: DPF のコスト見積もり (2014 年ミッション提案当時)。

## 第6章 主な発表論文・講演・主催会議

< 学位論文 >

(博士論文)

- [1] 磯山 総一郎, Radiation reaction to the motion of a point particle in Kerr spacetime (2014 年度, 京都大学).
- [2] 穀山 渉, Spaceborne Rotating Torsion-Bar Antenna for Low-Frequency Gravitational-Wave Observations (2012 年度, 東京大学).
- [3] 八木 絢外, Probing Alternative Theories of Gravity with Binary Gravitational Waves (2012 年度, 京都大学).

(修士論文)

- [4] 末正 有, 宇宙型重力波検出器のための周波数・強度安定化光源の開発 (2015 年, 電気通信大学).
- [5] 奥富 弘基, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO に向けたレーザー干渉計モジュールの地上制御試験 (2014 年度, 総研大).
- [6] 本間 彰, フォーメーションフライトシミュレータの開発 (2011 年度, 法政大学).
- [7] Chen Dan, 小型重力波観測衛星 DECIGO Pathfinder 用試験マス制御系の開発 (2011 年度, 東京大学).
- [8] 江尻 悠美子, 小型重力波観測衛星 DECIGO Pathfinder 用試験マス非接触制御機構の開発 (2010 年度, お茶の水女子大学).
- [9] 鈴木 理恵子, 小型重力波観測衛星 DECIGO pathfinder 用試験マスモジュールの構造解析 (2010 年度, お茶の水女子大学).
- [10] 堀内 慎也, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO Pathfinder 用光源の開発 (2010 年度, 電気通信大学).
- [11] 若林野花, スペース重力波アンテナ DECIGO のための DECIGO Pathfinder 用試験マスモジュールの開発 (2009 年度, お茶の水女子大学).
- [12] 中村 真大, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO の周波数安定化光源の開発 (2009 年度, 電気通信大学).
- [13] 八木絢外, 宇宙重力波干渉計による Brans-Dicke 理論への制限 (2009 年度, 京都大学).
- [14] 穀山 渉, 衛星搭載用ねじれ型重力波検出器の開発 (2008 年度, 東京大学).
- [15] 徳田 充, 宇宙空間レーザー干渉計型重力波検出器 DECIGO における連星合体信号の抽出シミュレーション (2007 年度, 大阪市立大学).
- [16] 高橋 走, 宇宙重力波検出器用レーザー光源の光ファイバーを用いた安定化 (2007 年度, 東京大学).

(卒業論文)

- [17] 松本侑己, デジタル干渉計を用いた衛星間測距シミュレータの開発 (2015 年度, 法政大学).
- [18] 染谷 望, インフレーション起源の背景重力波 (2015 年度, 法政大学).
- [19] 野々村 拓也, 捻じれ振り子を用いた微小推力雑音計測のためのスラストスタンドの開発 (2015 年度, 法政大学).

- [20] 村越萌, pre-DECIGO の軌道計算 (2015 年度, 法政大学).
- [21] 下奥 あゆ美, Pre-DECIGO 光源用 Yb Fiber DFB レーザーの高周波域強度安定化 (2015 年度, 電気通信大学).
- [22] 久保 海, 捻じれ振り子を用いた微小推力雑音計測のためのスラストスタンドの開発 (2014 年度, 法政大学).
- [23] 吉田 祐人, 捻じれ振り子を用いた微小推力雑音計測のためのスラストスタンドの開発 (2014 年度, 法政大学).
- [24] 二階堂 瑞希, 小型重力波観測衛星 DECIGO の地上試験機の開発 (2013 年度, お茶の水女子大学).
- [25] 小森 健太郎, ファイバー干渉計の感度測定 (2013 年度, 東京大学).
- [26] 桑原 祐也, ファイバー干渉計の感度測定 (2013 年度, 東京大学).
- [27] 末正 有, 宇宙重力波検出器 DPF のための周波数安定化光源 (2012 年度, 電気通信大学).
- [28] 加納 尚樹, FPGA を用いた安定化レーザー自動制御システム (2012 年度, 電気通信大学).
- [29] 春日 恵美, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO Pathfinder のキャビティーの開発 (2012 年度, お茶の水女子大学).
- [30] 斎藤 那菜, 小型重力波観測衛星 DECIGO Pathfinder の高感度センサーの開発 (2011 年度, お茶の水女子大学).
- [31] 中澤 慧, 衛星搭載用高安定化レーザーの開発 (2011 年度, 電気通信大学).
- [32] 権藤 里奈, スペース重力波アンテナ DECIGO Pathfinder の試験マスモジュールの開発 (2010 年度, お茶の水女子大学).
- [33] 佐久美 太雅, 2次元平面におけるドラッグフリー制御 (2010 年度, 法政大学).
- [34] 道村 唯太, DPF における試験マスモジュールの3自由度デジタル制御 (2009 年度, 東京大学).
- [35] 正田 亜八香, DECIGO pathfinder における試験マスモジュールの制御実験 (2009 年度, 東京大学).
- [36] 樋口 大輝, 二質点系のドラッグフリー制御 (2009 年度, 法政大学).
- [37] 本間 彰, 2次元平面上でのドラッグフリー制御 (2009 年度, 法政大学).
- [38] 樋口 亜希子, フォームーションフライト (2009 年度, 法政大学).
- [39] 堀内 慎也, 人工衛星搭載用周波数安定化レーザーの開発 (2008 年度, 電気通信大学).
- [40] 澤木 了, 気球実験用小型加速度計のアナログ制御 (2007 年度, 東京大学).
- [41] 野海 俊文, SWIM を用いた超小型重力波検出器開発に向けた基礎実験 (2007 年度, 東京大学).
- [42] 中村 真大, ヨウ素の 515nm 吸収帯を用いた Yb:YAG レーザーの周波数安定化 (2007 年度, 電気通信大学).

< 原著論文・解説記事 >

- [43] T. Nakamura, et al., Pre-DECIGO can get the smoking gun to decide the astrophysical or cosmological origin of GW150914-like binary black holes, Prog. Theor. Exp. Phys. 093E01 (2016).
- [44] S. Kuroyanagi, Reheating signature in the gravitational wave spectrum from self-ordering scalar fields, Journal of Cosmology and Astroparticle Physics 2, 023 (2016).
- [45] M. Kakizaki, et al., Gravitational waves as a probe of extended scalar sectors with the first order electroweak phase transition, Phys. Rev. D 92, 115007 (2016).

- [46] Remya Nair, Sanjay Jhingan, and Takahiro Tanaka, Synergy between ground and space based gravitational wave detectors for estimation of binary coalescence parameters, *PTEP*, 5, 053E01 (2016).
- [47] K. Okutomi, et al., Residual Gas Noise in the Test-mass Module for DECIGO Pathfinder *Journal of Physics Conference Series* 610, 012040 (2015).
- [48] S. Kuroyanagi, et al., Implications of the B-mode polarization measurement for direct detection of inflationary gravitational waves, *Phys. Rev. D* 90, 063513 (2014).
- [49] Kimitake Hayasaki, Kent Yagi, Takahiro Tanaka, and Shin Mineshige, Gravitational wave diagnosis of a circumbinary disk, *Phys. Rev. D* 87, 044051 (2013).
- [50] Kent Yagi, Leo C. Stein, Nicolas Yunes, and Takahiro Tanaka, Isolated and Binary Neutron Stars in Dynamical Chern-Simons Gravity, *Phys. Rev. D*, 87 084058 (2013). Erratum: *Phys. Rev. D*, 93, 089909 (2016).
- [51] Soichiro Isoyama, Ryuichi Fujita, Norichika Sago, Hideyuki Tagoshi, and Takahiro Tanaka, Impact of the second-order self-forces on the dephasing of the gravitational waves from quasi-circular extreme mass-ratio inspirals, *Phys. Rev. D* 87, 024010 (2013).
- [52] M. Ando, et al., DECIGO Pathfinder, *Int. J. Mod. Phys. 22*, 1341002 (2013).
- [53] K. Yagi, Scientific Potential of DECIGO Pathfinder and Testing GR with Space-Based Gravitational Wave Interferometers, *Int. J. Mod. Phys. 22*, 1341013 (2013).
- [54] 瀬戸直樹, 八木絢外, 安東正樹, 宇宙レーザー干渉計が切り拓く重力波天文学, *日本物理学会誌* 68, 38 (2013).
- [55] Kent Yagi, Leo C. Stein, Nicola's Yunes, and Takahiro Tanaka, Post-Newtonian, Quasi-Circular Binary Inspirals in Quadratic Modified Gravity, *Phys. Rev. D* 85, 064022 (2012), Erratum: *Phys. Rev. D* 93, 029902 (2016).
- [56] Kent Yagi, Nicolas Yunes, Takahiro Tanaka, Gravitational Waves from Quasi-Circular Black Hole Binaries in Dynamical Chern-Simons Gravity, *Phys. Rev. Lett.* 109, 251105 (2012) , Erratum: *Phys. Rev. Lett.* 116, 169902 (2016).
- [57] L. Alabidi, et al., Observable spectra of induced gravitational waves from inflation, *J. Cosmology and Astroparticle Phys.* 9 ,017 (2012).
- [58] K. Yagi, Gravitational wave observations of galactic intermediate-mass black hole binaries with DECIGO path finder, *Class. Quantum Grav.* 29, 075005 (2012).
- [59] K. Yagi, et al., Direct measurement of the positive acceleration of the universe and testing inhomogeneous models under gravitational wave cosmology, *J. Cosmology and Astroparticle Phys.* 4, 031 (2012).
- [60] A. Nishizawa, et al., Cosmology with space-based gravitational-wave detectors: Dark energy and primordial gravitational waves, *Phys. Rev. D* 85, 044047 (2012).
- [61] A. Nishizawa, et al., Gravitational-wave standard siren without redshift identification, *Journal of Physics Conference Series* 363, 012052 (2012).
- [62] K. Yagi, et al., Probing the Inhomogeneous Universe with Gravitational Wave Cosmology, *Journal of Physics Conference Series* 363, 012056 (2012).
- [63] Atsushi Nishizawa, Kent Yagi, Atsushi Taruya, and Takahiro Tanaka, Cosmology with space-based gravitational-wave detectors — dark energy and primordial gravitational waves — *Phys. Rev. D* 85, 044047 (2012).
- [64] T. Suyama, et al., Temporal enhancement of super-horizon curvature perturbations from decays, of two curvatons and its cosmological consequences, *Phys. Rev. D* 84, 083511 (2011).
- [65] S. Kawamura, et al., The Japanese space gravitational wave antenna: DECIGO, *Class. Quantum Grav.* 28, 094011 (2011).

- [66] A. Nishizawa, et al., Tracing the redshift evolution of Hubble parameter with gravitational-wave standard sirens, *Phys. Rev. D* 83, 084045 (2011).
- [67] K. Yagi, et al., Probing the size of extra dimensions with gravitational wave astronomy, *Phys. Rev. D* 83, 084036 (2011).
- [68] S. Kuroyanagi, et al., Prospects for direct detection of inflationary gravitational waves by next generation interferometric detectors, *Phys. Rev. D* 83, 044011 (2011).
- [69] K. Yagi, et al., Detector configuration of DECIGO/BBO and identification of cosmological neutron-star binaries, *Phys. Rev. D* 83, 044011 (2011).
- [70] Kent Yagi, and Takahiro Tanaka, Constraining alternative theories of gravity by gravitational waves from precessing eccentric compact binaries with LISA, *Phys. Rev. D* 81 064008 (2010), Erratum: *Phys. Rev. D* 81 109902 (2010).
- [71] Kent Yagi, and Takahiro Tanaka, DECIGO/BBO as a probe to constrain alternative theories of gravity, *Prog. Theor. Phys.* 123, 1069-1078 (2010).
- [72] T. Kobayashi, et al., Inflation Driven by the Galileon Field, *Phys. Rev. Lett.* 105, 231302 (2010).
- [73] K. Yagi, et al., DECIGO/BBO as a Probe to Constrain Alternative Theories of Gravity, *Progress of Theoretical Physics* 123, 1069 (2010).
- [74] A. Nishizawa, et al., Cosmological test of gravity with polarizations of stochastic gravitational waves around 0.1-1 Hz, *Phys. Rev. D* 81, 103009 (2010).
- [75] M. Ando, et al., DECIGO and DECIGO pathfinder, *Class. Quantum Grav.* 27, 084010 (2010).
- [76] S. Sato, et al., Test-mass module for DECIGO Pathfinder, *Journal of Physics Conference Series*, 228, 012046 (2010).
- [77] Y. Wakabayashi, et al., Structural design and analysis of test mass module for DECIGO Pathfinder, *Journal of Physics Conference Series*, 228, 012047 (2010).
- [78] 安東 正樹 他, はじめての宇宙実験 超小型重力波検出器 SWIM $_{\mu\nu}$ , *日本物理学会誌* 12 (2010) 65
- [79] N. Seto, Demagnified gravitational waves from cosmological double neutron stars and gravitational wave foreground cleaning around 1 Hz, *Phys. Rev. D.* 80, 103001 (2009).
- [80] M. Ando, et al., DECIGO pathfinder, *Class. Quantum Grav.* 26, 094019 (2009).
- [81] N. Seto, Non-Gaussianity test for discriminating gravitational wave backgrounds around 0.1-1 Hz, *Ap. J. Lett.* 683, L95-L98, (2008).
- [82] K. Nakayama, et al., Probing the reheating temperature of the universe with a gravitational wave background, *Journal of Cosmology and Astroparticle Physics* 6, 020 (2008).
- [83] K. Nakayama, et al., Space-based gravitational-wave detectors can determine the thermal history of the early Universe, *Phys. Rev. D* 77, 124001 (2008).
- [84] J. Yokoyama, Probing the early Universe with multichannel observations, *AIP Conference Proceedings* 1040, 23 (2008).
- [85] Y. Suwa, et al., Gravitational wave background from population III stars, *AIP Conference Proceedings* 990, 142-144 (2008).
- [86] K. Nakayama, et al., Gravitational wave background as a probe of reheating temperature of the Universe, *AIP Conference Proceedings* 1078, 515 (2008).
- [87] N. Seto, Detecting Planets around Compact Binaries with Gravitational Wave Detectors in Space, *ApJ.* 677, L55 (2008).
- [88] M. Ando, et al., DECIGO Pathfinder, *Journal of Physics Conference Series* 120, 032005 (2008).

- [89] S. Kawamura, et al., The Japanese Space Gravitational Wave Antenna; DECIGO, Journal of Physics Conference Series 120, 032004 (2008).
- [90] 穀山 渉、安東 正樹, 衛星搭載用超小型重力波検出器とその微小重力環境による動作実証試験, JASMA 日本マイクロ重力ティ応用学会誌 Vol. 26, No. 1, 2008.
- [91] Katsuhiko Ganz, Wataru Hikida, Hiroyuki Nakano, Norichika Sago, and Takahiro Tanaka, Adiabatic Evolution of Three ‘Constants’ of Motion for Greatly Inclined Orbits in Kerr Space-time Prog. Theor. Phys. 117, 1041-1066 (2007).
- [92] Y. Suwa, et al., Gravitational wave background from Population III stars, Ap. J. 656, 879 (2007).
- [93] Hiroyuki Nakano and Kunihito Ioka, Second-order quasinormal mode of the Schwarzschild black hole, Physical Review D, 76, 084007 (2007).
- [94] N. Seto, Quest for circular polarization of a gravitational wave background and orbits of laser interferometers in space, Phys. Rev. D. 75, 061302 (2007).
- [95] Kunihito Ioka and Hiroyuki Nakano, Second- and higher-order quasinormal modes in binary black-hole mergers Physical Review D, 76, 061503 [5p] (2007).
- [96] S. Kawamura, et al., The Japanese space gravitational wave antenna - DECIGO, Class. Quantum Grav. 23, S125-S131 (2006).

< 国際学術講演 >

**(2016 年度)**

- [97] S. Sato, The status of DECIGO, 11th International LISA Symposium (5-9, September 2016, University of Zurich, Switzerland).
- [98] Suemasa Aru, Developments of highly-stabilised lasers for DECIGO/Pre-DECIGO, 11th International LISA Symposium (5-9, September 2016, University of Zurich, Switzerland).
- [99] Seto Naoki, Prospects of eLISA for Detecting Galactic and extra-Galactic Binary Black Holes, 11th International LISA Symposium (5-9, September 2016, University of Zurich, Switzerland).
- [100] M. Ando, Space Gravitational-Wave Antenna: DECIGO and Pre-DECIGO, GWPAW2016 (June 15th, 2016, Cape Cod, Massachusetts, USA).

**(2015 年度)**

- [101] M. Ando, KAGRA and Pre-DECIGO, ANU CGP Group Seminar (March 1st 2016, Australian National University, Canberra).
- [102] M. Ando, Possibility of contribution to ESA L3 from Japan, ESA L3 GOAT#5 (September 17th, 2015, Noordijk, NL).
- [103] M. Ando, Space Gravitational-Wave Antenna: DECIGO and Pre-DECIGO, GWPAW2015 (June 19th, 2015, INTEX-Osaka, Osaka).

**(2014 年度)**

- [104] Mitsuru Musha, Japanese space gravitational wave antenna DECIGO and DPF, International Conference on Space Optics (ICSO 2014) (Oct 6th, 2014, Tenerife, Spain).
- [105] Aru Suemasa, Highly frequency-stabilized laser for space gravitational wave detector DECIGO/DPF, International Conference on Space Optics (ICSO 2014) (Oct 6th, 2014, Tenerife, Spain).
- [106] Masaki Ando, DECIGO: Space Gravitational-wave Antenna, RESCEU APCosPA Summer School on Cosmology and Particle Astrophysics (August 3rd, 2014, Matsumoto).

- [107] Shuichi Sato, Status of DECIGO, GWADW 2014 (25-30 May, 2014, Takayama).
- [108] Masaki Ando, DECIGO and DECIGO Pathfinder, 10th International LISA Symposium (May 19th, 2014, Florida, USA).
- [109] Koki Okutomi, Development of Inertial Sensor for DECIGO Pathfinder, 10th International LISA Symposium (May 19th, 2014, Florida, USA).
- [110] Naoki Seto, Highly Eccentric Kozai Mechanism and Gravitational-Wave Observation for Neutron Star Binaries, 10th International LISA Symposium (May 19th, 2014, Florida, USA).

**(2013 年度)**

- [111] T.Akutsu et al. DECIGO and DECIGO Pathfinder, Amaldi10 (July 7-13 2013, Warsaw, Poland).

**(2012 年度)**

- [112] Masaki Ando, DECIGO, Gravitational Waves: New Frontier (Jan. 16-18, 2013, Seoul National University, Korea).
- [113] M.Musha 'Developments of a space-borne stabilized laser for DECIGO and DPF', ICSO/ICSOS2012 (2012.10.9 Adjaccio Frane).
- [114] Masaki Ando, Space Gravitational-wave observatory: DECIGO, The Fifth International ASTROD Symposium (July 12, 2012, Raman Research Institute, India).
- [115] Tomotada Akutsu, 'DECIGO and DECIGO Pathfinder', 9th LISA Symposium (May 21-25, 2012, Paris, France).
- [116] Dan Chen, 'Development of the inertial sensor for DECIGO pathfinder', 9th LISA Symposium (May 21-25, 2012, Paris, France).
- [117] Shuichi Sato, 'DECIGO and DECIGO Pathfinder', GWADW2012 (May 21-25, 2012, Paris, France).

**(2011 年度)**

- [118] Masaki Ando, et al., Asian Winter School on Strings, Particles, and Cosmology (January 17, 2012, Kusatsu, Gunma)
- [119] Funaki, I., Nakayama, Y., Horisawa, H., Ando, M., Micro-thruster Options for the Japanese Space Gravitational Wave Observatory Missions, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-308, (Wiesbaden, Germany, Sept. 2011).
- [120] Yonamine, H., Hagiwara, K., Horisawa, H., Oshio, Y., Satou, H., and Funaki, I., Experimental Investigation on C Microthruster, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-320, (Wiesbaden, Germany, Sept. 2011).
- [121] Takashi Hasegawa, et al., Simulations of Recovery of Time-Varying Gravity from DECIGO Pathfinder, Amaldi-9 and NRDA-2011 Conferences (2011.07.11 Newport, United Kingdom).
- [122] Masaki Ando, et al., DECIGO and DECIGO Pathfinder, Amaldi9 Conference, (Cardiff, U.K. July 2011).
- [123] Kent Yagi, et al., PROBING THE INHOMOGENEOUS UNIVERSE WITH GW COSMOLOGY, Amaldi9 Conference, (Cardiff, U.K. July 2011).
- [124] Dan Chen, et al., Development of the inertial sensor for DECIGO Pathfinder, Amaldi9 Conference, (Cardiff, U.K. July 2011).
- [125] Tomotada Akutsu, et al., Ground testing of inertial sensors for DECIGO Pathfinder, Amaldi9 Conference, (Cardiff, U.K. July 2011).

- [126] Tomotada Akutsu, et al., DECIGO and DECIGO Pathfinder, GWAWD2011, (Elba, Italy, May 2011).

(2010 年度)

- [127] Tomotada Akutsu, et al., DECIGO and DECIGO Pathfinder, GR19 (2010.07.06 Mexico city, Mexico).
- [128] Masaki Ando, et al., Satellite Design of DECIGO Pathfinder, 8th International LISA Symposium (2010.07.01 California, USA).
- [129] Yuta Michimura, et al., Development of the interferometer module for DECIGO Pathfinder, 8th International LISA Symposium (2010.06.28 California, USA).
- [130] Shuichi Sato, et al., 8th International LISA Symposium (2010.06.28 California, USA).
- [131] Seiji Kawamura, et al., The Japanese Space Gravitational Wave Antenna: DECIGO, 8th International LISA Symposium (2010.06.28 California, USA).
- [132] Ayaka Shoda, et al., Sensitivity Estimates for the Observation of the Earth's gravity field by DECIGO Pathfinder, 8th International LISA Symposium (2010.06.28 California, USA).
- [133] Wataru Kokuyama, et al., In-orbit operation of a compact torsion-bar gravitational wave detector: SWIM $_{\mu\nu}$ , 8th International LISA Symposium (2010.06.28 California, USA).
- [134] Masaki Ando, et al., Space Gravitational-Wave Antenna DECIGO, GWADW2010 (2010.05.20 Kyoto, Japan).

(2009 年度)

- [135] Masaki Ando, Seiji Kawamura, Takashi Nakamura, Kimio Tsubono, Takahiro Tanaka *et al.*, DECIGO and Pathfinder Missions, KEK Theory Center Cosmophysics Group Workshop (November 11, 2009, Tskuba, Ibaraki).
- [136] Masaki Ando, Seiji Kawamura, Shuichi Sato, Takashi Nakamura, Kimio Tsubono *et al.*, and the DECIGO working group, *DECIGO: the Japanese Space Gravitational Wave Antenna*, 27th International Symposium on Space Technology and Science (July 9, 2009, Tsukuba, Ibaraki).
- [137] Masaki Ando, Seiji Kawamura, Takashi Nakamura, Kimio Tsubono, Takahiro Tanaka *et al.*, DECIGO and Pathfinder Missions, 8th Edoardo Amaldi Conference on Gravitational Waves (June 24, 2009, New York, USA).
- [138] Masaki Ando, Seiji Kawamura, Takashi Nakamura, Kimio Tsubono, Takahiro Tanaka *et al.*, DECIGO, the 58th Fujihara Seminar (May 29, 2009, Shonan Village Center, Kanagawa).

(2008 年度)

- [139] Masaki Ando, *et al.*, DECIGO Pathfinder, 1st International LISA-DECIGO Workshop (November 12-13, 2008, JAXA/ISAS, Sagamihara, Japan).
- [140] Kunihito Ioka, Second-order quasinormalmodes and distances to ringing black holes, 1st International LISA-DECIGO Workshop (November 12-13, 2008, JAXA/ISAS, Sagamihara, Japan).
- [141] 7th International LISA Symposium (16-20 June, 2008, Barcelona, Spain) 関連 2 講演 (M.Ando, S.Sato)
- [142] K.Numata, From Quantum to Cosmos III : Fundamental Physics in Space for the Next Decade (July 6-10, 2008, Airline Center, Virginia, USA).

(2007 年度)

- [143] Masaki Ando, Gravitational-wave experiments, Accelerators in the Universe (March 13, 2008, KEK, Tsukuba).



- [144] Masaki Ando and DECIGO Pathfinder working Group, DECIGO Pathfinder, International Conference on Topics in Astroparticle and Underground Physics (Sept. 11, 2007, Sendai, Japan).

(2006 年度)

- [145] Kunihito Ioka, Second-Order Quasi-Normal Mode of the Schwarzschild Black Hole, The 16th Workshop on General Relativity and Gravitation (JGRG16), (Niigata, Japan, 11/27-12/1, 2006).

< 国内学術講演 >

(2016 年度)

- [146] 日本物理学会 2016 年秋季大会 (2016 年 9 月 24 日, 宮崎大学, 宮崎), 口頭発表 5 件.  
[147] 安東 正樹, 重力波望遠鏡の現状と展望, 日本天文学会 2016 年秋季年会 (2016 年 9 月 16 日, 愛媛大学, 愛媛).

(2015 年度)

- [148] 日本物理学会 第 71 回年次大会 (2016 年 3 月 21 日, 東北学院大学, 仙台), 口頭発表 5 件.  
[149] 安東正樹, 宇宙重力波望遠鏡 Pre-DECIGO, JGWC 総会 (2016 年 3 月 10 日, 大阪市立大学).  
[150] 安東 正樹, 宇宙重力波望遠鏡 Pre-DECIGO, CRC 将来計画タウンミーティング (2016 年 2 月 11 日, 東京大学 宇宙線研究所).  
[151] 安東 正樹, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO と Pre-DECIGO, 第 16 回 宇宙科学シンポジウム (2016 年 1 月 7 日, 宇宙科学研究所).  
[152] 安東 正樹, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO / Pre-DECIGO, CRC 将来計画タウンミーティング (2015 年 12 月 21 日, 東京大学 柏キャンパス).  
[153] 日本物理学会 2015 年秋季大会 (2015 年 9 月 28 日, 大阪市立大学), 口頭発表 4 件.

(2014 年度)

- [154] 安東 正樹, DECIGO / DPF, CRC 将来計画タウンミーティング (2015 年 1 月, 東京大学 宇宙線研究所).  
[155] 末正 有, 中川賢一, 武者満, 宇宙重力波検出器用周波数安定化レーザーの開発, 第 15 回 宇宙科学シンポジウム (2015 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所).  
[156] 佐藤 修一 他, 衛星機体制御のためのスラスト精密制御システムの開発, 第 15 回 宇宙科学シンポジウム (2015 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所).  
[157] 奥富 弘基 他, DECIGO に向けた宇宙レーザー干渉計の開発, 第 58 回 宇宙科学技術連合講演会 (2014 年 11 月, 長崎).  
[158] 末正 有 他, 宇宙重力波検出器用周波数安定化レーザーの開発, 第 58 回 宇宙科学技術連合講演会 (2014 年 11 月, 長崎).  
[159] 日本物理学会 秋季大会 (2014 年 9 月, 佐賀大), 口頭発表 4 件 (安東, 阿久津, 奥富, 佐藤).  
[160] 安東 正樹, レーザー干渉計による原始重力波観測, 原始重力波シンポジウム 日本物理学会 2014 年秋季大会 (2014 年 9 月, 佐賀大学).  
[161] 末正 有, 他, 宇宙重力波検出器 DPF のための周波数安定化光源, 第 75 回 応用物理学会 秋季学術講演会 (2014 年 9 月北海道大).  
[162] 安東 正樹, DECIGO/DPF, CRC タウンミーティング (2014 年 7 月 12 日, 名古屋大学).

[163] 安東 正樹, 重力波でさぐる宇宙, 第3回 自然科学研究機構 機構長プレス懇談会 (2014年4月, 虎ノ門).

(2013年度)

[164] 日本物理学会 第69回年次大会 (2014年3月, 東海大) 口頭発表5件 (瀬戸, 阿久津, 奥富, 佐藤, 末正).

[165] 安東 正樹, DECIGO Pathfinder, CRC 将来計画タウンミーティング (2014年3月14日, 東京大学 宇宙線研究所)

[166] 安東 正樹 他, 小型重力波観測衛星 DECIGO パスファインダー, イプシロン搭載宇宙科学ミッション・シンポジウム (2014年1月24日, 東京大学).

[167] 安東 正樹 他, 小型重力波観測衛星 DPF, 第14回 宇宙科学シンポジウム P2-78 (2014年1月, 相模原).

[168] 佐藤 修一 他, DPF 衛星のドラッグフリー制御, 第14回 宇宙科学シンポジウム P2-79 (2014年1月, 相模原).

[169] 末正 有, 武者満, DPF 用周波数安定化光源の開発, 第14回 宇宙科学シンポジウム P2-80 (2014年1月, 相模原).

[170] 阿久津 智忠 他, DECIGO Pathfinder (DPF) の干渉計部および信号取得系の開発, 宇宙科学シンポジウム P2-81 (2014年1月).

[171] 奥富 弘基 他, DPF の試験マスモジュールの開発, 第14回宇宙科学シンポジウム P2-82 (2014年1月, 相模原).

[172] 船木 一幸 他, DPF ミッションスラストの研究開発状況, 第14回 宇宙科学シンポジウム P2-83, (2014年1月, 相模原).

[173] 東浦 孝典 他, DPF のための $\mu$ N級スラストスタンドの開発, 第14回 宇宙科学シンポジウム, P2-84 (2014年1月9-10日, 相模原).

[174] 佐藤 修一 他, 小型重力波観測衛星 DPF のためのドラッグフリー制御, 宇宙科学技術連合 (2013年10月, 米子).

[175] 阿久津 智忠 他, 小型重力波観測衛星 DPF の干渉計部の開発, 宇宙科学技術連合 (2013年10月, 米子).

[176] 奥富 弘基, 阿久津智忠 他, 小型重力波観測衛星 DPF の試験マスモジュールの開発, 宇宙科学技術連合 (2013年10月, 米子).

[177] 武者 満 他, 小型重力波観測衛星 DPF 用の周波数安定化レーザー, 宇宙科学技術連合 (2013年10月, 米子).

[178] 日本物理学会 (2013年9月, 高知大学), 口頭発表6件 (安東, 武者, 阿久津, 奥富, 佐藤, 東浦)

[179] 阿久津 智忠 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 (27), 日本天文学会 (2013年9月, 東北大学).

[180] 安東 正樹 他, 低周波数重力波の探査, 第13回 RESCEU サマースクール (2013年7月26日, 蔵王, 山形).

(2012年度)

[181] 日本物理学会 第68回年会 (2013年3月27日, 広島大学), 口頭発表4件 (末正有, 佐藤修一, 阿久津智忠, 西澤篤志).

[182] 安東 正樹, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画, 日本天文学会 2013年春季年会 (2013年3月21日, 埼玉大学).

[183] ポスター発表6件: 安東正樹, 末正有, 佐藤修一, 阿久津智忠, 正田亜八香, 船木一幸, 宇宙科学シンポジウム (2013年1月7-8日, 宇宙科学研究所).

- [184] 日本物理学会 2012 年秋季大会 (2012 年 9 月 11 日, 京都産業大学), 口頭発表 6 件 (安東正樹, 瀬戸直樹, 武者満, 佐藤修一, 阿久津智忠, 榎藤里奈).
- [185] 安東 正樹 他, 第 3 回 小型科学衛星シンポジウム (2012 年 3 月 8 日, 宇宙科学研究所).
- [186] 安東 正樹, 小型重力波観測衛星 DPF による精密計測・ドラッグフリー制御実証, 第 56 回 宇宙科学技術連合講演会 (2012 年 11 月 20 日, 別府国際コンベンションセンター, 大分).
- [187] 武者 満, 小型重力波観測衛星 DPF のための周波数安定化光源の開発, 宇宙科学技術連合講演会 (2012.11.20 別府国際コンベンションセンター).

## (2011 年度)

- [188] 日本物理学会 第 67 回年会 (2012 年 3 月 24 日, 関西学院大学), 口頭発表 8 件 (安東正樹, 八木 絢外, 佐藤修一, 阿久津智忠, 陳たん, 榎藤里奈, 穀山渉, 岡田健志)
- [189] 阿久津 智忠 他, 日本天文学会 (2012 年 3 月 21 日, 龍谷大学)
- [190] 安東 正樹 他, 第 2 回 小型科学衛星シンポジウム (2012 年 3 月 7 日, 宇宙科学研究所)
- [191] 長谷川 崇, 他, DECIGO Pathfinder による地球重力場観測のシミュレーション, 第 2 回 小型科学衛星シンポジウム, P17, (相模原, 2012 年 3 月).
- [192] 長谷川 崇, 他, DECIGO Pathfinder による地球重力場観測のシミュレーション, 第 12 回宇宙科学シンポジウム, P4-326, (相模原, 2012 年 1 月).
- [193] 安東正樹 他, 第 24 回 理論懇シンポジウム「理論天文学・宇宙物理学の革新」(2011 年 11 月 7 日, 国立天文台)
- [194] 長谷川 崇, 他, 小型重力波観測衛星 DECIGO Pathfinder による地球重力場観測のシミュレーション, 日本測地学会 第 116 回講演会, 13, 高山, 2011 年 10 月.
- [195] 日本物理学会 2011 年秋季大会 (2011 年 9 月 17 日, 弘前大学), 口頭発表 8 件 (安東 正樹, 西澤 篤史, 八木 絢外, 武者 満, 佐藤 修一, 阿久津 智忠, 陳 たん, 岡田 健志).
- [196] 安東 正樹 他, 小型衛星による実証シンポジウム (2011 年 9 月 7 日, 学術総合センター ーツ橋 記念講堂)
- [197] 安東 正樹 他, APCTP2011 (August 2, 2011, Pohang, Korea)
- [198] 萩原 啓司, 與那 嶺仁, 大塩 裕也, 佐藤 博紀, 堀澤 秀之, 船木 一幸, 微小推力測定システムの開発, 第 42 期年会講演会, B13, (東京, 2011 年 4 月).

## (2010 年度)

- [199] 與那 嶺仁, 堀澤 秀之, 船木 一幸, 微小推力測定装置の開発, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 1B03, (静岡, 2010 年 11 月).
- [200] 中山 宜典, 船木 一幸, 堀澤 秀之, FEED スラスタの重力波観測衛星への適用検討, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 1B06, 静岡, (2010 年 11 月).
- [201] 川村 静児, 他, スペース重力波アンテナ DECIGO, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 1I12, (静岡, 2010 年 11 月).
- [202] 安東 正樹, 他, DECIGO パスファインダーによる地球重力場観測, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 1I13, (静岡, 2010 年 11 月).
- [203] 武者 満, 他, DECIGO/DPF 用安定化光源の開発, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 3G10, (静岡, 2010 年 11 月).
- [204] 佐藤 修一, 他, 重力波観測衛星 DPF のための干渉計モジュールの開発, 第 54 回 宇宙科学技術連合講演会, 3G11, (静岡, 2010 年 11 月).

- [205] その他, 日本物理学会 23 件, 日本天文学会 4 件, 日本地球惑星科学連合大会 1 件宇宙科学シンポジウム 8 件 (うちポスター発表 7 件), 小型科学衛星シンポジウム 8 件 (うちポスター発表 7 件) その他国内シンポジウム 5 件.

(2009 年度)

- [206] 安東 正樹, 川村 静児, 佐藤 修一, 中村 卓史, 坪野 公夫, 新谷 昌人, 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 (15) パスファインダー, 日本天文学会 2010 年春季年会 (2010 年 3 月 27 日, 広島大学).
- [207] 安東 正樹, 川村 静児, 佐藤 修一, 中村 卓史, 坪野 公夫, 新谷 昌人, 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 (26) パスファインダー, 日本物理学会 第 65 回年会 (2010 年 3 月 21 日, 岡山大学 津島キャンパス).
- [208] 安東 正樹, 川村 静児, 佐藤 修一, 中村 卓史, 坪野 公夫, 新谷 昌人, 他, 小型重力波観測衛星 DPF と DECIGO, 第 10 回 宇宙科学シンポジウム (2010 年 1 月 8 日, 宇宙科学研究本部).
- [209] 安東 正樹, 川村 静児, 佐藤 修一, 中村 卓史, 坪野 公夫, 新谷 昌人, 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 (23) DECIGO パスファインダー, 日本物理学会 2009 年秋季大会 (2009 年 9 月 10 日, 甲南大学岡本キャンパス, 兵庫).
- [210] 安東 正樹 他 DECIGO グループ, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO と DPF, UNISEC 講演会 (2009 年 7 月 26 日, 東京大学).

(2008 年度)

- [211] 安東 正樹, 他, 超小型宇宙重力波検出器 SWIMmn, 2008 年度 中間発表会 (2009 年 03 月 17 日, 天体核研究室, 京都大学).
- [212] 学術会議シンポジウム 第二回天文学・宇宙物理学の展望 - 長期計画の策定に向けて - (2008 年 5 月 31 日, 6 月 1 日, 東京大学) 口頭発表 (川村)
- [213] 日本天文学会 2008 年秋季年会 (2008 年 9 月 11 日, 岡山理科大学) 口頭発表 (佐藤)
- [214] 日本物理学会 2008 年秋季大会 (2008 年 9 月 20-23 日 山形大学) 関連 5 講演 (安東、瀬戸、佐藤、穀山、武者)
- [215] 第 52 回 宇宙科学技術連合講演会 (2008 年 11 月 5-7 日 淡路夢舞台国際会議場) 口頭発表 (安東)
- [216] 宇宙科学シンポジウム (2009 年 1 月 6-7 日 宇宙科学研究本部) 口頭発表 (安東)
- [217] 宇宙光学システムと応用に関する国際会議 (ICSOS) (Feb. 5, 2009, Tokyo) 口頭発表 (S.Kawamura)
- [218] 日本天文学会 2009 年春季年会 (2009 年 3 月 24-27 日, 大阪府立大学) 口頭発表 (川村)
- [219] 日本物理学会 第 64 回年次大会 (2009 年 3 月 27-30 日 立教大学) 口頭発表 8 件 (川村、瀬戸、安東、佐藤、若林、長野、中村、穀山).

(2007 年度)

- [220] 安東 正樹 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 XIII (設計・計画・パスファインダー), 日本物理学会 第 63 回年次大会 (2008 年 3 月 25 日, 近畿大学, 大阪).
- [221] 安東 正樹, 他, 小型重力波観測衛星 DPF, 宇宙科学シンポジウム (2008 年 1 月 9 日, 宇宙科学研究本部).
- [222] 安東 正樹, 川村 静児, DECIGO ワーキンググループ: 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO, 低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会 (2007 年 11 月 2 日 東京国際フォーラム, 有楽町).
- [223] 安東 正樹, 他, 小型重力波観測衛星 (DPF) 合同研究発表会 (2007 年 11 月 2 日, JAXA 総合技術研究本部, 筑波).
- [224] 安東 正樹, 穀山 渉, BOV4 号機 中子系, BOV4 号機結果検討会 (2007 年 10 月 4 日).

- [225] 安東 正樹, 他, スペース重力波アンテナ DECIGO 計画 XII (パスファインダー) 日本物理学会 第 62 回年次大会 (2007 年 9 月 21 日, 北海道大学).
- [226] 安東 正樹, 他, 宇宙重力波望遠鏡 DECIGO, スペースウィーク 2007 フォーメーションフライトワークショップ (2007 年 6 月 26 日 JAXA 総合技術研究本部, 筑波).
- [227] 安東 正樹, 他, 宇宙実験実証プラットフォーム (SWIM) を用いた超小型重力波検出器の開発, 日本地球惑星科学連合 2007 年大会 (2007 年 5 月 23 日, 幕張メッセ 国際会議場, 幕張).
- [228] 安東 正樹, 他, 小型重力波検出器 DECIGO パスファインダー, 小型科学衛星 WG 第 1 回研究会 (2007 年 4 月 13 日 JAXA 宇宙科学研究本部, 相模原).

< 主な主催会議 >

- [229] 第 15 回 DECIGO ワークショップ (2016 年 11 月 5 日, 東京大学).
- [230] 第 14 回 DECIGO ワークショップ (2015 年 10 月 18 日, 京都大学).
- [231] 第 13 回 DECIGO ワークショップ (2014 年 10 月 25 日, 京都大学).
- [232] 第 12 回 DECIGO ワークショップ (2013 年 10 月 27 日, 東京大学).
- [233] 第 11 回 DECIGO ワークショップ (2012 年 11 月 27 日, 京都大学).
- [234] 第 10 回 DECIGO ワークショップ (2011 年 11 月 19 日, 京都大学).
- [235] 第 9 回 DECIGO ワークショップ (2010 年 11 月 25 日, 国立天文台).
- [236] 第 8 回 DECIGO ワークショップ (2010 年 6 月 14 日, 東京大学).
- [237] DECIGO Pathfinder サイエンス検討会 (2009 年 11 月 24 日, 東京大学).
- [238] 第 7 回 DECIGO ワークショップ (2009 年 4 月 24 日, 国立天文台).
- [239] 1st International LISA-DECIGO workshop (2008 年 11 月 12 日-13 日, ISAS/JAXA).
- [240] 第 6 回 DECIGO ワークショップ (2008 年 4 月 16 日, 国立天文台).
- [241] 第 5 回 DECIGO ワークショップ (2007 年 4 月 18 日 国立天文台).
- [242] スペース重力波アンテナ (DECIGO) WG 第 4 回ミーティング (2006 年 5 月 11 日 国立天文台).
- [243] 宇宙重力波干渉計検討会-小型衛星と DECIGO (2006 年 2 月 24 日 国立天文台).
- [244] スペース重力波アンテナ (DECIGO) WG 第 3 回ミーティング (2005 年 5 月 12 日, 国立天文台).
- [245] スペース重力波アンテナWG 第 2 回ミーティング (2003 年 5 月 12 日, 国立天文台).
- [246] スペース重力波アンテナWG 第 1 回ミーティング (2002 年 5 月 9 日, 国立天文台).

## 第7章 DPFワーキンググループメンバー

2014年にDPFミッション提案時に行った際のものを示す。

- DECIGO 運営委員  
阿久津智忠 (国立天文台)\*, 安東正樹 (副代表: DPF 主査)\*, 川村静児, 坪野公夫, 中澤知洋, 横山順一 (以上 東京大学), 井岡邦仁 (高エネルギー加速器研究機構), 佐藤 修一 (法政大)\*, 瀬戸直樹 (副代表: サイエンス検討)\*, 田中貴浩, 中村卓史 (DECIGO プロジェクト代表, 以上 京都大学), 高島健, 船木一幸 (以上 宇宙航空研究開発機構)\*, 沼田健司 (NASA Goddard Space Flight Center)\*,
- DPF ワーキンググループ全体  
安東正樹 (DPF WG 主査, 東京大学)
- DECIGO/DPF サイエンス検討  
瀬戸 直樹 (リーダー) 木内建太, 齊藤遼, 阪上雅昭, 佐合紀親, 佐々木節, 柴田大, 諏訪雄大, 祖谷元, 樽家篤史, 平松尚志, 中野寛之 (以上 京都大学), 青柳巧介, 西條統之, 前田恵一 (以上 早稲田大学), 浅田秀樹, 高橋龍一 (以上 弘前大学), 石原秀樹, 中尾憲一 (以上 大阪市立大学), 市来浄與, 杉山直, 柳哲文 (以上 名古屋大学), 井上開輝 (近畿大学), 榎基宏 (東京経済大学), 江里口良治, 谷口敬介, 向山信治, 横山順一 (以上 東京大学)\*, 大原謙一 (新潟大学), 黒柳幸子 (東京理科大学), 郡和範 (高エネルギー加速器研究機構), 小島康史 (広島大学), 固武慶 (福岡大学), 小林史歩 (Liverpool John Moores University), 真貝寿明 (大阪工業大学), 高橋慶太郎 (熊本大学), 高橋史宜 (東北大学大学院), 田代寛之 (アリゾナ大学), 千葉剛 (日本大学), 辻川信二 (東京理科大学), 中村康二 (国立天文台), 西澤篤志 (カリフォルニア工科大学), 原田知広 (立教大学), 姫本宣朗 (日本大学), 藤田龍一 (Istituto Superior Tecnico), 二間瀬敏史, 吉田至順 (以上 東北大学), 宮本雲平 (秋田県立大学), 森澤理之 (大阪経済法科大学), 八木絢外 (モンタナ州立大学),
- DPF 衛星システム検討  
佐藤 修一 (構造・ドラッグフリー部リーダー, 法政大), 阿久津智忠 (信号処理部リーダー, 国立天文台), 船木 一幸 (JAXA)\*, 河野 功 (宇宙航空研究開発機構)\*, 武者 満 (電気通信大学)\*,
- レーザー干渉計・試験マスモジュール・地球重力場観測  
佐藤 修一 (リーダー, 法政大)\*, 麻生洋一 (サブリーダー, 東京大学), 上田暁俊 (サブリーダー, 国立天文台),
  - 干渉計モジュール  
阿久津智忠 (リーダー, 国立天文台), 我妻一博 (National Institute for Subatomic Physics), 牛場崇文, 大橋正健, 黒田和明, 柴田和憲, 正田亜八香, 丹羽佳人, 松本伸之, 道村唯太, 宮川治, 三代木伸二, 山元一広 (以上 東京大学), 大石奈緒子, 岡田則夫, 高橋竜太郎, 福嶋美津広 (以上 国立天文台), 奥富弘基 (総合研究大学院大学), 川添史子 (Max-Planck-Institute for Gravitational Physics (Albert-Einstein-Institute)), 苔山圭以子 (ルイジアナ州立大学), 阪田紫帆里 (日本学生支援機構), 宗宮健太郎 (東京工業大学大学院),
  - 試験マスモジュール  
阿久津智忠 (リーダー, 国立天文台)\*, 石崎秀晴, 大淵喜之, 田中伸幸, 鳥居泰男 (以上 国立天文台), 陳たん (東京大学), 和泉究 (カリフォルニア工科大学), 穀山渉 (産業技術総合研究所),
  - 地球重力場観測  
新谷昌人, 高森昭光 (以上 東京大学),

- 安定化レーザー光源・周波数安定化  
武者 満, 植田憲一, 末正有 (以上 電気通信大学), 池上健, 洪鋒雷 (以上 産業技術総合研究所), 伊東宏之, 國森裕生, 豊嶋守生, 長野重夫, 細川瑞彦 (以上 情報通信研究機構), 大河正志 (新潟大学), 佐藤孝 (新潟大学), 沼田健司 (NASA Goddard Space Flight Center),
- 衛星システム・ドラッグフリー  
リーダー: 佐藤 修一 (法政大)\*, 石川毅彦, 歌島昌由, 河野功, 坂井真一郎 (以上 宇宙航空研究開発機構), 江口智士 (国立天文台), 森脇成典 (東京大学), 山川宏 (京都大学), 吉野泰造 (情報通信研究機構),
- ミッションスラスタ  
船木一幸 (リーダー, 宇宙航空研究開発機構), 小泉宏之 (東京大学), 中山宜典 (防衛大学校), 西山和孝 (宇宙航空研究開発機構), 堀澤秀之 (東海大学),
- データ解析  
神田展行 (リーダー, 大阪市立大学), 伊藤洋介 (東京大学), 高橋弘毅 (長岡技術科学大学), 田越秀行 (大阪大学), 常定芳基 (東京工業大学), 端山和大 (大阪市立大学),
- 重力波技術検討  
新井宏二 (カリフォルニア工科大学), 江尻悠美子, 権藤里奈, 鈴木理恵子, 西田恵里奈, 若林野花 (以上 お茶の水女子大学 卒), 岡田健志, 高橋走, 能見大河 (以上 東京大学 卒), 古在由秀 (国立天文台, 群馬県立ぐんま天文台 名誉台長), 藤本真克 (国立天文台 名誉教授), 山崎利孝 (国立天文台 OB),
- 宇宙技術支援  
戒崎俊一 (理化学研究所), 河島信樹 (近畿大学), 岸本直子 (摂南大学), 國中均, 橋本樹明, 松原英雄 (以上 宇宙航空研究開発機構), 高野忠 (日本大学・総合科学研究所), 中須賀真一 (東京大学), 平林久 (宇宙航空研究開発機構 名誉教授),

(\*\*\*) 印は, ミッション内での担当兼務を表す。