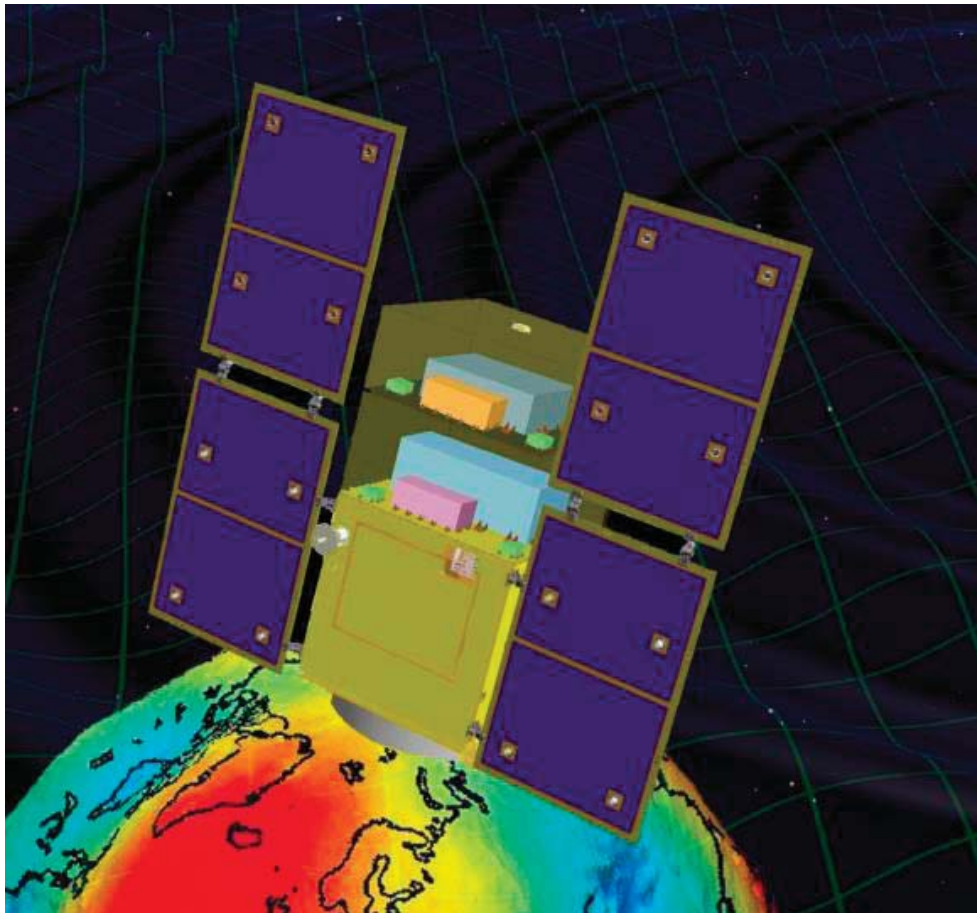


小型重力波観測衛星
DECIGO パスファインダー (DPF)
— ミッション提案書 —



DECIGO パスファインダー ワーキンググループ

2014年2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

2014 年 2 月 28 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。

本ミッション提案の概要

人類の科学の大きな目標のひとつは、宇宙の誕生の謎を解き明かすことであろう。これは、宇宙がどのように誕生・進化し、我々人類の存在につながっているのか、また、我々が存在する宇宙がどのような物理法則に支配されているのかを知りたいという、人類が持つ素朴で本質的な欲求と言えるだろう。その目的のため、微視的な観点からは、巨大加速器を用いて宇宙の始まりに近い高エネルギー状態を再現し、基礎物理法則を解き明かす実験研究が行われており、巨視的な観点からは、ガンバ線バーストや超新星爆発といった高エネルギー天体现象、銀河の大規模構造、宇宙マイクロ波背景放射などの宇宙の観測に基づく宇宙論研究が行われている。その中でも、宇宙マイクロ波背景放射 (CMB, Cosmic Microwave Background) は、宇宙誕生から約 38 万年後の姿が直接観測されたものである。その観測結果は、インフレーション理論を裏付け、宇宙年齢や宇宙のエネルギー組成などの宇宙論パラメータを精度良く与えるものになっている。その一方で、CMB より初期の宇宙では電磁波は散乱されて情報を失うため、我々が直接観測することは困難という限界もある。

そこで、重力波による観測が非常に大きな役割を果たすと考えられる。電磁波や他の粒子と比較して、重力波は物質との相互作用が小さく非常に透過力が強い。そのため、高エネルギー状態であった初期宇宙の情報を失うことなく我々に届けてくれるのである。このような宇宙背景重力波の直接観測は、宇宙が誕生した瞬間 (10^{-35} 秒後)・ビッグバン・相転移といった初期宇宙の歴史を解き明かす強力な手段になり得る。宇宙背景重力波の観測は、電磁波や他の観測手段では決して得ることができない知見を我々にもたらす可能性を持った、大きな科学的意義を持っている。

宇宙重力波望遠鏡 DECIGO (デサイゴ) は、この宇宙背景重力波の直接観測という大きな目的を持った計画である。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 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。しかし、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ると考えられており、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 の周波数帯に感度を持つものとして提案された。概念設計検討の結果、3 機の宇宙機を太陽周回軌道に投入し、それらのフォーメーションフライトによって基線長 1000 km のレーザー干渉計を構成する計画が立てられている。DECIGO 実現のためには、大きく分けて、(1) 宇宙空間でのレーザー干渉計による精密計測技術、(2) 長基線長での大口径光学系と精密フォーメーションフライト技術、の 2 点が事前に克服しなければならない技術的課題となっている。そこで、それらを 2 つの前哨ミッションを用いて克服していく、というロードマップが立てられている。

本書では、DECIGOのための最初の本格的な前哨衛星として、小型重力波観測衛星 DPF (DECIGO Pathfinder) を打ち上げ、DECIGOの実現のために特に重要な技術のうち「宇宙空間でのレーザー干渉計による精密計測技術」の面での総合宇宙技術実証を行うことを提案する。DPFでは、DECIGOと同じ干渉計方式である Fabry-Perot 干渉計を世界で初めて宇宙空間で動作させ、0.1 Hz の周波数帯で、衛星内に非接触保持された試験マス間の距離変動を長時間安定に精密測定することを目的としている。また、その干渉計精度を実現するための安定化レーザー光源、太陽輻射圧変動などの外乱に起因する衛星変動を抑制するためのドラッグフリー制御に関しても DECIGO と同等の構成のものを搭載する。DECIGO における重力波の観測は、精密変動計測の時系列データを数年間取得し続けることが想定されている。DPF においては、搭載機器 (干渉計・光源・ドラッグフリー) を同時に動作させた安定な状態で、最低 2 時間の連続観測運転の実現、1 年間の運用期間を目標としている。

DPF の科学的目標・ミッション要求・システム要求を考慮してミッション検討を進めた結果、DPF はイプシロン搭載科学ミッションとして成立可能であると判断している。DPF は、小型科学衛星標準バスを利用した 400 kg 級の衛星で、高度 500 km の地球周回軌道 (太陽同期極軌道) に投入される。衛星は、標準バスとその上部に取り付けられたミッション部で構成されており、ミッション部内には、非接触保持された 2 つの試験マス (鏡) と安定化レーザー光源を搭載する。これらの鏡で長 30 cm のファブリ・ペロー干渉計を構成し、0.1-1 Hz 付近で測定を行う。また、ミッション部に搭載された小型低雑音スラスタを用いたドラッグフリー制御を行い、衛星変動が試験マス変動に与える影響を抑える。衛星バスは、小型科学衛星標準バス構成を最大限保った構成になっており、ミッション部とのインターフェース条件も満たす見通しがたっている。しかし変更点もいくつかあり、衛星自身が発生する擾乱を避けるため、機械的振動をもつ機器は搭載しない。また、ミッション部で行われるドラッグフリー制御のセーフホールドのため、受動姿勢安定のための構成・形状変更と、初期姿勢捕捉のためのバス部スラスタ構成において標準構成から変更されている。これらを総合的に動作させることによって得られた測定データは、重力波観測、地球重力場観測の観点から解析され、独自の科学的成果を生むことも付加価値として期待できる。

本提案書は以下の構成になっている。第 1 章は、ミッション提案の要約となっており、詳細はその後の各章で示される。第 2 章では、DPF の科学的意義を、将来計画である DECIGO や科学分野内での位置づけを踏まえた上で示す。第 3 章では、DPF ミッション要求を取りまとめ、それに基づいたシステム要求とミッション概念設計を示す。さらに衛星システムの概要と運用計画を示す。第 4 章では、実行体制、開発スケジュール、費用を示す。

目次

第1章	ミッション概要	1
1.1	背景と目的	1
1.1.1	ビッグバン宇宙の直接観測と DECIGO 計画	1
1.1.2	DPF による科学的成果	1
1.2	DPF ミッション概要	2
1.2.1	衛星構成	3
1.2.2	衛星軌道・姿勢	3
1.2.3	衛星運用・観測	4
1.3	波及効果と緊急性	4
1.3.1	期待できる波及効果	4
1.3.2	計画実施の緊急性	5
1.4	ミッションの推進	5
1.4.1	開発・推進計画	5
1.4.2	推進体制	5
1.4.3	コスト評価	6
1.4.4	ミッション検討・開発の現状	6
第2章	DPF の科学的目的	7
2.1	ビッグバン宇宙の直接観測と DECIGO 計画	7
2.1.1	ビッグバン宇宙の直接観測	7
2.1.2	重力波の観測	8
2.1.3	宇宙重力波望遠鏡 DECIGO の基本設計	9
2.1.4	DECIGO の概念設計	10
2.1.5	DECIGO 実現をめざしたロードマップ	11
2.2	DPF のミッション目標	13
2.2.1	宇宙レーザー干渉計	14
2.2.2	安定化レーザー光源	16
2.2.3	ドラッグフリー制御	17
2.2.4	総合観測運用	19
2.3	ミッション成功基準	22
2.4	科学コミュニティの中での位置付け	22
2.4.1	観測的宇宙論	22
2.4.2	重力波観測分野	23
2.4.3	宇宙重力波望遠鏡ミッション	25
2.4.4	地球重力場観測	25

2.4.5	波及効果	26
第3章	衛星システム概要	27
3.1	ミッション要求	27
3.2	衛星全体の構成	29
3.2.1	概要	29
3.2.2	衛星質量配分	29
3.2.3	衛星電力配分	31
3.2.4	軌道・衛星姿勢	31
3.3	ミッション部構成	33
3.3.1	ミッション部概要	33
3.3.2	ミッション搭載機器	34
3.3.3	ミッション信号処理	36
3.3.4	構造・電力・熱設計	36
3.3.5	ミッション部電源・温度制御	37
3.4	衛星バス部構成	37
3.4.1	衛星バス構成	37
3.4.2	標準構成からの変更	38
3.5	ミッション部-バス部インターフェース	39
3.6	運用計画	39
3.6.1	運用要求・運用コンセプト	39
3.6.2	初期姿勢捕捉	39
3.6.3	ミッション運用	41
3.6.4	地上局	42
3.7	技術成熟度・信頼性とリスク	43
3.7.1	技術成熟度	43
3.7.2	冗長性・信頼性の考え方	43
3.7.3	リスク要因とバックアッププラン	44
第4章	実施計画・体制	46
4.1	スケジュールと試験計画	46
4.1.1	マスタースケジュール	46
4.1.2	開発計画	46
4.1.3	試験計画	47
4.2	実施体制	48
4.3	費用	49
付録A	DPF ワーキンググループメンバー	51
付録B	海外コミュニティからの推薦状	53
	参考文献	56

第1章 ミッション概要

本章では、小型重力波観測衛星 DPF (DECIGO Pathfinder) ミッション全体の要約として、DPF を提案する背景となる DECIGO 計画を説明したうえで、DPF の科学的目標・意義、衛星の概要、推進計画をまとめる。

1.1 背景と目的

小型重力波観測衛星 DPF (DECIGO Pathfinder) は¹、将来の大型宇宙空間重力波望遠鏡計画 DECIGO² のための根幹技術を確立するための前哨衛星としての役割を持つ [1, 2]。本節では、DECIGO および DPF の科学的意義を説明する。

1.1.1 ビッグバン宇宙の直接観測と DECIGO 計画

宇宙の始まりを直接観測し、その誕生の謎を解き明かすことは人類の科学における大きな目標である。宇宙重力波望遠鏡 DECIGO はこの目標に大きく近づく可能性を持った計画になっている。重力波は、時空の歪みが空間を伝播していく波で、その存在は、一般相対性理論の一つの帰結として理論的に予言されている [3]。電磁波が、荷電粒子の加速度運動によって放射されるように、重力波は、質量の激しい加速度運動で生成される。重力波は、物体との相互作用が非常に小さく、強い透過力を持つため、電磁波では観測する事の出来ない、ビッグバンから 38 万年以内の初期宇宙を直接観測する唯一の手段としても期待がもたれているのである。特に、DECIGO の観測周波数帯では、初期宇宙におけるインフレーション期とビッグバンを接続する時期を観測することが期待でき、宇宙の物質の起源に迫る科学的成果が期待できる。

DECIGO は、3 台の S/C 間の距離を精密に測定することで、主に 0.1-1 Hz の周波数帯の重力波を観測する構成になっている。これは非常に大規模な計画であり、その実現のためには、宇宙空間におけるレーザー干渉計技術や長基線長フォーメーションフライト技術などの宇宙実証を段階的に進めていくことが不可欠である。そこで、DECIGO のための最初の前哨衛星として、小型重力波観測衛星 DPF を提案する。

1.1.2 DPF による科学的成果

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

¹歴史的な経緯から「重力波観測衛星」と記載しているが、後に記述するように重力波観測による科学的成果の創出を主目的にしたものではない。

²DECIGO: DECI-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory 「デサイゴ」と読む。文献 [1] 内で初めて用いられた。

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，これまでに行われたことが無い新しいものであり，それ自体が先進的な科学的成果となり得る。

- 宇宙レーザー干渉計による精密計測

DECIGO においては，2枚の鏡で 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する手法は中核となる技術であり，DPF で初の宇宙実証を行う。干渉計による低雑音計測だけでなく，無重力下における鏡の非接触浮上保持，試験マスと衛星間の相対変動の計測と制御，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・ロック機構といった付随技術も，また，衛星を用いた微小重力下での精密計測や，宇宙環境に対する理解といった波及効果も期待できる。

- 安定化レーザー光源の実現

DECIGO では，干渉計に入射される光源に高い安定度が要求され，DPF ではその宇宙実証を行う。地上においては，周波数安定化されたレーザー光源は多岐にわたる分野に応用されている。その一方，衛星搭載用レーザー光源の周波数安定化に関しては，それほど多くの研究はされてきていない。しかし，今後，DECIGO をはじめ，衛星間の高速光通信，衛星を用いた地球環境調査，微小重力下における時間標準などの用途で，周波数安定化レーザーを搭載するミッションが計画されており，その研究が盛んになりつつある。DPF で実証される光源は衛星搭載品としては最も安定なものになる見込みであり，宇宙空間における光技術の発展の先鞭をつけることにもなる。

- ドラッグフリー制御

DECIGO では，太陽輻射圧変動による外乱などを抑圧するために，宇宙機内に保持した試験マスを基準に宇宙機の変動を抑圧するドラッグフリー制御を行う。このような制御は，宇宙機設計の基本となるため，DPF では，これまでに無い精度でドラッグフリー制御の宇宙実証を行い，制御特性や低雑音スラストに関する経験と実績を蓄積する。ドラッグフリー衛星を用いた精密計測実験や観測計画，フォーメーションフライトミッション計画は，他にも幾つか進められており，DPF による宇宙実証により，新しい宇宙環境利用の方向を拓くことを目指す。

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。得られたデータを，重力波観測，地球重力場観測といった観点で評価し，独自の科学的成果を付加的に得ることも期待できる。

1.2 DPF ミッション概要

ここでは，DPF ミッションについて概観する。

表 1.1: DPF の概要

項目	諸元
衛星全体	
打上げ時期	2019 年
打ち上げロケット	イプシロンロケット
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
搭載機器	
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

1.2.1 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 × 950 × 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 × 950 × 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 .

1.2.2 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、推力雑音が大きいこと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。

1.2.3 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。

1.3 波及効果と緊急性

1.3.1 期待できる波及効果

DPFを実現することは、DECIGOのための技術の確立というミッション目的だけでなく、以下の意義も持つ。

- 宇宙重力波望遠鏡開発のひろがり

DPFは、本格的な宇宙重力波望遠鏡の実現のための国際貢献としての意義も持っている。将来、重力波による観測は、電磁波による観測と双璧をなし、多様な宇宙像を提供してくれることが期待されている。このことから欧州宇宙機構ESAを中心に、宇宙重力波望遠鏡eLISA³計画が進められている[4]。またeLISAのための技術実証衛星LPF(LISA Pathfinder)が2015年に打ち上げられる予定になっており、その実機製作も進められている[5]。しかし、LPFで実証される技術はeLISAのための技術に限定されており、計画開始から時間が経過していることもあり、保守的な設計になっている部分もある。DPF/DECIGOは、干渉計方式などの点でLISA/LPFと異なった特徴を持っており、また、LPF開発の中で得られた知見を盛り込むことも可能であることから、より精度と質を高めた成果を挙げることが期待できる。

- 先進的な宇宙技術の確立

DPFは、で実証される干渉計による精密計測、安定化レーザー光源、ドラッグフリー技術などの技術は、それぞれが先進的な科学的成果となり得る。これらは、一般相対性理論の検証などの基礎物理学実験、レーザー光を用いた安定な時間標準、衛星からの地球環境モニタなど、微小重力環境を利用した精密計測計画の基礎技術となる可能

³Laser Interferometer Space Antenna.

性を持っている。また、ドラッグフリー技術は、宇宙空間に複数のスペースクラフトを打ち上げ、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。

- 無重力精密実験場としての意義

DPF は、ドラッグフリーと精密な温度制御によって、安定な無重力環境を作り出し、その中でレーザー光と干渉計を用いた精密計測を行う衛星とみなすことが出来る。これまで微小重力環境で実験を行うには、地上の落下塔 (10 sec 程度)、航空機実験 (20 sec 程度)、高高度気球からの自由落下 (30 sec 程度)、ロケット弾道飛行による実験 (数分間程度) などが行われているが、現在以上に長時間の無重力状態かつ低擾乱環境を作り出すことは容易ではない。その一方、国際宇宙ステーション (ISS) では、長時間の無重力下での実験が可能である。しかし、ISS は共用施設であり、それ自身が発生する擾乱を避けることは難しい。DPF で実現される無重力精密計測実験環境は、汎用的に応用することも可能であり、新たな宇宙環境利用形態の基礎となり得る。

1.3.2 計画実施の緊急性

DECIGO は、2027 年頃の実現を目指しており、その前に DPF と Pre-DECIGO という 2 機の前哨衛星を打ち上げる計画が立てられている。2019 年頃に最初の前哨衛星である DPF を実現することは、この計画と合致しており、早急に開発を推進することが DECIGO の実現のためにも重要である。また、2015 年には L3 が打ち上げられる予定になっており、その経験と知識を有効に継承し、協力関係を保つ意味でも、DPF を 2019 年に打ち上げることは重要である。ESA 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おり、その国際協力体制の議論も進められている。DPF の実現はその枠組みのなかで、JAXA の存在価値を高めることにもつながる。現在建設が進められている地上重力波望遠鏡では、順調に進めば 2017 年頃に本格観測を開始し、その数年後には最初の重力波信号が検出される可能性は高い。この注目を浴びる時期に DPF を打ち上げることは、DECIGO への道筋をつける絶好の機会となることも期待できる。

1.4 ミッションの推進

1.4.1 開発・推進計画

DPF 開発計画を図 1.1 に示す。本計画では、イプシロン搭載小型ミッションとして、2019 年に打ち上げることを前提としている。

1.4.2 推進体制

DPF では、ミッション全体の取りまとめと衛星バス部との調整は、東京大学・理学系研究科と宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部で行う。搭載するミッション機器は、国立天文台、法政大学、東京大学・地震研究所、電気通信大学、情報通信研究機構、東京大学・新領域創成科学研究科、宇宙科学研究本部、東京大学・理学系研究科などの各グループがサブグループを構成し、サブシステム開発を進める。観測運用の概要検討と、取得された重力

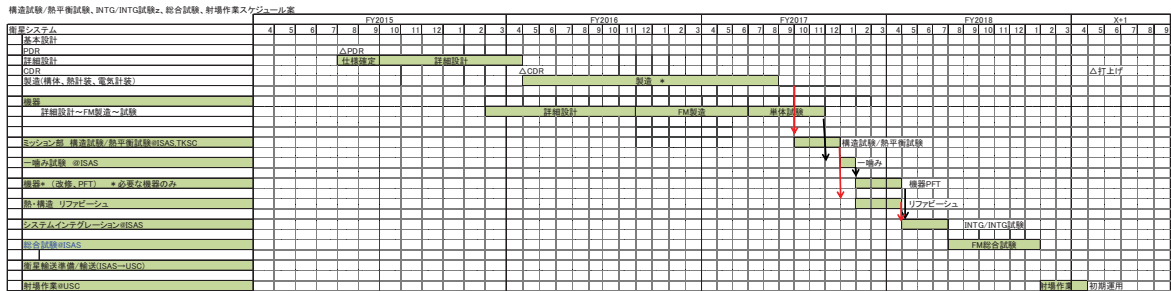


図 1.1: DPF の開発スケジュール。

波・地球重力場観測データの解析は、大阪市立大学、大阪大学、京都大学、東京大学・地震研究所をはじめ、国内外のデータ解析・理論研究グループが協力して進める。

1.4.3 コスト評価

DPF ミッションに必要な総経費は、85 億円を見込んでいる。内訳は、バス部 約 34 億円、ミッション部 約 30 億円、その他は地上試験・プロジェクト管理・運用経費となる。より詳細な見積もりは、図 4.2 に示す。

1.4.4 ミッション検討・開発の現状

DPF では、2005 年に最初に提案されて以来、これまで、宇宙科学研究本部・宇宙理学委員会からの搭載機器基礎開発実験経費・戦略的開発研究費等の援助を受け、熱・構造設計や信号処理系などのミッション全体の成立性検討と、安定化レーザー光源、試験マスモジュール、レーザー干渉計、信号処理システム、ドラッグフリーシステムなど、根幹となる搭載機器の開発を進めてきた。サブシステムの概要や開発状況などの詳細は、補足資料「ミッション提案書 補足資料：搭載機器」に示す。

その結果、主要搭載機器であるレーザー干渉計モジュール、試験マスモジュール、安定化レーザー光源モジュールについて、ブレッドボードモデル (BBM) での地上実証試験が行われており、TRL 4 以上の技術成熟度が達成されている。また、実験室内での自由落下実験設備の整備も行い、試験マスモジュールの制御試験が行われている。ミッション部搭載スタでは、宇宙実績があるものを組み合わせて使用するシステム検討を行うことから TRL 7 と評価できる。それとともに、従来のミッションとは異なった要請である推力雑音の評価試験も進めている。ドラッグフリー制御は、単純モデルでの解析検討から成立性を確認した後、現在では数値シミュレーション評価を実施している状態である。

それらに加えて、2009 年に JAXA 小型実証衛星 SDS-1 に搭載されて打ち上げられた小型モジュール SWIM_{μν} では、DPF と同等の構成 (SpaceCube2 と SpaceWire 通信規格) での信号処理系の宇宙実証と、無重力下での試験マス非接触制御の実証が行われている。SWIM_{μν} では、地球 2 周回以上の連続観測運用も行われた。そのデータを用いた重力波探査解析も行われており、独自の科学的成果の創出にもつながっている。

第2章 DPFの科学的目的

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。本書で提案する 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 の科学的意義とミッション成功基準を示す。さらに、本ミッションの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¹ 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。

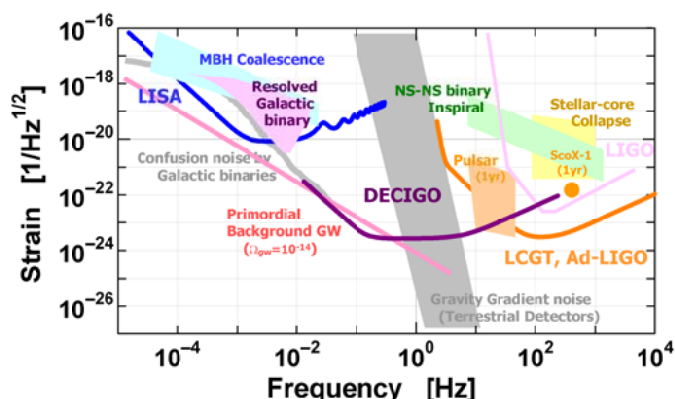


図 2.1: 主な重力波源と検出器感度．横軸は周波数，縦軸は，重力波の歪み振幅のスペクトル密度を表す．低周波数帯に行くほど，重力波波源のスケールは大きくなり，放射される重力波振幅も大きくなる．計画されている次世代地上検出器 (Advanced LIGO, KAGRA) は，100 Hz 付近に感度を持ち，連星中性子星合体や超新星爆発イベントをターゲットとしている．地上検出器では，10 Hz 以下の低周波数帯は，地球重力場変動雑音 (Gravity Gradient noise) によって，感度が制限されている．欧州宇宙機構 ESA が進める宇宙重力波干渉計計画 (eLISA) では，1 mHz 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²．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^{-1/2} 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．

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

¹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．

²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	≥ 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	≤ 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	1×10^{-9}	$\text{m}/\text{Hz}^{1/2}$	外力カップリング
宇宙機姿勢変動	1×10^{-9}	$\text{rad}/\text{Hz}^{1/2}$	同上
スラスタ推力	0 - 100	μN (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	≥ 5	yr	連星中性子星信号の分離

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 [1]。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³と光トランスポンダ方式⁴で実現できる歪み感度を比較したものである。

³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。

⁴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

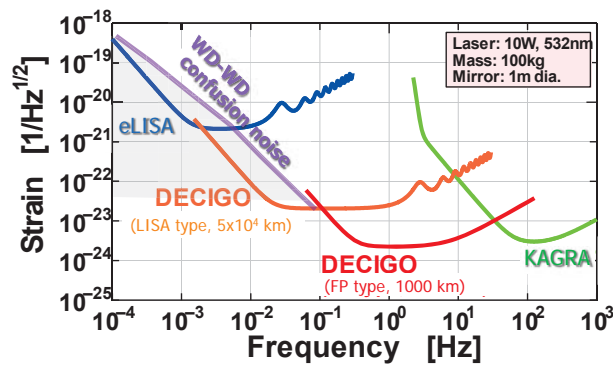


図 2.2: DECIGO 設計における干渉計方式の比較．DECIGO の観測周波数帯は地上重力波望遠鏡と eLISA の中間にあたり，地上望遠鏡で用いられる直接干渉方式と，eLISA で用いられる光トランスポンダ方式のどちらの干渉計方式を採用するかを選択肢がある．検討の結果，白色矮星連星による前景重力波の影響を考慮し，直接干渉方式が採用されている．

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

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，それを補うことが必要であるからである．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．

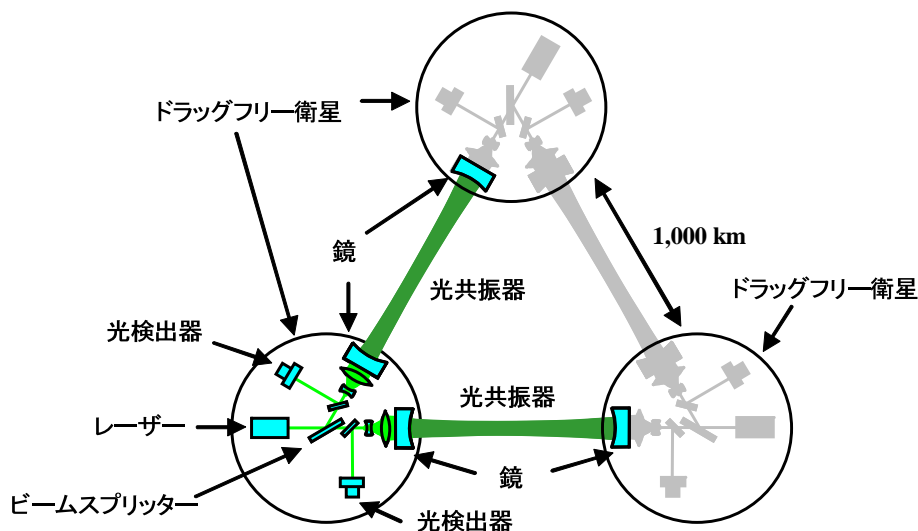


図 2.3: DECIGO の概念図 .

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⁵。

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 $1 \times 10^{-19} \text{ m/Hz}^{1/2}$

⁵ 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。

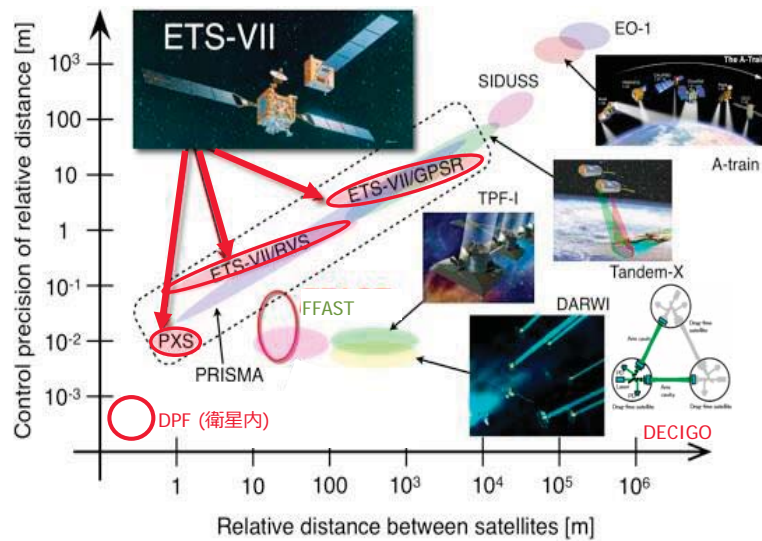


図 2.4: フォーメーションフライト技術の現状と次世代ミッションでの要求値．横軸は宇宙機間の距離，縦軸は精度を表す．右下にあるほど，高い技術レベルが要求される．点線内は，JAXA ミッション ETS-VII で宇宙実証された技術レベルに対応する．

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。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。その最初のものが、本提案書の DPF である。

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る (図 2.5)。その 1 機目が、本文書で提案している 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 ^{1/2} 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るその前哨衛星 LPF でも、その方式の試験が行われる [4, 5]。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 [2]。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 [6]	4 km	1×10^{-19} m/Hz ^{1/2}	(100 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計
TAMA [9]	300 m	5×10^{-19} m/Hz ^{1/2}	(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 [4]	100 万 km	1×10^{-12} m/Hz ^{1/2}	(1 mHz 付近)	光トランスポンダ
DECIGO [2]	1000 km	2×10^{-18} m/Hz ^{1/2}	(0.1 Hz 付近)	ファブリ・ペロー干渉計
衛星ミッション				
LPF [5]	数十 cm	9×10^{-11} m/Hz ^{1/2}	(1 mHz 付近)	マッハツェンダー干渉計
DPF	30 cm	6×10^{-16} m/Hz ^{1/2}	(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 1×10^{-15} N/Hz^{1/2} 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、その後光増幅器で安定度を保ったまま高出力化してDECIGO光源へと繋げる予定である。

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定めるため、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⁶。

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。

⁶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 Hz において、 $3 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ が達成されている [68]。

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
実現された衛星			
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 [37]	2004	3,100 kg	3 軸制御, 高度 640 km 極軌道, 重力法則の検証
GOCE [12]	2009	1,052 kg	4 軸制御, 高度 250-280 km, 地球重力場観測
計画されているミッション			
LPF [5]	2015	1,900 kg	全自由度制御, L1 軌道, LISA のための技術実証
MICROSCOPE	2010	200 kg	太陽同期円軌道 高度 800 km, 等価原理の検証
DPF	2019	400 kg	全自由度制御, 高度 500 km, 重力波などの観測
LISA [4]	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 [36]。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 [37]。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。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を目指し、DECIGO のための宇宙技術実証を行う。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} m/Hz^{1/2} 以下、姿勢変動で 3×10^{-9} 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

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。

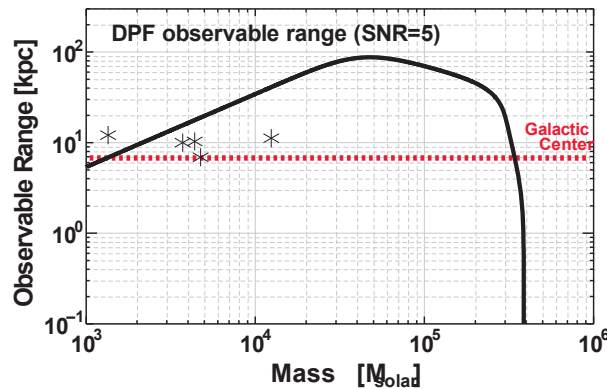


図 2.7: DPF で期待することができる観測可能範囲の見積り．横軸は，重力波源となるブラックホール候補の質量，縦軸は，SNR (Signal-to-Noise Ratio) = 5 で観測可能な距離範囲を示す．我々の銀河中心近辺 (地球から 8.5 kpc) でこれらの重力波イベントが発生した場合には，その信号検出が期待できる．'*' 印は，球状星団の中心部の速度分散から求められた，ブラックホール候補の質量とそこまでの距離を示している．速度分散が観測されていないものも含めて，観測可能範囲内に 30 個程度の候補天体があると見積もられている．

- 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 CHAMP [10] や GRACE [11]，GOCE [12] 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

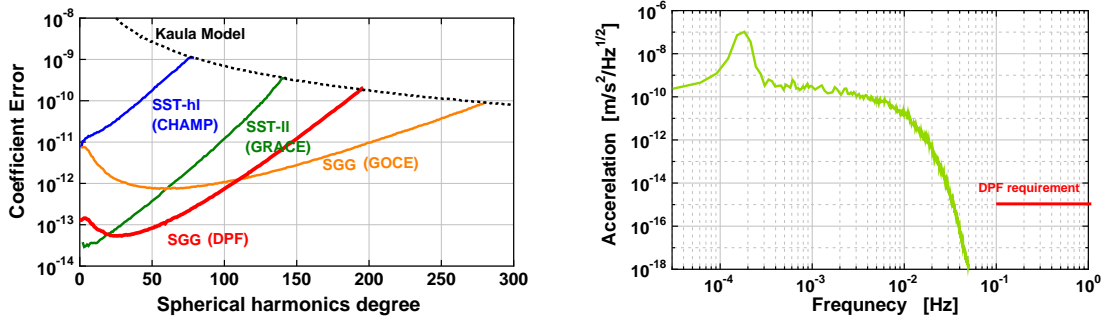


図 2.8: (左図) 衛星重力ミッションの観測精度の比較．横軸は，地球重力場ポテンシャルを球面調和関数展開した時の次数，縦軸はその展開係数に対する観測誤差の見積もりで，小さいほど望ましい．‘Kaula Model’は，典型的な地球重力場の大きさを表したものである．(右図) DPF が軌道周回するときに予測される地球重力場信号のスペクトル．0.1 Hz の周波数帯で重力波の観測を行い，それより低周波数帯では地球重力波観測を行うことができる．

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．

	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」の技術を確認する。 $6 \times 10^{-16} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$ 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0.5Hz/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 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 .

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る。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} 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 [67]。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⁷、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

⁷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 [57, 58]。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 [6], イタリア・フランス [7], ドイツ・イギリス [8], 日本 [9] 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 [59]⁸、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 [60]) や日本 (KAGRA [61]) では、2017 年頃の観測開始を目指して、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。これらの望遠鏡の設計感度が実現されれば、年間 10 回程度の重力波イベントが期待できることになる。

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 [6]	(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 [7]	(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 [8]	(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 [9]	(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* [60]	(U.S.A.)	基線長 4 km (3 台), 2016 年稼働 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* [61]	(JPN)	Large-scale Cryogenic Gravitational-wave Telescope 基線長 3 km, 2017 年稼働 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* [4]	(ESA/NASA)	Lase Interferometer Space Antenna 基線長 5×10^9 m, 2014 年以降 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 5×10^7 m 光トランスポンダ方式
DECIGO* [2]	(JPN)	DECi-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory 基線長 5×10^6 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* [5]	(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 打ち上げ予定
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 [11]	(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 [12]	(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 [37]	(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)

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 [4]。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る。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⁹。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。米国では、BBO (Big-Bang Observer) や原子干渉計を用いたものなど、別の提案もされており、様々な可能性が検討されている。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eLISA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100万km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。eLISA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。eLISAでは、事前に技術実証を行うための前哨機LPF (LISA Pathfinder) を2015年頃に打ち上げる予定である。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計画になっている。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エンダー (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^{1/2}程度と設計されている(表2.4)。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。

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

⁹http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/ESA_s_new_vision_to_study_the_invisible_Universe

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・大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 衛星システム概要

前章で示した DPF で目指す科学的目標を受け、本章では、それらを達成するように構成された DPF 衛星システムの概要を示す。

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¹。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²。
- 運用期間は 1 年間以上とする。

¹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。

²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
レーザー干渉計			
干渉計変位感度	$\leq 6 \times 10^{-16}$	m/Hz ^{1/2}	干渉計歪み感度
温度変動	≤ 1	mK/Hz ^{1/2}	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 ^{1/2}	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
試験マスモジュール			
鏡 (試験マス) への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-15}$	N/Hz ^{1/2}	干渉計歪み感度
ローカルセンサ感度	$\leq 1 \times 10^{-10}$	m/Hz ^{1/2}	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 ^{1/2}	試験マス外乱要求より
アクチュエータレンジ	≥ 10	μ 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 ²	衛星変動による雑音
ローンチ・ロック力	≥ 300	N	打上げ時振動からの保護
レーザー光源			
出力	≥ 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	≤ 0.5	Hz/Hz ^{1/2}	干渉計の変位感度要求より
強度安定度	$\leq 1 \times 10^{-6}$	/Hz ^{1/2}	同上
ドラッグフリー制御			
制御ゲイン	≥ 40	(0.1 Hz)	太陽輻射圧変動以下への衛星制御
スラスト			
推力	0 - 100	μ 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	≤ 100	μ N/Hz ^{1/2}	太陽輻射圧変動以下への衛星制御
応答速度	≥ 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
衛星			
並進変動	1×10^{-9}	m/Hz ^{1/2}	試験マスへの外力雑音を抑えるため
姿勢変動	3×10^{-8}	rad/Hz ^{1/2}	同上
衛星-試験マス 相対 RMS 変動	≤ 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
観測・データ取得・ダウンリンク			
運用期間	≥ 1	yr	十分な測定データの蓄積
連続測定動作時間	≥ 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	≥ 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)
衛星軌道			
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	± 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.)

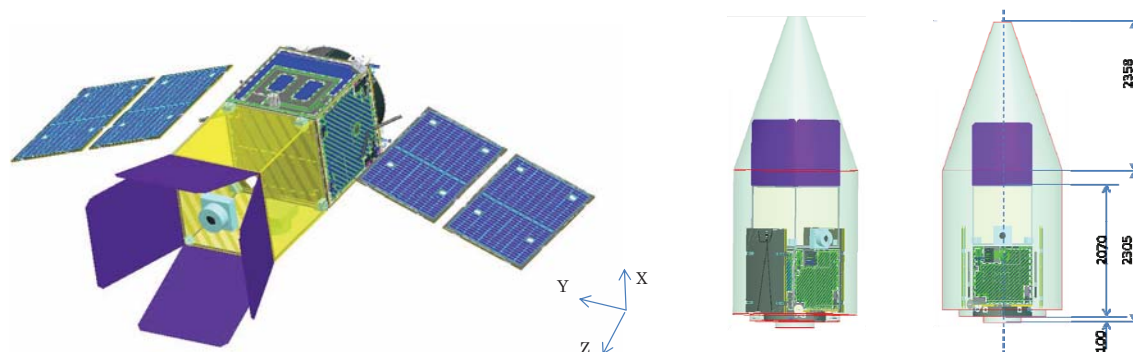


図 3.1: DPF 外観 (左図) と、次期固体ロケットフェアリング内設置時の様子 (右図)。

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、別文書「DPF ミッション要求・システム要求書」にまとめる。

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 × 950 × 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
ミッション					
ミッション機器					
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	
バスシステム					
衛星マネジメント系 SMS 13.13					
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
通信系 RF 8.21					
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)
電源系 EPS 67.10					
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
姿勢軌道制御系 AOCS 16.41					
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
推進系 RCS 31.56					
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	↑		
電気計装 E-INT 26.00					
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
熱制御系 TCS 14.50					
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
構体系 STR 65.09					
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
バスシステム合計 242.00					
推進 3.40					
衛星合計 489.02					

図 3.2: DPF 質量配分 .

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 高度 500 km 円軌道	日照-日陰境界軌道 軌道傾斜角 97.4 度
衛星姿勢	地球指向, 太陽同期 全自由度ドラッグフリー制御	受動姿勢安定と 3 軸姿勢制御を併用 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

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。

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・ミッションスラストへの要求が緩和されるため、ロケット打ち

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	
ミッション				150.0				
ミッション機器								
	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		ミッション合計が150Wとなるように調整	
バスシステム								
衛星マネージメント系 SMS								
	システムマネージメントユニット	SMU	1	9.3	9.3	9.3	ASNAO熱環境試験結果2013/9/3	
	デタレコーダ	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
姿勢軌道制御系 AOCS								
	姿勢軌道計算機	AOCPC	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 .

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なるようにする。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。

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

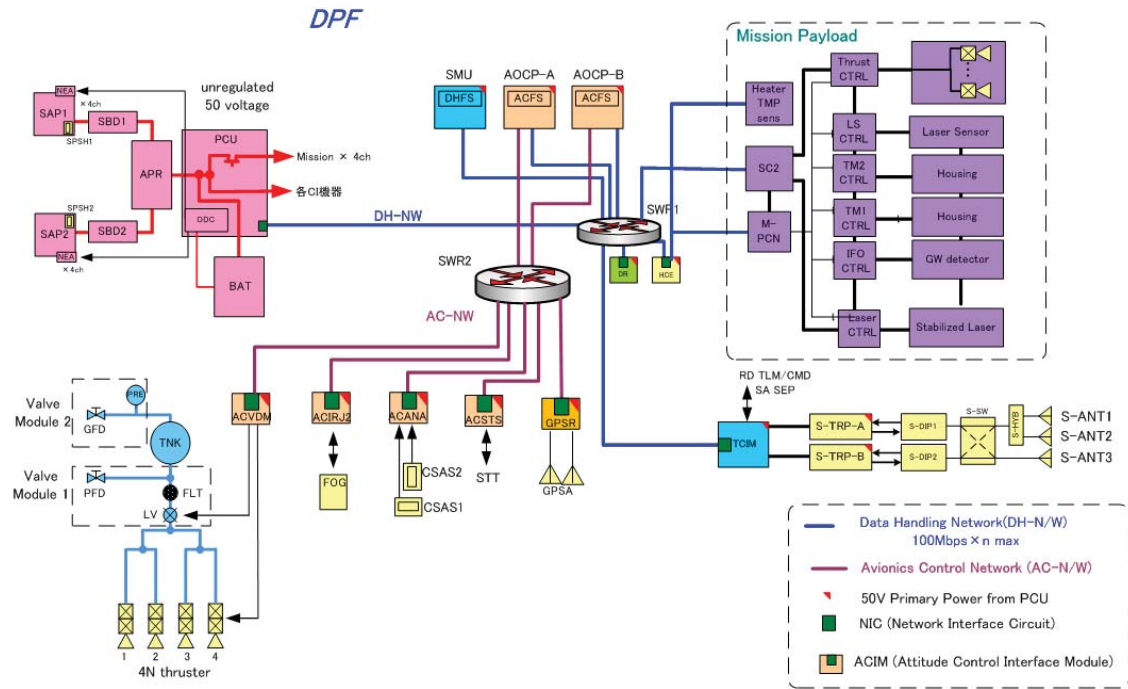


図 3.4: DPF 衛星のシステムブロック図 .

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

ネットは、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。なお、これらより詳細は、補足資料「ミッション提案書補足資料：搭載機器」に示す。

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³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。温度安定度は 0.1 Hz で $1 \text{ mK}/\text{Hz}^{1/2}$ 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_{μν} 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込みである。

³Fabry-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。

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 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 nm の半導体レーザーで励起したモノリシック型 Yb:YAG レーザー(NPRO, 発振波長 1030 nm)を使用する予定である。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 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 Hz で 80 dB 以上の制御利得が必要となる。この制御利得は 10 kHz 以下での制御帯域で充分得られる値であり、受光系等の雑音を考慮しても NPRO で充分制御可能である。このため光源の到達周波数安定度は周波数基準の安定度で決定される。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 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 nm)を発生させ、沃素の飽和吸収分光によって光源の周波数変動を検出し、安定化させる。周波数安定度限界は飽和吸収信号の SN で決まっており、これは共鳴線特有の自然幅で制限されている。515 nm 帯の沃素の吸収の自然幅は、従来良く用いられている 532 nm 帯の吸収の自然幅より 1/4 以上細く、DPF の周波数安定度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、衛星スラスト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ト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の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 10Hz 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、 $0.1\text{--}1\text{Hz}$ 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、 1kHz でのデータ取得を行う。その他の信号も合せて、 800kbps 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 9GByte 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 600Mbyte/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⁴。

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

⁴地上送信可能なデータ量は、ダウンリンクレート 2Mbps 、可視条件 $4\times 12\text{分}$ 、有効データ率 85% と仮定して算出。

要はある。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、±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(+31~47V)をDC-DCコンバータを用いて安定した直流電圧+3.3V、+5.0V、±15Vに変圧する機能を持つ(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スイッチを持たず、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、1mK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⁵。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100krad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)。

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。

⁵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。

- 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タで実現される。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

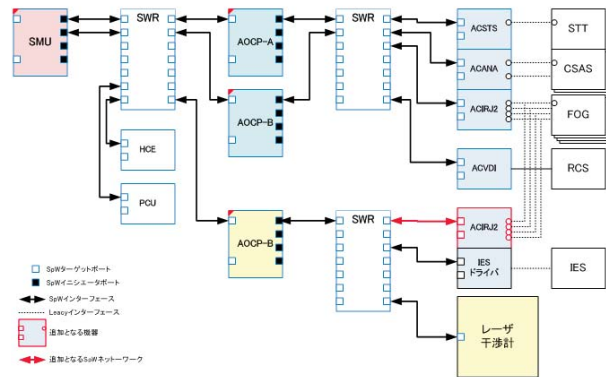


図 3.5: DPF のネットワーク構成．ドラッグフリー制御時に用いるのセンサ信号をバス部からミッション部に接続するための専用線を追加する．

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} 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．

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⁶．

⁶DPF 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 3.3: 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
構造特性			
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
機械環境条件			
準静的加速度荷重	○	機軸方向 235.4 m/s ² (±24.0 G) 機軸直交方向 117.7 m/s ² (±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 ² 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 ² (+15 G) 機軸直交方向 73.5 m/s ² (±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 ² _{srs} , Q=10	試験回数 各方向 2 回
電気インターフェース			
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 _{pp}
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	
熱インターフェース			
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 4ch, 1A/ch	サバイバルヒータに使用
加工品点火インターフェース			
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 .

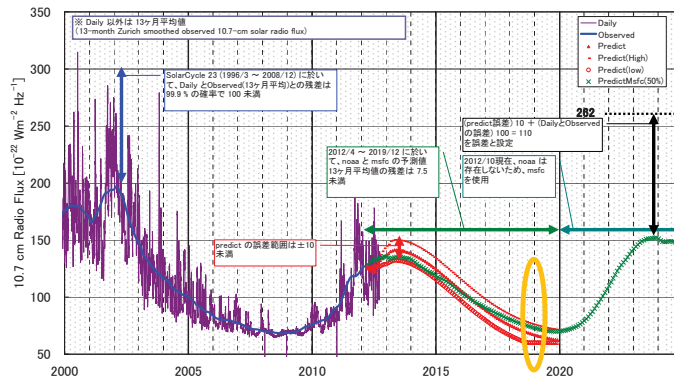


図 3.6: 太陽電波フラックスの強度 (F10.7) . 2019 年は静穏期にあたり、大気ドラッグの影響が少ないことが期待できる .

この初期姿勢捕捉は、レートダンブ、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 3.3 kg 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

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

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ェ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。

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		
搭載ミッション機器				
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
ミッション部システム				
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

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) の開発とそれを用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て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_{μν} によって DPF とほぼ同一のコンフィグ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2 Hz 以上と、測定周波数帯域より十分に高い周波数にあるが、10 Hz 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プ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程度の隙間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、極板からの熱放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_{μν}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 実施計画・体制

本章では、打ち上げに至るまでの DPF の開発・試験の計画と、開発体制を示す。

4.1 スケジュールと試験計画

4.1.1 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 4.1 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。

4.1.2 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。

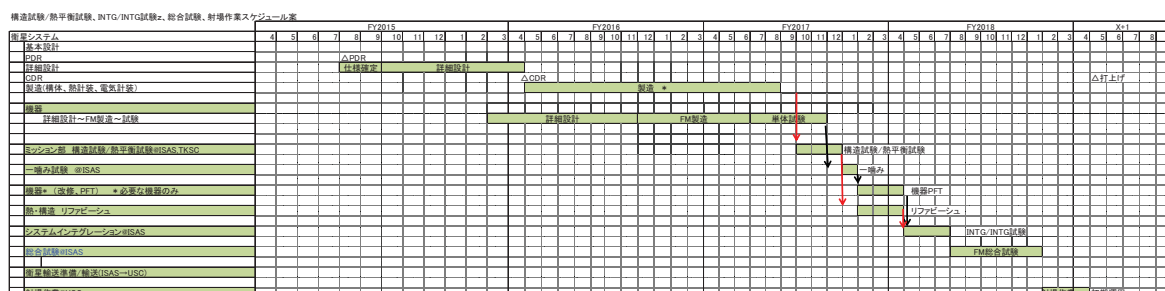


図 4.1: DPF スケジュール .

－ 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。

4.1.3 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る。

- 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。

- スラスタ雑音の評価

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

- 搭載機器の擾乱管理

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

4.2 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る。その実施体制は、補遺 A に示す。DPF WG には合計 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る。

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)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)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 [67]。本提案書の補遺 B には、GWIC 議長の Stan Whitcomb 氏からの推薦状を添付した。

宇通重力波望遠鏡における国際協力に関しては、現状では、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る。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る。本提案書の補遺 B には、LISA グループ代表 Karsten Danzmann 氏からの推薦状を添付した。今後は、共同ワークショップの開催などを経て、この友好関係をさらに強化し、実際の装置開発レベルでの協力関係を結ぶ可能性も探る方針である。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い。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る。

4.3 費用

DPF ミッションに必要な費用の見積もりを、図 4.2 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る。

費用		備考
衛星バス		
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	AOCPは2台前掲。
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	
ミッションモジュール		
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。
ミッション構体系、電気計装	475	機体設計、機体製作。
小計	2,955	
ミッションサブシステム設計		
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	
システム、システム試験、射場		
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	
地上系、その他		
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	
総合計	8,500	単位：百万円(10%税込)

図 4.2: DPF のコスト見積もり。

付録A DPFワーキンググループメンバー

- 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), 小嶋康史 (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 (Instituto 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 (レイジアナ州立大学), 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), 穀山涉 (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

戎崎俊一 (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、担当兼務を表す)。

付録B 海外コミュニティからの推薦状

海外コミュニティから以下のサポートレターを頂いている。

- Stanley Whitcomb 氏 (Chief Scientist, LIGO Laboratory)
国際重力波委員会 GWIC (Gravitational Wave International Committee) 議長 .
- Karsten Danzmann 氏 (Director, Max Planck Institute for Gravitational Physics,
and Director, Institute for Gravitational Physics, Leibniz Universität Hannover)
欧州を中心とした宇宙重力波望遠鏡 eLISA プロジェクトリーダー .



Caltech

LIGO LABORATORY
MC 100-36
PASADENA CA 91125

TEL: 626.395.2131
FAX: 626.304.9834

Date: February 25, 2014

Refer to: LIGO-L1400034-v1

Professor Masaki Ando
Department of Physics
University of Tokyo

Dear Professor Ando:

I would like to express my support for your proposal to JAXA for the DECIGO PathFinder (DPF) mission. The full DECIGO mission is an extremely advanced and challenging project with the potential for fundamentally changing our understanding of the universe and its origins. A gravitational-wave background in the frequency band of DECIGO is one the most important probes of the early universe.

To make such a challenging project possible, it will take much development of new technologies for space application, and DPF is a major step along that path. The core technologies to be demonstrated in DPF (highly stabilized lasers in space, the operation of laser-pumped Fabry-Perot cavities, and advanced drag-free control) are not only essential for DECIGO, but can be used by other future missions. DPF is the only proposed mission to address all of these technologies.

Sincerely,

A handwritten signature in blue ink that reads "S. Whitcomb".

Stanley Whitcomb
Chief Scientist
LIGO Laboratory

MAX-PLANCK-INSTITUT FÜR GRAVITATIONSPHYSIK
ALBERT-EINSTEIN-INSTITUT
Teilinstitut Hannover

Callinstr. 38 30167 Hannover



To
Prof. Masaki Ando
Department of Physics
University of Tokyo

Prof. Dr. Karsten Danzmann
Tel.: +49 (511) 762-2356
Fax: +49 (511) 762-5861
Email: office-hannover@aei.mpg.de
<http://www.aei.mpg.de>
Hannover, den 27. Februar 2014

Letter of support for DECIGO Pathfinder (DPF)

Dear Masaki,

I am writing to you to express my sincere support for DECIGO Pathfinder (DPF), which, as I understand, is under consideration as a small satellite mission by JAXA.

DECIGO is a mission with extremely high scientific significance, as it will probably be able to observe gravitational waves from the early universe.

DPF as a technology demonstration mission is of crucial importance for DECIGO and potential geodetic earth observation missions as well. The main targets to be demonstrated will be (1) a Fabry-Perot interferometer in space, (2) a stabilized laser source, and (3) drag-free control. Since DECIGO adopts a Fabry-Perot configuration, DPF will demonstrate a Fabry-Perot interferometer, which is different from what will be demonstrated by the ESA mission LPF. In addition, DPF will have a laser source stabilized to $0.5 \text{ Hz}/\sqrt{\text{Hz}}$, which is realized in ground experiments, but will be the best ever done in space. Drag-free control is also demonstrated to the level of $10^{-9} \text{ m}/\sqrt{\text{Hz}}$, which is comparable, but slightly better than that realized by the GOCE satellite.

Gravitational wave observations from space are promising breakthrough science, and with the selection of the Gravitational Universe as the ESA L3 Science Theme for a launch in 2034, such developments are also very timely.

Selecting DPF for the next small mission flight opportunity is definitely the best choice JAXA can make.

With my best regards,

Digital unterschrieben von
Karsten Danzmann
Datum: 2014.02.27 16:18:45
+01'00'

Prof. Dr. Karsten Danzmann
Director, Max Planck Institute for Gravitational Physics
Director, Institute for Gravitational Physics, Leibniz Universität Hannover

参考文献

- [1] N. Seto, S. Kawamura, T. Nakamura T, " *Possibility of direct measurement of the acceleration of the universe using 0.1 Hz band laser interferometer gravitational wave antenna in space*", Phys. Rev. Lett. 87 (2001) 221103.
- [2] S. Kawamura, T. Nakamura, M. Ando et al., " *The Japanese space gravitational wave antenna - DECIGO*", Class. Quantum Grav. 23 (2006) S125.
- [3] 中村卓史, 三尾典克, 大橋正健 編"重力波をとらえる" (京都大学学術出版会, 1998); 坪野公夫 "時空のさざ波" (丸善, 1986).
- [4] " *LISA Laser Interferometer Space Antenna: A cornerstone Mission for the Observation of Gravitational Waves*", System and Technology Study Report, ESA-SCI (2000) 11.
- [5] LISA Pathfinder Web Page,
<http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=40>
- [6] A. Abramovici, *et al.*, " *LIGO - The Laser-Interferometer-Gravitational-Wave-Observatory*", Science 256 (1992) 325.
- [7] The VIRGO collaboration, " *VIRGO Final Design Report*", VIR-TRE-1000-13, (1997).
- [8] K. Danzmann, *et al.*, " *Proposal for a 600m Laser-Interferometric Gravitational Wave Antenna*", Max-Planck-Institut für Quantenoptik Report 190, (1994).
- [9] K. Tsubono, in *Gravitational Wave Experiments*, edited by E. Coccia, G. Pizzella, and F. Ronga, (World Scientific, 1995), p. 112-114; K. Kuroda *et al.*, in *Gravitational Waves: Sources and Detectors*, Edited by I. Ciufolini and F. Fiducaro, (World Scientific, 1997), p. 100-107; M. Ando, K. Arai, R. Takahashi, et al., " *Stable operation of a 300-m laser interferometer with sufficient sensitivity to detect gravitational-wave events within our galaxy*", Physical Review Letters 86 (2001) 3950.
- [10] Champ mission Web Page,
http://op.gfz-potsdam.de/champ/index_CHAMP.html
- [11] GRACE mission Web Page,
<http://www.csr.utexas.edu/grace>
- [12] GOCE mission Web Page,
<http://www.esa.int/esaLP/LPgoce.html>

- [13] 津田, 科振費研究「精密衛星測位による地球環境監視技術の開発」報告書 .
- [14] F. Bondu, P. Fritschel, C.N. Man, and A. Brillet, "Ultrahigh-spectral-purity laser for the VIRGO experiment", *Opt. Lett.* 21 (1996) 582.
- [15] B.C. Young, F.C. Cruz, W.M. Itano, and J.C. Bergquist, "Visible Lasers with Subhertz Linewidths", *Phys. Rev. Lett.* 82 (1999) 3799.
- [16] A.D. Ludlow, X. Huang, M. Notcutt, T. Zanon-Willette, S.M. Foreman, M.M. Boyd, S. Blatt, and J. Ye, "Compact, thermal-noise-limited optical cavity for diode laser stabilization at 1×10^{-15} " *Phys. Rev. Lett.* 32 (2007) 641.
- [17] J. Alnis, A. Matveev, N. Kolachevsky, Th. Udem, and T.W. Hänsch, 'Subhertz linewidth diode lasers by stabilization to vibrationally and thermally compensated ultralow-expansion glass Fabry-Perot cavities', *Phys. Rev. A* 77 (2008) 053809.
- [18] Y. Li, S. Nagano, K. Matsubara, H. Ito, M. Kajita, and M. Hosokawa, "Narrow-Line and Frequency Tunable Diode Laser System for S-D Transition of Ca^+ Ions", *Jpn. J. Appl. Phys.* 47 (2008) 6327.
- [19] J.L. Hall, L.S. Ma, M. Taubman, B. Tiemann, F.L. Hong, O. Pfister, and J. Ye, "Stabilization and Frequency Measurement of the I_2 -Stabilized Nd:YAG Laser", *IEEE Trans. Instrum. Meas.* 48(1999) 583.
- [20] F.-L. Hong, S. Diddams, R. Guo, Z.-Y. Bi, A. Onae, H. Inaba, J. Ishikawa, K. Okumura, D. Katsuragi, J. Hirata, T. Shimizu, T. Kurosu, Y. Koga, and H. Matsumoto, "Frequency measurements and hyperfine structure of the R(85)33-0 transition of molecular iodine with a femtosecond optical comb", *J. Opt. Soc. Am. B* 21 (2004) 88.
- [21] V. Leonhardt and J.B. Camp "Space interferometry application of laser frequency stabilization with molecular iodine", *Appl. Opt.* 45 (2006) 4142.
- [22] O. Acef, "Metrological properties of CO_2/OsO_4 optical frequency standard", *Opt. Commun.* 134 (1997) 479.
- [23] S.N. Bagayev, A.K. Dmitriyev, P.V. Pokasov, and B.N. Skvortsov, in *Proceedings of the Fifth Symposium on Frequency Standards and Metrology*, Edited by J.C. Bergquist (World Scientific, Singapore, 1996) pp. 289-296.
- [24] 豊嶋守生, "Trends of research and development on optical space communications technology (光宇宙通信の研究開発動向)", in *Proceedings of the IEICE General Conference, 2006 年 エレクトロニクス*, pp. s97-s98.
- [25] F.T. Herzog, "An optical phase locked loop for coherent space communications", dissertation, Swiss Federal Institute of Technology, Zurich (2006).
- [26] <http://www.tesat.de/index.html>

- [27] H. Kobayashi, A. Shimota, K. Kondo, E. Okumura, Y. Kameda, H. Shimoda, and T. Ogawa, "Development and evaluation of the interferometric monitor for greenhouse gases: a high-throughput Fourier-transform infrared radiometer for nadir Earth observation", *Appl. Opt.* 38 (1999) 6801.
- [28] V.G. Ford, P.D. Lisman, S.B. Shaklan, J.T. Trauger, T. Ho, D. Hoppe, and A.E. Lowman, "The Terrestrial Planet Finder Coronagraph: technology and mission design studies", in *Proc. SPIE 5487* (2004) 1274.
- [29] W. Cash, "X-ray interferometry", *Exp. Astron.* 16 (2003) 91.
- [30] W.L. Smith, H.E. Revercomb, and G.E. Bingham, "Geostationary Fourier Transform Spectrometer (GIFTS)–The new millennium earth observing-3 mission", in *Proceedings of IRS 2000: Current Problems in Atmospheric Radiation* (A. Deepak Publishing, 2001).
- [31] M. Endemann, P. Dubock, P. Ingmann, R. Wimmer, D. Morancais, D. Demuth, in *The ADM-Aeolus Mission - The First Wind-Lidar in Space in Reviewed and Revised Papers Presented at the 22nd International Laser Radar Conference, ILRC 2004, Matera, Italy*, Edited by G. Pappalardo, A. Amodeo, (ESA Publication Division, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2004), p. 953.
- [32] L. Cacciapuoti, N. Dimarcq, G. Santarelli, P. Laurent, P. Lemonde, A. Clairon, P. Berthoud, A. Jornod, F. Reina, S. Feltham and C. Salomon, "Atomic Clock Ensemble in Space: Scientific Objectives and Mission Status", *Nuclear Physics B (Proc. Suppl.)* 166 (2007) 303.
- [33] F. Heine, R. Lange, K. Schieber, S. Windisch, and B. Smutny, "Coherent Seed Laser for the AEOLUS Mission". Coherent Laser Radar Conference 2007.
- [34] Ph. Laurent, A. Clairon, P. Lemonde, G. Santarelli, C. Salomon, C. Sirmain, F. Picard, Ch. Delaroche, O. Grosjean, M. Saccoccio, M. Chaubet, L. Guillier, J. Abadie, "The Space Clock PHARAO: Functioning and Expected Performances", in *Frequency control symposium and pda exhibition jointly with the 17th european frequency and time forum, 2003. proceedings of the 2003 ieee international*, p.179-184.
- [35] G. Müller, P. McNamara, I. Thorpe, and J. Camp, "Laser frequency stabilization for LISA", NASA Technical Publication TP-2005-212790 (2005).
- [36] Experimental Gravitational Physics Using Drag-Free Satellites,
<http://www.dragfreesatellite.com/index.html>
- [37] Gravity Probe B Web Page,
<http://www.gravityprobeb.com/>
- [38] 小型科学衛星プリプロジェクトチーム, 小型科学衛星シリーズ システム定義書 (System Definition Document), ドラフト版 2008年8月18日.

- [39] John C. Mankins, 'Technology Readiness Levels', A White Paper, April 6, 1995, Advanced Concepts Office, Office of Space Access and Technology, NASA.
- [40] N. Uehara and K. Ueda "Frequency Stabilization of Two Diode-Pumped Nd:YAG Lasers Locked to Two Fabry-Perot Cavities", *Jpn. J. Appl. Phys.* 33 (1994) 1628.
- [41] K. Nakagawa, A.S. Shelkovnikov, T. Katsuda, and M. Ohtsu, "Absolute frequency stability of a diode-laser-pumped Nd:YAG laser stabilized to a high-finesse optical cavity", *Appl. Opt.* 33 (1994) 6383.
- [42] M. Notcutt, L.-S. Ma, J. Ye, and J.L. Hall, "Simple and compact 1-Hz laser system via an improved mounting configuration of a reference cavity", *Opt. Lett.* 30 (2005) 1815 .
- [43] L. Chen, J. L. Hall, J. Ye, T. Yang, E. Zang, and T. Li, "Vibration-induced elastic deformation of Fabry-Perot cavities", *Phys. Rev. A* 74 (2006) 053801 .
- [44] T. Nazarova, F. Riehle, and U. Sterr, "Vibration-insensitive reference cavity for an ultra-narrow-linewidth laser", *Appl. Phys. B* 83 (2006) 531 .
- [45] K. Numata, A. Kemery, and J. Camp, "Thermal-Noise Limit in the Frequency Stabilization of Lasers with Rigid Cavities", *Phys. Rev. Lett.* 93 (2004) 250602.
- [46] M. Notcutt, L.-S. Ma, A.D. Ludlow, S.M. Foreman, J. Ye, and J.L. Hall, 'Contribution of thermal noise to frequency stability of rigid optical cavity via Hertz-linewidth lasers", *Phys. Rev. A* 73 (2006) 031804R.
- [47] M. Troebs, "Laser development and stabilization for the spaceborne. interferometric gravitational wave detector LISA", Dissertation. Univ. Hannover (2005).
- [48] J. Harris, G. Burnie, MD, Ultralight Propellant Tank for NASA Space Technology 5, AIAA-2003-4608, *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2003.
- [49] Y. Nakayama, I. Funaki, H. Kuninaka, Sub-Milli-Newton Class Miniature Microwave Ion Thruster, *Journal of Propulsion and Power* 23 (2007) 495.
- [50] H. Koizumi and H. Kuninaka, Low Power Micro Ion Engine Using Microwave Discharge, AIAA-2008-4531, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2008.
- [51] V. Hraby, et al., ST7-DRS Colloid Thruster System Development and Performance Summary, AIAA-2008-4824, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2008.
- [52] M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Micropropulsion for Small Spacecraft, *Progress in Astronautics and Aeronautics Series*, 187 (2000).

- [53] C. Scharlemann, M. Tajmar, A. Genovese, N. Buldrini, and R. Schnitzer, In-FEEP Qualification Test Program for LISA Pathfinder, AIAA-2008-4825, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2008.
- [54] M. Gollor, and M. Boss, Micro-Newton Electric Propulsion Subsystems for Ultra-Stable Platforms, AIAA-2006-4825, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 2006.
- [55] K. S. Thorne, "Gravitational radiation", in *Three hundred years of gravitation*, edited by S. Hawking and W. Israel (Cambridge University Press, 1987), p. 330-458.
- [56] R. A. Hulse and J. H. Taylor, "Discovery of a pulsar in a binary system", *Astrophys. J.* 195 (1975) L51; R. A. Hulse, "The discovery of the binary pulsar", *Rev. Mod. Phys.* 66 (1994) 699; J. H. Taylor, "Binary pulsars and relativistic gravity", *Rev. Mod. Phys.* 66 (1994) 711.
- [57] J. Weber, "Detection and Generation of Gravitational Waves", *Phys. Rev.* 117 (1960) 306; J. Weber, "Evidence for Discovery of Gravitational Radiation", *Phys. Rev. Lett.* 22 (1969) 1320.
- [58] G. E. Moss, L. R. Miller, and R. L. Forward, "Photon-Noise-Limited Laser Transducer for Gravitational Antenna", *Appl. Opt.* 10 (1971) 2495.
- [59] C. Kim, V. Kalogera, DR. Lorimer, "The probability distribution of binary pulsar coalescence rates. I. Double neutron star systems in the Galactic field", *Astrophysical Journal* 584 (2003) 985; AJ. Faulkner, M. Kramer, AG. Lyne, et al., "PSR J1756-2251: A new relativistic double neutron star system", *Astrophysical Journal* 618 (2005) L119.
- [60] "LIGO II Conceptual Project Book", LIGO M990288-A-M (1999).
- [61] K. Kuroda, M. Ohashi, S. Miyoki, et al., "Large-scale cryogenic gravitational wave telescope", *International Journal of Modern Physics D* 8 (1999) 557; K. Kuroda, *The status of LCGT*, *Class. Quantum Grav.* 23 (2006) S215.
- [62] Wilkinson Microwave Anisotropy Probe Web Page,
<http://map.gsfc.nasa.gov/>
- [63] B. L. Schumaker, *Class. Quantum Grav.* 20 (2003) S239.
- [64] 平成 18 年度版 理科年表, 国立天文台編.
- [65] International Center for Global Gravity Field Models,
<http://icgem.gfz-potsdam.de/ICGEM/ICGEM.html>
- [66] 国土地理院 地磁気観測量,
<http://vldb.gsi.go.jp/sokuchi/geomag/index.html>
- [67] GWIC (Gravitational Wave International Committee) Roadmap,
https://gwic.ligo.org/roadmap/Roadmap_110726_WEB.pdf.

- [68] W.M. Folkner, G. deVine, W.M. Klipstein, K. McKenzie, R. Spero, R. Thompson, N. Yu, M. Stephens, J. Leitch, R. Pierce, T.T.-Y. Lam, and D.A. Shaddock, " Laser frequency stabilization for GRACE-2, " In: Proceedings of the 2011 Earth Science Technology Forum (2011).