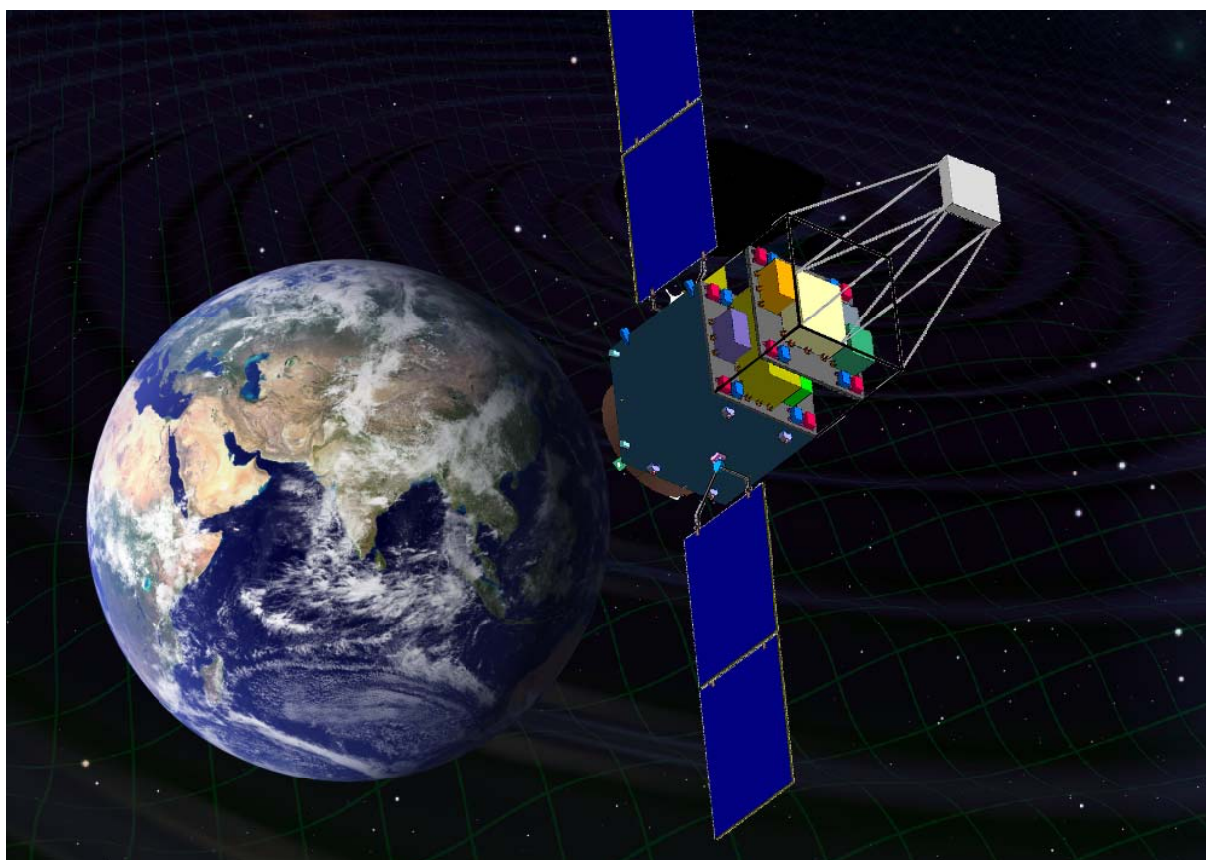


小型重力波観測衛星
DECIGO パスファインダー (DPF)

— 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

2008年9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

2008 年 9 月 30 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ペロー干渉計と、安定化レーザー光源を搭載した 350 kg 級の小型衛星である。外乱の影響を抑えるために、鏡の位置を基準に衛星の位置・姿勢を制御するドラッグフリー制御を行う。軌道は、高度 500 km の太陽指向の極軌道を想定している。干渉計の光軸が地表に対して水平方向、太陽電池パネルが太陽方向を向く姿勢を維持する。

本書の概要

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

そこで、小型重力波観測衛星 (DPF, DECIGO Pathfinder) を打ち上げ、DECIGO の実現のために特に重要と考えられる技術に関して宇宙実証試験を行うと共に、実際の重力波観測と地球重力場の観測を行うことを提案する。DPF は、小型科学衛星標準バスを利用した 350 kg 級の衛星で、高度 500 km の地球周回軌道 (太陽同期極軌道) に投入される。衛星内には、ドラッグフリー制御によって非接触保持された 2 つの試験マス (鏡) と安定化レーザー光源を搭載する。これらの鏡で構成された基線長 30 cm のファブリ・ペロー干渉計の基線長変化を、安定化されたレーザー光源を用いて測定することで、0.1-1 Hz 付近での重力波観測を行う。また、試験マスと衛星の相対変動を測定することで、地球重力場の観測を行う。その過程で、DECIGO 実現のために重要な開発項目である、(1) レーザー干渉計の制御と試験マス非接触保持機構、(2) レーザー光源とその安定化システム、(3) 衛星のドラッグフリー制御、の宇宙実証試験を行う。小型観測装置であるために、DPF の感度は、これまで地上で実現されている重力波望遠鏡や、将来の宇宙重力波検出器の感度には及ばない。しかし、この周波数帯では、地上検出器では観測することのできないため、これまでに実際に重力波を観測した例は無い。その一方で、銀河中心ブラックホールの準固有振動や、中間質量ブラックホール合体からの重力波は、この周波数帯で放射されていることが予想されている。従って、DPF で得られた観測結果は、これまでにない貴重なものになると期待できる。また、各技術実証項目も、それぞれが先進的な科学技術になっており、その実現は大きな科学的成果となり得る。

DPF ミッションは、現在、プリ・フェーズ A 開発段階にある。本書では、DPF ミッションの概要、目標とする科学的成果、衛星システムの概要、各サブシステムの詳細と技術成熟度、ミッション運用概要、開発スケジュール、実行体制、費用を示し、フェーズ A 開発段階に移行することを提案する。

目次

第1章	ミッション概要	1
1.1	背景と目的	1
1.1.1	重力波天文学と DECIGO 計画	1
1.1.2	DPF の観測による科学的成果	2
1.1.3	DPF による科学技術の確立	2
1.2	DPF ミッション概要	3
1.2.1	衛星構成	3
1.2.2	衛星軌道・姿勢	4
1.2.3	衛星運用・観測	4
1.3	意義と緊急性	5
1.3.1	ミッションの意義	5
1.3.2	計画実施の緊急性	6
1.4	ミッションの推進	6
1.4.1	開発・推進計画	6
1.4.2	推進体制	6
1.4.3	開発の現状	7
1.5	本書の構成	7
第2章	DPF で目指す科学的成果	8
2.1	観測による科学的成果	8
2.1.1	重力波観測	8
2.1.2	地球重力場観測	10
2.2	将来に繋がる科学技術の確立	11
2.2.1	宇宙干渉計による精密計測	11
2.2.2	安定化レーザー光源の実現	13
2.2.3	ドラッグフリー制御	15
2.3	ミッションの意義	16
2.3.1	他のプロジェクトの相補性	16
2.3.2	波及効果	17
2.3.3	小型科学衛星シリーズで行う意義	17
2.4	ミッション成功基準	18
2.5	ミッション要求	19
第3章	衛星システム概要	21
3.1	衛星全体の構成	21
3.1.1	概要	21

3.1.2	軌道・衛星姿勢	22
3.2	ミッション部構成	23
3.2.1	ミッション部概要	23
3.2.2	観測装置	25
3.2.3	ミッション信号処理	26
3.2.4	構造・電力・熱設計	27
3.2.5	ミッション部電源・温度制御	29
3.3	衛星バス部構成	29
3.3.1	衛星バス構成	30
3.3.2	標準構成からの変更	31
3.4	ミッション部-バス部インターフェース	32
3.5	技術成熟度・信頼性とリスク	33
3.5.1	技術成熟度	33
3.5.2	冗長性・信頼性の考え方	33
3.5.3	リスク要因とバックアッププラン	34
第4章	干渉計・ハウジング部	37
4.1	要求・仕様	37
4.1.1	干渉計・ハウジング部への要求	37
4.1.2	概要と仕様	37
4.2	構成・ブロック図	38
4.2.1	構造	39
4.2.2	センサ・アクチュエータ	41
4.2.3	ローンチロック・クランプリリース	41
4.2.4	制御回路	42
4.3	開発の現状・技術成熟度	44
4.3.1	重力波検出レーザー干渉計	44
4.3.2	地球重力場観測レーザーセンサ	44
4.3.3	静電センサ・アクチュエータ	44
4.3.4	ハウジングフレーム	45
4.3.5	ローンチロック・クランプリリース	45
4.4	開発項目・トレードオフ	47
4.4.1	重力波検出レーザー干渉計	47
4.4.2	地球重力場観測レーザーセンサ	47
4.4.3	静電センサ・アクチュエータ	47
4.4.4	ローンチロック・クランプリリース	48
第5章	安定化レーザー光源	49
5.1	要求・仕様	49
5.2	構成・ブロック図	49
5.2.1	レーザー光源部	50
5.2.2	周波数安定化部	51
5.2.3	周波数安定化の構成	51

5.3	開発の現状・技術成熟度	53
5.4	開発項目・バックアッププラン	54
5.5	技術実証実験の背景と意義	54
5.5.1	地上でのレーザー光源安定化	55
5.5.2	衛星搭載用レーザー光源の安定化	56
5.5.3	DPFによる宇宙実証の意義	57
第6章	姿勢・ドラッグフリー制御	58
6.1	要求・仕様	58
6.2	構成・ブロック図	60
6.3	開発の現状・技術成熟度	63
6.4	開発項目・トレードオフ	64
第7章	スラスタ	65
7.1	要求・仕様	65
7.2	構成・ブロック図	66
7.2.1	イオンスラスタシステム案	66
7.2.2	コールドガスジェットシステム案	67
7.2.3	Field Emission 推進 (FEED) 案	68
7.3	開発の現状・技術成熟度	69
7.4	開発項目・トレードオフ	71
第8章	サブシステム設計・検討	74
8.1	要求・仕様	74
8.2	構成・ブロック図	74
8.2.1	SpaceCard	75
8.2.2	Universal SpaceWire Board	75
8.2.3	電源制御部 (PCU)	75
8.2.4	精密温度制御	77
8.3	開発の現状・技術成熟度	78
8.4	開発項目	78
第9章	衛星の運用計画	79
9.1	軌道投入と姿勢制御	79
9.2	ミッション運用	80
9.3	地上局	81
9.4	観測運用	81
9.4.1	重力波の観測	82
9.4.2	地球重力場の観測	82
第10章	開発・試験計画	83
10.1	スケジュールと試験計画	83
10.1.1	マスタースケジュール	83
10.1.2	開発のためのサブシステム構成	83

10.1.3 試験計画	85
10.2 フェーズ A における開発計画	86
10.3 体制	87
第 11 章 費用	89
付 録 A DECIGO 計画	91
A.1 重力波とそれによる天文学	91
A.2 宇宙空間重力波望遠鏡 DECIGO の概要と期待できる成果	94
付 録 B DPF 雑音源の詳細検討	100
B.1 外乱・雑音の見積り	100
B.2 試験マスに直接作用する外乱	101
B.2.1 重力	101
B.2.2 電磁力	105
B.2.3 その他の試験マスに直接作用する力	107
B.3 衛星に作用する外乱	109
B.4 干渉計の雑音	110
付 録 C 技術成熟度	113
付 録 D 国外からの推薦	115
参考文献	118

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 を提案する背景と科学的目標、衛星の概要、意義、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、将来の大型宇宙空間重力波望遠鏡計画 DECIGO¹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]。その一方で、DPF で宇宙実証される、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といった技術は、DECIGO 以外の幅広い応用も考えられる先進的な科学的成果となり得る。また、それらの搭載機器を組み合わせることで、実際に重力波や地球重力場の観測を行い、これまでにない知見を得ることも目指している。以下、DPF を提案する背景として、重力波天文学と DECIGO 計画、また、DPF で目指す重力波・地球重力場の観測による科学的成果と、宇宙干渉計における精密計測、安定化レーザー光源、ドラッグフリーの宇宙実証で期待できる科学的成果の概略を示す。

1.1.1 重力波天文学と DECIGO 計画

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、中性子星やブラックホールなどの高密度天体の、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、このような天文現象の内部を直接観測する新しい手段となり得る。また、重力波は、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。重力波による観測によって、電磁波によるものとは質の異なった新たな天文学が拓かれる可能性が期待されている。

日本国内で提案されている宇宙空間重力波望遠鏡 DECIGO は、宇宙の起源や構成に対する知見、ブラックホールや中性子星の合体やガンマ線バーストなどの激しい天体現象に対する知見といった、宇宙に対する新しい知見を得る事を目指し、3 台の S/C を打ち上げ、その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装置である。DECIGO では、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や、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を得ることが期待できる。ただ、DECIGO は非常に大規模な計画であり、その実現のためには、技

¹DECIGO: 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。

術実証を段階的に進めていくことが不可欠である。そこで、DPF を DECIGO のための最初の前哨衛星として打ち上げ、技術実証と観測データの蓄積をはかる (付録 A 参照)。

1.1.2 DPF の観測による科学的成果

- 重力波観測

DPF では、安定化レーザー光源と、基線長 30 cm のファブリ・ペロー (Fabry-Perot) 干渉計を用いて、0.1-1 Hz の周波数帯での重力波観測を行う。この周波数帯は、地上の検出器や、他の手法を用いた観測では観測することが困難であり、これまでに実際に重力波を観測した例は無い。銀河中心ブラックホールの準固有振動や、中間質量ブラックホール合体からの重力波は、この周波数帯で放射されていることが予想されている。DPF では、我々の銀河中心付近のブラックホールに関連した現象を観測し、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を目指す。

- 地球重力場観測

地球周回衛星は地球重力場のなかでほぼ自由運動をしているので、その軌道から地球重力場を観測することができる。DPF では重力波観測用鏡 (試験マス) と小型レーザーセンサ、GPS を搭載し、衛星が受ける加速度擾乱の情報と、GPS で得られる軌道情報から地球重力場観測を行う。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、重力観測はやや深い部分の質量移動を直接検知できるため、陸水変動のほか極域の氷床や海洋の変動、地震・火山噴火にともなう地殻変動の観測などあらたな地球観測手段になっている。将来的には、DPF に搭載されるユニットを標準化し、多くの低軌道小型衛星に搭載することで、多数の衛星による高い空間分解能で地球全球重力場観測を目指す。

1.1.3 DPF による科学技術の確立

- 宇宙干渉計による精密計測

DECIGO においては、2 枚の鏡でファブリー・ペロー共振器を構成し、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、その宇宙実証は重要な課題となっている。そこで、DPF では、衛星内に 2 つの鏡 (試験マス) を非接触保持し、その間の距離をレーザー干渉計を用いて精密測距・制御する宇宙実証を行う。干渉計による低雑音計測、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・ロック機構などは、宇宙干渉計の根幹となる構成要素であり、将来計画にそのまま繋がる技術となる。DPF では、干渉計による精密計測を宇宙実証することで、衛星を用いた微小重力下での精密計測や、宇宙環境に対する理解を深めることを目指す。

- 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る。DPF では、レーザー光源の安定化システムの宇宙実証を行い、その実現が可能であることを示す。

地上においては、周波数安定化されたレーザー光源は、原子・分子の精密分光をはじめ、光周波数標準、量子情報や量子コンピューター、光通信など、多岐の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、衛星間の高速度光通信、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による宇宙実証により、衛星を用いた光技術の発展の先鞭をつけることを目指す。

- 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、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タに関する経験と実績を蓄積する。

海外においては、ドラッグフリー制御は、ナビゲーションシステム開発のために1970年代より実証試験が行われていた。最近では、2004年に一般相対論検証衛星である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。一方、日本では、高高度大気球からの自由落下によるドラッグフリー制御が実現されているものの、これまでドラッグフリー衛星を打ち上げた経験はない。現在、DECIGO以外にも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が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。

1.2 DPF ミッション概要

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350 kgの衛星で、 $950 \times 950 \times 2000$ mmの衛星本体に、長さ1200 mのマストと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、重力波・地球重力場の観測のための干渉計モジュール、それにレーザー光を供給する安定化レーザー光源、ドラッグフリーを実現するための小型低雑音スラスタと制御システム、またそれらの信号処理などを行うミッション制御機器などが搭載される。これらは、バス部上部に取り付けられた $950 \times 950 \times 900$ mmのミッション部構体内に収められ、電気的には、通信・電力供給・温度制御用の配線のみでバス部と接続される。DPFでは、観測対象が重力波・地球重力場であるため、観測のための開口部を必要としない。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。

表 1.1: DPF の概要

項目	諸元
衛星全体	
打上げ時期	2012 年
打ち上げロケット	次期固体ロケット
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 + マスト構造, 太陽電池パドル
重量	350 kg
消費電力	最大 600 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 地球重力場観測用レーザーセンサ
安定化レーザー光源 ドラッグフリー制御 ミッション制御系	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 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 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, 標準化レベル IV で使用 低擾乱化のための仕様変更

1.2.2 衛星軌道・姿勢

DPF は、次期固体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。また、バス部に取り付けられたスラスタは、推力雑音が大きいが想定されるため、観測運用時には使用できない。そこで、DPF 衛星の姿勢は、重力傾度安定によって受動的に実現される。この安定条件を満たすため、衛星にはマスト構造が取り付けられ、各軸周りの慣性モーメントと重量配置が調整されている。受動的な姿勢安定に加えて、太陽輻射圧変動や大気抵抗による衛星の姿勢・変位変動は、ドラッグフリー制御によって、能動的に抑圧され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・低推力雑音のスラスタを用いる。

1.2.3 衛星運用・観測

DPF の設計寿命は 1 年とし、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 意義と緊急性

1.3.1 ミッションの意義

DPFを実現することは、観測による成果や 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 ESA/NASA は共同で、旗艦ミッションとなり得る大型計画として、宇宙重力波望遠鏡 LISA (Laser Interferometer Space Antenna) 計画を進めている [4]。また LISA のための技術実証衛星 LPF (LISA Pathfinder) が 2010 年に打ち上げられる予定になっており、その製作も進められている [5]。しかし、LPF で実証される技術は LISA 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、欧米の LISA/LPF と干渉計方式などの点で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、質の異なる成果を挙げるのが期待できる。

- 先進的な宇宙技術の確立

DPF は、DECIGO のための根幹技術を確立するための前哨衛星として提案されている一方で、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宇宙実証は、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。DPF は、SpaceWire を用いたスケーラブルな構成をしており、実証された技術をさまざまな宇宙ミッションへ展開することが期待できる。

- 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。ただ、ISS は共用施設であり、それ自身が発生する

年度 月	H19 2007			H20 2008			H21 2009			H22 2010			H23 2011			H24 2012								
	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3
全体スケジュール バス部	<p>小型重力波観測衛星(DPF)スケジュール</p> <p>仕様調整 仕様確定 詳細設計 バスFM製造 バス部バス総体理適合試験 統合試験 打上</p> <p>システム要求確定 ICD システム確認書</p>																							
ミッション部	<p>ミッション機器 概念設計 (Pre Phase-A) 基本構成機器のBBM製作・試験</p> <p>↑ ミッション提案書 ミッション定義審査</p>						<p>TRL>4</p> <p>ミッション部 Phase-A クリティカル機器の開発</p> <p>↑ 基本仕様設計書 プロジェクト移行</p>						<p>TRL>5</p> <p>ミッション部 Phase-B 基本設計・仕様調整</p> <p>↑ 最終設計書</p>						<p>TRL>6</p> <p>仕様確定 詳細設計 構造・計装 FM製造 単体総合試験試験</p>					

図 1.1: DPF の開発スケジュール .

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、小型衛星を用いた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、2025 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。2012 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、2010 年には LPF 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 2012 年に打ち上げることは重要である。

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。この図では、小型科学衛星 2 号機として、2012 年度中に打ち上げることを前提としている。そのために、2009 年度にフェーズ A 開発段階、2010 年度にフェーズ B 開発段階に進む計画になっている。

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、国内外の多くのデータ解析・理論研究グループが協力して進める。

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。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。

1.4.3 開発の現状

DPF では、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、安定化レーザー光源、ハウジング、レーザーセンサ、信号処理システム、ドラッグフリーシステムなど、根幹となるサブシステムの開発と、熱・構造設計など衛星全体の成立性の検討を進めてきた。特に、ハウジングと信号処理システムに関しては、DPF に準じる仕様のモジュール (SWIM) の製作を行い、環境試験を経て、2008 年度中に打ち上げられる技術試験衛星 SDS-1 への取り付けが完了している。

1.5 本書の構成

DPF ミッションは、現在、プリ・フェーズ A 開発段階にある。本書では、DPF の目的、概要、開発スケジュールなどを示し、DPF を JAXA 小型科学衛星 2 号機候補としてフェーズ A 開発段階に移行し、技術成熟度をさらに高めることを提案する。

次章以降は、目標とする科学的成果 (第 2 章)、衛星システムの概要 (第 3 章)、各サブシステムの詳細 (第 4-8 章)、衛星の運用計画 (第 9 章)、開発・試験計画 (第 10 章)、製作・運用に必要な費用 (第 11 章) という構成になっている。DPF 提案の背景となっている重力波天文学と DECIGO 計画については付録 A、DPF 仕様策定の際に行った雑音の詳細検討は付録 B にまとめた。また、参考資料として、技術成熟度 (TRL: Technology Readiness Level) の定義などは付録 C にまとめた。付録 D には、海外からのサポートとして、ノーベル物理学賞受賞者の J. L. ホール氏からの推薦状を添付した。

第2章 DPFで目指す科学的成果

DPFでは、重力波や地球重力場の観測と、将来の大型計画のための科学技術の確立という、理・工学両面での科学的成果を目指す。本章では、DPFで期待できる科学的成果についてまとめ、それらの目的に対して、ミッションの成功基準を定める。

2.1 観測による科学的成果

DPFの第1の目的は、衛星を用いた観測を行い、これまでにない知見を得ることである。以下、重力波の観測、地球重力場の観測のそれぞれで期待できる科学的成果をまとめる。

2.1.1 重力波観測

DPFでは、0.1-1 Hzの周波数帯での重力波観測を行う。この周波数帯は、地上の検出器[6, 7, 8, 9]や、他の手法を用いた観測(宇宙飛翔体のドップラー・トラッキングなど)では観測することが困難であり、これまでに実際に重力波を観測した例は無い。銀河中心ブラックホールの準固有振動や、中間質量ブラックホール合体からの重力波は、この周波数帯で放射されていることが予想されている。DPFは、我々の銀河中心付近のブラックホールに関連した現象を観測できる能力を持っており、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が期待できる。

DPFで期待できる重力波に対する感度と、この周波数帯で期待できる重力波源を図2.1に示す¹。DPFは、0.1-1 Hzあたりで最高感度を持ち、下記のブラックホールに関連した重力波現象が観測対象となり得る。

- 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。この波形は、理論的に正確に計算することができるため、観測によって得られたデータと、予想波形の相関を調べることによって、信号/雑音比(SNR: Signal-to Noise Ratio)を稼ぐことができる²。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。

¹この図では、観測周波数幅が、周波数に一致するものとして、縦軸は重力波振幅(無次元の歪み量)に換算している。

²観測周波数帯域に入ってから合体するまでの時間は、 $10^3 M_{\odot}$ 連星の場合、15,000秒程度、 $5 \times 10^3 M_{\odot}$ 連星の場合、1,000秒程度になる。

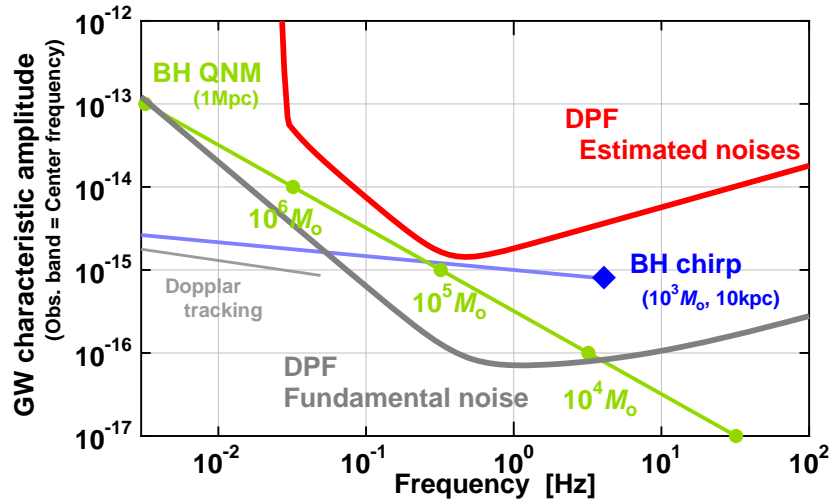


図 2.1: DPF の感度・雑音スペクトルの見積り．最も感度の良い周波数帯 (0.3 Hz 近辺) で, $h_c \sim 10^{-15}$ 程度の感度になる．量子雑音などの原理的な雑音で決まる感度限界は, 1/10-1/30 程度低いレベルにある．

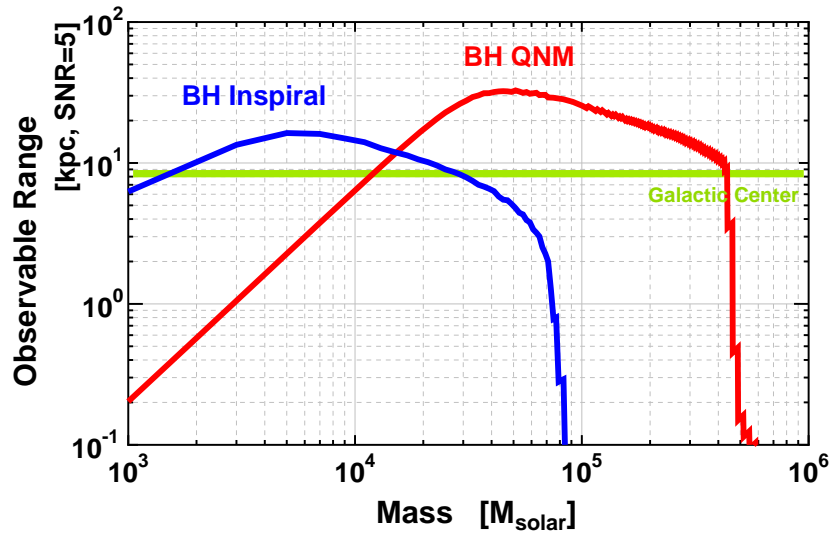


図 2.2: DPF で期待することができる観測可能範囲の見積り．横軸は, 重力波源となるブラックホールの質量, 縦軸は, SNR (Signal-to-Noise Ratio) = 5 で観測可能な距離範囲を示す．図 2.1 に示した DPF 感度曲線を用いて, ブラックホール連星の合体 (BH Inspiral) と, ブラックホール準固有振動 (BH QNM) からの重力波それぞれについて計算してある．我々の銀河中心近辺 (地球から 8.5 kpc) でこれらの重力波イベントが発生した場合には, その信号検出が期待できる．

- 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。この波形も、理論的に予測することができ、理論波形と観測データの相関を取ることで微弱な信号を取り出すことができる³。

DPF で観測した場合、SNR (Signal-to-Noise Ratio) 5 程度で信号検出が可能な範囲の見積りを、図 2.2 に示す。もし、我々の銀河中心近辺 (地球から 8.5 kpc) でイベントが発生した場合には、十分観測することができる見積もりになっている。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。この周波数帯での重力波観測はこれまでに行われていないため、DPF で得られる観測データは、地上の検出器では得られない貴重なものになることが見込まれる。

2.1.2 地球重力場観測

地球周回衛星は地球重力場のなかでほぼ自由運動をしているので、その軌道から地球重力場を観測することができる。とくに低軌道衛星は地表付近の空間分解能の高い重力場検出が可能で、その時間変動から陸水 (地下水や氷) の分布や環境変動を知る有力な手法となりつつある。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] 等の衛星により観測が続けられている。これらは、衛星の軌道情報から地球重力場を検知することを原理としているが、低軌道衛星では大気抵抗や太陽輻射圧等の擾乱が加わり、検出精度が劣化する。それを避けるためにこれらの衛星には高精度加速度計が搭載されており、上記の非重力起源の擾乱を直接検知して補正し精度を維持している。すなわち、衛星搭載加速度計の精度は重力場検出精度の向上に直結する。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、重力観測はやや深い部分の質量移動をも直接検出できるため、陸水変動のほか極域の氷床や海洋の変動、地震・火山噴火にともなう地殻変動の観測などあらたな地球観測手段として位置づけられ、GRACE のデータは精力的に解析されている。やや原理は違うが、GRACE の後継機として ESA による GOCE の打ち上げが 2008 年 10 月に予定されている [12]。

このように世界の潮流は測地のみならず環境監視としての高精度衛星重力ミッションであるが、日本は観測データ解析での貢献にとどまり、衛星の開発までには至っていない。その一因として、高コスト・大型化する衛星重力ミッションへの対応の難しさがある。しかし、レーザー技術や制御技術など衛星重力観測に応用できるものの基礎研究は国内でもおこなわれており [13]、レーザー干渉計測を利用した加速度計を搭載すれば従来の静電容量方式よりも 1 桁良い分解能 (10^{-11} m/s^2) が見込まれ、さらに低ドリフトやレーザー波長を基準とした自己校正機能が付加されるなどメリットが明らかとなった。そこで、従来のミッションの問題点である空間分解能とコストを解決する方法として、文献 [13] では小型衛星に搭載できるコンパクトな加速度計ユニットの開発を提案した。この加速度計ユニットと GPS を搭載

³この減衰振動の Q 値は、ブラックホールのパラメータ (質量、角運動量) に依存する。減衰が早い場合 (質量によって無次元化された角運動量が小さい場合) には、数周期で減衰することが予測されている。

表 2.1: 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)	干渉計方式
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				
LISA [4]	500 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

すれば、加速度擾乱の観測値と GPS で得られる軌道情報から小型衛星を重力観測衛星として機能させることができる。このユニットを標準化し、他のミッションも含めたなるべく多くの低軌道小型衛星に搭載するようにすれば、多数の衛星による地球重力場観測が可能となり、高い空間分解能で全球をリアルタイムにカバーすることができる。

DPF では重力波観測用鏡を試験マスとみなし、6 自由度の制御をかけることにより衛星が受ける加速度擾乱を高精度に検出することができる。このことを利用して、小型衛星を重力観測衛星として動作させ、本手法を実証するとともに、レーザー干渉計測 (レーザーセンサ) の性能の評価を試みる。DPF での成果は、今後の衛星重力ミッションを多点多点・低コスト化する新しい機軸を日本から打ち出す契機になると期待される。

2.2 将来に繋がる科学技術の確立

DPF では、重力波・地球重力場の観測とともに、DECIGO のための技術実証を大きな目的にしている。これらの技術実証は、これまでに行われていない新しいものであり、それらの成果自体が先進的な科学的成果となり得る。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で期待できる科学的成果と、それらの周辺分野への波及効果についてまとめる。

2.2.1 宇宙干渉計による精密計測

将来計画である 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 枚の鏡でファブリ・ペロー (Fabry-Perot) 共振器を構成し、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は DECIGO 独自のものであり、そ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。

欧米で進められている LISA 計画では、光トランスポンダ方式が採用されており、2010 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

ポング方式は、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、ファブリー・ペロー共振器を用いた精密測距は、レーザー光源の高安定化手法の1つとして確立されている。また、既に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 8.1)。

DECIGO では、基線長 1000 km のファブリー・ペロー共振器を構成する鏡間の距離変動を、0.1-1 Hz の周波数帯で $2 \times 10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 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 $6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ の変位感度、 $1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ 以下の外力雑音を、基線長 30 cm の共振器を用いて実現することを目標とする⁴。この感度の実現のためには、高感度レーザー干渉計技術と、鏡(試験マス)の非接触浮上保持技術、外乱の除去技術が重要になる。

- 高感度レーザー干渉計の宇宙実証

目標とする感度、光学素子に対する要求は、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。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。

- 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、非常に重要な一步となる。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ハウジングは宇宙干渉計の根幹となる構成要素であり、将来計画にそのまま繋がる技術となる。また、このハウジング部は、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、地球重力場の観測だけでなく、太陽輻射圧や大気の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。

- 低周波数における外乱の除去

DPFでは、鏡(試験マス)に加わる外力雑音が、0.1-1 Hzの低周波数帯で $1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ 以下であることが要求されている。衛星で実現されている長時間の無重力状態は、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では外乱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検討することによって実現される。この検討・研究は、宇宙環境や微小重力環境の理解に繋がることを期待できる。

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。

⁴この感度は、前述の銀河中心ブラックホールからの重力波観測という目標と、最初の宇宙実証試験であることから想定される技術的難易度とのトレードオフから定められている。

2.2.2 安定化レーザー光源の実現

DPF では、干渉計に光を供給するレーザー光源部には、DECIGO とほぼ同等の周波数安定度が要求されている。以下、DPF 用安定化レーザーの意義と技術の波及効果について述べる(第5章参照)。

周波数安定化レーザーの重要性は、原子・分子の精密分光をはじめ、光周波数標準、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の分野に及んでいる。近年では、光周波数標準などの分野でも特定の波長をもつ超狭線幅レーザーが必要となり、ECDL やファイバーレーザーによる安定化技術が進歩している。そのため、最終的な性能は光源本体ではなく、参照周波数基準の安定度のみで制限されるようになってきている。周波数基準は光共振器と原子・分子の吸収線の2つに大別できる。

光共振器を用いた周波数安定化は、共振器の長さを基準に光源の波長を制御することによって実現され、光共振器の熱雑音で制限された安定度が複数の研究機関・大学で達成されている [14, 15, 16, 17]。その1例として、 Ca^+ イオンを利用した光周波数標準用安定化レーザーの開発では、波長 729 nm の ECDL を超低膨張ガラス (ULE: UltraLow-Expansion glass) 製の高フィネス光共振器をもちいて安定化する実験が行われている [18]。その結果、このレーザーが $5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ の安定度を持つことが確認されている。また、Young らによって行われた実験は、 Hg^+ イオン光標準用に色素レーザーの安定化を目的として行われた [15]。光共振器を配置した光学定盤全体を実験室の天井から懸架して受動防振を行い、 $0.4 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ の安定化が達成されている。

原子・分子の吸収線を利用した周波数安定化も国内外の実験室で多く行われている。これらの多くはレーザーの絶対周波数計測による長さ・周波数標準の確立に関係しており、 $0.1 \text{ Hz} \sim 1 \text{ Hz}$ という標準器にとって比較的短期の安定度は強く追求されてこなかった。代表的な実験は、Nd:YAG レーザーの第2高調波(波長 532 nm) を非線形結晶を利用して発生させ、 I_2 (沃素)分子の吸収線を基準に安定化するものであり、 $40 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ のノイズレベルが達成されている [19, 20, 21]。そのほかにも、 OsO_4 (酸化オスミウム)分子に波長 $10 \mu\text{m}$ の CO_2 レーザーを安定化する実験 [22]、 CH_4 (メタン)分子に波長 $3 \mu\text{m}$ の He-Ne レーザーを安定化する実験 [23] も行われており、沃素安定化レーザーと同程度か半桁程度よい安定度が達成されている。

一方、衛星搭載用レーザーに関しては、強度変調-直接受信方式の宇宙光通信や、計測精度が許容される分光などがこれまでの主な用途であり、周波数ノイズに注意を払う必要はなかった。しかし、最近の低軌道衛星 NFIRE(米)-TerraSAR-X(独)間の距離 5000 km のコヒーレント方式宇宙通信の成功により、徐々に衛星搭載レーザーでも、周波数安定度が重要視されつつある [24]。コヒーレント方式は送信レーザーにデジタル位相変調し、受信衛星に搭載されたローカルレーザーとヘテロダイン干渉させて光位同期期を行い、その制御信号から直接受信方式よりも格段に良い SN 比で情報を抽出する技術である [25]⁵。しかしながら、この通信でさえ Tesat-Spacecom 社の衛星搭載用 NPRO [26] が、フリーランでも狭線幅であるという特性を利用し、安定化は行われていない。国内でも、地球観測プラットフォーム技術衛星 ADEOS⁶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 レーザーが利用された例があるが、要求安定度は 3×10^{-7} 程度であり、外乱に強いレーザー共振器設計にすることで十分に対策可能であった [27]。

⁵これは将来の DECIGO や LISA で必要となる技術のひとつでもある。

⁶ADEOS: Advanced Earth Observing Satellite。

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ことが予想される。それは、LISA および LPF をはじめ、TPF-C⁷、MAXIM⁸、GIFTS⁹、ADM-Aeolus¹⁰、ACES¹¹ 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ているためである。2008年打ち上げ予定の ADM-Aeolus ミッションは地球大気や天候システムなどの地球環境調査を目的とした衛星である。この衛星に搭載予定のレーザーライダーに持ちいる参照用安定化レーザーに関しては、すでに Tesat-Spacecom 社で開発された衛星搭載用 ULE 共振器等を用いて、要求安定度を十分に満たせる $25 \text{ kHz/Hz}^{1/2}$ が達成されている [33]。2010年打ち上げ予定の ACES ミッションでは、地上との高精度なマイクロ波リンク実験や基礎物理定数の時間変化観測等を行う。そのため、セシウム原子泉型一次周波数標準器 [34] と水素メーザーを国際宇宙ステーションに搬入し、微小重力下において非常に長い原子と光の相互作用時間を得ることで、超高安定なマイクロ波標準器を作る。このレーザー冷却用光源はセシウムセルと衛星搭載用に機械設計した波長 850 nm の ECDL を組み合わせることで、 $100 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ の十分な安定度が得られている。LISA で要求される周波数安定度は $30 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ と、これらのミッションと比較すると厳しいものであるが、実験室では光共振器および沃素吸収線を利用したどちらの安定化方法でも LISA の要求をほぼ満たせることが確認できている [21, 35]。

DPF 用光源に要求される周波数安定度 $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ は、LISA よりも更に 1 桁高いものであり、挑戦的なものであるといえる。この要求値は、光共振器の熱雑音で制限されるレベルであり、温調や防振、残留強度変調などに細心の注意を払うことによって、実験室で最近ようやく達成された。従って、これを宇宙空間で達成するためには、衛星内に実験室レベルの温度および振動環境を構築する必要がある。原子・分子の共鳴を用いた安定化では現在のところ吸収信号の SN 比に限界がある。最近、1030 nm の Yb:YAG 結晶を用いた NPRO が開発され、沃素の 515 nm 付近の吸収線を利用できるようになった。この吸収線は従来の 532 nm のものよりも信号強度が強く、狭線幅という利点がある。現在、この吸収線にレーザーを安定化する研究が推進されており、この結果次第では衛星搭載という目的において光共振器を凌駕することも十分ありえる。

このような様々な課題を克服して、DPF 用光源が開発された暁には、DECIGO や LISA といった宇宙重力波検出計画の範囲を超えた、非常に大きな波及効果が得られることが予測される。衛星間通信の将来は、始まったばかりのコヒーレンス方式を用いて、より遠距離をより高密度に通信することになるが、その際には Hz レベルの線幅をもつレーザーは必須となる。さらに地球環境観測は今後さらに重要性が増すことになるが、地球大気などの分光計測をより高精度に実施するためにも狭線幅レーザーは重要である。また、宇宙ステーションでマイクロ波標準器が運用された後、光時計が運用される時代に突入することは想像に難しくない。そのとき、DPF 用光源の開発で培われた技術は重要な意味を持つことになる。

⁷TPF-C: Terrestrial Planet Finder [28]

⁸MAXIM: Micro-Arcsecond X-Ray Imaging Mission [29]

⁹GIFTS: Geosynchronous Imaging Fourier Transform Spectrometer [30]

¹⁰ADM-Aeolus: Earth Explorer Atmospheric Dynamics Mission [31]

¹¹ACES: Atomic Clock Ensemble in Space [32]

表 2.2: ドラッグフリー衛星 .

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
計画されているミッション			
GOCE [12]	2008	1,050 kg	1 軸制御, 高度 285 km, 地球重力場観測
LPF [5]	2010	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	2012	350 kg	全自由度制御, 高度 500 km, 重力波などの観測
LISA [4]	2016 以降	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

2.2.3 ドラッグフリー制御

ドラッグフリー制御は, 衛星に働く太陽輻射圧や大気抵抗などの外乱を抑圧するための手法であり, 衛星の試験マス位置を基準に衛星変動の制御を行うことで実現される. 衛星には, 試験マスとの相対位置変動を測定するためのセンサと, 試験マスに追従するためのスラスタが搭載される. 試験マスは, 衛星によって外乱から保護されることになるため, 重力と衛星内部の小さな擾乱のみで決定される軌道を運動することになる.

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 2.2). 最近では, 2004 年, NASA により一般相対論検証のためのドラッグフリー衛星である 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]. このようにアメリカではドラッグフリーの技術は十分に成熟しているといえる. しかし, 残念ながら日本ではこれまでドラッグフリー衛星を打ち上げた経験はなく, この点に関してアメリカに大きく遅れをとっている. 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 2.2), 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.

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す. 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ことを所期の目標とする。また所期の成果を超える目標として、衛星をドラッグフリー制御することにより、衛星変動を太陽輻射圧雑音のレベル以下に抑圧し、より安定な衛星内環境を実現することを目指す。衛星と試験マスの相対変動の測定には、静電型センサを用い、衛星変動の制御には、衛星のミッション部に16台取り付けられた小型・低雑音スラスタを用いる。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、重要な技術実証になる。そのため、DPFでは、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せず、重力傾度安定による受動的な姿勢安定と低推力・低雑音のミッションスラスタによる能動的な姿勢安定を併用する構成になっている。

ドラッグフリー制御はDECIGOでは必須の技術であり、DPFで実証しておくことは非常に重要な意味を持つ。また、DECIGO計画で興味の持たれている周波数領域(0.1-1 Hz)での太陽輻射圧揺らぎのスペクトルに関する情報を直接測定することもでき、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。その他にも、DPFによって実証されるセンサ・制御系実装・スラスタ・低擾乱といった各要素技術は、将来のDECIGO計画や他のフォーメーションフライトミッションでも根幹となる技術であり、DPFで実証しておくことは非常に大きなステップになる。

2.3 ミッションの意義

2.3.1 他のプロジェクトの相補性

DPFで実証される技術は、試験マス・小型スラスタを用いてドラッグフリー制御を行う点、レーザー干渉計を用いた精密計測をする点、さまざまな雑音を抑圧するための方策では、ESA/NASが共同で打ち上げる予定になっているLPF(LISA Pathfinder)と類似する部分が多い。一方、ミッションの核となる部分であるレーザー干渉計の方式は異なり、DPFでは宇宙において光共振器を動作させるという、これまでにない新しい挑戦をすることになる。LPFでは、2つの試験マス間に光学系をはさみ、マツハツエンダー型の干渉計を構成するのに対して、DPFでは、2つの試験マス間の距離を直接計測するファブリー・ペロー干渉計を構成する。この方式の違いは、将来のLISAとDECIGOがそれぞれ異なった干渉計方式を用いる予定であることに起因しており、独自の技術実証が必要になっている。また、LPFではレーザー光源の安定化を行わない点や、軌道や衛星の構成など、異なる点も多い。

LPFは2010年打ち上げ予定であり、既にフライトモデルの製作が進められているため、技術検討や地上実験については、LPFグループが大きく先んじている。また、ミッション規模も大きく異なる。しかし、DPF/DECIGOグループとLPF/LISAグループは良好な関係にあり、研究者レベルでの技術的交流を行っている。LPFの結果で得られた知見を生かして、DPFで一歩進んだ技術実証を行うことも考慮に入れてDPFの設計・開発を進めている。

DPFで実証される技術は、主にDECIGOを想定して設定されているが、DPFが順調に進み、所期の成功に相当する結果が得られた場合、その結果がLISAやその後のBBO(Big Bang Observer)、その他の将来ミッション活用される可能性はあり得る。特に、BBOの概念設計はまだ途上であり、DPFで実証された光共振器方式がBBOで採用され、DECIGOとBBOが融合する可能性も考えられる。

		最低限の成功基準	所期の成功基準	所期の成果を超える成功基準
	DPF全体	各サブシステムの基本動作を確認する。	各サブシステムの期待性能での動作と、重力波・地球重力場観測。	性能の最適化と長期安定観測。
観測による成果	重力波観測	重力波観測データの取得。	所期の感度での重力波観測データの取得。重力波振幅の上限値と雑音源の評価。	6ヶ月以上に渡る観測と重力波信号の探査。背景重力波の上限値と空間分布を求める。
	地球重力場観測	衛星変動の長周期成分から地球重力場を観測する。	試験マス-衛星変動信号と軌道情報から地球重力場を観測し、観測精度を評価する。	全球に相当する重力場を重複観測し、データの再現性や重力場の時間変動を評価。
科学技術の確立	安定化レーザー光源	レーザー光源と安定化システムの動作と安定度を評価する。	レーザー光源を目標レベルまで安定化する。	地上で達成されていないレベルの安定度を達成する。
	ハウジング	ローンチ・ロック機構を動作させ、試験マスを衛星内に非接触保持する。	レーザーセンサを動作させ、高感度な試験マス-衛星変動測定を行う。	
	干渉計	ファブリ・ペロー干渉計を安定に制御し、基線長変動を測定する。	干渉計の連続安定動作を実現。データを重力波振幅に換算するための校正測定。	雑音源の評価と制御系の最適化を行い、原理的に可能なレベルまで干渉計雑音を低減する。
	ドラッグフリー	低雑音スラスタの動作確認と雑音レベル評価。	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、ドラッグフリー制御を実現。	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 2.3: DPF のミッション成功基準。

2.3.2 波及効果

DPF の開発と観測の結果に付随して周辺分野への波及効果も期待できる。

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て、重力の逆二乗則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、それを生かし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。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、安定化レーザー光源は、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、宇宙ステーション・衛星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。

2.3.3 小型科学衛星シリーズで行う意義

海外ミッションの進展状況や、DECIGO ミッション実現のための計画を考慮すると、DPF を出来る限り早い時期に実現させることは非常に重要である。その一方で、国内の重力波・

		必要要素								
		電源供給	中央処理演算器	データ処理・通信	安定化レーザー光源	ハウジング	干渉計	スラスタ	GPS	構体の重量バランス
	ミッション部の基本動作 衛星の受動的姿勢安定	○	○	○						○
最低成功基準	安定化レーザー光源動作 ハウジング 干渉計動作・評価 ドラッグフリー：スラスタ動作確認	○	○	○	△		△		△	△
所期成功基準	レーザー光源の目標値までの安定化 ハウジング：高感度衛星変動測定 干渉計の安定連続動作 ドラッグフリーの実現 重力波観測 地球重力場観測	○	○	○	○		○	○	○	○
超過成功基準	レーザー光源の高安定化 干渉計の低雑音・安定動作 ドラッグフリーによる衛星変動低減 長期重力波観測 長期地球重力場観測	○	○	○	◎		◎	◎	◎	◎

△：最低限の動作, ○：所期の動作, ◎：最高性能での動作

図 2.4: 目標達成のために必要となるサブコンポーネントの動作状態 .

地球重力場観測グループは、これまで衛星ミッションを進めてきた技術的蓄積が少なく、新規に開発しなければならない要素が多い。そのため、バス部に関しては確立された小型科学衛星標準バスを使用し、出来る限りミッションペイロード部の開発に注力することにより早期実現が可能になる。

小型科学衛星標準バスの重量や電力等の仕様が、DPF で目指す科学的成果の実現のための要求と合致している点、DPF で実証された技術が、シリーズ後継機などの他のミッションに流用できる可能性もある点、重力波の観測という、これまでに衛星ミッションとして進められてこなかった新しい分野での挑戦を行うことが小型科学衛星シリーズのコンセプトにも合致している点、などから、DPF を小型科学衛星シリーズの1つとして進める意義がある。

2.4 ミッション成功基準

DPF 全体として、以下の基準を設ける。

- 最低限の成功基準

各サブシステムの基本動作を確認することを最低限の目標とする。観測においては、感度には拘らずに重力波・地球重力場の観測データを取得することを最低限の成功基準とする。

- 所期の成功基準

各サブシステムが所期の性能で動作し、それらを同時に動作させることで、期待する感度での重力波・地球重力場観測結果を得ることを目指す。

- 所期の成果を超える成功基準

観測結果やサブコンポーネント性能において、これまでに得られていない成果を挙げることで、装置の原理的な限界性能を実現することを目標とする。

上記の基準に対して、ミッション目標のそれぞれに対して具体的に示したものを、表 2.3 にまとめる。

各ミッション目標の内容は独立であるものもあり、それらの達成のためには、必ずしも全ての衛星構成要素が動作している必要はない。目標達成のために必要となるサブコンポーネントの動作状態を、表 2.4 にまとめる。

2.5 ミッション要求

銀河中心ブラックホールの観測という科学的成果を達成するためには、DPF に搭載される重力波観測器は、干渉計変位雑音 $\leq 6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 、鏡 (試験マス) への外力雑音 $\leq 1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ という性能を持つことが要求される。また、地球重力場観測装置では、レーザーセンサ変位雑音 $\leq 1 \times 10^{-13} \text{ m/Hz}^{1/2}$ (1 Hz)、衛星位置決定精度 1 mm という性能が要求される。

これらの要求は、各サブシステムの要求仕様に分割されることになる。各サブシステムに要求される仕様とその主な根拠を表 2.3 にまとめる。雑音の見積もりと要求値・仕様設定の詳細は、付録 B にまとめる。

表 2.3: DPF での要求値・仕様 .

項目	要求値・仕様		主な制約条件
重力波観測			
干渉計変位感度	$\leq 6 \times 10^{-16}$	m/Hz ^{1/2}	銀河中心ブラックホールの観測
鏡 (試験マス) への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-15}$	N/Hz ^{1/2}	同上
干渉計基線長	30	cm	衛星内に収まる範囲で, 十分な長さ
地球重力場観測			
レーザーセンサ感度	$\leq 1 \times 10^{-13}$	m/Hz ^{1/2}	1 Hz での値, 地球重力場観測
軌道位置決定精度	1 mm		地球重力場観測精度
観測期間	≥ 3	month	十分な観測データの蓄積
レーザー光源			
出力	≥ 25	mW	干渉計散乱雑音からの要請
波長	1030	nm	安定な光源の実現性
周波数安定度	≤ 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
干渉計部環境			
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
ハウジング			
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	≥ 100	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
ロケット・ロック力	≥ 300	N	打上げ時振動からの保護
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			
寿命	≥ 6	month	軌道上試験, 観測データの蓄積
連続観測時間	≥ 100	min	重力波探査のデータ解析からの要請
サンプリング周波数	≥ 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.)

第3章 衛星システム概要

前章で示した DECIGO パスファインダー (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 衛星全体の構成

3.1.1 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、次期固体ロケットで打ち上げる構成になっている (図 3.1)。DPF では、観測対象が重力波・地球重力場であるため、観測のための開口部や大型の構造物を必要としない。その一方、レーザー干渉計など振動に敏感な装置を搭載するため、外乱や衛星自身の振動を極力低減するような設計がされている。衛星に加わる太陽輻射圧変動や大気抵抗といった外乱を抑圧するため、衛星内部の試験マスを基準としたドラッグフリー制御が行われる。また、衛星自身の振動を抑えるため、機械的な振動を励起する機器は極力搭載しない。衛星全体の主要諸元を表 3.1 に示す。衛星の総重量は 350 kg、 $950 \times 950 \times 2000$ mm (突起部を除く) の衛星に長さ 1200 m のブーム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、最大 600 W を見込む。

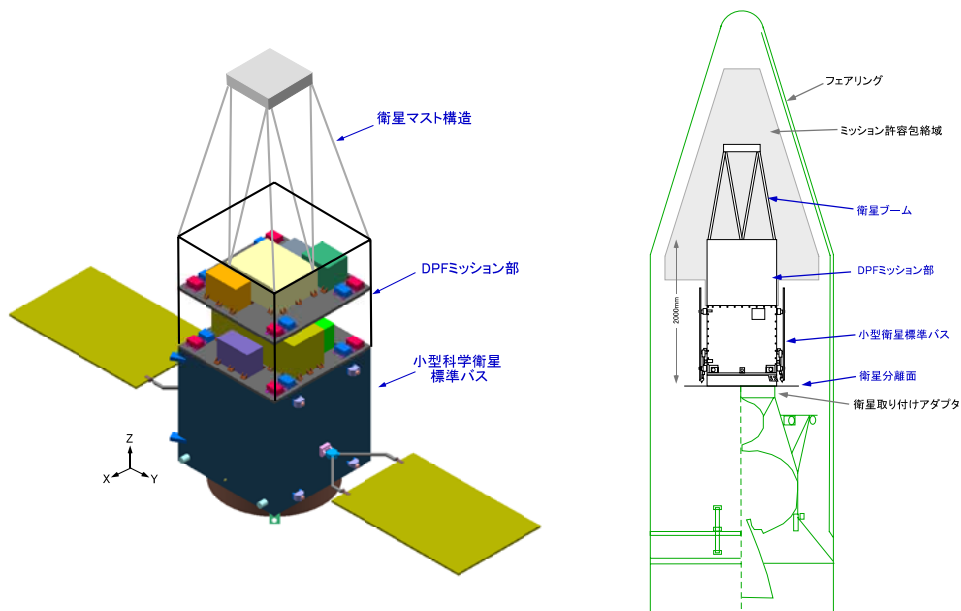


図 3.1: DPF 外観 (左図) と、次期固体ロケットフェアリング内設置時の様子 (右図)。外観図では、ミッション部の側面パネルを取り払った図を示している。

表 3.1: DPF の主要緒元

項目	諸元	備考
全体		
打上げ時期	2012 年	
打ち上げロケット	次期固体ロケット	ポストブーストステージ (PBS) を使用
衛星寸法	950 × 950 × 2000 mm	衛星マスト構造は含まず
重量	350 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	重力傾度安定と 3 軸姿勢制御を併用 ミッション運用時
消費電力	最大 600 W	
ミッション部		
重力波観測用干渉計	基線長 30 cm 鏡 (試験マス) 1 kg × 2	歪み感度 $2 \times 10^{-15}/\text{Hz}^{1/2}$ 打ち上げ時はロック機構で固定支持
地球重力場観測器	レーザーセンサ 6 組 × 2 半導体レーザー 40 mW	試験マス-ハウジングに付設 光ファイバにより導入
安定化レーザー光源	干渉計入射 25 mW	光ファイバにより重力波観測用干渉計に導入
ドラッグフリー制御	周波数安定度 $0.5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ 太陽輻射圧変動以下への安定化 ミッションスラスタ × 16	沃素吸収線安定化方式 試験マスを基準に衛星変動を制御 推力 $100 \mu\text{N}$, 推力雑音 $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$
ミッション部寸法	950 × 950 × 900 mm	衛星マスト構造は含まず
ミッション部重量	150 kg	
ミッション部消費電力	120 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 2 Mbps	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 3N スラスタ × 4	初期運用, フェイルセーフ時 同上
バス部寸法	950 × 950 × 1100 mm	フェアリング内設置時
バス部重量	200 kg	
標準構成からの差分	リアクションホイールの非搭載 慣性基準装置に FOG を使用 GPS 受信機を搭載	機械振動を避けるため 同上 地球重力場観測のため

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、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。

3.1.2 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 (図 3.2)。地球重力場の観測を行うため、地球に対して同じ向きを向く地球指向姿勢をとる。また、安定な温度環境実現と電力供給のため、日照-日陰境界を周回する軌道を通り、衛星の同一面を常に太陽方向に向ける姿勢をとる。軌道周回時の地球重力場変動の影響を避けるために、軌道離心率は、ロケットの軌道投入精度の範囲で極力小さくなるようにする。ミッション部の干渉計を構成する 2 つの試験マスはできるだけその相対距離が変わらない軌道上を運動している事が望ましい。そ

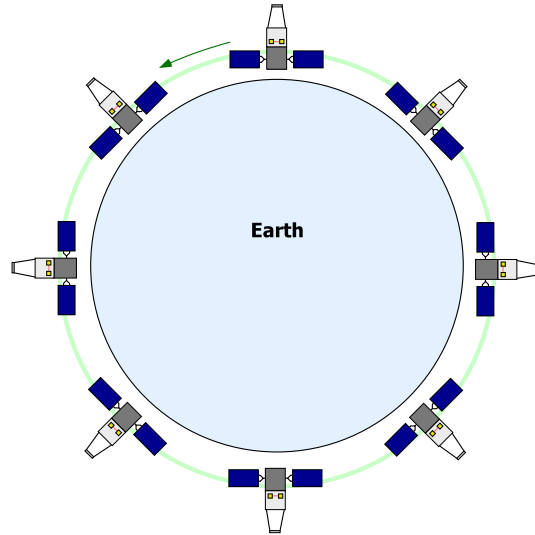


図 3.2: 衛星の軌道と姿勢 (太陽から地球方向を見たとき)。

ここで、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。

機械的な振動を避けるため、衛星にはモメンタム・ホイールを搭載しない。また、バス部に取り付けられたスラスタは、推力雑音が大きいが想定されるため、観測運用時には使用できない。そこで、DPF 衛星の姿勢は、重力傾度安定によって受動的に実現される。そのために、衛星は、Z方向の慣性モーメントが最大になるよう、重量配置される構成になっている。受動的な姿勢安定に加えて、太陽輻射圧変動や大気抵抗による衛星の姿勢・変位変動は、ドラッグフリー制御によって、能動的に抑圧され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。

3.2 ミッション部構成

3.2.1 ミッション部概要

DPF ミッション部のシステムブロック図を図 3.3 に、搭載機器構成を図 3.4 に示す。DPF のミッション部は、重力波・地球重力場の観測を行う干渉計部、干渉計に光を供給する安定化レーザー光源部、ドラッグフリー制御に用いるミッションスラスタ部、また、それらの機器と衛星バスの間を取り持つ信号処理部、電源・温度制御部で構成される。これらは、底面 950 mm 平方、高さ 900 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は、2段になっており、上段に安定化レーザー光源、信号処理部、電源制御部が配置され、下段に干渉計・ハウジングが配置される。ミッションスラスタは、16台搭載し、ミッション構体の各頂点に2台ずつ配置される。各コンポーネントは、SpaceWire インターフェースを持つデジタルボードとアナログ制御ボードを備えており、信号処理部と各コンポーネントは、SpaceWire 規格で結ばれる。ミッション部全体では、重量 150 kg、消費電力 120 W を見込む。

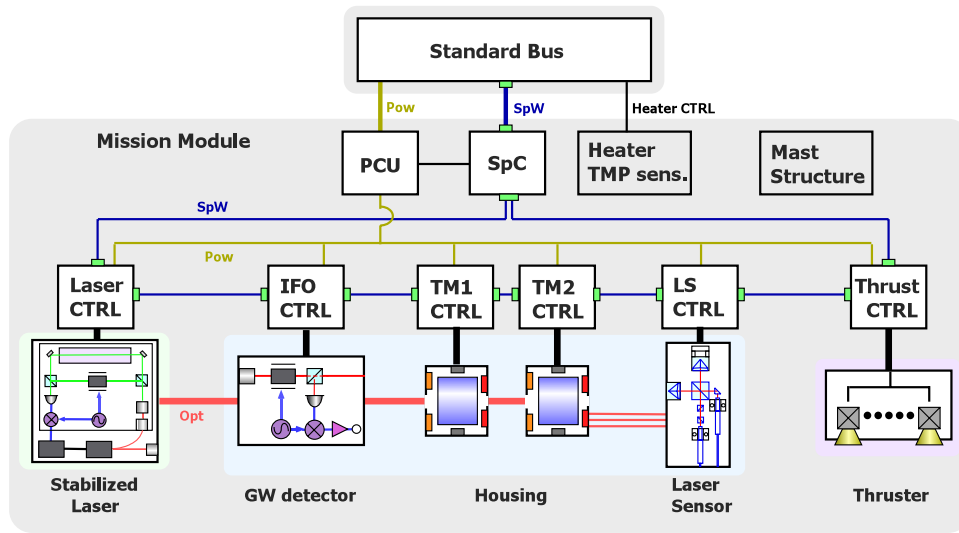


図 3.3: ミッション部システムブロック図 .

DPFミッション部構成要素	数量	大きさ [mm]			重量 [kg]			電力 [W]		
		W	D	H	1台	小計	計	1台	小計	計
ミッション部全体	1	950	950	900	150			120		
		+ マスト部長さ 1200								
干渉計モジュール	1				20			3		
重力波観測用干渉計	1	800	300	300	8	8		1	1	
ハウジング	2	200	200	300	5	10		1	2	
レーザーセンサ	6	30	30	120	0.2	1.2		0	0	
主干渉計制御モジュール IFO CTRL	1	300	150	200	5	5	5			4
ハウジング制御モジュール TM CTRL	1	300	150	200	5	5	5			10
レーザーセンサ制御モジュール LS CTRL	1	300	150	200	5	5	5			8
安定化レーザー光源モジュール	1	500	400	200	15			25		
レーザー光源	1	150	120	100	1	1		20	20	
周波数安定化光学系	1	400	200	150	10	10		1	1	
安定化・通信回路 Laser CTRL	1	300	150	150	2	2		4	4	
ドラッグフリー	1				10			25		
スラストヘッド	16	100	70	50	0.3	5		1.3	20	
スラスト制御モジュール Thrust CTRL	1	300	150	200	5	5		5	5	
信号処理モジュール SpC	1	200	250	200	1			3		
電源・熱制御モジュール PSU, Heater	1	200	150	150	1			20		
ミッション部構体	1	950	950	900	24			0		
マスト構造	1	950	950	1200	30			0		
マージン					34			22		
マージンの比率					0.23			0.18		

図 3.4: DPF のミッション部機器構成 .

3.2.2 観測装置

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

干渉計

干渉計部は，鏡（試験マス）を内蔵したハウジング 2 台と，それらの試験マスを用いて重力波観測を行うレーザー干渉計，試験マスと衛星構体の相対変動を測定することで地球重力場観測を行うレーザーセンサで構成されている（第 4 章参照）．

ハウジングは，そのフレーム内部に鏡（試験マス）を非接触保持する装置である．フレーム内面には，静電容量型のセンサ・アクチュエータを備え，試験マスとの相対変動の検出と制御ができる構成になっている．また，衛星打ち上げ時の振動から試験マスを保護するためのローンチ・ロック機構を備える．試験マスは，70 mm 立方，質量約 1 kg の金属製で，干渉計のための誘電体多層膜ミラーと，レーザーセンサのためのコーナーキューブが取り付けられている．

重力波検出器となるファブリ・ペロー干渉計は，2 台のハウジング内部にそれぞれ非接触保持された 2 枚の鏡（試験マス）で構成される．この干渉計の基線長は 30 cm，フィネス¹は 100 とする．干渉計に入射する光は，安定化レーザー光源部から光ファイバによって供給される．干渉計によって得られた基線長変化の信号は，鏡のハウジングに取り付けられたアクチュエータにフィードバックされ，その基線長を一定に保ち，干渉計を動作点に保つよう制御される．このフィードバック信号は，重力波に対する感度を持つ信号になる．地球重力場観測用のレーザー干渉計は，ハウジングの各面に取り付けられ，試験マスとフレームの相対変動を静電容量型センサより高感度で測定する．光源は半導体レーザーを用い，ハウジング部までは光ファイバで導入される．

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

安定化レーザー光源

安定化レーザー光源部は重力波検出器に周波数・強度共に安定化されたレーザー光を供給する部分であり，波長 1030 nm のレーザー光を発生する光源部とその周波数・強度安定化システムで構成されている（第 5 章参照）．

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．

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 Hz/Hz^{1/2}

¹ファブリ・ペロー共振器の共振の鋭さを表す値．干渉計共振器内での折り返し数に相当する．

表 3.2: DPF 観測データ発生レート.

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

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

ドラッグフリー制御

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

スラストとしては, +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, スラスト自身の雑音が問題にならないだけの低雑音, 半年間の運用に耐えられるだけの総推力が要求される. また, 16 台を搭載するため, 小型・軽量であることも重要である. DPF では, 最大推力 $100 \mu\text{N}$, 推力雑音 $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$, 応答速度 10 Hz 以上, $10^4 \text{ N}\cdot\text{s}$ 以上の総インパルスといった性能を持つ小型・低雑音の電気推進スラスト²を用いる.

3.2.3 ミッション信号処理

各観測装置は, それぞれの制御モジュールでコントロールと信号取得が行われる. それらで得られたデータは, SpaceWire 規格の信号線を経由して信号処理コンピュータに集められ, 適切な処理とパケット形式への変換を行った後, 衛星バスに転送される (第 8 章参照). 信号処理コンピュータは, 耐放射線性を備えた宇宙用 RISC プロセッサをベースとした SpaceCard (SpC) と呼ばれる装置で, そのプログラムを保存しておく EEPROM, プログラ

²詳細構成については TBD.

表 3.3: DPF ミッション部構造解析の結果 .

軸	重心位置 [mm]	慣性能率 [kg · mm ²]	固有周波数	インターフェース要求値
X 軸	-0.32	0.216×10^9	91.55 Hz	≥ 30 Hz
Y 軸	-0.52	0.216×10^9	89.52 Hz	≥ 30 Hz
Z 軸	374.1	0.113×10^9	64.79 Hz	≥ 50 Hz

△実行用の SRAM，一時データ保存用の SDRAM などから構成される．また，SpW 規格に準拠した IO ポートが 3 つあり，1 つはバス系に，残り 2 つはミッション機器にそれぞれ接続される．電源制御部を制御するための入出力ポートをもち，電源制御部を監視・制御することが可能である．

各ミッション機器は，機器制御と SpC との通信処理を行うデジタルボード (Universal SpaceWire Board) を介して SpC と接続される．このボードは，SpC との通信のために SpW ポートを 2 つ有し，各観測装置との制御のための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．データ発生レートの見積もりを，表 3.2 に示す．重力波観測周波数帯は，0.1-1 Hz であり，これより十分早いサンプリングレートでのデータ取得が要求されることから，1 kHz でのデータ取得を行う．その他の信号も合せて，800 kbps のデータレートが想定される．これは，1 日分の観測データでは 9 GByte 程度に相当する．この観測データは，信号処理装置によって 600 Mbyte/day 程度のデータ量に圧縮処理され，衛星バス内のデータレコーダに記録された後，地上へ送信される³．

3.2.4 構造・電力・熱設計

DPF のミッション部構体は，上下 2 段に分けられ (図 3.1)，それぞれの段にモジュールが配置される構成になっている (図 3.5)．下段部には，干渉計モジュールとそれらの制御モジュールが配置され，上段部には，安定化レーザー光源，ドラッグフリー・スラスト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．スラストヘッドは，ミッション部の各頂点に 2 台ずつ配置されている．各段は，アルミシートでアルミハニカム材を挟み込んだ構体パネルを 6 枚組み合わせた直方体形状をしている．

構体上部には，マスト構造が取り付けられ，衛星の重力傾度安定による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 3.4, 3.6 にミッション部の重量・消費電力の見積もりと熱解析結果を示す．総重量，消費電力ともバス系とのインターフェース仕様を満たしているが，重量マージンが少ないため，今後，軽量化に向けた詳細検討を進める必要はある．

ミッション部の構造解析においては，取り付けられるミッション機器をパネルに適切な本数のファスナで取り付けられた質点とモデル化し，評価を行った．重心位置，各軸まわりの慣性能率，固有振動周波数の解析結果を表 3.3 に示す．剛性解析の結果，固有周波数は，バ

³地上送信可能なデータ量は，ダウンリンクレート 2 Mbps，可視条件 4 × 12 分，有効データ率 85%と仮定して算出．

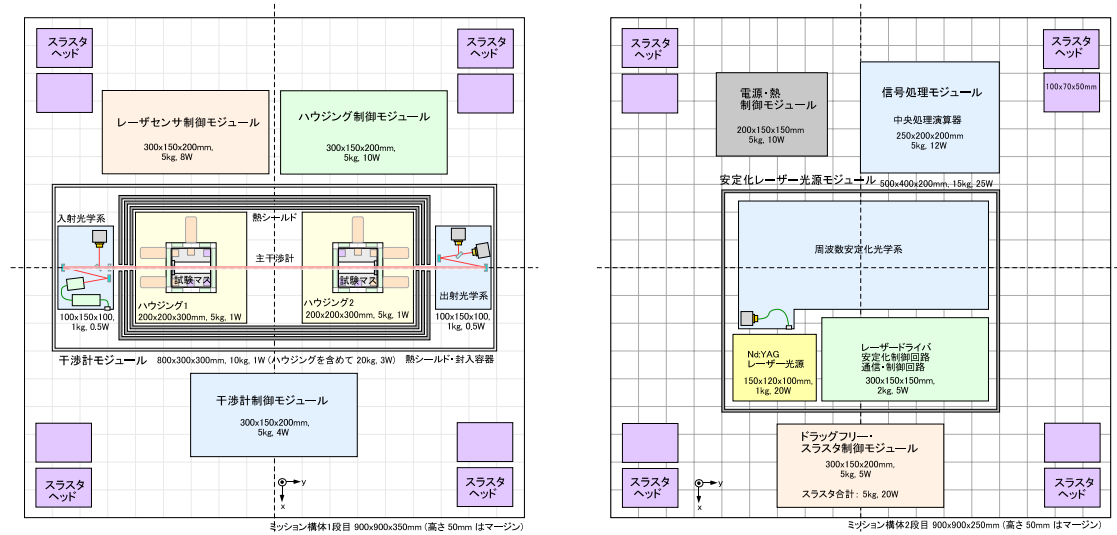


図 3.5: ミッション部機器配置図 (左図: 下段部 . 右図: 上段部) .

搭載パネル	パネル面積 ⁽¹⁾	NODE	搭載機器	機器発熱		熱計装		定常温度			備考
				機器	合計	外部	内部	機器ON時	機器OFF時		
									ヒータ無し	ヒータ有り	
ミッション構体1段目 +X	0.81 m ²	101	-			ハス部とは断熱計装	33°C	-20°C	1°C		
ミッション構体1段目 +Y	0.45 m ²	401	-			MLI	30°C	-21°C	0°C		
ミッション構体1段目 +Z	0.45 m ²	402	-			MLI	29°C	-23°C	-2°C		
ミッション構体1段目 -Y	0.45 m ²	403	-			MLI	30°C	-21°C	0°C		
ミッション構体1段目 -Z	0.45 m ²	404	-			MLI	40°C	-5°C	13°C	太陽光入射面	
ミッション構体 中間パネル	0.81 m ²	201	干渉計ユニット ハウジング干渉計制御ユ ハウジング制御ユニット 干渉計制御ユニット スラスタヘッド1 スラスタヘッド2 スラスタヘッド3 スラスタヘッド4	3.0 W 8.0 W 10.0 W 4.0 W 2.5 W 2.5 W 2.5 W 2.5 W	35.0 W	黒色塗装	33°C	-26°C	-2°C		
ミッション構体2段目 +Y	0.45 m ²	501	-			MLI	25°C	-33°C	-6°C		
ミッション構体2段目 +Z	0.45 m ²	502	-			MLI	24°C	-34°C	-7°C		
ミッション構体2段目 -Y	0.45 m ²	503	-			MLI	25°C	-33°C	-6°C		
ミッション構体2段目 -Z	0.45 m ²	504	-			MLI	36°C	-14°C	8°C	太陽光入射面	
ミッション構体2段目 -X	0.81 m ²	301	安定化レーザー光源ユニ 中央処理演算器 電源・熱制御ユニット ドラッグフリー・スラスタ制 スラスタヘッド5 スラスタヘッド6 スラスタヘッド7 スラスタヘッド8	25.0 W 12.0 W 10.0 W 20.0 W 2.5 W 2.5 W 2.5 W 2.5 W	77.0 W	0.324m ² 黒色塗装 銀子フロン 放熱面 0.486m ² MLI	22°C	-46°C	-10°C	ヒータ有り: 50Wヒータを計装	

(注1)MLIは、Black Kapton MLIを設定。

図 3.6: ミッション部の熱解析結果 .

ス系とのインターフェース仕様を満たしている。また、準静的加速度に対する各構体パネルの静強度解析の結果、応力の安全率は全て1を超えており、強度上問題はない⁴。但し、この構造解析結果は、衛星マストを含まないものであり、より詳細な評価は必要である。

ミッション部の温度環境は、簡略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。バス部とミッション部は断熱であると仮定し、構体内面は輻射熱コンダクタンスを強化するため黒色塗装とし、上面パネル外側には、深宇宙空間への排熱のために銀蒸着テフロンテープ計装を施している。また、上面パネルには、ミッション機器 OFF 時の機器保温のための 50 W ヒーターも計装している。外部熱入力としては、太陽光輻射 1354 W/m^2 、地球アルベド 0.35 を仮定している。熱解析の結果、機器 ON 時の温度は 22-33 度であり、搭載ミッション機器の許容温度範囲内に十分収まる。また、機器 OFF 時は、サバイバルヒータを搭載しない場合は -46 度の低温になるが、50 W のヒーターを動作させることで、-10 度の低温までに抑えることが出来ている。機器の電源投入動作は、この温度は十分可能と考えられるが、今後、より具体的な構成での詳細検討は必要である。

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

干渉計モジュール・安定化レーザーモジュールの温度は、1 mK 程度の安定度に保たれている必要がある。このため、シールドによる受動的な安定化と共に、センサとヒータ等による能動的な制御も必要である。この制御は、電源モジュールに含まれた温度制御装置を用いて行う設計になっている。

3.3 衛星バス部構成

衛星バス部には、開発が進められている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 100 krad 以下としている。DPF では、バス部の上部にミッション部が取り付けられる構成になっている (図 3.1)。

⁴安全係数を含めた詳細検討は必要である。

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。

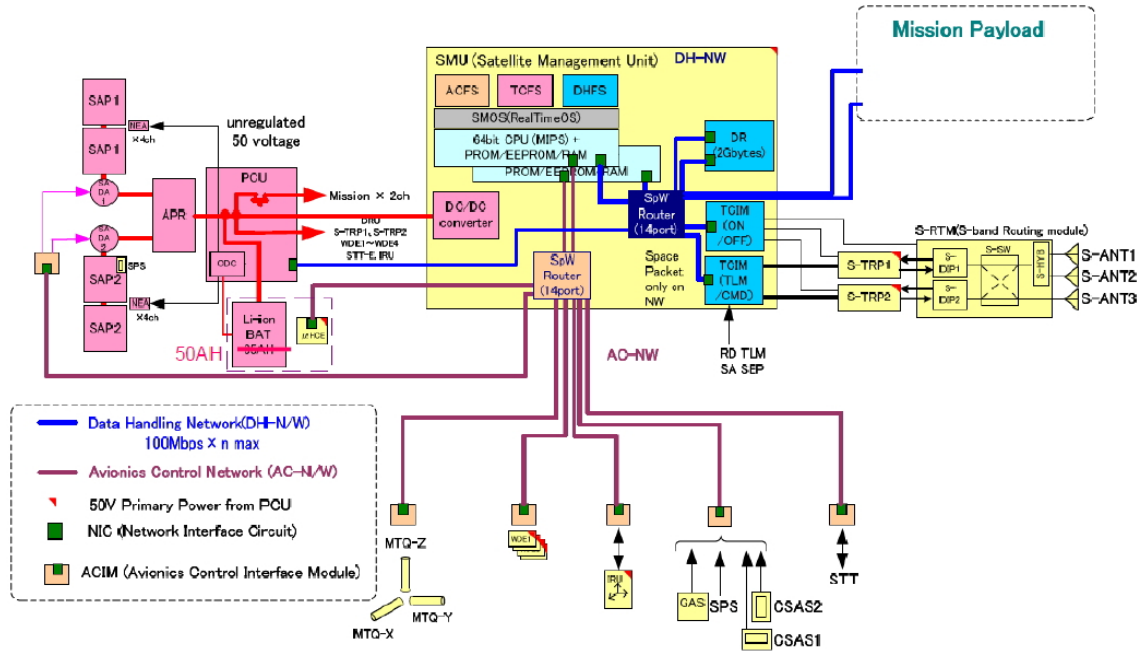


図 3.7: 衛星バスシステムブロック図 [38].

3.3.1 衛星バス構成

衛星バス部の概要を以下に示す．また，衛星バス部のシステムブロック図を，図 3.7 に示す [38]．

- 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．

- 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 940W 以上の電力を発生し，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3Nのスラスタを4台搭載する。これらは、ヒドラジン1液式とし、搭載推進薬量は15.6kg以下とする。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。

3.3.2 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、重力傾度安定によって姿勢安定度を保つ設計に変更する。(2) 衛星姿勢検出用のリングレーザー・ジャイロは機械的振動部を持つため、これを振動部を持たない光ファイバージャイロに変更する。(3) バス部3N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。

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

3.4 ミッション部-バス部インターフェース

小型科学衛星標準バスにおけるミッション部とバス部インターフェース仕様は、「小型科学衛星 ミッションペイロードインターフェース」によって規定されている。表 3.4 にその要約と、DPF における対応をまとめる。

表 3.4: ミッションペイロードインターフェース仕様。

項目	DPF	インターフェース要求値	備考
構造特性			
質量	150 kg	200 kg 以下	
質量中心位置	≤ 1 mm	取り付け面内 15 mm 以下	
剛性	354 mm	機軸方向 650 mm 以下	
	90 Hz*	機軸直交方向 30 Hz	
	65 Hz*	機軸方向 50 Hz	
アクセス性	○	衛星 ±X 面からのみ	SAP と干渉するため
許容包絡域	○	打ち上げ状態での包絡域を規定	
取り付け	○	標準バス上面 (+Z 面) パネル外周部	
視野特性	-	主に SAP により制限	DPF では必要なし
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
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	120 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 2 kΩ 白金抵抗温度センサ, 標準 14 本	
熱制御	必要	ヒータ供給, DEMA9S 1ヶ 32-47 V, 最大 4 ch, 1A/ch	サバイバルヒータに使用
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 *: マスト構造を含まない場合の解析結果。

3.5 技術成熟度・信頼性とリスク

3.5.1 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 (付録 C 章参照)。

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		
観測・実験機器				
重力波観測用干渉計	ファブリ・ペロー干渉計	4	5	地上干渉計などの実績 SWIM の実績
	ハウジング	3	4	
地球重力場観測器	レーザーセンサ	4	5	安定化レーザー光源
	半導体レーザー光源	4	5	
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 周波数安定度の評価
	周波数安定化	3	4	
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 雑音特性の評価が重要
	小型・低雑音スラスト	3-4	4	
ミッション部システム				
電気系	中央処理計算機	5	6	SWIM による宇宙実証
	機器デジタル I/O	5	6	SWIM による宇宙実証
	電力制御	4	6	過去の衛星の実績
	精密熱制御	4	6	
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

フェーズ A に進む段階においては、TRL 4 以上の技術成熟度が基準とされており、今後 1 年程度の以内の期間に、実験室環境において各機器のブレッドボードモデル開発を完了することを目指す。また、根幹となる部分・部品に関しては、TRL 5 以上を目指し、宇宙実装を念頭に置いた開発を進める。

3.5.2 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 (表 2.4)。これによって、一部の観測・実験機器の故障によってミッション全体が失われるリスクを抑えている。このことから、観測・実験機器は、基本的に単系とし、部分的な民生部品の使用も認める方針である。その中で、重要度・致命度に応じて、リソースの範囲内で極力信頼性の向上を図る。民生部品の使用に際しては、衛星寿命が 1 年であることから、放射線耐性についての要求は緩和するとともに、故障が他の機器に波及しないように配慮した設計を行う。

一方、ミッション部に搭載される信号処理系・電源系・熱制御系に関しては、単一の故障がミッション全体の成否に関わることから、他のミッションのために十分試験評価が行われた構成や実績のある構成を基本とし、標準バス部に準じた冗長性・信頼性を確保する方針をとる。

DPF ミッション目標の1つであるドラッグフリー制御では、衛星全体の姿勢をミッション部に搭載された制御システムとスラスタで制御することになる。DPF は、重力傾度安定による受動的な姿勢安定構成になっているため、姿勢の回復が不能になる可能性は高くないと想定される。ただ、これらの故障・誤動作によって衛星姿勢が乱れた場合には、衛星全体が失われることを避けるため、標準バス部に搭載された慣性センサとスラスタによってフェイル・セーフ動作を行う。また、ミッションスラスタは、衛星6自由度の制御に対して16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。

3.5.3 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を、図 3.8 に示す。搭載機器において所期の性能が達成できないリスクと、ミッションの実現性に対するリスクに分けて示している。この中で、特に、衛星構成全体にかかわる項目、サブシステムで TRL が低い項目について、リスク要因とバックアッププランを以下に示す。

- 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、まだプロトタイプでの実測や詳細なシミュレーション解析などは実施しておらず、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。

大気抵抗などの影響で太陽電池パドルの振動が問題となる場合には、パドル取り付けの向きを、衛星に平行にすることで、剛性を上げることが可能である。また、スラスタ燃料の揺動が問題となる場合には、バス部スラスタとその燃料を非搭載にし、軌道初期投入とフェイルセーフ動作の方式を再検討する必要がある。また、現在は十分なマージンが確保されているが、搭載機器の詳細設計が進む中で重量の制約が厳しくなった場合には、マスト構造をブーム展開方式にすることも検討する余地がある。

- 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、1mK の温度安定度が要求されている。現時点では、この温度制御部は、電源制御部と同等の基板を使用する設計になっている。設定温度の変更や、必要制御点数によっては、温度制御モジュールを独立させ、SpW 通信によって制御する構成、もしくは、各ミッションモジュール内で温度制御も行う構成も念頭に置く。

- 干渉計・ハウジング

ハウジング部においては、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エゾモータ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、リソースの範囲内に収まれば、重力波観測用の干渉計を2台にすることで、感度を向上させると共に、冗長性を向上させることも検討している。

- 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が、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。

- 小型低雑音スラスタ

ドラッグフリー制御に用いるミッションスラスタとしては、現在の基本設計では、イオンスラスタ方式、コールドガスジェット方式、FEED と呼ばれる小型イオンスラスタ方式など、複数の選択肢を平行して検討を進めている。2種類のスラスタを用いた複合的なスラスタシステムが望ましい。

- 費用

試験・衛星運用のための経費も含めると、DPF ミッション部を全て宇宙仕様で製作することは難しいことが想定される。従って、故障時リスクを考慮しつつ、部品レベル・機器レベルでの民生品の使用も考慮に入れておく。

対象箇所	現象	対策
性能達成に関するリスク		
各搭載機器	地上試験において要求値が達成できない。	各搭載機器へのトレードオフ・要求値条件を再配分することで、全体としての成立性を保つ。
各搭載機器の部品	性能要求を満たす宇宙仕様部品が存在しない。 部品の納期が長い。	地上用部品を十分な試験を経て使用する。また、他の方式を検討する。放射線耐性に関しては、保護シールドを処置すると共に、劣化をリスクとして受け入れることも念頭に置く。 入手が比較的容易な代替品を使用することを検討する。
重力波検出器	鏡(試験マス)の熱雑音が問題になる。	試験マスをモノリシック化することを検討。
ハウジング	性能要求を満たすクランプ・リリース機構用モータが入手できない。 十分なアクチュエータ力が達成できない。	クランプをしない方式での打ち上げ、付加逆的な機構(揮発材など)の採用の検討。 バイアスの高電圧化やハウジング部の大型化、コイル-磁石アクチュエータの使用などを検討。
レーザーセンサ	搭載時の微細なアラインメント調整ができない。	微細な調整を必要としない方式を検討する。
安定化レーザー光源	要求された周波数安定度が達成できない。	他の安定化手法の検討。主干渉構成の変更。
ドラッグフリー制御	要求を満たす制御ポリシーが成立できない。	ドラッグフリー制御に対する要求の緩和。制御自由度、制御時間の低減の検討。衛星形態の再検討。
スラスタ	雑音性能・応答速度が実現できない。 重量とスペースの制約の中で、大気抵抗を打ち消すだけの推力が実現できない。	他の方式のスラスタを検討。 軌道高度の変更を検討する。短時間だけのドラッグフリー制御にするなどの運用方法も検討する。
バス部	バス部スラスタ用推葉の揺動が問題となる。 太陽電池パドルの振動の影響が大きい。	バス部スラスタを搭載しない構成の検討。 パドル取り付け方法の再検討。
衛星全体	擾乱・電磁場・温度・残留大気などの衛星環境条件が実現できない。	各搭載機器へのトレードオフ・要求値条件の再配分の検討。衛星構成の再検討。
ミッション成立性に対するリスク		
信号処理能力	制御などで必要とするデータレートが、計算機や通信系の処理能力を超える。	部分的にアナログ信号処理と制御を使用する。
重量	制約を満たす質量分布が実現できない。	搭載機器の軽量化と配置の検討。一部機器の非搭載の検討。
電力	ミッション部電力が不足する。	搭載機器の省電力化の検討。部分毎に使用する運用方法の検討。一部機器の非搭載の検討。
費用	費用が範囲を超える。	他のミッションとの共通化による経費削減の検討。インハウス製作方式の検討。一部機器の非搭載の検討。

図 3.8: 衛星開発時におけるリスク要因。

第4章 干渉計・ハウジング部

本章では，DPF に搭載される干渉計・ハウジング部の概要についてまとめる．このサブシステムは，試験マス 2 つと，それらをそれぞれの内部に保持するためのハウジング，それらの間の距離を測定し，重力波の観測を行うファブリー・ペロー干渉計，試験マスと衛星の相対変動を測定し，地球重力場観測を行うレーザーセンサと，それらを制御する電気系で構成される．

4.1 要求・仕様

4.1.1 干渉計・ハウジング部への要求

干渉計部は，重力波と地球重力場の観測の中心となる装置である．これらの観測の基準となる試験マスは，ハウジング内に非接触保持される．DPF では，2 つの試験マス・ハウジングを 30 cm の距離で配置することでファブリー・ペロー共振器を構成し，レーザー干渉計によって重力波観測を行う．また，試験マスと衛星 (ハウジングフレーム) の相対変動をレーザーセンサによって測定することで，地球重力場の観測を行う．従って，ハウジング部では，観測対象となる重力以外の外力の影響を出来るだけ排除するように設計されている必要があり，重力波観測用のレーザー干渉計と地球重力場観測用のレーザーセンサは，十分な変位感度を持っている必要がある．これらの DPF の重力波観測および地球重力場観測に関して，搭載観測機器に対する要求値を表 4.1 にまとめる．

表 4.1: DPF ミッション要求値

項目	要求値
レーザー干渉計変位感度	$6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下
試験マスへの加速度外乱	$1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ 以下
レーザーセンサ感度	$1 \times 10^{-13} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下
加速度検出精度	$1 \times 10^{-11} \text{ m/s}^2$ 以下

4.1.2 概要と仕様

上記の要求値を満たすために，干渉計・ハウジングサブシステムの各コンポーネントに要求される仕様を表 4.2 にまとめる．

重力波検出器となるファブリー・ペロー干渉計は，2 台のハウジング内部にそれぞれ非接触保持された 2 枚の鏡 (試験マス) で構成される．この干渉計の基線長は 30 cm，フィネスは 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

表 4.2: DPF 干渉計・ハウジング仕様

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

さる。干渉計によって得られた基線長変化の信号は、鏡のハウジングに取り付けられたアクチュエータにフィードバックされ、その基線長を一定に保ち、干渉計を動作点に保つよう制御される。このフィードバック信号は、重力波に対する感度を持つ信号になる。

地球重力場観測用のレーザーセンサ干渉計は、ハウジング側面に取り付けられ、試験マスとフレームの相対変動を、静電容量型センサよりも高感度で測定する。光源は半導体レーザーを用い、ハウジング部までは光ファイバで導入される。

ハウジングは、そのフレーム内部に鏡（試験マス）を非接触保持する装置である。フレーム内面には、静電容量型のセンサ・アクチュエータを備え、試験マスとの相対変動の検出と制御ができる構成になっている。また、衛星打ち上げ時の振動から試験マスを保護するためのローンチロック機構、および軌道上で精密位置決めするためのクランプリリース機構を備える。試験マスは、70 mm 立方、質量約 1 kg の金属製で、干渉計のための誘電体多層膜ミラーと、レーザーセンサのためのコーナーキューブが取り付けられている。安定な温度環境を保つため、干渉計・ハウジング部は、多重の熱シールドで覆われる。また、残留気体分子の衝突による外力雑音を抑えるため、シールド内は、 10^{-6} Pa 以下の真空度に抑えられる。

4.2 構成・ブロック図

干渉計・ハウジングサブシステムを構成する各コンポーネントのブロック相関図を図 4.1 に示す。試験マス 1 つと、付随するローカルセンサ・アクチュエータ、固定機構がまとめて 1 つの試験マスモジュールを構成する。このモジュール 2 つでファブリー・ペロー共振器を構成し、検出・制御系回路を介してレーザー干渉計を構成する。

これらの各コンポーネントはミッション部下段の中央部に干渉計モジュールとして配置される（図 4.2）。2 枚の鏡の間隔が 30 cm になるように 2 つの試験マスモジュールが配置される。試験マスモジュールは外部からの熱輻射による輻射圧雑音、熱変形による外力を避け

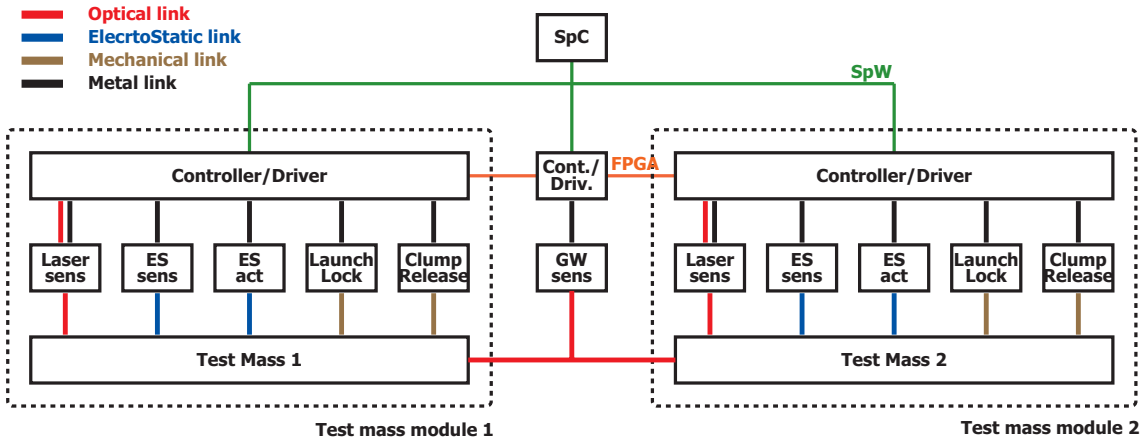


図 4.1: 干渉計・ハウジングサブシステムのコンポーネントブロック図。

るために多重の熱シールドで覆う。その外部には、レーザー干渉計の入射・出射光学系を配置する。光学系を含んだ干渉計モジュールは、その他のコンポーネントからのアウトガス等による残留気体の影響を避けるために真空容器に格納される。真空容器内は 10^{-6} Pa に保持される。

試験マスモジュールは、フレーム、静電センサ・アクチュエータ、レーザー・センサ、ローンチロック・クランプリリース機構、および試験マスで構成される。各コンポーネントは図 4.3 のように配置・組み立てられる。以下、各コンポーネントについて述べる。

4.2.1 構造

試験マス, 鏡

試験マスは外部磁場による磁化を避けるために非磁性金属製とし、70 mm 角の立方体とする。一面には鏡を貼り付けることで共振器を構成する。鏡は、直径 20 mm, 厚さ 6 mm の熔融石英製で、反射面は誘電体多層膜コーティング、裏面は無反射コーティングされる。また、コーナーキューブを 3 面に 2 個ずつ配置し、レーザーセンサによって剛体全 6 自由度の加速度情報を得られるようにする。衛星打上げ時のローンチロック、および軌道上精密位置決め時のクランプリリース機構は、それぞれ数本のロッドを駆動して試験マスを固定するため、固定の際のロッドの「受け」となる部分の加工を行う。

ハウジングフレーム

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

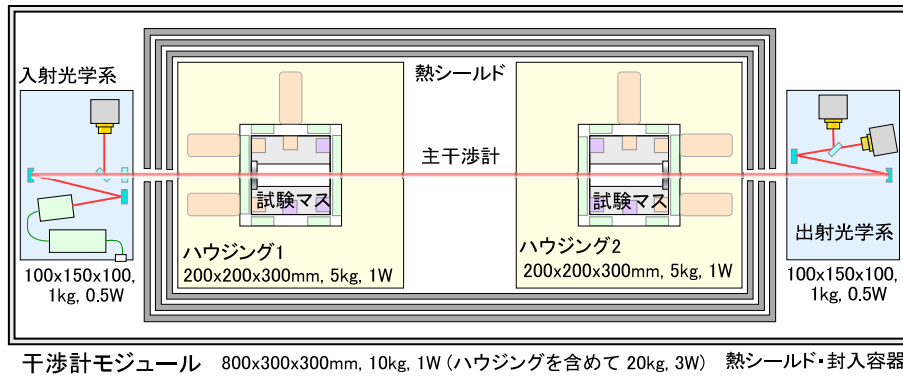


図 4.2: 干渉計モジュール内の干渉計・ハウジングサブシステムの機器配置図。

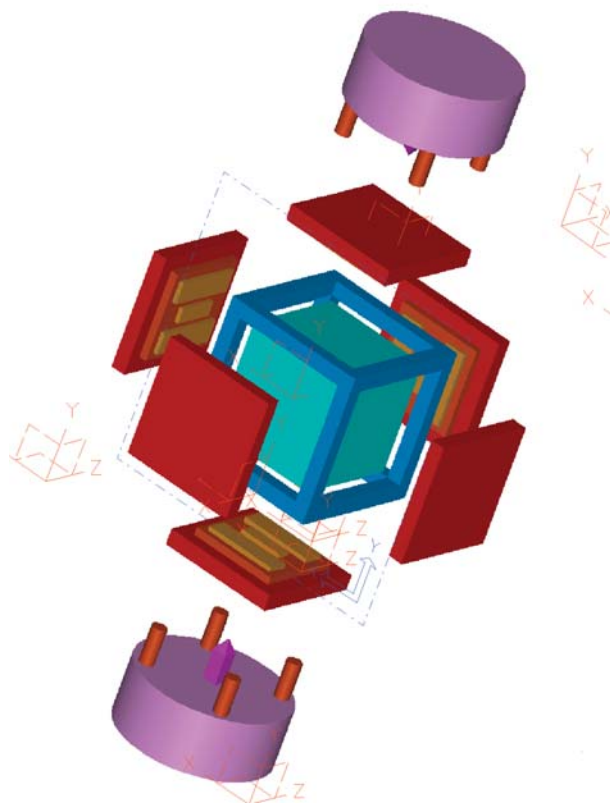


図 4.3: 試験マスモジュールの組み立て概略図。

4.2.2 センサ・アクチュエータ

静電容量型センサ・アクチュエータ

試験マスの6面にそれぞれ2枚ずつの極板を配置する。これら極板と金属製の試験マスとがコンデンサを形成することから、あわせて12枚の極板と試験マスとの静電容量の変化を検出することで、剛体6自由度全ての情報を得ることがことができる。その際、試験マスを分極させる必要があることから、インジェクション用の電極を4枚、別途用意する。また、センサ用の12枚の極板に適当な電圧を印可することで試験マスのアクチュエータとしても使用する。センサ・アクチュエータ機構に用いる変調周波数を変えることで、同一の極板を共有することができる。

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

レーザーセンサ

地球重力場観測用の高感度センサ。試験マスに取り付けられたコーナーキューブとの間を干渉計測し、試験マスの位置を正確に検出する機能を持つ。試験マスの直交する3面にそれぞれ2個ずつコーナーキューブが付けられており、6個の干渉計から試験マスの全自由度の位置・姿勢が検知される。各レーザーセンサは、互いに接触しないように配置されている。各面の2個の鏡の変位の同相成分からその面に垂直な方向のマスの変位(x, y, z)が得られ、差動成分からは回転($\theta_x, \theta_y, \theta_z$)が得られる。この信号をADCで取り込み、信号処理した後、静電容量型アクチュエータに送り試験マスがハウジングの平衡位置になるように制御される。制御信号から衛星のドラッグが高精度に検知される。

レーザーセンサの光源は1550 nm帯の半導体レーザーを温度安定化したものであり、出力を分割してコリメーターレンズ付き偏波面保存ファイバーにより各レーザーセンサに導入される。レーザーセンサ内の参照コーナーキューブと試験マスのコーナーキューブとの間でマイケルソン干渉計が構成される。2つの干渉光(BS透過干渉光, BS反射干渉光)およびモニター用入射光はコリメーターレンズ付きマルチモードファイバーに導入され、検出器まで送られる。このように、1つのレーザーセンサには1本の入射用偏波面保存ファイバーと3本の出力用マルチモードファイバーの計4本の光ファイバーが接続されている。このほか、干渉計を利用した変位校正用に参照コーナーキューブをピエゾ素子で駆動するための信号線2本も接続される。

4.2.3 ローンチロック・クランプリリース

試験マスは軌道上で慣性空間に非接触保持されるため、周囲のフレームとの間には支持機構がない。従って、衛星打ち上げ時の衝撃から試験マスを保護するために、一時的にフレーム内部に固定するためのローンチロック機構を搭載する。ピエゾモーター駆動の流体モーター等により、上下併せて8本のロッドで試験マスを固定する。

また、軌道上で試験マスを慣性空間にリリースするために、クランプリリース機構を搭載する。試験マスをフレームの中心に精密位置決めすること、慣性空間に小さな初速で解放すること、繰り返し動作ができること、などの要請から、ピエゾモーターを用いる。試験マス

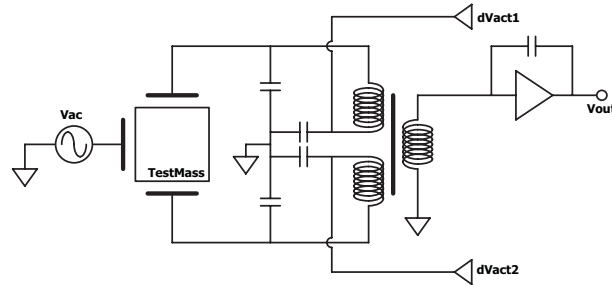


図 4.4: 静電センサ・アクチュエータ回路図 .

の向かい合う2面方向から2本のロッドではさみこみ，ロッド先端と試験マスの「受け」の形状によって前自由度位置決めをおこなう．

4.2.4 制御回路

レーザー干渉計制御回路

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

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

静電センサ・アクチュエータ駆動回路

試験マスを挟んで向かい合う2枚の電極が構成するコンデンサーの容量変化を読み出すことで，試験マスの位置変化を検出する．この際に，インジェクション用電極を用い，100 kHz程度の信号を印可することで試験マスを変調分極しておく．試験マスの位置変化に伴い，キャパシタンスブリッジ回路に流れる電流の差動成分をトランスを用いて分離し，変調信号で復調することで試験マスの位置変化を検出する．

また，キャパシタンスブリッジに制御電圧を印可することで，極板をアクチュエータとしても使用する(図4.4)．静電センサとアクチュエータに用いる変調周波数を異なる帯域に選ぶことで同一の極板を共有することができる．静電センサ・アクチュエータ全体のブロック図を図4.5に示す．

レーザーセンサ駆動回路

レーザーセンサの回路系は，(1)光源駆動回路，(2)光検出・増幅回路，(3)引き込み・校正信号回路，の3つに分けられる．回路系のブロック図を図4.6に示す．(1)は半導体レーザーを一

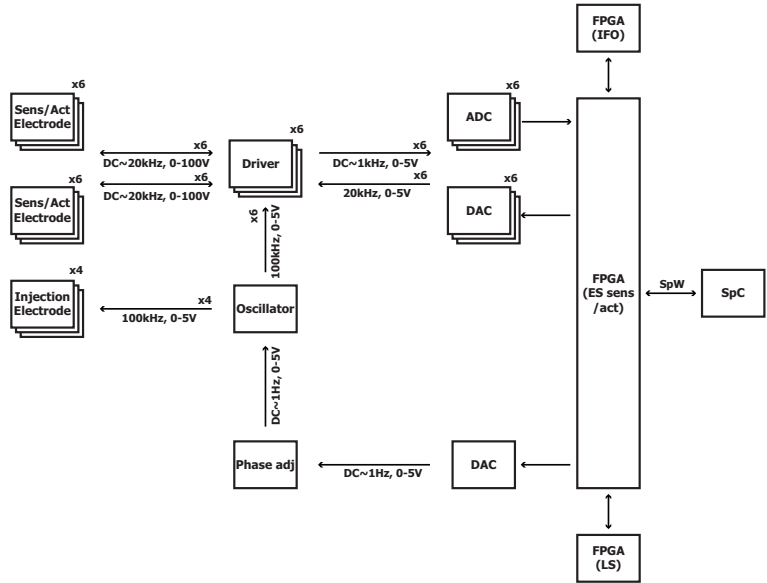


図 4.5: 静電センサ・アクチュエータ回路系ブロック図 .

定温度に維持しながら定電流回路で駆動するためのものである。半導体レーザーのモジュールに温度センサとペルチェ素子が組み込まれており、外部回路で温度制御 (25.0 ± 0.1) と定電流 (2.5 V, 300 mA) を供給する。(2) はレーザーセンサに接続されたマルチモード光ファイバーからの信号光を電気信号に変換・増幅する。この信号は AD 変換後に FPGA で演算され制御信号として DAC へ出力される。これをハウジングの静電容量アクチュエーターに送り、試験マスを定位置に制御する。この状態の制御信号から加速度が得られる。制御をかける時は、あらかじめ試験マスの大まかな位置を定位置付近に持っていく必要がある。(3) の引き込み回路は不定の初期状態から静電型センサ・アクチュエーターを利用して定位置付近に保持するためのものであり、重力波観測時の試験マスの制御と同様に、静電型センサの出力を AD 変換後に FPGA で処理し、静電型アクチュエーターに帰還するものである。引き込み制御後にすみやかにレーザーセンサに切り替えて、最終的な地球重力場観測状態に移行する。

レーザーセンサの出力を観測状態で校正するために、レーザーセンサ内の参照コーナーキューブに信号を加えるものが校正信号回路である。まず、引き込み制御された状態で参照コーナーキューブを一定振幅の校正信号で振動させる。検出された干渉振幅から参照コーナーキューブの振動振幅が正確に得られる。つぎに、レーザーセンサの制御に切り替えた後、参照コーナーキューブに同じ校正信号を加えると、擬似的に外部加速度が試験マスに加わったことと同じ効果として動作するため、加速度出力が発生する。参照コーナーキューブの振動振幅から計算された擬似加速度と実際の出力を比較することによって、加速度出力の校正をすることができる。このように、レーザーセンサはレーザー波長を基準に衛星搭載後に in-situ 校正が実施できる点が有利である。

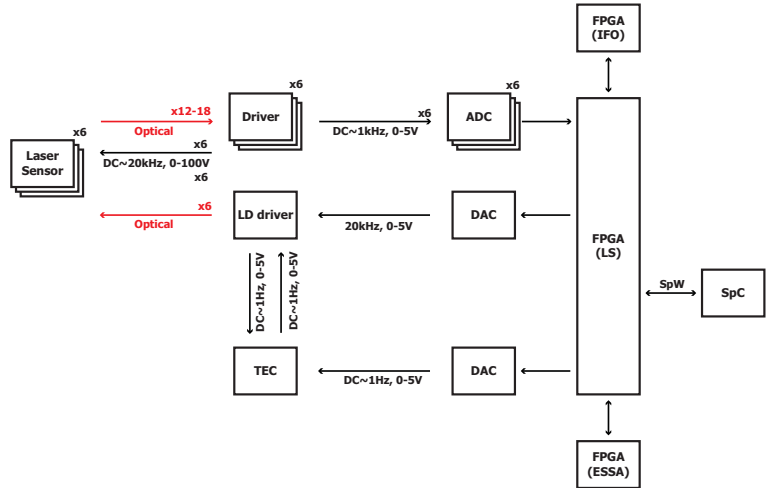


図 4.6: レーザーセンサ回路系ブロック図 .

4.3 開発の現状・技術成熟度

以下に開発の現状を各コンポーネントごとに述べる．また技術成熟度を表 4.3 にまとめる．

4.3.1 重力波検出レーザー干渉計

これまで地上の検出器開発で培ってきた技術の蓄積があり， $10^{-18} \text{ m/Hz}^{1/2}$ の感度はすでに達成できている．姿勢制御についても実績のある技術であり，地上試験としては十分な実績があるといつてよい．これからの課題は，各コンポーネントを宇宙用に置き換えられるか，また，置き換えたときに，所定の性能が再現できるかを検討・試験していく．

4.3.2 地球重力場観測レーザーセンサ

これまでに衛星搭載用加速度計の基礎技術として，小型レーザーセンサユニットによる加速度計の試作および超伝導磁気浮上された試験マスの多自由度制御実験を実施した [13]．加速度検出精度として 10^{-9} m/s^2 が得られている．おもに電気回路の雑音で精度が制限されている．これらを DPF で使用される形態に組み合わせるとともに，電気回路を改良すれば必要な精度が得られると見込まれる．今後 BBM を製作し動作・性能を検証する．また，地上試験では地面振動等外乱の加速度が大きく，通常の方法では十分に精度の評価ができないと予想されることから，試験方法についても検討をしている．

4.3.3 静電センサ・アクチュエータ

欧米の LPF (LISA pathfinder) でも同様のシステムを採用しており，技術実証できていることから，原理的には問題ないと考えられる．DPF でも原理検証・実証実験を行うためにプロトタイプ試験装置を立ち上げ，実験に着手したところである (図 4.7)．振り子に吊られた試験マスの両側に極板を配置し，極板と試験マス間の容量の変化で位置変化を読み取る

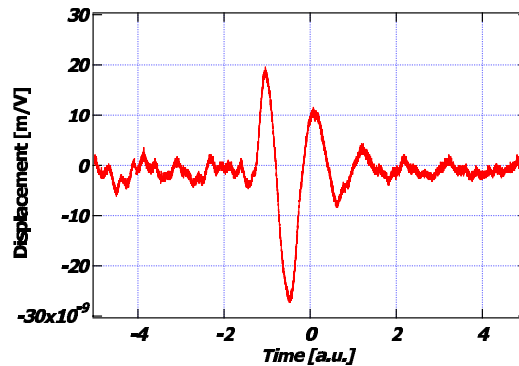
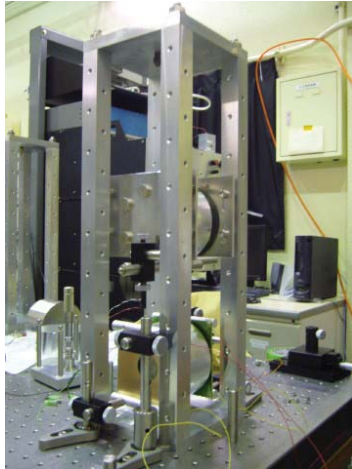


図 4.7: 静電センサ・アクチュエータの試験装置（左図）とアクチュエータの初期動作確認試験結果の例（右図）。適当な電圧を極板に印可することでアクチュエータとして動作することが確認できている。

ともに、適当な電圧を印可することにより、試験マスに力を加えることができる。この試験装置では1自由度の並進と1自由度の回転の試験を行う。

4.3.4 ハウジングフレーム

プロトタイプとなる構造モデルを設計し、NX-nastran を用いて構造・熱解析を行っている。打ち上げ時の加速度を 15 G と仮定した時の静加速度に対する応力分布のシミュレーション結果の例を図 4.8, 図 4.9 に示す。この条件の元では少なくとも破壊にいたることはない結論される。更に構造モデルを具体化、現実化すると共に、加速度環境を現実に近い条件にしていくことで、シミュレーションの精度を上げていく。

4.3.5 ローンチロック・クランプリリース

ローンチロック機構は衛星打ち上げ時の1回のみでの使用である。打ち上げ時の衝撃加速度に耐えられ、かつ軌道上で安全に試験マスを解放できればよい。現在候補となる駆動機構として、ピエゾモーター駆動の流体モーター等を検討している。

クランプリリース機構にはピエゾモーターを用いる予定である。繰り返し動作ができること、精密位置決めができることと併せて、最大の要請は軌道上で十分小さな初速で試験マスを解放できることである。振り子に吊られた試験マスをピエゾモーターで固定しておき、解放した時に試験マスが得る初速を計測する装置を立ち上げて実証実験を行っている。

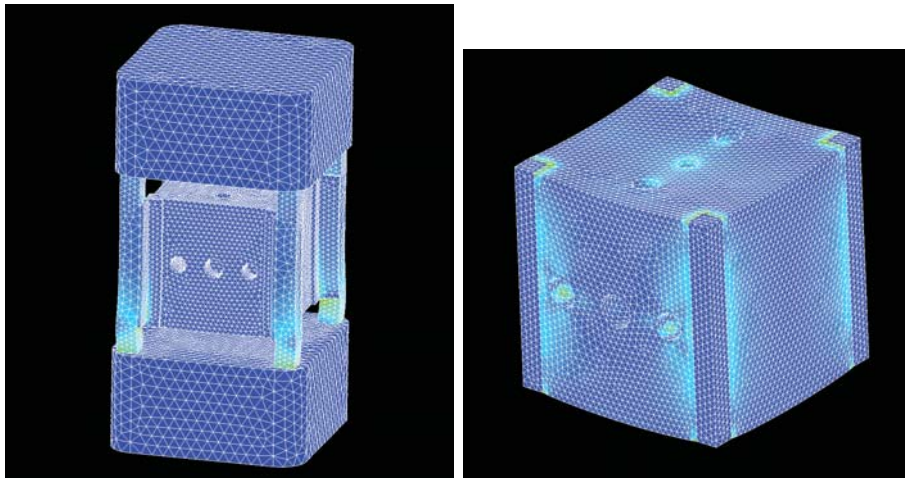


図 4.8: 試験マスモジュール全体（左図）およびフレーム部（右図）の静加速度に対する応力分布の計算例．

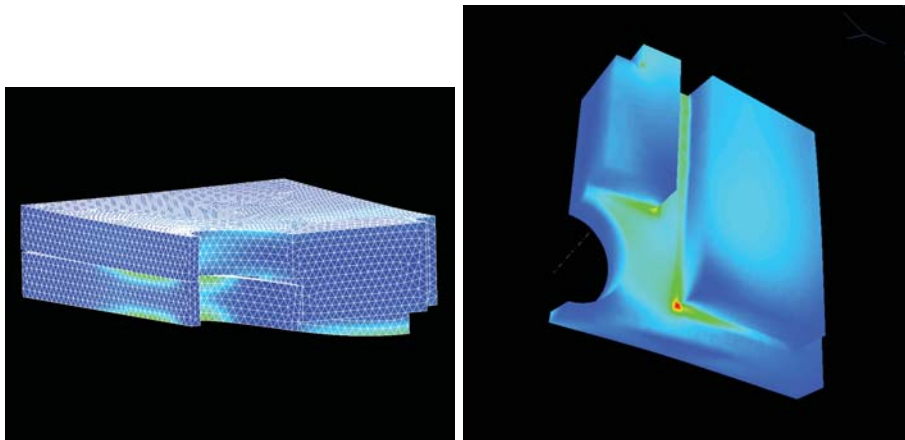


図 4.9: サファイア電極に加わる応力分布の計算例．

表 4.3: 干渉計・ハウジング部コンポーネント技術成熟度 .

項目	TRL (現時点)	TRL (1年後)	備考
レーザー干渉計	4	5	
レーザーセンサ	4	5	
半導体レーザー光源	4	5	
静電センサ・アクチュエータ	3	4	
試験マス・フレーム	3	5	
試験マス固定機構	3	4	

4.4 開発項目・トレードオフ

4.4.1 重力波検出レーザー干渉計

DPF で必要とされる相当レベルの実績は民生部品を使った地上検出器では十分にあるものの、その全てを宇宙用部品で置き換えて同等の性能を確保できるかどうかという部分は、調査を進めるとともに十分検討する必要がある。また、現在の DPF の感度は周波数雑音で制限されていることから、リソースが許せばファブリー・ペロー共振器を 2 台搭載して周波数雑音の寄与を低減し、干渉計感度を向上させることもオプションとして視野に入れておく。

4.4.2 地球重力場観測レーザーセンサ

これまでに小型のレーザーセンサによる変位計測および試験体の姿勢制御の実績がある。DPF でのおもな開発項目としては、ハウジングのアクチュエーターやクランプ機構などの他の要素との両立、および打ち上げ時の振動によるコンポーネントの破損や光軸ずれの対策である。前者については、現時点では試験質量から比較的離れた位置にレーザーセンサを配置することにより、ハウジングのコンポーネントとの干渉はさけられる見込みである。問題が発生した場合は、レーザーセンサの形状を工夫する余地がある。後者の振動に対する安定性については、振動試験を実施し光学部品の固定方法を改善する。とくに校正用のピエゾ素子はもともと振動に弱い素子であるから、別の素子に代用することも視野に入れて、開発をすすめる。

リスク要因として、衛星搭載時には干渉計部の微細なアラインメント調整ができないことが想定されるため、微細な調整を必要としない方法を検討する。また、打ち上げ時の振動で光学素子のアラインメントずれや素子の不具合が発生する可能性に対しては、地上振動試験で十分な評価を行うことで対応する。レーザーセンサあるいは制御系の一部になんらかの問題が発生する事態に対しては、2 つ試験質量に対して独立に制御、信号取得できるようにすることで冗長性を確保する。

4.4.3 静電センサ・アクチュエータ

現在のデザインでの原理検証・動作試験を行うとともに、必要とされる感度を確保するための性能試験を行う。特にアクチュエータに関して、必要とされる力・ダイナミックレンジが不足した場合に備え、高電圧の駆動回路も検討しておく。さらには別方式のアクチュエータ機構として、地上の検出器で用いられているコイル磁石アクチュエータもバックアップとして検討しておく。

4.4.4 ローンチロック・クランプリリース

宇宙で使える駆動機構の選定を行うとともに、動作試験、機能試験を行う。現在のデザインではピエゾモータを用いる予定であるが、要求を満たす製品が手に入らない場合は、バックアップとして、非支持での打ち上げ、揮発型の緩衝剤、分離・切断型の固定機構等の採用を検討しておく。

第5章 安定化レーザー光源

本章では、DPF に搭載される安定化レーザー光源の概要と、それによる技術実証試験の背景と意義についてまとめる。安定化レーザー光源は、レーザー光源部分、周波数安定化などを行う光学系、安定化制御などを行う電気系の3つの部分で構成される。

5.1 要求・仕様

光源は重力波検出器の性能を決めるキーデバイスであり、DPF のように、1本の光共振器しか持たない検出器の場合、光源の周波数安定度が感度限界を決定し、また光源が切れれば高感度での重力波観測が出来なくなる。そのため光源には安定動作と周波数安定度が特に求められる。この安定化レーザー光源の仕様を表5.1に示す。光源としては、光ファイバ結合の半導体レーザー励起 Yb:YAG レーザーを用い、干渉計入射時の光パワーとして、25 mW が要求される。周波数安定度としては、0.1 Hz の周波数帯で、 $0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ が要求されている。また、寸法は、 $500 \times 400 \times 200 \text{ mm}$ の大きさに収められることが要求されている。

表 5.1: 安定化レーザー光源の要求・仕様。

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

5.2 構成・ブロック図

光源の構成は、レーザー発振部分、周波数安定化部分 (光学系)、周波数制御部分 (電気系) の3つの部分に分けて考えられる。全体の構成を図5.1に示す。

以下、各要素について説明する。

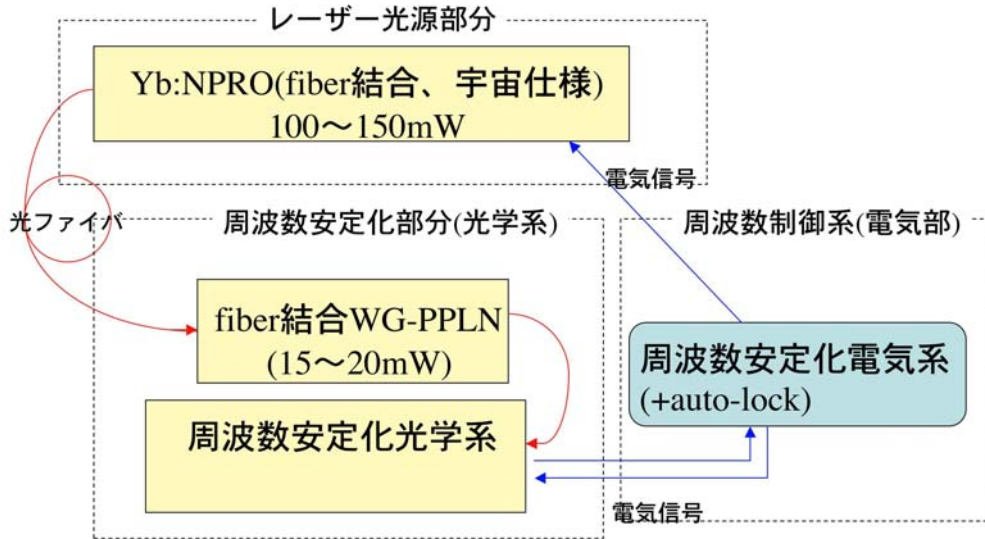


図 5.1: 周波数安定化光源ブロック図 .

5.2.1 レーザー光源部

レーザー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, 耐宇宙線が必須であるが, 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. これらの条件を満たす光源には, 半導体レーザー励起モノリシック型 YAG レーザー (NPRO: Non-planar Ring Oscillator) が最適である. まず半導体レーザー励起固体レーザーは発振線幅の細い単一周波数発振が比較的容易に得られ, また高い電気-光変換効率が得られるので消費電力を抑える事ができる. またモノリシック型構造とは励起媒体である固体結晶自体が光共振器を構成しているなのでその構造上外部振動に対して強固であり, また励起効率・発振効率も高い単一偏光が得られる. 共振器を構成している結晶自体を電歪素子で変形させることにより周波数制御を行っており, 50 kHz に及ぶ広い制御帯域を有している. また結晶の温度制御により数 GHz 以上の広い範囲で周波数同調が可能となる. 以上の点を考慮した上で光源には半導体レーザー励起モノリシック型 YAG レーザー (NPRO) が選ばれた.

NPRO は 1990 年代前半に開発され以降 15 年以上にわたり地上型重力波検出器の主レーザーを始めとして超高安定光源として多分野で用いられており, 出力も開発当初の 10 mW から 2 W 近くまで向上し, 信頼性や技術の枯れには問題がない. また Tesat-Spacecom 社から宇宙仕様の NPRO が出荷され欧米の宇宙重力波干渉計 LISA の光源として採用されており, 耐衝撃, 耐宇宙線等の宇宙空間動作に対しても問題ない (図 5.2). LISA では発振波長 1064 nm (励起波長 808 nm) の Nd:YAG 結晶の NPRO (Nd:NPRO) が使われているが, 我々は後述の周波数安定化のため発振波長 1030 nm (励起波長 975 nm) の Yb:YAG の NPRO (Yb:NPRO) を宇宙仕様にして使用する予定である.

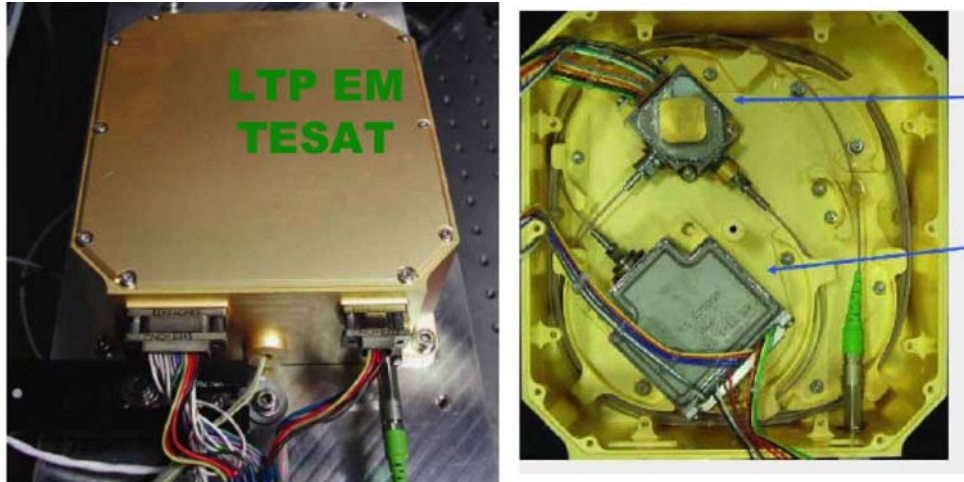


図 5.2: Tesat-Spacecom 社製宇宙使用 Nd:NPRO .

5.2.2 周波数安定化部

レーザーの周波数安定化には周波数基準と、その基準に対してレーザーの周波数を一致させる制御系の両方が必要となる。NPRO の無制御時の周波数雑音は 1Hz で $10^4\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ なので、要求値である $1\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ を達成するためには 1Hz で 80dB 以上の制御利得が必要である。この制御利得は 10kHz 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を決定するのは周波数基準の安定度である。周波数基準としては高い周波数域では Fabry-Perot (FP) 光共振器の共振が高い安定度を示し、逆に低い周波数域では分子の共鳴周波数の安定度が高くなる。目的の 1Hz は両者の安定度が丁度交差するところであり、両方の基準が使える可能性がある反面、要求安定度を達成するには両者とも困難な領域である。光共振器はこの帯域では機械振動や熱ゆらぎ等の外乱が周波数安定度に影響を与え、それらを極限まで抑圧した条件下 (実験室環境) では要求値を達成する可能性がある。しかし外乱や光軸アライメントのずれにも敏感であることを考慮すると衛星条件下の長期運用は難しい。一方分子の共鳴を使う方法は、外乱に対して強い反面信号の SN 比により安定度が制限される。DPF では外乱に強く長期的な安定動作が求められるので沃素の飽和吸収を周波数基準として用いて周波数安定化を行う。Nd:YAG レーザーの第二高調波 (532nm) を沃素の飽和吸収に安定化させる研究は古くから光周波数標準として進められているが、目標値を達成するためには現在得られている値より半桁程度向上させる必要がある。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。Yb:YAG レーザー (波長 1030nm) の第二高調波である 515nm 帯の沃素の吸収の自然幅は 532nm 帯の吸収の自然幅より $1/4$ 以上細いため、Yb:NPRO の周波数を沃素の飽和吸収に安定化させることにより DPF の周波数安定度目標を達成させる。

5.2.3 周波数安定化の構成

飽和吸収による周波数安定化の構成を図 5.3 に示す。

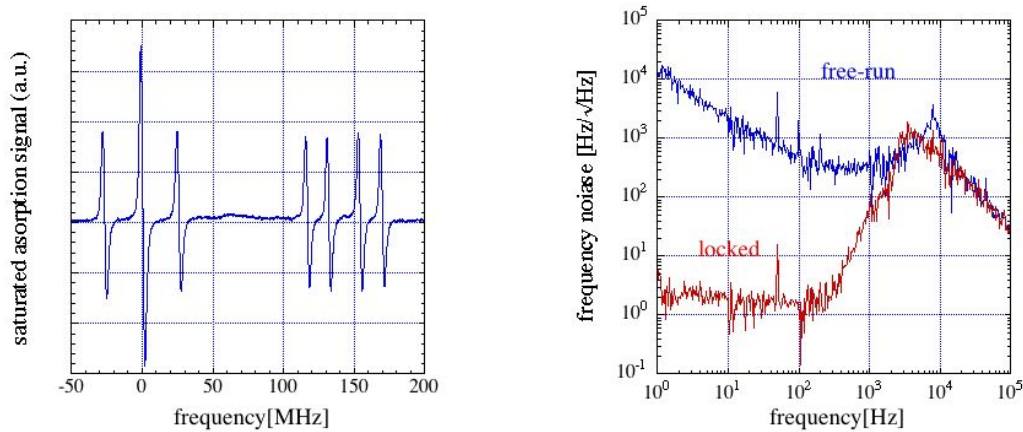


図 5.4: (左) 沃素飽和吸収微分信号, (右) 周波数雑音スペクトル.

5.3 開発の現状・技術成熟度

DPFの周波数安定化光源の開発にあたり, 地上仕様の光源を用いてNd:YAGレーザーそしてYb:YAGレーザーの沃素飽和吸収に対する安定化を順次行っている. 第一段階のNd:YAGレーザーを用いた周波数安定化では, 光源の波長1064nm, 出力400mWのNd:YAGレーザー出力光をバルク型PPLN結晶を用いて発生させた出力3mWの波長532nm光を用いた. この光源から, 長さ10cmの沃素セルを用いた変調移行分光法により沃素の飽和吸収信号(の微分曲線)を検出した(図5.4(左)). この飽和吸収信号を用いて周波数安定化されたNd:NPROの誤差信号評価による周波数雑音スペクトルを図5.4(右)に示す.

誤差信号評価ではNd:NPROの周波数雑音は $2\text{Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ まで抑圧されており, 周波数制御系の性能が充分要求値を満たしている事を示している. 沃素飽和吸収の周波数基準としての安定度が, 要求周波数安定度より高ければ光源の周波数安定度が要求値を満たしている事になる.

以上で制御システムの基本動作を確認したが, 532nm帯の沃素飽和吸収では周波数基準としての安定度を満たさないため, 次に, Yb:NPROを用いた515nm帯の沃素飽和吸収を用いた周波数安定化を行った. 波長1030nm出力100mWのYb:NPROの出力を導波路型PPMgOLN結晶を用いて高効率波長変換を行った. 基本波出力はNd:NPROより小さいが, バルク型より高効率である導波路型の波長変換結晶を用いた事により, Nd:NPROより高い15mWの515nmが得られた. この光源を用いて沃素の飽和吸収信号を取得してYb:NPROの周波数安定化を行った. 現在, 誤差信号評価ではNd:YAGより低く周波数雑音抑圧に成功しているが, 周波数基準の安定度も含めた光源の真の周波数安定度を計測するには同等か, より安定度の高い周波数基準が必要である. 非常に周波数安定度の高い($\delta f/f < 10^{-15}$)冷却サファイア発振器(CSO)に位相同期されたモードロックチタンサファイアレーザーでは, 各モードの周波数安定度はDPFの要求より高いため, これを利用してYb:NPROの周波数安定度を評価しつつ真の周波数安定度向上を目指す準備を行っている. またH8マイコンを用いた自動制御システムも完成させており, DPF全体のシステムとのすり合わせを行って

いる。

強度雑音安定化については、フォトダイオードで受光した強度雑音を AOM に負帰還制御することにより得る予定である。既に DECIGO 用の 10 W 光源を用いて $\delta I/I < 2 \times 10^{-8}$ まで強度雑音抑圧には成功している。

5.4 開発項目・バックアッププラン

現時点では、Yb:NPRO の周波数安定化システムの基本的な実験系と動作確認は終了している。Yb:NPRO の沃素飽和吸収を用いた周波数安定化は理論上は DPF の目標周波数安定度を達成することは計算されているが、世界的にもあまり実験例がなく、特に周波数安定度の評価は未だ行われていない。現在、我々はモードロックチタンサファイアレーザーによる周波数安定度評価システムの開発を終えており、そのシステムを使い沃素安定化システムの周波数安定度評価を行いつつ、実験条件を最適化して目標値達成を行う。周波数安定度達成にはセルの温度、信号光のパワー、変調深さ、干渉等光学雑音の除去等による信号の SN 向上により達成可能と見込まれる。またこの系は 500x400 mm のサイズに収めて機械的安定度を高める必要がある。現在、同サイズのブレッドボード上に収まる光学系を新たに作成し、自動制御システムを含めて衛星搭載スペックを満たすシステムの開発を進めている。

また、周波数安定化手法のバックアップとして、FP 光共振器を用いた周波数安定化の実験も合わせて行っている。これは 2 重の熱シールドに覆われ、真空容器中に入れられた高フィネスの FP 共振器を周波数基準として用い、Pound-Dreaver 法により周波数弁別曲線を検出してレーザーに負帰還制御している。この実験は実験室環境で要求周波数安定度を達成すると同時に、無重力状態化で外来振動が安定度に与える影響が少ないような光共振器の支持方法も研究している。

5.5 技術実証実験の背景と意義

周波数安定化レーザーの重要性は、原子・分子の精密分光をはじめ、光周波数標準、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の分野に及んでいる。レーザー光源を選択する際の一番の制限は要求される波長であるが、この制限がない場合には通常、周波数安定化に有利となる本質的に周波数ノイズの低いものが選択されてきた。非制御時の周波数ノイズの大きい順に、半導体レーザー ($\sim 1 \text{ MHz}/\text{Hz}^{1/2}$ @1 Hz)、外部共振器型 LD(ECDL) およびファイバーレーザー ($\sim 10 \text{ kHz}/\text{Hz}^{1/2}$)、LD 励起固体レーザー ($\sim 1 \text{ kHz}/\text{Hz}^{1/2}$) となっている。要求安定度が極端に高い重力波検出器で LD 励起固体レーザー NPRO(Non-planar Ring Oscillator) を利用することが常套手段であったのはこの理由による。しかしながら、光周波数標準などの分野でも特定の波長をもつ超狭線幅レーザーが必要となり、これまで不利と考えられてきた ECDL やファイバーレーザーによる安定化技術が進歩したことで、最終的な性能はもはや光源本体によらず、参照周波数基準のみに制限されることが現実のものとなってきている。周波数基準は光共振器と原子・分子の吸収線の 2 つに大別できる。ここでは、これらの周波数基準を用いて行われてきた国内/外および地上/宇宙のレーザー安定化実験を総括し、DPF 用安定化レーザーの意義とその技術の波及効果について述べる。

5.5.1 地上でのレーザー光源安定化

国内の実験室では光共振器を利用した多数の安定化実験が行われてきた [40, 41, 18] . 最近, 李らによって行われた, Ca^+ イオンを利用した光周波数標準用安定化レーザーの開発では, 波長 729 nm の ECDL を超低膨張ガラス (UltraLow-Expansion glass; ULE) 製の高フィネス光共振器に Pound-Drever-Hall 法で安定することで $100 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ ($@10^{-2} \sim 1 \text{ Hz}$) 以下の周波数ノイズレベルを達成している [18] . この実験では, 外部温度変動の影響を低減するために 10^{-6} Pa の真空中に光共振器を配置し, 2重の熱シールドと能動温調を組み合わせることで共振器の温度揺らぎを 10 mK 以下に抑圧している. さらに, 共振器温度を ULE のゼロ膨張温度に設定した結果, 外部温度変動の影響はほぼ消失し, ULE の経年変化を原因とする $25 \text{ mHz}/\text{s}$ の極めて小さな周波数ドリフトのみが残った. その後, 安定度計測の精度向上に伴い, このレーザーが $5 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ ($@0.1 \sim 1 \text{ Hz}$) の安定度を持つことが確認されている. 外来振動が共振器長を変化させないような支持法を採用することで, さらなる安定度向上が予想されている [42, 43, 44] .

海外の実験室でも光共振器を利用した多数の優れた研究が行われている. 特に, 光周波数標準用超狭線幅レーザーの開発は盛んで, 光共振器の熱雑音 [45, 46] で制限された安定度が複数の研究機関・大学で達成されている [14, 15, 16, 17] . Young らによって行われた実験は, Hg^+ イオン光標準用に色素レーザーの安定化を目的として行われた [15] . 光共振器を配置した光学定盤全体を実験室の天井から懸架して受動防振を行い, $0.4 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ ($@0.1 \sim 1 \text{ Hz}$) の安定化を達成している. Young らの方法は極めて大掛かりであるため, 現在は先に述べた共振器長不動支持法が主流となりつつある. 共振器長不動支持法は光共振器を弾性体とみなし, 支持により弾性変形した共振器の光路長変化がちょうどゼロになる支持点を有限要素法で計算し, 実際にその点で支持する方法である. このとき, 共振器の最低次の機械共振モードよりも十分に低周波の外来振動に対しては共振器長が不変に保たれるが, 一般に 100 Hz 以上に存在する機械共振周波数帯の振動に対しては, それは保証されない. しかし, そのような帯域の振動については, 受動または能動防振装置で十分に除去することが可能で, レーザー線幅 1 Hz 以下もしくは $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ の熱雑音レベルまで安定化が実現した [16, 17] .

一方, 国内外の実験室において種々の原子・分子の吸収線を利用した様々なレーザー波長での周波数安定化が行われてきた. これらの多くはレーザーの絶対周波数計測による長さ・周波数標準の確立に関係しており, $0.1 \text{ Hz} \sim 1 \text{ Hz}$ という標準器にとって比較的短期の安定度は強く追求されてこなかった. 代表的な実験のひとつは NPRO の第 2 高調波 532 nm を非線形結晶を利用して発生させ, I_2 (沃素) 分子の吸収線に変調移行分光法などで安定化するものである [19, 20, 21] . これらでは $40 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ ($@10^{-2} \sim 1 \text{ Hz}$) のノイズレベルが達成されている. そのほかにも, OsO_4 (酸化オスミウム) 分子に波長 $10 \mu\text{m}$ の CO_2 レーザーを安定化することで沃素安定化レーザーと同程度の安定度 [22], CH_4 (メタン) 分子に波長 $3 \mu\text{m}$ の He-Ne レーザーを安定化することで, 沃素安定化レーザーよりも半桁程度よい安定度が達成されたことも報告されている [23] . これらは前述のように, 吸収線を用いた場合でも達成可能な安定度はレーザー構造に依存しないことを明示しているが, これら以上に短期安定度を向上させるためには, 新しい手法による吸収信号の SN 比の改善が必要であることも示している.

5.5.2 衛星搭載用レーザー光源の安定化

これまでの衛星搭載用レーザーの用途は、強度変調-直接受信方式の宇宙光通信や制限された計測精度が許容される分光などであり、周波数ノイズに注意を払う必要はなかったが、最近の低軌道衛星 NFIRE(米)-TerraSAR-X(独)間の距離 5000 km のコヒーレント方式宇宙通信の成功により、徐々に衛星搭載レーザーでもコヒーレンスが重要なフェーズに移行つつある [24]。コヒーレント方式は送信レーザーにデジタル位相変調 (Binary Phase Shift Keying: BPSK) し、受信衛星に搭載されたローカルレーザーとヘテロダイン干渉させて光位同期を行い、その制御信号から直接受信方式よりも格段に良い SN 比で情報を抽出する技術である [25]¹。しかしながら、この通信でさえ Tesat-Spacecom 社 (独) の衛星搭載用 NPRO [26] が、フリーランでも狭線幅であるという特性のみを利用し、安定化は行われていない。国内でも、地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS:Advanced Earth Observing Satellite) に温室効果気体センサ (IMG:Interferometric Monitor for Greenhouse Gases) が搭載され、その赤外フーリエ変換分光計に He-Ne レーザーが利用された例があるが、要求安定度は 3×10^{-7} 程度であり、レーザー共振器のデザインを外乱に強くすることで十分に対策可能であった [27]。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ことが予想される。それは、LISA および LPF をはじめ、Terrestrial Planet Finder (TPF-C) [28]、Micro-Arcsecond X-Ray Imaging Mission (MAXIM) [29]、Geosynchronous Imaging Fourier Transform Spectrometer (GIFTS) [30]、Earth Explorer Atmospheric Dynamics Mission (ADM-Aeolus) [31]、Atomic Clock Ensemble in Space (ACES) [32] などの先進的な衛星ミッションが目白押しで、それらには周波数安定化レーザーの搭載が計画されているためである。2008 年打ち上げ予定の ADM-Aeolus ミッションは地球大気や天候システムなどの地球環境調査を目的として衛星である。この衛星には波長 355 nm の紫外パルスレーザーを利用したレーザーライダーが搭載され、宇宙から風速観測等を行う予定である。ALADIN と呼ばれるライダー用光学ユニットに組み込まれた参照用安定化レーザーはフィネス 1500 の ULE 製光共振器にフリンジロックで安定化される [33]。すでに Tesat-Spacecom 社で開発された衛星搭載用 ULE 共振器等を用いて、要求安定度を十分に満たせる $25 \text{ kHz/Hz}^{1/2}$ (@0.1 ~ 1 Hz) が達成されている。2010 年打ち上げ予定の ACES ミッションは原子泉型一次周波数標準器 (Projet d'Horloge Atomique par Refroidissement d'Atomes en Orbite: PHARAO) [34] と水素メーザー (Space Hydrogen Maser: SHM) を国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) に搬入し、微小重力下において非常に長い原子と光の相互作用時間を得ることで超高安定なマイクロ波標準器を作り、地上との高精度なマイクロ波リンク実験や基礎物理定数の時間変化観測等を行う。Cs(セシウム)原子のレーザー冷却には、その吸収線に安定化された波長 850 nm の ECDL が必要なため、PHARAO にはセシウムセルが搭載される。このセルと衛星搭載用に機械設計した ECDL を組み合わせて $100 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ (@100 Hz) の安定度が得られており、レーザー冷却に利用する量子遷移の線幅が MHz 程度であることを考慮すると十分な性能を持つことが示されている。一方、LISA で要求される周波数安定度は $30 \sqrt{1 + (10^{-3}/f)^4} \text{ Hz/Hz}^{1/2}$ (@ $10^{-4} \sim 1 \text{ Hz}$) とこれらのミッションと比較すると非常に厳しいものである。実験室では光共振器および沃素吸収線を利用したどちらの安定化方法でも LISA の要求をほぼ満たせることが確認できている [35, 21]。特に、沃素安定化実験では衛星搭載を考慮して、沃素セルへの入射光軸のミ

¹これは将来の DECIGO や LISA で必要となる技術のひとつでもある。

スアライメントやセルの温度変化の影響についても調査され、LISA では問題にならないことが確認された。一方、光共振器実験では、これまで報告のないミスアライメントの影響など衛星環境まで考慮した研究調査が必要である。また、安定度を損なう原因として電気光学変調器 (Electro-Optical Modulator: EOM) で生じる残留強度変調 (Residual Amplitude Modulation: RAM) や電気回路のオフセットなども考慮したシステム全体におよぶ調査も必要である [47]。

5.5.3 DPF による宇宙実証の意義

以上を踏まえると DPF 用光源に要求される周波数安定度 $1 \text{ Hz}/\text{Hz}^{1/2}$ (@0.1 ~ 1 Hz) は、LISA よりも更に 1 桁高いものであり、非常に挑戦的なものであるといえる。この要求値は、光共振器の熱雑音で制限されるレベルであり、温調や防振、RAM などに細心の注意を払うことによって、実験室で最近ようやく達成された。従って、これを宇宙空間で達成するためには、衛星内に実験室レベルの温度および振動環境を構築する必要性があることも暗示している。原子・分子の共鳴を用いた安定化では現在のところ吸収信号の SN 比に限界がある。最近、1030 nm の Yb:YAG 結晶を用いた NPRO が開発され、沃素の 515 nm 付近の吸収線にアクセスできるようになった。この吸収線は従来の 532 nm のものよりも信号強度が強く、狭線幅という利点がある。現在、この吸収線にレーザーを安定化する研究が推進されており、この結果次第では衛星搭載という目的において光共振器を凌駕することも十分ありえる。このような様々な課題を克服して、DPF 用光源が開発された暁の波及効果は DECIGO や LISA といった宇宙重力波検出計画を超えた非常に大きなものになることが予測される。衛星間通信の将来は、始まったばかりのコヒーレンス方式を用いて、より遠距離をより高密度に通信することになるが、その際には Hz レベルの線幅をもつレーザーは必須となる。さらに地球環境観測は今後さらに重要性が増すことになるが、地球大気などの分光計測をより高精度に実施するためにも狭線幅レーザーは重要である。また、宇宙ステーションでマイクロ波標準器が運用された後、光時計が運用される時代に突入することは想像に難しくない。そのとき、DPF 用光源の開発で培われた技術は確かに重要な意味を持つことになる。

第6章 姿勢・ドラッグフリー制御

DPF では、十分な感度での観測を行うために、振動外乱を極度に低減する必要がある。外乱の代表的なものは、太陽輻射圧や残留大気などによる運動量の流入である。ドラッグフリーは、試験マスを衛星で包むことにより、試験マスへの直接の運動量流入を阻止すると同時に、衛星内に非接触で浮上している試験マスとの相対距離が一定になるようスラスタで衛星にフィードバックを掛けることで達成される。振動外乱には、衛星内部で発生するものもあり、その代表的な発生源は姿勢制御用ホイールであると考えられる。このため、小型衛星バスで通常用いられるホイールを、DPF では非搭載とすることを予定している。さらに、ミッション機器側でスラスタを用意し、ドラッグフリー制御（衛星の並進運動）に加えて姿勢制御も行う。本章では、DPF で行う姿勢・ドラッグフリー制御について概説する。

6.1 要求・仕様

DPF 衛星の干渉計は二つの同等な試験マスで構成されるため、外乱の多くは差動検出により除去される。このため、ドラッグフリー制御部に要求される雑音特性は、衛星に僅かに残る非対称性に依存しており、定量的に見積もるのは容易ではない。代表的な仮定値（付録 B.3 参照）を用いて見積もった姿勢制御とドラッグフリー制御に関連する要求値・仕様を表 6.1, 表 6.2 に示す。

表 6.1: 姿勢・ドラッグフリー制御に関連する要求値。

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

太陽輻射圧

DECIGO で要求されるスラスタのレンジは、基本的に太陽輻射圧で決まることになる。付録 B.3 に示した算出式から、衛星の受光断面積を 4 m^2 とすると衛星に掛かる力は $18 \mu\text{N}$ となる。この値から、約一桁のマージンを見て、DECIGO/DPF でのスラスタの最大推力レンジを $100 \mu\text{N}$ に設定する。また、太陽輻射圧は時間的に一定ではなく、周波数について $f^{-1/3}$ の依存性をもつ [63] ような、低周波数ほど増大するような揺らぎを伴っている。これは衛星の並進の揺らぎだけでなく、衛星の受光分布の非対称性とカップルして姿勢の揺らぎも引き起こす。この効果を抑えるためにスラスタの推力、制御帯域をを設計する必要がある。

表 6.2: 姿勢・ドラッグフリー制御の仕様 .

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

大気ドラッグ

DPF では DECIGO と異なり、地球周回の軌道に投入するので、衛星周辺の原子・分子のドラッグの効果が DECIGO の場合より数桁大きいと予想される (付録 B.3「地球大気の摩擦力」参照)。DPF で想定している軌道高度 500 km では、大気による摩擦力 (空力抵抗) は太陽輻射圧と同程度か、一桁小さい程度の量になると予想される。ただし、太陽活動の状況により、一桁程度大きくなることも想定しておく必要がある。

また、この高度では、平均自由行程が衛星のスケールよりはるかに長いので、気体は粘性流ではなく分子流として振る舞う。このため、衛星の形状を翼形にする (前方を丸め、後方を尖らせる) ことは大気ドラッグの低減にあまり効果はないが、前方を尖った形状にすることは効果が期待できる。現時点ではこの手法は特に採用しない予定であるが、大気密度は太陽活動の増大に伴って桁が変わるほど増えることがあるので、打ち上げ時期が具体化するのに伴い再検討することも必要である。

重力傾度安定化

DPF では衛星内部で発生する機械的振動を避けるために姿勢制御用ホイール類を非搭載としたいので、ミッション側で姿勢制御も行う必要がある。これには低雑音スラスタを用いるが、スラスタはホイールや磁気トルカと異なり、駆動により衛星の質量が失われるので、ミッション寿命の大きな制限要因となる。スラスタの推薬節約と最大レンジ要求の緩和を狙い、重力傾度復元力による受動的な姿勢安定化を併用する方針とした。

座標系を図 6.1 のようにとると、衛星軌道が円軌道からずれて有限の離心率 e を持つ場合の姿勢の運動方程式は、

$$\ddot{\xi}_{\text{pitch}} + 3\omega_0^2 \sigma_y \xi_{\text{pitch}} = t_y / I_y + 2\omega_0^2 e \sin M \quad (6.1)$$

$$\ddot{\xi}_{\text{roll}} + 4\omega_0^2 \sigma_x \xi_{\text{roll}} - \omega_0(1 - \sigma_x) \dot{\xi}_{\text{yaw}} = t_x / I_x \quad (6.2)$$

$$\ddot{\xi}_{\text{yaw}} + \omega_0^2 \sigma_z \xi_{\text{yaw}} - \omega_0(1 - \sigma_z) \dot{\xi}_{\text{roll}} = t_z / I_z \quad (6.3)$$

となる、ここで ω_0 は軌道レート $= \sqrt{GM_E/r^3}$ 、 σ_x 、 σ_y 、 σ_z は主慣性モーメント I_x 、 I_y 、 I_z から $\sigma_x = (I_y - I_z)/I_x$ 、 $\sigma_y = (I_x - I_z)/I_y$ 、 $\sigma_z = (I_y - I_x)/I_z$ により算出される慣性質量比のパラメータである。また、 ξ_{pitch} 、 ξ_{roll} 、 ξ_{yaw} は姿勢角 (平衡点の周りで線形化した Euler

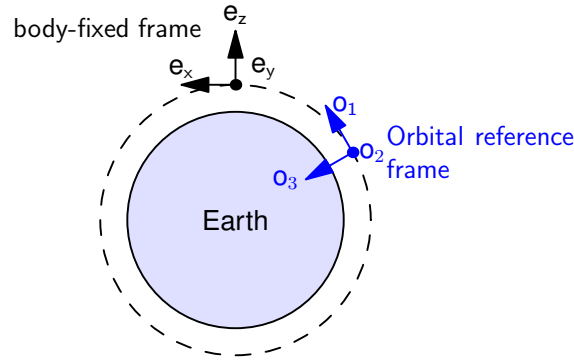


図 6.1: 軌道固定座標系 $\{e.\}$ と衛星固定座標系 $\{o.\}$. 衛星の重力傾度安定の平衡点からの微小な回転角 ξ_{pitch} , ξ_{roll} , ξ_{yaw} は e_x , e_y , e_z の o_1 , o_2 , o_3 周りの回転角で定義される.

角), t_x , t_y , t_z は外乱トルク, $M(t)$ は平均近点離角 ($= \omega_0 t$) である. 30 kg のおもりをミッションモジュール上面から 1.2m 隔たったところに配置したケースで, 慣性モーメントを計算した. 値を表 6.2 中に示す. この条件で, DeBra-Delp 領域の重力傾度安定となることが確認できている. 軌道高度 500 km では軌道公転周期 95 分, ピッチ章動周期 80 分, ロール・ヨー連成章動周期 40~120 分となり, いずれの章動もその周波数が観測帯域周波数に対して低い側に外れており, 観測には好ましい.

軌道の離心率と重力ポテンシャルの高次項

軌道離心率が零でない値になると, ピッチの姿勢運動に摂動トルクが発生することが前述の運動方程式から分かる. 仮に離心率を非常に小さくできた場合にも, なお重力ポテンシャルの高次項によりピッチの姿勢に揺動が入る (付録 B.2 参照). 重力ポテンシャル高次項の揺らぎと同程度の揺らぎを生じる軌道離心率は $e=3 \times 10^{-4}$ 程度と見積もられる. 小型科学衛星の打ち上げに用いられるロケットの軌道投入精度は $e=1.4 \times 10^{-3}$ 程度と予想されるため, 軌道パラメータの観測値と姿勢-試験マス潮汐力カップリング係数の推定値を用いて観測データを補償する必要がある.

6.2 構成・ブロック図

ドラッグフリー制御系は, 試験マスハウジングの静電センサから得られる試験マス-衛星間の相対距離の情報を入力とし, これが一定値になるようにミッションスラスタの推力に帰還する多入力・多出力の制御系である. 静電センサ出力, ミッションスラスタ推力の入力はともに, SpaceWire 規格のシリアル伝送路を通じてデジタル信号としてやりとりされる予定になっている. このため, 制御フィルタはデジタル処理により実現される. DPF の制御の特徴的な周波数は 0.01 Hz におよび, アナログフィルタでは実装が難しい領域なので, デジタル化されることの利点は大きい. この制御系は, SpaceCard (SpC) 内に実装される. 制御器の構成を図 6.2 に示す. バス系からは, スタートラッカーからの誤差信号とセーフホールド動作に入ったことを知らせるフラグを伝送する. スタートラッカーの姿勢に関する誤差信

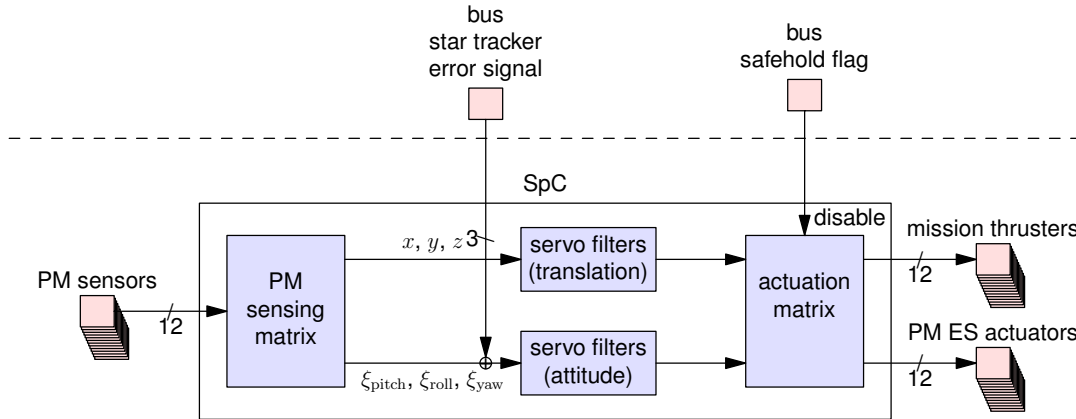


図 6.2: 姿勢制御・ドラッグフリー制御の構成．SpaceCard プロセッサ内に準対角化制御のためのマトリックス，制御フィルタ類を構成する，複数チャンネルのデータ転送は実際には SpaceWire を利用するため配線の量は削減される．

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

衛星の重心位置とスラスタ配置を図 6.3 に示す．重心と試験マスの位置関係は，姿勢の揺らぎと静電センサ信号のカップリングを決める重要なパラメータである．衛星重心はバス系の $+z$ 面の内側 20 mm のところにある．

スラスタの位置と推力ベクトルの設定には以下の点を配慮した．

- 複数のスラスタによる合成力で，衛星の剛体 6 自由度のすべてが可制御になり，また一部のスラスタの故障を他のスラスタが補えるよう本数・方向を設定する．
- スラスタの噴出ガスによる汚染がバス系に影響を及ぼしにくいように方向を選ぶ．
- スラスタ推力の大きさはノズルの温度の関数になっていることが考えられるので，姿勢の目標状態においてスラスタを太陽方向に対してキャントさせる．

衛星が重力傾度安定状態に入ると太陽輻射圧と空力抵抗が常に衛星の同じ面に力を及ぼすので，スラスタの推薬消費には場所に依存するかたよりがある．ミッションスラスタの推薬は共通タンクから分配する方式ではなく各スラスタが独立に推薬を保持する構成をとるので，特定のスラスタに負担がかかり，ミッション寿命が短くなることが考えられる．しかし，重力波観測ミッション部は反転対象になっており，太陽電池パドルの表裏を反転させ，地心方向を軸に衛星姿勢を 180 度反転させることで，負担の少ないスラスタを主に使用するように構成を変更することができる．このため，太陽輻射圧・大気抵抗の方向を考慮してミッションスラスタの配置の対称性を破ることは，DPF ではしないでおく．

ドラッグフリー制御のうち，並進の 3 自由度に関わる部分のブロックダイアグラムを図 6.4 に示す．DPF では試験マスが二つあるので，一部の自由度をスラスタだけではなく試験マ

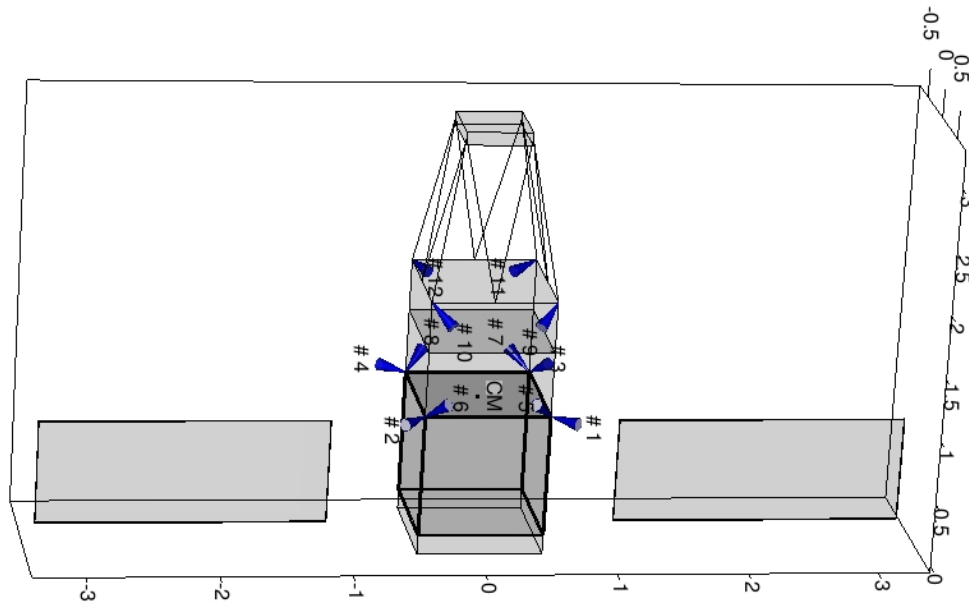


図 6.3: 衛星の重心位置 (図中 CM) とスラスタ配置 .

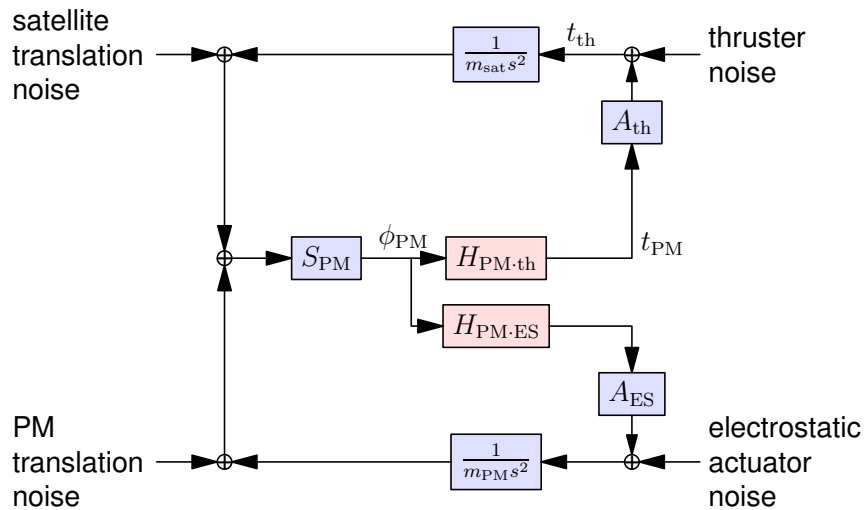


図 6.4: ドラッグフリー制御 (並進の自由度) のブロックダイアグラム . S, A, H はそれぞれセンサ, アクチュエータ, サーボフィルタの応答関数を表している . PM は試験マス (proof mass) を表す .

の気球を利用したドラッグフリー微小重力のグループの活動を参考にしながら開発を継続する必要がある。

6.4 開発項目・トレードオフ

姿勢・ドラッグフリー制御に関わる技術で、さらに開発を必要とする項目として、超低周波帯域の制御，デジタル制御の利点を生かした適応制御が挙げられる。

地上の重力波検出器では、1 Hz 以下の低周波は観測帯域外にあたるため、我々のもつ電気系の低雑音化技術はそのまま適用するだけでは不十分な面がある。具体的な例をあげると、SWIM_{μμ} のフォトセンサの評価では、0.1~1 Hz の帯域での雑音の定量評価のために、プリアンプを新規設計する必要があった。このような低周波領域での制御・低雑音化の技術を深めるために、地上でできるドラッグフリー関連の実証実験としては、ドラッグフリー化を施したフーコーの振り子による地球自転速度の測定実験が考えられる。

バス部にある燃料タンクには液体が入っており、姿勢制御の際にはスロッシングに伴う力学的反跳を生じると予想される。観測ミッション開始時の燃料の残量には不定性があるため、適応制御の手法を用いて機上で制御特性を変化させることが必須になる可能性がある。LISA pathfinder では、燃料タンクを含んだ推進系を観測開始前に切り離すことで、ドラッグフリー衛星の剛性を高めるとの方針をとっている。DECIGO でも同様の手法で、燃料タンクを排除することになると予想される。したがって、液体スロッシングのある系の適応制御を含んだドラッグフリー制御は、DPF 限定の (DECIGO では不要な) 要素技術となってしまうが、検討しておく必要があると考えられる。

ドラッグフリー制御部のトレードオフ項目として代表的なのは、スラスタの個数の選択である。現在 12 本を用いる設定としているが、重量制限が厳しくなった場合には、スラスタヘッドの故障に対する冗長性をあきらめることにすれば、8 本まで減らすことができる。逆に、衛星の総重量に余裕がある場合には、冗長性の拡大だけでなく、並進の各自由度ごとにみたスラスタ雑音の寄与を減らすことも狙ってスラスタの個数を増やすことも検討する。

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

第7章 スラスタ

DPF は、バス系とミッション系とでそれぞれ独立したスラスタシステムを持つ。ミッションスラスタは、ドラッグフリー実験システムの一要素であり、DPF 衛星に作用する外乱力(太陽光圧など)を相殺してドラッグフリーミッションを実現する。ミッションスラスタは、前章で説明したように DPF 衛星のバス部およびミッション部に搭載される推力 $100\mu\text{N}$ のスラスタ 16 機(機数は暫定)と、これらスラスタの制御をつかさどるスラスタ制御ユニットから構成される。スラスタ制御ユニットは、スラスタドラッグフリー実験制御システムから制御信号を受けて各スラスタの推力レベルを調整する。

7.1 要求・仕様

DPF ミッションスラスタの仕様を表 7.1 に示す。

表 7.1: DPF ミッションスラスタ仕様.

要求項目	要求値
推力範囲	5-100 μN
推力精度	0.1 μN
推力ノイズ	0.1 $\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$
比推力	T.B.D.
動作時間	3000 時間

宇宙機に作用する外乱で最も大きいのが、宇宙機の表面を押す太陽光圧である。ミッションスラスタには、宇宙機に作用する太陽光圧を補償する $100\mu\text{N}$ クラスの推力が必要である。また、太陽光圧の変動に応じてきめ細かい推力レベルの調整を行う事が求められている。従来の衛星推進系と DPF 推進系の違いは、次の 4 点である。

- 衛星の姿勢制御に用いられるスラスタ (1-20 N の RCS) よりも 4 桁以上小さい推力 (フルスケールで $100\mu\text{N}$) であること
- 推力をフルスケールの 0.1% (0.1 μN) の精度でスロットリングできること
- 推力値の精密制御が必要であり、このため、10 Hz 程度と推進器としては高速な推力制御 (フィードバック制御) が求められること
- ドラッグフリーの制御帯域であり重力波の観測に用いる 0.1-10 Hz にて高い安定性 (低推力ノイズ) が求められること

7.2 構成・ブロック図

DPF ミッションスラスタシステムの候補として、次の3つの案を検討している。

7.2.1 イオンスラスタシステム案

イオンスラスタは、アーク放電やマイクロ波等で推進剤を加熱・電離させてプラズマを作り、2枚ないしは3枚からなる多孔状の電極に1000-2000 Vの電圧を印加してイオンを加速する静電加速型の推進装置である。図7.1a)にイオンスラスタの概念図を示す。イオンスラスタの加速は、プラズマ生成とイオンビームの2段階からなる。直流放電型カusp磁場配置では、陰極から放出され電離に十分なエネルギーを持った電子(一次電子)を放電室内に満たし、衝突電離による効率的なプラズマ生成を実現する。イオンビームの引き出しは、このプラズマ生成部で発生した正イオンを静電界によって加速することで行われる。引き出し部は、プラズマに接するスクリーン電極と1 mm程度の短い間隔で平行に置かれる加速電極で構成される。各電極には内径1-3 mm程度の孔が多数あけられ、その開口率はスクリーン電極で70%、加速電極で25%程度である。

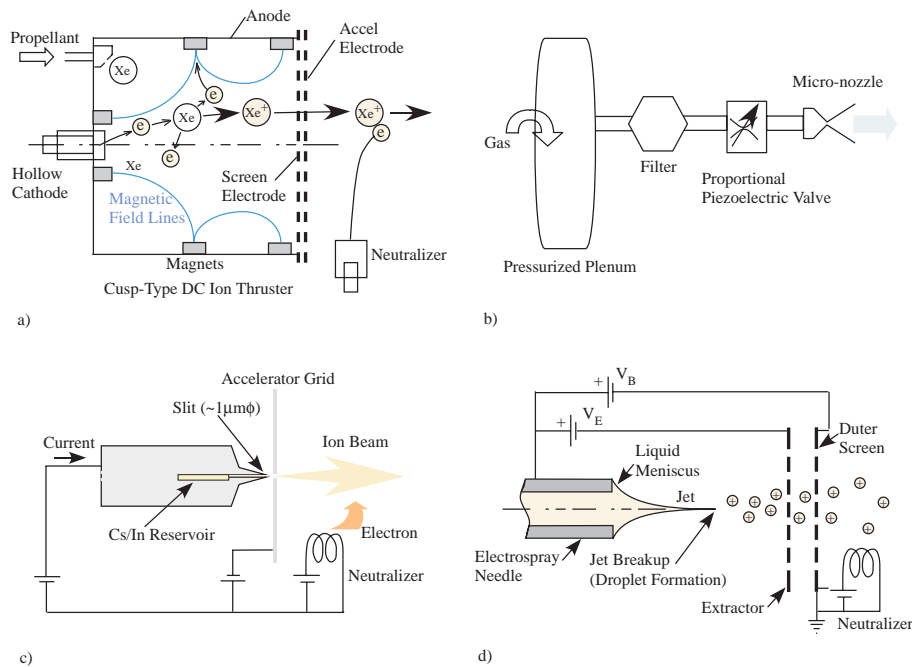


図 7.1: 各種マイクロスラスタのコンセプト; a) イオンスラスタ (直流放電カusp型), b) コールドガスジェット, c) FEED, d) コロイドスラスタ。

イオンスラスタが正イオンのみを噴射すれば、スラスタを搭載する宇宙機は負に帯電するため、イオンは再び引き戻される事になり、推力発生は不可能となる。これを避けるため、噴射したイオンと同数の電子を放出してイオンビームを中和する必要がある。イオンビームの中和は、イオンスラスタ本体より外側に配置された中和器によって行われる。図7.1a)では加熱したフィラメントからの電子放出を描いてあるが、耐久性の観点からはホローカ

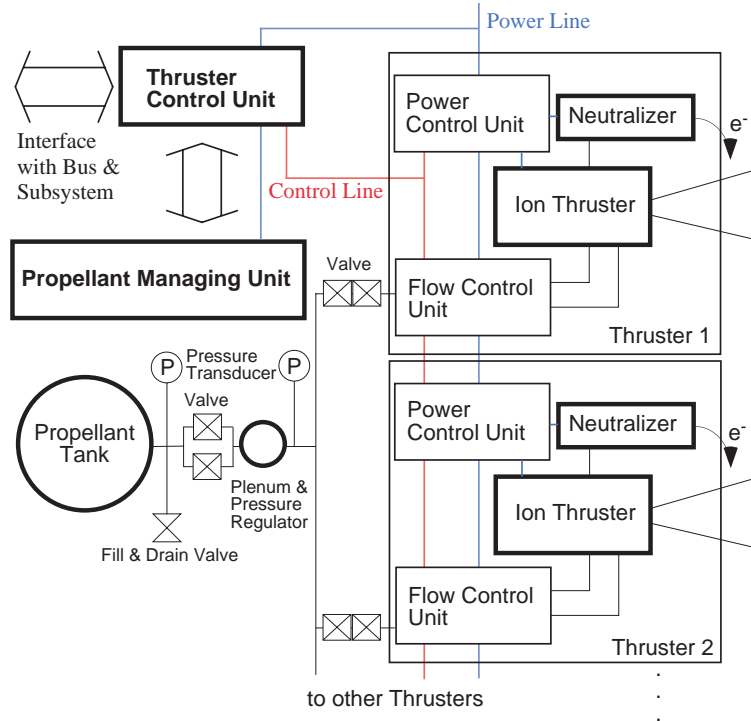


図 7.2: イオンスラスタシステムブロック図 .

ソードを用いるのが一般的である．イオンスラスタの推力電力比は，20-30 mN/kW であり，10 mN クラス（消費電力 500 W 以下）から 250 mN クラス（7kW）まで様々なスラスタが実用化されている．DPF ミッションスラスタは，既存のイオンスラスタシステムを 0.1 mN/5W クラスにダウンサイジングすることで自主開発可能である．

図 7.2 にイオンスラスタシステム案を示した．システムはミッションスラスタ 16 台 (T.B.D.) から構成されており，各スラスタユニットはイオン源・中和器とこれらに推進剤を供給する推進剤供給系，ならびに，プラズマ生成とイオン加速のための電源ユニットから構成される．ミッションスラスタ全体の制御はスラスタ制御ユニット (TCU) が行う．TCU は，ドラッグフリー制御のための制御命令を受けながら，推進剤の温度ならびにプレナム圧管理を行う推進剤管理ユニット (PMU) と協調しながら推力が目標値となるよう各スラスタをフィードバック制御する．また，スラスタの動作異常時には，故障スラスタの同定と代替スラスタの立ち上げを行う．複数スラスタの異常や推進剤管理ユニットが問題を検出した場合は，スラスタシステムをシャットオフしてドラッグフリー試験の中断を要求する．また，衛星システム/ドラッグフリーシステムから emergency 信号をうけた場合は，速やかに全システムを停止させてスラスタの機能維持をはかる．

7.2.2 コールドガスジェットシステム案

窒素などの高圧ガスをタンクに貯蔵して噴射するコールドガスジェットは，古くから衛星の姿勢制御系に用いられてきた．従来のスラスタではバルブのオン・オフ制御で力積を調整していたが，図 7.1b) のように噴射ガスの流量を可変制御することができれば，DPF のド

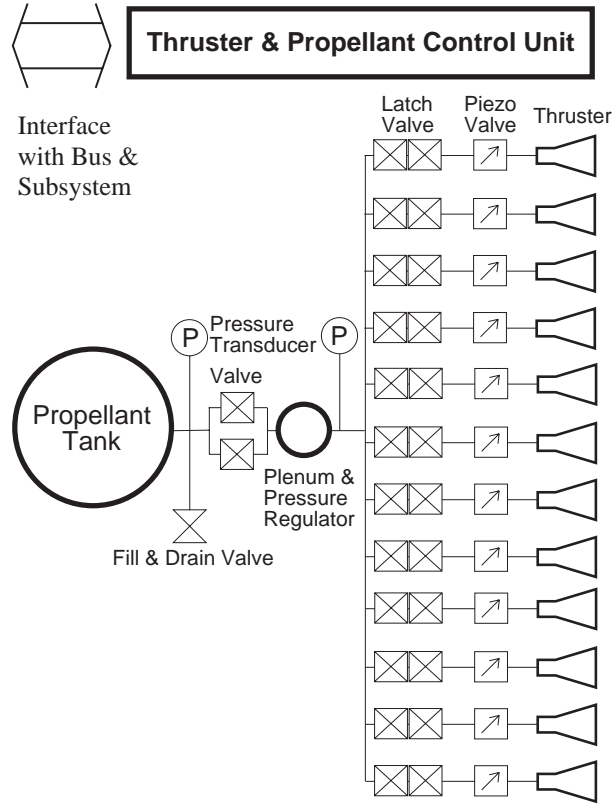


図 7.3: コールドガスジェットシステムブロック図.

ラッグフリーミッションにも適用可能となる．コールドガスジェットシステムは，推進剤を貯蔵する推進剤タンク，遮断弁，プレナム室，プレナム室の圧力制御を行う regulation valve，スラスタプレナム間の遮断弁，スラスタ本体，および，スラスタ制御システムからなる．スラスタとしては直径 1 cm/長さ 3 cm 程度の小型スラスタを想定しており，推進剤供給量をピエゾ駆動レギュレータで調整する事で推力を制御する．なお，推進剤のリークは DPF ミッションに致命的であることから，2 種類の遮断弁は冗長構成とする．

7.2.3 Field Emission 推進 (FEEP) 案

ガス放電を利用してプラズマを生成し静電加速するイオンスラスタとは別に，固体・液体の微粒子を生成して，それらを帯電させて静電加速させる，Field Emission 推進がある．

セシウム Cs やインジウム In といった液体金属の電界放出を利用したイオン源 (FEEP) の原理を図 7.1c) に示した．FEEP では推進剤を小指程度の小さな容器につめこみ，融点まで加熱すると，毛管力により針の先端部に液体金属を供給することが可能になる．推進剤容器を正電位にし，その表面付近に負電位のグリッドを配置して液体金属に強い電界を印加すると，その自由表面上に円錐形の突起が生じるようになる．突起が成長するにつれ突起の曲率半径が小さくなり，突起周辺の電界は更に強くなる．電界が 10^9 V/m 程度になると突起先端の原子は電離し，生じたイオンはその電界によって静電的に引き出される．これを電界放出という．液体金属自由表面に生じる突起の代表的な曲率半径は $1 \mu\text{m}$ であり，1 mm の電

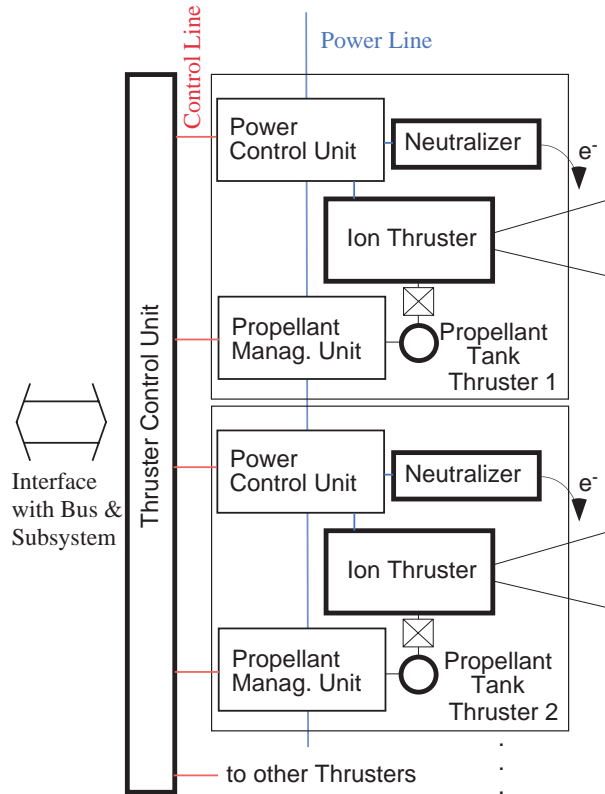


図 7.4: FEED スラスタシステムブロック図 .

極間に 10 kV 程度の電圧を印加する必要があるが、局所的に強い電界を作るため、針形状の正電極やスリット型の正電極が開発されている。イオンエンジンと同様、電荷を中和するための中和器（電子源）が必要である。

FEED システムブロック図を図 7.4 に示した。FEED スラスタ 1 機は、イオン源・中和器および小型の液体金属推進剤タンクから構成される。針先の電界放出機構がバルブ機能をかねるため、高圧推進剤タンクとバルブ類が不要になる。このため、推進剤タンクは各スラスタと同じ位置に置かれ、Xe イオンスラスタよりシンプルな静電式スラスタシステムとなる。ミッションスラスタ全体の制御は、スラスタ制御ユニット (TCU) が行い、ドラッグフリーシステム制御系の指示に従いスラスタの動作と制御を行う。

7.3 開発の現状・技術成熟度

DPF に適合する各種スラスタの仕様および研究開発状況を表 7.2 にまとめた。各スラスタとも推力を電氣的に制御することで、DPF で必要な仕様 (推力レベル・推力分解能・推力応答ならびに推力ノイズ要求) を、原理的には満たす事ができると考えている。表 7.2 の主要仕様欄では地上評価実験等で確認されている数値のみを掲載した。FEED/コロイドスラスタは NASA-ESA の ST-7(LISA-Pathfinder) 用に開発が終了している (図 7.5c,d)。このうち FEED は最も軽量コンパクトなシステムであることから、DPF に最も適したスラスタシステムである。しかしながら、FEED/コロイドスラスタは、国内では開発実績が無く、海

表 7.2: 各種ミッションスラスタの比較.

		FEEP	コロイドスラスタ	Xeイオンスラスタ	Coldガスジェット	備考
主要緒元	推力(1機あたり)	10 μ N	30 μ N	100 μ N	100 μ N	
	推進剤	インジウム, セシウム	グリセリン, ホルムアミドなど	キセノン	窒素, アンモニアなど	
	推力分解能	0.1 μ N	0.1 μ N	N/A	<1 μ N	
	推力応答性	0.1ms	0.1s	N/A	<0.1s	FEEP/コロイドスラスタはST7用仕様
	推力ノイズ	<0.1 μ N/ $\sqrt{\text{Hz}}$	<0.1 μ N/ $\sqrt{\text{Hz}}$	N/A	N/A	FEEP/コロイドスラスタはST7用仕様
	Isp	4000-8000s	150-250s	>1000s	70s	
	サブシステム重量(推定値)	>12kg	>30kg	>20kg	>15kg	100 μ Nスラスタ12機搭載時(OPF)を想定
	寿命	>4,000h	>3,500h	N/A	-	
推力制御方法		加速電圧	加速電圧, 温度	加速電圧, 電力, 推進剤流量	推進剤流量	
海外での開発状況		ARC-Sr (Austria), ALTA (Italy)にて開発 ST7 (LISA-Pathfinder) 搭載, 2009年以降打ち上げ	Busek (U.S.A.)にて開発 ST7 (LISA-Pathfinder) 搭載, 2009年以降打ち上げ	Astrium (Germany), NASA JPL等にて開発中	Marotta/MOOG (U.S.A.)などで開発中	
国内での開発状況		N/A (民生用イオン源としては多数の開発実績)	静岡大などで基礎研究	JAXA/九大/防衛大などで研究開発	過去の衛星で多数搭載 (ただし, 100 μ Nクラス以下は実績無し)	
特徴		バルブ不要 高速応答	液体推進剤を直接加速 高速応答	従来型イオンスラスタのダウンサイジング 高速応答	静電バルブによる流量制御	
課題	開発key要素	1 μ mサイズの電極加工 高電圧(>10kV)電源 推進剤制御 中和器	推進剤および推進剤供給系 高電圧(2-10kV)電源 中和器	軽量化(特にバルブなど推進剤供給系) 微小流量制御器 中和器	微小流量制御器	
	主な故障モード	電極間電極グランド間短絡 推進剤詰まり	電極間電極グランド間短絡 バルブ故障 推進剤詰まり	電極間電極グランド間短絡 バルブ故障 推進剤リーク	バルブ故障 推進剤リーク	
	寿命要因	電極損耗	電極損耗	電極損耗	-	
	環境性	推進剤による汚染 宇宙機帯電	推進剤による汚染 宇宙機帯電	電極損耗による汚染 宇宙機帯電	-	
DECIGO/LISAへの対応		クラスタ化 耐久性の向上が必要	クラスタ化 比推力の向上/耐久性の向上が必要	推進剤供給系の低ノイズ化が必要	高比推力化 推進剤供給系の低ノイズ化が必要	

外メーカーからの購入が必要であろう。なお、現在 DPF-WG では、FEEP スラスタ自主開発の可能性も検討している。

Xe イオンスラスタコミュニティでは、「はやぶさ」などで搭載されたスラスタをダウンサイジングする試みが、盛んに行われている。国内では、マイクロ波放電を主放電室ならびに中和器に用いた小型高性能スラスタの研究開発が進んでいる。現在 JAXA では、DPF 対応のためのイオン源のチューニング (図 7.5a), b)) ならびに中和器開発、および評価試験を継続して実施している [49][50]。イオンスラスタは構成要素が多いため、イオンスラスタを魅力的なシステムにするためには、軽量で信頼性の高い推進剤供給系の開発が不可欠である。また、ドラッグフリー用の評価が済んでいないため、今後、推力レベルおよび推力ノイズの評価と寿命評価を実施する必要がある。

コールドガスジェットでは、軽量の推進剤タンク、および、軽量かつ低電力動作可能なバルブ/レギュレータの開発が重要である。Marotta 社では tankage fraction が 1 以下の軽量高圧タンクの開発 [48] や、1W 以下の電力で動作可能な線形流量制御器の開発に成功しており、その一部は 2006 年打ち上げの NASA ST-5 ミッションで実証された。線形流量制御器については、複数のメーカーが開発を続けており、これら既開発品も用いたスラスタシステム設計と開発を考えている。

イオンスラスタシステムや FEEP システムでは、中和器が必要となる。DPF ではイオン電流量が 1 mA 程度までと小さいことから、複数イオン源からのイオンビームを 1-2 機の中和器で中和する方法も検討している。Xe ガスを利用する中和器の他、カーボンナノチューブを電子源とした中和器も JAXA/Busek などで開発中である。これらは Xe ガスが不要な中和器として注目されている。

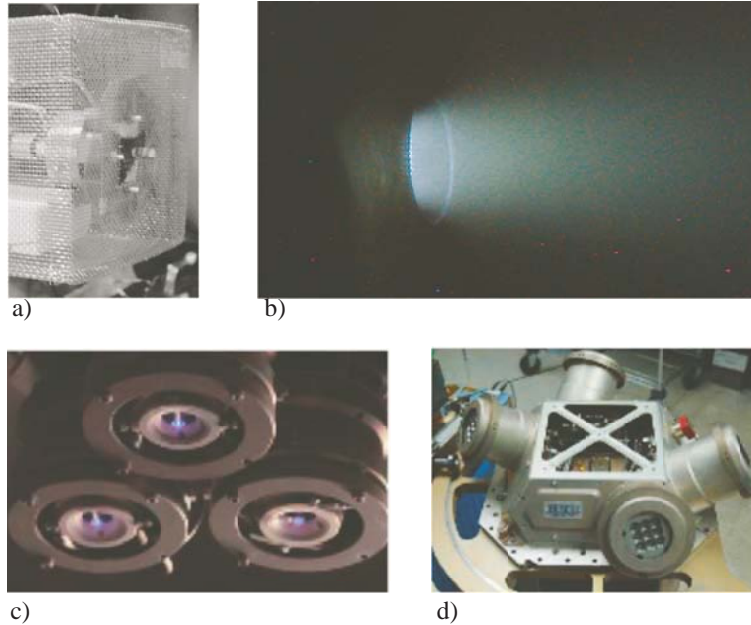


図 7.5: 各種スラスタの開発品: a)JAXA の小型イオンスラスタと b) 試験の様子, c)ARC-Sr 社の FEEP スラスタ, d) Busek 社のコロイドスラスタ.

各スラスタの技術成熟度を，開発の必要な項目と共に，表 7.3 に示した．各スラスタの推力ノイズ評価を行う必要があることから，DPF-WG では，2008 年度から微小推力測定スタンドの開発にも取り組んでいる (図 7.6) ．

表 7.3: ミッションスラスタの技術成熟度と開発項目

スラスタ/ユニット名	技術成熟度	開発/試験が必要な項目	対応策/backup 案
イオンスラスタ	TRL4-5	イオン源：熱構造設計 推進剤供給系：軽量化設計 中和器：Xe/CNT 型検討中 寿命評価試験 推力ノイズ評価試験	BBM で確認 既製品で対応 (重量増) はやぶさ中和器 (重量増) BBM で確認 EM で確認
コールドガスジェット	TRL4-5	小型バルブ 線形流量レギュレータ 推力ノイズ評価試験	既存品 (重量増) で対応 輸入品で対応 BBM/EM で確認
スラスタ制御ユニット	TRL3-4	推力ノイズ/EMC 評価	EM にて評価
推進剤制御ユニット	TRL3-4	推力ノイズ/EMC 評価	EM にて評価
FEEP/コロイド	TRL7	ARC-Sr または Busek 製品 (自主開発品は TRL2)	- (BBM で性能試験実施)

7.4 開発項目・トレードオフ

開発項目を表に，各種スラスタシステム間のトレードオフを表にまとめてある．

宇宙機用の小型スラスタ (マイクロスラスタ) についてこれまで数多くの研究開発が実施されてきた [52] ．にも関わらず，ドラッグフリーミッションに対応可能な可変推力かつ低推力



図 7.6: マイクロスラスタ用に開発/試験中のスラストスタンド。

ノイズ(安定)を特徴とするマイクロスラスタは数少ない。表 7.2 に示されたように、FEEP、コロイド、キセノン、イオン、ガスジェットの各スラスタは、それぞれ長所と短所をあわせ持つことから、決定的な優劣は無いと言える。DPF-WG では、詳細設計を各スラスタシステムについて実施して、信頼性とシステム成立性、および、DECIGO までを見据えた将来性の観点から開発を続け、今後 1-2 年かけてシステムを最終選定する。

各スラスタの I_{sp} の比較を図 7.7 に示した。3000 時間の累積動作時間を想定すると、 I_{sp} が約 70 秒と低いコールドガスジェットでは 1.5 kg 程度の推進剤が必要となり、タンクとバルブで最低 5-6 kg の重量リソースが必要となる。ただし、コールドガスジェットの各スラスタとレギュレータは小型軽量であるため、トータルの重量リソースは決して大きくは無い。一方、FEEP や Xe イオンエンジンでは、 $I_{sp}=1000$ 秒程度が可能であり、3000 時間の連続動作を想定しても必要な推進剤重量は 100 g 程度に過ぎない。しかし、静電型スラスタでは、ガスおよび電力供給に 1 機あたり数百 g から 1 kg オーダーの重量リソースが必要である。各スラスタシステムに必要な重量リソースを表 7.2 の重量欄にて比較すると、DPF ミッションでは、システム重量が特に大きいコロイドスラスタ以外はほぼ互角の競争力を持つことが分かる。なお、重量見積については、今後ブレッドボードモデル製作を経て、見積精度を高めに行く必要がある。更に、今後はスラスタシステム重量 (10 kg) を満たすよう、軽量化が必要である。

FEEP は推力を印加電圧で自由に制御可能であり、ドラッグフリーに最も適したスラスタシステムに思える。しかし FEEP は直径 1 ミクロンの 1 針からイオンを放出するため、ARC-Sr では 10 本の針および推進剤容器をクラスター化したシステムを提案している [53]。FEEP はバルブが不要でシンプルなデザインが特徴であるが、毛管力による推進剤の供給と静電加速を実現するため、針は直径 1 ミクロン程度と小さくてもよく、また、イオン引き出しのためには精密な熱制御が必要である。細心の注意を払った設計が必要である。なお、FEEP では、アーキングなどによる針先の破損・焼損や、コンタミについても憂慮されている。

イオンスラスタの開発では、イオン源と中和器の 2 つの放電室の高性能化、ならびに推進剤供給系の小型軽量化が鍵を握る。イオン源の開発は実験室モデルの研究にて目処がついて

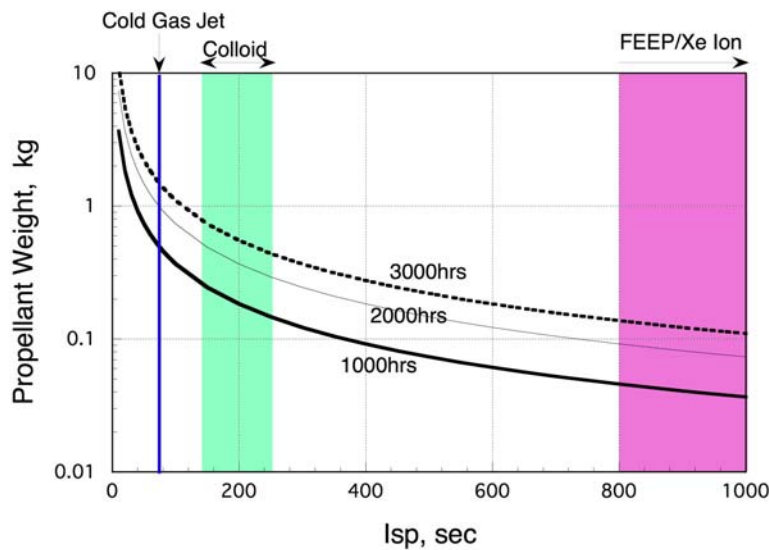


図 7.7: 各スラスタシステムの Isp vs. 推進剤重量の予測.

いることから、DPF-WG では、今後、中和器および推進剤供給系の設計を実施する。設計にあたっては、イオン源や中和器の信頼性についても充分配慮する必要がある。なぜなら、開発既の中・大型スラスタでも、信頼性未だ充分とは言えず、イオンスラスタシステムは現在でも十分な冗長性をもった構成で運用されているためである。このため、冗長性の確保について慎重な検討が必要である。なお、繰り返しになるが、イオンスラスタの推力直接計測は難しく、推力ノイズ計測が未実施である。

コールドガスジェットは、温度変化に鈍感で、スラスタ 1 台あたりでヒーター電力を含めて 2W 未満で動くのも魅力である。しかし、フルスケール (100 μN) 付近での推力分解能が要求値より若干悪くなる懸念がある。このため、線形流量制御器の改良や、ドラッグフリー制御系との調整が必要である。また、1 年以上におよぶ将来の DECIGO ミッションに対応するためには、推進剤の加熱によって比推力を高めるなどの技術が重要になってくる。

コロイドスラスタは、超臨界状態にある流体をノズルから噴射し、それらが凝固する際に生じる 10-100 nm の微粒子を帯電させ 2kV 以上の高電圧で静電加速する (図 7.1d)。推進剤としては、グリセリン、ホルムアミド、りん酸トリブチルなど、各種導電性流体を一定圧力にて供給する必要があり、バルブ不要な FEFP と異なっている。推力は、流体の供給量 (流量) と加速電圧により制御可能である。Busek 社が 30 μN コロイドスラスタを開発済み [51] であるが、DPF に搭載するには重量が大きい。

以上のように、各種スラスタには様々なメリット・デメリットがあり、慎重にスラスタシステムを選定すべきである。ドラッグフリーに必要な技術検証を行い、将来 DECIGO へつながる宇宙実験を確実にこなす、といった 2 つの役割を持った DPF では、2 種類のスラスタシステムを使った複合型スラスタシステムとするのが望ましい。NASA の LISA-Pathfinder でも同様の手法が取られた [54]。このため、今後は、各種スラスタの DPF 搭載を目指した設計および開発を実施するのと並行して、電源およびスラスタ制御ユニットについては、各スラスタシステムに適合可能な汎用的なユニット開発を目指すこととする。

第8章 サブシステム設計・検討

本章では、DPF ミッション部の信号処理・通信・電源系の概要についてまとめる。

信号処理部はDPFの各観測系とバスの間を取り持ち、これらの機器との通信は全てSpaceWire (SpW) 規格で行われる。電源制御部ではバスから供給される非安定入力を一定電圧に安定化して各観測系に分配する。

8.1 要求・仕様

DPF ミッション部の通信・電源系の主な要求・仕様を表 8.1 に示す。また、宇宙用電子機器においては、地上で使用される民生機器に比べると、高度の信頼性、放射線耐性が要求される。

表 8.1: DPF ミッション部の通信・電源系の主な要求・仕様。

項目	要求・仕様
信号処理系	
取得信号の処理, パケット生成 コマンド解釈と機器制御 データのバッファリング	800 kbps (定常観測時)
通信系	
バス系との通信規格	SpaceWire (RMAP)
バス系との通信レート	8 ~ 24 Mbps
Analog Board との通信規格	LVDS
電源系	
入力電圧	非安定 50 V (31-47 V)
出力電圧	3.3 V, +5.0 V, ±15.0 V
付加機能	過電流保護, 出力 ON/OFF 制御

8.2 構成・ブロック図

DPF ミッション部のデジタル信号処理は、SpaceCard と Universal SpaceWire Board で行う。DPF ミッション部の信号処理・通信・電源系の接続を図 8.1 に示す。以下、SpaceCard, Universal SpaceWire Board, 電源制御系 (PCU: Power Control Unit), 精密熱制御部に分けて説明する。

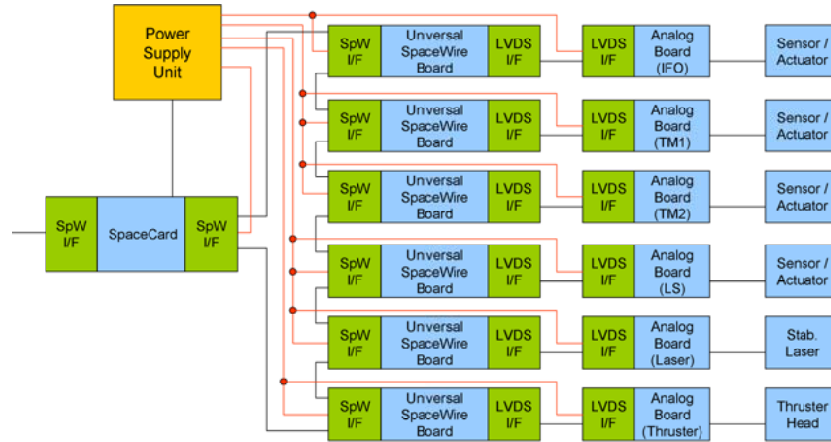


図 8.1: DPF ミッション部 接続図 .

8.2.1 SpaceCard

SpaceCard (SpC) は、ミッション系全体の制御を地上からのコマンドに従って行い、また、ミッション観測装置で観測したデータを加工してバス側に転送する中央処理計算機である。放射線耐性を有する宇宙用 RISC プロセッサを搭載し、そのプログラムを保存しておく EEPROM、プログラム実行用の SRAM、一時データ保存用の SDRAM などから構成される。また、SpW 規格に準拠した IO ポートが 3 つあり、1 つはバス系に、残り 2 つはミッション系にそれぞれ接続される。電源制御部を制御するための入出力ポートをもち、電源制御部を監視・制御することが可能である。なお、3.3V 単一電源で動作する。プログラムは OS のうえで動作させる予定であるが、OS は現在選定中である。SpaceCard のブロック図を図 8.2 に示す¹。

8.2.2 Universal SpaceWire Board

Universal SpaceWire Board (USpWB) は、各観測装置の制御と信号取得を行うデジタルボードであり、取得した信号は各観測装置自身でフィードバック制御で使用されるほか、他の観測装置への制御や地上への観測データ送信のために SpaceCard へ送信される。本モジュールは、SpaceCard との通信のために SpW ポートを 2 つ有し、各観測装置との制御のための LVDS ポートを最大で 40 個持つ。SpW ポートを制御する FPGA と LVDS ポートを介して各観測系の制御および観測データ取得を行う FPGA の合計 2 つの FPGA を搭載し、一時データ保存用の SDRAM を持つ。Universal SpaceWire Board のブロック図を図 8.3 に示す。

8.2.3 電源制御部 (PCU)

衛星バス側から供給される非安定直流電圧 (+31 ~ 47V) を DC-DC コンバータを用いて安定した直流電圧 +3.3V, +5.0V, ± 15V に変圧する機能を持つ。また、各モジュールへの電圧出力に対して、過電流保護機能と外部制御信号入力による ON/OFF 制御機能をもつ。た

¹電源制御用の入出力ポート数は検討中である。

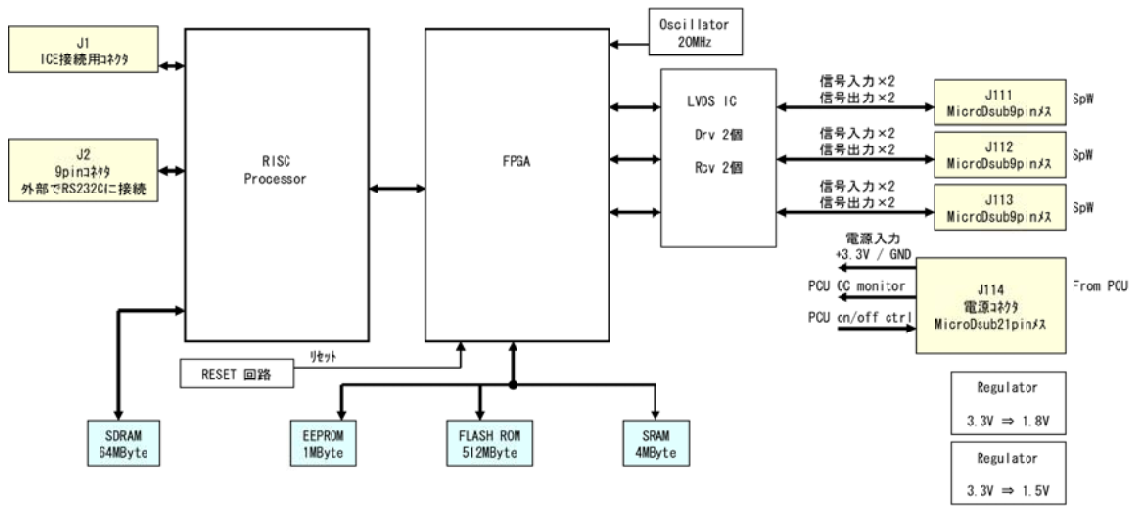


図 8.2: SpaceCard ブロック図 .

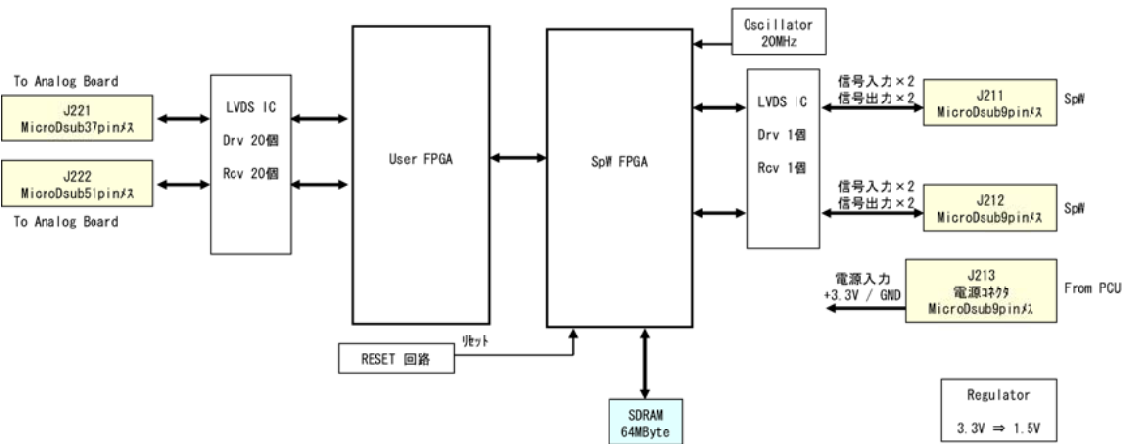


図 8.3: Universal SpaceWire Board ブロック図 .

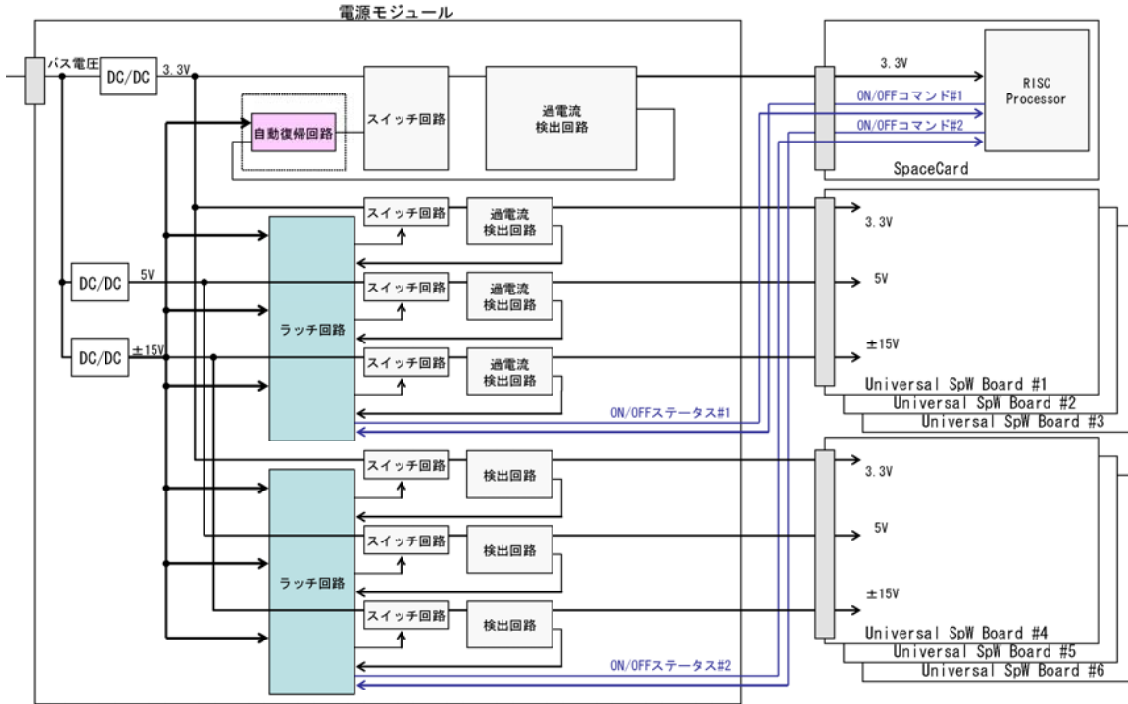


図 8.4: 電源系統 .

だし、外部制御信号入力を生成するモジュールである SpaceCard への電源供給については、ON/OFF スイッチは持たず、代わりに自動復帰回路を持つ。電源制御部がラッチアップなどにより過電流を検出した場合には、自動的に該当する出力を OFF にしたまま待機し、出力を ON にする制御信号が SpaceCard から来たときに電源供給を再開する。SEU やノイズなどにより特定機器の再起動が必要になった場合においては、SpaceCard が ON/OFF 制御信号を出力して、その機器の再起動を行う。電源制御部のブロック図を図 8.4 に示す²。

8.2.4 精密温度制御

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

²出力ポート数は TBD .

8.3 開発の現状・技術成熟度

宇宙用の電子機器の開発においては、開発の初期段階のBBMの設計時点から最終段階のFMの設計をある程度考慮に入れなければならない。すなわち、最終段階であるFMでは部品レベルで放射線耐性のあるデバイスを選定する必要があるが、そういったデバイスは民生用デバイスに比べてはるかにバリエーションが少なく、また一般的には電気的性能も劣ることが多いため、安易に民生部品でBBMを設計すると、FMで回路を構成できない場合もあり得る。現在、SpaceCardに関しては、FMを考慮に入れて設計したBBMでの評価を終え、Universal SpW Boardに関してはBBMの評価中である。電源系モジュールに関しては、現在BBMの設計中である。

SpW通信を用いた同様の信号処理システムは、技術実証衛星SDS-1に搭載されたSWIM(SpaceWire Interface Demonstration Module)で評価試験と衛星での総合試験が進められている。特に、Universal SpW Boardは、この搭載品とほぼ同等のものであり、十分な評価試験が行われている。

8.4 開発項目

信号処理システムに関しては、ハードウェアとしては、試作品の製作や評価試験などが進められているが、搭載するソフトウェア構成に関しては、検討を進める必要がある。SpaceCardではミッション系全体の制御とミッション観測データの取得をソフトウェア的に行うが、そこで動作するOSやミドルウェア、アプリケーションソフトの開発が必要である。また、Universal SpaceWire BoardのUserFPGA搭載ソフトウェアの開発が必要である。これらのソフトウェア開発は、SWIMで使用したものをベースに、地上試験用に準備された機器や、BBMを用いて、今後開発を進めていく予定である。

第9章 衛星の運用計画

本章では、衛星の打ち上げから軌道投入、ミッション運用などのミッションシーケンスと、観測時期検討の概要を示す。

9.1 軌道投入と姿勢制御

DPFの軌道・姿勢の仕様を、表9.1にまとめる。

DPFは、重力波観測のために、地球に起因する雑音を避ける一方、地球重力場の観測を行うことを目的としている。軌道高度が低いと大気抵抗の影響が大きくなり、ドラッグフリー制御を行うことが困難になる。その一方、軌道高度が高くなると、地球重力場に対する観測精度が悪化する。これらの目的を両立させるため、DPFの軌道は、高度500 kmと設定されている。また、地球周回中の地球重力場の変動の影響を、衛星に搭載された試験マスキュータで十分に抑制することができるためには、出来る限り一定の重力ポテンシャル内を軌道運動することが望まれる。また、DPFでは、安定な温度環境が求められ、日照・日陰の変動は出来る限り避けることが望ましい。このことから、DPFは、太陽同期円軌道(日照-日陰境界)に投入される。

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

表 9.1: DPF の軌道・姿勢

項目	諸元	備考
軌道		
高度	500 km	大気抵抗が小さく、地球重力場観測が可能
離心率	1.4×10^{-3}	アクチュエータレンジ要求を抑えるため
軌道傾斜角	97.4 度	太陽同期軌道をとり、温度変化を抑えるため
昇交点	6 h	常時日照により温度変化を抑えるため
姿勢		
3 軸姿勢制御	重力傾度安定 ドラッグフリー制御	受動的な姿勢安定、搭載機器による擾乱の排除 能動制御による外乱の抑圧
-Z 方向	地球指向	大気抵抗が小さく、地球重力場観測が可能
+X 方向	太陽指向	安定な温度環境と電力確保
軌道投入		
ロケット	次期固体ロケット	ポストブーストステージ (PBS) を使用
軌道投入精度	± 10 km	慣性航法センサの精度

表 9.2: 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

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。

機械的な振動を避けるため、衛星にはモメンタム・ホイールを搭載しない。また、バス部に取り付けられたスラスタは、推力雑音が大きいことが想定されるため、観測運用時には使用できない。そこで、DPF 衛星の姿勢は、重力傾度安定によって受動的に実現される。そのために、衛星は、Z方向の慣性モーメントが最大になるよう、重量配置される構成になっている。受動的な重力傾度安定に加えて、太陽輻射圧変動や大気抵抗による衛星の姿勢・変位変動は、ドラッグフリー制御によって、能動的に抑圧され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。

9.2 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9.2)。

- 衛星機能確認 (1ヶ月)

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

- ミッション機器機能確認 (1ヶ月)

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

- 初期運用 (2ヶ月)

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

表 9.3: 地上系仕様

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

干渉計動作を実現する。また、ミッションスラスタを動作させ、その推力雑音の測定を行う。

- ドラッグフリー運用 (1ヶ月)

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

- 観測運用 (3ヶ月 - 運用終了)

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

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

9.3 地上局

小型科学衛星シリーズで想定されている地上局設備と運用体制に準じる (表 9.3)。また、銀河中心付近などで、超新星爆発や連星合体などの天文的イベントが生じた場合は、可能な限りのデータをダウンリンクできるよう、準備をしておく。

9.4 観測運用

重力波、地球重力場の観測は、搭載機器を動作させ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。

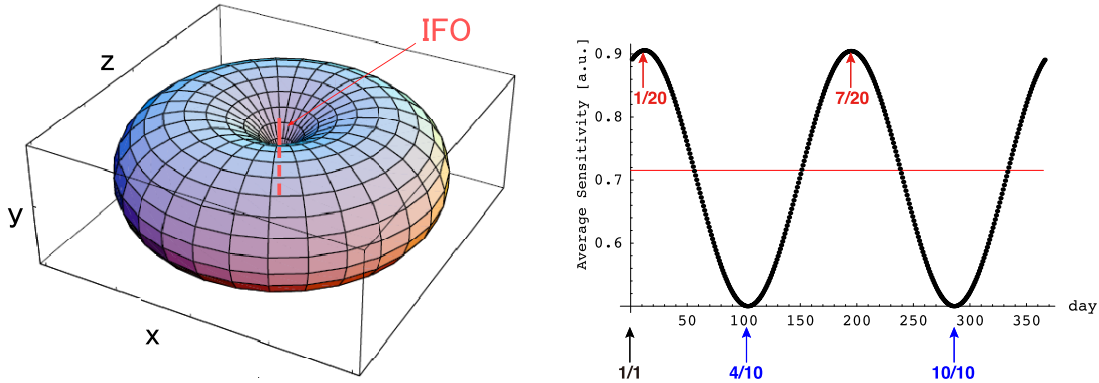


図 9.1: DPF の重力波に対する感度パターン (左図) と、銀河中心に対する感度の季節変化 (右図)。

9.4.1 重力波の観測

DPF に搭載された重力波検出器は、指向性を持つ。観測対象である銀河中心の方向は、観測時期によって変化するため、観測時期を考慮しておく必要がある。

図 9.1 は、DPF の重力波に対する感度パターンと、銀河中心に対する感度の季節変化を示している。ファブリ・ペロー干渉計は、その光軸 (y 軸) と垂直な方向からの重力波に最も高い感度を持ち、光軸方向からの重力波に対しては感度を持たない。図 9.1 の右図は、この感度パターンから、地球周回時の衛星姿勢変化 (地球指向) を考慮して、銀河中心方向に対する平均感度を求めたものである。夏と冬の季節に最も良い感度 (最適方向の感度の約 0.9 倍の平均感度) を持ち、春と秋の季節に最も良い感度 (最適方向の感度の約 0.5 倍の平均感度) を持つことが示されている。これから、観測時期によって、1.8 倍程度の感度差があることが分かる。観測を行う際にはこの違いを念頭においておく必要がある一方、致命的な感度の違いではないため、打ち上げ可能時期など、他の要因を含めて、検討する余地がある。

9.4.2 地球重力場の観測

DPF の 2 つの試験マスには、重力波観測時と地球重力場観測時で異なる制御がかけられる。試験マスは各 6 自由度 ($x, y, z, \theta_x, \theta_y, \theta_z$) をあるから、2 つで計 12 自由度である。これを各試験マスの対応する自由度の和と差を考え common (com.) と differential (dif.) に分けるとそれぞれ 6 自由度ずつとなる。重力波観測時はミラー間の距離 z (dif.) はレーザー波長にロックされる。干渉計の共振状態を最適化するために、Wave front sensor からの出力を参照し鏡の角度 θ_x (com.), θ_y (com.), θ_x (dif.), θ_y (dif.) を最適な向きに制御する。それ以外の自由度は衛星に固定されたフレームに対してほぼ平衡位置になるように、静電容量型センサの出力を参照して制御される。一方、地球重力場観測時は各試験質量の全 6 自由度を衛星のハウジングに対して平衡位置になるように制御する。制御信号から衛星のドラッグ量 (加速度) が検知され、GPS から得られた衛星の軌道情報とともに解析し地球重力場を観測する。ドラッグ量を正確に検出するために試験マスの位置検出には、高感度のレーザーセンサが用いられる。

第10章 開発・試験計画

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。また、その中で特に、本提案書で移行を提案しているフェーズ A 開発段階における計画について示す。

10.1 スケジュールと試験計画

10.1.1 マスタースケジュール

小型科学衛星 2 号機 (2012 年度打ち上げ) を前提とした DPF のマスタースケジュールを図 10.1 に示す。2008 年度: プリ・フェーズ A 段階。各搭載機器に関して BBM の製作と基本動作試験を経て、TRL 4 以上を目指す。また、衛星全体の構造・熱設計を進め、衛星の成立性の検討を進める。2009 年度: フェーズ A 段階。各搭載機器に関して EM の製作と模擬環境試験を経て、TRL 5 以上を目指す。また、衛星全体のより詳細なシミュレーション検討を進め、バス部に対するシステム要求を定める。2010 年度: フェーズ B 段階。PFM の製作と模擬環境での実証試験を経て、TRL 6 以上を目指す。衛星全体の設計を固め、設計書としてまとめる。2011 年度: FM 品の製作と試験を行う。2012 年度: インテグレーションと総合試験を経て、衛星を打ち上げる。

10.1.2 開発のためのサブシステム構成

DPF では、ミッション部をサブシステム/サブコンポーネントに分けて検討・開発・試験を進めている。以下に、各サブコンポーネント/サブシステムが含む機器・スコープを示す(図 10.2)。

- DPF ミッションデザイン

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

- 干渉計モジュール

- － ファブリ・ペロー干渉計

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

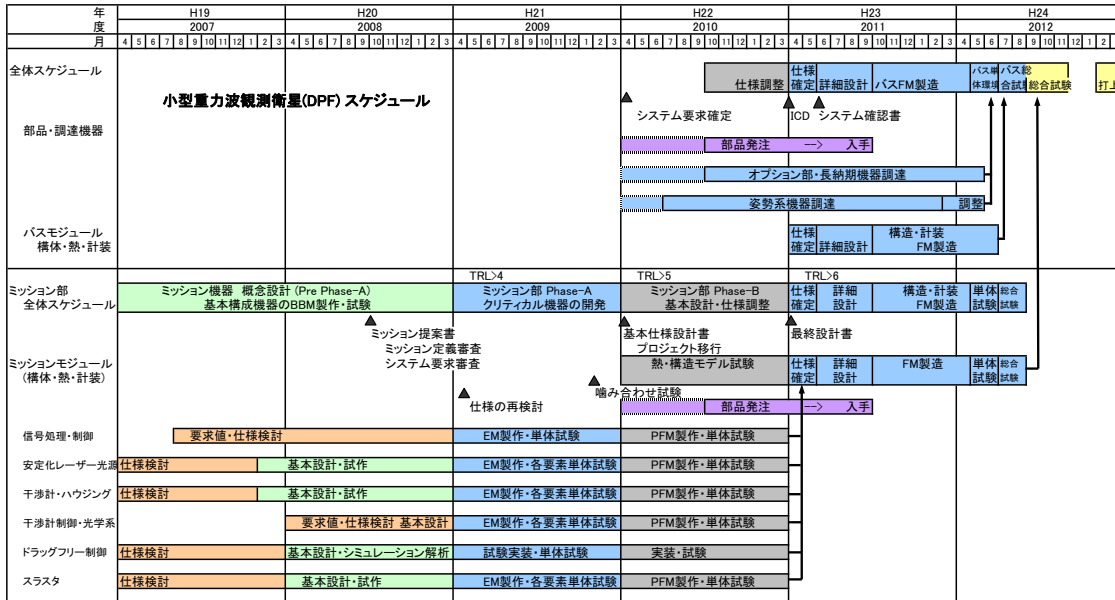


図 10.1: DPF スケジュール .

- ハウジング

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

地球重力場観測のために、試験マスとフレームの相対位置変動をより精度良く測定するためのセンサモジュール。ハウジングに取り付けられる干渉計部と、そこにレーザー光を供給するための半導体レーザー、それらの制御回路で構成される。
- 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 16 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

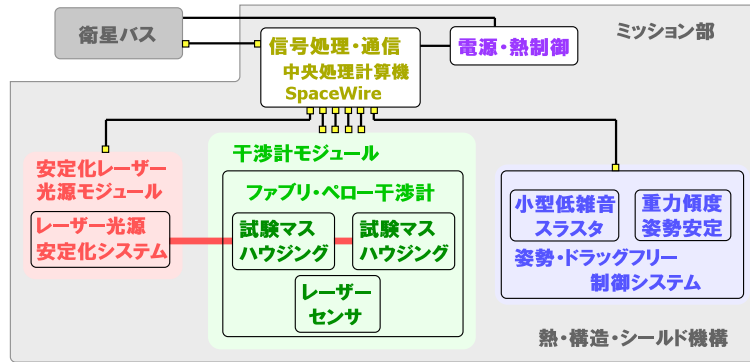


図 10.2: DPF サブコンポーネント/サブシステム構成。

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

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

10.1.3 試験計画

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

- 試験マス・ハウジングの無重力状態での動作

試験マスのハウジング内に非接触保持する動作試験と性能・雑音評価を，地上で精密に行うことは困難である．そこで，試験マスをワイヤーで懸架することで無重力状態を模擬し，動作試験と性能評価を行う予定である．それに加えて，落下塔による無重力実験 (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。

10.2 フェーズ A における開発計画

本提案書では、DPF をフェーズ A 開発段階に移行することを提案している。このフェーズ A 段階で行う開発の計画を、以下に示す。

フェーズ A 段階の目標としては、次のフェーズ B 開発段階への移行を目指し、根幹技術・搭載機器に関してエンジニアリング・モデル (EM) を試作し、性能評価試験と模擬環境試験を経て、TRL 5 (模擬環境におけるブレッドボード試験) 以上の達成を目指す。また、衛星全体のより詳細なシミュレーション検討を進め、バス部に対するシステム要求を定める。

- DPF ミッションデザイン

DPF ミッション全体の構成と成立性の検討を進め、ミッション部の熱・構造・電源の設計と解析、バス部とのインターフェース検討を行う。衛星運用方法や重力波観測や地球重力場観測のデータ解析の詳細検討も進める。

- 干渉計モジュール

- ファブリ・ペロー干渉計

干渉計の EM を試作し評価試験を行う。また、光学系や変調器、光検出器などの主要コンポーネントに関して、部品の選定と宇宙環境への適応性の検討を進める。

- ハウジング

ハウジングモジュールの EM を試作し、評価試験を行う。センサ・アクチュエータの特性評価、ローンチ・ロック機構の部品選定と評価を行う。

- レーザーセンサ

レーザーセンサの EM を試作し、評価試験を行う。センサとなる干渉計部の性能評価と、半導体レーザー光源の選定と宇宙環境への適応性の検討を進める。

- 安定化レーザー光源

沃素吸収線を用いた周波数安定化システムの EM を試作し、性能評価を行う。また、光学系や変調器、光検出器などの主要コンポーネントに関して、部品の選定と振動・宇宙環境への適応性の検討を進める。

表 10.1: DPF ミッション部 サブシステム担当

ミッション部全体	東京大学 理学系研究科・宇宙科学研究本部
ファブリ・ペロー干渉計	東京大学 理学系研究科
ハウジング	国立天文台・法政大学
レーザーセンサ	東京大学 地震研究所
安定化レーザー光源	電気通信大学・情報通信研究機構
ドラッグフリー制御・スラスタ	東京大学 新領域創成科学研究科・宇宙科学研究本部
信号処理・電気系	東京大学・宇宙科学研究本部

- 姿勢・ドラッグフリーシステム

- 制御システム

重力傾度安定による衛星姿勢安定とミッションスラスタによるドラッグフリー制御について，理論解析とシミュレーションによる解析を行い，成立性の検討を進める．また，制御システムのハードウェア構成への要求を取りまとめる，

- 小型低雑音スラスタ

ミッションスラスタの EM を試作し，その推力雑音や応答特性の評価を行う．その結果を受けて，DPF で用いるスラスタ方式の方針を定める．

- 信号処理・通信システム

SpaceWire ベースの信号処理システムの検討を進め，その仕様を定める．また，各搭載機器に含めるインターフェース回路を試作し，SpaceWire による制御と信号処理システムの成立性を確認する．

10.3 体制

次頁に DPF ワーキンググループのメンバーリストを示す．この中で，特に，表 10.1 の各機関のメンバーが中心となって，各サブシステムに関するサブグループを構成し，検討・開発と試験を進める．衛星バスとのインターフェースに関しては，宇宙科学研究本部メンバーの参加によって，十分な意思疎通ができる見込みである．

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．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．

DECIGO パスファインダーワーキンググループ (敬称略)

- ・弘前大学 理工学部
浅田 秀樹
- ・東北大学 理学研究科
吉田 至順
- ・高エネルギー加速器研究機構
素粒子原子核研究所
井岡 邦仁
- ・お茶の水女子大学
人間文化創成科学研究科
苔山 圭以子, 若林 野花
理学部
江尻 悠美子, 鈴木 理恵子
- ・国立天文台
重力波プロジェクト推進室
新井 宏二, 石崎秀晴, 上田 暁俊, 川村静児,
高橋 竜太郎, 鳥居 泰男
先端技術センター
大淵 喜之, 岡田 則夫, 福嶋 美津広
理論研究部
瀬戸 直樹
- ・産業技術総合研究所
計測標準研究部門
池上 健, 洪 鋒雷
- ・情報通信研究機構
拠点研究推進部門
本郷次世代 LEO リサーチセンター
國森 裕生
次世代 NW センター
長野 重夫, 細川 瑞彦
- ・電気通信大学
レーザー新世代研究センター
植田憲一, 武者 満
- ・日本大学 文理学部
文理学部
千葉 剛
理工学部
高野 忠
- ・東京大学
宇宙線研究所
平松 尚志, 三代木 伸二
数物連携宇宙研究機構
高橋 史宜
地震研究所
新谷 昌人
新領域創成科学研究科
森脇 成典
総合文化研究科
柴田 大
ビッグバン宇宙国際研究センター
横山 順一
理学系研究科
安東 正樹, 石徹白 晃治, 穀山 涉, 高橋 走,
樽家 篤史, 坪野 公夫, 中澤 知洋, 森岡 友子
- ・東京理科大学 理学部
辻川 信二
- ・法政大学 工学部
佐藤 修一
- ・立教大学 理学部
西條 統之
- ・早稲田大学理工学部
前田 恵一
- ・宇宙航空研究開発機構
宇宙科学研究本部
石川 毅彦, 坂井 真一郎, 高島 健, 高橋 忠幸,
船木 一幸, 松原 英雄
宇宙教育センター
平林 久
- ・県立ぐんま天文台
古在 由秀
- ・新潟大学
工学部
大河 正志, 佐藤 孝
理学部
大原 謙一
- ・名古屋大学 理学研究科
杉山 直
- ・京都大学
基礎物理学研究所
佐々木 節, 高橋 慶太郎, 田中 貴浩
生存圏研究所
山川 宏
総合人間学部・人間環境学研究科
西澤 篤志, 丹羽 佳人
理学研究科
中村 卓史
- ・大阪大学 理学研究科
田越 秀行
- ・大阪市立大学 理学研究科
神田 展行, 石原 秀樹
- ・近畿大学
河島 信樹
- ・カリフォルニア工科大学
麻生 洋一, 宮川 治
- ・サウサンプトン大学
佐合 紀親
- ・チュービンゲン大学
祖谷 元
- ・NASA ゴダード宇宙飛行センター
沼田 健司
- ・マックスプランク重力物理研究所
(アルバートアインシュタイン研究所)
川添 史子, 山元 一広
- ・ランカスター大学
郡 和範
- ・リバプール・ジョン・ムーア大学
小林 史歩
- ・無所属
内藤 勲夫, 吉野泰造

第11章 費用

DPF ミッションに必要な費用の見積もりを、図 11.1 に示す。この見積もりでは、衛星バス部の経費は省略している¹。

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

図 11.1: DPF のコスト見積もり。

¹DPF では、標準化レベル IV で小型科学衛星標準バスを 1 台用いる。バスの寿命は標準と同様の 1 年とする。現時点では、DPF において標準バス部に必要とする GPS レシーバーや、軌道投入用の PBS の経費は、モメンタムホイールを搭載しないことによる経費と相殺して考えている。

付録A DECIGO計画

本書で提案している DPF は、日本の将来計画である DECIGO のための前哨衛星と位置づけられている。本章では、DECIGO の目指すサイエンスと、その実現のための計画を示す。

A.1 重力波とそれによる天文学

質量を持った物体が加速度運動する際、その周囲の時空の歪みが空間を伝播していく。この波が重力波と呼ばれ、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, 55]。一般相対性理論によると、重力波は、光速で伝播する横波であり、その進行方向に垂直な面内での四重極的な歪み (空間の一方向で縮み、他方で伸びる、という潮汐力の効果) が伝播していくものである (図 A.1)。重力波は、中性子星やブラックホールなどの高密度天体の、激しい加速度運動で生成される¹。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、このような天文現象の内部を直接観測する新しい手段となり得る。また、重力波は、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 (図 A.2)。しかし、相互作用が非常に小さいため、これまで重力波は直接には検出されていない。ただ、重力波が存在することに関しては、確実な証拠がある [56]。これは、連星中性子星 (PSR1913+16) の 20 年以上にわたる公転周期変化の観測値が、重力波放射による公転エネルギー損失による見積もりと 0.1% の誤差以内で一致している、という観測結果であり、重力波の存在の間接的な証拠となっている。重力波の直接検出は、一般相対性理論に残された大きな検証課題の一つであると共に、電磁波によるものとは質の異なった新たな天文学が拓かれる可能性が期待されている。

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]。その成果として、現在までに、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) では既に大型重力波検出器が建設され、本格的な観測が始められている。これらの検出器 (レーザー干渉計型重力波検出器) は、マイケルソン干渉計を基本としており、主に、レーザー光源、ビームスプリッター、直交する 2 つの方向にそれぞれ配置された鏡、光検出器で構成される (図 A.3)。レーザー光源からの光は、ビームスプリッターで直交する 2 つの方向に分けられ、それぞれ鏡で反射された後、ビームスプリッターで干渉し、その干渉光は光検出器で観測される。ここに重力波が到来すると、その四重極特性によって、ビームスプリッターと 2 つの鏡の間の光路長が差動で変化することになる。この変化は、干渉光の光量変化として現れ、その変化を光検出器で検出すること

¹ 荷電粒子を加速度運動させることによって電磁波を放射することができるように、質点を加速度運動することによって重力波を放射することは原理的には可能である。ただ、十分大きな振幅で重力波が放射されるためには、太陽質量スケールより大きな物体の相対論的運動が必要であり、人工的な重力波発生は現実的ではない。従って、重力波の探査は、天体起源のものをターゲットとして行われることになる。

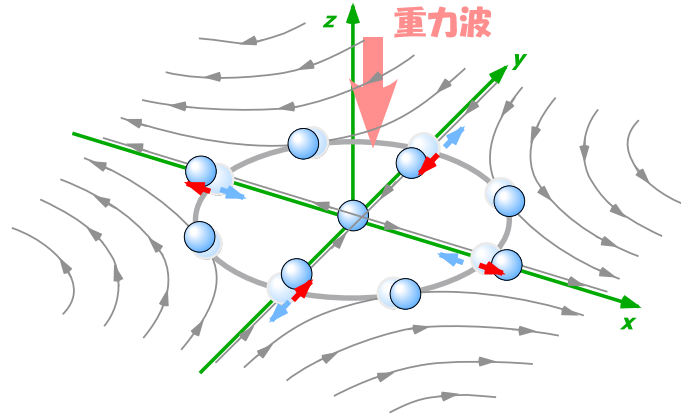


図 A.1: 重力波の効果． z 軸方向から重力波伝播してきた時， x - y 平面に配置された自由質点間の距離が，一方 (x 軸方向) に伸び，それと垂直な方向 (y 軸方向) に縮む，といった四重極的な変化をする．

で重力波を検出することができる²．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，我々の銀河系やその近傍で重力波イベントがあれば検出できるだけの感度を実現されている³．

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]⁴，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，検出器の感度をより向上して観測できる重力波源までの距離を広げる，もしくは，検出器で観測可能な周波数帯を広げるなど，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 A.4)．そこで，アメリカ合衆国 (Advanced LIGO [60]) や日本 (LCGT [61]) では，2012 年頃の観測開始の次期計画として，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のである．これらの検出器の感度を実現されれば，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．ただ，これらの検出器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 10Hz 以上の周波数帯域のみであり，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天体現象が主な観測対象とされている．

一方，より低周波数帯の重力波を観測し，重力波によって多様な天文現象を観測するために⁵，宇宙空間に重力波望遠鏡を打ち上げる計画が，2020 年前後を目安に進められている．宇宙空間では，地上では低周波数で問題となる地面振動の影響が無い．また，レーザー干渉

²実際の検出器では，感度を高めるために，マイケルソン干渉計の腕をファブリ・ペロー共振器にしたり，リサイクリングと呼ばれる技術を用いることで光の量子雑音の影響を低減するなどの工夫が施されている．

³重力波の振幅は，無次元の歪み変動量で表される．離れた 2 点間の距離を L [m]，その距離変動量を δL [m] とするとき，重力波の振幅は $h = \delta L/L$ となる．重力波検出器の「感度」は，どの程度小さな振幅の重力波まで検出できるかという量に相当する．

⁴連星中性子星の合体率は，1 年あたり，1 つの銀河で 10^{-5} 程度，超新星爆発は， 3×10^{-2} 程度と見積もられている．

⁵重力波の周波数は，大雑把には，系の変動の速度 (光速のオーダー) を系のスケールで割った値となる．連星中性子星の合体や，超新星爆発などでは，中性子星の直径 10 km 程度のコンパクトなスケールでの現象であり，1 kHz 程度の重力波が放射される．一方，超大質量ブラックホールが関係するような大きなスケールで放射される重力波は， $1 \mu\text{Hz}$ から 1 mHz といった周波数をもつことになる．

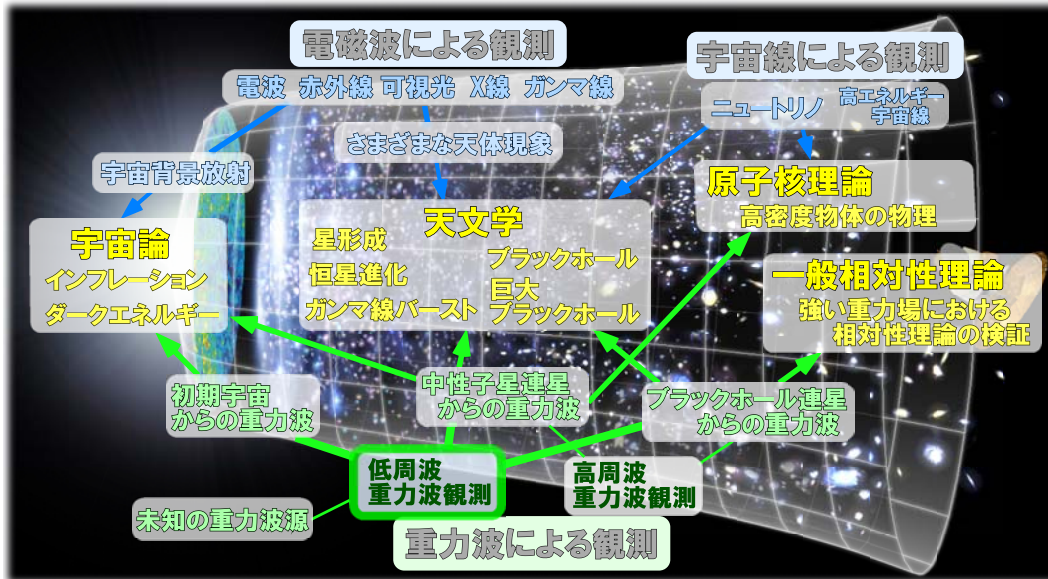


図 A.2: 重力波による観測の意義．天文学や宇宙論において，電磁波による天文学と相補的な知見を得ることが期待できる．

計の基線長を長くすることで，レーザー光の干渉計内での滞在時間を長くし，低周波数の重力波の効果（レーザー光の位相変化）を積算することができる．それによって，宇宙レーザー干渉計では，低周波数の重力波に対する感度を高めることができる．欧米が協力して進めている LISA (Laser Interferometer Space Antenna) プロジェクトは，地球と同様な太陽周回軌道に 500 万 km 離して配置した 3 台の人工飛翔体（スペースクラフト，S/C）によって長基線長の干渉計を構成する計画である [4]．重力波の検出原理は，地上検出器と同様にマイケルソン干渉計を基本としている．ただ，長基線長であるため，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，打ち返す方式を採用している．LISA は，1 mHz 付近に感度を持ち，大質量ブラックホールに関係した現象や，銀河系内連星からの重力波を観測することが期待されている．

日本でも，宇宙空間重力波望遠鏡 (DECIGO) を打ち上げることを目指している [2]．DECIGO は，0.1-1 Hz の周波数帯に感度を持ち，地上の検出器や LISA では捉えることが困難な初期宇宙起源の重力波を観測することが期待できる．DECIGO の基本デザインも，マイケルソン干渉計を基本としており，正三角形に 1000 km 離れた 3 台の S/C 中にそれぞれ配置された鏡の間の基線長変動をレーザー光によって精密に観測する，というものである．LISA では，レーザー光の位相同期による増幅反射を行っているのに対して，DECIGO は，鏡での直接反射を用いて 2 本のファブリペロー (FP) 共振器を構成している点で LISA とは異なった独自の計画となっている．

LISA や DECIGO といった宇宙での本格的な重力波望遠鏡は，非常に大規模なミッションになる．そこで，それぞれ前もって試験衛星を打ち上げ，宇宙空間での実証試験や無重力下でないといけない試験を行う計画をたてている．LISA 計画では，試験機として LPF (LISA Path Finder) と呼ばれるスペースクラフトを 2009 年頃にラグランジュ点 (L1) に打ち上げ

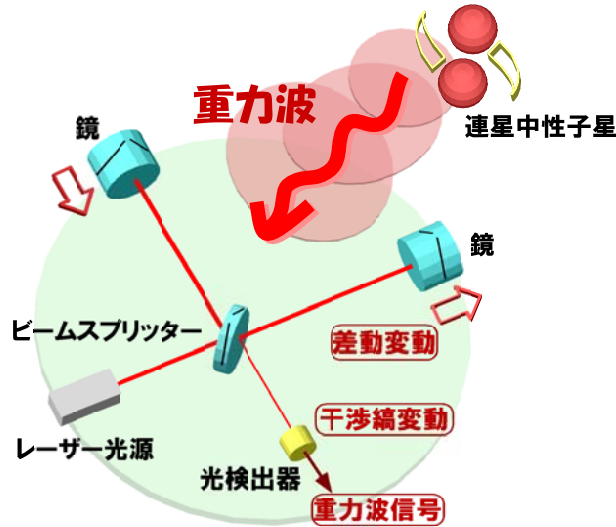


図 A.3: 重力波検出器の原理．マイケルソン干渉計を基本としており，直交する2方向の光路長が重力波の効果で差動変動したものを，干渉光量の変化として検出する．

る予定になっている．一方，DECIGO 計画では，2 回の前哨機を打ち上げる計画を立てている．その最初のものが，本研究で開発する DPF (DECIGO Path Finder) である．1 機のスペースクラフト内に2つの試験質量(鏡)を持ち，その間の距離をレーザー光で精密計測する，ドラッグ・フリー制御の試験を行う，という点で LPF と DPF は共通点も多いが，DPF では，ファブリ・ペロー干渉計を用いる点，沃素吸収線による周波数安定化レーザー光源を使用する点，実際の重力波観測も行い，科学的成果も目指す点が特徴となっている(表 A.1)．

A.2 宇宙空間重力波望遠鏡 DECIGO の概要と期待できる成果

宇宙空間重力波望遠鏡 (DECIGO) は，3 台の S/C を打ち上げ，その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装置である．この周波数帯の重力波は，地上の検出器では，地面振動や地球重力場変動雑音の影響があるため観測することができない．また，宇宙レーザー干渉計 LISA では，基線長が長く，回折の影響を受けるために実効的に利用できるレーザー光量が少なくなっている．この影響で，LISA では，0.1-1 Hz の周波数帯では，レーザー光の散乱雑音によってその感度が制限されている．重力波の周波数は，発生源の運動のスケールに依存するため，地上検出器や LISA とは異なった新しい周波数帯で観測を行うことは，宇宙の多様な姿を重力波によって観測することであり，重力波による天文学を実現する上で欠かすことができない．さらに，地上検出器では地面振動，LISA では銀河系内連星によるバックグラウンド重力波といった，避けることが困難な環境雑音知られているのに対し，DECIGO がターゲットとする 0.1-1 Hz の周波数帯では，そのような雑音は無いと考えられている．従って，技術を高めることによって，地上や LISA では実現できない感度を達成し，宇宙論的な距離にある波源からの重力波や，初期宇宙起源の重力波も DECIGO の観測対象として期待することができる．

DECIGO の基本デザインを図 A.5 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(試験質量，テストマス)によって構成された，3 対のファブリ・ペ

表 A.1: 関連プロジェクト一覧.

地上干渉計型重力波検出器		
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) ディレイライン方式 (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), 2012 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, メキシカンハットレーザービーム形状
LCGT* [61]	(JPN)	Large-scale Cryogenic Gravitational-wave Telescope 基線長 3 km, 2012 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検出器		
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, 2025 年頃 打上げ 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, 2025 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, 2009 年 打ち上げ予定 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
DPF*	(JPN)	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, 2012 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 $2 \times 10^{-15} / \text{Hz}^{1/2}$ (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, 2008 年 打上げ予定 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 * 印は将来計画)

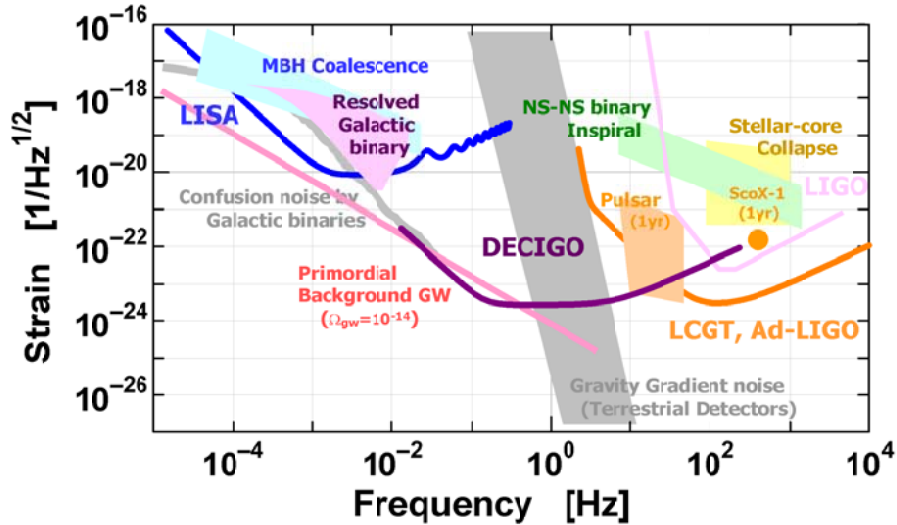


図 A.4: 主な重力波源と検出器感度．横軸は周波数，縦軸は，重力波の歪み振幅のスペクトル密度を表す．低周波数帯に行くほど，重力波波源のスケールは大きくなり，放射される重力波振幅も大きくなる．計画されている次世代地上検出器 (Advanced LIGO, LCGT) は，100 Hz 付近に感度を持ち，連星中性子星合体や超新星爆発イベントをターゲットとしている．地上検出器では，10 Hz 以下の低周波数帯は，地球重力場変動雑音 (Gravity Gradient noise) によって，感度が制限されている．欧米の宇宙重力波干渉計計画 (LISA) では，1 mHz 付近に良い感度をもち，大質量ブラックホールの合体や銀河系内の定常的な連星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，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，初期宇宙起源の重力波をターゲットとしている．

ロー (Fabry-Perot, FP) 干渉計である．この干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⁶．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ように設計されている．その際，試験質量を S/C に安定に保持するために，試験質量の位置を基準にし，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 Nd:YAG レーザー (波長 532 nm) 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，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 A.6 のようになる．最も良い感度は， $3 \times 10^{-24}/\sqrt{\text{Hz}}$ 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

⁶この基線長は，レーザー光の回折による拡がり，鏡の直径で決められている．重力波による空間の歪み変動を検出するためには，基線長は長いほど高感度化が可能である．その一方で，基線長を長くすると，レーザー光の回折損失の影響で，共振器を構成することができなくなる．1000 km という基線長は，直径 1 m の鏡で共振器を実現できる上限値に近い長さになる．

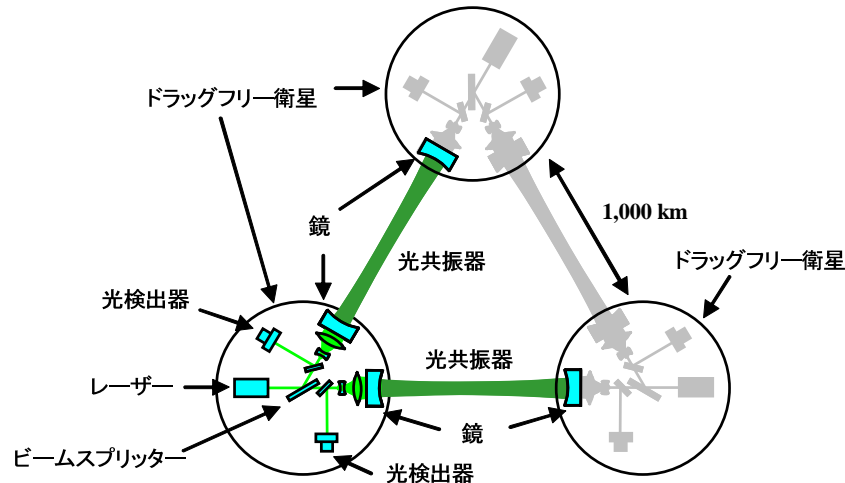


図 A.5: DECIGO の概念図．正三角形形状に 1000 km 離れた 3 台のスペースクラフト (S/C) 内に収められた鏡によって構成された，3 対のファブリ・ペロー (Fabry-Perot, FP) 干渉計の基線長変動を，レーザー光によって精密に観測する．鏡を S/C に安定に保持するために，鏡の位置を基準に，それを取り囲む S/C 位置を制御するドラッグフリー制御が施される．3 台の S/C には，それぞれレーザー光源が搭載されており，各 S/C 内の鏡間の距離を，2 つの方向から独立に計測するように設計されている．

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⁷．

DECIGO で期待できる科学的成果としては，(1) 宇宙の起源や構成に対する知見 (2) ブラックホールや中性子星の合体，ガンマ線バーストといった激しい天体現象に対する知見，の 2 つに大別することができる．

DECIGO が観測を行う周波数帯では，銀河系内連星によるバックグラウンド的な重力波が無い場合，宇宙論的な距離にある天体からの重力波や，初期宇宙起源の重力波を観測することができる．これらを観測することによって，宇宙の起源や構成に対する知見を得ることが期待できる．特に，重力波の透過性はとても高いために，他の手段では観測することが困難な極限状態の初期宇宙を調べることが可能となる．WMAP (Wilkinson Microwave Anisotropy Probe) 衛星 [62] によって最近測定された宇宙マイクロ背景放射の非等方性をはじめとする様々な観測事実は，宇宙初期にインフレーションと呼ばれる急速な膨張時期があったことを強く示唆しており，更なる観測的追手が宇宙論の長期的な目標となっている．インフレーションに関する重要な予言の一つとして，その時期に生成された背景重力波の存在が挙げられる．この背景重力波の検出はインフレーションの確認，そしてその基本的な特徴を捉える上で大きな意義がある．DECIGO のデータを効果的に解析することにより，図 A.6 の左下 (水色) の線で示された振幅を持つ微弱な背景重力波を検出することが可能となる．この検出限界はインフレーションに関して現在得られている観測的情報を考慮した上で，とても興味深いレベルに設定されている．背景重力波に関してはインフレーション以外にも初期宇宙の相転移時に生成される重力波など様々な理論モデルが提案されており，この目標感度

⁷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．

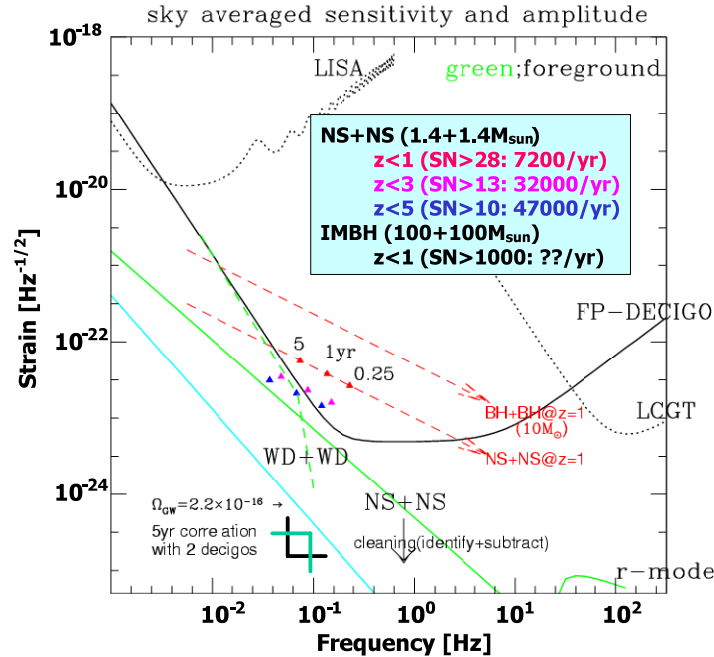


図 A.6: DECIGO の感度と観測ターゲット．ほぼ宇宙全域にある中性子星や中間質量ブラックホールの連星からの重力波，初期宇宙起源の重力波が観測対象になる．

が達成できれば DECIGO が高エネルギー物理学に対して重要な貢献をする可能性がある．

図 A.6 中で NS+NS と記された (緑の) 線は，宇宙の中にある連星中性子星全体が作る背景重力波の振幅を推定したものである．DECIGO の性能を十分に引き出して，上述の微弱な背景重力波の検出限界まで迫るためには，重なり合った個々の連星中性子星の重力波信号を分解して，それらの寄与をデータから取り除く必要がある．DECIGO は，宇宙論的な距離にある連星中性子星を高い SN 比で観測する感度を持っている．これに加えて，連星中性子星の合体率，干渉計のデータの情報量等を評価すると，この分解の作業は現実的に実行可能であると考えられる．このためには，一年あたり数万個にも及ぶ連星中性子星の進化を詳細に観測することが不可欠であるが，個々の連星の重力波波形は，一般相対性理論によって少数のパラメータを使って高い精度で記述される．したがってこれらの連星は極めて正確な時計と見なすことができる．この膨大かつ正確な時計は，宇宙論や天文学の研究を行う上で革新的な道具となる可能性がある⁸．

⁸その一例として，宇宙全体のエネルギーの約 3/4 を占めるとされるダークエネルギーの性質を決めることが挙げられる．遠方の超新星爆発の観測等は，最近の宇宙の膨張速度が時間と共に加速していることを示唆しており，その要因は，負の圧力を持つ「ダークエネルギー」に起因していると説明されている．しかし，このダークエネルギーの正体は判っておらず，現在の素粒子と宇宙物理学における最大の難問とされている．ダークエネルギーの研究における基本的な手法として，天体の「赤方偏移と距離の関係」を詳細に調べる方法があり，超新星爆発の観測もこれを利用している．天文学において，距離を決定することは本質的な意味を持つが，経験則に依存するなど，様々な不定性を内包していることが多い．しかし，連星の重力波を観測することにより，従来と独立な方法で距離を決定することが可能となる．これは，測定される波の振幅と質量の情報を組み合わせるものであるが，単純な物理法則に基づいており信頼性が高いものとなっている．一方，波源の赤方偏移を重力波観測だけで決定するのは困難である．しかし，以下の手法で波源の母銀河を同定すれば赤方偏移の決定も可能となる．まず DECIGO の軌道運動によるドップラー効果を使って連星の方向を推定することができる．図 A.5 で示されたシステム複数台を離して配置し，time-delay 効果を利用すれば角度分解能はさらによく

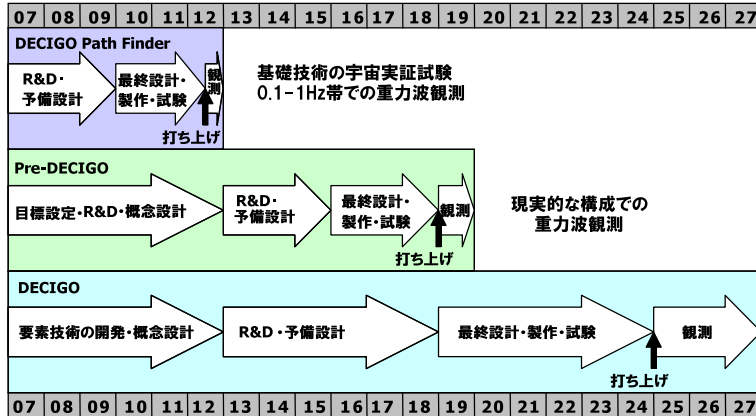


図 A.7: DECIGO 実現までの開発ロードマップ. 2024 年の DECIGO 実機の打ち上げ前に, 2 回の前哨衛星 (DECIGO Path Finder, Pre-DECIGO) を打ち上げる計画になっている. その最初のものが, 本提案書の DPF である.

一方, 重力波観測の天文学的側面に関しては, DECIGO は地上検出器や LISA とは異なった観測周波数を持つことから, それらと相補的な情報を得ることが期待できる. また, 高い感度と観測イベントレートを持つことから, 連星の合体などの激しい天体現象の統計から, 銀河の形成などに対する知見を得ることも期待できる. 連星中性子星の合体イベントは, 地上検出器の主な観測対象となっている. DECIGO では, このイベントを, 地上検出器の観測周波数帯に入る数年前から観測することができ, 上述のように合体時期の予測を行うことができる. さらに, DECIGO の感度では, このような連星を年間数万個程度観測できると見積もられており, 一般相対性理論の検証や中性子星の状態方程式に関する情報が得られることが期待できる. また, DECIGO では, 宇宙論的な距離にある太陽質量の 1000 倍程度のブラックホール連星の合体を観測することができる. これによって, 銀河の中心にあると考えられている超巨大ブラックホールや, 銀河の形成メカニズムを解明することが期待できる. 特に複数台の干渉計を用意できれば重力波源に対する角度分解能は大幅に向上するので, 従来の電磁波観測との連携による大きな相乗効果も期待できる.

ただ, DECIGO のような大規模な観測装置を実現するためには, 入念な地上試験と, 宇宙実証試験が不可欠である. そこで, DECIGO は, 2 回の前哨衛星を打ち上げる計画になっている (図 A.7). その 1 機目が, 本文書で提案している DPF (DECIGO Path Finder) であり, 2 機目が, Pre-DECIGO となっている.

なり, 赤方偏移が 1 程度の連星中性子星でも数分角程度以内に絞りこむことができる. また, 重力波の波形進化を通して, 連星の合体する時刻も予言できるので, その時刻に望遠鏡を連星の方向に向けて, ショートガンマ線バーストなどの電磁波の対応現象を探查し, 母銀河を同定するのである.

DECIGO を使ったダークエネルギーの研究手法として宇宙の加速膨張を直接計測する可能性も検討されている. 通常, 宇宙膨張によって生じる時間的な効果は, 観測者にとってソースの時間が単純に引き延ばされること, 言い換えると”膨張速度”によるドップラー効果として捉えることが出来る. しかし, 連星中性子星が極めて正確な時計であることを使えば, この単純な関係を超えて, 宇宙の”膨張加速度”による補正効果を検出できるかもしれない. これは同一のソースに対して時間経過とともに”膨張速度”が変化すること, つまり”膨張加速度”を直接捉えるというものである. 連星中性子星からの重力波を, 合体の 5 年前から観測した場合, この補正効果は重力波の到着時間に換算して, 1 秒程度の小さなずれを生む. DECIGO を使えばこのような高精度の測定も出来るようになり, 宇宙膨張を支配しているダークエネルギーの性質に迫る新たな手がかりを与えるかもしれない.

付録B DPF 雑音源の詳細検討

DPF では、重力波や地球重力場による微小変動を測定することを目的としており、衛星環境や搭載機器のさまざまな外乱・雑音の影響を受けやすい。本章では、各雑音の影響を見積もり、DPF 感度を実現するための仕様策定の根拠を示す。

B.1 外乱・雑音の見積り

DPF に搭載される重力波検出器は、重力波の影響によって引き起こされる、2つの試験マス間の光路長の微小変動を干渉計を用いて検出するものである。重力波信号は非常に小さいため、さまざまな外乱の影響を考慮しておく必要がある。ここでは、以下の外乱・雑音要因を評価する。

- 試験マスに直接働く外乱
 - 重力: 天体重力, 衛星自身の重力, 地球重力
 - 電磁力: 惑星間磁場, 衛星自身の磁場, 地球磁場, ローレンツ力
 - その他の力: 残留ガス分子の衝突, 宇宙線の衝突, 熱輻射圧力
- 衛星に働く外乱
 - 太陽の輻射圧力
 - 地球大気との摩擦力
 - 衛星自身の振動: スラスタ, モメンタム・ホイール, 電気・電子機器
- 干渉計による読み取り雑音
 - 光の量子雑音
 - 試験マスの熱振動
 - レーザー光源の雑音: 周波数雑音, 強度雑音, ビームジッター雑音

これらの外乱・雑音を評価した結果を表 B.1 にまとめる (計算に用いたパラメータ類は、表 B.5, B.2 参照)。試験マスや衛星に加わる静的な力の大きさの値は、制御アクチュエータのレンジ設計の際に必要な情報となる。それに対して、変位雑音 (δx) と加速度雑音 (δa) は、観測周波数帯での重力波に対する感度を制限する要因となる。重力波検出器に対する、変位雑音・加速度雑音の影響は、

$$\delta h_{\text{disp-noise}} = \frac{\delta x}{L}, \quad \delta h_{\text{acc-noise}} = \frac{\delta a}{(2\pi f)^2 L} \quad [1/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.1})$$

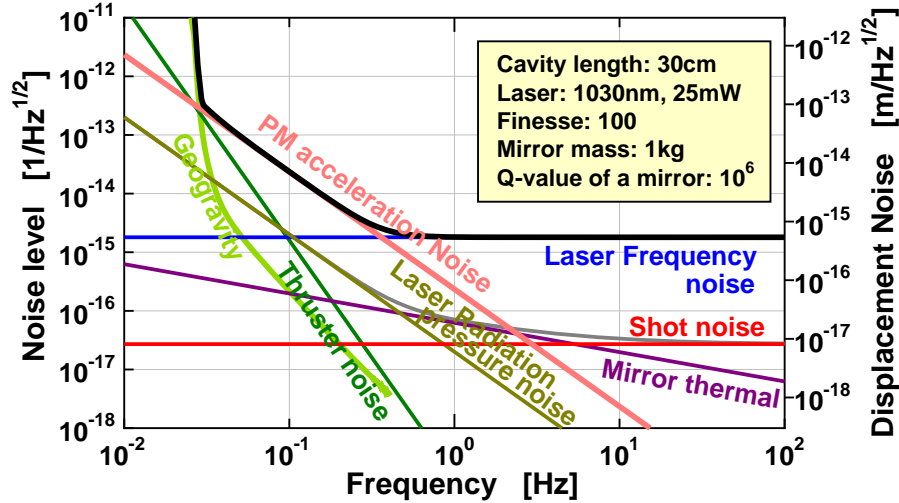


図 B.1: DPF における各種雑音の影響．黒実線が，DPF の感度見積もりを表す．量子雑音・熱雑音といった原理的な感度限界は，加速度雑音・レーザー周波数雑音レベルより 1/30 程度低いレベルにある．

で換算することができる．ここで， $L = 0.3$ [m] は干渉計の基線長， f は注目している周波数を表す．加速度雑音は，主に残留気体分子の衝突，地球重力場，衛星磁場，ハウジングの熱輻射の寄与を受けており，合計で， $\delta a_{\text{tot}} = 1 \times 10^{-15}$ [m/s²/Hz^{1/2}] 程度になる．干渉計での検出の際の変位雑音としては，入射レーザー光の周波数雑音が主になっている．これらの雑音の影響を図 B.1 に示す¹．

B.2 試験マスに直接作用する外乱

B.2.1 重力

天体重力場の影響

太陽・惑星などの天体の重力場は，2つの試験マスに潮汐力の効果をもたらす．ここでは，天体が試験マスから十分離れており，その大きさが無視できる ($L/r \ll 1$, r : 天体までの距離, L : 干渉計基線長) と近似して，その大きさを見積もる．干渉計を構成する鏡が天体の重力から受ける光軸方向の加速度は，

$$a_{\text{grav}} = \frac{\mathbf{F}_{\text{grav}} \cdot \mathbf{n}}{m} = \frac{GM_s}{r^3} (\mathbf{r} \cdot \mathbf{n}) \quad (\text{B.2})$$

である．ここで， \mathbf{r} は，天体から干渉計中心までのベクトル， \mathbf{n} は，干渉計の光軸に平行な単位ベクトルである．従って，2つの鏡間の光路長方向の相対加速度は，

$$\Delta a_{\text{grav}} = a_{\text{grav},1} - a_{\text{grav},2} \simeq \frac{GM_s L}{r^3} (3 \cos^2 \theta - 1) \quad (\text{B.3})$$

¹加速度雑音では，安全係数を含めて $\delta a_{\text{tot}} = 3 \times 10^{-15}$ [m/s²/Hz^{1/2}] の線を描いている．また，この文書での見積もりでは，衛星と試験マスの相対距離変化を測定するためのローカルセンサや試験マスの制御に用いるアクチュエータによる雑音の影響は含まれていない．

表 B.1: DPF 重力波検出器の主な外乱・雑音の評価．力の大きさ・鏡の相対加速度は，静的な値を表す．干渉計に対する加速度雑音と変位雑音は，0.1 Hz での値を記載している．

外乱・雑音要因	力の大きさ [N]	鏡の相対加速度 [m/s ²]	干渉計加速度雑音 [m/s ² /Hz ^{1/2}]	干渉計変位雑音 [m/Hz ^{1/2}]
試験マスに直接働く外乱				
重力	太陽	6.0×10^{-3}	2.4×10^{-14}	
	月	3.3×10^{-5}	5.2×10^{-14}	
	衛星	1.5×10^{-9}	3.0×10^{-9}	
	地球	7.8	1.0×10^{-7}	1.0×10^{-18}
電磁力	衛星磁場	1.2×10^{-14}		1.5×10^{-16}
	ローレンツ力	3.5×10^{-14}		6.9×10^{-18}
その他	残留気体分子			8.6×10^{-16}
	宇宙線の衝突	1.1×10^{-17}		1.8×10^{-18}
	熱輻射			1.5×10^{-16}
衛星に働く外乱				
	太陽輻射圧	2×10^{-5}		8.9×10^{-19}
	地球大気の摩擦	7×10^{-6}		
	衛星スラスタ	1×10^{-4}		6.3×10^{-17}
干渉計の雑音				
	散射雑音			2.7×10^{-18}
	レーザー輻射圧	5×10^{-8}	8.2×10^{-17}	
	鏡の熱雑音			2.0×10^{-17}
	光源周波数雑音			1.8×10^{-16}
合計 (2乗和の平行根)			9.4×10^{-16}	1.8×10^{-16}

となる．式より，この潮汐力の効果は，干渉計の光軸と，天体の位置ベクトルのなす角 θ の関数で表されることが分かる．この値が最大になるのは，光軸上に天体があるとき ($\theta = 0$) で，

$$\Delta a_{\text{grav}} = \frac{2GM_s L}{r^3} \quad (\text{B.4})$$

となる²．太陽系の主な天体に対してこの影響を見積もったものを表 B.3 にまとめる．太陽と月 (それぞれ 2.4×10^{-14} m/s², 5.1×10^{-14} m/s²) の影響が大きいことが分かる．この計算値は，準静的な潮汐加速度である．実際は，衛星が地球指向姿勢をとるため，周回周期 (約 100 分) で加速度が周期的に変動することになる．しかし，DPF がターゲットとしている 0.1-1 Hz の周波数帯より十分低い周波数であるため，直接の雑音源とはならない．

衛星重力場の影響

衛星自身が作る重力場変動も干渉計雑音となり得る．厳密に計算するためには，衛星の重力分布を元に積分計算を行う必要があるが，ここでは，天体重力場と同様の近似 (重力源が質点という近似) を用いて見積りを行う．このとき，干渉計が受ける定常的な潮汐加速度は，式 (B.4) と同様になり，2つの試験マス間の距離を $L = 30$ cm, 試験マスと重力源までの典型的な距離を $r = 30$ cm, 重力源の質量 $\Delta M_s = 2$ kg とするとき，

$$\Delta a_{\text{grav}} = \frac{2G\Delta M_s L}{r^3} \sim 3.0 \times 10^{-9} \quad [\text{m/s}^2] \quad (\text{B.5})$$

²天体が光軸に対して垂直な面内にあるとき，潮汐力の効果は逆符号になり，基線長を縮める向きの加速度となる．また， $\cos \theta = \pm 1/\sqrt{3}$ のとき，この潮汐力の効果は 0 になる．

表 B.2: DPF パラメータ

項目	値	単位
試験マス		
質量	$m_p = 1$	kg
密度	$\rho_p = 2.2 \times 10^3$	kg/m ³
磁化率	$\chi_m = 1.37 \times 10^{-5}$	
最大電荷量	$q_0 = 10^{-13}$	C
鏡寸法	70	mm 立方
鏡面積	$a_{\text{mir}} = 7.07 \times 10^{-4}$	m ²
温度	$T_p = 293$	K
Q 値	10^6	
ヤング率	$E_0 = 7.2 \times 10^{10}$	Pa
ポアソン比	$\sigma = 0.17$	
干渉計		
干渉計基線長	$L = 30$	cm
入射レーザー光量	$P_L = 25$	mW
レーザー波長	$\lambda = 1030$	nm
周波数	$\nu = 2.91 \times 10^{14}$	Hz
干渉計フィネス	100	
レーザービーム径	$w_0 = 10^{-3}$	m
光検出器量子効率	$\eta = 0.9$	A/W
衛星		
質量	$M_{\text{sc}} = 350$	kg
表面積	$A_{\text{sc}} = 1.9$	m ²
温度	$T_{\text{sc}} = 293$	K
温度変化	$\delta T_{\text{sc}}/T_{\text{sc}} = \delta W_0/4W_0$	Hz ^{-1/2}
熱膨張率	2.5×10^{-5} (Aluminium)	K ⁻¹
質量分布の非対称性	$\Delta M_s \sim 2$	kg
非対称質量までの距離	$r_{\text{gg}} = 0.3$	m
衛星軌道・環境		
軌道高度	$h_{\text{orb}} = 500 \times 10^3$	m
軌道周期	94.62	min
地表との相対速度	$v_{\text{sc}} = 7.613 \times 10^3$	m/s
速度変化	$\delta v_{\text{sc}} \sim 0.01 \times v_{\text{sc}}$	m/s/Hz ^{1/2}
地球に対する角速度	$\dot{\theta}_{\text{sc}} = 6.34 \times 10^{-2}$	deg/s
太陽輻射圧	$W_0 = 1360$	W/m ²
太陽輻射圧変化量	$\delta W_0 = 0.2 \times (1 \text{ Hz}/f)^{1/3}$	W/(m ² Hz ^{1/2})
大気圧	$\sim 10^{-8}$	Pa
大気密度	$\rho = 1.2 \times 10^{-13}$	kg/m ³
大気摩擦係数	$c_d = 2.2$	
衛星内真空度	$< 10^{-6}$	Pa
窒素分子数密度	$\bar{n} = 2.5 \times 10^{14}$	/m ³
窒素分子質量	$m_{\text{N}_2} = 4.65 \times 10^{-26}$	kg
宇宙線衝突頻度	$n_{\text{pr}} = 30$	counts/s
エネルギー	$E_d = 3.2 \times 10^{-11}$	J

表 B.3: 天体重力による試験マス間の相対加速度

天体	質量 [kg]	距離* [m]	潮汐加速度 [m/s ²]
太陽	1.9891×10^{30}	1.49×10^{11}	2.4×10^{-14}
水星	3.3021×10^{23}	9.17×10^{10}	1.7×10^{-20}
金星	6.0477×10^{24}	4.14×10^{10}	2.8×10^{-18}
火星	6.4192×10^{23}	7.83×10^{10}	5.3×10^{-20}
木星	1.8992×10^{27}	6.28×10^{11}	3.1×10^{-19}
土星	5.6866×10^{26}	1.27×10^{12}	1.1×10^{-20}
天王星	8.6850×10^{25}	2.72×10^{12}	1.7×10^{-22}
海王星	1.0247×10^{26}	4.35×10^{12}	5.0×10^{-23}
月	7.3483×10^{22}	3.844×10^8	5.2×10^{-14}

* 公転半径の地球との差で見積もっている。

なる³。一方、天体の場合とは異なり、衛星と干渉計間の距離 r は、さほど大きくはないため、衛星の変動が重力を介して観測周波数帯での試験マスの外乱として現れる可能性もある。この影響は、衛星変動の1次の効果まで考慮すると、

$$\delta a_{\text{grav, sc}} = \frac{\partial(\Delta a_{\text{grav}})}{\partial r} \cdot \delta x_{\text{sc}} \equiv K_{\text{gg}} \cdot \delta x_{\text{sc}} \quad (\text{B.6})$$

と書くことができる。ここで、 K_{gg} は、衛星変動と干渉計変動のカップリング係数で、

$$K_{\text{gg}} = \frac{6G\Delta M_s L}{r^4} \sim 3.0 \times 10^{-8} \quad [1/\text{s}^2] \quad (\text{B.7})$$

となる。

地球重力場の影響

衛星軌道高度と比べて、地球の大きさと地球ジオイド形状の影響は無視できない。そこで、地球重力場の観測値 [65] を元に、その影響を見積もる。単位質量あたりの値に規格化された地球重力ポテンシャル U 内で運動する試験マスが受ける重力加速度は、 $g_{\text{earth}} = -\nabla U$ となる。ここで、ここで、重力加速度が基線長に比べて十分緩やかに変動すると仮定し、変動の1次の効果まで考慮すると、地球重力場によって2つの試験マスが受ける相対加速度は、

$$\Delta a_{\text{earth}} = g' L, \quad (\text{B.8})$$

となる。ここで、 $g' = \partial g / \partial x$ は、光軸方向の重力加速度勾配を表す。人工衛星が軌道上を運動するとき、この相対加速度が時間変化することになる。

地球重力ポテンシャルのモデルとしては、2002年に打ち上げられた重力観測衛星 GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) の観測結果を利用し、球面調和関数の2190次の項までを考慮した。図 B.2 は、人工衛星が高度 500 km の極軌道を運動する時の試験マス間相対加速度スペクトルを計算した結果である。低周波数では、軌道周期に起因するピークがあるが、観測周波数帯では影響ないことが分かる。

³ここでは、1つの質点による効果だけを考えている。複数の質点の重ね合わせ(もしくは、衛星質量分布の積分)では、この潮汐力の効果をキャンセルするよう配慮した設計にすることができる。

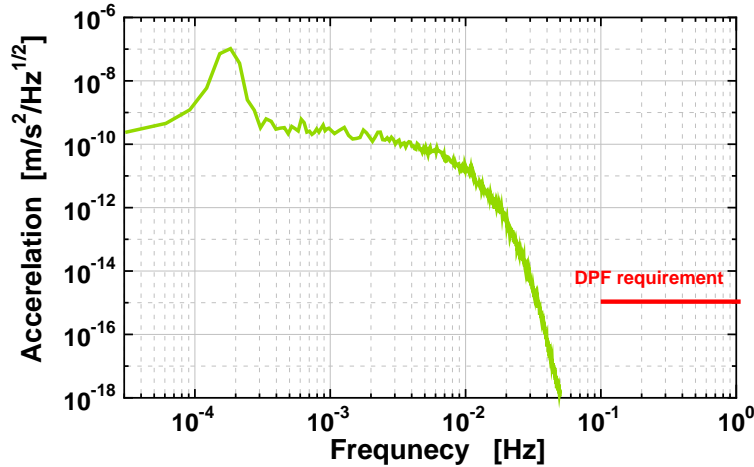


図 B.2: 地球重力場による試験マス間の相対加速度スペクトル。

B.2.2 電磁力

磁力による外乱

磁場があると、小さいながらも試験マスが磁化される。これが外部磁場変動とカップルして、試験マスへの外乱となり得る。試験マス付近の磁場（磁束密度）が、一様成分 (B [T])、磁場勾配成分 (B' [T/m])、磁場変動 (δB [T/Hz^{1/2}]) の重ね合わせて書くことができるとする。このとき、試験マスが受ける力の雑音は、

$$\delta F_{\text{mag}} = \frac{\chi_m V_p}{\mu_0} B' \delta B \quad [\text{N/Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.9})$$

となる。ここで、 V_p 、 χ_m は、それぞれ、試験マスの体積と磁化率を表す。この式から、外乱は、磁場勾配と磁場変動がカップルして現れることが分かる。

2つの試験マスが同じ力を受ければ、相対加速度には、この雑音の影響は現れない。ただ、磁場や試験マスの物性の非対称性の影響で、ある程度はキャンセルされずに残ることは見込まれる。その同相雑音の残存比を ϵ_{mag} とする。このとき、試験マスが受ける相対加速度雑音は、

$$\delta a_{\text{mag}} = \frac{\epsilon_{\text{mag}} \chi_m}{\mu_0 \rho_p} B' \delta B \quad [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.10})$$

となる。ここで、 ρ_p は試験マスの密度を表す。

磁場の大きさと雑音レベル

表 B.4 は、試験マス付近の磁場の大きさをそれぞれの発生源に対して見積もったものである。人工衛星内磁場と惑星間磁場に関しては、文献 [63] を参照した⁴。地球の磁場の影響に

⁴衛星内磁場に関しては、双極子モーメント M_s が、距離 r だけ離れて配置されているときの磁束密度は、 $B = 2\mu_0 M_s / 4\pi r^3$ [T] と書くことができる。姿勢制御用の磁気トルカを想定し、双極子モーメント $6 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ の双極子モーメントが、40 cm の距離だけ離れて配置されているときの磁束密度は、 $2 \times 10^{-5} \text{ T}$ 程度になる。これを 1/25 程度に抑えるよう、双極子モーメントの分布や向きなどの配置を工夫することが要求される。一方、惑星間磁場の値は、Ulysses 衛星の観測結果を元としている。

表 B.4: 試験マス付近の磁場の大きさ

	一様磁場	磁場勾配	磁場変動
	B [T]	B' [T/m]	δB [T/Hz ^{1/2}]
人工衛星による磁場	8×10^{-7}	3×10^{-6}	1×10^{-7}
地球磁場	4.6×10^{-5}	4.5×10^{-12}	$3 \times 10^{-11} \times \left(\frac{0.1 \text{ Hz}}{f}\right)^{1.2}$
惑星間磁場	3×10^{-8}	—	$3 \times 10^{-10} \times \left(\frac{0.1 \text{ Hz}}{f}\right)$

関しては、IGRF-10 モデル⁵を用いて、地磁気を計算することで評価した。地磁気変動成分に関して、衛星が地磁気内を移動することによる変動と、地磁気自身の変動の双方を考慮した結果を図 B.3 に示す。衛星の移動による変動は、衛星が極軌道を周回するとしてスペクトルを求めている。一方、地磁気自身の変動スペクトルは、国土地理院・江刺地磁気観測所 [66] で観測されたデータを元に行っている。この観測データから求めた変動スペクトルを全磁束で規格化した相対変動スペクトルを求め、それに高度 500 km での全磁束を掛けることで求めている。ただ、この観測データは、1 分毎の観測値として提供されているため、DPF がターゲットとしている 0.1-1 Hz での変動スペクトル値を直接求めることはできない。そこで、スペクトルを外挿することで推定している。

上記の結果より、磁場勾配成分・磁場変動成分の双方とも、地磁気や惑星間磁場よりも衛星自身が作る磁場の方が大きいことが分かる⁶。このことから、衛星内の磁場勾配・磁場変動の値を用いて試験マス間に働く相対加速度雑音を、式 (B.10) を用いて求めると、 $\delta a_{\text{mag}} = 1.5 \times 10^{-16} \text{ [m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ となる。ここでは、同相雑音除去の効果を $\epsilon_{\text{mag}} = 0.1$ として計算している。

ローレンツ力

試験マスは、衛星内に非接触に保持されているため、宇宙線の衝突によって試験マスは帯電していく。従って、地磁気内の運動とカップルして、試験マスはローレンツ力を受けることになる。試験マスが持つ電荷量を q_0 とするとき、ローレンツ力は、

$$F_{\text{Lor}} = q_0 \cdot v_{\text{sc}} \cdot B_{\text{geomag}} \quad [\text{N}] \quad (\text{B.11})$$

となる。従って、電荷量・運動速度・地磁気のいずれかが変動するとき、試験マスは外乱を受けることになる。ただ、この力は運動方向と垂直な向きに働くため、干渉計の光軸と衛星の運動方向が完全に一致している場合には、干渉計の雑音にはならない。また、2 つの試験マスで同じ変動をした場合にも、干渉計の雑音とはならない。衛星の進行方向と干渉計光軸のずれや、2 つの試験マスでの同相雑音除去を $\epsilon_{\text{Lorentz}}$ という係数に含めて考えると、ローレンツ力による相対加速度雑音の影響は、

$$\delta a_{\text{Lor}} = \frac{\epsilon_{\text{Lor}}}{m_p} (\delta q_0 \cdot v_{\text{sc}} \cdot B_{\text{geomag}} + q_0 \cdot \delta v_{\text{sc}} \cdot B_{\text{geomag}} + q_0 \cdot v_{\text{sc}} \cdot \delta B_{\text{geomag}}) \quad [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.12})$$

となる。

⁵国際標準地球磁場 (IGRF, International Geomagnetic Reference Field) の第 10 世代モデルのこと。2005 年にアップデートされた。球面調和関数の 13 次まで定められている。

⁶衛星自身による磁場変動の値として与えている $10^{-7} \text{ T/Hz}^{1/2}$ という値は、25 cm の距離で 1 A/Hz^{1/2} の電流変動が起きていることに相当する。実際は、電流が流れる配線はリターン電流線と対にして配線するため、磁場変動は大幅に低減できることが期待できる。

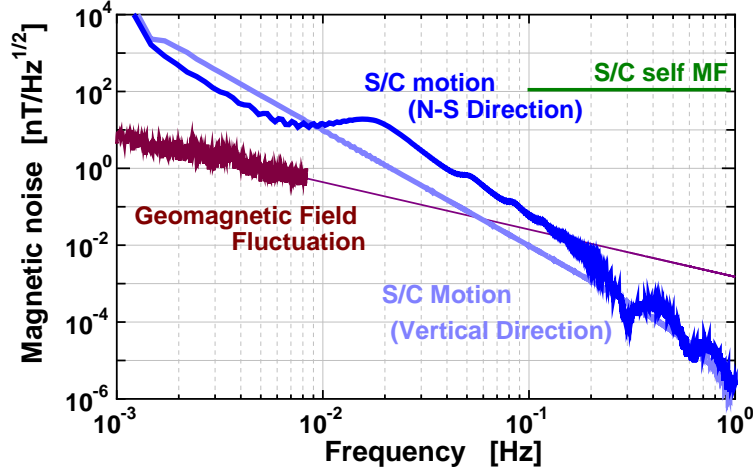


図 B.3: 地磁気変動スペクトル．衛星が地磁気内を移動することによる変動と，地磁気自身の変動の双方を考慮している．

試験マスが持つ最大電荷量として $q_0 = 10^{-13}$ [C] とすると，式 (B.11) より，ローレンツ力は $F_{\text{Lorentz}} = 3.5 \times 10^{-14}$ [N] となる．宇宙線の衝突頻度を $n_{\text{pr}} = 30$ [/s] とし，1回の衝突あたり素電荷 e を受けるとすると，電荷変動は $\delta q_0 = 8.8 \times 10^{-19}$ [C/Hz^{1/2}] と小さな値になる．地磁気変動も十分小さく，式 (B.12) の3つの項の中では，衛星運動速度変動が主になると考えられる．衛星運動速度変化を1%程度，カップリング係数 $\epsilon_{\text{Lor}} = 0.02$ と見積るとすると，ローレンツ力変動による加速度雑音は $\delta a_{\text{Lor}} = 6.9 \times 10^{-18}$ [m/s²/Hz^{1/2}] と，十分小さな値になる．

B.2.3 その他の試験マスに直接作用する力

残留気体分子の衝突

試験マス周囲に残留気体分子があると，分子のランダムな衝突によって試験マスが外力を受ける．試験マスの鏡面（光軸に垂直な面）が気体分子から受ける力は， $F = a_{\text{mir}}P = fw$ と書くことができる．ここで， f は1つ分子から受ける力であり， w は単位時間当たりの衝突分子数である．衝突分子数がポアソン分布に従っているとすると，衝突分子数揺らぎは \sqrt{w} となる．従って，この微小平面が受ける揺動力は，

$$\delta F = f\sqrt{w} = \frac{a_{\text{mir}}P}{\sqrt{w}} \quad [\text{N}/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.13})$$

の白色雑音となる．ここで，衝突分子数は，平均分子密度 \bar{n} と分子の平均速度 v_{rms} を用いて， $w = \bar{n}a_{\text{mir}}v_{\text{rms}}/6$ と書くことができる．理想気体の分子運動論より，気体の圧力は， $P = \bar{n}k_{\text{B}}T$ と書くことができ，平均分子数密度は，

$$\bar{n} = P/k_{\text{B}}T \quad (\text{B.14})$$

となる．また，温度と分子の運動エネルギーの関係式より，平均速度は，

$$v_{\text{rms}} = \sqrt{3k_{\text{B}}T/m_{\text{m}}} \quad (\text{B.15})$$

となる．ここで， m_m は分子質量である．以上より，試験マスが受ける変動力は，

$$\delta F = (2a_{\text{mir}}P)^{1/2} (3k_B T m_m)^{1/4} \quad (\text{B.16})$$

となる．試験マスの反対面にも同じ大きさで無相関な変動力が加わるとすると，

$$\delta a_{\text{gas}} = \frac{2(a_{\text{mir}}P)^{1/2}}{m_p} (3k_B T m_m)^{1/4} \quad [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.17})$$

の加速度雑音が試験マスに加わることになる．残留気体として窒素分子を仮定し，気圧を 10^{-6} Pa とすると，残留気体衝突による雑音レベルは， $\delta a_{\text{gas}} = 8.6 \times 10^{-16} [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ になる．

宇宙放射線の衝突

静止質量 m_{pr} ，速度を v の粒子が，単位時間当たり n_{pr} 個衝突するするとき，その衝突数揺らぎによって試験マスが受ける加速度は，

$$\delta f_{\text{CR}} = \sqrt{n_{\text{pr}}} m_{\text{pr}} v \quad [\text{N/Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.18})$$

と書くことができる．ここで，衝突する宇宙線粒子のエネルギーを E_d とすると，その運動速度は， $v = \sqrt{2E_d/m_{\text{pr}}}$ となる．従って，宇宙放射線の衝突による加速度は

$$a_{\text{CR}} = \frac{\sqrt{2n_{\text{pr}}m_{\text{pr}}E_d}}{m_p} \quad [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.19})$$

となる．ここで，衝突粒子として陽子を考え， $E_d = 3.2 \times 10^{-11}$ [J] (200 MeV)，衝突頻度 $n_{\text{pr}} = 30/\text{s}$ とし，さらに 2 つの試験マスに独立な変動が加わるとすると， $a_{\text{CR}} = 1.8 \times 10^{-18} [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ となる．

熱輻射

試験マスハウジングの温度に変動があると，その熱輻射圧変動が試験マスに対する雑音となり得る．熱輻射圧変動 δW_{Trad} は，温度変動 δT_d を用いて， $\delta W_{\text{Trad}} = 4\sigma T_p^3 \delta T_d [\text{W/m}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ と書くことができる．試験マスの，光軸に垂直な，前後 2 つの面に対して，同じ輻射圧変動があっても，雑音にはならない．また，2 つの試験マスが同様に動いた場合にも，雑音の影響はキャンセルされる．この変動除去の係数を ϵ_{Trad} とすると，試験マスが受ける相対加速度雑音は，

$$\delta a_{\text{Trad}} = \frac{4\epsilon_{\text{Trad}}\sigma T_p^3 a_{\text{mir}}}{m_p c} \delta T_d \quad [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.20})$$

となる．温度変動量として 0.1 Hz で $\delta T_d = 10^{-3} [\text{K/Hz}^{1/2}]^7$ ，同相雑音除去係数を $\epsilon_{\text{Trad}} = 10^{-3}$ とすると，試験マスの相対変動雑音は， $\delta a_{\text{Trad}} = 1.5 \times 10^{-16} [\text{m/s}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ となる．

⁷周波数依存性としては，太陽輻射圧変動のスペクトルと同様に周波数の 1/3 乗で減少していくものとする．

B.3 衛星に作用する外乱

衛星-試験マスのカップリング

DPF では、試験マスは衛星内で非接触保持されているため、衛星の変動が直接に重力波検出器の雑音になることは無い。ただ、重力や磁力などを介して観測周波数帯での試験マスの外乱として現れることが無いよう、十分な配慮は必要である。この影響は、衛星変動の1次の効果まで考慮すると、

$$\delta a = K \cdot \delta x_{sc} \quad (\text{B.21})$$

と書くことができる。ここで、 K は、衛星変動と干渉計変動のカップリング係数であり、例えば衛星重力場の影響では、式 (B.7) より、 $K_{gg} \sim 3.0 \times 10^{-8} [1/s^2]$ となる。衛星重量分布や電磁場分布が干渉計に対して対象に配置されている理想的な場合には、この1次のカップリング係数は0にすることができ、2次以上の高次の効果が支配的になる。LISA グループ内の評価 [63] では、重力以外で大きなカップリングの原因となるのは、試験マス用の静電型トランスデューサ/アクチュエータの効果であり、

$$K_s \sim 5 \times 10^{-9} [1/s^2] \quad (\text{B.22})$$

であると見積もられている。一方、実際の実験では、

$$K_{s,ex} \sim 4 \times 10^{-7} [1/s^2] \quad (\text{B.23})$$

程度あるという測定結果が報告されている。見積もりよりも大きなカップリング係数になっているのは、極板磁場の非一様性、もしくは、変動の2次の効果のためと考えられている。

本ドキュメントでは、それらの上限値として、 $K_{UL} \sim 10^{-6} [1/s^2]$ という値を用いて評価を行う。

衛星のドラッグフリー制御

衛星と試験マスとの相対変動は、ローカルセンサによって検出され、衛星に取り付けられたスラスタにフィードバックされる。衛星が受ける太陽輻射圧や大気摩擦等に起因する低周波数帯のドリフト、また太陽輻射圧変動や衛星スラスタなどの観測周波数帯での衛星変動は、この制御系の制御ゲインによって抑えられることになる。制御によって抑えきれない衛星の変動 (δX_{sc}) は、重力などを介して、試験マスの位置に対する雑音となる。衛星やスラスタの応答速度を考慮すると、このドラッグフリー制御の帯域は、10 Hz 程度が妥当と考えられ、0.1 Hz での制御ゲインは $G_{DF} = 40$ 程度になる見込みである。

ドラッグフリー制御による衛星変動の抑圧まで考慮すると、干渉計加速度雑音は、衛星に加わる力の雑音と

$$\delta a = \frac{K}{G_{DF} M_{sc} \omega^2} \delta F_{sc} = \frac{6.33 \times 10^{-12}}{f^2} \delta F_{sc} [m/s^2/Hz^{1/2}] \quad (\text{B.24})$$

という関係で結ばれることになる。

太陽の輻射圧

衛星が受ける外乱として、太陽からの輻射圧を考える。太陽の輻射圧の大きさが、 $W_0 = 1360 \text{ W/m}^2$ [63]、衛星の表面積が $A_{sc} = 2 \text{ m}^2$ のとき、太陽輻射圧によって衛星が受ける力は、

$$F_{sun} = \frac{W_0 A_{sc}}{c} \sim 20 \mu\text{N} \quad (\text{B.25})$$

となる．また，輻射圧変動による雑音力は，

$$\delta F_{\text{sun}} = \frac{\delta W_0 A_{\text{sc}}}{c} \sim 5.0 \times 10^{-9} \text{ N/Hz}^{1/2} \quad (\text{at } 0.1 \text{ Hz}) \quad (\text{B.26})$$

となる．衛星の質量を $M_{\text{sc}} = 350$ [kg] とすると，この力の変動による加速度雑音は，

$$\delta A_{\text{sun}} \sim 1.4 \times 10^{-11} \text{ m/s}^2/\text{Hz}^{1/2} \quad (\text{at } 0.1 \text{ Hz}) \quad (\text{B.27})$$

になる．式 (B.24) より，太陽輻射圧による影響は，干渉計の加速度雑音では，0.1 Hz で $\delta a_{\text{sun,rad}} = 8.9 \times 10^{-18}$ [m/s²/Hz^{1/2}] となる．

地球大気の摩擦力

地球大気の抵抗によって衛星が受ける摩擦力は，

$$D_{\text{atom}} = \frac{1}{2} \rho c_d A_{\text{sc}} v_{\text{sc}}^2 \quad (\text{B.28})$$

で表される．ここで， c_d は，衛星の大気抵抗係数で，衛星ミッションでは 2.2 という値が用いられている．地球大気圧は，太陽活動や緯度・経度によっても異なるが，高度 500 km では， $10^{-8} - 10^{-9}$ Pa 程度と見込まれている．ここでは， 10^{-8} Pa として見積もると，大気密度は $\rho \sim 1.2 \times 10^{-13}$ kg/m³ となる．これらの値より，地球大気による摩擦力は， $D_{\text{atom}} = 7.4 \times 10^{-6}$ [N] と見積もることができる⁸．

衛星自身の雑音

衛星にはさまざまな機器が搭載されており，それらの振動が衛星自身の変動として現れる．そこで，DPF では，モーメントム・ホイールや，リングレーザージャイロなどの機械的な振動を発生する機器は搭載しない設計になっている．その他，太陽電池パドルの振動や，スラスタ用燃料の揺動など，十分に配慮した設計が要求されている．

ドラッグフリーに使用するスラスタに対しては，0.1 Hz での推力雑音 $\delta F_{\text{thruster}} \leq 10^{-7}$ N/Hz^{1/2} を要求値としている．この値は，ドラッグフリー制御によって抑圧された結果，衛星の振動を太陽の輻射圧雑音よりも安定なレベルに抑える，という要請から定められている．

B.4 干渉計の雑音

光の量子雑音

試験マス間の距離変動を観測する干渉計では，レーザー光が光子の集まりであることに起因する量子雑音が原理的な感度限界を決める．この量子雑音は，散射雑音と輻射圧雑音の 2 つに分けて考えることができる．ただ，この 2 つの雑音は，不確定性関係で結ばれ，一方を低減すれば他方が悪化するという関係にある．

散射雑音は，干渉計からの反射光を光検出器で検出する際の光子数揺らぎに起因する．光子数揺らぎは，レーザー光量の平方根に比例するのに対して，信号は，レーザー光量に比例

⁸軌道上の大気圧差の影響による摩擦力揺らぎに関しても見積もる必要がある．

して増加するため、雑音レベルはレーザー光量の平方根に反比例することになる。この変位雑音レベルは、

$$\delta x_{\text{shot}} = \frac{1}{8\mathcal{F}} \sqrt{\frac{ch\lambda}{\eta P_L} \left[1 + \left(\frac{f}{f_{\text{cut}}} \right)^2 \right]} \quad [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.29})$$

となる。ここで、 η は、光検出器で光を光電流に変換する際の量子効率である。干渉計入射光量 25 mW ⁹、量子効率 $\eta = 0.9 \text{ A/W}$ 、という値を用いると、変位雑音レベルは、 $\delta x_{\text{shot}} = 2.7 \times 10^{-18} [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}]$ となる。DPF では、干渉計基線長が短く、フィネスもさほど高くないので、共振器のカットオフ周波数は、 7.5 MHz と十分高くなる。従って、観測周波数帯では、散射雑音は平坦なスペクトルを持つと考えてよい。

一方、レーザー光の輻射圧雑音は、干渉計の鏡で光を打ち返す際の、光子数揺らぎに起因する雑音である。雑音レベルはレーザー光量の平方根に比例することになる。その輻射圧力揺らぎは、

$$\delta F_{\text{rad}} = \frac{8\mathcal{F}}{\pi} \sqrt{\frac{hP_L}{c\lambda \left[1 + \left(\frac{f}{f_{\text{cut}}} \right)^2 \right]}} \quad [\text{N}/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.30})$$

となる。この式に数値を代入すると、加速度雑音としては、 $\delta a_{\text{rad}} = 8.2 \times 10^{-17} [\text{m}/\text{s}^2/\text{Hz}^{1/2}]$ 、変位雑音としては、 $\delta x_{\text{rad}} = 2.0 \times 10^{-18}/f^2 [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}]$ となる。

熱雑音

干渉計を構成する試験マスは、有限の温度を持っているため、その熱振動が雑音になり得る。この熱雑音は、試験マスの形状や材質（ヤング率、ポアソン比、機械損失など）、などに依存し、

$$\delta x_{\text{ther}} = \sqrt{\frac{8k_B T_m (1 - \sigma^2)}{2\pi^{3/2} Q E_0 w_0 f}} \quad (\text{B.31})$$

と書くことができる。試験マスの材質が、 10^6 の Q 値を持つとき、 $\delta x_{\text{ther}} = 6.3 \times 10^{-18}/\sqrt{f} [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}]$ となる¹⁰。

レーザー周波数雑音

DPF の重力波検出器として用いられるファブリー・ペロー干渉計は、レーザー光の波長を基準に共振器の基線長変動を計測する装置である。従って、レーザー光源の波長（周波数）が変動すると、試験マスの変動と区別することができない。干渉計に入射されるレーザー光の周波数雑音 $\delta\nu$ は、

$$\delta x_{\text{freq}} = \frac{\delta\nu}{\nu} L \quad [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}] \quad (\text{B.32})$$

という形で干渉計変位雑音となる。DPF では、光源から出たレーザー光を外部周波数基準に入射し、その信号をフィードバックすることで周波数安定化を行う。これまでの地上での安定化実験で実現されている安定度や、理論的な見積もりを踏まえて、DPF では、 $\delta\nu =$

⁹レーザー光源の出力は 100 mW であるが、周波数安定化や強度安定化に使用される光や、伝送経路などでの損失を考慮して、干渉計には 25 mW が入射されるものとして見積もっている。

¹⁰地上重力波検出器と同様に、熔融石英に誘電体多層膜ミラーコーティングした場合には、このコーティングの熱雑音の方が大きくなり、 $\delta x_{\text{ther}} = 3.6 \times 10^{-17}/\sqrt{f} [\text{m}/\text{Hz}^{1/2}]$ 程度になる。この値は、干渉計のビーム径などにも依存するため、配慮した設計が必要である。

表 B.5: 物理定数・天文情報など

項目	値	単位
真空中の光速	$c = 2.99792458 \times 10^8$	m/s
重力定数	$G = 6.6742 \times 10^{-11}$	Nm ² /kg ²
真空の誘電率	$\epsilon_0 = 8.8542 \times 10^{-12}$	F/m
真空の透磁率	$\mu_0 = 1.2566 \times 10^{-6}$	N/A ²
プランク定数	$h = 6.6261 \times 10^{-34}$	J s
素電荷	$e = 1.6022 \times 10^{-19}$	C
ボルツマン定数	$k_B = 1.3807 \times 10^{-23}$	J/K
ステファン-ボルツマン定数	$\sigma = 5.6704 \times 10^{-8}$	W/m ² /K ⁴
陽子質量	$m_{\text{pr}} = 1.7 \times 10^{-27}$	kg
天文単位	1 AU = 1.5×10^{11}	m
太陽質量	$M_{\odot} = 1.989 \times 10^{30}$	kg
地球の質量	$M_{\text{earth}} = 5.974 \times 10^{24}$	kg
地球半径	$r_{\text{earth}} = 6371.2 \times 10^3$	km

0.5 [Hz/Hz^{1/2}] の周波数安定度を目標としている．これより，入射レーザー光の周波数雑音の影響は， $\delta x_{\text{freq}} = 1.8 \times 10^{-16}$ [m/Hz^{1/2}] となる．

付録C 技術成熟度

技術成熟度 (TRL, Technology Readiness Level) は、技術要素がどのような成熟段階にあるのかをある程度定量的に示す基準として用いられる。TRL は、表 C.1 に示す 9 つのレベルで定義されている。

表 C.1: 技術成熟度 (TRL)

TRL	定義
1	基本原理段階
2	概念設計段階
3	概念実証段階
4	ブレッドボード (実験室) 段階
5	ブレッドボード (模擬環境) 段階
6	プロトタイプ模擬環境実証段階
7	プロトタイプスペース実証段階
8	実機模擬環境実証段階
9	実機スペース実証段階

フェーズ A に進む段階においては、TRL 4 以上の技術成熟度が基準とされている。以下、NASA で定められている定義を抜粋する [39]。

TRL 4

Component and/or breadboard validation in laboratory environment

Following successful “ proof-of-concept ” work, basic technological elements must be integrated to establish that the “ pieces ” will work together to achieve concept-enabling levels of performance for a component and/or breadboard. This validation must be devised to support the concept that was formulated earlier, and should also be consistent with the requirements of potential system applications. The validation is relatively “ low-fidelity ” compared to the eventual system: it could be composed of ad hoc discrete components in a laboratory. For example, a TRL 4 demonstration of a new ‘ fuzzy logic ’ approach to avionics might consist of testing the algorithms in a partially computer-based, partially bench-top component (e.g., fiber optic gyros) demonstration in a controls lab using simulated vehicle inputs.

つまり、実験室環境において、基本技術要素が同時に動作し、実証モデル (コンポーネントもしくはブレッドボードモデル) として性能を発揮していることが要求されている。

また、フェーズ A 段階では、次のフェーズ B 段階へ進むことを目標とし、TRL 5 以上の技術成熟度の実現を目指して開発を進める。以下、NASA で定められている定義を抜粋する [39]。

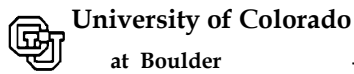
TRL 5**Component and/or breadboard validation in relevant environment**

At this, the fidelity of the component and/or breadboard being tested has to increase significantly. The basic technological elements must be integrated with reasonably realistic supporting elements so that the total applications (component-level, sub-system level, or system-level) can be tested in a ' simulated ' or somewhat realistic environment. From one to several new technologies might be involved in the demonstration. For example, a new type of solar photovoltaic material promising higher efficiencies would at this level be used in an actual fabricated solar array ' blanket ' that would be integrated with power supplies, supporting structure, etc., and tested in a thermal vacuum chamber with solar simulation capability.

つまり、主要なコンポーネントを現実的な構成で組み合わせ、模擬的な環境環境において、性能を発揮していることが要求されている。

付録D 国外からの推薦

DECIGO 計画の推進に対する，J. L. ホール (John L. Hall) 氏からの推薦状を次頁に添付する．ホール氏は，コロラド大学ボルダー校 宇宙物理学複合研究所 (JILA, Joint Institute for Laboratory Astrophysics)，アメリカ国立標準技術研究所 (NIST, National Institute of Standards and Technology) の上級研究員を務めており，レーザーを基にした光周波数コム技術など精密な分光法の開発への貢献の功績によって，2005 年にノーベル物理学賞を受賞されている．



University of Colorado
at Boulder

JILA

formerly
Joint Institute for Laboratory Astrophysics

Dr. John L. Hall



United States
Department of Commerce
National Institute of Standards
and Technology

Phone: (303) 497-3126 FAX: (303) 492-5235
e-mail: jHall@JILA.Colorado.edu

Dr Seiji Kawamura
National Astronomical Observatory of Japan
Mitaka, Tokyo
181-8588, Japan

November 2, 2006

Dear Dr Kawamura,

You asked for my comments on your proposed new space-based approach to detection of Gravitational Waves. I was extremely glad to learn that Japanese colleagues are beginning to take a serious interest in space-based G/W detection and subsequent detailed studies. Many people believe that this avenue offers us one of the best chances to secure key observational facts that can help lead us to a more acceptable status in our understanding of astrophysics and cosmology. If we are lucky some large scale astrophysical observations will also give us important hints about the problems inherent in our present physics understandings.

In brief, we scientists and engineers have been able to bring together many useful branches of science and engineering for obtaining powerful new information. The Hubble Telescope is one celebrated case. Even more integration is present in the Global Positioning System, which uses – Atomic Clocks, General Relativity, Gravity, Special Relativity and Doppler shifts, not to speak of the experimental control, measurement of orbital parameters, atmospheric phase-delay estimation, and more. The final product is available to ordinary people at low cost and with ease of use. It is a major triumph.

But many of the physical theories involved are not fully satisfactory: we have mesons which should have equal lifetimes but instead show orders of magnitude difference. We have Einstein's General Theory of Relativity which has passed every test so far, but is manifestly inconsistent with our other best-tested theory, Quantum Mechanics and Quantum Electrodynamics. The Einstein formulation is shown to predict gravitational radiation, although the form of his equations does not allow quantized units of gravitational interactions. Most experts and other knowledgeable scientists regard this situation as fundamentally unacceptable. Something fundamental is missing or slightly wrong in our understanding of the outside world. What should we do? What are the most powerful tools for such an investigation?

The metrology community has recently developed new measurement technology –the Optical Frequency Comb – which allows optical frequency measurements of several magnitude improved precision. The promise of this field led to the Nobel Physics prize in 2005. But the capability to measure in the 15th digit seems unlikely to be the avenue which helps scientists catch the new idea which can lead to the needed revolution in understanding strong gravity, where one deals with the two stars of a binary pair approaching the final minutes of gravitational in-spiral. How can we study this domain? From the theory side this regime grows out of the more benign domain where we suppose the Einstein formulation is adequate – so we can know something about the starting conditions. What we need next are experimental waveforms of the emitted gravitational radiation. Their careful study, and especially careful comparison with template waveforms calculated from General Relativity and its likely extensions, will provide invaluable hints for further progress in understanding our gravitationally-interacting world.

re: Proposed Japanese GW Observatory - DECIGO

2

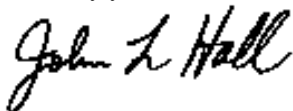
At present there are a number of earth-based interferometers being developed and tested which, when taken collectively, may be capable of the first discovery of Gravitational Wave signals. These are the 4 km LIGO interferometers in the US; the 3 km Virgo system near Pisa; the 600 m GEO system in Hannover. As well, a research and development base has been established in Japan – the TAMA 300m system – which has already shown the possibility to use tuned optical feedback to extract the gravitational signal. But on earth the Signal/Noise margin is going to be very small unless the source event is massive in scale and very close by.

So we have a halfway reasonable chance of first discovery based on the current earth-based systems. Unfortunately little sensitivity growth can be expected for these systems: the sensitivity can increase as the interferometer length, in the ideal case, and drastically longer lengths are hard to imagine on earth. The sensitivity limit also is due to environmental noise -- just set by the seismic noise of the earth. Even if superb vibration isolation systems were devised, the sensitivity improvement is rather limited since the vibrating parts of the earth will set up noise in the actual gravity field at the detector – the source is large and very close! So most researchers believe that a fully adequate Gravitational Wave Observatory can only be built in space.

The proposed Japanese Gravitational Wave Satellite Detector System, (DECI-hertz interferometer Gravitational wave Observatory (DECIGO)) is a new concept for a future Japanese space gravitational wave antenna. The conceptual design is very clever in my opinion as it represents a vastly simpler and less costly approach compared with LISA. The DECIGO requires extensions of known technology, but with relatively modest risk since partial success only degrades sensitivity, but does not cause mission failure. The DECIGO team has more than 35 institutions represented, mostly located in Japan. Due to the intelligent choice of dimensional scale, taken with a novel optical design, the proposed system design is expected to actually produce gravitational wave detected signals so frequently that this one single instrument can fairly be called a “Gravitational-Wave Observatory.” By not over-reaching on making the arm-lengths too huge (1000 km vs the LISA’s 5×10^6 km), the launch requirements – and cost -- are dramatically reduced. The shorter distance and larger optics mean the useful light level is hugely increased, with a big S/N gain. The current design obtains a ~1000-fold sensitivity enhancement over LISA by recycling the light between the two passive mirrors of each optical cavity. The bandwidth also is extended up into the 10 Hz range at least, where the signal size of an inspiral event is vastly larger than it would be in the low frequency band that can be viewed with LISA. In fact, the expected sensitivity of the LISA Detector may well be limited by confusion of the signals from a plethora of radiating sources. With the many-fold higher bandwidth of DECIGO compared with LISA, the source-confusion problem will be almost unimportant.

What is being proposed in DECIGO is an active and broad collaboration of many leading Japanese researchers in Optics, Signal Processing, Astrophysics, space-lab design, and many other essential fields. Support of this team cannot help but build toward a better understanding of how one should really design the actual flight hardware – in the next decade.

Sincerely yours,



Dr. John L. Hall
Adjoint Fellow of JILA
Senior Fellow of NIST, Emeritus
2005 Nobel Laureate in Physics

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, "Ultra-high-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. Shelkownikov, 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; A.J. 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>