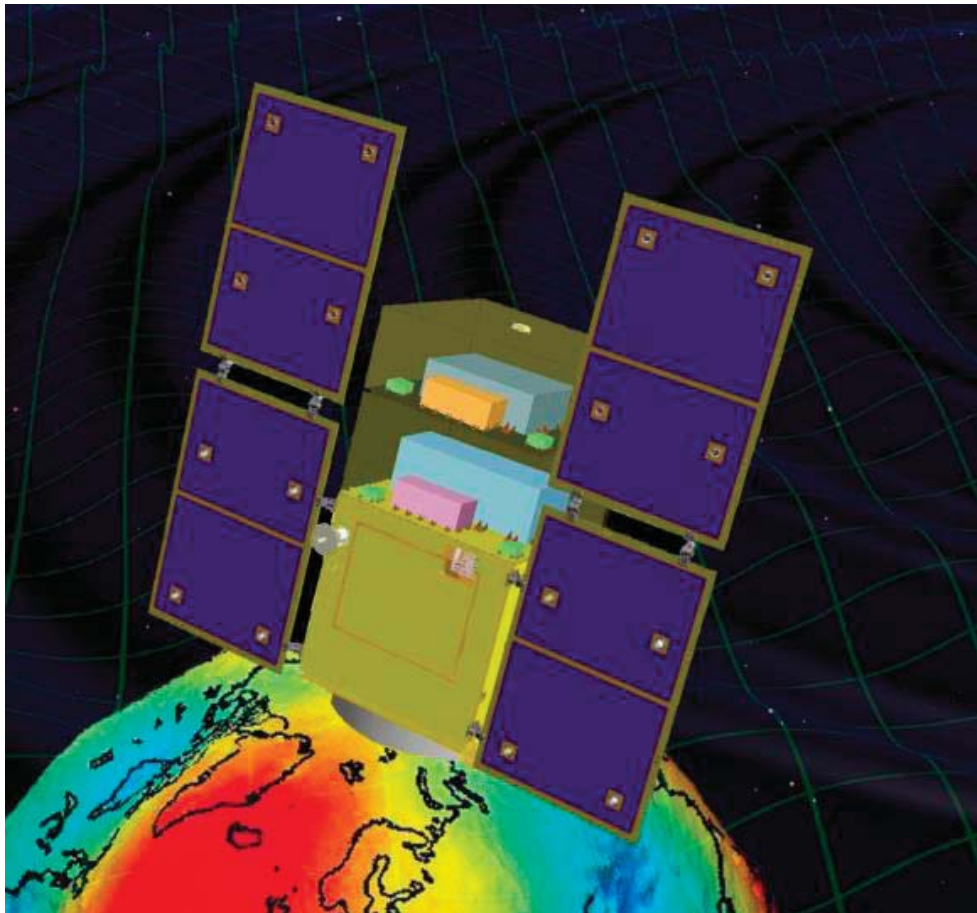


小型重力波観測衛星

DECIGO パスファインダー (DPF)

— ミッション提案書 補足資料：搭載機器 —



DECIGO パスファインダー ワーキンググループ

2014年2月

目次

第1章	レーザー干渉計	1
1.1	要求・仕様	1
1.1.1	衛星から干渉計部への要求	1
1.1.2	干渉計部の各コンポーネントへの要求仕様	2
1.2	構成・ブロック図	3
1.2.1	試験マスモジュール	3
1.2.2	入射光学系	7
1.2.3	制御回路	7
1.3	開発の現状・技術成熟度	8
1.3.1	Fabry-Perot 光共振器	8
1.3.2	試験マス	10
1.3.3	静電センサ・アクチュエータ	11
1.3.4	ローンチロック機構	12
1.3.5	クランプリリース機構	12
1.3.6	入射光学系	12
1.4	開発項目・トレードオフ	13
1.4.1	Fabry-Perot 光共振器	13
1.4.2	静電センサ・アクチュエータ	13
1.4.3	ローンチロック・クランプリリース	13
1.4.4	残留気体分子の衝突の雑音について	14
1.4.5	試験マスのチャージアップ	14
第2章	姿勢・ドラッグフリー制御	17
2.1	要求・仕様	17
2.1.1	ドラッグフリー制御の概要	18
2.1.2	システム要求	18
2.1.3	外部擾乱	19
2.1.4	受動姿勢安定	20
2.2	構成・ブロック図	21
2.2.1	ドラッグフリー制御系ブロック図	21
2.2.2	ミッションスラスト	23
2.3	開発の現状	24
2.3.1	受動安定姿勢	24
2.3.2	ドラッグフリー制御	25
2.4	開発項目・トレードオフ	26

第3章	ミッションスラスタ	29
3.1	要求・仕様	29
3.2	構成・ブロック図	30
3.2.1	超小型イオンスラスタ（Field Emission 推進、FEEP）ユニット	31
3.2.2	小型イオンスラスタ（マイクロ波放電式イオンスラスタ）ユニット	31
3.2.3	カーボンナノチューブ型カソードユニット	34
3.3	開発の現状・技術成熟度	36
3.4	開発項目・トレードオフ	39

第1章 レーザー干渉計

干渉計モジュールでは、重力波を検出して我々が記録可能な信号に変換する。はじめに、重力波の検出原理について概説する。まず、重力波は、離れた2地点にある自由質点どうしの距離を変化させる [1]。この変動の大きさは、重力波の振幅と、質点どうしのもとの距離に比例する。具体的には、距離 L だけ離れた2つの質点の間が、重力波の影響で δL だけ微小に変動したとすると、そのときの重力波の振幅 h は

$$\frac{\delta L}{L} \simeq \frac{h}{2} \quad (1.1)$$

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

DPF では、この距離の変動を高精度に測定するために、直線型の Fabry-Perot 光共振器を用いる。Fabry-Perot 光共振器を用いると、共振する光の波長を基準にして、共振器長の微小変動を高精度に測定することができる [2]。

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

1.1 要求・仕様

1.1.1 衛星から干渉計部への要求

DPF 衛星としてミッション達成のために、干渉計部に要求する事項を表 1.1 示す。

表 1.1 の「干渉計変位感度」は、鏡への外力雑音が無視できるほど小さいと仮定したとしても存在する測定限界(ノイズ)であり、DPF 干渉計部の場合はレーザー光源の周波数安定性で制約されている。共振している光の波長を基準にして共振器長の変動を測定するため、このような制約を受ける。レーザー光源については章を改めて述べる。

これに加えて、鏡への外力雑音があると、重力波の観測帯域の 0.1 - 1 Hz をも含む低周波側からノイズレベルを悪化させる原因となるため、表 1.1 に示したとおり抑える必要がある。

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

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

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

表 1.1: DPF 干渉計部への要求

項目	要求値
干渉計変位感度 (ノイズ)	$\leq 6 \times 10^{-16} \text{ m/Hz}^{1/2}$
鏡 (試験マス) への外力雑音	$\leq 1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$
干渉計基線長	30 cm

表 1.2: DPF 干渉計部の仕様

項目	細目	仕様	制約条件
試験マス			
	鏡の Q 値	10^6	熱雑音の寄与
干渉計部環境条件			
	温度変動	$1 \text{ mK/Hz}^{1/2}$ 以下	熱輻射雑音, 熱変形による外力
	真空度	10^{-6} Pa 以下	残留気体分子の衝突雑音
	磁場変動	$1 \times 10^{-7} \text{ T/Hz}^{1/2}$ 以下	磁力による試験マスへの外力
	磁場勾配	$3 \times 10^{-6} \text{ T/m}$ 以下	同上
ハウジング			
	静電センサ感度	$1 \times 10^{-10} \text{ m/Hz}^{1/2}$ 以下	要求ドラッグフリー精度の実現
	静電気アクチュエータ雑音	$1 \times 10^{-15} \text{ N/Hz}^{1/2}$ 以下	試験マス外乱要求より
	静電気アクチュエータレンジ	$10 \mu\text{N}$ 以上	外乱の抑圧制御
	衛星 - 試験マスのカップリング	$1 \times 10^{-6} \text{ 1/s}^2$ 以下	衛星変動による雑音
ローンチロック・クランプリリース			
	ローンチロック対衝撃	30 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

なお, 干渉計基線長, すなわち共振器の長さ 30 cm については, 干渉計部が衛星内に無理なく治まるよう検討した結果を受けてのものである.

1.1.2 干渉計部の各コンポーネントへの要求仕様

上記のミッションからの要求値を満たすべくブレークダウンした, 干渉計部の各コンポーネントへの要求仕様を表 1.2 にまとめる. この表には要求のもととなった制約条件についても概説してある. 以下, 仕様を概説する.

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

光共振器内で光が共振しているとき, 共振器長が微小に変動するか, もしくは入射光の振動数が微小に変動すると, 共振条件が微小に崩れ, 共振器から反射されてくる光の位相は変調を受ける. DPF の干渉計部では, この位相変調を光ヘテロダインで取り出す設計である (Pound-Drever-Hall 法 [2]). さらに, このようにして得られた基線長変化の信号を, 前述の静電気アクチュエータにフィードバックし, 基線長が一定に保たれ共振器を動作点に保たれ

るように制御をかける。このとき、このフィードバック信号は、重力波に対する感度を持つ信号になる。

表 1.2 にある「衛星 - 試験マスのカップリング」は、衛星と試験マスの相対変位に応じて試験マスに働く力があると仮定したときのバネ定数 (stiffness) に相当する。たとえば、試験マスの非接触制御に静電アクチュエータを用いているために試験マスと電極板の間に発生する平均電場の影響で、このような効果が生まれることが知られている。

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

安定な温度環境を保つため、干渉計部は多重の熱シールドで覆われる。また、残留気体分子の衝突による外力雑音を抑えるため、シールド内は、 10^{-6} Pa 以下の真空度に抑えられる。シールド内は、地上で窒素充填を行った後に打ち上げ、軌道上で宇宙に向けて開口する予定である。開口部は、軌道上をただよう particle から鏡へのコンタミネーションを避けるため、なるべく鏡を見込む角度が小さくなる位置に設ける。

なお光共振器のフィネスは 100 程度とする。

1.2 構成・ブロック図

干渉計部は、モノリシックな入射光学系と、2つの試験マスモジュールから構成されており (図 1.1)、さらにこれらが熱シールドで覆われる構造となる。

試験マスモジュールは、試験マス1つとそれを非接触制御するための多数の電極板をコア部分として (図 1.2, 図 1.3, 図 1.4)、その他に各種の周辺機器として、ローンチロック機構 (図 1.5)、クランプリリース機構 (図 1.6)、その他試験マスの除電装置から構成される。また、静電センサ・アクチュエータや、その他周辺機器と信号をやりとりするための電気的インターフェースも備えている。

以下、各コンポーネントについて述べる。

1.2.1 試験マスモジュール

試験マス

試験マスは外部磁場による磁化を避けるために非磁性金属製とする (図 1.4)。サイズは 50 mm 角の立方体状で、質量は 1 kg 程度を想定している。光共振器を構成するための鏡を +X 面に鏡を貼り付ける。鏡は、直径 25 mm, 厚さ 6.35 mm 程度の熔融石英製で、反射面は誘電体多層膜コーティング、裏面は無反射コーティングされる。とくに光共振器の入力側の鏡の裏面には wedge を設け、鏡内部で発生した裏面反射のゴーストビームを共振器光軸から分離する。

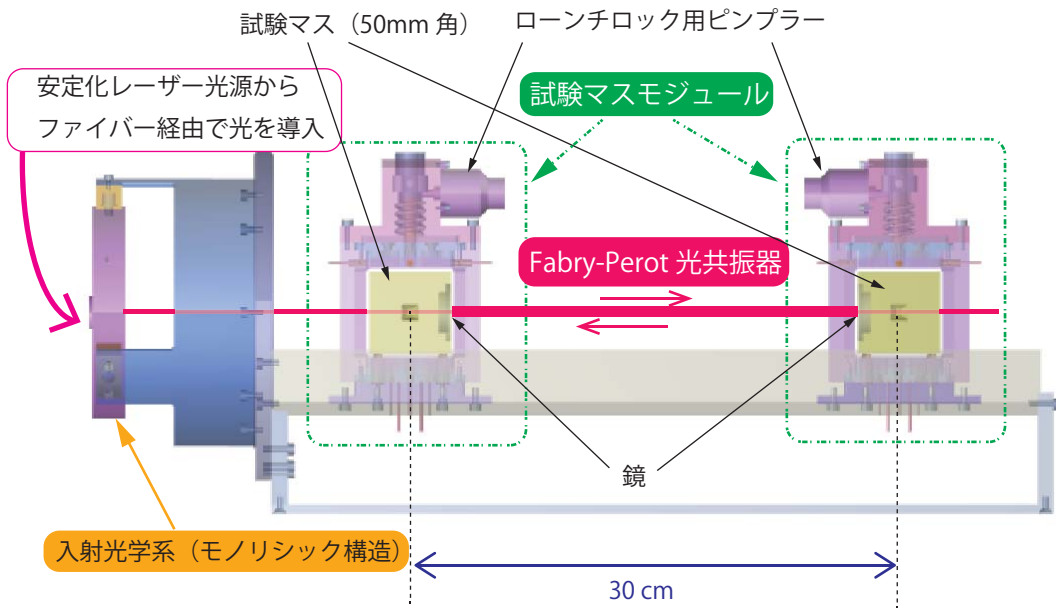


図 1.1: DPF 干渉計部の概念図。干渉計部は、入射光学系と2つの試験マスモジュールから構成される。これを覆う熱シールド等は省略してある。試験マスモジュール内には1辺50 mm 角の立方体状の試験マスが収められている。試験マスには鏡が貼付けられている。光ファイバーを経由して安定化レーザー光源から送られてきた光が入射光学系を介して導入されると、Fabry-Perot 光共振器を形成する。試験マスは、宇宙へ打ち上げ後はローンチロックが解除されて浮遊状態になる。

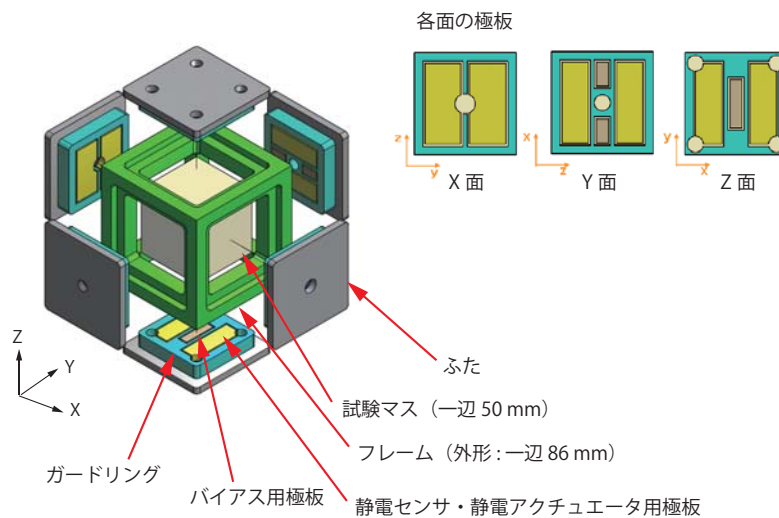


図 1.2: 試験マスモジュールのコア部分の概念図。試験マス1つと、そのまわりを覆うハウジングから構成される。ハウジングの内壁には静電センサ・アクチュエータ用の電極板が配置されている (Z面の電極配置は現在のデザインでは少し変更されている。)



図 1.3: 周辺機器も含めた試験マスモジュールの概略図。

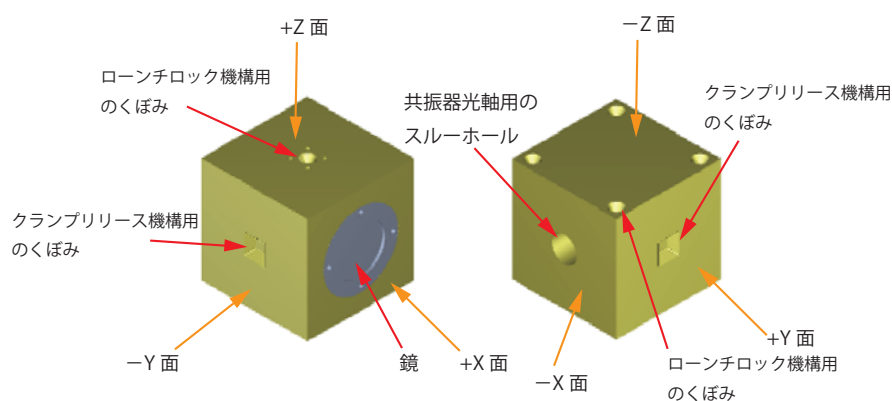


図 1.4: 試験マス．一辺 50mm の立方体状で，X 面に鏡が貼付けられている．

ハウジングフレーム

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

静電センサ・静電アクチュエータ

試験マスの 6 面にそれぞれ 2 枚ずつの静電センサ・静電アクチュエータ⁴用の極板を配置する(図 1.2)．これら極板と金属製の試験マスとがコンデンサを形成することから，あわせて 12 枚の極板と試験マスとの静電容量の変化を検出することで，剛体 6 自由度全ての情報を得ることがことができる．センサ用の極板とアクチュエータ用の極板は共用であり，後段のフロントエンド回路にて機能を分離する．ガードリングは電氣的にグランドとつながっており，電極板間のクロストークを防止するために導入された．

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

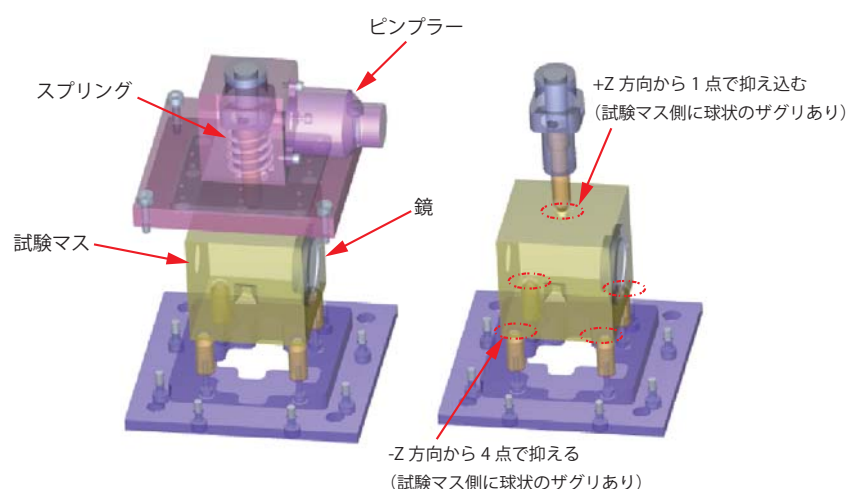


図 1.5: 試験マスモジュールのローンチロック機構．打ち上げ後，軌道上でピンプラーが作動するとスプリング戻って試験マスを解放する．

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

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

ローンチロック機構

試験マスは打ち上げ後は衛星とは非接触になるため，周囲のフレームとの間にはメカニカルな支持機構がない．衛星打ち上げ時の振動・衝撃から試験マスを保護するために，一時的にフレーム内部に固定する目的でローンチロック機構を搭載する（図 1.5）．地上で打ち上げ前に，試験マスをスプリングで押さえつけてピンプラーで保持しておき，打ち上げ後に軌道上でピンプラーを作動させ，スプリングを解放することで試験マスがフリーになる．

クランプリリース機構

軌道上で試験マスを慣性空間にリリースするために，クランプリリース機構を搭載する（図 1.6）．クランプリリース機構は， piezo を用いた精密動作が可能な補助アクチュエータである．試験マスをフレームの中心に精密位置決めすること，慣性空間に小さな初速で解放すること，繰り返し動作ができること，などの要請から，piezo モーターを用いる．何らかの原因で静電アクチュエータでの制御範囲外に試験マスが外れてしまった場合などにも使用できる．piezo アクチュエータの先端部の形を工夫することにより，Y 方向の 2 本のアクチュエータだけで，試験マスをハウジングの中心へ移動することができる．

⁵ 図 1.2 の Z 面のバイアス電極は，その後，ローンチロック機構との兼ね合いを検討した結果，極板形状と配置を変更している．



図 1.6: クランプリリース機構．ピエゾを用いた精密動作が可能な補助アクチュエータである．試験マスの精密位置決めを行う．

1.2.2 入射光学系

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

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

1.2.3 制御回路

レーザー干渉計制御回路

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

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

静電センサ・アクチュエータ駆動回路

静電センサ・アクチュエータの電極板が共有されているため、フロントエンド回路は少し複雑になる(図 1.7)．試験マスを挟んで向かい合う2枚の電極が構成するコンデンサーの容量変化を読み出すことで、試験マスの位置変化を検出する．この際に、バイアス用電極を用い、100 kHz程度の信号を印可することで試験マスを変調分極しておく．試験マスの位置変化に伴い、キャパシタンスブリッジ回路に流れる電流の差動成分をトランスを用いて分離し、変調信号で復調することで試験マスの位置変化を検出する．

また、キャパシタンスブリッジに制御電圧を印可することで、極板をアクチュエータとしても使用する．静電センサとアクチュエータに用いる変調周波数を異なる帯域に選ぶことで同一の極板を共有することができる．静電センサ・アクチュエータ全体のブロック図を図 1.8 に示す．

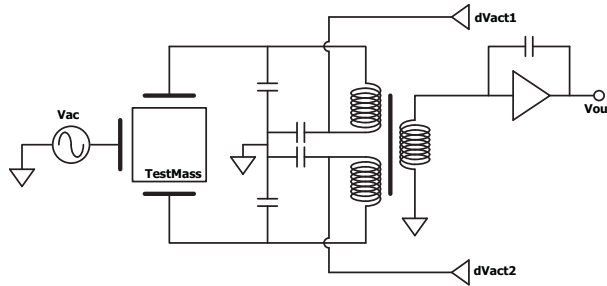


図 1.7: 静電センサ・アクチュエータ回路図 .

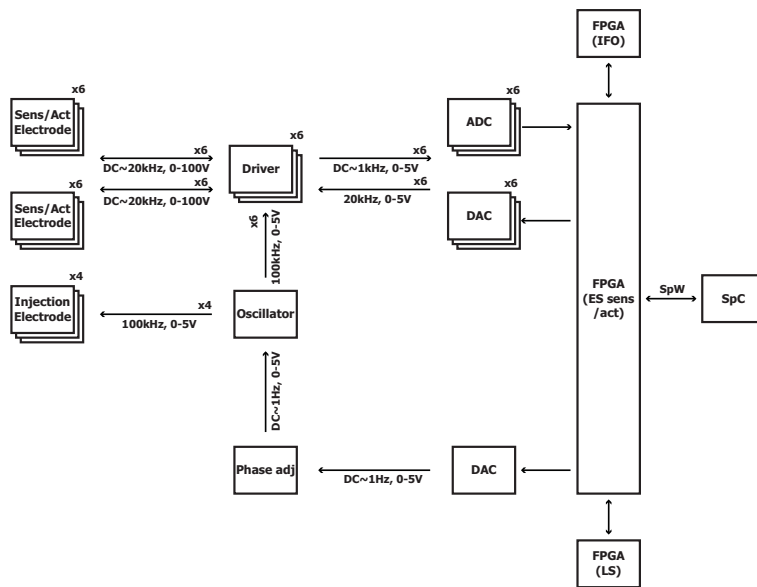


図 1.8: 静電センサ・アクチュエータ回路系ブロック図 .

1.3 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 1.3 にまとめる．

1.3.1 Fabry-Perot 光共振器

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

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

干渉計部についてはこれまでに BBM（ブレッドボードモデル）レベルでの検証を行ってきた．図 1.9 は，モノリシックな入射光学系（BBM）と試験マス（BBM）を用いた光共振器の制御実験の様子である．試験マスのアクチュエータにコイルマグネット方式を用い

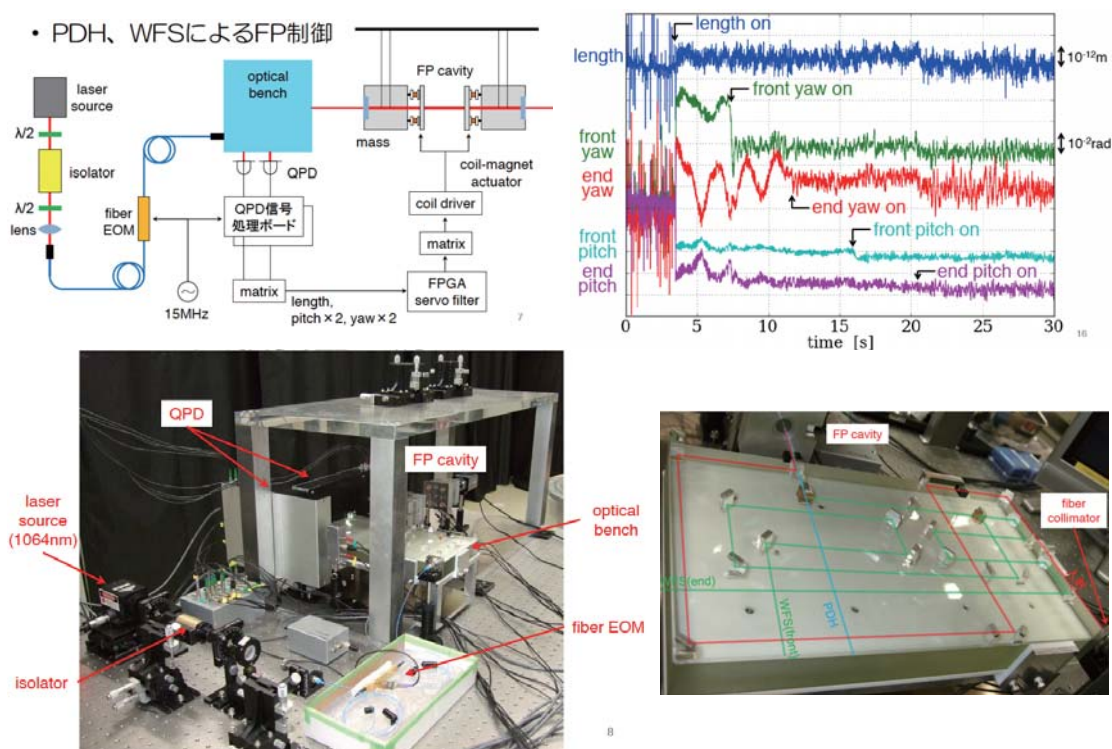


図 1.9: 干渉計部 (BBM) による光共振器の制御実験の様子。右下の写真のモノリシック入射光学系 (BBM) が、左上の schematic 図の optical bench にあたる。

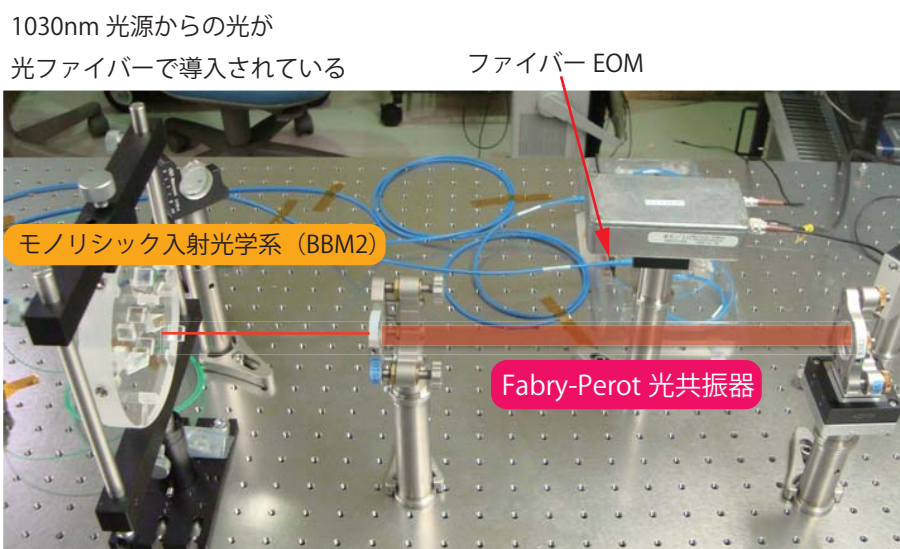


図 1.10: モノリシック入射光学系 (BBM2) を用いた光共振器の制御実験の様子。今回は鏡は地面に固定している。

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

また、モノリシック入射光学系 (BBM2) を用いての光共振器の制御実験も成功している (図 1.10)。

今後は、干渉計モジュール BBM2 (図 1.11) を用いて、試験マスを吊った状態で、静電センサおよび静電アクチュエータを用いて光共振器の制御を実証する実験を進める。干渉計モジュール BBM2 は材質が本番の DPF と異なる点を除けば、ほぼフライト品と同等のジオメトリである。

1.3.2 試験マス

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

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

試験マスの材質については、磁場による外力雑音を避けるため、低い磁化率のものがよい。たとえば、LISA Pathfinder では、試験マスのために金とプラチナの合金によって密度約 $2 \times 10^4 \text{ kg/m}^3$ 、磁化率 $\leq 10^{-5}$ の材質を得ており、実際にこれを使って試験マスを製作している [8]。また、材質の密度が大きければ、力の雑音に対する変位の影響が減る⁶。

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

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

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

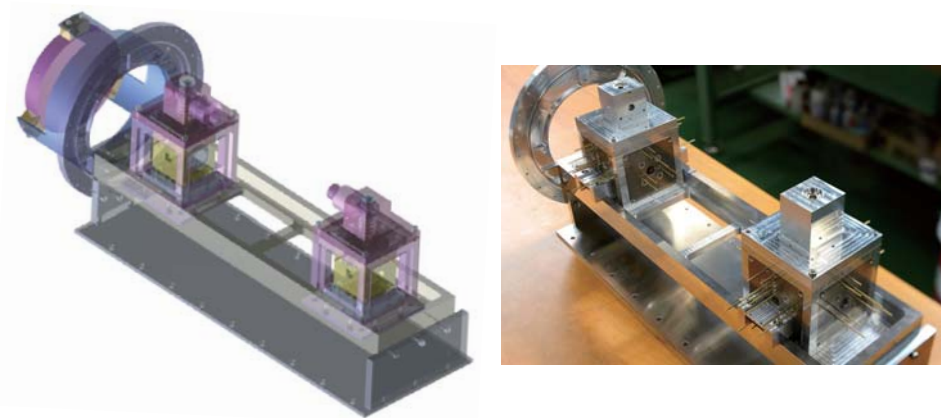


図 1.11: 干渉計モジュール BBM2 .

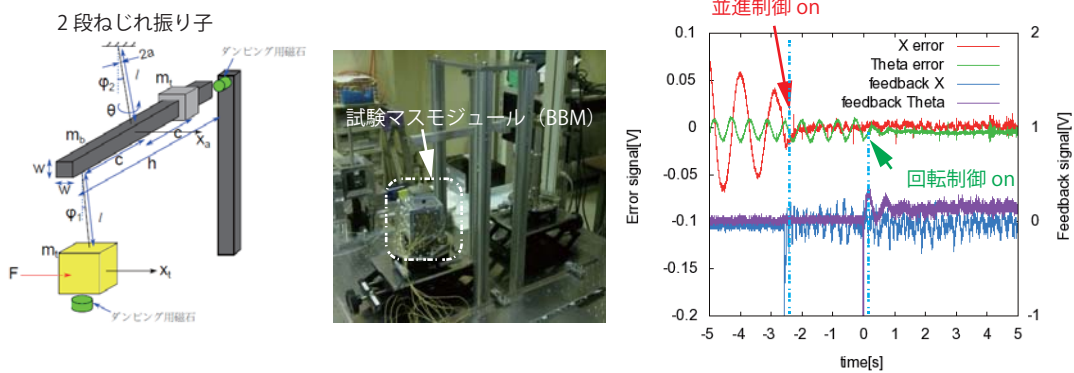


図 1.12: 試験マスの 2 自由度について、静電センサ・アクチュエータを用いた制御実験．試験マスは、2 段のねじれ振り子により 2 自由度について共振周波数が 0.03Hz 付近になっている．右の図はこの振り子の前のバージョンでの 2 自由度制御の様子．

程度の合金を得られている．

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

1.3.3 静電センサ・アクチュエータ

静電センサ・アクチュエータについては、欧米の LISA pathfinder でも同様のシステムを採用しており、技術実証できていることから、原理的には問題ないと考えられる．図 1.12 は、DPF の試験マスモジュール (BBM) を用いた試験マスの制御実験の様子である．試験マスの 2 自由度について、静電センサ・アクチュエータを用いて制御をかけている．試験マスは、2 段のねじれ振り子により 2 自由度について共振周波数が 0.03 Hz 付近になっている．このような試験マスの自由落下状態を、限られた自由度だけでも模擬する装置を試験マスモ

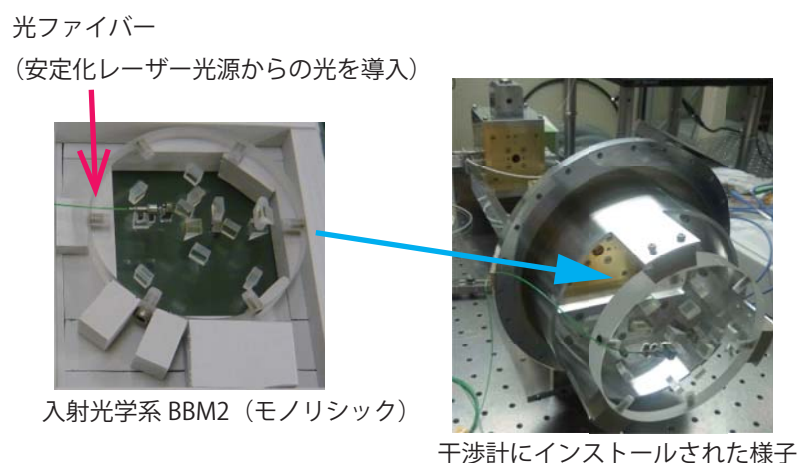


図 1.13: モノリシック入射光学系 (左図) と、それが干渉計部にインストールされている様子 (右図)

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

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

1.3.4 ローンチロック機構

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

1.3.5 クランプリリース機構

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

1.3.6 入射光学系

入射光学系については、干渉計部と組み合わせ可能で、実際に搭載するものとはほぼ同等のジオメトリをもったモノリシックなものがBBMとして製作されている(図1.13)。これまでに、前述のとおりこの前段階のBBMにて、ボンディング方法の確認および施工精度の確認をするために、光学系部品のみでFabry-Perot共振器を組んで、動作することを実証している。またBBM2についても同様に光学系部品のみでの実験を行い、動作実証が済んでいる。

表 1.3: 干渉計部の技術成熟度と開発項目

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

1.4 開発項目・トレードオフ

1.4.1 Fabry-Perot 光共振器

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

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

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

1.4.2 静電センサ・アクチュエータ

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

1.4.3 ローンチロック・クランプリリース

現在のデザインでの動作試験、機能試験を行う。ローンチロックに関して、バックアップとしては、非支持での打ち上げ、揮発型の緩衝剤、分離・切断型の固定機構等が考えられる、

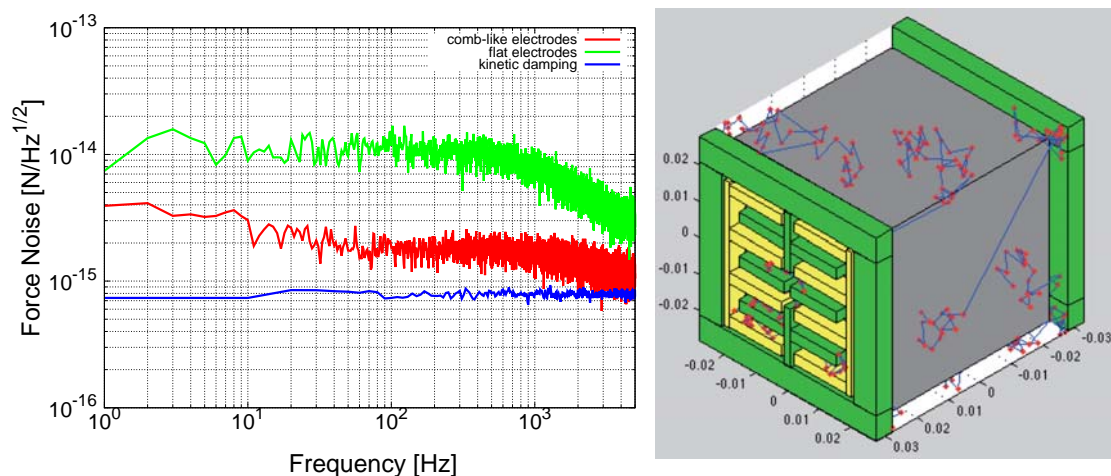


図 1.14: 左図は DPF 試験マスに対する残留気体分子の力の雑音．モンテカルロ・シミュレーションを行った結果．従来の雑音モデル相当のもの（青線）に対し，現在の DPF 試験マスモジュールでは緑線のように力の雑音が増加する．電極として右図にあるような「くし形」を仮定したところ，赤線まで力の雑音が低下した．

クランプリリースに関しては試験マスのリリース時に与える初速を、現在のデザインについても検証する．

1.4.4 残留気体分子の衝突の雑音について

干渉計モジュールの圧力は 10^{-6} Pa 以下の状態が要求されているが，これは気体分子が試験マスに衝突することによる力の雑音によるものであった．最近になって，試験マスとハウジングの壁面との狭い間隙（数 mm）が原因で，残留気体分子の衝突による雑音が当初想定よりも大きくなること示された [5]．これは実は，MEMS（Micro Electro Mechanical Systems）などを用いたデバイス開発の業界ではすでに squeeze film damping 効果として知られていたものであったが，重力波検出器への影響としては近年になってから認知された．

この効果を DPF の試験マスモジュールについて計算したところ，やはり力の雑音が増加することが確認された（図 1.14）．この効果の主な原因は，狭い間隙にあることから，現在，

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

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

1.4.5 試験マスのチャージアップ

干渉計モジュール内で浮遊している試験マスは，宇宙線が飛び込むなどの影響でチャージアップする．この影響は見積もる実験が行われており [6] LISA Pathfinder では紫外線ラン

プを用いた除電システムが採用されている [7]。我々も限られた電力でこの機能を達成する方法をさぐる必要がある。候補としては UV-LED を用いたものが考えられる。DPF は LISA Pathfinder とは全く違う地球近傍を飛行する予定であるので、この軌道での帯電頻度を調査し、必要十分な除電性能について検討し、システム構築を行う。

参考文献

- [1] M. Maggiore, “Gravitational Waves”, Volume 1: Theory and Experiments, Oxford (2008).
- [2] R. W. P. Drever, J. L. Hall, F. V. Kowalski, J. Hough, G. M. Ford, and H. Ward, *Appl. Phys. B* **31**, 97 (1983)
- [3] G. R. Rybicki and A. P. Lightman, “Radiative Processes in Astrophysics”, John Wiley & Sons (1979).
- [4] L. Carbone et al., *Phys. Rev. Lett.* **91**, 151101 (2003)
- [5] A. Cavalleri et al., *Phys. Rev. Lett.* **103**, 140601 (2009)
- [6] F. Antonucci et al., *Phys. Rev. Lett.* **108**, 181101 (2012)
- [7] D. N. A. Shaul et al., *International Journal of Modern Physics D*, **17**, 993 (2008)
- [8] M. Armano et al., *Class. Quantum Grav.*, **26**, 094001 (2009)

第2章 姿勢・ドラッグフリー制御

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

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

本章では、DPF で行う姿勢・ドラッグフリー制御について概説する。

2.1 要求・仕様

DPF 衛星の Fabry-Perot 干渉計は二つの同等な試験マスで構成されるため、外乱の多くは差動検出により除去される。このため、ドラッグフリー制御部に要求される雑音特性は、衛星に僅かに残る非対称性に依存しており、定量的に見積もるのは容易ではない。代表的な仮定値 (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を表 2.1 に示す。

表 2.1: 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
スラスト推力	$100 \mu\text{N}$	
太陽輻射圧を中和する推力	$18 \mu\text{N}$	衛星受光面積 4 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 $2 \times 10^{-13} \text{ kg/m}^3$

2.1.1 ドラッグフリー制御の概要

制御の対象と制御の方針

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

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

センサとアクチュエータ

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

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

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

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

2.1.2 システム要求

運用モード

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

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

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

ミッションスラスタ

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

2.1.3 外部擾乱

太陽輻射圧

DECIGO は太陽周回のレコード盤軌道を想定しているため，要求されるスラスタのレンジは，基本的に太陽輻射圧で決まると想定される．付録 B.3 に示した算出式から，衛星の受光断面積を 4 m^2 とすると衛星に掛かる力は $20\ \mu\text{N}$ となる．この値から，約一桁のマージンを見て，DECIGO/DPF でのスラス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 [?] ような，低周波数ほど増大するような揺らぎを伴っている．これは衛星の並進の揺らぎだけでなく，衛星の受光分布の非対称性とカップルして姿勢の揺らぎも引き起こす．この効果を抑えるためにスラスタの推力，制御帯域をを設計する必要がある．

大気ドラッグ

DPF は DECIGO と異なり地球周回の軌道に投入するので，衛星周辺の原子・分子のドラッグの効果が DECIGO の場合より数桁大きいと予想される（付録 B.3 「地球大気の摩擦力」参照）．DPF が想定している軌道高度 500 km では，大気による摩擦力（空力抵抗）は桁でおおよそ太陽輻射圧と同程度であることが想定されるが，太陽活動を反映して打ち上げ予定の年によって大きく変動する．今後 2020 年ころまでは大気密度の極小期にあたり，衛星機体にかかる空力抵抗は $100\ \mu\text{N}$ を下回ると想定される．また，この高度では，平均自由行程が衛星のスケールよりはるかに長いので，気体は粘性流ではなく分子流として振る舞う．このため，衛星の形状を翼形にする（前方を丸め，後方を尖らせる）ことや，前方を尖った形状にすることは大気ドラッグの低減にあまり効果はないと想定される．このため，大気ドラッグについてもミッションスラスタの推力で相殺することとし，最大推力レンジを $100\ \mu\text{N}$ に設定する．

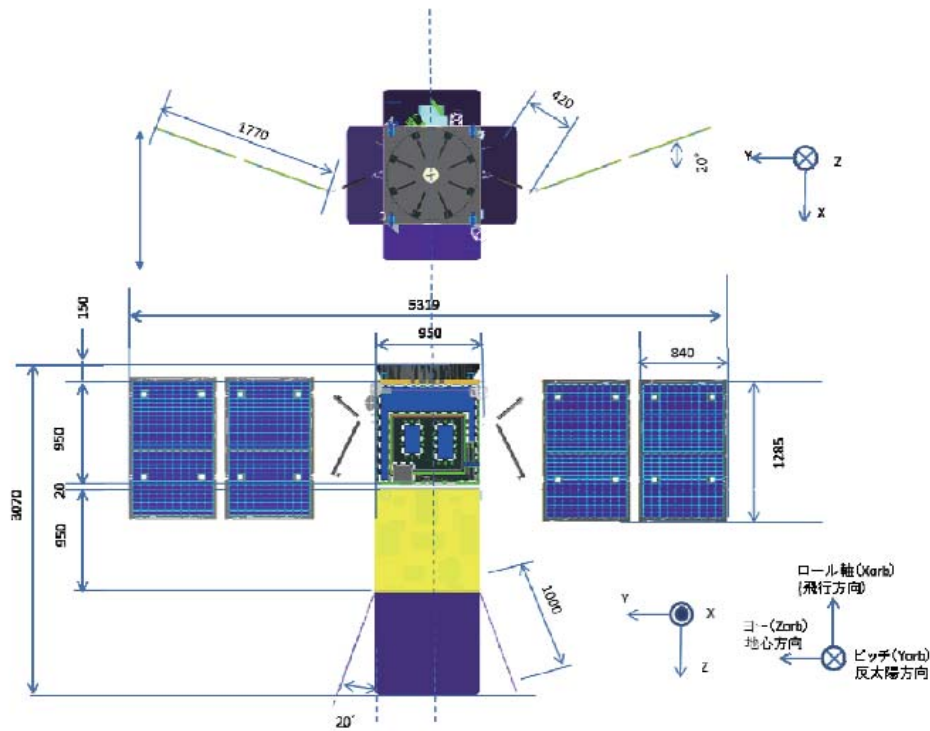


図 2.1: 衛星機体形状の概略 .

2.1.4 受動姿勢安定

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

太陽輻射圧安定性

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

取付位置を衛星機体の中心線上とした．そのためバス構体のサイズの半スパンのヨークの先にパドルを展開する構成となる．

空力安定性

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

2.2 構成・ブロック図

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

2.2.1 ドラッグフリー制御系ブロック図

ドラッグフリー制御系は，試験マスモジュールの静電センサから得られる試験マス-衛星間の相対距離の情報を入力とし，これが一定値になるようにミッションスラスタの推力に帰還する多入力・多出力の制御系である．静電センサ出力，ミッションスラスタ推力の入力はともに，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2.2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クスの全係数を零にする．

ドラッグフリー制御のうち，並進の3自由度に関わる部分のブロックダイアグラムを図2.3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

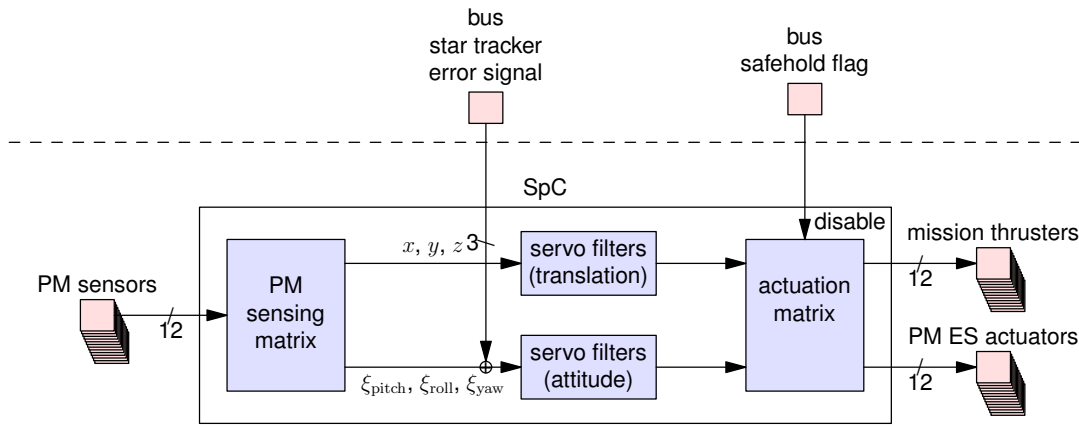


図 2.2: 姿勢制御・ドラッグフリー制御の構成．SpaceCard プロセッサ内に準対角化制御のためのマトリックス，制御フィルタ類を構成する，複数チャンネルのデータ転送は実際には SpaceWire を利用するため配線の量は削減される．

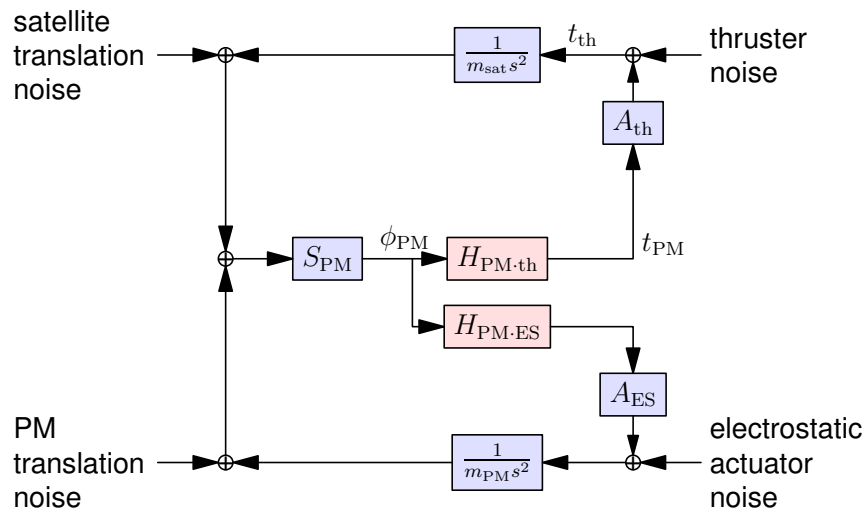


図 2.3: ドラッグフリー制御（並進の自由度）のブロックダイアグラム． S , A , H はそれぞれセンサ，アクチュエータ，サーボフィルタの応答関数を表している．PM は試験マス (proof mass) を表す．

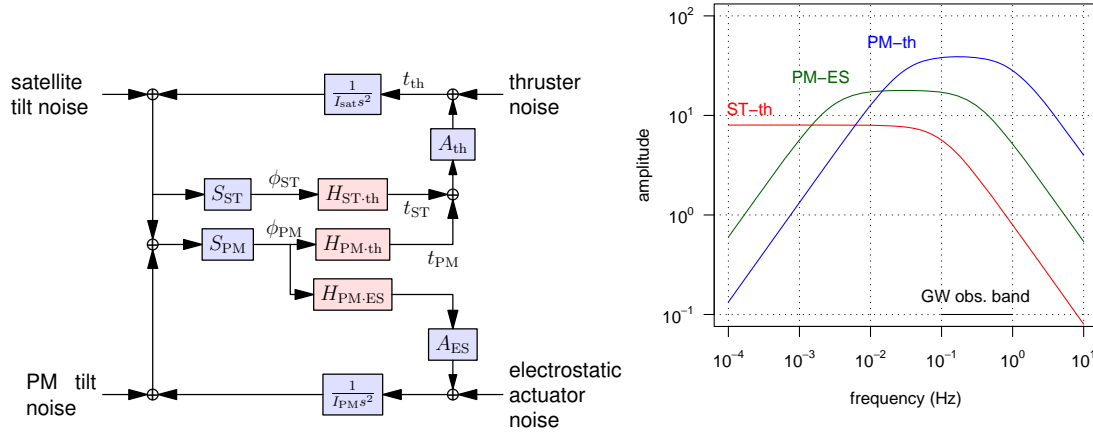


図 2.4: 姿勢制御のブロックダイアグラムとゲイン配分例． ϕ_{ST} はバス系の姿勢センサ（スタートラッカー）の誤差信号を表す．

スに帰還する必要がある．その自由度とは，二つの試験マスの相対関係が崩れるようなタイプの並進運動である．これは衛星のスラスタへの帰還だけでは補償できない．このため，試験マスの静電アクチュエータ (ES) に帰還するループが含まれる．重力波の観測帯域ではスラスタに帰還し，それより低い周波数でのみ試験マスの静電アクチュエータに帰還する構成が，雑音のカップリングによる流入を防ぐ上で好ましいが，アクチュエータのレンジの兼ね合いによっては，重力波の観測帯域内でも試験マスに帰還する構成をとる場合がある．

姿勢の一自由度について，周波数による帰還点の切り分けを図 2.4 に示す．試験マスが単一で球状の場合には，ローカルセンサ情報をすべて衛星のスラスタに帰還し，試験マスに一切力を返さないでドラッグフリーが実現できる．しかし，DPF では試験マスが直方体の形状をしているので，少なくとも試験マスの角度の誤差は試験マス自身に帰還しなければならない．また，衛星の姿勢の誤差もプルーフマスに帰還する必要がある．そうしなければ，衛星が太陽喪失を起こしてしまう恐れがある．太陽喪失を防ぐためにはバス側からスタートラッカーの誤差信号の供給を受ける必要があり，並進の制御とくらべて複雑度が増している．

2.2.2 ミッションスラスタ

衛星の重心位置とスラスタ配置を図 2.5 に示す．重心と試験マスの位置関係は，姿勢の揺らぎと静電センサ信号のカップリングを決める重要なパラメータである．衛星の質量中心ミッション系の $+z$ 面の内側 250 mm のところにある．

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

スラスタの位置と推力ベクトルの設定には以下の点を配慮した．

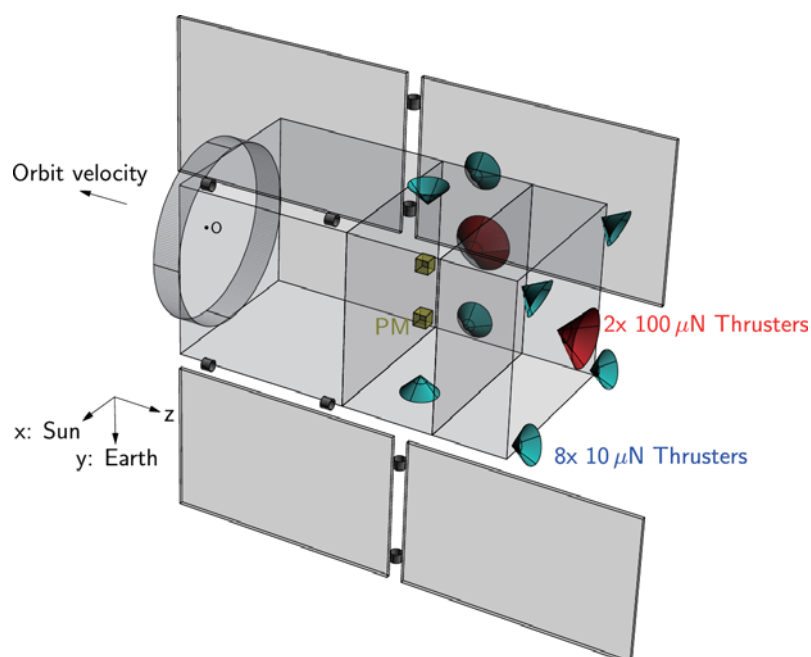


図 2.5: 衛星の重心位置 (図中 CM) とスラスタ配置 .

- 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 .

2.3 開発の現状

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

2.3.1 受動安定姿勢

太陽電池パドルにキャント角を付け、衛星機体後方に風見安定用のフィンを取り付けた結果、機体の全体概観は図 2.6 のようになる . 衛星バスのロケット I/F 部を先頭にして、太陽電池パドル側に太陽をみつつ進行する .

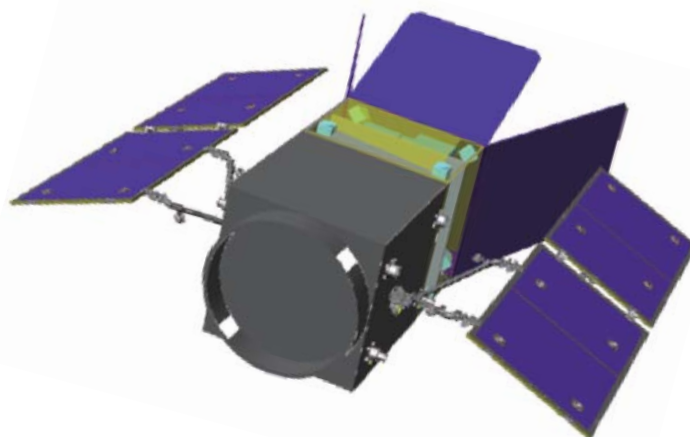


図 2.6: DPF 衛星機体の概観図 .

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

2.3.2 ドラッグフリー制御

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

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

図 2.8 に制御ブロックダイアグラムの一部と、図 2.9 にそのシミュレーション結果を示す。いずれの制御ループについても安定した制御が実現できており、上記の原理的なクロストークの影響は現状のパラメータの範囲では限定的であることが示された。

今後はセンサ・アクチュエータなどの不完全性に基づく現実的なクロストークをモデルに

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

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

図 2.7: 衛星機体と試験マスのダイナミクスを記述する運動方程式。

組み込むと共に、ループ内の雑音モデルを取り込む。その上で制御ループの全体的なチューニングを行い、雑音解析を経て干渉計感度の成立性を検証する。

2.4 開発項目・トレードオフ

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

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

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

最後に姿勢・ドラッグフリー制御に関わる技術で、さらに開発を必要とする項目として、超低周波帯域の制御、デジタル制御の利点を生かした適応制御が挙げられる。地上の重力波検出器では、1 Hz 以下の低周波は観測帯域外にあたるため、我々のもつ電気系の低雑音化技術はそのまま適用するだけでは不十分な面がある。具体的な例をあげると、SWIM_{μν} 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、

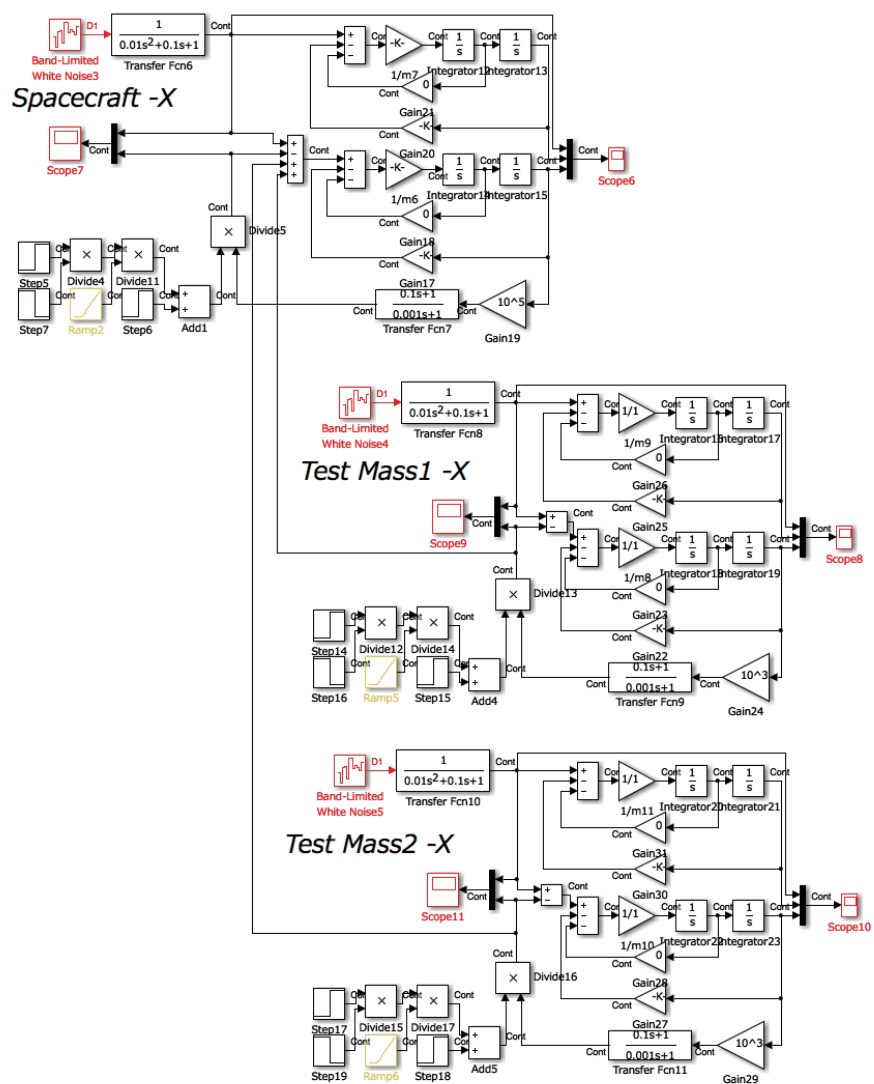


図 2.8: 衛星機体と試験マスの x 方向に関するシミュレーションコードの一部 .

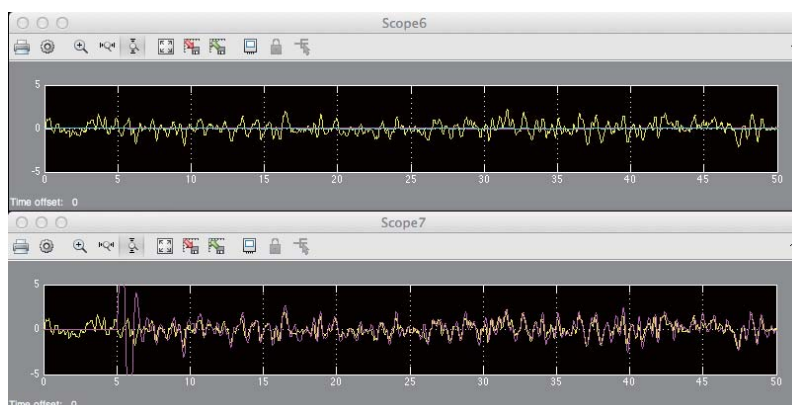


図 2.9: 上記コードのシミュレーション結果．黄色が擾乱信号，青が誤差信号，赤がフィードバック信号を示す．

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．

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

また，大気密度は軌道高度の上昇により指数関数的に減少するので，軌道高度を上げられれば，推薬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3章 ミッションスラスタ

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

3.1 要求・仕様

DPF ミッションスラスタの仕様を表 3.1 に示す。

表 3.1: 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 x 2 台 0.1-10 μN x 8 台
推力精度	0.1 μN
推力ノイズ	0.1 $\mu\text{N}/\text{Hz}$
制御周波数	10Hz
比推力	T.B.D.
重量	< 40 kg
消費電力	< 58W
動作時間	4,300 時間

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

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

- 衛星の姿勢制御に用いられるスラスタ (1-20N 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% ($0.1 \mu\text{N}$) という広いダイナミックレンジにおいてスロットリングできること

- 推力値の精密制御が必要であり，このため，10Hz 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 0.1-10Hz にて高い安定性（低推力ノイズ）が求められること

3.2 構成・ブロック図

DPF ミッションスラスタシステムは，2種類のイオンスラスタユニットと，中和用カソードユニットから構成される．全体構成を図 3.1 に示した．10 μ N クラスの超小型イオンスラスタは 8 基を搭載予定であり，主に宇宙機に作用する外乱トルクを補償する．小型イオンスラスタとしては，きめ細かな推力制御を得意とし衛星搭載実績も豊富な電界放出型イオンスラスタ（FEFP）を採用する．一方，小型イオンスラスタ（100 μ N クラス）はマイクロ波放電式イオンスラスタユニット（ITRH）2 基で構成され，大気抵抗と太陽光圧の 2 つの大きな外乱力を補償する．マイクロ波放電式イオンスラスタユニットは新規開発となるため，TRL の高い小型イオンスラスタのみで最低限のドラッグフリーミッションを遂行できるよう，スラスタユニットの構成と配置が工夫されている．また，これらスラスタユニットに加えて，イオンスラスタ動作時の帯電緩和に有効なカーボンナノチューブ型カソードユニット（FECU）を搭載する．同カソードユニットは，DPF ではオプション機器扱いであるが，将来 DECIGO が深宇宙にて長期間ドラッグフリーフライトをするにあたって必要不可欠な技術である．

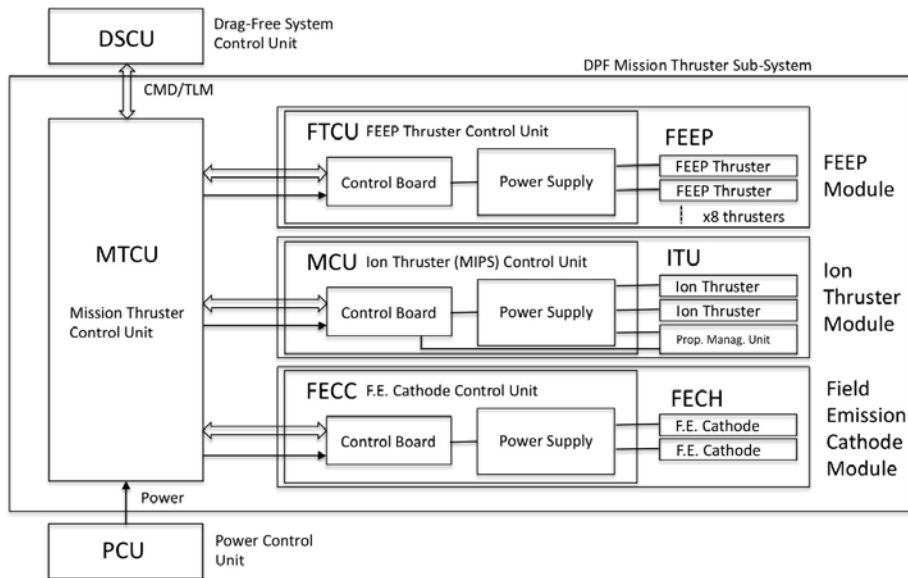


図 3.1: DPF 用マイクロスラスタシステムの全体ブロック図.

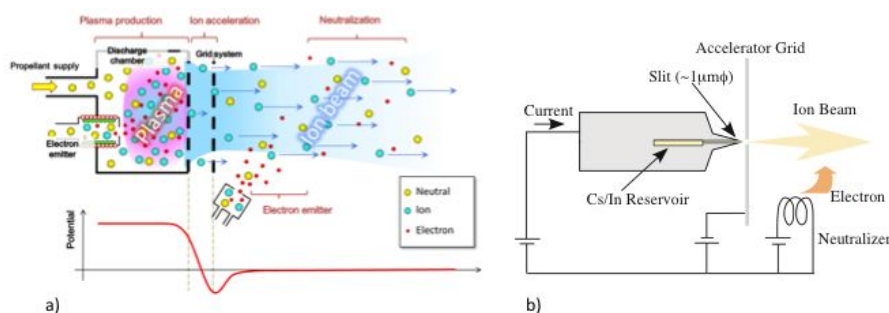


図 3.2: DPF 用マイクロスラスタのコンセプト; a) イオンスラスタ, b) FEEP.

3.2.1 超小型イオンスラスタ (Field Emission 推進、FEEP) ユニット

ガス放電を利用してプラズマを生成し静電加速するイオンスラスタとは別に、固体・液体の微粒子を生成して、それらを帯電させて静電加速させる、Field Emission 推進がある。セシウム Cs やインジウム In といった液体金属の電界放出を利用したイオン源 (FEEP) の原理を図 3.2b) 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 10^9V/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、 1mm の電極間に 10kV 程度の電圧を印加する必要があるが、局所的に強い電界を作るため、針形状の正電極やスリット型の正電極が開発されている。イオンエンジンと同様、電荷を中和するための中和器 (電子源) が必要であるが、高度 500km のプラズマ圏を飛翔する DPF はイオンの捕集能力が高いため、電子源の搭載は不要である。

FEEP システムブロック図を図 3.3 に示した。FEEP 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かねるため、高圧推進剤タンクとバルブ類が不要になる。このため、推進剤タンクは各スラスタと同じ位置に置かれ、後述の Xe イオンスラスタよりシンプルな静電式スラスタシステムとなる。

3.2.2 小型イオンスラスタ (マイクロ波放電式イオンスラスタ) ユニット

イオンスラスタは、図 3.2a) のように推進剤を加熱・電離してプラズマを生成し、主として 2 枚からなる多孔状の電極 (グリッド) 部分での静電加速によりイオンを高速排出することによって推力を得ている。プラズマの生成方式によって直流放電式、高周波放電式、マイクロ波放電式の 3 種に分類され、スクリーングリッド孔を介してプラズマ生成部で発生した正イオンを引出し、スクリーングリッドとアクセルグリッドの電位差によって加速させる。イオンスラスタが正イオンのみを噴射すれば、スラスタを搭載する宇宙機が負電位に帯電してしまうため、静電界によるイオンの引出・加速が不可能となる。これを避けるため、噴射

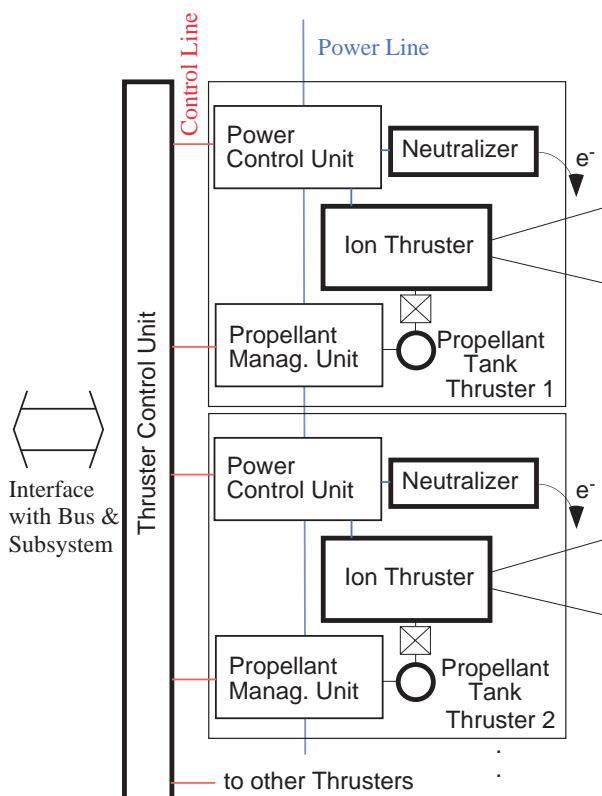


図 3.3: FEEP スラスタシステムブロック図 .

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

小型イオンスラスタを用いた推進システム全体を、小型イオン推進システム (miniature ion propulsion system: MIPS) と称す。MIPS は次の4 ユニットから構成される：イオンスラスタユニット (ion thruster unit: ITU)、電源ユニット (power processing unit: PPU)、推進剤供給ユニット (gas management unit: GMU)、MIPS 制御ユニット (MIPS control unit: MCU)。DECIGO 用 MIPS の構成ブロック図を図 3.4 に示す。

DPF への搭載を想定したイオンスラスタシステムのブロック図を図 3.5 に示した。イオンスラスタヘッド部と中和器、プラズマ生成・イオン加速用の電源ユニット、ならびに推進剤供給系から構成される。ミッションスラスタ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) と協調しながら目標推力値が得られるようにフィードバック制御する。また、スラス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。

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

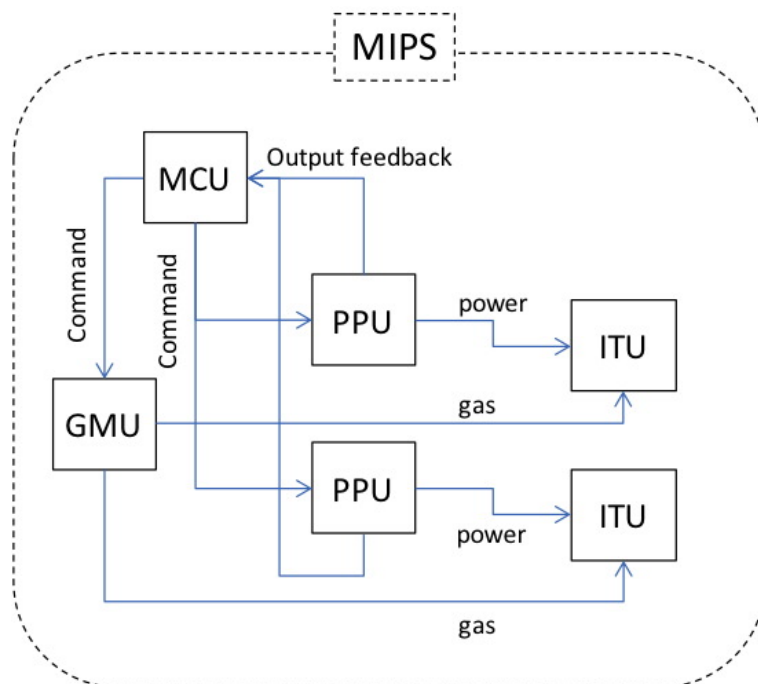


図 3.4: DECIGO 用小型イオン推進システム (MIPS) の構成ブロック図。

イオンスラスタユニットである。電源ユニットおよび推進剤供給ユニットに関しては、技術的な新規課題は少なく開発自体が焦点となる。電源ユニットは、宇宙機から供給された電力を、必要な形（高電圧やマイクロ波）に変換しイオンスラスタユニットに供給する。この変換には必ず損失が伴う。従って、イオン推進システムが宇宙機に要求する電力は、イオンスラスタユニットが必要な電力を各電源のエネルギー変換効率で除した値となる。推進剤供給ユニットは、高圧タンク内（ ~ 8 MPa）の推進剤を適切な流量（ $\sim 30 \mu\text{g/s}$ ）でイオンスラスタユニットに供給する。MIPS 制御ユニット（MCU）は、宇宙機側 OBC）と MIPS の中継的役割を果たす。宇宙機からの全てのコマンドは MCU を介して MIPS に送られる。また、各ユニットからのテレメトリ情報は、MCU に集約され OBC に送られる。現在、小型衛星用に開発中の MIPS の仕様を元に、DECIGO 用 MIPS の仕様を推定した。この結果を表 3.2 に示す。小型衛星用 MIPS と異なる点は以下である。

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

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

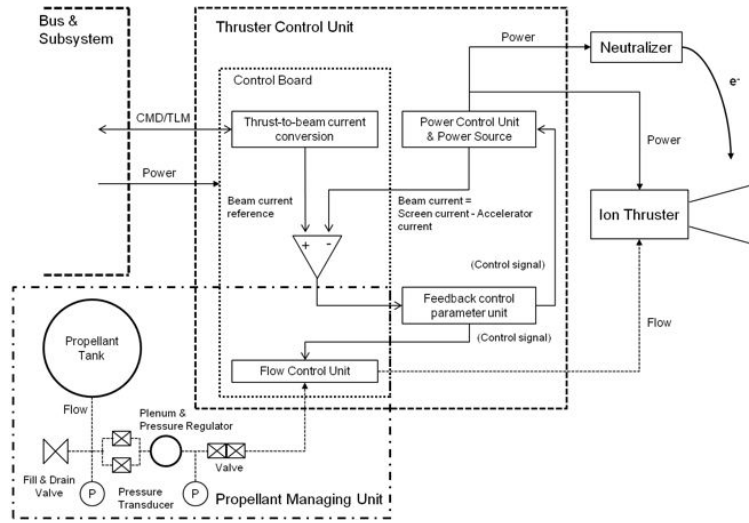


図 3.5: イオンスラスタシステムブロック図 .

表 3.2: DECIGO 用 MIPS の仕様.

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

た．ただし，これらの値は開発に要する時間と費用により大きく変化する．C のガス供給ユニットにおいて，小型衛星用 MIPS では高圧ガス保安法に適合する民生品高圧ガス部品を使用しているため，全システム重量の中でガスタンク重量（1.5 kg）が大きな割合を占める．DECIGO 用 MIPS では，射場における高圧ガスの特別充填を前提にすることにより，特別仕様の軽量タンクが適用可能であり重量削減が見込まれる．小型衛星用 MIPS と DECIGO 用 MIPS の仕様比較を表 3.3 に示す．

3.2.3 カーボンナノチューブ型カソードユニット

イオンスラスタや Field Emission 推進等の静電加速型の電気推進を軌道上で使用する際には、推力発生のために放出される正イオンを電氣的に中和するための電子放出源（中和器）が必要となる。代表的な中和器としては、ホローカソードや高周波放電カソード、フィラメントカソードなどがあるが、電界放出カソード（Field Emission Cathode: FEC）は、これらのカソードと比較して簡素化や低電力化の点で優位となる場合があり、特に小型の電気推進用中和器としての利用が期待されている。図 3.6 に FEC の概念図を示す。FEC の構造は、電子放出材料であるエミッタと引出電極であるゲートの間に電圧を印加するだけの単

表 3.3: 小型衛星用 MIPS と DECIGO 用 MIPS の仕様比較.

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

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

DPF への搭載を想定した FEC システムの仕様 (案) を表 3.4 に示す。FEC は、イオンスラスタおよび Field Emission 推進の中和器としての動作実証を目的として搭載が予定されており、イオンスラスタの正イオンビーム電流の中和に必要な 5 mA 級の電子放出能力を有する。電子の電界放出のために必要な駆動電圧は、BOL で 600 V 以下 (現状技術レベル) だが、長期間の運用によりこの駆動電圧は上昇するため、EOL での上限値を 1000 V と設定する。EOL 時点で 5 mA を放出するために必要な消費電力は約 3.5 W である。イオンスラスタの正イオンビームとのカップリング条件によってはカソード全体を負にバイアスしなければならない可能性があるが、その電力・質量等はここに含んでいない。DPF 搭載を想定した FEC システムのブロック図を図 3.7 に示す。ヘッド部と電源制御部はそれぞれ独立した筐体を持ち、2 台の FEC ヘッドは各々の高電圧電源により駆動される。FEC ヘッド 1 台あたりの放出電子電流は最大で 3 mA であり、2 台を同時動作させることで合計 5 mA 級の電子放出要求を満たす。現状では、電力供給系として +12 V を、信号系として RS422 を想定している。

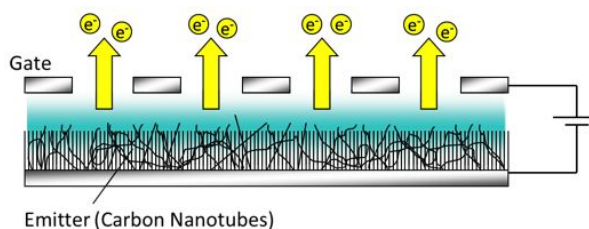


図 3.6: 電界放出カソード (FEC) の概念図.

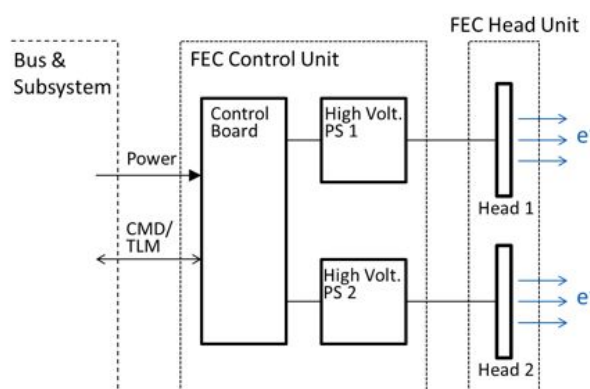


図 3.7: カーボンナノチューブカソードユニットのブロック図.

3.3 開発の現状・技術成熟度

DPF 搭載各ミッションスラスタ等の (仕様および) 研究開発状況を表 3.4 にまとめた。比較のため、各国で開発されている各種スラスタについても掲載している。各スラスタでは推力を電氣的に制御することで DPF で必要な仕様 (推力レベル・推力分解能・推力応答ならびに推力ノイズ要求) を原理的には満たす事ができると考えている。表 3.4 の主要仕様欄では、地上評価実験等で既に確認されている実績値を掲載した。

ARC 社製の 10 μ N クラス FECP (図 3.8a)) は、フライト用スラスタの開発と評価試験が終了しており、高いTRLを誇る。現在は ARC 社の FECP スラスタをベースに DPF 用のシステム設計を JAXA で実施中である。

Xe イオンスラスタについては、「はやぶさ」などで搭載されたスラスタをダウンサイジングする試みが、この数年来、各国で盛んに行われている。国外においては、ESA/NASA が協同して進めている LPF 用スラスタとして μ N-RIT (μ Newton Radio-frequency Ion Thruster)@Germany の搭載が検討されており、ドラッグフリー性能や他のスラスタシステムとの適合性などが評価された。国内でも、マイクロ波放電を主放電室ならびに中和器に用いた 1mN クラスイオンスラスタシステムが開発された [1][2]。東京大学・JAXA と静岡大学のグループでは、DPF 対応のため、図 3.8b) に示された小型イオンスラスタ μ 1 の推力レベルのチューニングおよび評価試験を実施しており、イオンビーム電流計測をもとに推力レベルおよび推力ノイズの評価を実施済みである [3]。小型イオンスラスタ μ 1 の DPF 用スラスタとしての性能を表 3.4、図 3.9 に示した。推力可変範囲および推力ノイズの評価をこれ

表 3.4: 各種ミッションスラスタの比較.

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

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

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

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

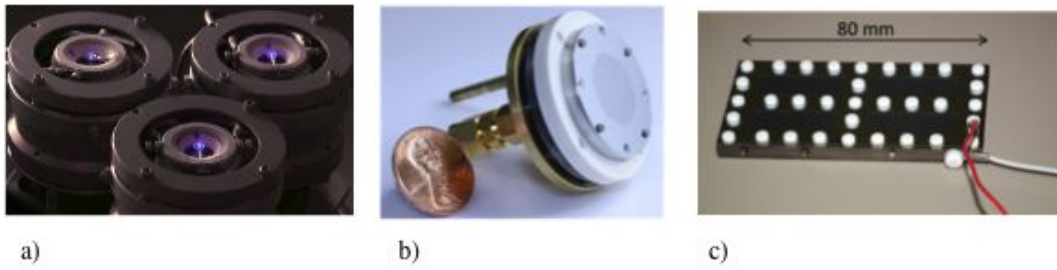


図 3.8: DPF 用スラスタならびにカソード: a) ARC-Sr 社の FEED スラスタ, b) 小型イオンスラスタ実験室モデル, c) 電界放出型カソード実験室モデル .

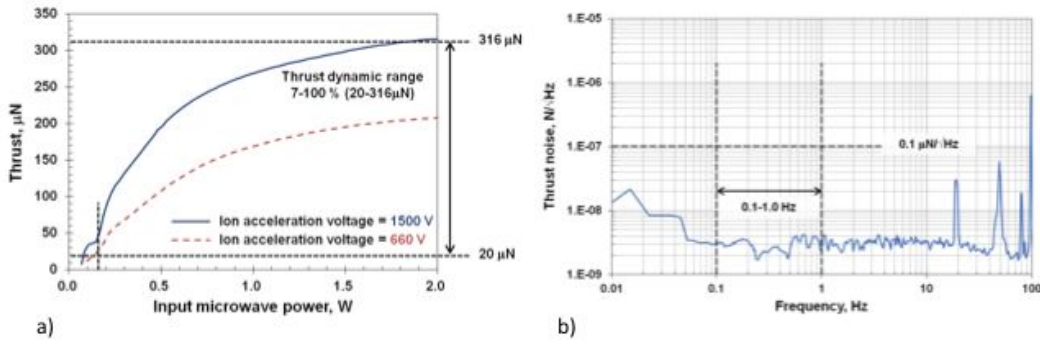


図 3.9: 小型イオンスラスタ $\mu 1$ の実験結果.

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

FEC の研究開発は、導電性テザー (EDT) 推進の軌道上技術実証への適用を主な目的として、JAXA 研究開発本部・未踏技術研究センターにて進められている [4]。2012 年 8 月時点では、ヘッド部および電源制御部ともに実験室モデルの試作・試験が行われており、技術成熟度としては、TRL:3-4 の段階にある。DPF への搭載に関しても、この EDT 用 FEC の技術を適用可能である。表 7.2.4-1 に示した FEC システム仕様 (案) は、上記の実験室モデルの仕様を参考にして設定した。図 3.8c) に、放出電子電流 3 mA 級の FEC ヘッド実験室

モデルを示す [5]。DPF 用システムでは、このヘッドを 2 台搭載する。同ヘッドの電子放出特性の一例と実験回路を図 3.10 に示す。同図で、 J_e は CNT 表面から放出される電子電流を表し、 J_g はそのうちの損失電流としてゲート電極に流入する電子電流を表す。約 550 V の駆動電圧で 3 mA 以上の電子放出が得られており、 J_e と J_g の比率から、この FEC は高い電子引出効率（97%以上）を有することが確認できる。ただしこの実験ではアノード電圧（イオンビーム中和動作ではカップリング電圧に相当）が 500 V で一定であるため、カップリング電圧が小さくなる実際の中和器動作では、ある程度の引出効率低下が見込まれる。図 3.11 には、参考として EDT 技術実証用に現在開発中の 10 mA 級 FEC 用電源制御部の実験室モデルを示した。

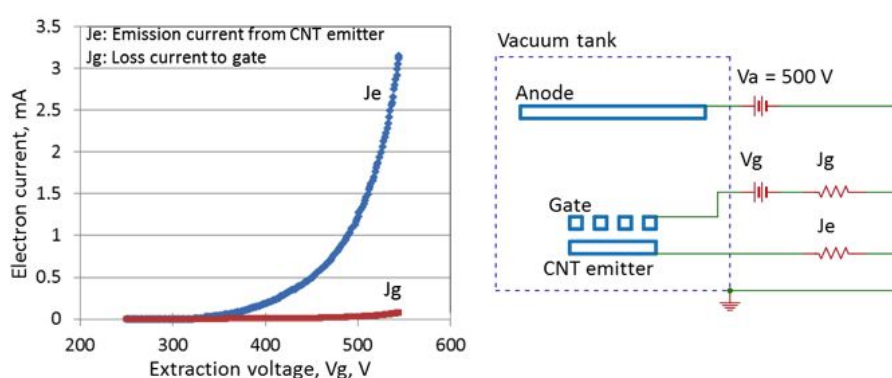


図 3.10: FEC ヘッド実験室モデルの電流電圧特性の一例（左）と実験回路（右）。



図 3.11: FEC 電源制御部の実験室モデル。

3.4 開発項目・トレードオフ

各スラスタにて今後開発の必要な項目を表 3.5 に示した。カソードについては、別途表 3.7 にまとめている。FEED スラスタについては、ARC 社製品を採用することから、DPF 向けのシステム設計が中心であり、直ぐに PFM 設計へ進む事が可能である。DPF ワーキンググループでは、FEED スラスタ 1 基で 100 μN クラスの推力を生成可能な次世代型の FEED スラスタの自主開発も進めているが、現在は実験室モデルの開発と基本的な特性の取得（TRL=2）にとどまっている。一方、イオンスラスタではイオン源と中和器の BBM 試験が順調に進ん

であり、今後は重量・電力等のリソースに配慮しながら推進剤供給系の一層の信頼性設計と軽量化設計に取り組む。イオンスラスタのDPF向けのシステム設計については、EMを設計製作して、スラスタ制御ユニットと共に評価確認する予定である。カソードユニットについては、JAXA調布で順調に開発が進んでいることから、DPF向けの設計チューニングをPFMにて実施する。

表 3.5: ミッションスラスタの技術成熟度と開発項目

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

なお、PFM 設計までには、各スラスタおよびスラスタシステム全系での推力ノイズの直接評価を行う必要がある。このことから、DPF-WG では、微小推力測定スタンドの開発にも取り組んでいる。図 3.12 のスラストスタンドは 0.1 μ N の測定分解能を持ち、制震設計を施すことで、スタンドにて低周波域での推力ノイズ測定感度を確保した上で、2 種類のイオンスラスタの直接推力測定をシステムの QT ならびに AT 段階で行う予定である。



図 3.12: 開発中のスラストスタンド。

次に、各種スラスタシステム選定の際に行ったトレードオフについて、表 3.4 を参照しながら説明する。宇宙機用の小型スラスタ (マイクロスラスタ) についてこれまで数多くの研究開発が実施されてきた [7]。にも関わらず、ドラッグフリーミッションに対応可能な可変推力かつ低推力ノイズ (安定) を実現できたマイクロスラスタは数少ない。表 3.4 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

表 3.6: DPF 用小型イオン推進システム開発の主な技術課題と対策方針.

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

表 3.7: DPF 用 FEC システム開発の主な技術課題と対策方針.

技術課題	対策方針
イオンビーム中和動作の詳細評価	・実験室モデルにてイオンビーム中和実験を実施し、搭載位置やバイアス電源の必要性を評価。この結果を BBM に反映 ・BBM にてイオンビーム中和のための FEC 制御手法を評価
要求寿命（500 km-SSO で、ミッション期間 1 年、動作 4300 時間）の確保と評価	・原子状酸素による CNT の劣化低減のため、FEC ヘッドは衛星 RAM 面以外に配置 ・実験室モデルにて原子状酸素照射試験を実施し、劣化特性を評価 ・実験室モデルおよび BBM にて長時間試験を実施し、軌道上環境との等価性を考慮して寿命を評価
コンタミネーション（微小フレック）による電極間短絡の防止	・高電圧・短ギャップ構造を持つイオンエンジン等の実績から、特に対策はしない方針 ・コンタミネーション環境の調査を継続し、必要に応じて BBM または EM にて搭載ヘッド冗長化等の対応を検討

長所と短所をあわせ持つ。例えば、FEED スラスタは低推力において可変推力を高速に制御することに優れているが、100 μ N クラスの推力を提供するには 10 スラスタ程度へとクラス化する必要がある。逆に、イオンスラスタでは、0.1~1mN と大きな推力レンジで高比推力を容易に達成できるが、~0.1 μ N の低推力の制御が難しい。こうした理由から、超微小推力を FEED スラスタで、そして、大推力をイオンスラスタで担当することで、高比推力かつ推力分解能に優れたシステムを構築できることが理解できる。

各スラスタの I_{sp} の比較を図 3.13 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 1.5kg 程度の推進剤が必要となり、タンクとバルブで最低 5-6kg の重量リソースが必要となる [8]。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、FEED や Xe イオンエンジンでは、 I_{sp} =1000 秒程度が可能であり、3000 時間の連続動作を想定しても必要な推進剤重量は 100g 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 1kg 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 3.4 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、重量ならびに電力リソースについては、今後 EM の設計製作を経て、スラスタシステムリソース要求（40kg/58W）を満たすよう、最適化が必要である。

DPF 用 FEC システムの開発にあたっては、イオンビーム中和動作の検証や耐久性評価等のいくつかの技術課題がある。主な技術課題と対策方針を表 3.7 にまとめた。宇宙での利用

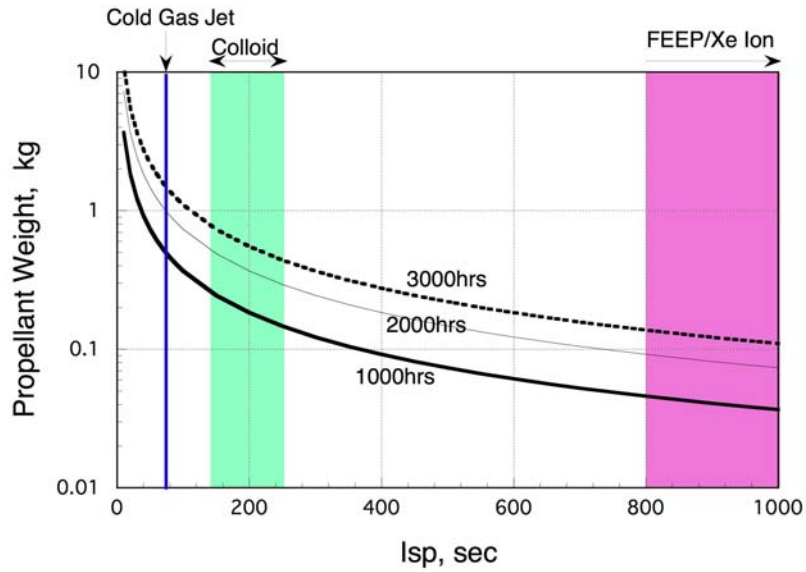


図 3.13: 各スラスタシステムの Isp vs. 推進剤重量の予測.

を目的とした FEC の研究開発は米国を中心に各国で進められているが、実用化に最も近いものは、CNT を電子放出材料とする米国 BUSEK 社の FEC である。同 FEC のフライト品開発はほぼ完了していると考えられ、ESA/NASA プロジェクトとして 2014 年に打ち上げ予定の LISA Pathfinder 用 FEEP / コロイドスラスタの中和器として、最大放出電子電流 1 mA 級の FEC 搭載が計画されている。

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、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 [10]。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。

参考文献

- [1] Y. Nakayama, I. Funaki, H. Kuninaka, Sub-Milli-Newton Class Miniature Microwave Ion Thruster, *Journal of Propulsion and Power* 23 (2007) 495.
- [2] H. Koizumi and H. Kuninaka, Development of a Miniature Microwave Discharge Ion Thruster Driven by 1 W Microwave Power, *Journal of Propulsion and Power*, 26 (2010) 601.
- [3] T. Izumi, H. Koizumi, H. Kuninaka, Y. Yamagiwa, Performance of Miniature Microwave Discharge Ion Thruster for Drag-free Control, AIAA-2012-4022, *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July-Aug. 2012
- [4] Y. Ohkawa, S. Kawamoto, et al., Electrodynamic Tether Propulsion for Orbital Debris Deorbit, *The Journal of Space Technology and Science*, 26 (2012).
- [5] Y. Ohkawa, S. Kitamura, et al., A Carbon Nanotube Field Emission Cathode for Electrodynamic Tether Systems, 32nd Int. Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-213, 2011.
- [6] V. Hruby, 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.
- [7] M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Micropropulsion for Small Spacecraft, *Progress in Astronautics and Aeronautics Series*, 187 (2000).
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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.