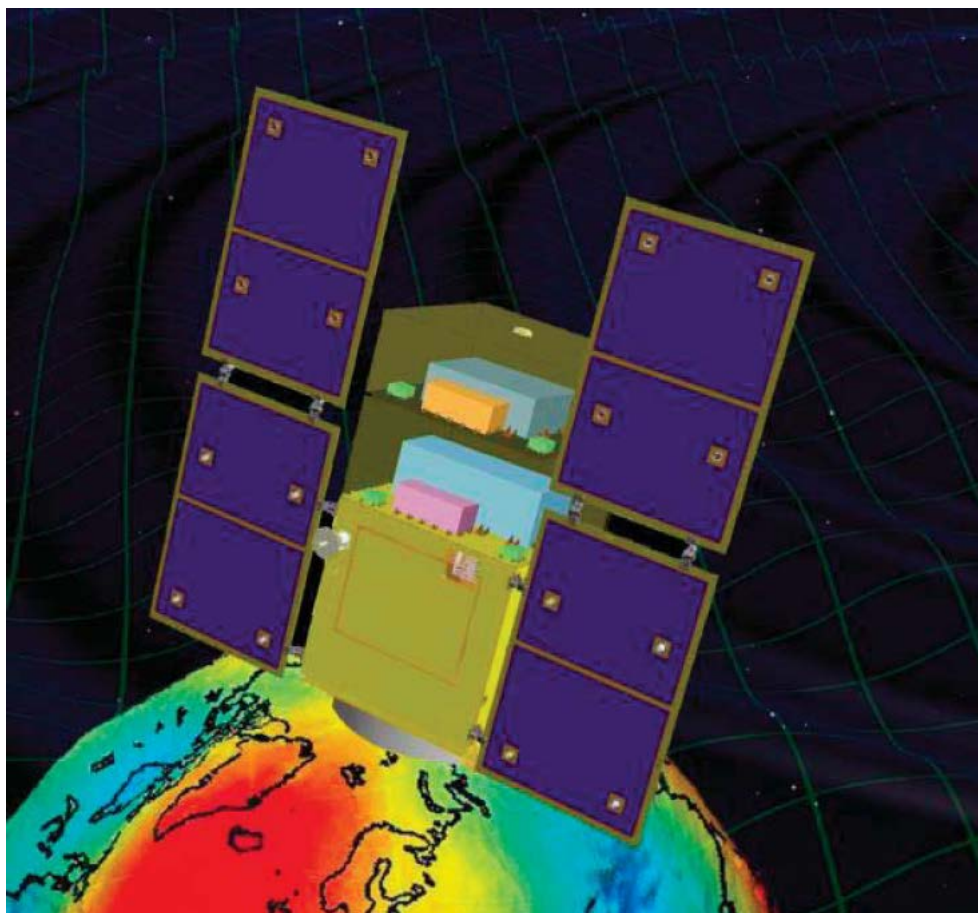


小型重力波観測衛星

DECIGO パスファインダー (DPF)

—システムズエンジニアリング・プロジェクトマネジメント

計画書 (SEMP) ドラフト—



DECIGO パスファインダーワーキンググループ

2014 年 2 月

目 次

1 本書の目的	1-3
2 関連文章	2-3
3 技術活動に関する基本方針	3-3
3.1 システムの基本方針	3-3
3.2 信頼性の基本方針.....	3-3
3.3 開発検証の基本方針	3-4
3.4 技術変更に関する基本方針.....	3-5
3.5 開発に用いる設計標準	3-5
4 ライフサイクルと審査	4-6
4.1 システム定義審査 (SDR) 【フェーズ A: 計画決定フェーズ】.....	4-6
4.2 プロジェクト移行審査 【フェーズ A: 計画決定フェーズ】.....	4-6
4.3 基本設計審査 (PDR) 【フェーズ B: 基本設計フェーズ】.....	4-6
4.4 詳細設計審査 (CDR) 【フェーズ C: 詳細設計フェーズ】.....	4-6
4.5 開発完了審査 【フェーズ D: 製作・試験フェーズ】	4-6
4.6 打上げ準備完了審査 (LRR)	4-7
4.7 定常運用終了審査.....	4-7
4.8 ミッション終了審査	4-7
5 各段階における SE プロセス実施方針	5-7

1 本書の目的

本文章の目的は、小型重力波観測衛星 DECIGO Pathfinder (以下「DPF」という)プロジェクトに関係するメンバー(ISAS 担当者、関連本部担当者、大学・研究機関の担当者、メーカー技術者等)が共通の認識に立って技術活動を遂行できるように、あらかじめ、開発に関する技術マネジメント計画を立案し、明確化することである。

2 関連文章

次の文書は本計画書の定める範囲において、本計画書の一部をなすものとし、ミッション提案時の最新版を適用する。

Systems Engineering Handbook NASA/SP-2007-6105

3 技術活動に関する基本方針

3.1 システムの基本方針

DPF 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最大限標準構成を保った構成で使用する。技術的な確認が必要な機器やサブシステムのみ開発モデルの製造試験とし、既存の機器や技術の流用にて見通しのあるものや、メーカーにて検証済みの機器や技術はフライトモデルのみの製造とする。また構造モデルについては、開発試験に使用したものを改修しフライトモデルとして流用することを妨げないものとする。

3.2 信頼性設計の基本方針

DPF の目標寿命は 1 年とする。

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し部分的な民生部品の使用も認める方針である。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。ミッションスラスタは、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。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、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。

3.3 開発検証の基本方針

3.3.1 バス部開発検証基本方針

バス部の標準機器/標準構体からの変更として以下の点を考慮している。

- (1) SAP はヨーク付き 2 枚パネル固定翼
SPRINT-A 形状のままでは展開後の太陽電池セル面が+z(小型標準 body 座標)方向を向くため、固定翼としては適合しないため、新規にヨーク、ヒンジを標準パネルの長辺につけ、横方向に折りたたむ固定翼とする。
ソーラーセルパネルは標準品となるが、ヨーク、展開角度(ヒンジ)が新規となる。
- (2) RW は搭載しない。
- (3) 標準の IRU はローターを有し外乱要因となるため、可動部を持たない FOG や MEMS のような慣性センサに置き換える。
代替のセンサの選定、調達については今後の検討とする。本新規慣性センサに対応する ACIM は新規開発となり、BBM、PFM の開発とする。
BBM は機器開発上のプロセスとして必要となるほか、姿勢制御系の試験のための試験装置として組み込む必要があるため必須となる。
- (4) バス側の推進系は、COLD ガスの推進系であり、ETS-7 のターゲットに搭載したタンク、スラスタを搭載する。
搭載場所は、ASNARO のタンク、スラスタと同じ場所に搭載する。タンクは極支持であり、構体インタフェースは新規となる。質量も異なるため推薬、充填に関わる地上装置については今回の検討には含まない。
- (5) AOCIP は SPRINT-A に合わせ、オプションの冗長系を追加し、2 台構成とした。
- (6) X バンド通信系はバスには含めていない。
- (7) GPSR はミッションだけで閉じる処理にのみ使われるとの前提で、衛星バス側には搭載しない前提とした。
- (8) S バンドのアンテナは搭載位置、方向を変更し、SANT-A, B は標準では HYB 結合であるが、null を避けるためスイッチに変更した。
- (9) 姿勢制御系サブシステム設計、ソフトは DPF 固有の部分を解析し、作り込み検証する必要がある。
- (10) サンプルゼンスセンサ、MTQ、地磁場センサは搭載しない前提。対応する ACIM も省略する。
- (11) バス構体としては、補強等の変更はなく、MTM は不必要との前提。
- (12) 熱的には放熱の困難さがあり、放熱税を OSR に変更することを前提とする。
- (13) バス系の TTM は不必要であるとの前提。

要求条件(PSD 等)を衛星の個々の HW スペックに落とすところの調整、ミッションが成立することの検証方法がまだ明確に理解できていないこともあり、基本設計に通常の科学衛星なみのシステム設計が必要との前提。

3.3.2 ミッション部構体開発検証基本方針

- (1) ミッション部構体は、高さ 65~100cm の構体とする。
- (2) パネル構造様式を採用し、バス構体と同規模とする。
- (3) 構体としては非破壊の MTM および、AT としてのミッションモジュール全体での機械環境試験を実施することを前提とする。
- (4) 熱的には TTM を行うことを前提とする。

3.3.3 特殊インテグレーション試験

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

定化電源部、ドラッグフリー制御に用いるミッションスラスタ部、それらの機器と衛星バスの間をつなぐ信号処理部、電源・温度制御部で構成される。これらは、バスと同様のパネル構造様式のミッション構体に搭載される。各コンポーネントは、SpaceWire インタ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 で結ばれる。システム試験ではこれらの機器がインテグレーションされた状態で、動作機能の確認を実施する。

フライト品の試験は各コンポーネント単位で単体機能試験を十分に行った後、ミッション部全体での性能評価試験、環境試験を行う。試験マスの非接触保持等、無重力下でないとも機能性能が確認出来ない項目に関しては、サブシステムモジュール単位で十分な評価試験を行っておく必要がある。サブシステムとしては、特に以下の点に関して配慮した試験を計画する。

- ・試験マスハウジングの無重力状態での動作
- ・スラスタ雑音の評価
- ・搭載機器の擾乱管理

3.4 技術変更に関する基本方針

DPF の開発においては、ミッション・システム要求から導かれる衛星システムへの要求とその要求を満足する衛星システムの仕様が記述されるコンフィギュレーション識別文書一覧を表 1 に示す。設計会議によってそれを維持改定する。

コンフィギュレーション識別文書の改訂が必要になった場合、プロジェクトマネージャ及び技術部門による変更内容の確認後、プロジェクト管理部門は、原本を保管すると共に、変更を関係部門に通知する。技術部門はこれを受け、コンフィギュレーション管理委員会(以下「CCB」という)にて審査を受けた技術変更通知(以下「ECO」という)にて該当技術指示文書を改版する。

技術指示文書は、ECO を作成し CCB を実施して変更する。変更指示を受けた生産部門は、ECO に基づいて作業を行い、品質記録(製造手順書または履歴表)に当該 ECO 番号ならびに作業実施日を記録する。

この考え方にしたがって、コンフィギュレーション管理計画を策定する。

表 1 コンフィギュレーション識別文書一覧表

No.	文書名
1	衛星システム開発仕様書
2	テレメトリ・コマンド設計基準書
3	電気設計基準書
4	機械設計基準書
5	熱設計基準書
6	耐環境設計基準書
7	電磁適合性設計基準書

3.5 開発に用いる設計標準

小型科学衛星標準バス、標準化レベル IV の電気設計、熱設計、構造設計や、環境条件等に関する技術標準を、プロジェクトの設計基準として制定する。また、この上位文書として、JAXA 設計標準文書を活用する。

4 ライフサイクルと審査

本プロジェクトでは以下の審査を実施する。

4.1 システム定義審査 (SDR) 【フェーズ A: 計画決定フェーズ】

システム仕様の妥当性、検証計画の妥当性、基本設計フェーズに向けた技術的準備状況およびプロジェクト移行に向けた体制・計画の準備が完了していることを確認する。研究所レベルの審査として実施する。本文書は、SDR の審査対象であり、SDR をへて、正式に制定される。

4.2 プロジェクト移行審査 【フェーズ A: 計画決定フェーズ】

定義されたミッションに対し、プロジェクト計画(プロジェクト目標、プロジェクト範囲、体制、スケジュール、人的・資金的リソース等)の妥当性およびプロジェクトリスクの識別・対処方策の妥当性等について JAXA の経営的視点から審査する。審査の結果は理事会議に報告され、プロジェクトへの移行可否が判断される。

4.3 基本設計審査 (PDR) 【フェーズ B: 基本設計フェーズ】

基本設計結果についての自己点検結果をもとに、以下の事項を審査し、次フェーズの詳細設計フェーズへの移行可否を判断する。審査は研究所レベルで行う。

- (1) ミッション要求の有効性(現時点でも意義があること)・妥当性
- (2) システム仕様設定、サブシステム/コンポーネントへの仕様配分・設定の妥当性
- (3) ミッション要求からシステム仕様を経て設計結果に至るまでの一貫した整合性・実現性
- (4) 検証計画の妥当性
- (5) 開発計画(MTM/TTM 製作・試験計画を含む)の妥当性
- (6) 詳細設計フェーズにおいて、製作・試験する MTM/TTM および EM の設計の妥当性
- (7) リスク認識/リスク管理の妥当性

4.4 詳細設計審査 (CDR) 【フェーズ C: 詳細設計フェーズ】

MTM/TTM 試験、EM 品の試験等の結果に基づいて詳細設計結果の自己点検を行い、その結果をもとに、以下の事項を審査し、次フェーズのプロトタイプモデル(PFM)/FM の製作・試験フェーズへの移行可否を判断する。審査は研究所レベルで行う。

- (1) ミッション要求の有効性(現時点でも意義があること)・妥当性
- (2) システム仕様設定、サブシステム/コンポーネントの設計結果の妥当性
- (3) ミッション要求からシステム仕様を経て設計結果に至るまでの一貫した整合性・実現性
- (4) FM の製造工程、試験条件、検査条件の設定が妥当であり、これらを規定する各種文書、製造図面が確定していること
- (5) 試験および運用のための地上系の設計の妥当性
- (6) 検証計画の妥当性
- (7) リスク認識/リスク管理の妥当性

4.5 開発完了審査 【フェーズ D: 製作・試験フェーズ】

FM(または認定用開発品等)の製造工程、試験、検査の結果に基づき、以下の事項を審査し、打上げを含む運用フェーズへの移行可否を判断する。審査は 研究所レベルで行う。

- (1) ミッション要求からシステムの検証結果に至る一貫性
- (2) 製作・試験フェーズまでに識別された技術リスクおよび発生した諸事項の処置の妥当性

4.6 打上げ準備完了審査 (LRR)

打上げ隊レベルで、打上げ整備作業の実施結果に基づき、打上げ整備作業で識別された技術リスクおよび発生した諸事項の処置の妥当性を審査し、打上げカウントダウン作業への移行可否および科学衛星にあつては定常運用フェーズへの移行可否を判断する。

4.7 定常運用終了審査

(工学的・理学的)科学的成果について、宇宙理学委員会・工学委員会による審査を受ける。これは、多くの場合運用期間延長審査を受ける。

マネジメントの観点から、JAXA の経営レベルの審査も別途実施される。

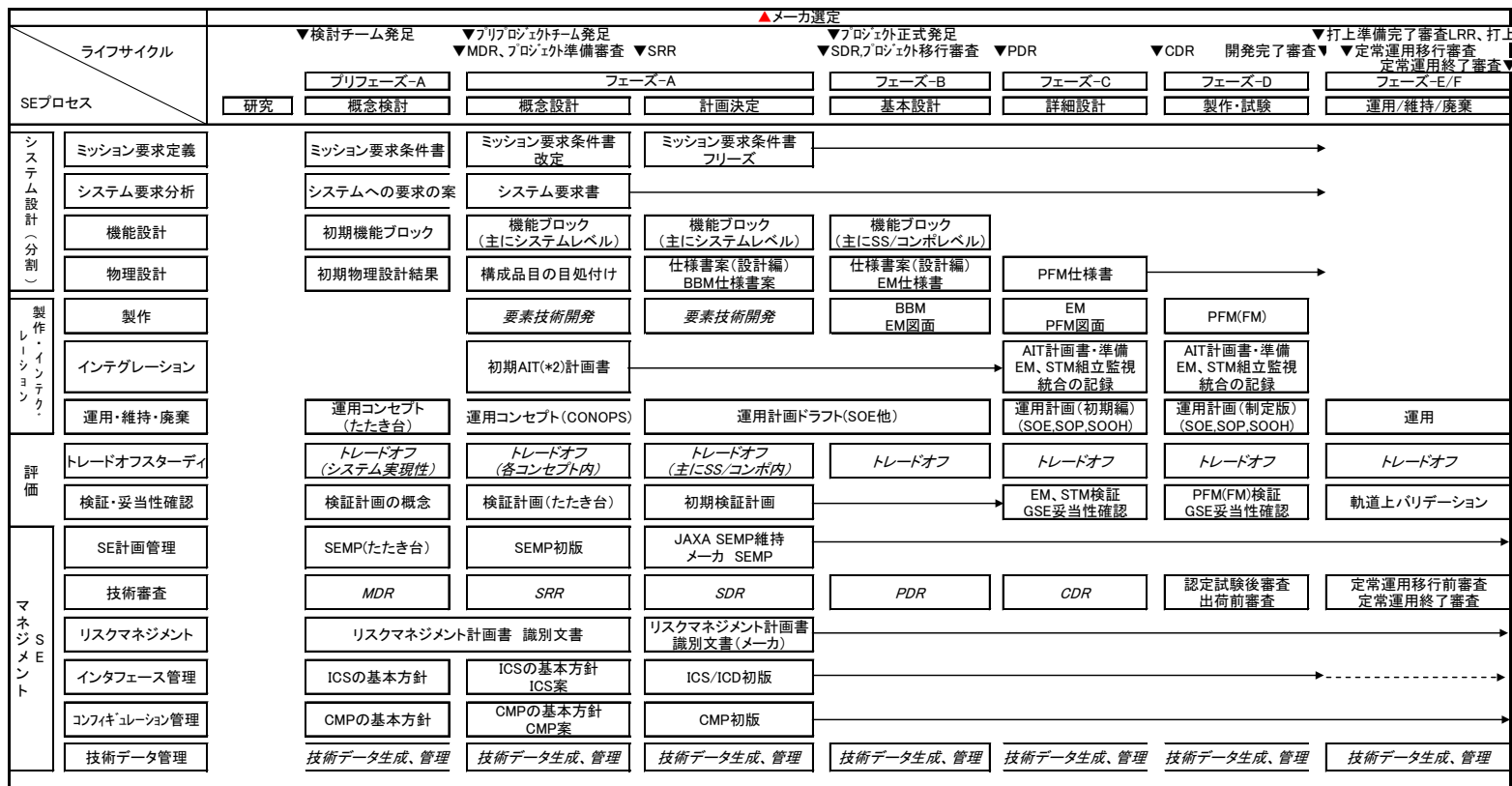
4.8 ミッション終了審査

(工学的・理学的)科学的成果について、宇宙理学委員会・工学委員会による審査を受ける。

宇宙開発委員会による審査も別途実施される。

5 各段階における SE プロセス実施方針

SEMP の目的は全ライフサイクルにわたる SE プロセスの具体的な計画を示すことにより、計画初期から終盤までを見通し、各フェーズでの実施項目・マイルストーンをプロジェクト関係者で共有することである。図 1 にプロジェクトのライフサイクル(各フェーズ)とアウトプット例について示す。



注) ①CMPはコンフィギュレーション管理計画を記す。
 ②SSR: System Requirement Review、SDR: System Definition Review
 ③→は維持改定を記す。

図 1 衛星開発活動のアウトプット例