

第二章 技術に関する事業

A 小型化等による先進的宇宙システムの 研究開発

一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構
日本電気株式会社

A-1 事業の目的・政策的位置付け

A-1-1 事業の目的

我が国宇宙産業は、宇宙機器産業から利用サービス、ユーザー産業群まで含めると、総額7兆円を超える一大産業となっているが、これまでの我が国宇宙システムの商業受注実績はごくわずかであり、国際競争力は十分でない。また、衛星等の部品やコンポーネントについては、我が国企業も技術的ポテンシャルを有するものの、宇宙実証の機会が少ないことから、国際競争力のある分野はごく限定的である。

我が国宇宙産業の国際競争力が十分でない原因は、従来の衛星の設計思想が大型で新規開発を追及するあまり、商業需要に応えるために最も重要な実績作りや低コスト化・短納期化を疎かにしてきた結果、性能とコストが見合わないことである。これを克服するには、世界の潮流である衛星の小型化により、大型衛星に性能が劣らないで、低コスト化・短納期化を実現することが重要となる。

本事業は、高性能な小型衛星を短期間に低コストで実現するための新たな衛星システム開発アーキテクチャ(設計思想)を確立するとともに、これら設計思想や中小企業等の優れた民生技術を導入し、大型衛星に劣らない機能を維持しつつ、低コスト、短納期を実現する高性能小型衛星の開発技術を獲得することを目的としており、これが達成されれば、我が国宇宙産業の国際競争力が強化され、国際衛星市場への参入(国際産業協力、ODA案件形成)、政府衛星の計画的かつ効率的な開発・調達(科学衛星等への活用、先端民生部品・技術の実証機会の提供)、新たな衛星システム運用への展開(複数機運用による広域観測や高頻度観測等)等の実現が期待される。

A-1-2 政策的位置付け

関連する閣議決定等における位置づけを以下に示す。

- 宇宙基本計画(平成21年6月宇宙開発戦略本部決定)第3章 1(1)A ②より抜粋
アジア地域の高頻度・高分解能での観測を目指して、光学、レーダセンサについて高分解能の性能を低コストで実現する戦略的な小型衛星(ASNARO(仮称))について、民間とのパートナーシップも想定した人工衛星の研究開発を進め、まず光学センサを搭載した小型光学実証機を打ち上げ、技術実証を推進する

- 日 ASEAN 首脳会合議長声明(平成23年11月18日)抜粋

The ASEAN leaders appreciated the progress of establishment of the “Disaster Management Network for the ASEAN Region”, which Japan had proposed on the occasion of the ASEAN-Japan Foreign Ministers’ Meeting in July 2011.

ASEAN and Japan leaders, reaffirmed our determination to continue exploring effective use of science and technology such as satellite system as well as jointly developing the regional network for disaster preparedness and disaster relief with AHA Centre in the hub through the “Disaster Management Network for the ASEAN Region.”

- 宇宙基本計画(平成25年1月宇宙開発戦略本部決定)3-1 B(4) ②より抜粋

具体的には、我が国衛星技術の強みをいかした「ASEAN防災ネットワーク構築構想」に賛同するアジア各国と共同でリモートセンシング衛星のコンステレーションを整備し、我が国のみならずアジア全体でのリモートセンシング衛星の利用拡大を図る。本コンステレーションの整備に当たっては、現在開発中のASNARO1、2等も含める方

向で検討する。

○新宇宙基本計画(平成 27 年 1 月宇宙開発戦略本部決定)4(2)①ii)より抜粋

現在開発中の災害予防・対応、地球環境観測や資源探査のための取組を着実に進める。今後、上記以外の新たなリモートセンシング衛星の開発及びセンサ技術の高度化に当たっては、我が国の技術的優位や、学術・ユーザーコミュニティからの要望、国際協力、外交戦略上の位置づけ等の観点を踏まえ、地球規模課題の解決や国民生活の向上への貢献など、出口が明確なものについて優先的に進める。

この他にも、平成 22 年 6 月 1 日にとりまとめられた産業構造ビジョン、新成長戦略(平成 22 年 6 月 18 日閣議決定)、宇宙分野における重点施策(平成 22 年 5 月 25 日宇宙開発戦略本部決定)等においても同様の記載があり、我が国の小型化技術を活用した小型衛星により高頻度な観測を可能とする地球観測衛星網を整備・運用することが重要であり、ベトナムをはじめとした ASEAN 防災ネットワークを構築しリアルタイムの衛星画像提供市場の創出を目指す。

A-1-3 国の関与の必要性

宇宙システムは、一般的に極限環境下で極めて高い信頼性が求められ、その研究開発や宇宙実証には多額の費用を要すること、また、我が国宇宙産業は欧米と比べ官需依存度が高いこと等から、リスクが高く、かつ、直接利益に結びつかない衛星の研究開発や宇宙実証を民間企業のみで実施することは困難であることから、我が国が有する民生技術の強みを最大限活用するとともに、政府による衛星・ロケット等の計画的な開発・調達を通じて、我が国宇宙産業の国際競争力の強化に必要なこれら研究開発や宇宙実証の機会を提供することが必要不可欠である。特に、衛星の小型化、低コスト化、短納期化を実現するための新たな設計思想を確立するためには、実際にその設計思想に基づき、衛星の試作機を開発・試験し、軌道上実証を行うことが必要不可欠であるため、政府による研究開発事業の実施が必要となる。

A-2 研究開発目標

A-2-1 研究開発目標

本プロジェクトは、国際競争力の強化のため、我が国の強みである民生部品及び民生技術等を適用した高機能、低コスト、短納期な、小型化等による先進的宇宙システムの開発技術を確立することを目的とする。

世界市場へ我が国の産業界による高機能、低コスト、短納期小型衛星の早期展開の実現を目指して、我が国の宇宙関係機関、企業、大学等の技術を集結し、小型化等による高機能、低コスト、短納期に資する先進的宇宙システムのアーキテクチャを構築するとともに、小型衛星の技術開発を通して、すぐに作れてすぐ使える即応型宇宙システム技術の構築を行う。これらの成果は、我が国の産業界に公開し共有することにより、宇宙産業の活性化、裾野の拡大、国際競争力強化を図る。

衛星バスは、広範なミッションへの対応の他、機能の増設、性能向上等が可能な拡張性を持たせる。また、搭載ミッションは、地上分解能(GSD:Ground Sampling Distance 光学センサの一画素の大きさ)0.5m 未満(軌道高度 500km、パンクロマチック<広帯域スペクトラムによる高分解能白黒画像>)を目標とする可視光地球観測センサの開発を行う。これにより、諸外国の最先端技術に比肩する、バス質量 300kg 程度以下の小型地球観測衛星の開発技術を獲得する。

平成 20 年度から平成 22 年度までは独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(当時。現在、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(以下、NEDO という)の委託を受け「小型化等による先進的宇宙システムの研究開発」(衛星名としては以下、ASNARO: <Advanced Satellite with New System ARchitecture for Observation> という)として、日本電気株式会社(以下、NEC という)と財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(当時。現在、一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構。以下、「機構」という)にて研究開発を行なった。平成 23 年度より経済産業省に全面的に移管し、経済産業省が別途委託する「可搬統合型小型地上システムの研究開発」の委託事業者である株式会社パスコ(以下、「パスコ」という)と連携・協力し小型衛星でも最新の市場の需要にこたえることのできる衛星システムを目指し、地上・宇宙総合システムの開発を行った。

A-2-2 全体の目標設定

表 A-2-2-1 全体の目標

項目	目標・指標	設定理由・根拠等
総合システム	地上・宇宙総合システムとしての開発を行う。	METI 事業として地上系(可搬統合型小型地上システムの研究開発)との整合をはかり、付加価値の高い地上・宇宙総合システムを実現する必要がある。
新しい仕組み	先進的宇宙システムのアーキテクチャを構築する。	従来からの宇宙産業だけではなく、中小企業や新規参入企業を含めた業界全体を活性化することで国際競争力を強化する必要がある。
短納期の仕組み	再製造の場合に 2 年間で製造・試験実施を可能とする。	2 年間で製造試験ができることで国際競争力強化可能を確保できる。
自動自律運用	人間の判断無しで 1 週間以上のバスの自動自律運用を実現する。	省力化による運用費用削減が可能になる。
小型衛星バス	バス質量 300kg 程度以下の小型地球観測衛星を開発する。	小型衛星バスとして各種ミッション機器に対応しやすい規模(適切な電力と姿勢制御可能)として 300kg のバス質量を設定した。
高性能光学センサ	地上分解能(GSD)0.5m 未満(軌道高度 500km、パンクロマチック)を目標とする可視光地球観測センサを開発する。	諸外国の中型大型の先進光学観測衛星に比肩する性能をもつことで、国際競争力を確保する必要がある。
宇宙実証	軌道上実証を実現する。	軌道上実証により実績と信頼性評価が得られ、競争力が強化される。

A-2-3 個別要素技術の目標設定

表 A-2-3-1 個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標	設定理由・根拠等
(1) 先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立		
ネットワーク導入	・オープンアーキテクチャの採用により、衛星バスのプロトコル、サブシステム、機器間等のインタフェースの標準化を推進する。 ・スペースワイヤ(SpW)試験センタを実現する。	インタフェースの標準化・機器接続の共通化を促進することで、機器の低コスト化・高信頼性化、試験期間の短縮、新規企業参入の容易化が実現できる。
熱構造電気インタフェース基準の設定	搭載機器インタフェース仕様を衛星システム/衛星機器メーカー固有のものでなく標準化する。	宇宙分野への国内中小企業や新規参入企業の機器の参入障壁を減らし、宇宙産業の規模の拡大が実現できる。
民生部品採用基準の設定	使用される軌道での宇宙環境、運用年数を考慮した評価を実施出来るようにスクリーニング試験項目や試験条件等の基準を策定する。	宇宙環境を事前に印加することにより、宇宙での活用可否を評価する。
民生機器採用方針設定	民生部品や技術を使用している機器について、スクリーニング試験や耐放射線性の試験方法の方針を設定する。	最先端技術を宇宙で活用することで、低価格、高機能化を実現することが可能になる。
民生品利用における信頼性/信頼度の考え方	小型衛星に適用可能な信頼性保証手法を確立する。	従来の衛星開発で実施された信頼性保証手法では民生品を使う小型衛星では直接適用できないため、対応が有効である。
試験検証の考え方	開発着手 2 年で組み立て試験が完了する仕組みとしての試験検証を確立する。	低コスト・短工期の衛星バス製造を実現するためには、従来とは異なる考え方が必要である。
自動自律化による運用の省力化	衛星運用システム全体から見た自動化・自律化能力の向上を実現する。	省力化・効率化を実現し、コストダウンを図るためには自動化・自律化が有効である。
ネットワークによるどこでも運用	場所に依存しない運用形態の構想検討を行う。	地理的に分散した人員が、ネットワークを利用して衛星情報にアクセスしてミッションを運用することで、柔軟な衛星運用が可能になる。
(2) 標準的小型衛星バスの開発		

要素技術	目標・指標	設定理由・根拠等
① 衛星システム及び衛星バスの開発	質量 300kg 以下の小型衛星バスの低コスト・短期開発を実現する。	JAXA との共同研究にて効率的な開発を実施する。
ア、衛星システム及び衛星バス設計	衛星システム(システム性能、機器配置、全体コンフィギュレーション、質量配分、電力配分等)およびバス設計(構成、ネットワーク構成、熱/構造設計等)を実施する。	質量 300kg の小型衛星バスおよびシステムの設計を具体化する必要がある。
イ、衛星バス製造・試験	衛星バスの構成要素(コンポーネント、バス構造部/電気部)の製造および試験を実施する。全機器の製造試験を実施する。	設計した衛星バスを製造し、試験を実施する必要がある。
ウ、衛星システム総合試験	システム総合試験の実施を打ち上げ前に実施する。	軌道上評価前に地上で可能な限りの事前評価することは有効である。
エ、衛星データベースの整備	衛星運用時に適用する衛星データベースを構築する。	テレメトリデータを意味のある工学値に変換するためには不可欠である。
② システム解析	宇宙実証の解析により事後確認を実施する。	システム解析を行い設計、試験結果の妥当性を検証する。
③ 運用性向上	撮像性能、運用性に優れた機能・方式を実現する。	ハードウェアの追加なしに、運用性を向上させることは、衛星の競争力強化のために有効である。
(3)搭載ミッション機器の開発		
① 光学センサ設計	高度 500km から分解能(GSD) 0.5m未満を実現する光学センサを実現し実証する。	衛星の国際競争力強化のためには、海外の大型衛星に比肩する性能を目標にする必要がある。
② 光学センサ用 LSI 設計・試作・実装	光学センサ系 SOI(Silicon On Insulator) 製造プロセスを使用した光学センサ用 LSI を実装する。	宇宙環境における信頼性確保のために有効である。
③ 直接伝送系設計	800Mbps の高速画像伝送を可能にする直接伝送系を実現する。実用化のための符号化も実装する。	実用衛星として国際競争力を持たせるためには、高速データ伝送と符号化が必要である。
④ ミッション制御部設計	ミッション制御部を実現する。	地上からの指令により適切なミッション運用を実現するために有効な開発が必要である。
⑤ ミッション	各ミッション機器を製造し搭載	設計したミッション機器を製造し、試

要素技術	目標・指標	設定理由・根拠等
ン機器製造・試験	品の製造・試験を実施する。	験を実施する必要がある。
⑥ミッション総合試験実施	ミッションを組み合わせた総合試験を実施する。	全体のシステム試験の前にミッションの総合試験は必要である。
(4)宇宙実証		
①打ち上げ機候補洗い出し	各種ロケットとの適合・不適合を明確化する。	事前に入手可能な公開資料あるいは、ロケットサービスプロバイダ情報から対応可能な環境条件を把握する。
②打ち上げ機選定	打ち上げ機とのインタフェース調整および打ち上げを実施する。	期間・費用・環境条件等に整合する最適打ち上げ機を選定する必要がある。
③宇宙実証	総合システムの軌道上実証を行う。	衛星の宇宙実証および衛星と地上を組み合わせた総合システムの軌道上実証が必要である。

A-3 成果、目標の達成度

A-3-1 成果

A-3-1-1 全体成果

地上・宇宙総合システムの開発および実現に関しては、宇宙機側である「小型化等による先進的宇宙システムの研究開発」担当（機構、NEC）と地上システムである「可搬統合型小型地上システムの研究開発」担当（パスコ）とで、合同調整会議および細部技術検討を行う分科会により「総合システム開発仕様書」を平成 23 年 3 月に制定した。以降、同会議・分科会にて情報共有・検討を行いつつ、本仕様書を基として衛星-地上適合性試験および軌道上実証を実施した。

先進的宇宙システムのアーキテクチャの構築に関しては、宇宙機関との連携、宇宙関連企業の技術を集結しただけでなく、中小企業や新規参入企業もコンソーシアムとして加えることにより、先進的宇宙システム設計、製造、試験の「仕組みづくり」の検討を行った。また「スペースワイヤ（SpW）試験センタ」を整備した。

高分解能可視光地球観測センサについては、最終目標である地上分解能（GSD）0.5m 未満（軌道高度 500km、パンクロマチック）のセンサとそれに光を集光することのできる光学反射望遠鏡（SiC（シリコンカーバイド）による主反射鏡とガラス反射鏡の組み合わせ）を設計の段階から開発し、個別試験で性能を確認した。また衛星バスとの組み合わせ試験、システム試験を実施した。軌道上実証を行い、目標性能の達成を確認した。

バス質量 300kg 以下の小型地球観測衛星の開発に関しては、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（当時。現在、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構。以下、JAXA という）との共同研究により、軌道維持/修正のための推進系に燃料を充填した状態で 300kg 以下の重量（燃料なしで、設計値 250kg）となる小型衛星バスを製造し、性能確認試験、ミッション系搭載機器との組み合わせ試験、システム試験を実施した。

再製造の場合に 2 年間で製造試験を実施するという課題に関しては、新しい宇宙システム対応の標準ネットワーク方式であるスペースワイヤ（以下、SpW と略す）を採用することで、ミッション機器の変更に対してはソフトウェアの変更で対処が可能になり、従来はミッション要求に応じて設計変更を行っていたバス機器のリピータ生産が可能になり、設計変更により必要であった費用やリードタイムが圧縮でき、2 年以内の開発が可能であるという目処が立った。

人間の判断なしで 1 週間以上のバスの自動自律運用を可能にするという課題に対しては、自動機能、自律機能を活用し、観測計画とバス運用のコマンドをアップロード可能な衛星側の仕組みを構築した。

軌道上実証の実現に関しては、打ち上げロケットとしてロシア ISC コスモトラス社のドニエプルを選定し、衛星-ロケット インタフェース調整、衛星の射場への輸送、射場での打上げ準備作業を経て平成 26 年 11 月 6 日（日本時間）に衛星を打ち上げ、軌道上運用を開始し、機能・性能の実証を開始した。

A-3-1-2 個別要素技術成果

(1) 先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立

① ネットワーク導入

ア、「SpW 導入方針」の作成

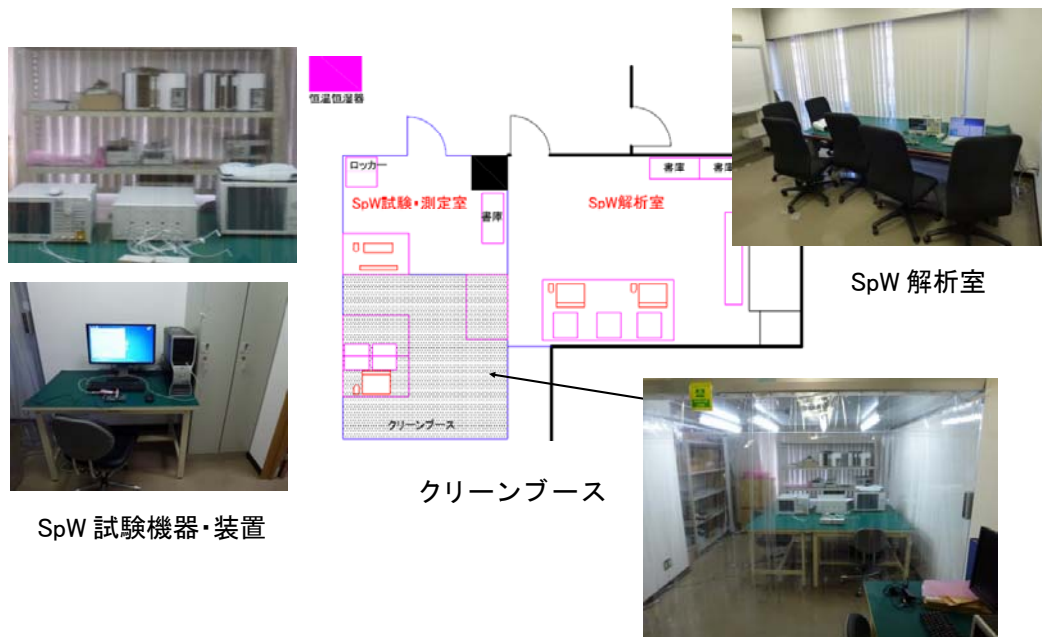
スペースワイヤ(SpW)は ECSS(The European Cooperation for Space Standardization: 宇宙標準を目指す欧州共同組織)により国際標準として規格化が進められている衛星用ネットワークとして有望なプロトコルである。

従来、衛星でのデータインタフェース仕様は衛星プロジェクト毎に異なる固有仕様であったため、機器設計の共通化などの障害となっていた。本ネットワーク導入方針を作成する事で、SpW 基準の導入及び普及を促進し、機器開発の共通化を図ることで再利用性を高め、機器の低コスト化・高信頼性化、衛星開発の短納期化ひいては新規企業の参入の容易化を目指している。

本ネットワーク導入方針は、国際スペースワイヤ標準化委員会(スペースワイヤ ワーキンググループ)及び日本スペースワイヤ ユーザ会で検討されている標準化案、設計基準案などに基き、更に産業化の観点から提言や実装例などを加味したものになっている。

イ、 SpW 試験センタの開設と利用

SpW 技術の宇宙産業界への普及、低価格での新規企業・中小企業等への SpW 技術支援・試験環境の提供および SpW のノウハウの蓄積と共有等を目的として SpW 試験センタをシマフジ電機(株)敷地内に開設した。SpW の試験に関連する豊富な試験装置と各種参考資料を揃えており、SpW 関連技術の開発で想定される様々な試験を効率良く実施できる環境を提供した。現在まで、このセンタを利用した実績は、民間 7 件、宇宙機関 1 件となっている。



ウ、SpW 導入方針の適用実績と普及

上記 SpW 導入方針を適用し、ASNARO で搭載された GPS 受信機(GPSR)を適用事例として SpW 試験センタにおいて接続確認試験を実施した。得られた様々な知見を共有するとともに、中小企業等への SpW 普及における課題を抽出し、これらの課題(共通試験装置等)に対する対策案の検討を実施した。

また、ASNARO 以外の衛星で SpW が採用される事例があり、ASNARO で開発された SpW インタフェース機器が他衛星にも幅広く採用され始めている。ただし、それら機器のラインアップは衛星システム・メーカーの製品に限られており、新規参入を促進している状況には至っていない。

②熱構造電気インタフェース基準の設定

ア、「インタフェース設計ガイドライン」の作成

搭載機器の開発仕様は、搭載する衛星や打ち上げるロケットに応じてインタフェースに関する仕様が異なるケースが多く、機器の共通化設計の障害となっている。また宇宙環境特有のインタフェースや熱・構造数学モデルなど特殊な要求が多く、たとえ潜在的に設計能力を有する民生機器メーカーであっても、宇宙ビジネスに参入するのは極めて困難な状況にある。

そこで「ASNARO 衛星適用に限定されない幅広いインタフェース基準の検討」をテーマに、熱・構造・電気の各インタフェース設計を中心に、低コスト・短納期の衛星開発技術の実現のための、より簡素化された「インタフェース設計ガイドライン」を作成した。その内容は以下のものである。

- ・ 機械インタフェース基準
- ・ 電気インタフェース基準
- ・ 熱インタフェース基準
- ・ 耐環境設計基準
- ・ 電磁適合性(EMC)設計基準

本ガイドラインにより、

- ・ 衛星／コンポーネント間のインタフェース調整
- ・ 衛星毎に変更していたコンポーネント設計変更の低減
- ・ 試験項目の統一化・簡素化による試験作業コストの低減
- ・ 各種試験(機器試験、サブシステム試験、システム試験)検証方針・検証内容の統一

が期待できる。

③民生部品採用基準設定

ア、「民生部品採用基準」の作成

新規参入企業が採用したい民生部品を選択する際の指針の設定を念頭に、「民生部本採用基準」を作成した。これは SERVIS1 号機、同 2 号機により実証され

た『SERVIS 民生部品・民生技術選定評価ガイドライン』を参考として、新規参入者にも理解し易く使い易い形にしている所および具体的な例を記載している所が特徴である。その内容は以下のものである。

- ・部品選定の考え方
- ・使用環境の対策・耐性の考え方
- ・リスク解析の方法と評価方法
- ・スクリーニングの実施と必要性の考え方
- ・地上試験、種類、方法等
- ・初めての人にわかる部品選定の流れ
- ・民生技術・機器採用方針との関連
- ・信頼性・信頼度の考え方との関連
- ・付録として、
 - ① 宇宙機器で用いられる用語
 - ② 民生部品選定作業およびリスク評価の実施例
 - ③ 東北大学における放射線試験の手順、注意事項等
 - ④ アウトガス測定の手順、注意事項等

これは、リスク評価の結果に基づいて試験の緩和が可能になっており、費用対効果の高いものになっている。

イ、タングステンシート（日本タングステン株式会社、東邦金属株式会社、凸版印刷株式会社の3社の製品）の放射線遮蔽測定とアウトガス測定

東北大学で放射線減衰特性試験を実施した結果、各社のタングステンシートは比重が異なるものの比重が大きいほどエネルギー減衰量は大きくなり、鉛と同程度の比重をもつタングステンシートは鉛と同等な減衰特性を持つことが確認できた。したがって、タングステンシートは宇宙での民生部品の放射線遮蔽に有効と考えられる（タングステンシートは、粉末化したタングステンを有機材料と合成することで、加工性に優れ、毒性のない放射線遮断部材として商品化されている。純粋なタングステン金属は高価であり、硬く加工も容易ではない）。

④ 民生機器採用方針設定

ア、「民生機器採用方針」の作成

民生部品を衛星搭載機器に採用する基準は他にも国内外で作成されているが、民生機器を衛星搭載機器に採用するためのものは見当たらない。本方針は国内外で初めてのものである。これもSERVIS1号機、同2号機により実証された『第一次民生部品・民生技術適用設計ガイドライン』を参考としている。その内容は以下のものである。；

- ・ 民生機器の選定
 - － 民生機器利用のリスク
 - － 民生機器利用のメリット
 - － 民生機器採用フロー

- リスク解析（リスク対応の考え方）
- 必要情報（メーカーから入手するのが望ましい情報の種類）
- ・ 要求事項
 - 耐環境性（宇宙環境への配慮）
 - 使用部品、使用禁止部品
 - 設計（あるいはリスク解析）
- ・ 品質保証
 - 評価試験（テアダウン、放射線耐性試験、HALT）
 - 認定試験
 - スクリーニング試験（機器レベルエージング条件）
 - 受入試験
- ・ 調達における留意事項、部品選定の考え方

リスク評価結果により対策の度合いを決めるという方針で、民生機器を使える可能性を広げている。また HALT を試行した経験を付録に添付した結果、初めて HALT を行うメーカーにとって使い易い方針となった。なお、「民生機器採用方針」は当初の目的を達成してはいるものの、現段階では方針であり、基準ほどの要求、解説になっていない。機器あるいはボードレベルの基準は早期に必要なと考えられるため、SERVIS 等での適用の実績を作りつつ、基準化に向けた検討が必要と考えられる。

イ、HALT の試行

民生機器を宇宙用に搭載可能か否かを判断（スクリーニング）するのに HALT 試験（Highly Accelerated Life Test: 高加速寿命試験）が使えないかを検討し試行した。

民生部品を使用した 4 種類の宇宙用機器（渦電流制限回路基盤、Ku-バンド QPSK 送信機、小型イオン推進システム搭載用マイクロ波電源、TCXO）に対して HALT を試行した結果、HALT は以下の点に有効であることがわかった。

- ・ 設計の弱点を検出し、設計を強化すること
- ・ 設計情報が開示されない民生部品の設計を見極めること

ただしこれまで宇宙機に対して実施してきた各種環境試験を HALT のみで代替できるかの解は得られていない。HALT を実施するだけではなく他の試験も実施するのでなければ、コスト低減、開発期間短縮は期待できない。更に、既に HALT が要求されている産業界での実績等の調査を実施し、試験検証方法を見極める必要がある。

⑤ 民生品利用における信頼性/信頼度の考え方

ア、HALT による信頼度算出方法の検討

米国の Ops A La Carte 社が、HALT/HASS（HASS: Highly Accelerated Stress Screen 高加速ストレススクリーニング）の試験結果から信頼度を算出する、“AFR Estimator（年間故障率推測手法）”を発表した。HALT で検出される故障限界条件

が実使用条件より高いほど年間故障率(AFR: Annualized Failure Rate 年間故障率)が低くなると考えられている。

この HALT/HASS の試験結果から信頼度を算出する方法を検討した。従来の部品故障率計算基準ツールである MIL-HDBK-217F、FIDES に代わるものとして HALT による 4 供試体の試行結果から信頼度算出を行い、MIL-HDBK-217F 算出値との比較を行った。

供試体数が 4 台と少ないものの、「試験条件」や「判定基準（温度や振動の稼働限界値の定義）」により信頼度の数値が大きく異なることが分かった。したがって、宇宙機へ適用する場合には横並びで判定できるよう、「試験条件」及び「稼働限界の判定基準」を統一する必要がある。

HALT を通じた知見として、機器の稼働限界と実際の仕様値との差（マージン）を把握して衛星に搭載すれば安心して使うことが出来る。マージンがどのくらいあれば良いか定量的に示すのは難しいが、民生部品を使う場合、この考え方が従来の部品積み上げによる信頼度算出よりは現実的と考えられる。イ、「信頼性／信頼度の考え方」の作成

民生部品及び民生機器を採用する際の「信頼性／信頼度の考え方」を検討し、文書化した。これも SERVIS1 号機、同 2 号機により実証された『第一次民生部品・民生技術適用設計ガイドライン』を参考としている。その特徴は以下の通りである。;

- ・ 衛星搭載機器製作分野に新規参加する者が分かり易い内容とした。
- ・ 小型衛星での信頼度要求は、民生部品の採用や民生機器の採用を排除する方向に働いてしまうことを危惧し、要求事項としないことを基本とした。
- ・ 新たな信頼度算出方法を示した。
- ・ 低コスト化を考慮しつつ信頼性確保に必要な最低限の項目を盛り込んだ。

その内容は以下のものである。;

- ・ 信頼性保証技術
 - － 信頼度予測
 - － FMEA
 - － 部品ストレス解析
 - － トレンド解析
- ・ 試験要求
- ・ 付録 信頼度算出方法・ツール (HALT Calculator、MIL-HDBK-217F、FIDES)

一般に信頼度予測は部品の故障率の積み上げによって行われるが、民生機器においては機器メーカーから部品リストを含む設計情報の詳細が入手できない場合が多く、部品故障率の積み上げはおろか故障率の算出さえできない可能性が高い。従来、部品の故障率算出には MIL-HDBK-217 を利用するのが一般的であるが、この文書は 1995 年 2 月以降改訂されておらず、最新の部品情報が反映され

ていない。このため、最新技術の民生部品の故障率を算出できなかったり、現状の実力にそぐわない品質ファクタ(πQ)で極端に故障率を高くしてしまうなどの問題がある。このような理由から、小型衛星では信頼度の算出は絶対条件とはしないことにした。

⑥試験検証の考え方

ア、「試験検証の基本方針及びテーラリングの指針」の作成

低コスト・短納期の衛星バス製造を可能にする新しいシステムアーキテクチャの考え方による衛星開発技術の実現のため、機器単体試験からシステム試験までの試験検証について、開発が2年で完了する仕組みとしての試験検証の考え方を整理した。具体的には、

- ・機器試験、設計情報のベースラインとその根拠
- ・試験、設計条件の省略に関する指針

について明らかにした。

従来の中型衛星や機器・サブシステム・システム試験項目をレビューし、重複試験項目の洗い出し、設計検証とワークマンシップ確認の識別およびそれらの削減可能性について検討した。まず前提条件を明確にするため、設計検証とワークマンシップ検証について、表 A-3-1-2-1 の通り定義した。

表 A-3-1-2-1 試験検証の考え方

	試験検証目的	試験対象	試験の基本要求	備考
①	設計の検証	新規設計部分	原則として、設計要求条件の全てを試験検証 (物理的に試験不能なものは除く)	認定試験
②	ワークマンシップの検証	既開発品の 繰り返し生産部分	設計通り製造されたか (ワークマンシップ)の スクリーニング試験	受入試験

また機器レベルの試験で高コスト試験と考えられる項目を洗い出した結果、EMC 試験の RE(Radiated Emission)および衝撃試験をリストアップした。これらの試験の簡素化・削減について検討した。

新規開発品ではない既開発機器での試験削減の検討として、設計検証ではなくワークマンシップ確認のみでどこまで簡易化可能か、という点についても検討を行った。

以上の検討の結果を踏まえて、「試験検証の考え方」を作成した。

なお中小企業の参入を促進する上では、宇宙環境耐性検証設備の確保が課題となるため、九州工業大学に設置された宇宙環境技術研究センタを訪問し、関連試験設備リストの作成も実施した。

イ、試験検証に関する用語の説明および補足説明資料の作成

衛星搭載機器の設計製造経験の無い中小企業、新規参入企業にとっては、試験基準書を読み解くこと自体に高いハードル存在する。コンソーシアム参加メンバーの中での議論を通じて、用語の解説や補足説明資料の存在が非常に有益であることが判明したため、主として衛星メーカーおよびコンポーネントメーカーを中心とするメンバーで分担して解説資料を作成した。作成に当たっては、宇宙でのモノづくりにあまり経験のないメンバーの疑問に答える形で、最も基本的かつ重要と思われる用語を選択し、改めてわかりやすく定義した。

ウ、コンポーネント試験方針の整理

コンポーネント試験を実施するに当たっては、機器の流用度合いに応じて試験項目が変わるが、これまでなかなか統一的に説明した資料がなかった。以下の通り用語を説明したうえで、これらの考え方についても整理を行った。

- リピート品：既存機器を完全流用（設計／製造／試験／使用方法等が完全に同一）できる。
- 流用品：基本的に既存機器の設計を踏襲するが、マイナーチェンジ等により若干の H/W または S/W の変更（改修・改善）を伴う。
- 新規開発品：H/W および S/W の既存流用ができず、EM 相当（試作を含む）の開発が必要である。

以下の表 A-3-1-2-2 に整理したコンポーネント試験方針の抜粋を示す。

表 A-3-1-2-2 コンポーネント試験方針

フライトモデル形態		リピート品	流用品	
		ALL	1台目	2台目以降
		FM品：AT試験	PFM品：PFT試験	FM品：AT試験
1	機械環境試験（基準書 6.2 項）			
1.1	振動試験			
	モーダルサーベイ	× 適用しない。	× 適用しない。	× 適用しない。
	正弦波振動	× 適用しない。	△ 必要に応じて実施。	× 適用しない。
	ランダム振動	○ ワークマンシップ確認のため、ATレベルで3軸実施。	○ PFTレベルで3軸実施。	○ ワークマンシップ確認のため、ATレベルで3軸実施。
12	衝撃試験	× 適用しない。	△ 必要に応じて実施。	× 適用しない。
13	音響試験	× 適用しない。	× コンポーネントレベルでは原則として適用しない。	× コンポーネントレベルでは原則として適用しない。
2	熱環境試験（基準書 6.2 項）			
2.1	熱平衡試験	× 適用しない。	△ 必要に応じて実施。	△ 必要に応じて実施。

このようにモデル形態と試験適用の考え方を整理して、様々な状況に適合した試験の種類と適用すべき項目・レベル等を選定することが比較的容易となった。

⑦自動自律化による運用の省力化

ア、自動自律化（運用省力化）の対象の明確化

調査・検討を始めるに当たり、まず調査・検討対象を考察した。衛星運用システム全体（宇宙・地上）の機能ブロック図を、観測衛星を例として図 A-3-1-2-2 に示す。エンドユーザからミッション要求（例：「ここを観測したい」）が出てから、観測結果（プロダクト）がエンドユーザに届くまでの一連の工程を示している。この図の各工程、A 運用計画立案の自動化、B コマンド作成・送信の自動化、C 状態監視（テ

レモニタ)の自動化、D 自律化(上記 A-C の工程の自動化)、E 観測データ処理の自動化 を自動化自律化の調査・検討対象とした。

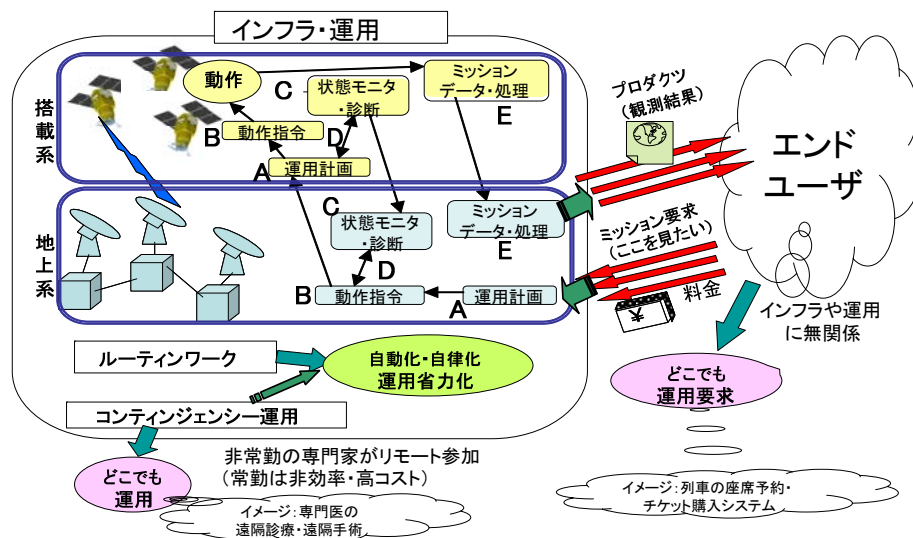


図 A-3-1-2-2 衛星運用の機能ブロック図と自動化自律化対象

イ、現状の衛星運用システムの自動自律化の度合いに関する調査

国内外の代表的な衛星運用システムについて、ア、で抽出した各処理ブロックの自動化・自律化の度合いに関する調査結果をまとめた。凡例を図 A-3-1-2-3 に示す。

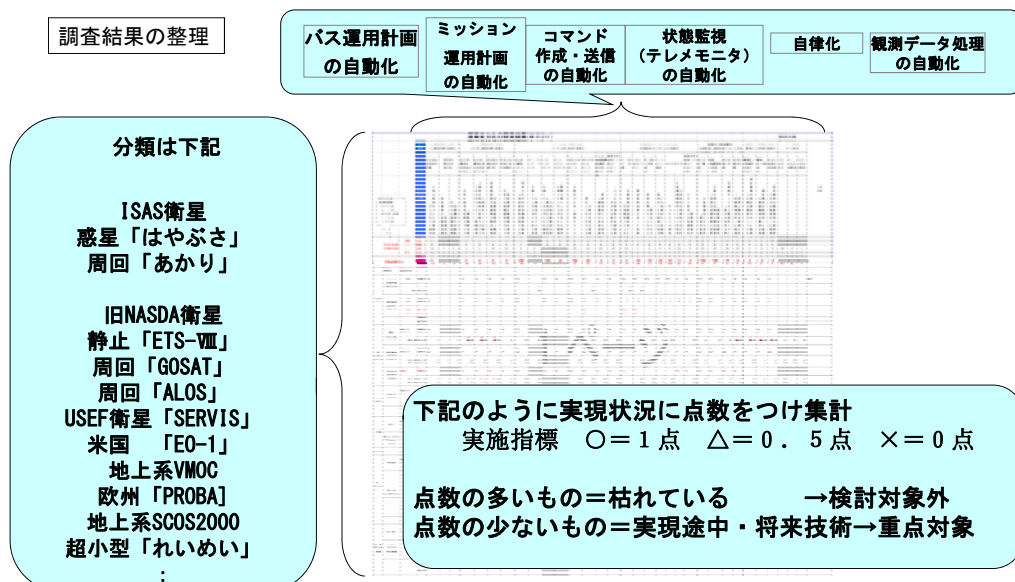


図 A-3-1-2-3 自動自律化の度合いに関する調査結果(凡例)

ウ、自動自律化の方向性に関する検討結果

イ、の調査結果をベースに、現時点での衛星運用システムが将来、どの処理ブロックに対してどのようなレベルの自動自律化機能が組み込まれていくべきかについて検討を行った。表 A-3-1-2-3 に近未来の目標と理想的な目標について自動自律化のレベルの検討結果を示す。また図 A-3-1-2-4 に最も自動自律化が進んだ場合の定常運用処理フローを示す。

表 A-3-1-2-3 自動自律化の目標：近未来の目標と理想的な目標

	ミッション運用計画	バス運用計画	コマンド作成・送信	状態監視(テレメ・モタ)
近未来	地上で作成された自動ミッションコマンドを受け、限定的な範囲でのミッション運用の組み替え、ミッション運用を遂行する。	ほぼ8割の運用を自動化・自律化で遂行するが、残り2割は地上での計画立案によりコマンドをアップリンクし運用する。	バス運用については2割、ミッション運用についてはほぼ100%地上でのコマンド作成となる。	緊急不具合対応が自律化。地上でのテレメトリモニタによる正常確認が基本。
理想	地上からのミッション運用要求(ex.撮像要求)を受付け、衛星内で計画立案、ミッション運用を遂行する。	異常時を除き、全自動化・自律化でバス運用計画を衛星内で立案、実行する。	異常時を除き衛星内で処理されるため、地上でのコマンド作成はない。	異常時のみ異常のステータス、異常内容がダウンリンクされる。正常時は衛星内で自律。

	自律化 (状態監視→計画立案→コマンド作成)	観測データ処理	ユーザ受付	データ配信
近未来	衛星の生き死に関わる部分を自律化。その他は地上への異常通知により地上にて対応。	観測生データをL0処理したものをダウンリンク。	観測要求時刻、要求場所を受付け後、衛星状況との調整を地上系で処理し、観測計画を立てる。	衛星から観測データを受信後、観測要求に対応したデータを地上で処理して配信。
理想	衛星異常に対し、衛星内で監視し、不具合発生時は衛星内でリカバリ計画作成、実行。	人間が見てわかるレベル(L1)まで、衛星内で処理しダウンリンク。	観測要求時刻、要求場所のみを受け付け、観測計画処理。	観測要求に対応した観測データを衛星から受信し自動配信。

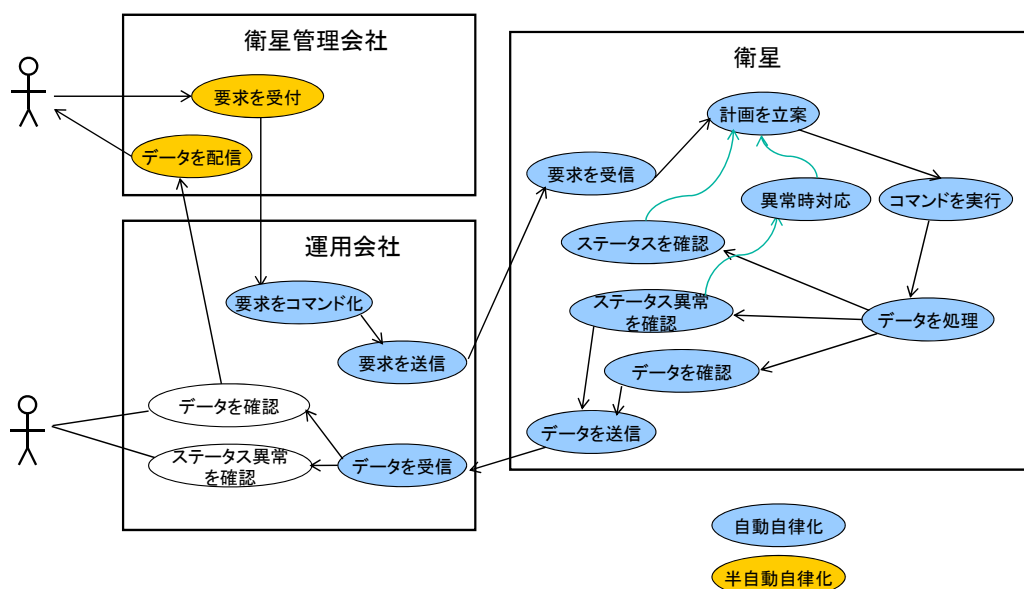


図 A-3-1-2-4 最も自動自律化が進んだ場合の運用処理フロー（定常運用段階）

⑧ネットワークによるどこでも運用

運用要求レベルやサービスを分類し、「どこでも運用」に必要な技術的要素を抽出整理した。

ア、概念の整理

どこでも運用とは、「地理的に分散した人員が」、「ネットワークを利用」して、ミッションコントロールすることを指すことである、として以下の2通りに大別した。

常時は自動運用を前提とするが、異常をトリガーとして、地理的に分散した人員が衛星を運用することを「どこでも運用」とする。

次に、地理的に分散したユーザがいつでもミッション要求を出すことができ、必要な場合は地理的に分散した関係者間で調整し、衛星運用に反映できることを「どこでも運用要求」とする。また、ユーザは結果を迅速に入手できることも含まれる。

イ、サービスと対象者による分類

調査結果を整理し、要件の大項目(サービス)を8項に分類することができた。

また、サービス対象者を識別して、この対象者毎に「どこでも運用」が必要な理由をまとめた。

ウ、実現レベルの考え方

対象者(利用ユーザ)に共通的なサービスと各対象者に固有なサービスを識別した。共通的なサービスの提供および事例においてすでに実現されているものを早期に実現すべきレベルに設定した。

エ、実現のために必要な技術要素

調査した事例等を参考に、識別したサービス毎に実現に必要な技術要素を整理した。技術的には、ネットワークを使用して遠隔地からリモートでコンピュータに登録されている機能(OS、アプリケーション)を利用することが可能である。しかし現時点ではネットワークのセキュリティ確保、システム全体のセキュリティポリシー、運用セキュリティポリシー、リスク対応等々の観点から、これら技術を全面的に適用した「どこでも運用」事例はないと思われ、現状では利用者が利用可能な機能を限定的に提供する事例が多い。

オ、要求と要件

エンドユーザからのヒアリングをベースに、どこでも運用の要求シーンを設定し、「要求」を具体化し、個々の要求に対応した形でシステムに必要な要件(システム要件)やシステム化する上での課題などを整理した。

カ、どこでも運用イメージ

「どこでも運用」と「どこでも運用要求」とに区分して検討を進め、それぞれの考え方について整理を行なった。このようなサービスを享受するユーザの特性によっても期待されるサービスの内容が異なったものとなってくるため、ユーザ分析と利用シーンの検討・整理は具体的なサービスの検討において重要となる。

キ、運用想定と実現課題

これまでの検討を踏まえ、「どこでも運用」と「どこでも運用要求」の運用想定と実現課題について整理した。

⑨自動自律化・どこでも運用を適用した近未来の総合宇宙システムの検討

上記自動自律化およびどこでも運用の検討結果を踏まえ、5 年程度先の近未来を念頭においた地球観測衛星向け総合宇宙システムの検討を行った。すなわち、現在保有しているあるいは近未来に獲得が予想される技術要素をベースに、理想的な総合宇宙システム(宇宙セグメント、地上セグメント)とりわけ光学衛星画像による地球全球データ取得・アーカイブ型システムのシステム構成、機能・性能について検討した。

ア、従来の宇宙システムの課題の抽出とその対処策・効果

まず従来の運用システムの課題を抽出し、自動自律化およびどこでも運用の検討結果を反映した対処策を検討した。表 A-3-1-2-4に検討結果を示す。

イ、総合宇宙システムの構成

図 A-3-1-2-5 に総合宇宙システムの構成を示す。諸元は以下の通りである。

・衛星機数：

データ利用の観測頻度要求とのバランスから8日で全球を取得できる可能性のある8機体制を想定する。

・地球局処理データ量：

1日に地上システムで取り扱う画像シーン数は約5万シーン以上、100TB以上の受信データ処理性能が必要である。

・ネットワーク管制：

複数衛星運用に対応した多数の地上局を統合的に制御・管制する。完全無人化運用を可能とするリモート監視・リモート制御の機能を有し、無人の局設備と運用センタ設備を統合的に運用可能とする。通常時は、運用計画ベースで各地上局の制御を行ない、監視運用以外は自動化対応とする。

・地上伝送ネットワーク：

各地上局のミニデータセンタの処理データ量(20TB/日以上)に応じた伝送能力が必要(常時約0.5Gbps以上)である。ローカルデータセンタあたり2拠点のミニデータセンタからの受信データの処理・伝送を行う場合に必要なデータ伝送容量は、約1.0Gbps以上となる。

・L0データ処理：

ミッションデータを各地上局設備のミニデータセンタ、各地域のローカルデータセンタ側でL0処理・アーカイブし、実績情報を中央データセンタの処理管制に通知し、観測運用計画へ反映する。処理管制を含めた分散型でのシステム構築が必要である。

・アーカイブ：

蓄積対象はL0データ。データの「地産地消」の概念に従い、ローカルデータセンタで蓄積する。バックアップを考慮してミニデータセンタでも蓄積する。

・利用システム：

新規観測要求は基本的には受け付けないことを想定（ユーザからの画像要求受付はアーカイブについてののみ）する。ユーザインタフェースは中央データセンタで一括集中管理。データ配信はユーザ要求に対応した L0 データが保管されているローカルデータセンタからユーザに対して直接行う。

表 A-3-1-2-4 従来の運用システムの課題と対処策・効果

L N	対象および課題内容(リスク)	対処	効果
1	衛星毎に計画系・運用管制系を有していたために全体的に運用要員を多く必要とした。	衛星バスに対する 運用仕様・要求を統一 し、かつ ミッション機器の特殊要求を排除 し、各システムを統合化する。	管制系・計画系運用要員の削減 管制システム(H/W・S/W)の削減 運用スペースの削減
2	地上NW系に他機関の設備仕様に合わせた機能を作り込むか、人手により作業を行っていた。	できるだけ他機関を使用しない ことが望ましい。	地上NW系運用要員の削減
3	地上局緊急連絡対応のため、地上NW系に要員が必要であった。	地上局の不具合発生時には 自律的に対処策を実行 し、衛星管制系に通知する。	地上NW系運用要員の削減
4	長期の軌道予測の実施	衛星バスの 軌道制御範囲を小さく することで長期予測を排除する。また、 軌道制御は自動的に実施 する。	軌道力学系運用要員の削減
5	リアルタイム運用を有人で実施していた。	無人化を決断 する。 ただし、不具合発生時の処理手順を確立すること。	運用要員の削減
6	ミッションの緊急要求を受け付けによる再計画要員の配置で対応していた。	自動的に再立案を実施 。 ただし、緊急要求受諾におけるリスクルールの定義と、ユーザへの事前告知。	計画系運用要員の削減

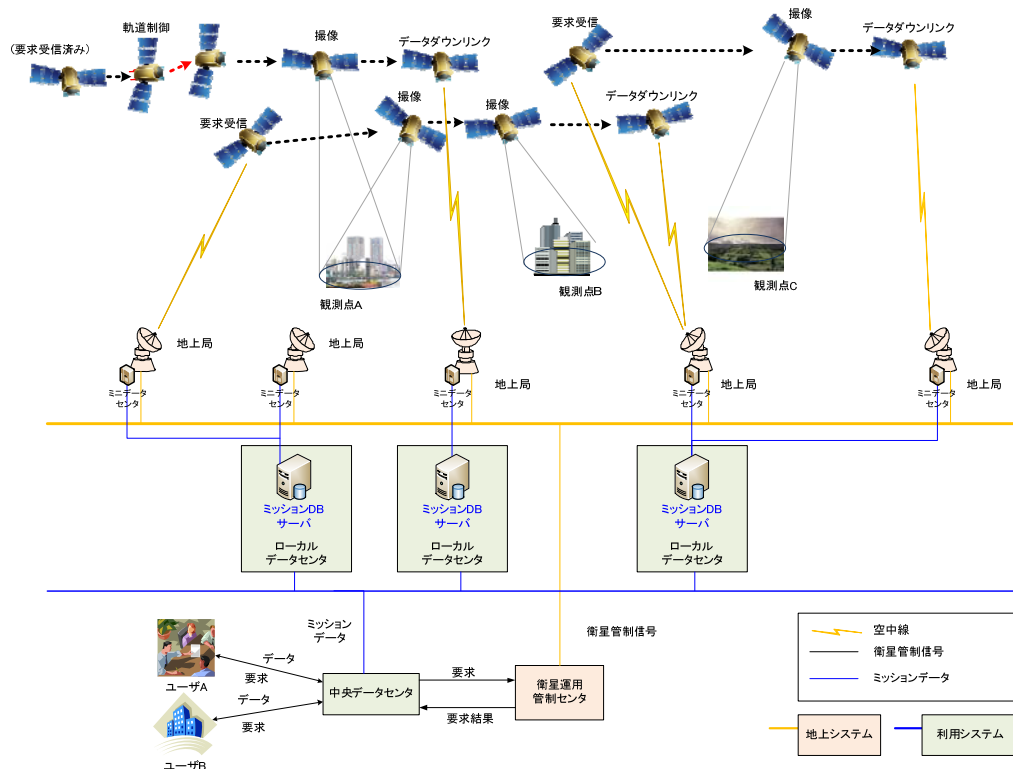


図 A-3-1-2-5 総合宇宙システムの構成

イ、運用イメージ

a. 衛星システムバスの運用イメージ

- ・正常時は衛星システム側で自律運用し、テレメトリのダウンリンクは基本的に行わず、衛星システム内部で正常・異常の判定を自動的に行う。衛星異常時は、衛星システム内でリカバリ(FDIR)を実施し、地上へ異常状況及びリカバリ対応をダウンリンクして報告する。衛星システム内でリカバリ不可能な場合は撮像運用を中止し、地上へ異常状況の報告をダウンリンクして地上の支援を仰ぐ。したがって、地上側でのバス運用は、基本的に異常時への対応のみとなり、運用コストの大幅な低減が可能となる。
- ・データのダウンリンクは、衛星の軌道決定結果および地上側からの地上局アベイラビリティ情報から、地上局の可視情報を算出し、HK データ及びミッションの送信機 ON/OFF を含むデータ・ダウンリンク計画を立案、自律実行する。
- ・衛星上で軌道決定し、衛星の可視予測のため軌道決定値をダウンリンクして衛星／地上間で軌道決定値を共有する。
- ・衛星上で軌道制御計画の自動立案及び自律化を実行する。立案結果は、地上にダウンリンクし共有する。デブリ回避についても、地上からのデブリ情報を受け、衛星上でデブリ回避を計画し実行する。

b. ミッションシステムの運用イメージ

- ・衛星上で決定された軌道決定値をベースとして自衛星の撮像計画を立案し実行する。その際、地上から中・長期間の撮像エリア／撮像時期期限／優先順位の指示および自衛星のバス運用計画のうちミッション運用の制限となる計画を入手してミッション計画立案の前提とする。
- ・撮像計画を元に、画像のダウンリンク計画、画像データ蓄積計画を自動生成し、自律実行する。

c. 地上システムの運用イメージ

- ・衛星および地上システムの自律・自動運用をベースとした少人数・省力化運用を実現し、衛星の運用コストを大幅に低減して観測画像の提供に関わるコストを大きく下げることを目指す。
- ・運用コストの低い衛星を数多く打ち上げ、複数衛星・複数設備の相互補完によりコストパフォーマンスの向上を図り、低コストでサービスレベルを維持する運用とする。
- ・観測データは、観測地域周辺の地上局にダウンリンクすることを原則とし、L0 データ処理・提供も含めて、地産地消型での対応を原則とすることで、ユーザサービスレベルの向上と地上データ伝送に関わるネットワーク利用コストの低減を図る。

d. 利用システムの運用イメージ

- ・データ要求受付・データ配信は基本的に自動化を行い、人的リソースの介入を可能な限り小さくする。
- ・L0 データから高次プロダクトまでは全自動で処理を行う。ユーザ要求によっては全自動での処理が不可能なプロダクトは、個別にサービスメニューを用意してローカルデータセンタにおいて別途有償でオペレータが処理を行う。

e. アーカイブ・データの運用

- ・受信管制局にミニデータセンタを併設する。ミニデータセンタは極力無人化する。撮像対象地近隣でのデータ利用頻度が高いと想定し、大陸単位程度にローカルデータセンタを配置する。ローカルデータセンタは、利便性がよい都会近辺に設置する。中央データセンタを設置して全世界の画像データ・カタログ情報を集約する。
- ・L0 データを永久保存の対象とする。L0 データは、ミニデータセンタ及びローカルデータセンタに保存する。
- ・L1 処理、及び高次処理はローカルデータセンタで実施する。作成した L1 データ及び高次データは、再配布に備えて一定期間保管する。

(2)標準的小型衛星バスの開発

①衛星システム及び衛星バスの開発

ア、衛星システムおよびバス設計

衛星システム及びバスの設計を実施した。衛星システム諸元を表 A-3-1-2-5 に、システム構成図(バス系)およびシステム構成図(ミッション系)を各々、図 A-3-1-2-6、図 A-3-1-2-C-7 を示す。

表 A-3-1-2-5 衛星システム諸元

ミッション - 光学センサ	パンクロ／マルチ一体型 分解能：0.5m 未満（パンクロ, 高度 504km、直下） 観測幅：10km
- データ記憶量	120GB 以上
- データ伝送	X バンド 16 相 QAM, 約 800Mbps
撮像範囲 アジリティ	直下±45deg の円錐領域内 90deg／90 秒（平均 1deg／秒）
打上 軌道	2014 年度 国産, 海外主要ロケットに適合 太陽同期準回帰軌道(高度 504km) 軌道傾斜角:97.4° 降交点通過太陽地方時刻:11 時
地上局	国内商用地上設備および可搬局、海外局
運用期間	3 年以上(目標 5 年)
質量	・バス 250 kg (推薬除く) ・ミッション 200 kg(最大搭載可能質量) ・推薬 45 kg(最大搭載可能質量) <TOTAL> 495 kg
電力	発生電力: 1300 W (3 年後) ミッション供給電力: 400 W

パンクロ:Panchromatic (全色感応性:高分解能広帯域白黒画像取得)

マルチ:Multi-spectrum(多数スペクトラム:狭帯域スペクトラムの複数周波数画像取得)

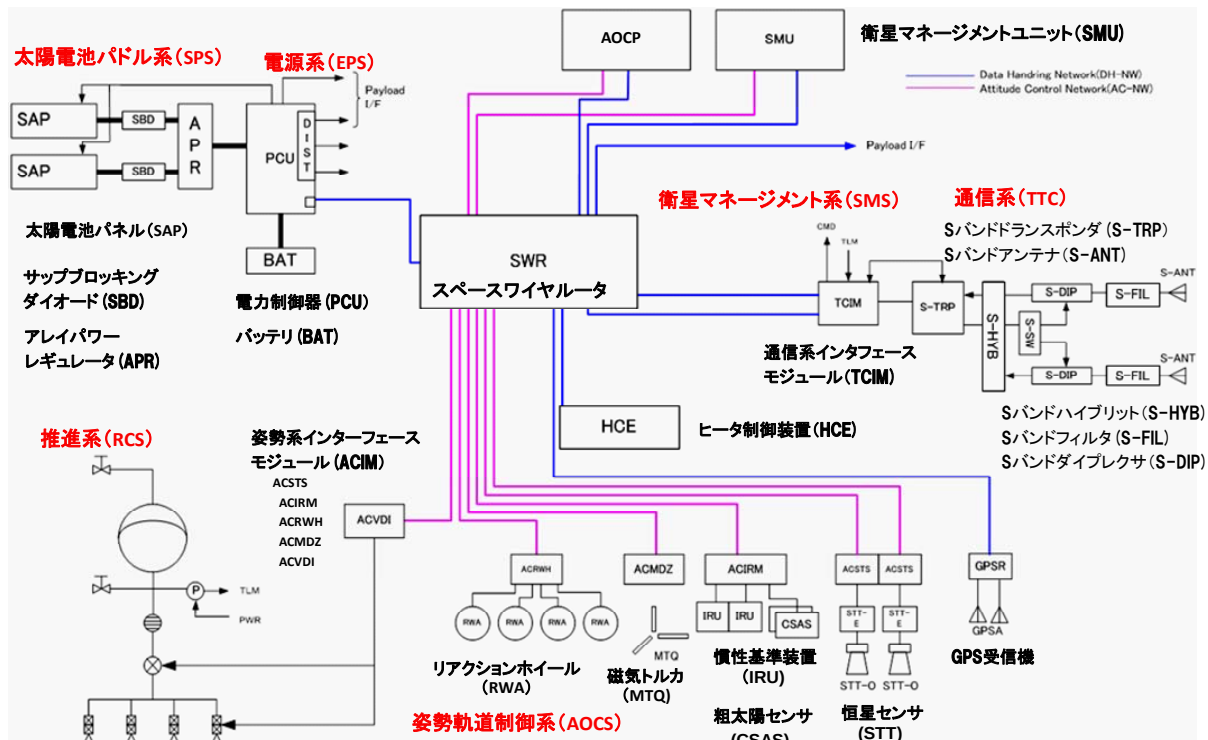


図 A-3-1-2-6 システム構成図(バス系)

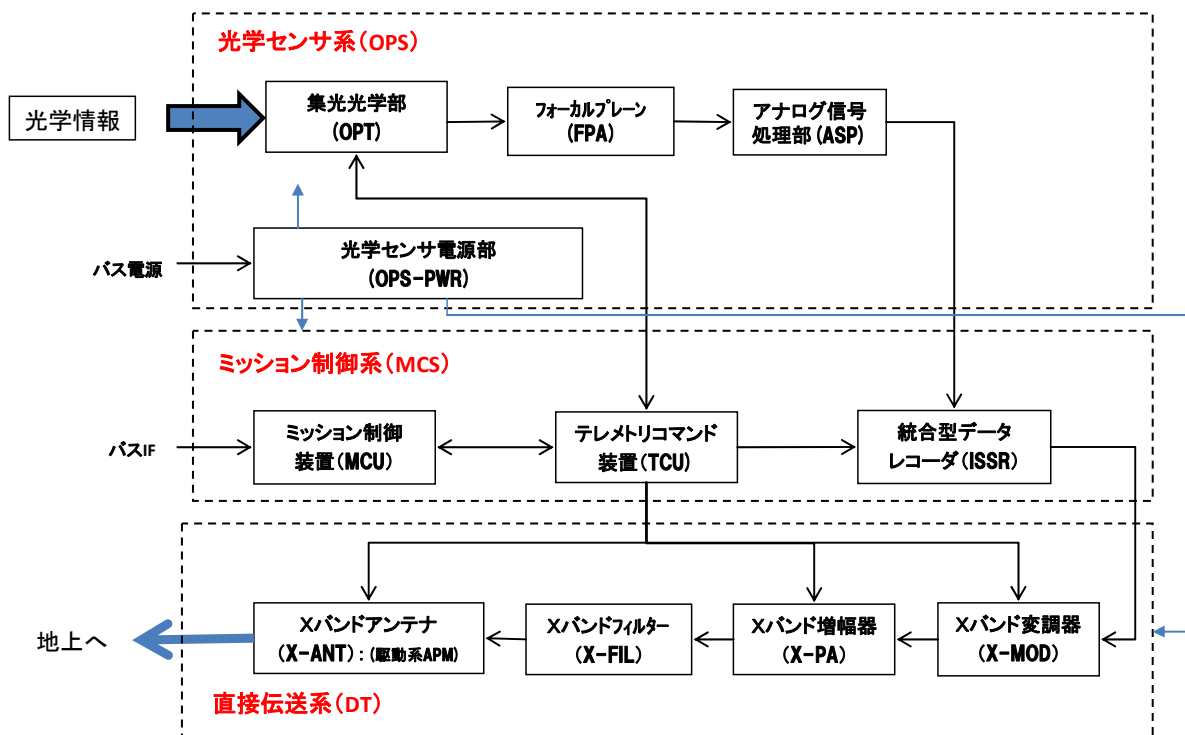


図 A-3-1-2-7 システム構成図(ミッション系)

衛星コンフィギュレーション(打上時)を図 A-3-1-2-8 に、衛星コンフィギュレーション(軌道上)を図 A-3-1-2-9 に示す。

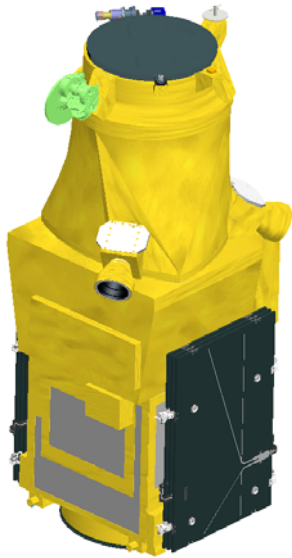


図 A-3-1-2-8 衛星コンフィギュレーション
(打上時)



図 A-3-1-2-9 衛星コンフィギュレーション
(軌道上)

衛星機器配置を図 A-3-1-2-10 に示す。

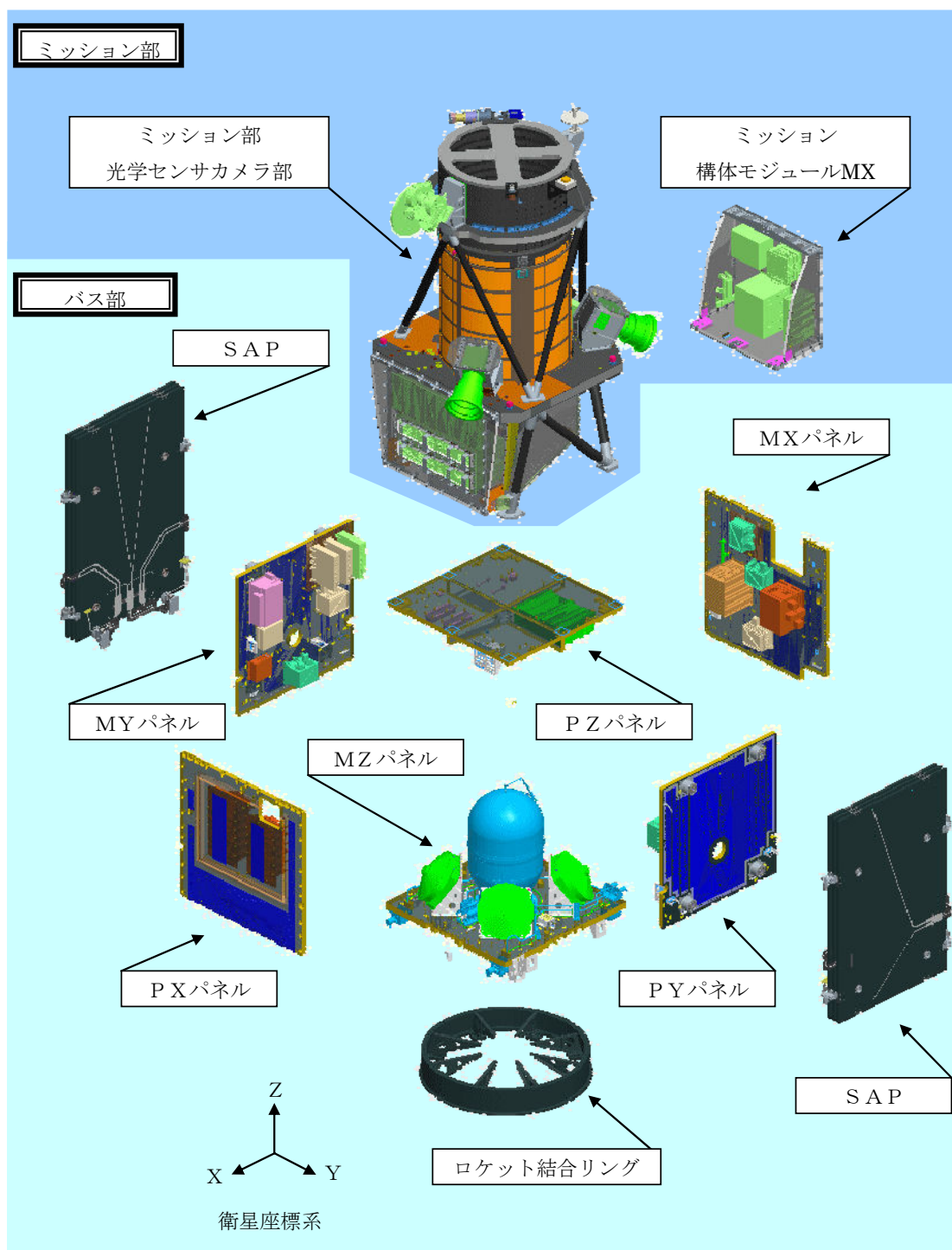


図 A-3-1-2-10 衛星機器配置

衛星の運用性の概念図を図 A-3-1-2-11 に示す。

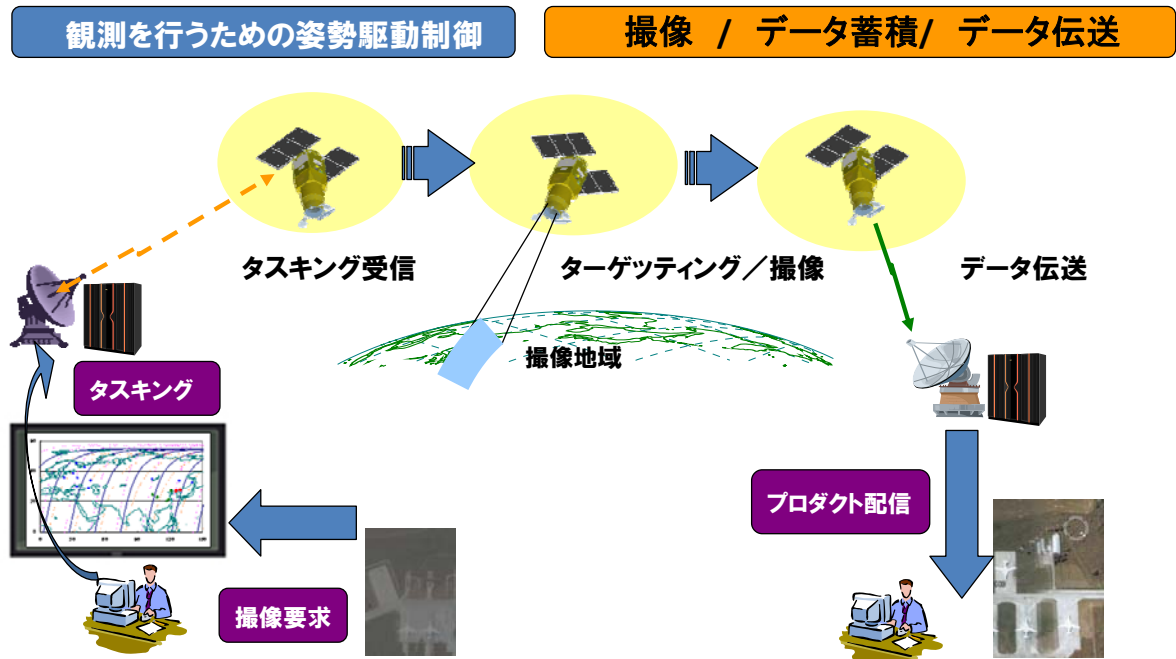


図 A-3-1-2-11 衛星運用概念図

ミッション運用は、観測計画に応じたミッション系の自動コマンドをアップロードすることで、姿勢駆動制御、撮像、データ蓄積、データ伝送のすべての運用を自動で行うことが可能である。基本的観測方式を図 A-3-1-2-12 に示す。

バス系については、ミッションとは別に自動コマンドとしてアップロードすることが可能な設計としており、例えば 1 週間分の計画をアップロードすれば、バスについてはその間、人が介在しない運用が可能になる。

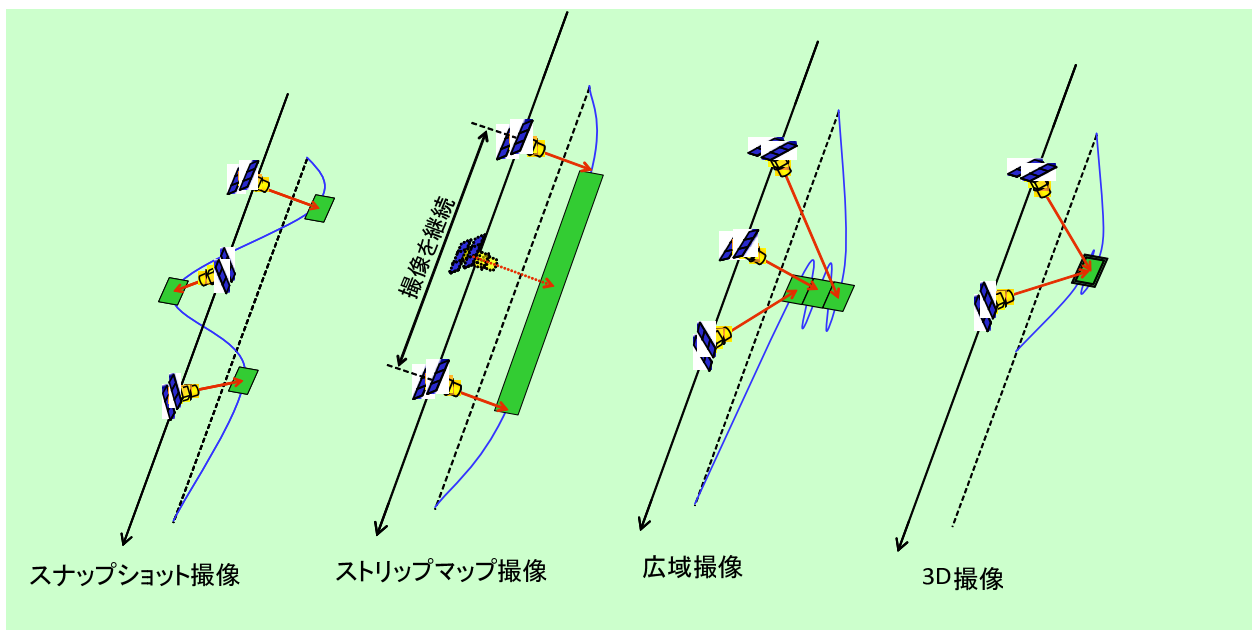


図 A-3-1-2-12 基本的観測方式

衛星で採用したスペースワイヤ ネットワーク構成を図 A-3-1-2-13 に示す。

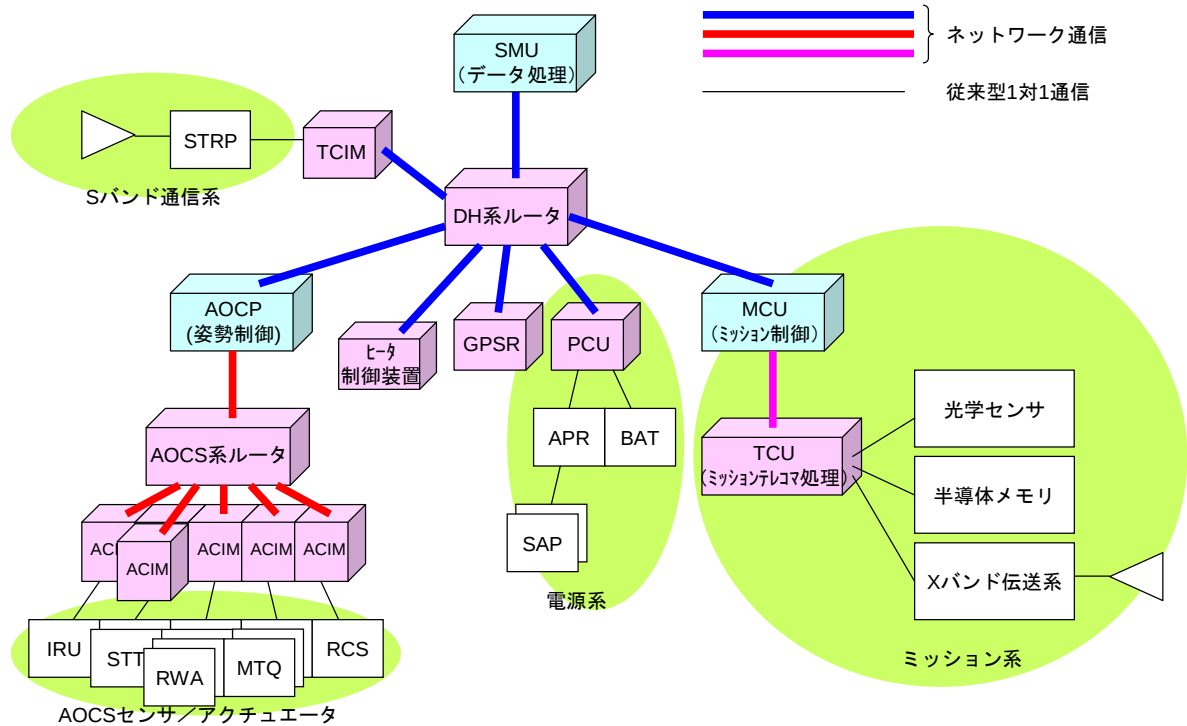


図 A-3-1-2-13 スペースワイヤ ネットワーク構成

この標準ネットワーク方式を採用することにより、ハードウェアはリピート生産が可能となり、ミッションによる変更は搭載ソフトウェアをカスタマイズすることで対応できる。したがって、従来はミッション要求によって設計を見直していた衛星バスの設計変更が最小限に抑えられ、コスト・リードタイムが削減される。その結果、表 A-3-1-2-6 に示すように、リカレント・フェーズとして 2 年以内の開発が可能と想定される。

表 A-3-1-2-6 標準バス リカレント・フェーズの開発スケジュール

	1 年目	2 年目
ミッション要求検討		
部品調達		
機器製造・試験		
機器調達		
ソフトウェア開発		
システム製造・試験		

衛星の質量配分を表 A-3-1-2-7 に示す。最大搭載推薬量を考慮しても 300kg 以下のバスが実現可能である。

表 A-3-1-2-7 衛星質量配分

バス質量(推薬を除く)	250kg
推薬(最大)	45kg
バス質量(推薬最大)	295kg
ミッション質量(最大)	200kg
衛星質量(推薬最大)	495kg

衛星の電力配分は表 A-3-1-2-8 の通りであり、バッテリーに対する充電電力を考慮しても十分なパドル発生電力がある。なお、観測中はパドルのセル面が太陽を指向していないため、バッテリー放電を伴う。

表 A-3-1-2-8 衛星電力配分

	観測時	非観測時
衛星負荷電力	800W	600W
ミッション	400W	200W
バス	400W	400W
バッテリー充電電力	—	600W 以下
太陽電池パドル発生電力	—	1300W 以上

イ、衛星バス製造・試験

a. 構造モデル試験

JAXA との共同研究契約に基づき、構造モデル(MTM)を用いた機械環境試験を行った。試験項目を以下に示す。また MTM の外観形状を図 A-3-1-2-14 に示す。

- ・正弦波振動試験
- ・音響試験
- ・静荷重試験

試験結果により下記のことが確認された。

- ① バス構体は打上げ時の荷重に対し十分な強度を有している。
- ② バス構体はイプシロンロケットの剛性要求を満足する(打ち上げ環境条件はその時点で開発中の国産イプシロンロケットを前提に検討し、選定された DNEPR ロケットの環境条件での問題の有無は ISC Kosmotras 社との事前調整段階で検討・確認を行った)。
- ③ 衛星全機固有振動数は解析予測とよく一致しており、構造数学モデルは必要な精度を有している。

- ④ 搭載機器の環境条件を設定するための技術情報を取得することができた。
- ⑤ 構造モデル試験結果に基づき搭載機器機械環境条件を設定した。
- ⑥ ミッション、太陽電池パネル（SAP）、推進系（RCS）、MAGE（Mechanical Aerospace Ground Equipment: 機械系航空宇宙(支援)地上機器）との機械インタフェースは問題なかった。

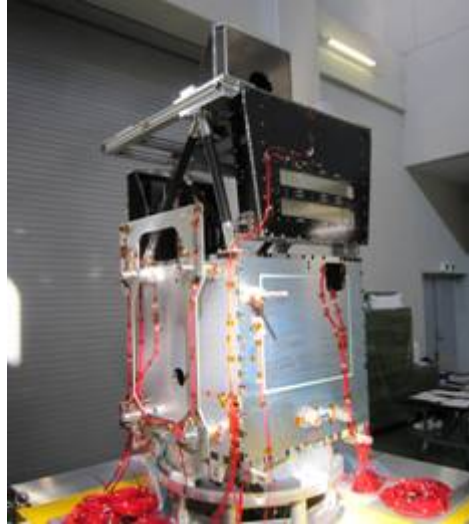


図 A-3-1-2-14 MTM 外観形状

b. 熱モデル試験

JAXA との共同研究契約に基づき、熱モデル（TTM）を用いた熱平衡試験を行った。試験結果より、熱解析温度予測と実際に計測された搭載機器の温度は 5℃以内でほぼ一致していることを確認した。この結果より、熱数学モデルに基づく熱解析結果が妥当であり、ASNARO に搭載される機器が軌道上で所定の温度範囲内に制御可能であることが検証された。TTM の外観形状を図 A-3-1-2-15 に示す。



図 A-3-1-2-15 TTM 外観形状

c.バス構造部製造・試験

実際に軌道上に打ち上げられる推進系、太陽電池パドル、バス構体フライトモデル(FM)を組み合わせたバス構造部を製造した。バス構造部に搭載されている推進系及び太陽電池パドルはプロトフライト試験を行い、フライト品質を有していることが確認された。バス構造部の外観形状を図 A-3-1-2-16 に示す。

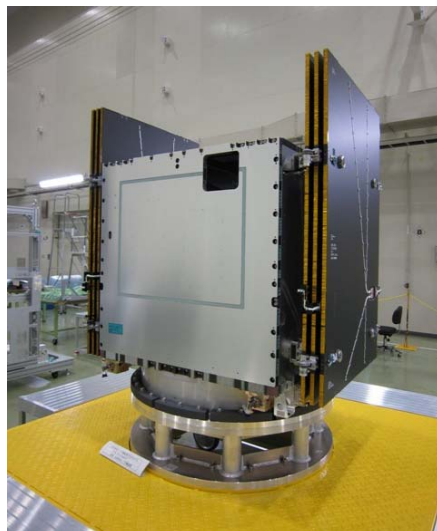


図 A-3-1-2-16 バス構造部外観形状

d.バス電気部製造・試験

実際に軌道上に打ち上げられるバス系電気コンポーネントフライトモデルを組み合わせたバス電気部を製造した。電気コンポーネント(一部は試作モデルや同等の機能を有する模擬装置)を電氣的に接続し、搭載計算機に組み込まれたフライトソフトウェアを用いて新規設計であるスペースワイヤネットワークを中心に下記の電氣的インタフェースの確認を実施し、正常に動作することを確認した。バス電気部の外観形状を図 A-3-1-2-17 に示す。

- ・通信インタフェースモジュール(TCIM)/スペースワイヤルータ(SWR)/衛星マネージメントユニット(SMU)/GPS 受信機(GPSR)スペースワイヤインタフェース確認(SMS サブシステム試験として実施)
- ・電源系(EPS)電源制御機能・性能確認(EPS サブシステム試験として実施)
- ・姿勢制御系(AOCP)/姿勢制御系インタフェースモジュール(ACIM) スペースワイヤインタフェース確認(AOCS サブシステム試験として実施)
- ・TCIM/S バンドトランスポンダ(STRP)テレメトリ/コマンド信号インタフェース確認
- ・TCIM パルスコマンドインタフェース確認
- ・電力制御器(PCU)スペースワイヤインタフェース確認
- ・ヒータ制御装置(HCE)スペースワイヤインタフェース確認



図 A-3-1-2-17 バス電気部外観形状

ウ、システム総合評価

上記の通りMTMによる機械的検証結果、TTMによる熱的検証結果、MTM／バス構造部／バス電気部によるインテグレーション性確認結果、バス電気部による電氣的検証結果および各機器・サブシステム試験結果、設計・解析結果により要求されたシステム総合性能を満足していることを確認した。

エ、衛星データベースの整備

宇宙実証の為に必要となる衛星データベースの整備を行い、バス電気部のシステム噛み合わせ試験においてシステム試験装置に整備したデータベースを組み込み、実機を使った評価を行った。

②システム解析

設計、試験結果の妥当性を検証するためのシステム解析作業を実施した。

ア、軌道解析

軌道解析を実施した結果、下記の軌道で運用することを設計の前提とした。

- ・軌道：太陽同期準回帰軌道
- ・高度：ノミナル 504km(赤道上)
- ・軌道傾斜角：97.4°
- ・離心率：0.00125
- ・降交点通過太陽地方時刻：11 時

イ、推薬量解析

海外商用ロケットによる(その時点で計画されていた)2012 年 12 月打上を前提とした推薬量解析を行った結果、45kg の推薬搭載でワーストケース(大気密度がワースト予測値を使用)で3 年以上、ノミナルケース(大気密度がノミナル予測値を使用)で5 年以上の軌道保持が可能であることが確認された。

ウ、構造解析

- ・剛性解析

国内のイプシロンロケット、H-IIA、海外商用ロケットそれぞれのロケットの剛性要求を満足していることを確認した。

- ・打上時強度解析

全ての MS(安全余裕:Margin of Safety)が正であることを確認した。

- ・機械環境条件解析

衛星の構造設計に関しては、イプシロンロケットによる打上げを前提に、他のロケット(H-IIA、海外商用ロケット)への適合性を考慮し、搭載機器の機械環境条件を設定した。

エ、熱解析

機器配置、ヒータ設計、放熱面積設計の結果に基づき熱解析を実施し、全ての機器で許容温度に対して十分な温度マージンが確保できていることを確認した。

オ、通信解析

テレメトリ・コマンドの送受信を行う S バンド回線と観測した画像データを伝送する X バンド回線の回線解析を行い、マージンをもって成立していることを確認した。

カ、電力解析

- ・発生電力解析

軌道上環境条件に基づき、太陽電池パドルの発生電力解析を実施し、打ち上げ 3 年後(EOL:End of life)の発生電力が要求値 1300W 以上であることを確認した。

- ・バッテリー充放電解析

ロケット打ち上げ時のバッテリー充放電解析、軌道上周回時のバッテリー充放電解析を行い、共に 3 年以上のバッテリー寿命を確保する最大放電深度以下であることを確認した。

キ、指向解析

- ・撮像指向誤差解析

ASNARO は衛星全体の姿勢を変更(マヌーバ)し、撮像地点に ASNARO の光学センサの光軸を指向させ、地上の画像を取得する運用となる。撮像姿勢中の姿勢安定度解析・指向誤差解析を行い、要求を満足していることを確認した。

- ・アンテナ指向誤差解析

ASNARO は画像データを地上に伝送する際に、2 軸ジンバル機構をもった X バンドアンテナで地上局を追尾する。アンテナ追尾中の指向誤差解析を行い、要求を満足していることを確認した。

ク、アジリティ解析

ASNARO の質量特性解析、姿勢制御設計結果に基づき ASNARO のマヌーバ速度(アジリティ性能)の算出を行った。その結果条件によっては日本上空の 1 パスで最大 11 箇所の県庁所在地の画像が取得できることが確認できた(図 A-3-1-2-18 参照)。

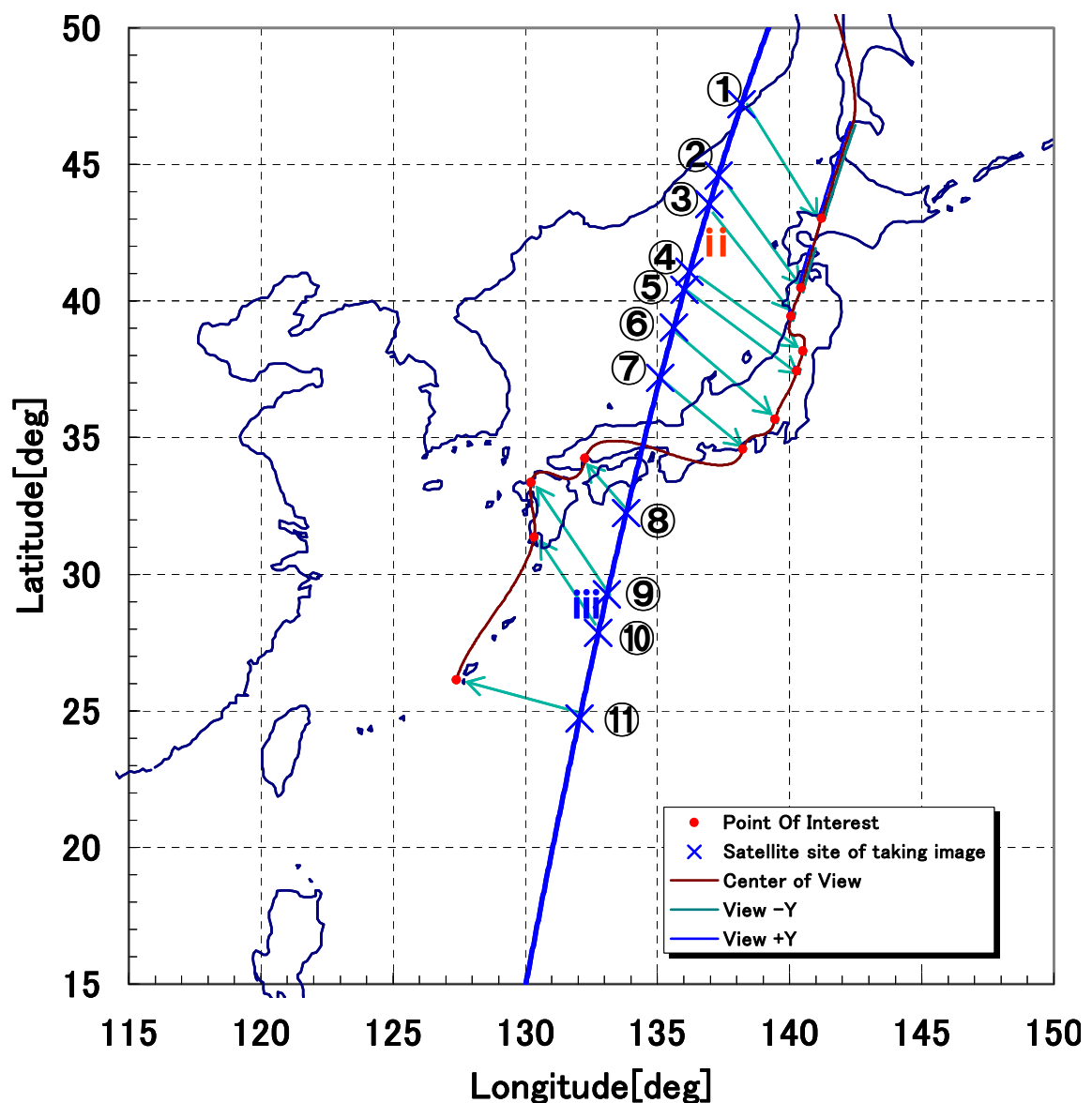


図 A-3-1-2-18 ASNARO アジリティ解析結果

ケ、ロケットインタフェース解析

イプシロンロケット、DNEPR、ROCKOT など国内外ロケットに対する下記のインタフェース解析を行った。

- ・機械環境適合性解析
- ・フェアリング収納性解析
- ・初期投入軌道解析
- ・初期運用地上局可視解析
- ・初期 SOE (Sequence Of Events: 時刻とイベントの対応表) 解析

③運用性向上

特に、撮像性能および運用性に優れた機能・方式については、ソフトウェアを試作し、有効性の評価を実施した。

ア、スキューショット機能

スキューショット機能を用いた観測方式を図 A-3-1-2-19 に示す。

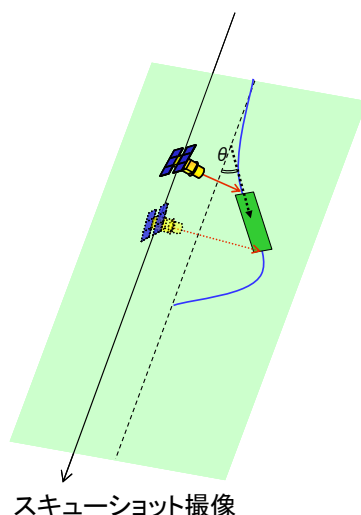
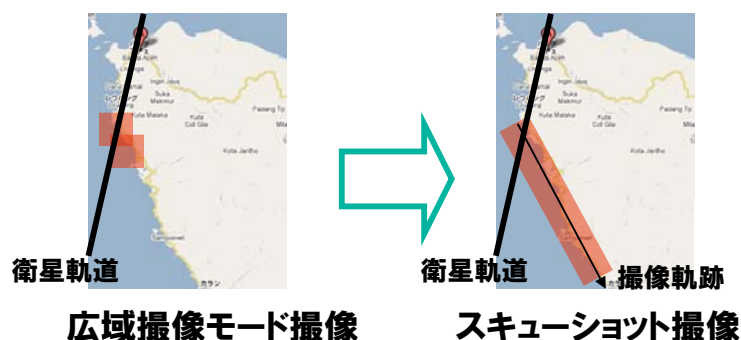


図 A-3-1-2-19 スキューショット撮像方式

図 A-3-1-2-12 の基本的観測方式に示されている他の観測方式はすべて衛星の軌道と平行に観測を行う方式である。しかしながら、河川の氾濫や津波被害など、広いエリアを1回のパスで撮像する場合、図 A-3-1-2-12 の広域撮像方式よりも河川の流れや海岸線に沿って撮像した方が効率的な場合が多い(図 A-3-1-2-20 参照)。スキューショット撮像は撮像中に姿勢駆動制御を行い、軌道に対して一定のスキュー角度 θ 方向に撮像を行う方式である。



事例:津波被害の観測

図 A-3-1-2-20 スキューショット撮像方式利用例

イ、ラインレート可変機能

ASNARO では TDI 撮像 (Time Delayed Integration (時間遅延積分方式)) を行うために、CCD 上での撮像画像の流れと観測点の直距離 (スラントレンジ) からラインレートを計算する機能を持っている。1シーンの撮像において、スラントレンジは一定でなく、以下の理由により変動する。

- a. 慣性固定のまま (スナップショットで) 楕円状の地表面をスキャンするため。
(図 A-3-1-2-21 参照)
- b. スキューショット撮像などで衛星がレートを持つため (図 A-3-1-2-22 参照)
- c. 衛星軌道に離心率があるため。
- d. 撮像中に地表面の標高が変わるため (図 A-3-1-2-23 参照)

ASNARO にラインレート可変機能を持たせることにより、上記原因による短期安定度の劣化を抑制することができ、撮像性能の向上につながる。特に日本のような標高差の激しい地形では、標高差を加味したラインレート可変機能が効果的である。

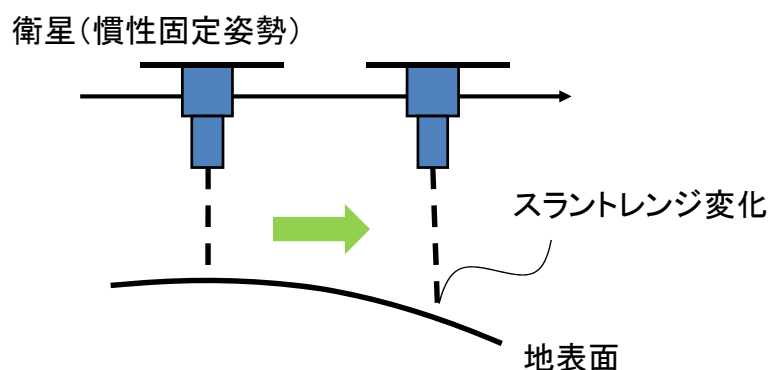


図 A-3-1-2-21 楕円体上地表面によるスラントレンジ変化

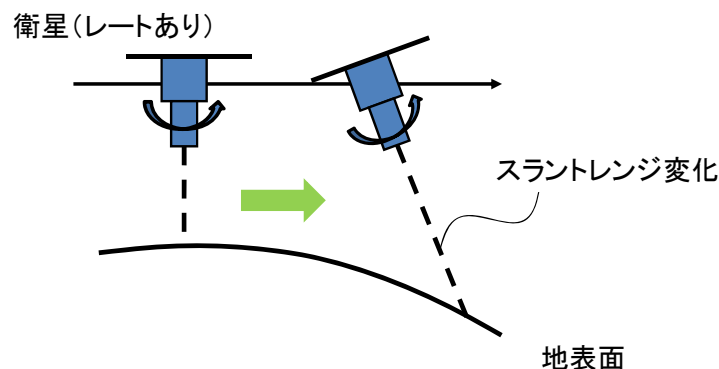


図 A-3-1-2-22 衛星レートによるスラントレンジ変化

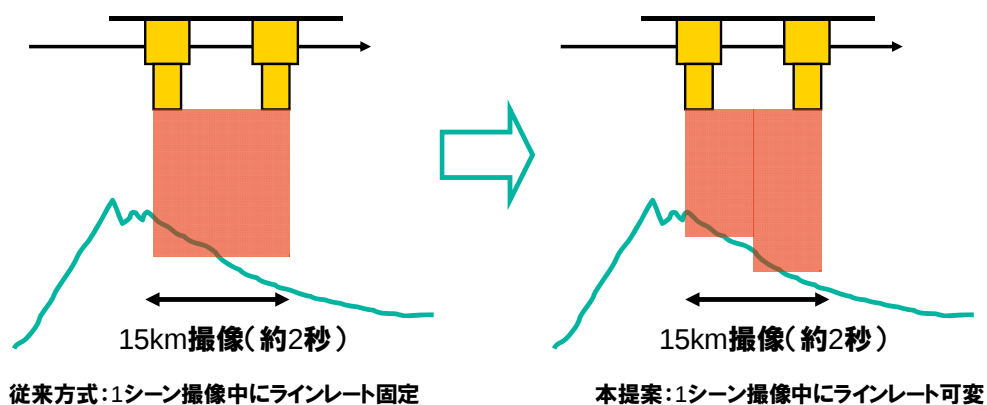


図 A-3-1-2-23 標高差変動によるスラントレンジ変化

ASNARO では運用性向上の施策としてラインレートを撮像中に 1 秒周期で可変する機能を追加した。詳細解析の結果以下の点が確認された。

- ・1 秒周期のラインレート更新機能により、撮像短期安定度で制限される撮像時間が 4 秒から 10 秒以上に拡大。
- ・国内の地形であれば、1 秒のラインレートの更新周期で十分な撮像短期安定度が獲得できる。

ウ、恒星による光学センサアライメント方式

撮像された画像の画素位置決定精度は、姿勢決定誤差・軌道位置決定誤差に加えて衛星本体と光学センサ間のアライメント誤差が影響する。その中でもアライメント誤差の影響は大きい。画像の中に地表基準点 (GCP) を含む場合には、これを頼りに補正を行うことができる。

しかし、画像の中に常に GCP を期待することはできないので、上記アライメント誤差を事前に校正する必要がある。この校正方法として、図 A-3-1-2-24 のように、宇宙空間に存在する恒星により正確にアライメント校正を行う機能を追加した。

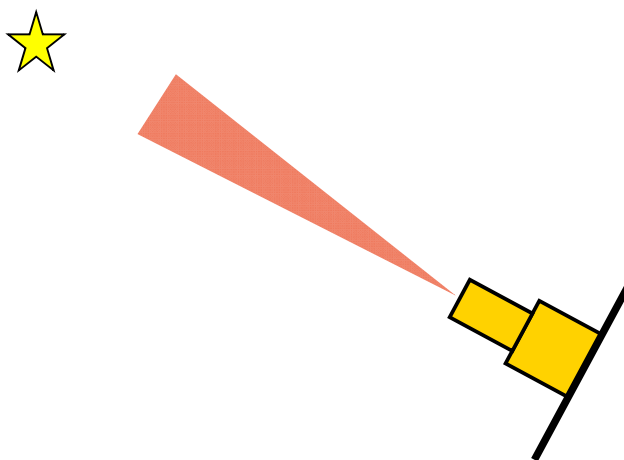


図 A-3-1-2-24 恒星撮像

詳細解析およびシミュレーションの結果、以下の点が確認された。

- ・ASNARO の CCD 感度では、8 等級までの恒星が検出可能。これにより、オンボード上で銀河面を指向すれば、各 CCD で 3～10 個程度の恒星が撮像可能。
- ・恒星撮像への姿勢マヌーバで姿勢短期安定度が許容の範囲内にある。

エ、光学センサ撮像トラッキング方式

図 A-3-1-2-25 に高 S/N 撮像(光学センサ撮像トラッキング方式)の概略を示す。高 S/N 撮像では、衛星に進行方向とは逆方向のレートを与えることにより、光学センサが観測点を凝視する時間を長くする。その結果、CCD への入射光量が増加し、高緯度地域や冬季のような暗い観測点であっても撮像ができる。

詳細解析結果から以下の点が確認された。

- ・従来のスナップショット撮像の 30 倍の高 S/N 撮像が可能。
- ・1～30 倍の範囲の高 S/N 撮像であれば、10 秒の撮像が可能。

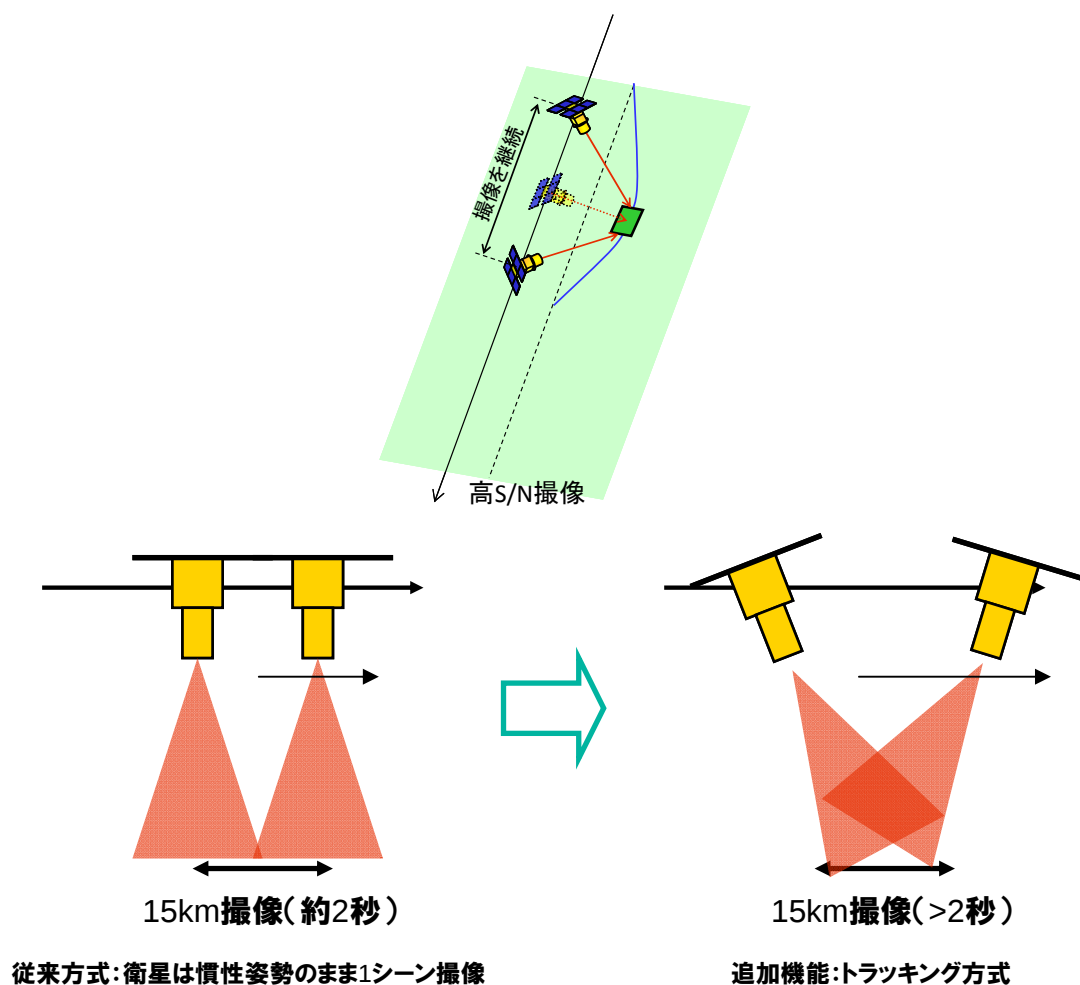


図 A-3-1-2-25 高 S/N 撮像方式

(3)搭載ミッション機器の開発

①光学センサ設計

光学センサ諸元を表 A-3-1-2-9 に、光学センサの構成品を表 A-3-1-2-10 に、光学センサ形状図を図 A-3-1-2-26 に示す。設計結果として、光学センサはすべての機能・性能要求を満足することを確認した。

光学センサの機能を以下に示す。

- ・ 可視近赤外域をパンクロ:1 バンド/マルチ:6 バンドで観測することにより高分解能かつ高画質な地表の画像データを同時に取得する。
- ・ 上記バンドによる観測のため、パンクロ・マルチ一体型の反射型光学系方式による集光機能を有する。
- ・ 高画質画像を取得するため、パンクロ、マルチともに TDI 型 CCD によるプッシュブルーム(Pushbroom)方式により地上を撮像する機能を有する。
- ・ 軌道上で予測される焦点位置ズレ量をモニタするための焦点位置モニタ用 CCD を有する。また軌道上で予測される焦点位置ズレを補正するための焦点調整機構を有する。
- ・ 軌道上で予測される熱環境に対し、要求性能を維持するための温度制御機能を有する。
- ・ 光学センサの状況をモニタするため、テレメトリ信号及び各部の動作指示のためのコマンド信号の送受をミッション制御部と行う機能を有する。
- ・ 光学センサは、開口カバーを有し、観測時以外は開口カバーを閉じることにより光学センサ内部の温度を安定化する機能を有する。開口カバーの開閉は、ミッション制御部内の開口カバー駆動部による。
- ・ 軌道上でマルチバンドの感度をモニタするために、内部光源による校正機能を有する。

表 A-3-1-2-9 光学センサ諸元

項 目	設計結果	備 考
軌道高度	504km	
軌道	太陽同期準回帰軌道、円軌道	
センサの種類	高分解能パンクロ・マルチセンサ	
マルチセンサバンド数	6バンド	可視及び近赤外
空間分解能(GSD)	パンクロ:0.5m 未満 マルチ: 2m 以下	直下
観測幅	パンクロ:10km 以上 マルチ: 10km 以上	
検出器種類	パンクロ:TDI 型 CCD マルチ:TDI 型 CCD	

TDI: Time Delayed Integration(時間遅延積分方式)

CCD: Charge coupled devices(電荷結合デバイス)

表 A-3-1-2-10 光学センサ構成部品目

名称	略称	台数	担当
光学センサ	OPS	1	
集光光学部	OPT	1	機構
フォーカルプレーンアッセンブリ	FPA	1	NEC
パナクロアナログ信号処理部	PA-ASP	1	NEC
マルチアナログ信号処理部	MU-ASP	1	NEC
光学センサ電源部	OPS-PWR	1	NEC
内部校正光源投光部	CAL-O	1	NEC
光学部後方カバーアッセンブリ	OPS-CVR	1	NEC
光学センサ内熱計装	OPS-TINT	1	NEC
光学センサ内電気計装ハーネス	OPS-EINT	1	NEC

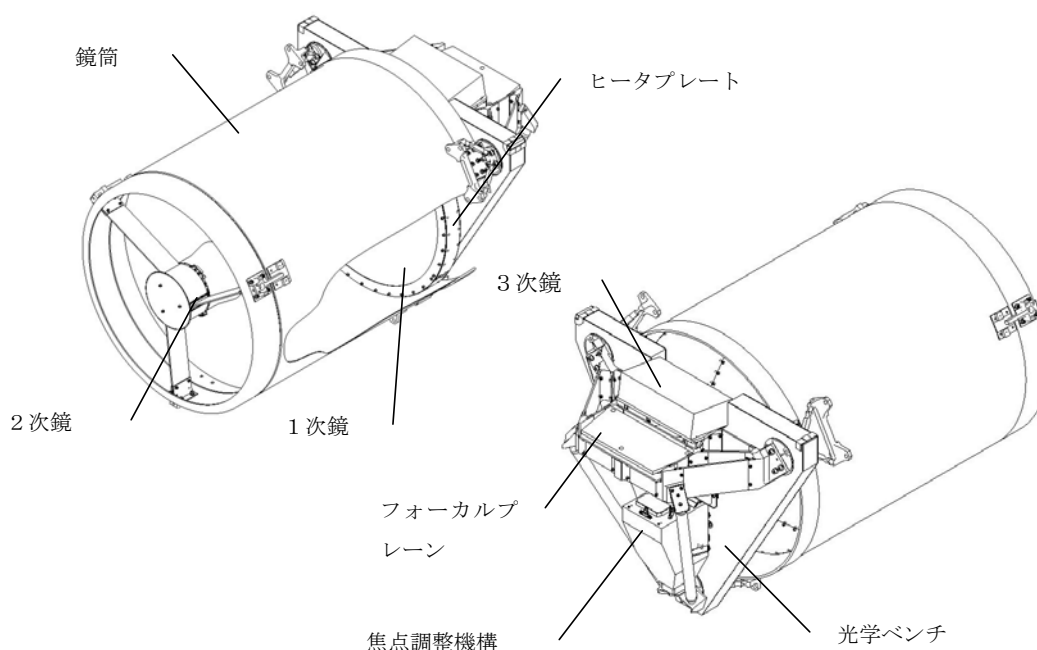


図 A-3-1-2-26 光学センサ形状図(光学部及び FPA のみ記載)

② 光学センサ用 LSI 設計・試作・実装

光学センサ高信頼性化検討結果として、光学センサに搭載するアナログ ASIC の SOI (silicon on insulator) 化開発を行い、下記の試験を実施して光学センサに実装した。

・ ロット保証試験

光学センサ向けフライト用アナログ ASIC に対するロット保証試験を行い、宇宙用途に適合する信頼性品質保証を有する製品であることを確認、完了した。

- ・ 重粒子照射試験

アナログ ASIC に対し、軌道上想定される放射線環境を模擬した放射線試験を実施し、本デバイスの耐放射線耐性を評価、把握し、宇宙搭載機器に使用可能な耐放射線性を有していることを確認、完了した。

③ 直接伝送系(DT)設計

直接伝送系諸元を表 A-3-1-2-11 に、直接伝送系の構成品を表 A-3-1-2-12 に示す。設計結果として、DT はすべての機能・性能要求を満足することを確認した。

DT の機能を以下に示す。

- ・ 可視域内にある任意の位置にある地上局にアンテナを指向し、統合型データレコーダ(ISSR)から入力される観測データを直接伝送できること。
- ・ コマンドにより 416Mbps/QPSK と 832Mbps/16QAM に切替できること

表 A-3-1-2-11 直接伝送系諸元

項目	要求性能
1 搬送波特性	
1.1 搬送波周波数	8180MHz
1.2 占有帯域幅	300MHz 以下
2 変調特性	
2.1 変調方式	QPSK / 16QAM 切替
2.2 伝送レート	832Mbps (16QAM 時) / 416Mbps (QPSK 時)切替 (リードソロモン符号化後)
3 アンテナ特性	
3.1 偏波	RHCP
3.2 ビーム指向範囲	Z 軸±90°

QPSK: Quadrature PSK [phase shift keying] 四状態[直交]位相偏移符号化

16QAM: 16Quadrature amplitude modulation 16 直角位相振幅変調, 直交振幅変調

RHCP: right-handed circularly polarized wave 右旋円偏波

表 A-3-1-2-12 直接伝送系構成品

構成品目	略号	数量	備考
X バンド変調器	X-MOD	1	
X バンド送信機	X-PA	1	
X バンドフィルタ	X-FIL	1	
X バンドアンテナ	X-ANT	1	

④ ミッション制御系(MCS)設計

ミッション制御系諸元を表 A-3-1-2-13 に、ミッション制御系の構成品目を表 A-3-1-2-14 に示す。設計結果として、MCS はすべての機能・性能要求を満足することを確認した。

MCS の機能を以下に示す。

- ・ バスから配信されるコマンドデータを解析する機能を有すること。また、ミッションテ

レメトリ生成機能で生成した必須 HK をスペースワイヤ経由で送信する機能を有する。

- ・ バスからのコマンド及びミッション自動化機能によるコマンドを、MCS 内、OPS 及び DT に配信する機能を有する。
- ・ ミッション部のテレメトリを収集し、バスに送出するための必須 HK(ハウスキーピング:衛星状態管理モニタ)及び ISSR にて記録するためのミッションテレメトリを生成する機能を有する。
- ・ 地上から送信された運用タスク(一連のコマンドシーケンス)に従って、サブシステム/機器を動作させる機能を有する。
- ・ 地上から送信するコマンド数の削減を図るため、サブシステムの動作モードを変化させるための一連のコマンドシーケンスをタイムライン、ないしマクロコマンド(グループコマンド)として内部メモリに保持する機能を有する。
- ・ 地上からの撮像要求及び GPS データを基に、撮像パラメータ(姿勢要求/ラインレート等)を決定する機能を有する。
- ・ X バンドアンテナの指向制御を行い、アンテナのモータを駆動する機能を有する。
- ・ 開口カバーの制御を行い、開口カバーのモータを駆動する機能を有する。
- ・ OPS からの撮像データ及びテレメトリ、温度、GPS データ、姿勢センサデータ等を記録する機能を有する。
- ・ 記録した撮像データ及び低速データを再生する機能を有する。
- ・ ミッションコマンドデータの復号、再生データの符号化を行う機能を有する。
- ・ 焦点調整機構の制御を行い、焦点調整用モータを駆動する機能を有する。
- ・ バスから受信した時刻データを、OPS に対して配信する。また同様にバスから受信した時刻基準信号を、OPS 及び DT に対して配信する機能を有する。

表 A-3-1-2-13 ミッション制御系諸元

No.	項目	主要性能	備考
1	観測データ記録 チャンネル数	パングロマチックセンサ(Pa): 8 チャンネル マルチスペクトルセンサ(Mu): 4 チャンネル Pa 焦点調整用 : 2 チャンネル	
2	観測データ容量	120 Gbytes(EOL)	1Gbytes =1024 ³ bytes
3	DT 出力系データ レート	16QAM 時 : 832.56Mbps QPSK 時 : 416.28Mbps	1Mbps =10 ⁶ bps

表 A-3-1-2-14 ミッション制御系構成品

構成品目	略号	数量	備考
ミッション制御装置	MCU	1	
ミッションテレコマ装置	TCU	1	
統合型データレコーダー	ISSR	1	
ミッションコントロール フライトアプリケーションソフトウェア ※1	MCFS	1	

※1:ソフトウェアは MCU に実装される。

⑤ ミッション機器製造・試験

ア、光学センサ

集光光学部及び各構成機器の製造を行った。また集光光学部のインテグレーション後の試験を行い、分解能と S/N に影響する MTF 特性 (Modulation Transfer Function: 空間周波数特性) 及び効率を含む性能が要求を満足していることを確認した。図 A-3-1-2-27 に集光光学部の完成写真を示す。

また、PA-ASP、MU-ASP (ASP: アナログ信号処理部)、焦点調整機構 (CAL-O)、光学センサ電源部 (OPS-PWR) についてはミッション電気部との噛み合わせ試験を実施し、下記の電気インタフェースが正常であることを確認した。

- ・ ISSR との画像データインタフェース
- ・ TCU とのテレメトリ／コマンドインタフェース
- ・ TCU との駆動信号インタフェース

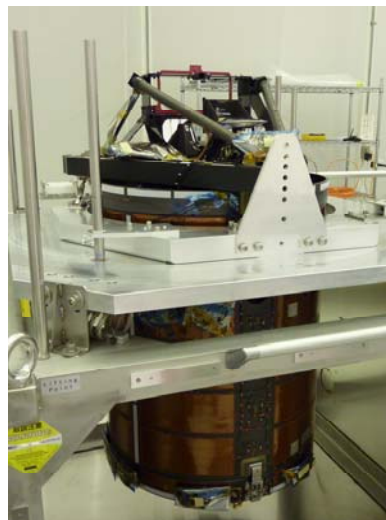


図 A-3-1-2-27 集光光学部

イ、ミッション構造部

実際に軌道上に打ち上げられるミッション構体フライトモデル (FM) を組み合わせたミッション構造部を製造した。ミッション構造部の外観形状を図 A-3-1-2-28 に示す。

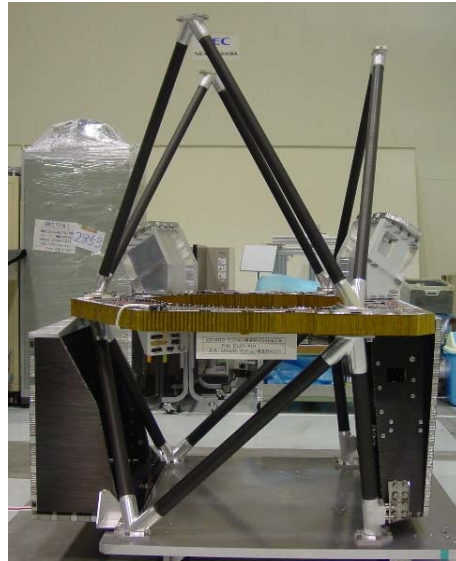


図 A-3-1-2-28 ミッション構造部

ウ、ミッション電気部

実際に軌道上に打ち上げられるミッション系電気コンポーネントフライトモデルを組み合わせたミッション電気部を製造した。電気コンポーネント(一部は試作モデルや同等の機能を有する模擬装置)を電氣的に接続し、下記の電気インタフェースの確認、サブシステムの機能性能試を行った。ミッション電気部の外観形状を図 A-3-1-2-29 に示す。

- ・ DT 機能・性能確認 (DT サブシステム試験として実施)
- ・ TCU-ISSR 間インタフェース確認 (MCS サブシステム試験として実施)
- ・ X-MOD/X-PA と TCU 間のテレメトリ・コマンドインタフェース確認
- ・ X-ANT と TCU 間の駆動信号インタフェース確認
- ・ カバー駆動機構と TCU 間の駆動信号インタフェース確認
- ・ ISSR と X-MOD 間の画像データ信号インタフェース、ローカル信号インタフェース確認

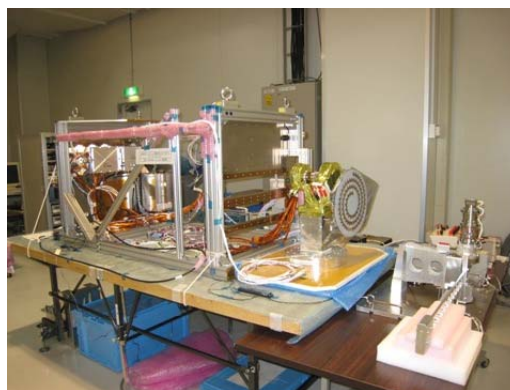


図 A-3-1-2-29 ミッション電気部

⑥ ミッション総合試験

上記の通りOPSによる光学性能検証結果、ミッション構造部／ミッション電気部によるインテグレーション性確認結果、ミッション電気部による電氣的検証結果、及び各機器・サブシステム試験結果、設計・解析結果により要求されたミッション総合性能を満足していることを確認した。

(4)宇宙実証

① 打ち上げ機候補洗い出し

以下のロケットについて、調査・インタフェース設計・解析を行った。

- ・ 国産ロケット
イプシロンロケット(開発中)、H-IIA
- ・ 海外ロケット
DNEPR、ROCKOT、Kosmos 3M、Falcon-1e

② 打ち上げ機選定

ア、打上げ機選定

a. 打上げ機選定

打上能力と性能、打上げスケジュール適合性、打上げ実績および実用性の観点から、打上げ機をDNEPRとROCKOTに絞り、担当会社に提案要請を行い、提案書を検討した結果、DNEPRを選定した。この結論に基き、DNEPRの打ち上げを担当するISC Kosmotras 社(以下ISCKという)と契約調整を行い、DNEPRロケットをASNARO打上ロケットとして正式に選定した。

b. 射場調査・インタフェース調整

ISCKと契約後、ISCKが管理する射場であるYasny 基地(ロシア、オレンブルグ州)の調査、ISCKの副契約者でありロケットの製造請負のユジノエ社(ウクライナ、ユジノエ設計オフィス)を含めて、インタフェース調整会議、技術調整および各種インタフェース試験(PAF 分離衝撃試験、PAF 適合性試験、Space Head Module(SHM)フィットチェック立会い)を行った。

c. 輸送検討・実施

日本から射場であるロシア Yasny 基地までの輸送経路と手段および実績は以下の通りである。この経路で日本からロシアに輸送する輸出品リストを作成し、国内の輸出申請並びにロシア側の通関に必要な情報を ISCK に提出している。

(i) 国内輸送(衛星保管場所:JAXA筑波宇宙センター → 成田空港)

輸送手段:トラック

(ii) 成田空港 →(通関地:Ulyanovsk 空港)→ Orsk 空港

輸送手段:貨物輸送機(チャータ便が第一候補)

実績:平成 26 年 8 月 20 日昼過ぎ 成田空港発

平成 26 年 8 月 20 日夜 Ulyanovsk 空港着

平成 26 年 8 月 21 日 17:00 頃 Orsk 空港着

(iii) Orsk 空港 → Yasny 基地

輸送手段:トラック(ISCK 社手配)

実績:平成 26 年 8 月 21 日夜 Orsk 空港発
平成 26 年 8 月 22 日未明 Yasny 基地着

イ、軌道上実証準備

a. 運用準備

運用準備として下記の作業を実施した。

- ・ 打上／初期運用計画の立案、運用リハーサル計画の立案
- ・ 運用データベースの整備
- ・ 運用マニュアル、運用手順書の整備

b. 海外ネットワーク選定・インタフェース調整

打上／初期運用時に衛星との通信に必要な海外ネットワークをノルウェーの Kongsberg Satellite Services 社(以下KSATという)に選定し、インタフェース調整会議を実施した(平成24年7月、平成26年8月、平成26年9月)。

c. 打上げ準備

(i) ASNARO LRR(Launch Readiness Review)

平成 26 年 9 月 25 日に Yasni 射場にて ASNARO LRR(Launch Readiness Review)を実施し、必要な準備がなされアクションアイテムがクローズしていることを確認した。

(ii) ASNARO 運用準備完了確認会(ORR: Operation Readiness Review)

平成 26 年 10 月 24 日に NEC にて ASNARO 運用準備完了確認会(ORR: Operation Readiness Review)を実施し、以下の運用の観点から打上げおよび初期運用フェーズへの移行が妥当である事を確認した。

- ・試験完了状況
初期運用で使用する衛星管制センタ、データセンタ、ネットワーク運用センター及び各地上局間を接続し、試験を実施し完了した。
- ・運用設備、地上局準備状況
運用設備、地上局予約状況、地上局準備状況、射場とのインタフェース等準備状況に関し問題無い事を確認した。
- ・公的手続きの状況
宇宙物体登録、無線局免許に関し問題無い事を確認した。
- ・運用手順準備状況
運用手順準備状況に関し問題無い事を確認した。
- ・運用計画設定状況
運用計画設定状況に関し問題無い事を確認した。
- ・体制整備、訓練・リハーサル完了状況
体制整備、訓練・リハーサル完了状況に関し問題無い事を確認した。

d. 打上・初期運用

ASNARO は、平成 26 年 11 月 6 日 16 時 35 分(日本標準時)にヤスニ射場からドニエプル・ロケットにより打ち上げられ、所定の軌道に投入された。その後、各機器の動作状況を確認しながら順次衛星の搭載機器を稼働させ、11 月 6 日の真夜中辺りで衛星が

最終的に稼働状態に入ったことを確認し、打上・クリティカルフェーズを終了した。その後、9.5 日間のチェックアウト・フェーズ、約 3 ヶ月の校正運用フェーズで衛星バス、ミッション機器の機能・性能の基本的な動作確認を軌道上で行った。この軌道上運用を通して、衛星システム開発仕様書に定められた機能、性能の軌道上検証を実施した。

③ 宇宙実証

ア、実証結果

平成 27 年 2 月 17 日の技術委員会において、ASNARO の軌道上試験および運用結果に基づく解析検証結果が開発仕様(地上・宇宙総合システム、標準小型衛星バス、搭載ミッションについての仕様)に適合していることを確認した。

・打上・クリティカルフェーズの結果

ASNARO は平成 26 年 11 月 6 日 16:35(日本標準時)にロシア・ヤスニ射場からドニエプルロケットにより打ち上げられた後、11 月 7 日 0:00(日本標準時)の沖縄局からのコマンドによるロンチロック解除まで正常に実施され、打上・クリティカルフェーズを問題なく完了した。

・チェックアウト・フェーズの結果

すべてのチェックアウト運用(L+0 日～L+9 日)を問題なく完了した。

・校正運用フェーズの結果

予定された校正運用(L+10 日～L+90 日)を問題なく完了した。但し、遅延している一部の機能確認及び精度向上を継続して実施する。

イ、衛星画像のサンプル

図 A-3-1-2-30～図 A-3-1-2-33 に、ASNARO の画像サンプルを示す。



図 A-3-1-2-30 京都駅



図 A-3-1-2-31 西之島



図 A-3-1-2-32 スカイツリー

図 A-3-1-2-33 NEC 府中事業場

A-3-1-3 特許出願状況等

表 A-3-1-3-1 論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	「先進的宇宙システム ASNARO の開発」@NEC 技報 Vol.64 No.1(2011 年 3 月)	H23.3
	特集 宇宙民営化元年 @日経エレクトロニクス	H25.1
投稿	「ASNAROプロジェクト 小型衛星開発で日本の強みを活かし海外展開めざす」<インタビュー記事>@向学新聞	H23.3
	Japan Delays ASNARO-1, Switches to Russian Rocket @Space News	H23.6
発表	「ASNARO」のパネル展示@国際航空宇宙展(JA2008)	H20.10
	「ASNARO GPSR における SpaceWire の適用事例」@ SpaceWire ユーザ会	H21.12
	「地球観測衛星の小型化・高機能化のイノベーション」@経済研究所 BBL セミナー	H22.2
	ASNARO 紹介@ NHK「サイエンスアイ」	H20.10
	ASNARO 紹介@テレビ東京「ワールドビジネスサテライト」	H22.3
	ASNARO 紹介@BS-i「榊原・嵩のグローバルナビ」	H22.8
	ASNARO 紹介@経済産業ジャーナル(METI Journal)	H22.11
	ASNARO 紹介@経済産業ジャーナル(METI Journal)	H22.12
	小型低価格の人工衛星新興国に売り込み @NHK おはよう日本	H26.1
論文・発表	System Outline of the Advanced Satellite with New System ARchitecture for Observation (ASNARO)@27 th International Symposium on Space Technology and Science	H21.7
	Introduction and the Outline Of the ASNARO Project (Advanced Satellite with New System ARchitecture for Observation) @ 27 th International Symposium on Space Technology and Science	H21.7
	System outline of small Standard bus and ASNARO spacecraft@23nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (AIAA:The American Institute of Aeronautics and Astronautics, USU: Utah State University)	H21.8
	ASNARO 衛星のシステム概要@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	H21.9
	先進的宇宙システムコンソーシアムでの衛星開発運用活性化活動の概要@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	H21.9
	先進的宇宙システムコンソーシアムでのインタフェース標準の検討@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	H21.9
	先進的宇宙システムコンソーシアムでの民生部品・機器採用	H21.9

	基準・信頼性の検討@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	
	先進的宇宙システムコンソーシアムでの自動自律運用・どこでも運用の検討@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	H21.9
	「小型化等による先進的宇宙システムの研究開発」成果活用による産業化への取組み@第 53 回宇宙科学技術連合講演会	H21.9
	Study of criteria of commercial parts and equipment in the advanced space system consortium@ The 22nd Microelectronics Workshop	H21.9
	Project Outline of the Advanced Satellite with New system ARchitecture for Observation (ASNARO) @60th International Astronautical Congress	H21.10
	Project Outline of the Advanced Satellite with New system ARchitecture for Observation (ASNARO) @22 nd Micro-electronics Workshop	H21.10
	The Outline and the Application of Advanced Satellite with New System ARchitecture for Observation (ASNARO) @3rd IAA Africa Regional Conference (IAA: The International Academy of Astronautics)	H21.11
	衛星搭載用高速デジタル変調器の開発@電子情報通信学会ソサイエティ大会	H22.9
	ASNARO プロジェクト概要@宇宙科学研究所 小型科学衛星シンポジウム	H23.3
	Outline and Progress of ASNARO Satellite System @8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation	H23.4
	Outline and Progress of ASNARO Satellite System @3rd International Conference 2011 (Dnepropetrovsk)	H23.4
	Current Status and Problems for HALT Beginner in Space Applications @2011 Workshop on Accelerated Stress Testing & Reliability (San Francisco)	H23.9
	ASNARO 衛星開発概要と今後(小型化等による先進的宇宙システムの研究開発@第 2 回小型科学衛星シンポジウム	H24.3
	Outline and Progress of ASNARO @Small Satellite Systems and Services – The 4S Symposium	H24.6
	ASNARO 衛星及び標準小型衛星システム(NEXTAR)における Space Wire 技術 @第 56 回宇宙科学技術連合講演会	H24.11
	Space Wire 試験センタの活用事例 @第 56 回宇宙科学技術連合講演会	H24.11
	Space Wire 技術を用いた ASNARO 衛星及び標準小型衛星システム @第 56 回宇宙科学技術連合講演会	H24.11
	ASNARO1 & 2 プロジェクトの概要 @第 3 回小型科学衛星シンポジウム	H25.3
	小型衛星バスシステム「NEXTAR」の試験標準化による品質	H25.11

	向上 @平成 25 年度宇宙航空品質保証シンポジウム	
表彰	「高強度反応焼結 SiC のミラーの開発」(社)日本セラミックス協会より第 63 回日本セラミックス協会賞技術賞	H21.8
	8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation において最優秀ポスタープレゼンテーション(Poster Award)を受賞	H23.4

A-3-2 目標の達成度

表 A-3-2-1. 目標に対する成果・達成度の一覧表：全体

項目	目標・指標	成果	達成度
総合システム	地上・宇宙総合システムとしての開発を行う。	宇宙機側と地上系「可搬統合型小型地上システムの研究開発」担当（パスコ）とで、合同調整会議および細部技術検討を行う分科会により「総合システム開発仕様書」を平成 23 年 3 月に制定した。以降、同会議・分科会にて情報共有・検討を行いつつ、本仕様書を基として衛星-地上適合性試験を実施した。	達成
新しい仕組み	先進的宇宙システムのアーキテクチャを構築する。	・宇宙機関との連携、宇宙関連企業の技術を集結しただけでなく、中小企業や新規参入企業もコンソーシアムとして加えることにより、先進的宇宙システム設計、製造、試験の「仕組みづくり」の検討を行った。	達成
短納期の仕組み	再製造の場合に、2 年間で製造・試験実施を可能にする。	・新しい宇宙システム対応の標準ネットワーク方式であるスペースワイヤを採用することで、ミッション機器の変更に対してはソフトウェアの変更で対処が可能になり、従来はミッション要求に応じて設計変更を行っていたバス機器のリピート生産が可能になり、設計変更により必要であった費用やリードタイムが圧縮でき、2 年以内の開発が可能であるという目処が立った。またスペースワイヤ試験センタを整備した。	達成
自動自律運用	人間の判断無しで 1 週間以上のバスの自動自律運用を実現する。	・自動機能、自律機能を活用し、観測計画とバス運用のコマンドをアップロード可能な衛星側の仕組みを構築し、1 週間以上の自動自律運用の目処が立った。	達成
小型衛星バス	バス質量 300kg 程度以下の小型地球観測衛星を開発する。	JAXA との共同研究により、軌道維持/修正のための推進系に燃料を充填した状態で 300kg 以下の重量（燃料なしで、設計値 250kg）となる小型衛星バスを製造し、性能確認試験、ミッション系搭載機器との組み合わせ試験、システム試験を実施した。	達成
高性能光学センサ	地上分解能（GSD）0.5m 未満（軌道高度 500km、パングロマトック）を目標とする可視光地球観測センサ	最終目標である地上分解能（GSD）0.5m 未満（軌道高度 500km、パングロマトック）のセンサとそれに光を集光することのできる光学反射望遠鏡を設計の段階から開発し、個別試験で性能を確認した。また衛星バスとの	達成

項目	目標・指標	成果	達成度
	を開発する。	組み合わせ試験、システム試験を実施した。	
宇宙実証	軌道上実証を実現する。	・国内外の打ち上げロケットを検討し、ロシアISC コスモトラス社のドニエプルを選定した。 ・衛星 - ロケット インタフェース調整、衛星の射場への輸送、射場での打上げ準備作業を経て平成 26 年 11 月 6 日(日本時間)に衛星を打ち上げ、軌道上運用を開始した。 ・「総合システム開発仕様書」を基にして、機能・性能について軌道上実証を行った。	達成

表 A-3-2-2. 目標に対する成果・達成度の一覧表：要素技術

要素技術	目標・指標	成果	達成度
(1)先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立			
ネットワーク導入	・オープンアーキテクチャの採用により、衛星バスのプロトコル、サブシステム、機器間等のインタフェースの標準化を推進する。 ・スペースワイヤ(SpW)試験センタを実現する。	・スペースワイヤを活用して衛星を構築した。 ・スペースワイヤ(SpW)試験センタを整備した。	達成
熱構造電気インタフェース基準の設定	搭載機器インタフェース仕様を衛星システム/衛星機器メーカー固有のものでなく標準化する。	小型衛星の内部搭載機器に関する簡素化したインタフェース基準を作成した。	達成
民生部品採用基準の設定	使用される軌道での宇宙環境、運用年数を考慮した評価を実施出来るようにスクリーニング試験項目や試験条件等の基準を策定する。	・SERVIS プロジェクトの資産を活用しつつ、搭載予定の民生部品評価に適用する基準を作成した。 ・先進的な宇宙システムに使用する民生部品について、シングルイベント耐性評価を実施した。	達成
民生機器採用方針設定	民生部品や技術を使用している機器について、スクリーニング試験や耐放射線性の試験方法の方針を設定する。	民生機器採用基準の策定と、リスク評価・管理方法を方針に盛り込んだ。	達成
民生品利用における	小型衛星に適用可能な信頼性保証手法を確立	民生品利用機器の信頼性を検討する新しい信頼性/信頼度の考え	達成

要素技術	目標・指標	成果	達成度
信頼性/ 信頼度の 考え方	する。	方を検討した。	
試験検証の 考え方	開発着手 2 年で組立試験が完了する仕組みとしての試験検証を確立する。	従来の考え方を見直し、簡略化された試験検証の考え方を検討した。	達成
自動自律化 による運用 の省力化	衛星運用システム全体から見た自動化・自律化能力の向上を実現する。	現状の自動化・自律化技術を元に今後の方向を検討した。	達成
ネットワーク による どこでも運用	場所に依存しない運用形態の構想検討を行う。	現状の衛星運用、他業種の技術状況を調査して、場所に依存しない運用形態の構想検討を行った。	達成
(2) 標準的小型衛星バスの開発			
①衛星システム及び 衛星バスの 開発	質量 300kg 以下の小型衛星バスの低コスト・短期開発を実現する。	質量 300kg 以下の小型衛星バスの設計、製造および試験を実施した(燃料なしで、設計値 250kg)。	達成
ア、衛星システム及び 衛星バス 設計	衛星システム(システム性能、機器配置、全体コンフィギュレーション、質量配分、電力配分等)およびバス設計(構成、ネットワーク構成、熱/構造設計等)を実施する。	衛星システム(システム性能、機器配置、全体コンフィギュレーション、質量配分、電力配分等)およびバス設計(構成、ネットワーク構成、熱/構造設計等)を実施した。	達成
イ、衛星バス 製造・試験	衛星バスの構成要素(コンポーネント、バス構造部/電気部)の製造および試験を実施する。全機器の製造・試験を実施する。	衛星バスの構成要素(コンポーネント、バス構造部/電気部)の製造および試験(構造モデル試験/熱モデル試験、構造部/電気部試験)を実施した。	達成
ウ、衛星 システム 総合試験	システム総合試験の実施を打上げ前に実施する。	搭載フライトモデル、開発モデルおよびシステム性能解析による評価を行って、最終的にシステム総合試験を実施した。	達成
エ、衛星 データベースの 整備	衛星運用時に適用する衛星データベースを構築する。	衛星データベースの整備を行った。	達成
②システム 解析	宇宙実証の解析により、事後確認を実施する。	宇宙機システム解析を実施し、軌道上での特性予想を行い、設計条件、設計解析を行った。宇宙実証による解析を実施した。	達成

要素技術	目標・指標	成果	達成度
③運用性向上	撮像性能、運用性に優れた機能・方式を実現する。	撮像性能、運用性に優れた機能・方式についてソフトウェアを試作して評価を行い、最終的に実装した。	達成
(3)搭載ミッション機器の開発			
①光学センサ設計	高度 500km から分解能 (GSD) 0.5m未満を実現する光学センサを実現し実証する。	高度 500km から分解能 (GSD) 0.5m 未満を実現する光学部の集光光学部/電子部機械部等の設計、製造、試験を行った。	達成
②光学センサ用 LSI 設計・試作・実装	光学センサ系 SOI(Silicon On Insulator)製造プロセスを使用した光学センサ用 LSI を実装する。	光学センサ系 SOI 製造プロセスを使用した光学センサ用 LSI を試作、評価し、実装した。	達成
③直接伝送系設計	800Mbps の高速画像伝送を可能にする直接伝送系を実現する。実用化のための符号化も実装する。	800Mbps の高速画像伝送を可能にする直接伝送系の設計および符号化設計を行い、その製造、試験を実施した。	達成
④ミッション制御部設計	ミッション制御部を実現する。	ミッション制御系の設計、製造、試験を行った。	達成
⑤ミッション機器製造・試験	各ミッション機器を製造し、搭載品の製造・試験を実施する。	ミッション機器構成要素(コンポーネント、ミッション構造部/電機部の)製造、試験を実施した。	達成
⑥ミッション総合試験実施	ミッションを組み合わせた総合試験を実施する。	総合試験および解析を行い、ミッション性能を評価した。	達成
(4)宇宙実証			
①打上げ機候補洗い出し	各種ロケットとの適合・不適合を明確化する。	国内外のロケットとのインタフェース解析を実施した。	達成
②打上げ機選定	打上げ機とのインタフェース調整および打ち上げを実施する。	・ロシア ISC コスモトラス社のドニエプル・ロケットを選定した。 ・衛星-ロケット インタフェース調整、射場準備作業を行い、平成 26 年 11 月 6 日(日本時間)に打上げた。	達成
③宇宙実証	総合システムの軌道上実証を行う	・「総合システム開発仕様書」を基にして、機能・性能について軌道上実証を行った。	達成

A-4 事業化、波及効果について

A-4-1 事業化の見通し

(1) 成果の利用例

① ASNARO衛星による地球観測データの取得と利用

METI は政府機関からの地球観測データ取得の要望を受けて、ASNARO 衛星を利用して地球観測データを取得・配付を実施している。

② 地球観測データ利用事業への事業拡大

NECは今回開発した技術を用いて小型標準バス「NEXTAR」という名称で製品化し、小型衛星製造事業および同衛星による観測画像のデータ利用事業を推進している。パスコは「可搬統合型小型地上システムの研究開発」の成果と連携を取り、衛星運用事業およびデータ販売事業について事業化を推進している。

③ 小型観測衛星による海外新興国への事業拡大

データ利用志向の中～上級レベルの新興国ユーザを主なターゲットとした、小型地球観測衛星システム販売事業を推進する。政府間協力と連携したアプローチとNEXTARバスベースの500kg級高性能小型衛星による多様な観測ミッションラインアップにより、海外拡販活動を行う。なお、機構/NECは現在までに東南アジア、アフリカ諸国、南米諸国など10カ国以上の新興国に対するアプローチを既に実施中である。

(2) 事業化に至る期間

① 小型観測衛星による海外新興国への事業拡大

現在、海外新興国からの初号機受注を目標として複数の商談を継続中である。

② 地球観測データ利用事業への事業拡大

平成28年度にリモートセンシング法制定を前提として、事業化を計画する。

(3) 問題点の分析と明確な解決方策

世界の小型衛星市場は、衛星製造国の強い支援の下、欧州製シェアほぼ 100%という状況が続いており、新規参入の大きな障壁となっている。新興国の国家プロジェクトに対して新規に衛星を売り込む場合、価格が低くても過去に欧州メーカーが販売した衛星と同等の性能では、国家予算を投入して新たに衛星を購入することはありえない。新規参入を実現するためには「同じ価格以下で現在保有する衛星より大幅な性能向上が望まれる」ことが条件であり、今回の研究開発で実現した標準化、高性能化技術を用いた小型衛星バス／ミッションは高い優位性を持つと考えられる。

我が国においては、リモートセンシングデータ・ポリシーが未だ確立していないため、民間業者による衛星画像データの販売は著しく制限を受けている。一刻も早くリモートセンシング法を制定して、その取り扱い基準を明確し、事業化の可能性を高めるべきである。

A-4-2 波及効果

今回の事業で開発した小型標準バス「NEXTAR」は高い汎用性をもち、ASNAROのミッションである高分解能光学観測だけではなく、他のセンサ(レーダセンサ、ハイパースペクトラムセンサ等)による観測に対しても容易に対応が可能である。複数のセンサのラインアップを充実させ、さまざまなミッションで小型衛星コンステレーションを実現する

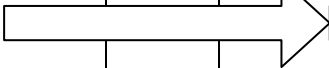
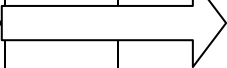
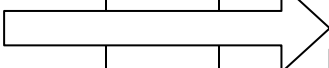
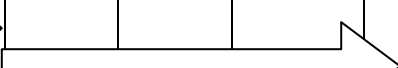
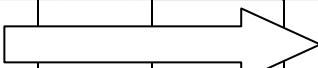
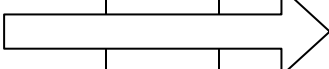
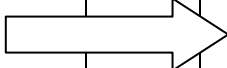
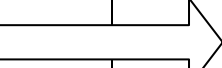
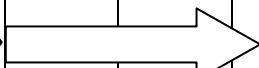
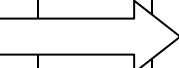
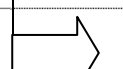
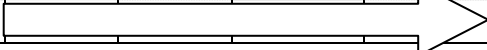
ことにより、地球観測データ利用事業に対して更なる事業の拡大が期待できる。

また本事業成果の1つでもある先進的な宇宙システム開発アーキテクチャを活用し、NEXTARバスの拡張版としてASNAROよりも大型のセンサの搭載や、冗長化によるバスの長寿命化の実現、あるいは民生品を採用したNEXTARバスよりも安価で小型のバスの実現が可能である。ミッションだけではなく、バスのラインアップを充実させることにより、海外新興国に対してさらなる事業の拡大が期待できる。

A-5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等

A-5-1 研究開発計画

表 A-5-1-1. 研究開発計画

実施項目／年度	H.20	H.21	H.22	H.23	H.24	H.25	H.26
要素技術							
(1) 先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立							
(2) 標準的小型衛星バスの開発							
① 衛星システム及び衛星バスの開発							
ア、衛星システム及び衛星バス設計、イ、製造試験							
ウ、衛星システム総合試験							
エ、衛星データベースの整備							
② システム解析							
③ 運用性向上							
(3) 搭載ミッション機器の開発							
① 光学センサ設計							
② 光学センサ用 LSI 設計・試作・実装							
③ 直接伝送系設計							
④ ミッション制御部設計							
⑤ ミッション機器製造・試験(製造設計含む)							
⑥ ミッション総合試験実施							
(4) 宇宙実証							
① 打ち上げ機候補洗い出し							
② 打ち上げ機選定							
③ 宇宙実証							

A-5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

本研究開発は、公募による選定審査手続きを経て、機構および NEC が NEDO/経済産業省からの委託を受けて実施した。また、共同実施先として国立大学法人東北大学、JAXA が参加した。

また、研究開発の実施に当たっては研究開発内容の評価を適切に実施するため、国内有識者からなる委員会を機構内に設け、事業計画、実施結果等の審議を実施する技術委員会(先進的宇宙システム技術委員会)を設置した。

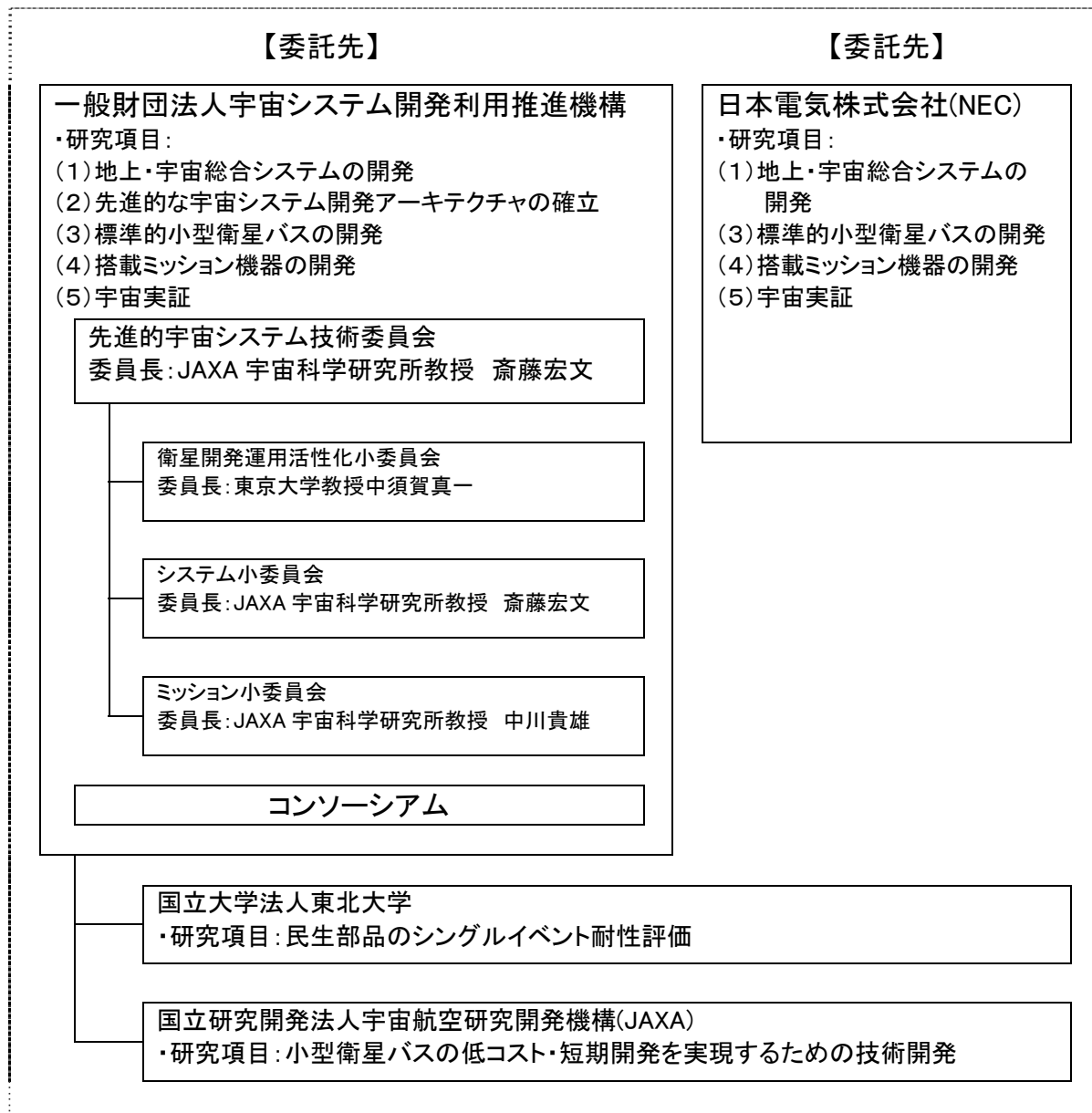


図 A-5-2-1. 研究開発実施体制

A-5-3 資金配分

(1) 資金配分

平成20年度から平成26年度までの資金配分実績(平成20～22年度はNEDO経由、平成23～26年度は経済産業省より)は以下の通りである。

表 A-5-3-1. 各年度資金配分 (単位: 百万円)

年度	H20	H21	H22	H23	H24	H25	H26	合計
機構	540	661	1,000	451	199	32	20	2,903
NEC	30	568	576	2,892	910	1,013	649	6,638
国立大学法人 東北大学	4	4	4	0	2	0	0	14
JAXA	0	0	0	0	0	0	0	0
合計	574	1,233	1,580	3,343	1,111	1,045	669	9,555

(2) 作業分担

① 平成20年から平成22年度まで

ア、一般財団法人 宇宙システム開発利用推進機構(機構)

- ・先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立
- ・標準的小型衛星バスの開発: 衛星システム及び衛星バスの開発
- ・搭載ミッション機器の開発:
 - ミッション制御部、直接伝送系及び光学センサ系(ミラー加工及び組立)、
 - ミッション総合試験

イ、日本電気株式会社(NEC)

- ・標準的小型衛星バスの開発: システム解析、運用性向上
- ・搭載ミッション機器の開発
 - 光学センサ系(ミラー加工及び組立除く)

ウ、国立大学法人 東北大学

- ・先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立の内、民生部品のシングルイベント評性評価

エ、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)

- ・衛星システムおよび衛星バスの開発の内、小型衛星バスの低コスト・短期開発を実現するための技術開発についての共同研究実施

②.平成 23 年度から平成 26 年度まで

ア、一般財団法人 宇宙システム開発利用推進機構(機構)

- ・先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立
- ・地上・宇宙総合システムの開発
 - 設計、製造、評価試験に関する管理監督業務(総合システム仕様書とりまとめ)
- ・標準的小型衛星バスの開発
 - 設計、製造、評価試験に関する管理監督業務
- ・搭載ミッション機器の開発
 - 設計、製造、評価試験に関する管理監督業務
- ・軌道上実証
 - 軌道上実証準備、実証および評価に関する管理監督業務

イ、日本電気株式会社(NEC)

- ・地上・宇宙総合システムの開発
 - 機構との合意のもと、設計、製造、評価試験の実施
- ・標準的小型衛星バスの開発
 - 機構との合意のもと、設計、製造、評価試験の実施
- ・搭載ミッション機器の開発
 - 機構との合意のもと、設計、製造、評価試験の実施
- ・軌道上実証
 - 機構との合意のもと、軌道上実証準備、輸送、射場作業、データ取得、評価、撤収作業等の実施

ウ、国立大学法人 東北大学

- ・先進的な宇宙システム開発アーキテクチャの確立の内、民生部品のシングルイベント耐性評価

エ、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)

- ・衛星システムおよび衛星バスの開発の内、小型衛星バスの低コスト・短期開発を実現するための技術開発についての共同研究実施

A-5-4 費用対効果

ASNARO 衛星及び「可搬統合型小型地上システムの研究開発」の成果を活用して海外新興国へ小型観測衛星システム(衛星及び地上システム)を販売することで、1つのプロジェクト当たり衛星製造、地上設備構築、打上、初期運用サービス総額で100億円以上の売り上げが見込まれる。

このシステムを複数の海外振興国に販売し、さらにこの売上に加えてデータ利用事業を拡大することで、投入された資源量以上の成果及び波及効果が得られることが期待される。現在、複数の海外新興国へ小型観測衛星システム(衛星及び地上システム)の販売に関し営業活動を継続中である。

A-5-5 変化への対応

現在小型衛星を新興国向けに販売している英国 SSTL 社、韓国 Satrec Initiative (SI) 社の衛星の分解能は1m～数mのレンジであるが、近年1mを切る観測衛星の開発を進めている。ASNAROはその2社が開発中のセンサよりも高い分解能を持ったセンサをすでに実現しており、商品価値としては十分高いと予測している。しかしながら、性能では劣るものの、価格面では非常に競争力があり、NECとしてはASNAROの成果をベースに複数衛星の製造・販売を前提とした量産体制を整え、更なる低価格化・短納期化の準備を進めている。