

小型実証衛星Ⅰ型の研究開発

Research and Development of Small Demonstration Satellite

宇宙実証研究共同センター ○中村 揚介、平子 敬一、橋本 英一

Space-technology Demonstration Research Center

○Yosuke Nakamura, Keiichi Hirako, Hidekazu Hashimoto

Abstract

The Space-technology Demonstration Research Center (SDRC) of JAXA has been studying the small satellites since 1998. The circumstances surrounding the small satellite project have changed since the launch of our first satellite, MicroLabSat, in 2002. Initiated in 2006, the Small Demonstration-Satellite program provides a useful platform for newly developed components of large operational satellites and for advanced space-mission technology. This paper describes the program strategy and introduces the development status of its first satellite.

1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、小型衛星及び搭載機器小型化の研究開発を進めている。2002年12月にH-IIAロケット4号機のピギーバック衛星として打ち上げられた“μ-LabSat”は、民生技術を活用したスピナバスの50kg級小型衛星であり、SELENEリレー衛星分離機構の実証や、東大、旧NAL、旧CRL（現NICT）と連携した遠隔検査技術の実証実験を行った。また、JAXA若手職員が実際に開発・試験・運用作業に携わり、衛星システム技術の獲得・継承に大いに役に立った。その後、2003年からは、高機能三軸バス技術の獲得を目的として、μ-LabSatIIの研究開発を始めた。また、2004年より、μ-LabSatで得た技術を東大阪宇宙開発協同組合へ技術移転する活動も行っている。

一方、JAXAの衛星はロケットの大型化とミッション要求の高度化により、ミッション機器の大型化と複数のミッション機器を相乗りさせることとなり、衛星サイズの大型化が進んだ。大型衛星開発技術は我が国が獲得すべき技術の一つであったが、衛星の打上げ頻度が減少し、新規技術の導入がタイミングに行えなくなった。また、1つの衛星に複数のミッションを相乗りさせることから、衛星の失敗が複数のミッション不達成をもたらした。近年、ミッションに応じた最適な衛星サイズという考え方から衛星の小規模化が進んでおり、1トン以下の中小型衛星により有用なミッションを実施することが可能になってきた。欧米においては、技術実証の手段あるいは複数の小型衛星による連携ミッションが数多く実施／計画されている。

2. 小型実証衛星プログラム

2.1. 目的

小型実証衛星（SDS：Small Demonstration Satellite）プログラムは、JAXAの研究開発活動における先端宇宙技術を実証することを目的とするものである。また、本プログラムでは、信頼性向上のための活動の一環として、技術成熟度（TRL：Technical Readiness Level）が3から6の段階にある宇宙技術を、

宇宙での運用実績のあるレベル (TRL7~8) へ向上させる。このことにより、地上での試験では予見不可能なリスクを洗い出し、次世代の宇宙技術を利用衛星や科学衛星へ適用することを可能とする。技術実証は、タイムリー且つ低コストに実施される必要があるため、衛星打ち上げはピギーバック方式とし、1年に1機程度の、定期的な実証機会の提供を目指している。

搭載するミッションは、衛星技術ロードマップにおける重要性、緊急性の観点から、部品・機器実証、システム・サブシステム実証、及びミッションコンセプト実証レベルより選定することとしている。Fig.1に現在の SDS プログラムの計画を示す。

2.2. SDS プログラムにおける設計基準/標準及び品質管理手法

SDS プログラムでは、衛星を低コスト且つ迅速に実現する手法を研究することも目的の一つであり、小型衛星版の設計基準/標準及び品質管理手法を確立することが急務であると考えている。現在検討している小型衛星版設計基準・標準では、手始めとして、EEE 部品選定基準、電気設計基準、機械設計基準、衛星試験標準の制定を目指している。また、小型衛星開発の品質管理手法においては、一部の製造を請け負うメーカーに対する信頼性プログラム標準、品質保証プログラム標準、コンフィギュレーション管理標準、及びシステム安全プログラム計画書の効率的な簡素化を目指し、また、各種手順/要領の実効的な活用方法を研究する。これらの基準・標準の制定には、従来の JAXA の基準・標準をベースとしつつ、衛星開発における管理体制の柔軟性、コスト効率に重点を置いたものとしていく予定である。

2.3. 衛星開発体制

SDS プログラムにおけるシリーズ衛星の継続的な開発を行うためには、JAXA と国内の中小宇宙関連企業の連携が必須である。JAXA は衛星バス設計及び研究要素部分の開発を担当し、小型衛星開発における根幹技術を確保する。一方で、企業は従来の宇宙技術のノウハウを活かし、主に製造設計に関わる

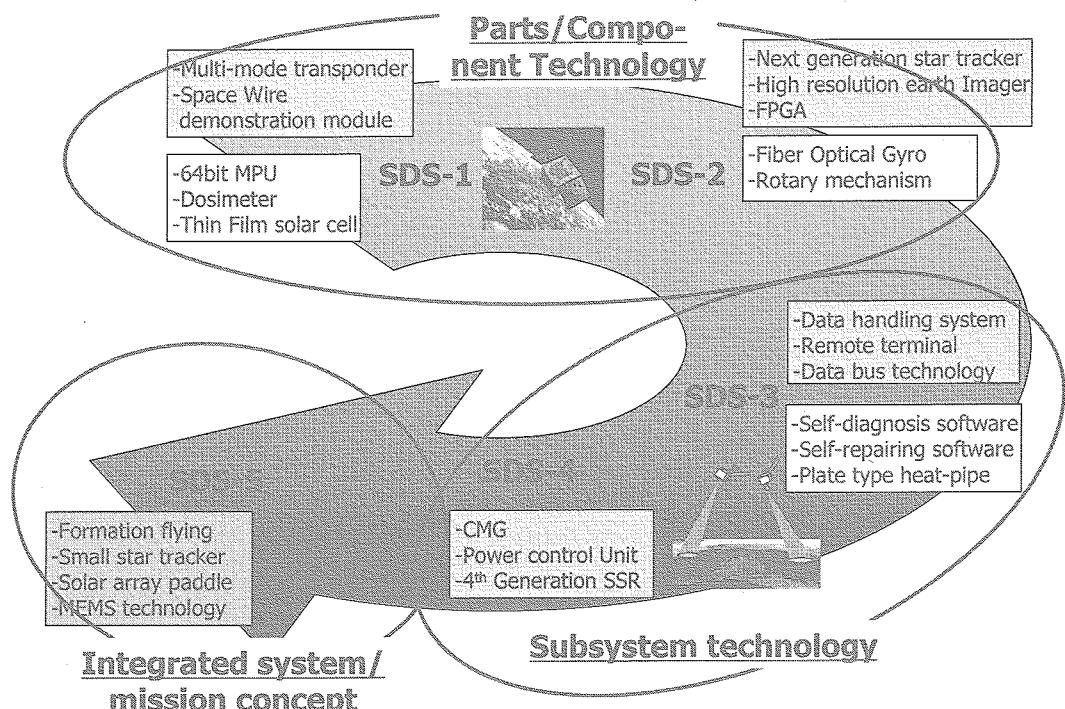


Fig.1 SDS program,
-demonstration from parts/components to integrated system technology-

部分を担当する。搭載機器も国内企業からの調達を基本としているが、一部はコスト効率を考慮して、海外調達も視野に入れている。衛星のシステム試験、打上げ、運用に関しては、全社的なバックアップが必須であり、JAXA が保有するインフラを活用しつつ、頻繁に使用する部分については、小型衛星用として設備の拡充を検討している。

JAXA 内部のコアとなるチームは、コンカレントエンジニアリングを実践するため、効率的に情報を共有化する必要がある。また、人材育成プログラムの一環として、インハウスでの開発により、衛星システム技術の獲得、及び継承を図ることとしている。

3. SDS-I の概念及び基本設計

3.1. 衛星の概要

SDS-I は SDS プログラムにおける最初の衛星である。衛星バス部には μ -LabSat で獲得した技術を活用し、またバス部とミッション部を電気的及び機械的に明確に分離して、バス部の開発を先行して進めておくことにより、ミッション提案から打ち上げまでの期間の短縮を狙っている。Fig. 2 に SDS-I の軌道上イメージを示す。また、Table 1 に衛星の主要諸元を示す。

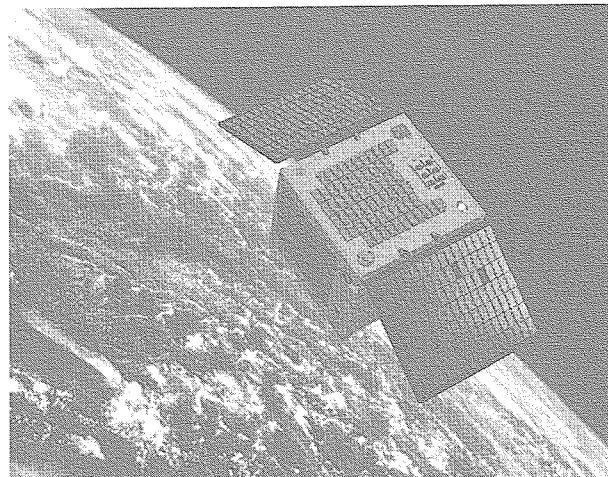


Fig 2 In orbit image of SDS-I

Table 1 Main characteristics of SDS-I

Weight	approx.90 kg
Power	approx.110 W
Size	700 x 700 x 600 mm
Attitude Control	Spin stabilized (nominal) / 3-axis (mission operation)
Communication	S-band : 4kbps(downlink),500bps(uplink)
Orbit	SSO
Launch	As a piggyback payload in 2008

SDS シリーズ衛星のバスは様々なミッションやコンポーネント搭載要求に対応することが要求されている。また、タイムリーな実証を実現するためには、低コスト・短期開発が必須である。さらに高信頼性部品・機器の実証のためには、フライト実証されたバスが必要となる。以下には、これらの要求に対応するため、SDS-I の衛星バスに適用した設計コンセプトを示す。

ミッション要求への柔軟な対応

- 太陽電池パネルの展開角を調整し、ミッションやピギーバック打上げによる投入軌道の変更に伴う電力要求に対応する。
- 定常状態でスピン安定、実験時に必要であれば三軸姿勢も可能とし、実験の範囲を広げる。
- ミッションベイは太陽方向、地球方向、深宇宙方向の全方向に面するよう配置し、観測等の各種ミッション要求に対応する。

クリーンな I/F

- ・電力 I/F ユニットを独立させ、機器への電力供給要求に対応する。
- ・十分な数のシリアル I/F ポートを準備し、搭載機器の増減に対応する。
- ・振動や衝撃等の機械環境条件の低減を図る。

継続性のあるバス

- ・衛星をミッションベイとバスベイに分割し、バス部の先行開発を可能とする。
- ・フライト実証されたバス機器を採用し、確実にミッションを遂行する。
- ・次世代バスのための先行実験を実施し、将来の SDS シリーズ衛星における高度なミッション要求に対応する。

3.2. ミッション

SDS-I には以下に示す 6 種類のミッションを搭載する。

マルチモード統合トランスポンダ (MTP)

マルチモード統合トランスポンダは、TT&C (Tracking, Telemetry and Command) の運用性を向上するために下記に示す高機能化を図り、今後の中・小型衛星にも搭載負荷にならないよう、従来の USB トランスポンダと同規模のリソースに収まるよう小型・軽量化を行う。

- ・USB 機能（従来技術の継承）
- ・QPSK 機能（伝送容量の高速化）
- ・CDMA 機能（干渉回避、複数衛星同時追尾）
- ・衛星間通信(SSA)機能（可視範囲の確保）

開発したトランスポンダについては、今後の GCOM や防災コンステレーション実証衛星を始めとする利用本部の衛星に搭載する計画である。

スペースワイヤ実証モジュール (SWIM)

本実験は、JAXA 開発の MIPS CPU をコアとし、SpaceWire 規格に基づいたインターフェースを有する Space CubeII を中心とし、以下の内容の技術実証実験を行う。

- ・Space Wire 規格に基づいた次世代データ処理系のコンセプトの実証
- ・SpaceWire 規格を実現するプロトコルチップの実証

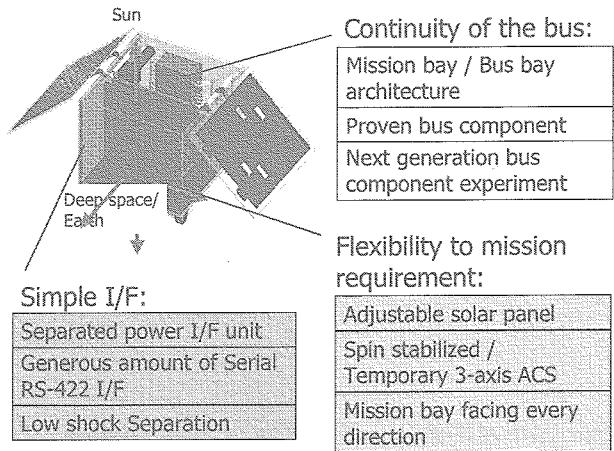


Fig.3 Bus design concept applied in SDS-I

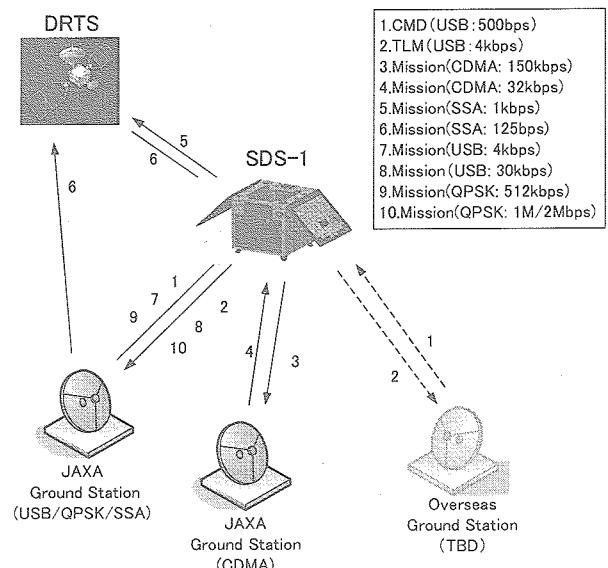


Fig. 4 Transmission link of SDS-I

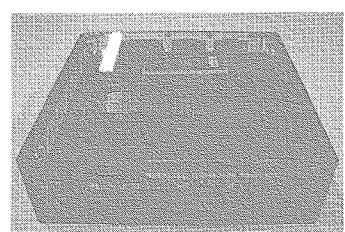


Fig.5 SWIM BBM

- ・ JAXA 開発 MIPS CPU など、宇宙部品実証
- ・ リアルタイム OS T-Kernel 実証
- ・ T-Engine による標準ミドルウェア、アプリケーションの実証
- ・ Space Wire シリアルリンクインターフェース部標準化の実証、およびそれを用い、リモートメモリアクセスコントロールによる超高感度加速度計の動作実証

先端マイクロプロセッサ軌道上実験 (AMI)

高機能な宇宙機器システムを構築するため、高性能かつ高信頼性部品の入手が困難になってきた背景を受け、JAXA では、第1期重要部品として計算機系および電源系を担うキーデバイスの開発を進め、平成17年度末までに MPU、DC/DC コンバータ、パワー MOSFET (DC/DC コンバータ内臓) の QT を完了した。また、高速同期式の大容量 SRAM (バースト SRAM) に関して、最終製品と同等の機能を有する評価サンプルが完成した段階に入った。

本コンポーネントでは、これらの部品で構成される高速計算機ボードを構築し、実際に軌道上での高速動作を行う。各部品の機能性能が宇宙放射線環境下でも設計どおり機能することを確認するとともに、200MHz(320MIPS)の高速動作の軌道上実績を蓄積し、将来のプロジェクトに対してデータを提供する。

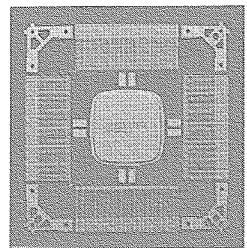


Fig.6 Advanced microprocessor

薄膜太陽電池 (TFC)

次世代の宇宙用太陽電池の候補である以下の 2 種類の薄膜太陽電池の軌道上データ取得及び、その実装技術に関する宇宙実証を行う。

- ・ 2 接合高効率薄膜太陽電池
- ・ フレキシブル CIGS 太陽電池

軌道上での電気性能のトレンドデータは、地上試験による性能予測モデルとの相対評価を行う計画である。

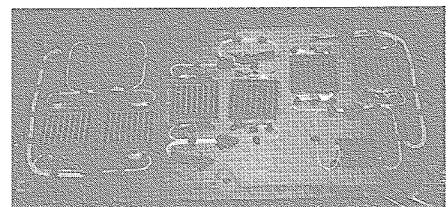


Fig.7 Thin film solar cell experiment

小型放射線センサ (DOS)

半導体素子を使用するミッション機器等の近傍にセンサを設置して、宇宙放射線粒子による宇宙環境の影響 (トータルドーズ) を計測する。本 RadFET は、MDS-1 (GTO 軌道) にも搭載されたが、今回の SDS-I の運用軌道である低軌道用として、より高感度の RadFET を開発し、搭載するものである。軌道上データは、放射線シールドモデルと比較評価を行い、搭載機器のトータルドーズ耐性データとして提供する。

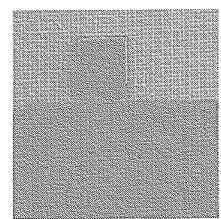


Fig.8 RadFET sensor

次世代小型衛星バス技術実験

本実験は、将来の高度なミッション要求に対応するために必要となる次世代小型衛星バス技術の開発戦略において、優先度の高い機器を選定し、軌道上での実証実験を行うものである。搭載する各機器の概要は以下の通りである。

- ・ 小型 GPS 受信機 (GPSR) :

GPS 受信機は車載用 GPS 受信機モジュールをベースに、機器筐体、インターフェース回路、GPS アンテナ

ナ、ファームウェア等を宇宙用に改修したものである。民生部品の放射線試験も実施しており、十分な耐性を持つことも確認されている。

- ・ 小型精太陽センサ (MSS) :

検出素子に民生グレードの CMOS APS (Active Pixel Sensor) を採用した、小型・軽量・低消費電力の太陽センサであり、十字状のスリットを通過する太陽光を CMOS センサで受光することで、1 つの素子で直交する 2 軸の角度を検出することができる。性能としても、小型衛星の姿勢制御系に必要とされるスペックを満たすものとなっている。

- ・ 次世代モニタカメラ (ACMR) :

次世代モニタカメラは、最新の民生 CMOS 素子を採用しており、適切な光学系と組み合わせることにより、高精細、高地上分解能を狙えるものである。データ処理ボードは、次世代の小型衛星のメイン OBC 候補となるものであり、CMOS 素子と共に軌道上での評価を実施する予定である。

3.3. 進捗状況及び今後の計画

Fig.9 に衛星の開発スケジュールを示す。SDS-I の概念設計を 2006 年の 3 月から開始した。その後、搭載ミッションの調整及びミッション要求の抽出を進め、7 月にはシステム要求レビュー会を実施し、衛星システムとしての成立性を確認した。現在、衛星は基本設計フェーズであり、搭載機器の BBM、衛星構体の熱構造モデルの設計、製作を進めている。また、並行して設計基準・標準や、品質マニュアルに基づいた小型衛星開発を意識した品質管理活動の検討も進めており、2007 年 4 月に予定している基本設計レビューまでに活動方針をまとめる予定である。

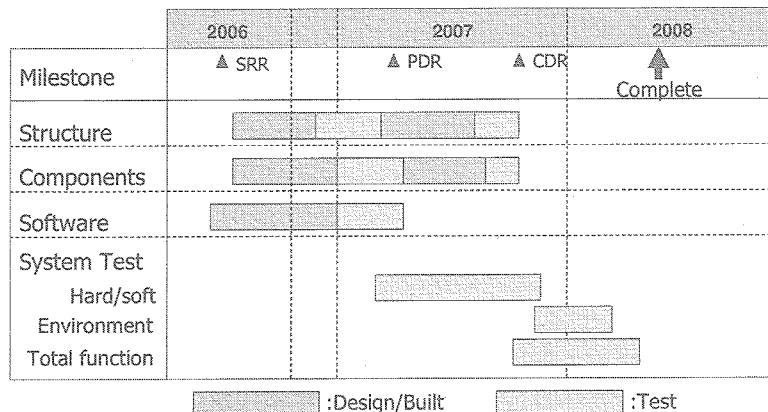


Fig.9 Development schedule for SDS-I

4.まとめ

SDS プログラムは、JAXA の研究開発活動における先端宇宙技術を実証することを目的とするものである。新規技術をタイムリー且つ低コストに実証するためには、衛星開発における管理体制の柔軟性、コスト効率の考慮が必要となる。2006 年 3 月から設計を始めた SDS-I においても、衛星バス部には低コスト、短期開発、継続性のためのアイデアを取り込み、ミッションに先行したバス部の開発を可能としている。

これら SDS プログラムを通じたタイムリーな技術実証及び早い衛星開発サイクルにより、宇宙技術のベースラインが向上し、将来的には、トータルとしての宇宙システムの信頼性向上及びコスト削減につながると考えている。