

マイクロラブサット 1 号機の成果と今後の小型衛星計画

Resulte of μ -LabSat & Future Plan of Small Satellite

総合技術研究本部 宇宙実証研究共同センター

橋本英一

Space Technology Demonstration Research Center

Hidekazu Hashimoto

Abstract

The Space Technology Demonstration Research Center in JAXA has researched on the potential ability of 50~100kg class small satellites. Micro-LabSat, the first one of the series, is a 50kg class of spin stabilized satellite launched in Dec. 2002. It has successfully completed all the planned experiments and continues many extra experiments. But Ni-MH battery sub-system has degraded at space during the past 3 years. Therefore we stopped satellite operation in Sep. 2006.

The main purposes of Micro-LabSat are to achieve a low-cost bus, a short period of development, and a chance of realizing challenging missions inside and outside of JAXA. The missions are to demonstrate new technologies related to new 50kg class small satellite systems, new satellite separation mechanisms, and remote inspection technology.

JAXA has started technology transfer program for SOHLA-1(50kg class small satellites) and JAXA is developing SDS-1(100kg class small satellites) applying the Micro-LabSat bus technology.

1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、中・大型衛星用に新規開発した機器や部品などの実証手段として 100 kg級の小型実証衛星 (SDS シリーズ) を研究開発している。安価で短期間に宇宙での実験・実証する機会を提供する手段として、小型衛星が適している。

マイクロラブサット 1 号機 (μ -LabSat) はその第 1 段として研究開発された 50 kg級のスピニング衛星で、平成 14 年 12 月に H-II A ロケットの小型副衛星として打上げられた。所期の実験は打ち上げ後 6 ヶ月の間に全て成功裏に完了し、引き続き後期運用段階として活用していた。しかし、バッテリーの劣化傾向から衛星を正常に動作させる限界が間近いと判断して、約 3 年 9 ヶ月を経過した平成 18 年 9 月 27 日に停波した。

本稿では、この μ -LabSat が果たした役割、成果と今後の小型衛星計画について報告する。

2. マイクロラブサット 1 号機の成果

2. 1 マイクロラブサット計画 (経緯)

μ -LabSat の研究が開始された平成 6 年当時、日本の衛星は高機能化が進められ、システムが巨大化、複雑化の一途をたどっていた。開発期間も 5~10 年と長期化し、開発経費の増大、エンジ

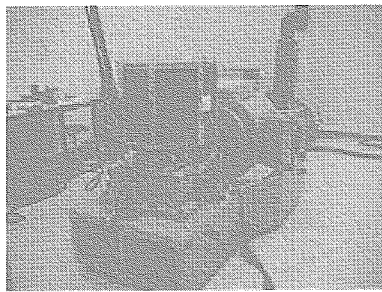
ニアの経験不足という課題も生じていた。一方、海外では低コスト、短期開発といった特徴を持つ小型衛星が、「Cheaper Faster Better」のスローガンを掲げ活発に推進され始めた。

このような状況の中で JAXA (旧 NASDA) において“小型衛星バス技術”の研究が開始した。衛星は 50 kg 級で、H-IIA ロケットのピギーバック方式での打上げ (小型副衛星)、インハウスでの実現 (業者への委託範囲を最少にとどめ、可能な限り若手職員自ら実施) を前提条件とした。

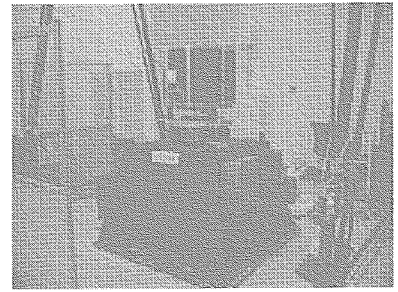
研究は当初、電子機器の試作試験 (BBM レベル)、初期段階の熱構造モデルを試作することから始めた。また、小型衛星専用の作業現場の確保及び、Fig. 1 に示す真空チェンバー、振動試験機、質量特性測定装置などを整備した。



Space Chamber



Vibration Test Facility



Mass Properties Measuring Facility

Fig. 1 Facilities for micro-satellite

平成 8 年に ADEOS-II 打上げ時の相乗りとなる小型副衛星を目指し、①安全確実に単純明快な設計 (定常時: スロースピン、実験時: 三軸姿勢制御) とする。②信頼性は規定しない。③新人教育の一環とする。などの基本構想を固めた。

平成 10 年に入り、NiCT: 情報通信研究開発機構 (旧 CRL: 通信総合研究所)、東京大学、JAXA (旧 NAL: 航空宇宙技術研究所、旧 ISAS: 宇宙科学研究所) からの実験が追加され、設計を大幅に変更した。特に外観形状は機器搭載容積及び発生電力を増やすために、六角柱から八角柱にした。平成 10 年 10 月から本格的な研究開発 (基本設計フェーズ) に移行した。

しかし、平成 11 年 11 月に H-II ロケットの不具合があり、打上げ時期の遅延が確定した。また、ロケット改修後の H-IIA 試験機 1 号機は、性能確認用ペイロードが必要となり、このペイロードのうち衛星投入軌道精度の評価を目的とした、Fig. 2 に示すドップラー測距装置 (DRE: Doppler Ranging Equipment) とレーザー測距装置 (LRE: Laser Ranging Equipment) を μ -LabSat の研究開発メンバーが担当し、短期間で製作することになった。

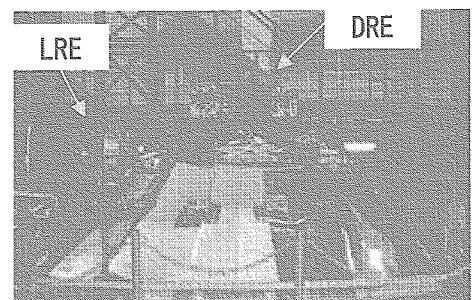


Fig. 2 DRE & LRE

μ -LabSat の研究開発は、システム構造モデル及び熱モデルの試験を完了し、各種フライト機器の製作・受入試験段階であったが、一旦中断した。また、DRE に搭載する S バンド通信機器として μ -LabSat で既に完成していたフライト品を提供した。再開は、平成 13 年 8 月の H-IIA 試験機 1 号機打上げ後となった。

2. 2 衛星システム

μ -LabSat のシステム諸元を Table 1に、外観写真を Fig. 3 に、また内部機器の配置図を Fig. 4 に示す。

Table 1 System Characteristics

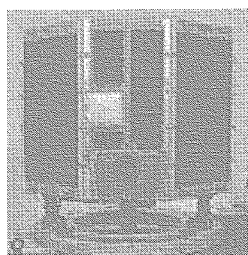


Fig. 3 MicroLabSat

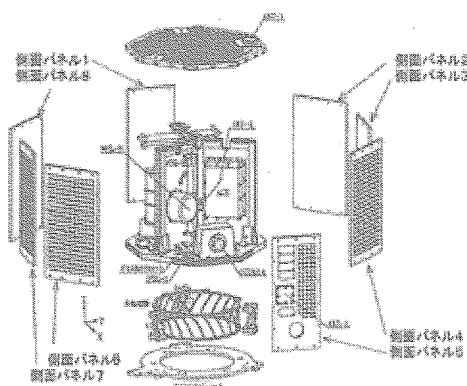


Fig. 4 Configuration

Item	Characteristics
Size	ϕ 688×515[mm], Octagonal prism
Mass	54[kg]
Power	55[W] over
Attitude	Spin (nominal operation) Three-axis (experiment mode)
Communication	S-band
Up	500[bps]
Down	1024(HK) / 4096(mission)[bps]
Operation span	Over 6 [months]
Orbit	SunSynchronous Orbit Altitude : 800[km] Inclination : 99[deg]
Launch	H-IIA rocket No.4 (piggyback) December 14, 2002

システム設計コンセプトとしては質量・電力が少ないことから、シンプルかつ省電力なハードウェアとして民生部品を積極的に活用することを基本とした。構体の大きさはロケットの包絡域の制限から決定され、太陽電池については展開機構ではなくボディマウント方式を採用した。

2. 3 実験の成果

(1) 50kg 級小型衛星バス実験

バス実験は以下の 5 項目から構成される。

① 三重冗長系オンボードコンピュータ (OBC)

データ処理系の重要部分に民生部品を採用し、放射線などの宇宙環境で誤動作することを前提として三重冗長構成にした。OBC 上の拡張メモリエリアにおいて、異常は一度も見受けられず 3 年 9 ヶ月の間、正常動作することを確認した。

② OBC による集中制御

OBC 用ソフトとして RTOS (リアルタイム オペレーション システム) を搭載し、マルチタスク機能による OBC の集中制御を実施した。全ての搭載ソフトウェアを若手職員が開発した。3 年 9 ヶ月の間、データ処理系計算機及び、姿勢制御計算機の制御が、正常であることを確認した。

③ 50kg 級小型衛星の三軸姿勢制御

将来必須となる小型衛星の三軸姿勢制御を 2 式のホイールを搭載して技術習得した。定常状態として 1 分間に 3 回の回転速度でスピン安定させているが、3 年 9 ヶ月の間に 40 回以上、スピンを止める三軸姿勢制御実験を一度の失敗もなく実施できた。

④ PPT (Peak Power Tracking) 電力制御

少ない面積で効率良く発生電力を得るために PPT 電力制御を行った。PPT 電力制御はスピン・三軸姿勢制御時や急激な負荷電力増加時においても正常に動作していることを確認した。PPT 追尾効率は、95%以上目標値に対して平均して $95\pm 1\%$ という結果が得られた。

⑤ 地上技術／民生技術の宇宙搭載化

OBC に用いられる CPU やメモリ素子及び、Ni-NH バッテリなどに民生品を用いた。ロット単位での購入、耐放射線性の確認、仕様規格内でも上位を選定するなど民生部品を宇宙機器に搭載する際の手法を研究し試みた。3 年 9 ヶ月の間、衛星は正常に動作した。

Ni-NH バッテリの放電末期電圧低下率は Fig. 5 に示す通り $14\text{mV}/1000\text{cycle}$ 程度で、劣化傾向が見られ 2 年 6 ヶ月程度が寿命と推定していたが、充放電パラメータを再設定するなどして、3 年 9 ヶ月まで延命できた。

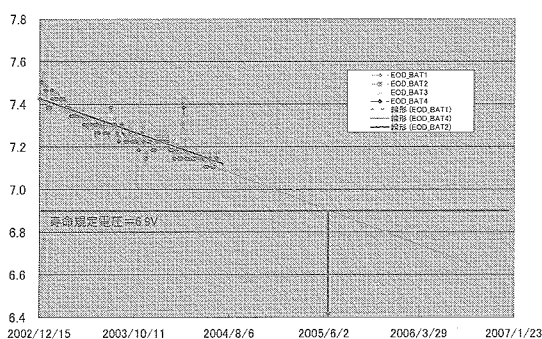


Fig. 5 Trend of Ni-NH Battery Voltage

(2) SELENE リレー衛星分離機構実証

SELENE (SELEnological and ENGINEERING Explorer) は日本初の大型月探査衛星である。SELENE は周回衛星とリレー衛星から構成されている。リレー衛星はスピン安定方式であるがアクチュエータを搭載していないため、周回衛星からの分離時に所定のスピン軸方向・スピンレート・放出速度を与える必要がある。これを実現するために、リレー衛星の分離機構は棒バネを用いた新しい機構であるため、これを μ -LabSat の分離機構として採用し、先行実証を行った。

取得した分離データ及び、H-IIA に搭載したモニタカメラによる分離時の画像から、正常に分離が行われ、また、アンビリカルハーネスについても正常に切断できた事を確認した。

(3) 遠隔検査技術実験

本実験は以下の 3 項目から構成される。実験の目的は、将来の軌道上検査・修理サービス（対象物にランデブーした後、カメラで撮影・画像処理により、対象物の運動を計算する。修理する場合はドッキングする）の基礎となる技術を実証するものである。

具体的には、衛星下面から放出されたターゲットをカメラで撮影し、画像処理により各実験を行う。画像データは圧縮後にメモリに蓄積され、可視時に地上へ伝送される。

① 遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験

NiCT(旧 CRL)が開発した遠隔検査用 CMOS カメラおよび画像処理計算機 (MOBC) は正常に動作し、良好な画像が得られた。MOBC はプログラムの書換え機能を有しており、用途に応じてプログラムの機能追加を実施した。

② 画像誘導航法に必要な画像処理技術実験

JAXA(旧 NAL)が中心となって実施し、故障した衛星に見立てたターゲットを、色情報を用いて地球背景から MOBC で視覚的に識別する事ができた。取得した画像を Fig. 6 に示す。

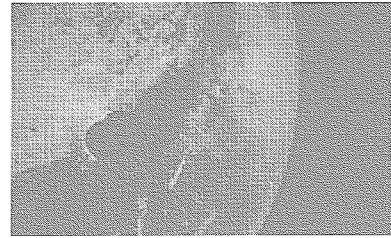


Fig. 6 Acquired Picture in the NAL Exp.

③ 運動するターゲットの相対運動推定実験

東大が中心となって実施し、画像処理によりターゲットの運動の解析、推定を行った。また、推定したターゲット情報を元に、衛星の姿勢を制御し、ターゲットが画像の中心にくるように追尾を行うことができた。取得した画像を Fig. 7 に示す。

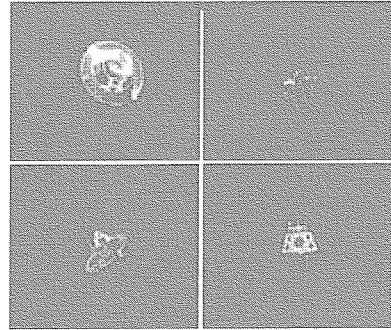


Fig. 7 Acquired Picture in the UT Exp.

(4) その他の実験

① CCD 地球センサ (CCDESA) 実験

CCDESA は可視光を利用した地球センサである。地球撮像に成功し、地球センサとしての有効性を確認した。

② 自励振動型ヒートパイプ (OHP) 実験

OHP は近年日本で発明された独自技術であり、高発熱機器の熱拡散に適した先進放熱輸送素子である。適正の熱負荷範囲において、微小重力環境の OHP 熱輸送機能を確認した。

③ ストアードコマンドによるカメラ撮像

日本から直接衛星にコマンドを送れない不可視域であっても CMOS カメラで地球の画像が取得できるよう、ストアードコマンド機能によって自動的に目標とする地域を撮像することが出来た。

④ MOBC によるメモリスキャン実験

MOBC のメモリが強い放射線の影響によりビット反転 (SEU : Single Event Upset) を起こすことを利用した実験で、平成 15 年 10 月 29 日より約 20 時間にわたるメモリスキャンでは、Fig.8 に示すように磁気嵐の影響により、南大西洋の地球磁場の弱い地域と両極域を中心に、平常時の約 6 倍にあたる 61 回の SEU を観測した。

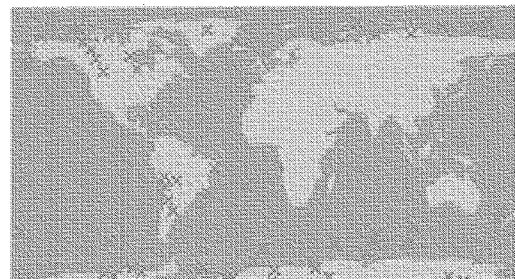


Fig. 8 SEU Events in Memory-scan Experiment

また、次のような各種の実験を行った。

- ① 月トラッキング制御実験
- ② 地上から衛星ヘレーザ伝送 (GOLEM) 実験
- ③ 空間フィルタ実験
- ④ 宇宙教室・ワークショップ

2. 4 人材育成

μ-LabSat の研究開発における大きな特徴として、インハウス作業が挙げられる。衛星システム・機器の設計解析、部品選定・放射線試験、機器の性能試験・環境試験、搭載ソフトウェアの制作、システム組み立て、システム性能試験・環境試験、射場作業、運用システム整備、衛星運用など、多

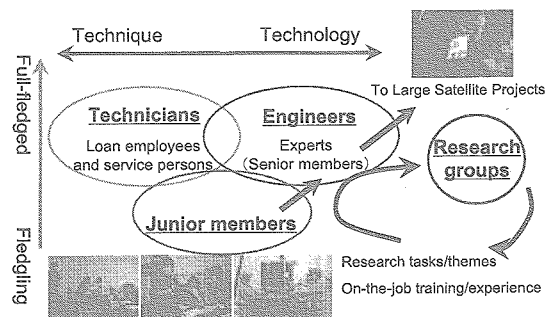


Fig. 9 Human resource activity plan

くの作業を、若手職員自身がインハウス作業で実施した。

小型衛星は短期間に設計から打ち上げ運用に至る一連のサイクルを体験でき、エンジニアの育成には有効な手段である。人材育成のイメージ図を Fig.9 に示す。既に多くのμ-LabSat 経験者を大型衛星プロジェクトへ輩出している。

3. 今後の計画(成果の活用)

現在、μ-LabSat で確立した技術を東大阪衛星(SOHLA-1 と呼ぶ)へ技術移転している。また、小型実証衛星 1 号機(SDS-1 と呼ぶ)に活かしている。今後の課題は、軌道制御技術と高精度三軸姿勢制御技術の確立である。Fig.10 にロードマップを示す。

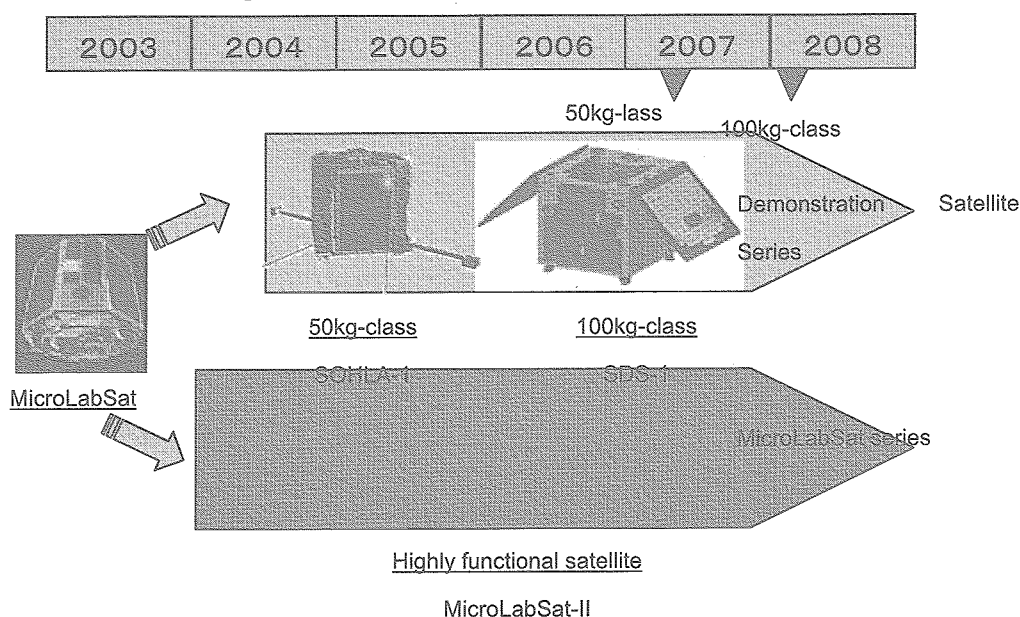


Fig. 10 Road Map – Development Plan –

μ-LabSat において開発したバス機器は、①通信系 (アンテナ、S バンド送受信機)、②電源系 (Ni-MH バッテリ、電力制御器)、③データ処理系 (OBC)、④姿勢制御系 (FOG、ホイール) などがある。その後、試作試験によって GaAs 太陽電池パネル、磁気トルカ、磁気センサ、小型太陽センサ、GPS 受信機をフライト機器として確保している。

今後の小型高機能衛星には更に、送受信容量の増大、データ処理速度の向上、軌道制御用の推進系、小型スターセンサ、光学系などが必要となり、現在個々の試作試験を進めている。

4. まとめ

μ-LabSat は予想以上の成果であった。特に、小型衛星分野として、①民生部品・機器の宇宙機器への適用方法に道筋を付けた。②小型バス機器を多数確保した。③小型衛星システム技術を確立した。④JAXA エンジニアの育成に寄与した。

これらの成果に基づき、“小型実証衛星”の計画が本格化したことは、小型衛星の活用分野がチャレンジングな実験段階から、要求が一段高い段階になったことを意味する。しかし、海外では既に実用として小型衛星が活用されており、更なる飛躍が必須であり、邁進したい。(以上)