

マイクロラブサットシリーズの成果と展望

～ 1号機の成果と2号機設計状況 ～

Fruitful Results of MicroLabSat and Ambitious Development of MicroLabSat II

宇宙実証研究共同センター

Space Technology Demonstration Research Center

○立原 裕司、高橋 伸宏、吉原 圭介、橋本 英一

○Hiroshi Tachihara, Nobuhiro Takahashi, Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto

The Space Technology Demonstration Research Center in JAXA has researched on the development of 50 ~ 100kg class small satellites which is used to carry newly-developed components and devices into space and to check their normal work. We have a plan to develop several types of such small 'space demonstration satellites' as a series.

MicroLabSat, the first one of the series, is a 50kg class of spin stabilized satellite launched in December 2002 as a piggy back satellite on H-IIA rocket. It has successfully completed all the planned experiments and continues healthy operation. Following MicroLabSat, we are developing MicroLabSat II with the three axis stabilized attitude control system. The results of two satellites will be brought into the following space demonstration satellites of the series.

We will express the fruitful results of MicroLabSat and the recent status of developing MicroLabSat II in this paper.

1. はじめに

宇宙実証研究共同センターでは、実用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現在 50～100 kg級の小型衛星を研究しており、将来、実証用小型衛星のシリーズ化を計画している。

マイクロラブサット1号機はその第1段として開発された 50 kg級のスピンの衛星で、平成 14 年 12 月に H-II A ロケットのピギーバック衛星として打上げられ、所期の実験に全て成功した後、現在も後期運用段階として運用を継続している。また、これに引続き三軸姿勢制御の技術確立を目標として2号機を研究しており、これら2つの衛星の成果は、その後に計画している実証用衛星のシリーズ化に生かされる。本稿では、この1号機の成果と、2号機の開発状況について紹介する。

2. 小型衛星研究のロードマップ

Fig.1 に宇宙実証研究共同センターにおける小型実証衛星研究のロードマップを示す。ピギーバック衛星であることを前提とし 50 kg級衛星から研究を開始した。1号機はスピン衛星バス技術の確立を目的とした。2号機は三軸姿勢制御衛星の技術確立を目標としている。

これら衛星の成果に基づき、実証衛星のシリーズ化を計画している。50 kg級衛星の場合ミッション機器質量として 20kg 程度が限界であることから、100 kg級衛星もシリーズに取り込み、ミッション機器質量 50 kg程度を可能とする計画である。このようなコストの低い小型実証衛星が継続的に打ち上がることによって、搭載した各種機器の高信頼性及び長寿命化の検証に寄与することができる。また、マイクロラブサット2号機ではナノ級衛星(5～10kg 級)の搭載も検討している。ナノ級衛星は安価で手軽に作れるため、大学や研究機関がチャレンジングな実験を行う際の宇宙実証機会として適している。

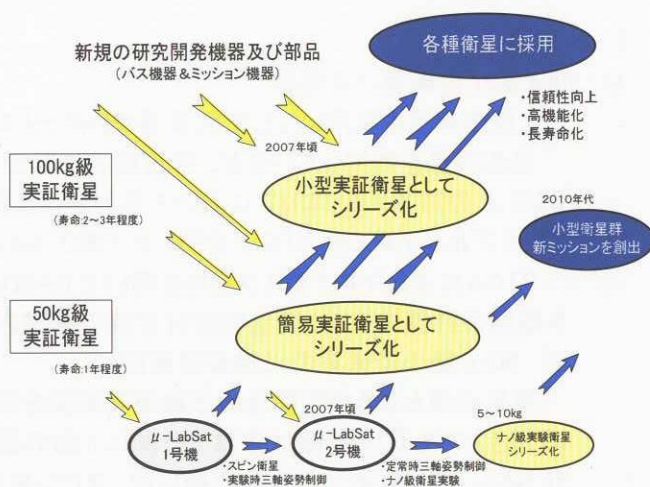


Fig.1 Research Plan of Small 'Space Demonstration Satellites'

3. マイクロラブサット 1号機

3-1. 概要

1号機は、豪州小型衛星(FedSat)や鯨生態観測衛星(WEOS)と一緒に、環境観測技術衛星(ADEOS-II)のピギーバックとしてH-IIAロケットによって打上げられた。外観をFig.2に、システム諸元をTable 1に示す。

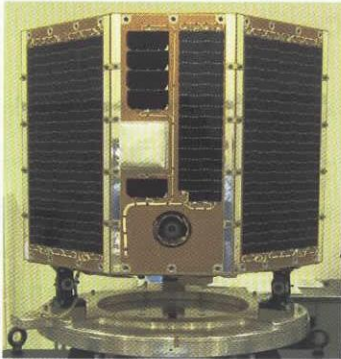


Fig.2 Outlook of MicroLabSat

Table 1 Main Characteristics of MicroLabSat

Size	667(x) × 688(y) × 678(z) [mm] (Including 143mm height of separation mechanisms)
Shape	Octagonal prism
Mass	54 [kg]
MOI ratio	over 1.05
Power	55 [W] over
Attitude	Spin (nominal operation) Three-axis (experiment mode)
Communication	Frequency: S-band Command: 500[bps] Telemetry: 1024(HK)/4096(mission)[bps]
Operation span	Over 1 [year] (accomplished in Dec., 2003)
Orbit	Sun Synchronous Orbit Altitude: 800 [km] Inclination: 99 [deg.]
Launch	H-IIA rocket No.4 (piggyback) December 14, 2002

1号機の主要なミッションを以下に示す。

- (1) 50kg 級小型衛星バス実験
 - ①三重冗長系オンボードコンピュータ(OBC)
 - ②OBCによる集中制御
 - ③50kg 級小型衛星の三軸姿勢制御
 - ④PPT (Peak Power Tracking) 電力制御
 - ⑤地上技術/民生技術の宇宙搭載化
- (2) SELENE リレー衛星分離機構実証
- (3) 遠隔検査技術実験
 - ①遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験(CRL)
 - ②画像誘導航法に必要な画像処理技術実験(NAL)
 - ③運動するターゲットの相対運動推定実験(東大)

平成 15 年 5 月までに上記の実験を終了し、それ以降発展実験を行っている。

3-2. 成果

- (1) 50kg 級小型衛星バス実験
 - ① 民生部品を利用した三重冗長系オンボードコンピュータ(OBC)
民生部品を利用しているが、宇宙環境に起因する誤動作への対策として三重冗長構成にしているため、OBC 上の拡張メモリエリアにおいて放射線によるものと思われる異常は一度も見受けられていない。
 - ② リアルタイム OS (RTOS) を用いた OBC による集中制御
RTOS によるマルチタスク機能を用いて NASDA (現 JAXA) 内部で開発した搭載ソフトウェアにより、データ処理系計算機及び、姿勢制御計算機の制御を実施した。
 - 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実施した。三軸姿勢制御を行う衛星としては、JAXA で最小の大きさである。1号機は定常 1 分間に 3 回の回転速度でスピン安定させているが、CCDESA での撮影及び NAL、東大のターゲット放出時には、スピンを止めて三軸姿勢制御による実験を実施した。
 - 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 JAXA として初めて PPT 電力制御の軌道上実証を実施した。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±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 やメモリ素子及びバッテリーの電池に民生品を用いた。打上げ後1年7ヶ月経過するものの、機器の異常は見受けられていない。

Ni-MH バッテリーの放電末期電圧低下率は 14mV/1000cycle 程度で、Fig.3 のトレンドグラフから、2005 年 6 月までは正常な運用が可能と推測される。

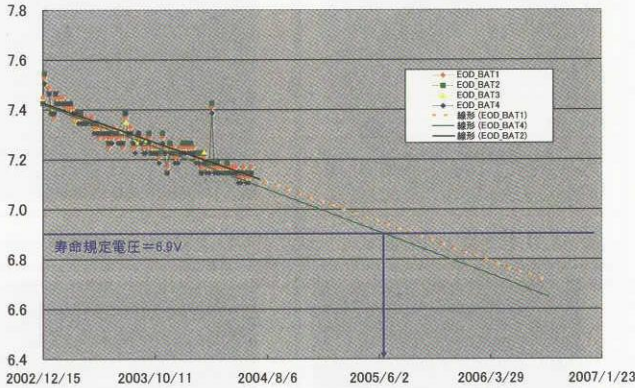


Fig.3 Transition of Terminal Voltage of Discharge (Ni-MH batteries)

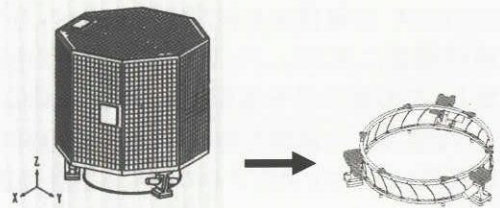


Fig.4 Newly-developed Separation Mechanisms

(2) SELENE リレー衛星分離機構実証結果

日本初の大型月探査衛星 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。リレー衛星の分離機構は Fig.4 のような棒バネを用いた新しい機構であるため、先行実証として 1 号機の分離機構に採用した。

取得した分離ミッションデータおよび H-IIA 搭載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) 遠隔検査技術実験結果

本実験の目的は、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)の基礎となる重要な技術を実証するものである。本実験は以下の3項目から構成される。

① 遠隔検査用カメラ及び画像処理計算機の軌道上実験(CRL)

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(NAL)

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.5 に示す。



Fig.5 Acquired Picture in the NAL Experiment

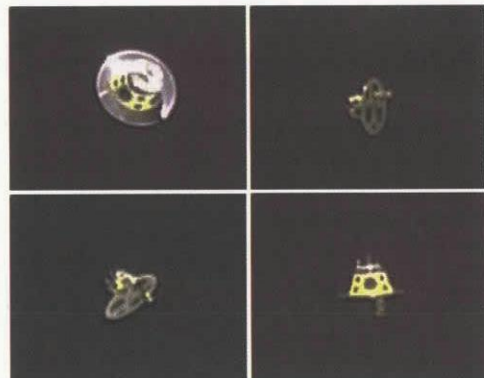


Fig.6 Acquired Picture in the UT Experiment

③ 運動するターゲットの相対運動推定実験(東大)

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.6 に示す。

(4) その他の実験

① CCD 地球センサー(CCEDSA)実験

CCEDSA は可視光を利用した地球センサーである。地球撮像に成功し、Fig.7 に示すように地球センサーとしての有効性を確認した。現在は撮像パラメータを変更した画像を取得し、データの評価および搭載ソフトウェアのアルゴリズムを評価実施中である。

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。OHP 実験の結果、適正の熱負荷範囲において、軌道上(微小重力環境)の OHP 熱輸送機能を確認した。

③ スタ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を取得できるように、スタ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。(Fig.8)

④ MOBC によるメモリスキャン実験

MOBC のメモリーが強い放射線の影響によりビット反転(SEU)を起こすことを利用して、2003 年 10 月 29 日(UT)より約 20 時間にわたるメモリスキャンを行った結果、Fig.9 に示すように発生した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。

⑤ 月トラッキング制御実験

CMOS カメラに、深宇宙の暗闇の中に月だけが映るような状況のもと、MOBC の画像処理ソフトウェアで月を認識し、自律的に衛星の姿勢を制御して、月の方向にカメラを向ける追尾実験(Fig.10)を行った。

⑤ 地上から衛星へのレーザー伝送(GOLEM)実験

NICT 光地上局の 1.5m 望遠鏡から、衛星搭載 CMOS カメラに向けてレーザー伝送実験を行った。本実験は、小型衛星における光宇宙通信のためのソフトウェア補足追尾技術の検証や、光波伝搬データの取得を目的としており、現在データの解析中である。

⑥ 空間フィルタ実験

三軸姿勢安定状態の衛星の CMOS カメラにより地球方向の画像を連続撮像し、それらの画像に空間フ

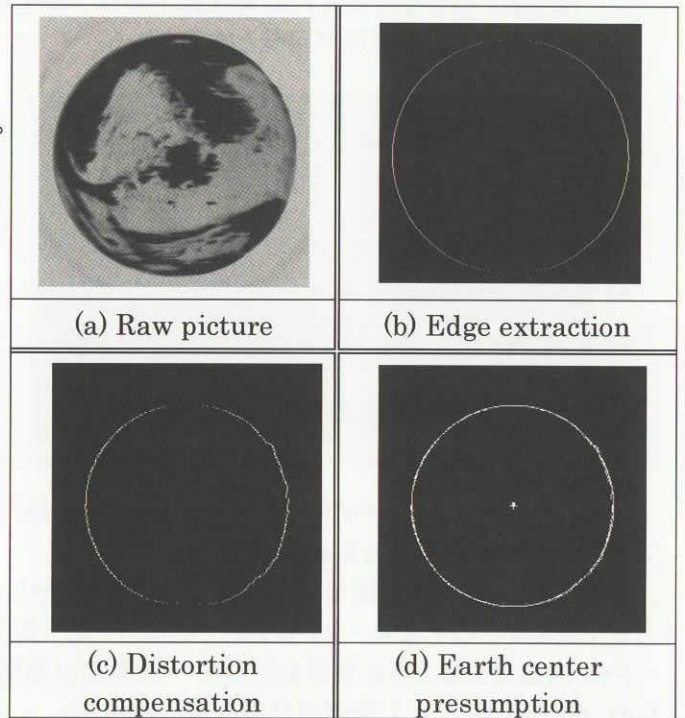


Fig.7 Process of the Earth Center Estimation



Fig.8 Picture Obtained over Antarctica



Fig.9 SEU Events in Memory-scan Experiment

ルタ法と相関法の画像処理を施すことにより、画像速度と衛星の軌道周期の推定を行った。得られた画像速度、軌道周期は適切な値であった。

(5) 運用設備・運用作業

打上げ後1年7ヶ月に及ぶ運用期間中、運用システムは安定しており、データ欠損もきわめて少ない。局設備以降は TCP/IP によるネットワークを構築したことにより、冗長構成が取り易い、堅牢なシステムが構築できた。また、運用システムの問題に起因する衛星への影響は発生していないが、これは打上げ前に衛星のシステム試験で正常動作を確認したソフトをそのまま改修して作成したことによるメリットである。

宇宙通信所に設置した QL(クイックルック)装置と ISDN 回線により、遠隔地においてリアルタイムにミッションテレメトリを受信することが可能となり、遠隔検査技術実験に役立てることができた。

運用作業については、SOP(衛星運用手順書)を完全に電子化することができ、データ再利用による運用準備時間の短縮、運用結果の自動生成などの成果が得られた。また、宇宙実証研究共同センターで構築した文書管理システムを用いて、SOP の承認作業や運用中に発生した問題を気付き事項として登録し、管理・周知を強化することにより運用ミスの低減が実現できた。

(6) 宇宙教室・ワークショップ

人々が宇宙への関心を強めることが、宇宙開発の裾野、支持を広げていくことであると考え。そのためには、子供たちをはじめ、全ての世代の人々への普及・啓蒙活動を活性化させていくことが必要と考え、宇宙教室を企画した。宇宙教室は、ほぼ月1回のペースで学校や公共施設を中心に実施されている。また、小型衛星運用室と宇宙教室の会場を ISDN 回線で結び、衛星運用体験をできるシステムを構築した。

H.15年7月には、日本科学未来館において μ -LabSat ワークショップを開催し、大学や研究機関の学生、研究者を中心とした参加者に、1号機の成果や開発時に実際に直面した課題などを披露し、小型衛星開発への参加を応援した。(Fig.11)



Fig.11 Stage of μ -LabSat Workshop

4. マイクロラブサット2号機

4-1. 概要

1号機の三軸姿勢制御実験が完璧に近い成功であったことを受け、2号機は定常時地球指向の三軸姿勢制御を目標とした。2003年から概念設計と搭載機器の試作に入っており、打上げロケットは未定であるが、2008年には開発を完了する予定である。現在予定している衛星の外観図を Fig.12 に、衛星のシステム諸元を Table 2 に示す。



Fig.12 Outlook of MicroLabSat II

Table 2 Main Characteristics of MicroLabSat II

Size	Approx. 600(W) × 600(D) × 500(H)mm Approx. 200(W) × 200(D) × 150(H)mm(Nano-Sat.)
Mass	Approx. 60 kg (total), 5 kg (Nano-Sat.)
Power	Over 100 W
Attitude	Earth oriented 3-axis control
Communication	MicroLabSat II ⇄ Grond Station S-band, 4kbps(Up), 1.6Mbps(Down)
	Nano-Satellite ⇄ Grond Station S-band
	MicroLabSat II ⇄ Nano-Satellite : TBD
Orbit	LEO, Sun synchronous (TBD)
Launch	TBD (completion of development < 2008)

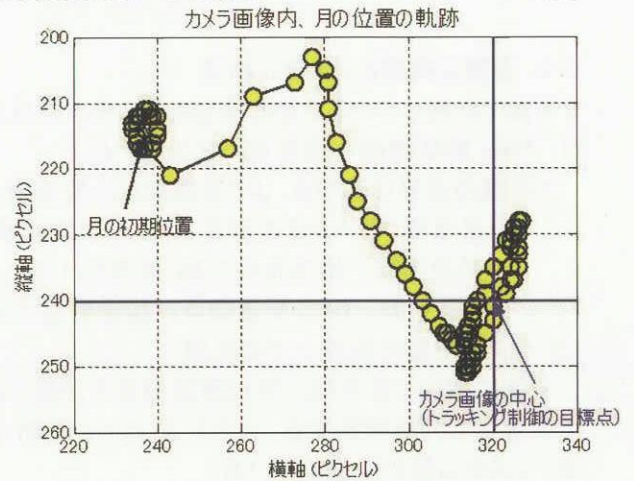


Fig.10 Moon Tracking Control Experiment

4-2. 主要な実験とシステム構成

2号機で計画している主要な実験とシステム構成は次の通りである。

(1) 50kg 級高機能小型衛星バスシステム

1号機の成果に基づき、より高機能な小型衛星バスの研究及び実証実験を行う。

- ・送信機(データ伝送容量:1Mbps以上)、受信機
- ・姿勢制御:地球指向三軸(精度約1度)、小型太陽センサ、スターセンサの搭載
- ・軌道制御:GPS受信機及び推進装置の搭載など

(2) ナノ級衛星の軌道上での放出

安価に製作でき手軽に宇宙実証機会を提供できるナノ級衛星を新規開発し、2号機本体(母衛星)に搭載して軌道上で分離放出する。大きさ200mm×200mm×150mm、質量5kgのナノ級衛星を1~2機搭載する前提で、システム設計を進めている。

(3) 母衛星とナノ級衛星の連携実験(発展実験)

「編隊飛行による地磁気観測」及び「母衛星によるナノ級衛星撮像」の2つの実験についてシステムの成立性を検討している。

「編隊飛行による地磁気観測」は、母衛星の推進系により軌道制御を行い、放出したナノ衛星の一つとの相対距離(数100m程度)を緩やかに保持しつつ、母衛星の高感度磁力計とナノ衛星の超小型磁力計で同時に磁気観測を行うものである。単独観測では不可能であった磁場変動の到来方向の検出や、空間磁場構造の観測が可能になる。

「母衛星によるナノ級衛星撮像」は、母衛星の推進系により、母衛星がナノ級衛星の近傍をフライアラウンドしながら撮像するという実験で、母衛星をナノ級衛星と数10m程度まで接近させる。

(4) 新規技術・先端技術の宇宙実証

以下の新規技術の宇宙での実証実験を計画している。

- ・高解像度カメラ
- ・民生品小型モニターカメラ
- ・宇宙用薄膜型太陽電池

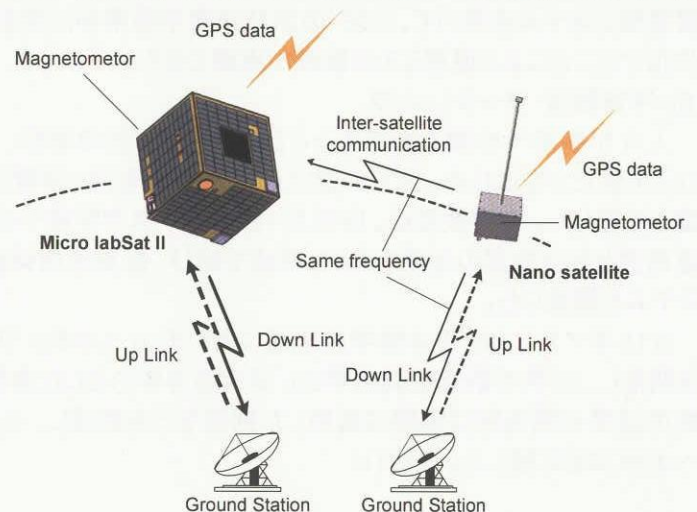


Fig.13 Experiment Image in Collaboration with Nano-Satellite

5. まとめ

1号機は予定されていた全てのミッションを成功させ、小型衛星が実用に耐えうる可能性を示した。また、短期間の衛星開発は、設計から製作試験、打上げ運用までの一連の作業を体験できることから若手職員の育成に寄与した。1号機は現在も全ての衛星機器が正常に動作しており、搭載機器の長期トレンド評価、搭載計算機のプログラム書換えによる様々な発展実験を継続している。また、新入職員の教育用素材、将来宇宙を目指す学生や子供達への教育用素材としても活用させている。

2号機では実用性の高いバス技術を構築する計画である。現在、民生品のロット単位での放射線試験、民生用センサの宇宙適用化などの研究を進めている。

これら成果に基づき、小型の宇宙実証衛星を安価で短期に提供できる環境を整え、実用衛星用に新規開発した機器や部品などの事前実証手段としたい。

ナノ級衛星は、チャレンジングな実験を目指している。母衛星との連携基礎実験を行い、小型衛星群として実用化する際の基礎データを得ることを目指している。