

IIII 特集：小型惑星・実験装置 その1 IIII
(解説)

超小型衛星の夢と現実
(JAXA 宇宙研／東京工業大学・松永研究室の活動軌跡)

松永 三郎

Dream and Reality of Nanosatellites
(Activities of Matunaga Lab at ISAS/JAXA and Tokyo Tech)

Saburo MATUNAGA

Abstract

Micro satellite research and development is valuable mainly for the following reasons: (1) practical education of space-system engineering and human resource development, (2) rapid demonstration in space of advanced technologies at component and equipment level, (3) implementation of science missions and actual application missions by ultra-small satellite (constellation), (4) discovery and development of new space engineering and high-value-added business fields. As a practical demonstration under laboratory-student leadership, Matunaga Lab at Tokyo Tech, now at ISAS/JAXA has been developed nanosatellites including World first CubeSat CUTE-I, Cute-1.7 + APD, and Cute-1.7 + APD II, which were all launched into Earth orbit and operated. Now, a 50kg-class satellite named TSUBAME is researched and developed to observe earth and celestial bodies in cooperation with several Japanese university laboratories and students. This paper introduces the nanosatellite activities of Matunaga Lab.

Keyword(s): Nanosatellites, CanSat, CubeSat, CUTE-I, Cute-1.7 + APD, Cute-1.7 + APD II, TSUBAME

1. 奔流する超小型衛星

この10年の超小型衛星開発はとても熱い。超小型衛星とは全質量100kg未満、特に、50kg以下の人工衛星を対象とし、現在、日本だけでなく全世界で活発に研究開発が進められている。日本に限っても、2012年(平成24年)に入ってから、九州工業大学の1辺30cm, 7kg級の「鳳龍式号」とJAXAの1辺50cm, 50kg級の「SDS-4」が、2012年5月にH-IIAロケット21号機によって、GCOM-W1「しずく」と相乗りする副衛星として打ち上げられ、ともに初期運用に成功した。大阪工業大学のプロイテレス衛星1号機は、2012年9月にインドのPSLVロケットを用いて打ち上げられたが、残念ながら運用段階で通信機器系統に異常が発生し、現在、復旧を試みている。また、CubeSat規格の小型衛星3機(和歌山大／東北大のRAIKO, 福岡工業大のFITSAT-1, 明星電気のWEWISH)

とNASA提供の衛星2機(Cubesat-1, TechEdSat)をISSきぼうのロボットアームに搭載された小型衛星放出機構により、10月4日から5日にかけて全5機を順に放出した。特にFITSAT-1は放出直後のVGA画像の5.8GHzマイクロ波送信やLED光モジュール信号の可視光送信を行い、ともに日本国内外での地上局による受信に成功した。また、H-IIAロケット「ALOS-2」に相乗りする小型衛星(高度628km, 太陽同期準回帰軌道)の公募があり、日本大学のSPROUT, 東北大学のRISING-2, 和歌山大学のUNIFORM-1, 株式会社エイ・イー・エスのSOCRATESが選定された。

現在の超小型衛星興隆のきっかけは、平成10年(1998)、東大・東工大の各研究室において、数百グラムのカンサットから出発して、平成15年(2003)、1kg級キューブサットの世界初軌道上実証に成功したことであろう。そして今や、多くの大学や宇宙機関が超小型衛星

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙飛行体工学研究系 〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1
東京工業大学 大学院理工学研究科 機械宇宙システム専攻 (JAXA 連携講座) 〒152-8552 東京都目黒区大岡山 2-12-1-11-63
Department of Space Flight Systems Engineering, Institute of Space and Astronautical Science, JAXA
3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara, Kanagawa 252-5210, Japan
JAXA Cooperated Chair, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Graduate School of Science and Engineering,
Tokyo Institute of Technology, 2-12-1-11-63 O-okayama, Meguro-ku, Tokyo 152-8552, Japan
(E-mail: matunaga.saburo@jaxa.jp, or Matunaga.Saburo@mes.titech.ac.jp)

の研究開発に参入し、世界での CubeSat の打ち上げ数は、6kg 級までを含めると、240 機以上である。

そこでは、衛星ミッションの企画、解析、設計、製作、試験、打上作業、運用、文書作成、管理、各種国際調整・契約などプロジェクトに必要な項目を実施する。小さいながらも宇宙システムの開発運用に必要なすべてプロセスを実践的に経験する。

これらの過程を経て、1) 挑戦的宇宙システム工学の実践的教育・人材育成、2) 部品・機器レベルの先端技術の早期宇宙実証、3) 超小型衛星（群）による科学ミッションや実利用ミッションの実施、4) 新しい宇宙工学や高価値ビジネス分野の発掘・開拓などを遂行しようとしている。

しかも宇宙システムは、小型衛星と言えども、稼働する領域は地球よりも大きな空間（直径 1 万 3 千 km 程度以上）、その移動速さは秒速 7 km（時速 2 万 5 千 km，マッハ 20（地表の音速の 20 倍））程度と、地球上で稼働する物体と比較して常識を超えた環境で運用しなければならないので、その監視や指令を無線通信によって確実にを行う必要がある。もし故障すると、実際に手にして修理することはできず、それを見込んでミッションを遂行できるような設計せねばならない。

すなわち、多種多様なミッション（＝ドライビング・フォース）を短期に実現・生死させて進化することが必要であり、短時間で柔軟に適應できる即応型のシステム統合技術の実現が鍵となる。このような極限環境下で複雑なシステムを確実に動かす技術を短期間に実現することは、世界をリードすべき日本にとって必須の基幹技術となろう。

2. 松永研究室での超小型衛星の開発

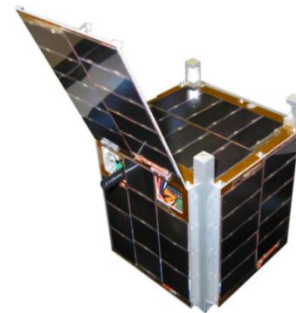
2.1 CUTE-I

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所／東京工業大学・機械宇宙システム専攻・松永研究室にて行われてきた超小型衛星に関連する活動を簡単に紹介する。

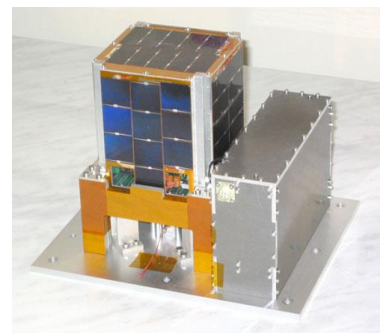
Figure 1 は 1kg、1 辺 10cm 角と世界最小級のキューブサット CUTE-I である¹⁾。平成 15 年（2003）6 月 30 日ロシア・ロケットロケットを用いて高度 800km の太陽同期軌道への打上に成功し、運用期間は 10 年になろうとしている。**Table 1** に主要な諸元を示す。ロケットと衛星間を結ぶ分離機構（**Fig.1(b)**）も同時に開発した。**Fig.2** は打ち上げ直前の開発メンバーの写真である。深夜となった打ち上げ時には、ロシアの射場プレセツク、東工大、東大をネットワークで繋ぎ、研究室の様子を webcamera で撮影しインターネット上で配信し、非常な反響があった。翌朝には NHK ニュースとして報道された。

当時、超小型衛星として考えられていた 50kg、1 辺 50cm 角と比較して、質量で 50 分の 1、体積で 125 分の 1 と 2 桁レベルでの削減を要し、ミッションを絞り込んで質量や体積を小さくして、宇宙で稼働すべき衛星にとつ

て本当に必要な技術の本質を追究した。この思い切った小型化により、小規模システムを少人数で低価格による短期開発をすることで、研究室単位でも衛星を自ら開発し、ロケットで打ち上げて運用できることを実証した。



(a) CUTE-I



(b) With separation mechanism

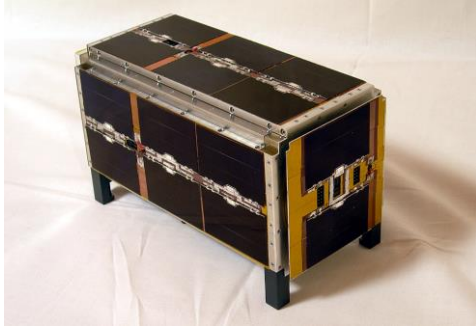
Fig. 1 World First CubeSat CUTE-I

Table 1 Specifications of CUTE-I

Size and mass	10cm x 10cm x 10cm, 1kg
OBC	H8 (Hitachi), 4Mbit SRAM
Downlink	CW, 430MHz, 100mW AFSK, 430MHz, 1200bps, 350mW
Uplink	144MHz, FM DTMF
Battery	Li-ion
Solar Cell	Triple-junction GaAs Deployable Solar Array
Sensors	Temperature, Voltage, Current, Accelerations, Sun direction



Fig. 2 CUTE-I Development Team



(a) Cute-1.7 + APD



(a) With separation mechanism installed at M-V rocket

Fig. 3 Cute-1.7 + APD

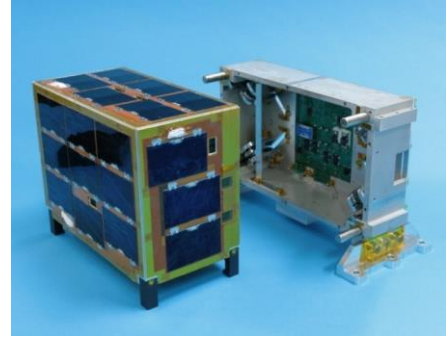
2.2 Cute-1.7 + APD

Figure 3 の超小型衛星 Cute-1.7 + APD は、松永研 2 機目の地球周回衛星であり、理学系研究室（東工大・河合研）との共同開発として、バス系を松永研、センサ系（APD センサ）を河合研が担当した²⁾。10cm×10cm×20cm と CubeSat 規格 2 個分の大きさであるが、投入軌道の初期計画高度が低く大気抵抗が大きくて軌道寿命が短いことが予想されたので重量化して 3.6kg とした。平成 18 年（2006）2 月 22 日、宇宙科学研究所（ISAS）の M-V-8 ロケットで、近地点高度約 310km（初期計画値より 20km 増）、遠地点高度約 735km、軌道傾斜角 98.2 度の概太陽同期軌道に打ち上げ後、初期運用に成功したが、放射線障害による不具合が発生し、残念ながら 1 か月弱の運用で終了した。

この打ち上げでも、専用分離機構を同時に開発して機能実証した。なお、この衛星は、2009 年 10 月 25 日午前 6 時（日本時間）ごろ、小笠原海上にて再突入・消滅して、3 年と 8 カ月余りの寿命をまっとうした。

2.3 Cute-1.7 + APD II

Figure 4 の Cute-1.7 + APD II は、前号機の設計を改良し、信頼性を向上させた松永研 3 機目の超小型衛星であり、2008 年 4 月インドのロケット PSLV によって、インドの主衛星と、他にも日本大学の SEED2 など 9 機の副衛星とともに、高度：635km、軌道傾斜角 97.89 deg の太陽同期軌道に打ち上げられ、多くのミッションを成功



(a) Cute-1.7 + APD II and its separation mechanism



(b) Installed on 4th stage of PSLV

Fig. 4 Cute-1.7 + APD II

させた。運用は現在も 5 年を超えて継続中である。サイズは 115×220×180mm, 3kg であり、ミッションとして、前号機と同様に、民生品を利用した衛星バス開発、磁気トルカを使用した姿勢制御実験、1.2GHz 帯アマチュア無線デジピータサービス、APD センサ実証（理学ミッション）、独自の超小型衛星用分離機構実証を掲げた。**Fig. 5** は、超小型 CCD カメラによる地球画像である。また、世界初の全球にわたる 30keV 以下の低エネルギー荷電粒子観測にも成功した（**Fig. 6** 参照）³⁾。



2009/04/22 00:41:49 (UTC) Cute-1.7 + APD II, Tokyo Tech
Above Guam Island

Fig. 5 Picture taken by Cute-1.7 + APD II

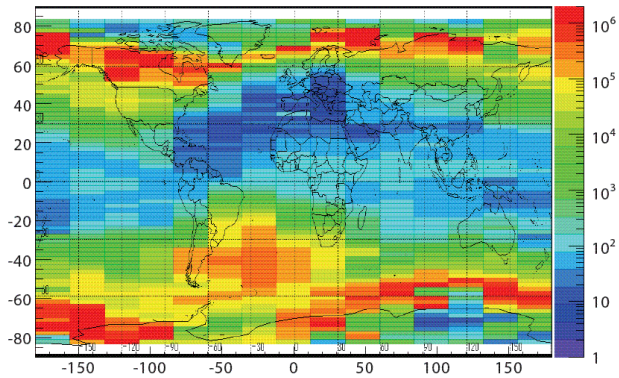


Fig. 6 World-wide Distribution of Low Energy Particle with APD Sensor

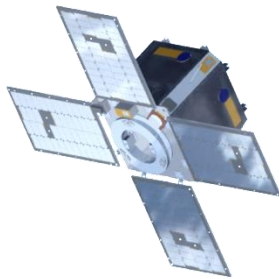


Fig. 7 50kg-class micro satellite TSUBAME

Table 2 Specifications of TSUBAME

Size	(H)610 × (W)610 × (D)540 mm (max.)
Mass	52kg(max.)
Design Life	1 year
Orbit	504km (Sun-synchronous orbit)
Mission	Control Moment Gyro (CMG) Wide Burst Monitor Hard X-ray Compton Polarimeter Small Optical Camera

3. 50kg 級超小型衛星 TSUBAME の開発

3.1 TSUBAME

以上の長年に蓄積された技術をもとに、4 機目となる小型衛星プロジェクトとして現在開発中の衛星が、50kg 級地球・天体観測技術実証衛星 TSUBAME である。TSUBAME の概要を **Fig.7** と **Table 2** に示す。衛星の大きさに比べ搭載機器の消費電力が大きいことが特徴であり、4 枚の太陽電池パネルで電力を確保する。**Fig.8** に TSUBAME と他の典型的な小型衛星の質量電力比（太陽電池セルの発生電力とバッテリー容量）を示すが、TSUBAME が圧倒的に大きいことが分かる。

TSUBAME の主要ミッションは大きく 3 つある。まず、**Fig.9** に示す超小型のコントロールモーメントジャイロ（CMG）を用いた高速姿勢変更技術の実証である。大型の CMG は宇宙ステーションの姿勢制御等に利用されて

いるが、本衛星に搭載する CMG は、小型衛星に搭載できるように小型化・軽量化された新規開発品である。この CMG 4 個を **Fig.10** に示すようにピラミッド型に配置する。次に CMG による高速姿勢変更技術を用いて行う理工学ミッションとして、宇宙で起こる天体の突発的爆発現象であるガンマ線バーストの硬 X 線偏光観測であり、河合研が硬 X 線偏光観測センサ (**Fig.11**) の開発を担当している。また、災害監視・海上の船舶航行状況監視・気象観測・植生観察等を目的とした地上・海上及び雲の高解像度可視観測を目的として、東京理科大の木村研が小型可視光カメラを開発している (**Fig.12**)。

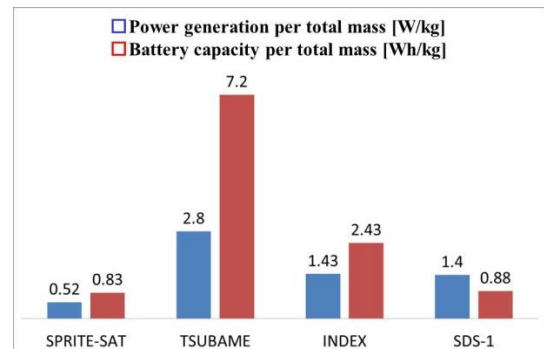


Fig. 8 Comparison with other typical microsatellites

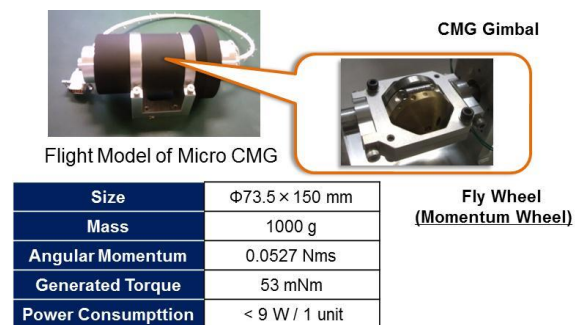
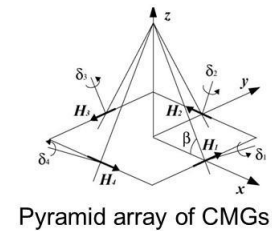


Fig. 9 Control Moment Gyros (CMG)



Pyramid array of CMGs

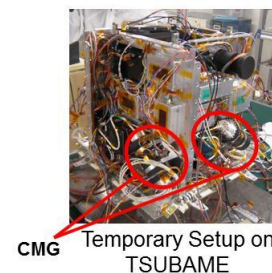


Fig. 10 CMG Arrangement

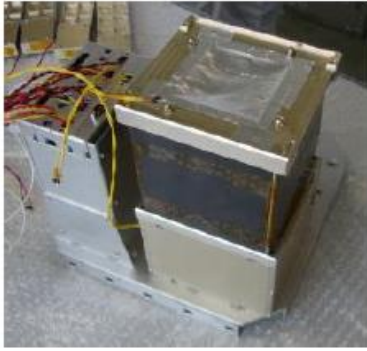


Fig. 11 Hard X-ray Compton Polarimeter (HXCP) for Polarized X-ray observation of Gamma-Ray Burst

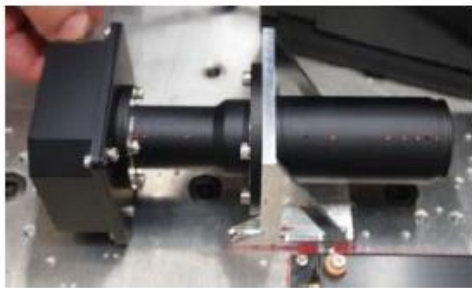


Fig. 12 Small high resolution optical camera for Earth observation

本衛星プロジェクトは、平成 16 年 (2004 年) の衛星設計コンテストにて初期概念を提案して設計大賞を受賞し、その間、2002 年度から 2006 年度の学術創成研究費「ガンマ線バーストの迅速な発見、観測による宇宙形成・進化の研究」(代表：河合誠之)、2007 年度から 2009 年度の基盤研究(A)(2)「大学主導による高速駆動衛星の開発と突発天体の γ 線偏光観測実証」(代表：片岡淳)の支援を受けて、衛星全体の概念設計と、特に CMG の BBM 開発を行い、文部科学省の 2009-10 年度 超小型衛星研究開発事業地球観測衛星開発費補助金「姿勢制御用 CMG と光学カメラおよびガンマ線検出器を用いた地球・天体観測技術実証衛星 TSUBAME」(代表：松永三郎)の支援を得て、衛星全体の EM 開発を推し進めた。そして、現在では、内閣府 最先端研究開発支援プログラム 最先端研究助成基金助成金「日本発の「ほどよし信頼性工学」を導入した超小型衛星による新しい宇宙開発・利用パラダイムの構築」(中心研究者：中須賀真一)、サブテーマ「先進的超小型衛星設計論と要素技術に関する研究」の松永分担「姿勢制御関連機器技術およびその高精度な地上試験手法の研究開発」として、CMG を中心とした姿勢制御研究に従事し、その具体的なターゲットとして TSUBAME を位置付けている。設計を継続的に修正しながら開発を進め、TSUBAME と名前は同じであるがシリーズ名と捉えるべきで、その中身は各フェーズによって紆余曲折があり設計上大きな変更がある。

ここでは、最新の状況を簡単に説明する。**Fig. 13** は TSUBAME のシステムブロック図である。民生品を多用し、衛星内通信プロトコルも多様である。

Figure 14 は TSUBAME の姿勢決定制御用のセンサとアクチュエータとその特徴を示している。迅速姿勢変更と高精度指向制御の両立という高度な姿勢制御を要求される一方で、容積や質量が限定されるために、粗い精度用と高精度用、結果的に、低消費電力と高消費電力系の 2 つの組合せからなっている。衛星の厳しい消費電力制約下でミッション要求を満たす解を得るために、リスクを適切に許容して、ある程度の信頼性を確保した「ほどよし」運用の確立が求められる。

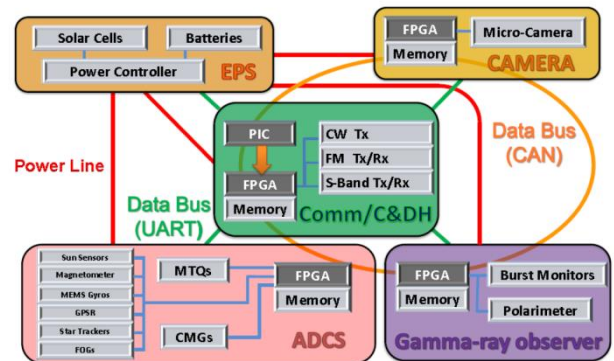
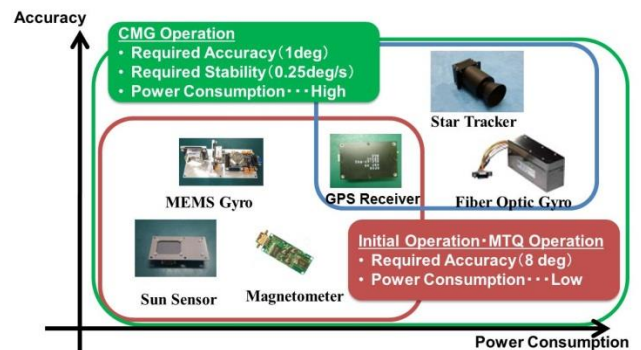
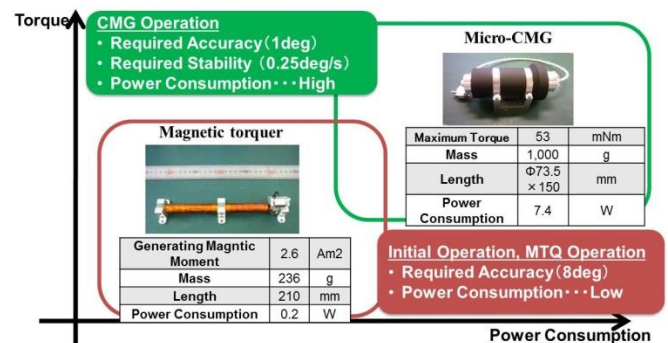


Fig. 13 System Block Diagram of TSUBAME



(a) Sensors for Attitude Determination



(b) Actuators for Attitude Control

Fig.14 TSUBAME ADCS

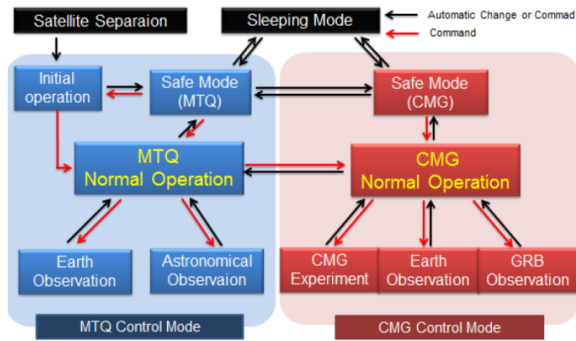


Fig.15 Operation Modes and Transition

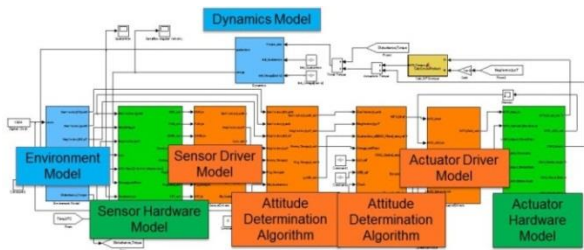


Fig.16 Block Diagram of SILS

また、Fig. 15 は TSUBAME の姿勢制御モードを図示したものである。大きく分けて、磁気トルカモードと CMG モードに分かれる。衛星が打ち上げ後、ロケットから分離した直後から、太陽補足、スピン安定確保、パドル展開のクリティカルフェーズを含む初期運用、ノーマルモード、セーフモード等への移行を、如何に安全に、衛星を誕生させ、生き残らせるかが、最大の課題の一つである。特に、大電力を要し、大擾乱を引き起こす可能性のある CMG の起動時終了時のシステムへの状態変化を確実に把握して、危険を回避する簡明な方法確立する必要がある。

上記の課題を解決するために、最先端研究「ほどよし信頼性工学」の下で、姿勢制御系関連機器技術およびその高精度な地上試験手法を追及している。そこでは、統合姿勢シミュレータの研究開発として、数値シミュレーションを用いて衛星制御パラメタの詳細な設計や姿勢決定・制御精度の詳細な解析を行う Model in the Loop Simulation (MILS)、2) 組み込みソフトウェアのアルゴリズム部分の製造検証を行う Software in the Loop Simulation (SILS)、3) 各種コンポーネントの電気的インターフェースを模擬し組み込みソフトウェアの駆動ドライバ部分の検証も行う Hardware in the Loop Simulation (HILS) の3段階解析が有効であり、具体的に仕様を策定し、中身を構築し、検証してきている。

Fig.16 は SILS で開発したブロック図である。これらを用いて、衛星のオンボードコンピュータ (FPGA) に組み込まれたソフトウェアと各種姿勢決定制御機器の機能試験など衛星の統合試験を効果的かつ効率的に行う。

Fig.17～20 は各種試験の様子である。



Fig.17 Antenna Pattern Test

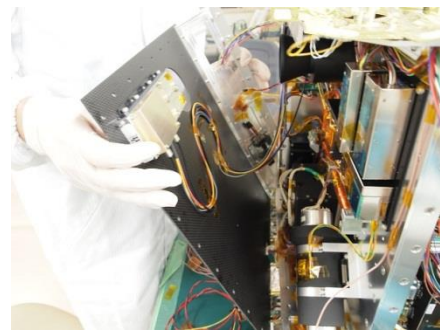
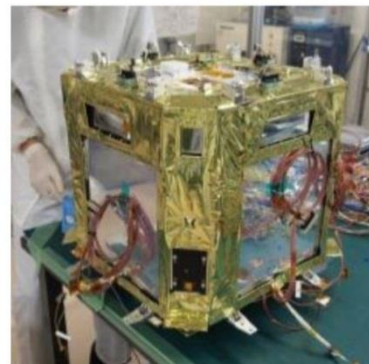
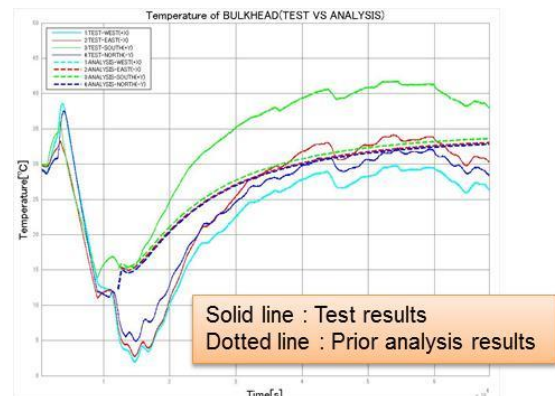


Fig.18 Furnishing of Carbon Panel



(a) TSUBAME Overview for Test



(b) Test and Analytical Results

Fig.19 Thermal Vacuum Test

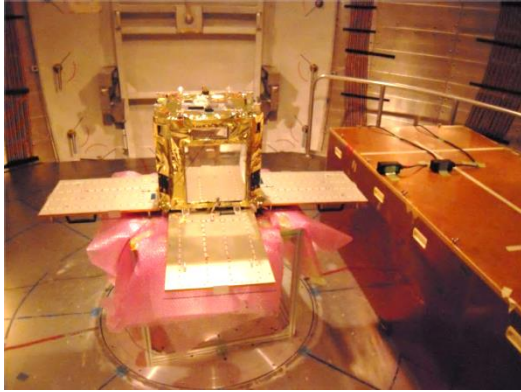


Fig.20 Measurement of Residual Magnetism

東工大と理科大, JAXA の TSUBAME は, 東京大学と次世代宇宙システム技術研究組合の「ほどよし 1 号機」, 名古屋大学と大同大学の「ChubuSat-1」, 九州大学の「QSAT-EOS」と共に 4 機の 50kg 級超小型衛星として, ロシアの商用ロケット, ドニエプルによって, 2013 年 12 月以降にクラスター打ち上げの予定である。

4. 超小型衛星の未来

今から 11 年前, 私は下記のような当時の研究室主導衛星開発の問題点と現状, および将来のあり方を述べた。

大学衛星開発グループの現在そして未来 (2002 年の松永所見)

1. 問題点: モノ作り／プロジェクト開発に必要不可欠な指導的人材の不足
専門家: 大学/研究所に多い。論文が書きやすい。
なんでも屋: 大学/研究所に少ない。論文が書きにくい。
2. 現在の目標: 確固とした専門に基づいた実践的ななんでも屋の育成。人生の幸福の増大/人類の存在意義の向上を結果的に推進。
3. 現状: 活動単位は大学研究室。インターネットによる国際交流。技術レベルはまだ初等的 (シロウトにやや毛が生えた程度)。自己満足部分がやや多いが, 夢中で突進。
4. 未来: 全国的/国際的な連携活動の中心。製作者かつ利用者の堅持。自立できる宇宙活用ベンチャー企業・研究室の創立, 育成, 連携。宇宙工学生命体 (大学/研究所/企業/官庁/一般の多様な融合) の核の創出。

10 年以上経って, 大きな変化があったのかどうか。問題点はあまり変わっていないかも知れないが, ここで言えることは, NPO 法人大学宇宙工学コンソーシアム UNISEC (University Space Engineering Consortium) の存在である。

超小型衛星開発のような活動を大きく支えてきており, 実際に軌道上打ち上げられた日本の超小型の大学衛星はほぼすべて UNISEC の加盟団体である。UNISEC (<http://www.unisec.jp/>) は, 大学・高専学生による手作り衛星 (超小型衛星) やロケットなど宇宙工学の分野で, 実践的な教育活動の実現を支援することを目的とする特定非営利活動法人 (NPO) で, 現時点で, 40 大学 59 団体が加盟している。2013 年に 10 周年を迎え, 内閣府, 文部省, 経済産業省などの各省庁, 宇宙関連企業, 野心的なベンチャー企業などからもその実践的な教育効果や宇宙開発への貢献に対して高く評価されてきている。

さらに, 内閣府最先端研究開発支援プログラム「ほどよし信頼性工学」の強力な研究動機も大きい。超小型宇宙システムの活動はますます盛んになってきている。

このような小型システムに特化した宇宙工学活動により, 今後, リーズナブルなコストや信頼度で世界をリードする超小型宇宙システムが研究開発され, 新しい宇宙開発や高価値ビジネス分野の発掘・開拓に向けて大きく貢献していくことが期待される。

謝辞

本研究の一部は内閣府最先端研究開発支援プログラム「ほどよし信頼性工学」の支援を受けた。

参考文献

- 1) K. Konoue, H. Sawada, K. Nakaya, K. Ui, N. Miyashita, M. Iai, H. Okada, T. Urabe, N. Yamaguchi, M. Kashiwa, K. Omagari and S. Matunaga: IEICE Transactions on Communications, **J88-B**, 1 (2005) 184.
- 2) N. Miyashita, M. Iai, K. Omagari, K. Imai, H. Yabe, K. Miyamoto, T. Iljic, T. Usuda, K. Fujiwara, S. Masumoto, Y. Konda, S. Sugita, T. Yamanaka, K. Konoue, H. Ashida and S. Matunaga: 25th International Symposium on Space Technology and Science, Kanazawa, June 5-10, ISTS 2006-f-08 (2006)
- 3) J. Kataoka, T. Toizumi, T. Nakamori, Y. Yatsu, Y. Tsubuku, Y. Kuramoto, T. Enomoto, R. Usui, N. Kawai, H. Ashida, K. Omagari, K. Fujihashi, S. Inagawa, Y. Miura, Y. Konda, N. Miyashita, S. Matsunaga, Y. Ishikawa, Y. Matsunaga, and N. Kawabata: Journal of Geophysical Research, **115**, A05204 (2010) 9.
- 4) T. Kamiya, S. Matunaga and TSUBAME Development Team: 29th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Nagoya, Japan, June 2-9, (2013) 2013-f-04
- 5) UNISEC (University Space Engineering Consortium) website: <http://www.unisec.jp/>

(2013 年 6 月 17 日受理, 2013 年 7 月 8 日採録)