

超小型衛星 CUTE-I Flight Model の開発と最終地上試験

Development of "CUTE-I" Flight Model and Final Integration

○澤田 弘崇, 正 此上 一也, 中谷 幸司, 宇井 恭一,

岡田 英人, 宮下 直己, 正 松永 三郎 (東工大)

Tokyo Institute of Technology, 2-12-1 Ohokayama, Meguro-ku, Tokyo 152-8552, JAPAN

Phone : +81-3-5734-2644

E-Mail : hiro@horse.mes.titech.ac.jp

Tokyo Institute of Technology (TITech) is participating in the CubeSat Project which is an international, educational, and practical project. "CubeSat" means S³-SAT (Student, Space, Study Satellite), and the shape of the satellite is cubic. In this project, over ten universities are developing the small satellites of 100mm cubic and less than 1 kg in weight which might be developed in a very short period. Eighteen CubeSats will be launched together in Spring 2003 by a Russian rocket called "DNEPR". TITech CubeSat project is called the "CUTE" (CUBical TITech Engineering satellite) project. Within this project, we are developing one CubeSat called CUTE-I, and have conducted various tests and experiments. In this paper, we explain the detail of design and development of CUTE-I, then, we report the result of final ground test.

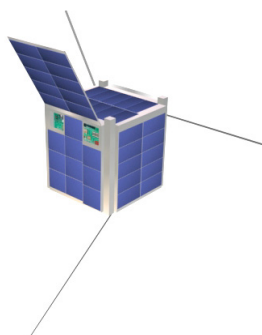
Key words : CubeSat Project, CUTE-I Flight Model, Environment Test

1. 緒言

東京工業大学は 2003 年春の打ち上げを目指し、一辺 10cm 立方体型の超小型衛星 "CUTE-I" を開発している。現在、フライトモデルが完成しており、最終地上試験と最終調整を残すのみである。CUTE-I では通信・センシング・太陽電池パドル展開の 3 つのミッションが実行され、センシングミッションでは CMOS カメラを用いたオリジナル太陽センサも搭載されており、次世代小型衛星開発に向けた技術検証も行う。本稿では CUTE-I の設計・開発について詳細を述べ、最終地上試験結果および軌道上運営計画について報告する。

2. CUTE-I 概要

東工大 CubeSat Project は CUTE(Cubical Titech Engineering satellite) Project と呼ばれ、CUTE-I を開発した。本プロジェクトの目的は学生主体で超小型衛星を開発することであり、民生部品(COTS)を用いることによって開発コストを大幅に削減することである。また、衛星開発、軌道上運用を実体験することによって、一連の衛星開発技術や運用技術を取得することも目的の一つである。本研究室では昨年より CUTE1 号機(CUTE-I)の開発を進め、現在は Flight Model(FM)が完成し最終調整を残すのみとなっている。



Comm	Tx 1	CW Transmitter Output 100mW
	Tx 2	FM Transmitter Output 350mW
	Rx	FM Receiver
	ASV	Monopole x3
TNC	Ax.25	1200bps (AFSK)
	SRL	1200bps (AFSK)
	MPU	H8/300
Sensor	CW Keyer	MPU: PIC16LC73A
	Gyro	4 axis
	Accelerometer	4 axis
	Sun Sensor	original system using CMOS camera
C&DH	Thermistor	15 points
	MPU	int-300
	Memory	4Mbit SRAM
Power	Battery	Li-ion
	Solar Cell	Si

3. Mission

CUTE-I では以下に示す 3 つのミッションを行う。

3.1 Communication Mission

CUTE-I と東工大地上局間でデータ通信およびコマンドアップリンクを行う。通信にはアマチュア無線帯を用い、データダウンリンクでは Ax.25 および東工大オリジナルの 2 プロトコルを切り替える。

3.2 Sensing Mission

各種センサを用いて衛星内のデータを測定し、また、東工大で開発した CMOS カメラを用いた太陽センサを搭載し、太陽方位測定も行う。

3.3 Deployment Mission

必要電力を発電するために太陽電池パドルを展開し、DC モータを用いた小型展開機構の実証を行う。また、ナイロン線で固定された通信アンテナをニクロムヒータで焼き切り展開する。

4. Subsystem

4.1 Mission 系

(1) Sensing Part

センシングミッションでは加速度センサ、ジャイロ、温度センサ、電流/電圧センサを用いて衛星の HK(House Keeping)データ及びペイロードデータを取得する。また東工大で開発した CMOS カメラ太陽センサを搭載し、太陽方位測定を行う。

(2) Deployment Part

DC モータを用いた小型展開機構を用いて太陽電池パドルのストッパーをはずしバネの弾性によって受動的に展開する。この DC モータは民生品を用い、ギア部のグリスを高真空用に替えることで対応する。Fig.4.1 に小型展開機構を示す。

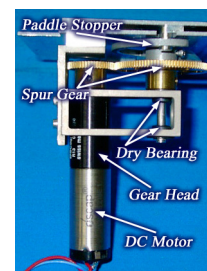


Fig.4.1 Paddle Deployment Mechanism

4.2 通信系

CUTE-I には送信機が 2 台、受信機が 1 台搭載されており、東工大地上局においてビーコン受信による衛星トラッキング、データ受信を行い、コマンドのアップリンクも行う。ダウンリンクには 430MHz 帯、アップリンクには 144MHz のアマチュア周波数帯を用いる。データダウンリンクには Ax.25 と東工大オリジナル、2 つのプロトコルを用いる。

4.3 Command & Data Handling 系

CUTE-I の C&DH 系の機能は、1) 衛星内の各種データを取得しメモリに記録する。2) 地上から受信したコマンドを解読し各種衛星機器の制御を行う。3) 地上に送信するデータを整形し通信系に出力する、といったようなものが挙げられる。システムブロック図と基板フライトモデルを Fig.4.3 に示す。CUTE-I では衛星のメイン CPU に H8 を採用した。

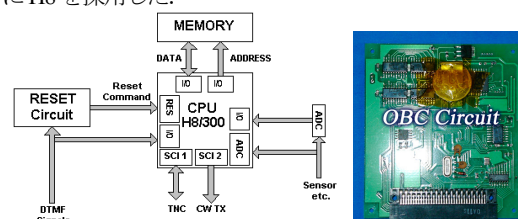


Fig. 4.3 C&DH Block Diagram and Circuit Board

4.4 電源系

電源系の機能は太陽電池セルで発電された電力を要求バス電圧

に変換し、適時バッテリーに充電することである。衛星バッテリーにはリチウムイオン 2 次電池を用い、常に電流と電圧を監視している。太陽電池セルにはシリコン単結晶タイプで宇宙実績のある製品を用いる。Table 4.4-1, 4.4-2 にセルと電池の主要緒元を示す。

Table 4.4-1 Specification of Solar Cell

Cell Size (W,T,H)	27 x 24 x 0.1mm ³
Type	Silicon Solar Cells
Voc	6180mV
Isc	321mA
IL(5.0V)	304mA
IL(4.5V)	313mA
P(4.5V)	1.4085W
Temp.(operation)	-150 ~ 140℃
IL	1038mA
Efficiency	16.90%

Table 4.4-2 Specification of Li-Ion Battery

Nominal Capacity	1040mAh
Nominal Voltage	3.8V
Charging Voltage	4.2±0.05V
Cathode Materials	Mn
Anode Materials	Graphite
Dimensions (W,T,H)	33.8 x 6.5 x 66.6mm
Cycle Life	500cycle
Operating Temp Range	Charge: -0℃ to 45℃ Discharge: -20℃ to 60℃
Weight	32g

4.5 構造系

Fig.4.5 に CUTE-I FM の構体および機器配置を示す。衛星構体は 4 本のレースと外壁による外殻構造をしている。また、CUTE-I では構体重量を削減するために一部の内部構造に Mg 合金を用い、宇宙空間での金属固着を防ぐためにギアなどの部品にはテフロンコーティングを施した。

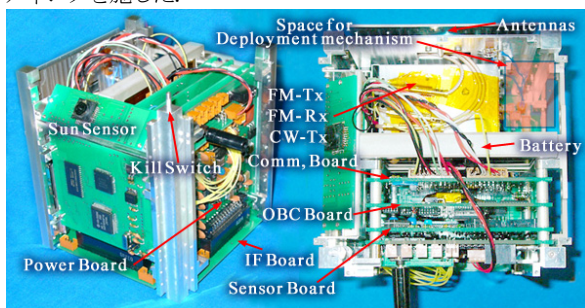


Fig.4.5 Components of CUTE-I Flight Model

5. 環境試験

5.1 熱環境試験

CUTE-I FM を開発する前に EM を用いて熱真空試験を行った。試験にはスペースチャンバを用い、太陽光熱入力模擬のためにニクロム線ヒーターを用いた。内部の温度分布を測定するために熱電対を用いて 26 点の温度を測定した。Fig.5.1-1 に試験で使ったスペースチャンバを、Fig.5.1-2 に試験結果を示す。

試験結果より、ほとんどの熱入力条件において熱平衡状態の温度は 0℃以下になることが確認された。その後は開発した PFM(Proto Flight Model)を用いて温度試験を行い、-20℃以上においては全ての動作が正常に行われることを確認した。

FM 開発終了後は FM と同等のモデルを用いて温度試験を数回行い、低温環境による動作チェックなども行った。

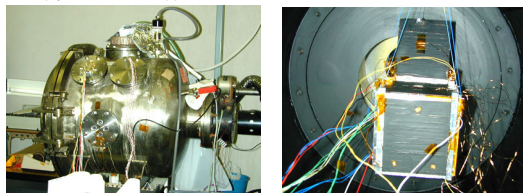


Fig.5.1-1 Space Chamber

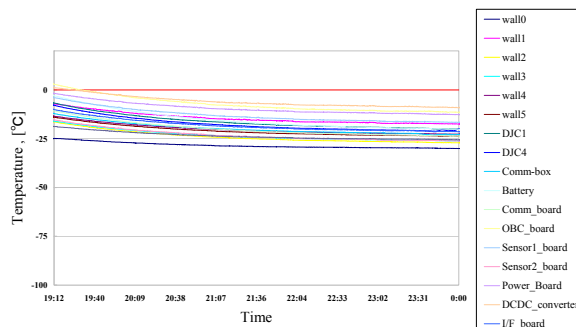


Fig.5.1-2 Result of thermal Vacuum Test

5.2 振動環境試験

また、PFM を用いて振動試験を実施した。試験目的は CUTE-I FM が打ち上げ時の振動環境に耐え、放出後に正常に動作することを確認することである。打ち上げ環境と同等のランダム加振試験・正弦波加振試験を行い、その前後にはモーダル試験を実施し、加振後の構造変化についても検査した。Fig.5.2 に加速度センサによって測定した、試験時の周波数応答関数を示す。結果よりわずかな構造変化がみられるが、加振後の動作試験において全ての電子機器が正常に動作することを確認し、アンテナおよび太陽電池パドルの展開も正常に行われることも確認した。

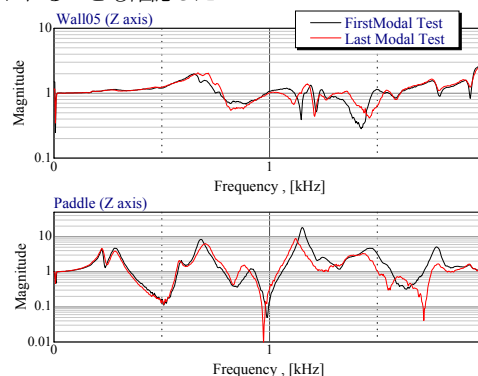


Fig.5.2 Frequency Response Function of Vibration Test

6. 運用計画

CUTE-I はロケットから放出後、数時間の待機した直後に電子機器の電源がオンになり、センサの測定などを開始する。放出後は数時間待機し、バッテリー温度が 20℃以上になったのを確認した後にアンテナとパドルの展開を行う。この展開と同時にビーコンの送信を開始し、地上局ではこのビーコンを受信することで衛星の軌道を推定し、トラッキングを行う。ビーコン内にはいくつかのステータスデータが含まれており、衛星内の状態を確認することができる。衛星を捕捉した後に通信ミッションなどを実施する。CUTE-I ではほとんどの電子素子が民生品であるために衛星の寿命は数週間から数ヶ月と考えられるが、これら民生品の寿命を把握することもプロジェクト目的の一つである。

7. 結言

東工大 CubeSat “CUTE-I” FM の概要と、EM/FM を用いて行った環境試験結果について示した。振動試験結果により、CUTE-I FM は打ち上げ環境に十分耐え得ることが実証された。熱環境試験より、-30℃以下の低温環境になると、バッテリーの出力が落ちパドル展開や、ナイロン線の切断など電力を要する動作は不安定になることが確認されたが、実際の運用では内部温度を常に監視し、-20℃以下では展開動作を行わないなどの運用計画によって対処していく。

参考

東京工業大学 CubeSat Project URL

<http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/cubesat/index.html>