

01-3D1 東京工業大学 CubeSat2001 : CUTE-I の開発概要

○ 中谷幸司, 此上一也, 澤田弘崇, 宇井恭一, 程島竜一, 前田直秀, 岡田英人, 宮下直己, 居相政史, 長浜謙太 (東工大・院), 占部智之, 山口伸斉 (東工大・工), 鶴見辰吾 (SONY), 森治, 松永三郎 (東工大・理工)

A Development Summary of CUTE-I: Titech CubeSat 2001

Koji Nakaya, Kazuya Konoue, Hirotaka Sawada, Kyoichi Ui, Ryuichi Hodoshima, Naohide Maeda, Hideto Okada, Naoki Miyashita, Masafumi Iai, Kenta Nagahama, Tomoyuki Urabe, Nobumasa Yamaguchi, Shingo Tsurumi, Osamu Mori and Saburo Matunaga (Tokyo Institute of Technology)
Email: Koji.Nakaya@horse.mes.titech.ac.jp

Key Words: Small Satellite, Pico-Satellite, CubeSat Project, CUTE-I

Abstract

CubeSat Project is an international, educational and practical program, and many universities and companies join in the project. A CubeSat is a pico-satellite sized of 10cm*10cm*10cm, less than 1kg in weight, and 18 CubeSats are planned to launch at Fall in 2002 by a Russian rocket, Dnepr. We, TITech group, are now developing a CubeSat for the launch opportunity. The objectives of TITech CubeSat Project are design/development of pico satellite equipped with bus components under the leadership of students, and reduce the total costs by using commercial off-the-shelf (COTS) components. In this paper, we explain the design and the development schedule of TITech CubeSat.

1. 背景

東京工業大学松永研究室 (LSS: Laboratory for Space Systems) は日米の大学を中心とする教育目的の小型衛星プロジェクト CubeSat プロジェクト^[1]に参加しており, 現在 CUTE-I (CUBical Titech Engineering satellite) を開発している。(図1) CubeSat プロジェクトは, 米国スタンフォード大学 Robert Twiggs 教授によって提案されたプロジェクトであり, 衛星の設計要求は 10cm × 10cm × 10cm の立方体, 重量 1kg 以下と定められている。当初 2002 年 5 月にロシアの DNEPR によって, 高度 650km の太陽同期軌道への打ち上げが決定していたが, 最近になって 2002 年秋打ち上げに変更となった。日本からは東京工業大学, 東京大学, 米国から Stanford Univ., California Polytechnic State Univ.(Cal Poly)などが参加し, 18 個の CubeSat が軌道に打ち上げられる予定となっている。



Fig.1 CUTE-I Image

CubeSat の運用には, 米国の OSSS (One Stop Satellite Solutions, Inc) がロシアとの交渉, 設計審査, 運営管理を行っており, Cal Poly が P-POD (キャリア) の設計を担当している。また, 日本のアストロリサーチ社が日本の大学と OSSS との調整を行っている。

打ち上げシーケンスを図2に示す MPA (Multiple Payload Adaptor) は 6 個の P-POD を装填しており, 各 P-POD には 3 個の CubeSat が収納されている。DNEPR による打ち上げ後, MPA が分離し P-POD から各 CubeSat が放出され, 軌道へ投入される。

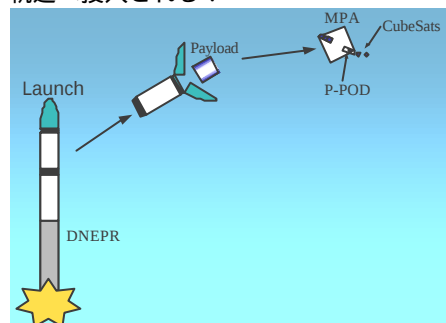


Fig.2 Launch Sequence

東工大 CubeSat プロジェクトでは, 小型衛星開発技術の第一段階として以下の目的で超小型バス衛星の開発, および民生品の積極的利用を視野に入れた学生主導の低コスト小型衛星の実現を目指している。

1. 小型衛星システムを短期間で実際に製作運用することにより, 宇宙工学の全体像を実体験する。
2. 過去のプロジェクトで培った技術を生かした小型の衛星バス機器を開発し, かつ実際の軌道上衛星運用技術を習得する。
3. 構成機器として宇宙利用実績のない民生品の利用をも視野に入れて, 学生主導手作りによる小型衛星を低コストで実現する。
4. 日本の学生の手作りとしては, 初の宇宙打ち上げ機会でもあり, 学生の今後の宇宙開発へのモチベーションを高揚させ, 将来の創造的な宇宙工学リーダーを育成する。

本稿では, CUTE-I のミッション, システムの概要を説明するとともに開発設備, 衛星管制用地上局についても紹介する。

2. CUTE-Iの概要

2.1 ミッション

CUTE-I では、下記のミッションを提案している。

通信ミッション: 2つの異なるプロトコル(Ax.25, SRLL)により地上局ヘデータを送信し、また、地上局からのコマンドによって通信プロトコルを変更する。このミッションには地上局の衛星トラッキングも含まれる。

Ax.25はアマチュア無線で一般的に用いられる規格化されたプロトコルであり Ax.25 用デコーダが市販されているため、比較的容易にデコードが可能である。しかし、Ax.25 プロトコルには誤り訂正機能がないため、データパケット内に 1bit でもエラーがあるとデコーダ側でそのパケット全部が破棄されてしまうという欠点がある。この欠点を補うため、PRUG (Packet Radio User's Group) の PRUG96 プロジェクトで開発されたプロトコルを一部変更した SRLL (Simple Radio Link Layer protocol) というプロトコルを独自開発した。このプロトコルは 32byte 固定長パケットを扱うものであるが、1パケット内で 3bit までの誤りを訂正できる能力を有する。Ax.25 と SRLL を切り替えることによりアマチュア無線周波数を用いた宇宙通信における SRLL プロトコルの有効性の検証を目的とする。

センシングミッション: 機体の温度、加速度、角速度等を各種センサにより測定し、各データのメモリ保存およびデータ送信を行う。また、アドバンスドな搭載機器として CMOS カメラを用いた太陽センサシステムを現在開発中である。太陽センサ、ジャイロ、加速度計から CUTE-I の姿勢、回転を測定する。また、サーミスタによって CUTE-I 内の各所の温度を測定する。温度データは CUTE-I 内の温度分布を知る上で必要なものであるが、温度変動のあるセンサのデータ校正のためにも重要である。また、太陽電池セル電流を測定するセンサを搭載しヘルスマonitoringに利用する。

サーミスタ、加速度計、ジャイロ、CMOS カメラはすべて市販民生品を用いる。これらのデータは一旦メモリ内に記録され、地上局からのコマンドにより地上にむけてデータ送信を開始する。地上局で受信したデータを解析することで衛星の姿勢や熱環境データを取得する予定であり、ここで得られた基礎データや知見を今後の衛星開発に生かす。

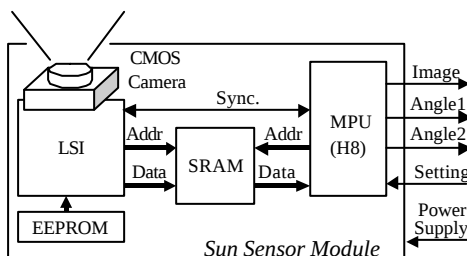


Fig.3 Sun Sensor System

展開機構ミッション: 太陽電池パドルを展開させて最大要求電力を確保するとともに、超小型展開機構の実証を行う。太陽電池パドルの展開には図4に示すような小型真空用モータ機構を用いる。モータを回転させることによりパドルのストッパを外し、バネの弾性によって受動

的にパドルが展開する。太陽電池パドル展開動作は地上からのコマンドにより実行される。モータは市販品であるが本研究室で実施した恒温槽試験および真空試験で問題なく動作することが確認されている。

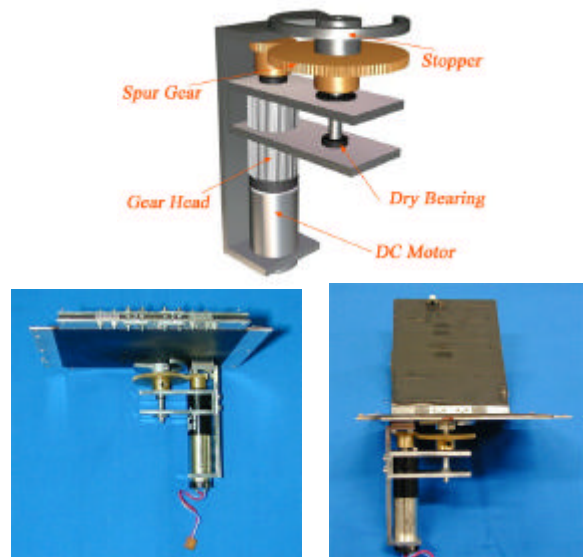


Fig.4 Deployment Mechanism

2.2 プロジェクトの目標達成レベル

東京工業大学 CubeSat プロジェクトの目標達成レベルについては、次のように考えている。まず最低達成目標レベルとして、(i) 軌道上衛星の一連の製作過程を経験し実際の運用技術を習得する。(ii) 打ち上げに成功した後 CW テレメトリを受信し CubeSat をトラッキングする、といった2点が挙げられる。これに続く目標は、FM テレメトリを受信し各種センサデータから CUTE-I の状態を把握することである。アドバンスドな目標としては、地上からのコマンドによる太陽電池パドルの展開および通信プロトコルの切り替え、また自主開発した太陽センサの動作確認といったものが挙げられる。

我々はこのような目標達成レベルを設定し CUTE-I の開発を行っている。

2.3 システム

CUTE-I のシステムはミッション系(センサ、展開機構、通信系の一部)、C&DH 系、通信系、電源系、構体系から構成されている。図5に CUTE-I のシステム図を示す。CUTE-I は CW 送信機、FM 送信機および受信機の3台の通信機を搭載し、それぞれに対応した3本のモノポールアンテナを展開する。また、より多くの電力を確保するために太陽電池パドルを展開する。さらに、サーミスタ、加速度計、ジャイロ、太陽センサ等の各種センサを搭載する。ミッション系のセンサデータは A/D 変換器を通して C&DH 系に取り込まれる。C&DH 系ではこのデータをメモリに記録もしくは地上に送信するために通信系の TNC にシリアル出力する。一方でセンサデータは通信系 TNC の持つ A/D 変換器にも取り込まれている。このようにデータを2つの系で独立に取得することにより、C&DH 系が予期せぬ不具合で故障した場合でも通信系のみで必要最小限のデータを地上に送信可能なシステム構成になっている。

CUTE-I はその形状から太陽電池を貼れる面積が小さ

く発電電力が小さい．このためバス電圧を 3.3V にし各系での消費電力を極力抑えるよう設計している．表 1 に CUTE-I の主要搭載機器を示す．図 6 に CUTE-I の概観を示す．

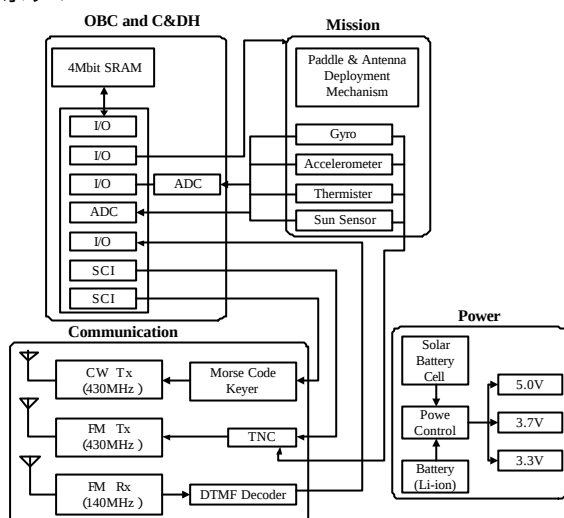


Fig.5 CUTE-I System Block Diagram

Table 1 CUTE-I main device

Comm.	Tx 1	CW Transmitter Output 100mW
	Tx 2	FM Transmitter Output 350mW
	Rx	FM Reciever
	ANT	Monopole x3
	TNC	Ax.25 1200bps (FSK) SRL.L 1200bps (FSK)
		MPU: H8/300
Sensor	CW Keyer	MPU: PIC
	Gyro	4 axis
	Accelerometer	4 axis
	Sun Sensor	original
C&DH	thermistor	15 points
	MPU	H8/300
	Memory	4Mbit SRAM
Power	Battery	Li-ion
	Solar Cell	Si

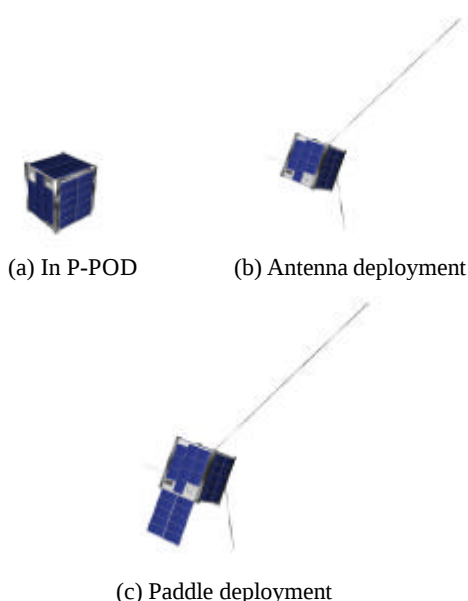


Fig.6 CUTE-I Overview

宇宙機器を設計する上で特記すべきは，熱真空環境や放射線環境といった宇宙特有の環境に耐えうる設計をする必要があるという点である．宇宙用に設計・製造された電子部品，機構部品が存在するが一般に高価であり，これらを使用すると CubeSat の製造コストが跳ね上がる．このため，熱真空環境対策としては，構造設計で対策を施す一方で市販民生品でも使用温度範囲の広いものを選択したり，自ら恒温槽試験や真空試験を実施し採用の可否を決定した．また放射線対策としては，現存するデータベースや実際の放射線試験の結果を参考にして素子を選定した．システム設計の観点からは，放射線による SEL が発生した場合に過電流を検出して電源系が各系への電源供給を一旦停止し，一定時間後に復旧させるような機能を持たせてある．また，CUTE-I に搭載されている複数のマイクロコンピュータ間でお互いの状態を監視しあい SEU などで動作異常が発生した場合にはリセットをかけるという機能も備える予定である．

2.3 運用シーケンス

CUTE-I の運用シーケンスを図 7 に示す．

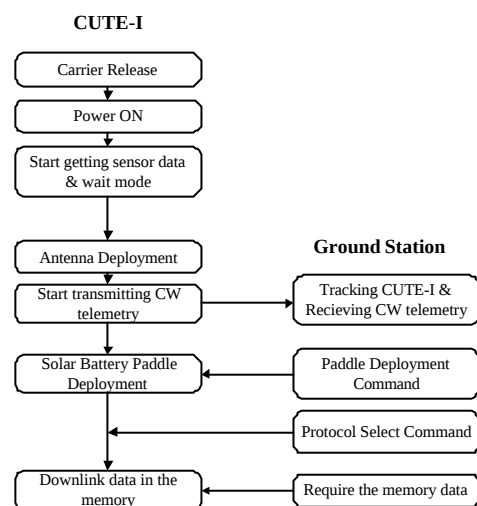


Fig.7 Operation Sequence

CUTE-I は P-POD から放出されるとマイクロスイッチが ON となり起動する．これと同時にセンシングミッションが開始され，各種センサデータがメモリ内に記録される．放出時の各種センサデータは CUTE-I の放出状態を推測する上で重要な手がかりとなる．放出から数時間経過した後 3 本のアンテナを展開する．アンテナ展開はコマンドによるものではなく CUTE-I 内のタイマによって実行される．アンテナ展開と同時に CW ピーコンが送信される．地上局はこの CW ピーコンを受信，トラッキングすることで CUTE-I の軌道要素を推定する．安定してトラッキングが可能になった時点で太陽電池パドル展開コマンドを送信し，CUTE-I の太陽電池パドルを展開させることで最大電力を確保する．その後，メモリデータを地上に送信するために，まずコマンドによりプロトコル（Ax.25 もしくは SRL.L）を選択し，データ要求コマンドを送信する．CUTE-I はこれに反応し一定時間メモリデータを地上に送信し続ける．

3.1 通信系

```

graph LR
    OBC[OBC (H8)]
    DTMF[DTMF Decoder]
    FM_RX[FM Rx]
    TNC[TNC]
    CPU[CPU (H8)]
    Modem[Modem IC]
    FM_TX[FM Tx]
    Morse[Morse Code Keyer (PIC)]
    CW_TX[CW Tx]

    OBC -- "4bit data" --> DTMF
    DTMF --> FM_RX
    FM_RX -- "145MHz" --> Ant1[Antenna]
    
    OBC -- "Serial" --> TNC
    SensorData[Sensor Data] --> TNC
    TNC -- "Ax.25 1200bps" --> FM_TX
    TNC -- "SRRLL 1200bps" --> FM_TX
    FM_TX -- "430MHz" --> Ant2[Antenna]
    
    OBC -- "Serial" --> Morse
    Morse -- "Power ON/OFF" --> CW_TX
    CW_TX -- "430MHz" --> Ant3[Antenna]
    
    OBC -- "Mode Change" --> Morse
    OBC -- "Protocol Change" --> Morse
    Morse -- "Power ON/OFF" --> CW_TX
  
```

エンコーダの機能を果たす TNC は日立製マイクロコンピュータとモデム IC から構成される。マイクロコンピュータ内には Ax.25/1200bps と SRLL/1200bps の両パケット形式にエンコード可能なプログラムが実装されている。エンコードするデータは OBC からシリアル通信で送られてくる。

3.2 C&DH 系

```

graph TD
    DTMF[DTMF Signal] --> RC[RESET Control]
    RC -- Reset Command --> CPU[H8/300]
    CPU -- DATA --> Mem[Memory]
    Mem -- ADDRESS --> CPU
    CPU -- I/O --> TNC[TNC]
    CPU -- I/O --> MC[Morse Code]
    CPU -- I/O --> ADC[ADC]
    Sensor[Sensor etc.] --> ADC
    
```

メイン MPU としては日立製マイクロコンピュータを使用する．メモリとしては日立製 4MbitSRAM を用いる．MPU には A/D 変換器が 8 チャンネル付属しているが，取得すべきデータが多いので外部 A/D 変換器を 16 チャンネル分追加した．つまり合計 24 チャンネルの A/D 変換器を有するシステムになっている．また，メイン MPU

3.3 電源系

[illegible]

搭載電池として、リチウムイオン二次電池を採用する。リチウムイオン電池は、小型・高容量であり、1セルあたりの電圧が約 3.8V である。また、メモリ効果が少ない為、周回毎の発電・放電サイクルに対してもあまり性能が劣化しない。表 2 にリチウムイオン電池の特性を示す。CUTE-I では、リチウムイオン電池を 4 並列で用いることで、DOD を浅くし、また可能な限り運用時間を延ばす。

太陽電池セルとして、高出力・高効率のシリコンソーラセルを採用する。1面あたり約5.0Vの電圧で、CUTE-Iの6面全体で1.5W程度の電力を発生できる。また、太陽電池パドルを展開することで、最大3.0W程度までの発電を期待できる。太陽電池セルの特性を表3に示す。

CUTE-I の要求電圧は，C&DH 系，センサ系，CW 送信機などに 3.3V，FM 送受信機に，3.8V～4.5V である．3.3V 電圧発生には，高効率の DC-DC コンバータを用いる．FM 送受信機には，太陽電池セルおよびリチウムイオン電池から直接供給する．レギュレータ部は，より小型で高効率の回路を設計する．

Nominal Voltage		3.8V
Charging Voltage		4.2+/-0.05V
Cathode Materials		Cobalt
Anode Materials		Graphite
Dimensions (W,T,H)		33.8 x 6.5 x 66.6mm
Cycle Life		500cycle
Operating Temperature Range	Charge	-0°C to 45°C
	Discharge	-20°C to 60°C
	Storage	-20°C to 40°C
Weight		32g

Dimension (Original size)	4 x 6 cm (Cut Available)
Cell Thickness	100μm
Voc	630 mV
Isc	1125mA
VL	530mV
IL	1038mA
Pmax	550mW
Fill Factor	0.75
Efficiency	16.90%
AM0 135.3mW/cm ² 28 °C	

3.4 構体系

CUTE-I の構造を図 11 に示す．構体のうち P-POD と接触する部分の材質は P-POD との熱的な整合を考慮しアルミニウム A6061 を使用する．電池ボックスや通信機ボックスなど P-POD と接触しない部分についてはマグネシウム合金 AZ31 を使用し軽量化を図る^[2]．

CUTE-I は非常に小型であるため、いかに機器を配置するかが重要なポイントとなる。設計には 3D-CAD を使い、機器同士の干渉がないかをチェックしながら設計を進めている。また、3D-CAD モデルを用いて熱環境の有限要素解析を行っている。(図 12)

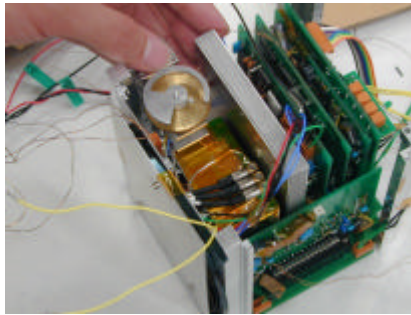
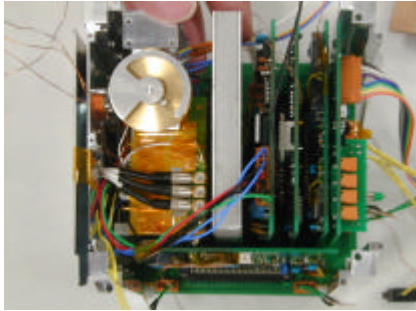
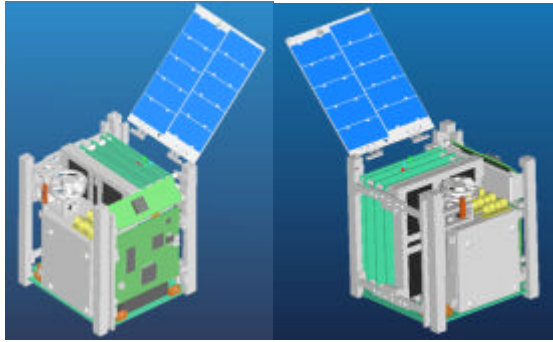


Fig.11 CUTE-I Structure

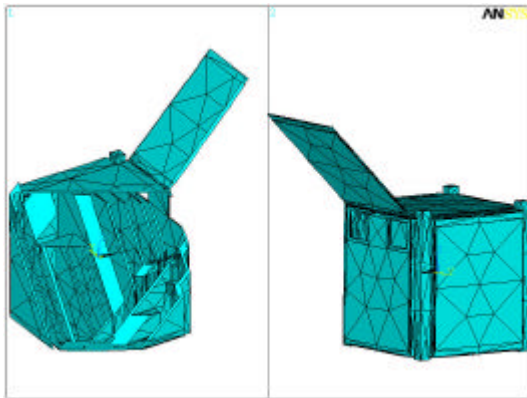


Fig.12 CUTE-I FEA Model

クリーンブース

LSS では CUTE-I の製作・試験を行うために 4.2m × 3.6m のクリーンブースを作成した。(図 13)このクリーンブースには空気清浄機が 2 台設置されており、清浄度クラス 10,000 を目標に維持している。また、作業台などは静電気防止処理が施されている。現在はクリーンブース内で各種作業を行っている。

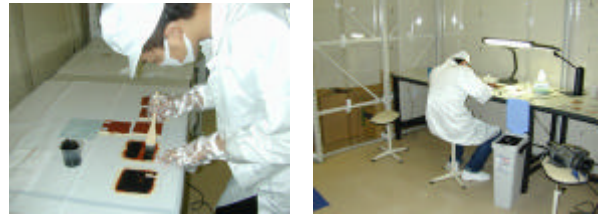


Fig.13 Clean Booth

4. 運用設備

LSSではCUTE-Iの運用のための地上局を東京工業大学大岡山キャンパス内に設置した。(図 14) この地上局から CUTE-I へのコマンド送信および CUTE-I からのデータ受信を行う。現在整備途中にある地上局システムを図 15 に示す。コマンド送信機、CW 受信機、FM パケット受信機の計 3 台の送受信機を用いる。コマンド送信機は 144MHz 帯のアンテナに接続されている。433MHz アンテナで受信された電波は分配器により CW 受信機、FM 受信機およびスペクトルアナライザに分配される。CW 受信機では CW ビーコンをデコードする。FM 受信機では Ax.25 パケットおよび SRLL パケットをデコードする。スペクトルアナライザでは CW ビーコンのドップラーシフトを計測し、軌道数周回分のデータから CUTE-I の軌道要素を推定する。送受信アンテナはローテータに設置されており、アジマス ±180 度、エレベーション +90 度の範囲で衛星をトラッキング可能なシステムになっている。また、この地上局システムはサーバを介して外部のインターネット回線に接続可能である。現在、複数の大学間の地上局をネットワークで繋ぐ計画が持ち上がっている。(図 16) 仮にある地上局の可視範囲内に目的とする衛星がなくても、その衛星が見える別の地上局でデータを受信し、そのデータをネットワークを介して共有すると言うものである。すでに、東京工業大学と東京大学の間で地上局ネットワークの実験が行われており、現在のところネットワークを介してお互いの受信機を操作可能な状況になっている。今後は実際の衛星データの共有実験を行う予定である。

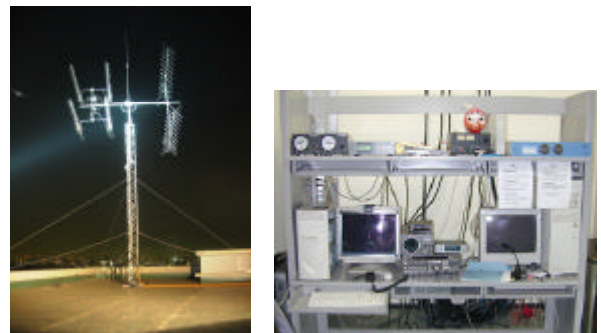


Fig.14 Titech Ground Station

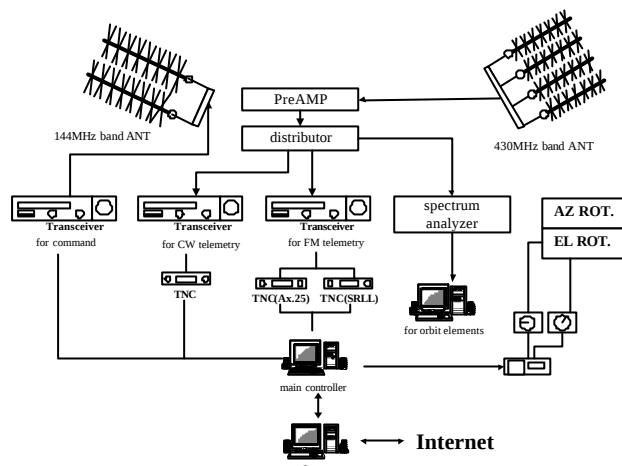


Fig.15 Ground Station System Block Diagram

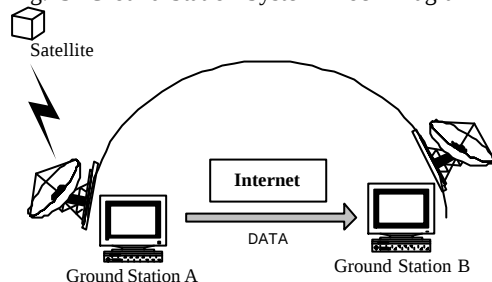


Fig.16 Ground Station Network

5. イベント

CUTE-I 開発に関する主なイベントを以下にまとめる。

1999 年 11 月

- ・ JUSTSAP USSS において米国スタンフォード大学 Robert Twigg 教授によって CubeSat プロジェクトが提唱される。

2000 年 10 月

- ・ 東工大 CubeSat プロジェクト正式発足

2000 年 12 月

- ・ 東工大 CUTE-I PDR (Preliminary Design Review)

2001 年 1 月

- ・ 通信総合研究所 (CRL) 鹿島宇宙通信研究センター内電波暗室にてアンテナパターンの測定→アンテナ形状を選定する上での重要な知見を得る。

2001 年 4 月

- ・ BBM 完成
- ・ 東工大・東大合同公開 CDR (Critical Design Review)

2001 年 5 月

- ・ 宇宙科学研究所三陸大気観測所にて小型気球を用いた長距離通信実験を実施→通信系に関する問題点を洗い出し対策を検討した。
- ・ 宇宙開発事業団筑波宇宙センターにて CubeSat 設計検討会→検討不足部分の追求と対策のヒントを得た。

2001 年 7 月

- ・ エンジニアリングモデル (EM) 完成
- ・ 宇宙科学研究所大西研究室の協力のもと熱真空試験を実施→熱真空環境における CUTE-I の問題点の洗い出しおよび対策の検討。

2001 年 10 月

- ・ 都立航空高専にて通信系の各種パラメータの計測
- ・ 打ち上げ延期の通達 (2002 年 5 月→2002 年秋)

この他にも随時、東工大内で恒温槽を用いた搭載機器の高温/低温動作確認試験および真空試験を実施している。

6. まとめ

本稿では学生主導によって開発を進めている超小型衛星 CubeSat の概要と東京工業大学 CubeSat "CUTE-I" の設計概要、開発状況について述べた。現在はフライトモデル (FM) の設計が終了し製作途上にある。CubeSat プロジェクトは世界でも類をみないプロジェクトであり、内外から注目されている。これは多くの人が CubeSat のような超小型衛星に限りない可能性を感じ取っているからに他ならない。CubeSat プロジェクトを成功させるためなお一層の努力を積み重ねることはもちろんであるが、CubeSat を一つのステップとして、より高機能で革新的な小型衛星の開発を目指していきたいと考えている。

謝辞

東京工業大学 CubeSat "CUTE-I" の開発に際し、設計に対する助言、我々の質問に対する回答、各種測定装置の提供ならびに実験機会を与えて下さった宇宙開発事業団、宇宙科学研究所、通信総合研究所、都立航空工業高等専門学校、JARL、JAMSAT、東京工業大学の関係者および多くのアマチュア無線家の方々に深く感謝致します。

参考文献

- [1] 松永三郎, "宇宙工学教育の新展開: 日米大学共同開発プロジェクト", 宇宙工学部門ニュースレター No.14, 日本機械学会誌, Vol.104, No.987, 2月号, 2001, pp.98-101
- [2] 程島竜一, 澤田弘崇, 山口伸吾, 松永三郎, "東京工業大学 CubeSat - CUTE - 構体系の開発", 第 43 回構造強度に関する講演会講演集, 2001
- [3] 澤田弘崇, 程島竜一, 山口伸吾, 松永三郎, "東京工業大学 CUTE- の機構・構造開発と環境試験", 第 45 回宇宙科学時術連合講演会講演集, 2001
- [4] 宮下直己, 此上一也, 中谷幸司, 岡田英人, 居相政史, 占部智之, 松永三郎, "東京工業大学 CUTE-I のバス開発と大気球実験", 第 45 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2001
- [5] 東京工業大学 CubeSat プロジェクト: <http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/index.html>
- [6] スタンフォード大学 CubeSat プロジェクト: <http://ssdl.stanford.edu/cubesat/index.html>
- [7] OSSS: <http://www.oss.com/>
- [8] COSMOTRAS: <http://www.kosmotras.ru/>
- [9] PRUG: <http://www.prug.or.jp/>