

東工大CubeSat搭載用バス機器の機能評価実験

岡田英人¹・澤田弘崇¹・中谷幸司¹・占部智之¹・松永三郎¹

Functional Evaluation Test of Titech CubeSat Bus Systems

By

Hideto OKADA¹, Hirotaka SAWADA¹, Koji NAKAYA¹, Tomoyuki URABE¹ and Saburo MATSUNAGA¹

Abstract : We are developing a nano-satellite, called "CubeSat". The development of "CubeSat" is performed under the leadership of students and most parts of "CubeSat" are COTS (Commercial off-the-shelf) components. Using the large scientific balloon of ISAS, we conducted the long-range communication experiments and performance tests in the severe environment. The experiment system in the balloon system was set in the same way as the actual CubeSat configuration. In this experiment, we could receive the house keeping data of satellite by the CW transmitter. The communication range is up to 450km. When the communications range is estimated more than 10km, commands were not received and we could not control the satellite by our FM uplink. When the communications range is estimated more than 40km, we could not receive the packet telemetry of satellite by FM transmitter. According to data from ISAS communication link, generation of a data packet and the data transmission to the transmitter in the set-up interval were operating normally, and we could reset the whole circuits by the ISAS command link. Thus, it turns out that a problem is transceiver itself. After the experiment, we conducted several environment tests and find the problems of communication system. We think the cause of these problems were malfunction of transceiver at low temperature, and radio frequency interference. Based on these experiment results, we developed a CubeSat engineering model and a flight model.

概 要

東工大小型衛星開発チームは、1辺が10cmの立方体形状の超小型衛星、CubeSatの開発を学

¹東京工業大学

生主導で行っている。本衛星は学生にとって初めての宇宙機であり、また、民生品を多用しているため、実際に宇宙に打ち上げるには、地上での多くの環境試験を必要としている。これらの環境試験のひとつとして大気球実験を行った。大気球を利用することで、小型衛星に搭載する機器の温度、真空環境試験、および遠距離の通信試験を行うことが可能になる。また、気球実験の打ち上げ上がある三陸のほかに、東京大岡山、長野県菅平に地上局を設置し、実際の衛星の運用模擬実験も行った。本実験において、衛星に搭載したビーコンの電波は450 km程離れた地点でも受信が可能であったが、コマンド受信、FMテレメトリ送信機はともに通信距離数10 km程度で通信不能となった。これら不具合の原因としては、低温での動作不良、搭載通信システム内での電波干渉等が原因と考えられる。これらの実験結果をもとに、CubeSatエンジニアリングモデル、フライトモデルの開発を行っている。

重要語：小型衛星，環境試験，スペース運用模擬実験

1. 緒 言

東工大小型衛星開発チームは、1辺が10 cmの立方体形状の超小型衛星、CubeSatの開発を学生主導で行っている。CubeSatプロジェクトとは米国Stanford Univ.大学Robert Twigg教授により提唱された[1]のもので、超小型衛星を学生主導で開発し、軌道上へ打ち上げ、運用するという学生の教育目的の国際的なプロジェクトである。また、宇宙利用実績のない民生品(COTS)を積極的に利用し、小型衛星を低コストかつ短期間で実現することも大きな目的のひとつである。CubeSatの打ち上げ時期は2003年秋の予定で、打ち上げ手段はロシアのロケットROCKOTである。



Fig.1 東工大CubeSat イメージ図

2. 東工大CubeSat概要

東工大が開発しているCubeSat [2] のミッションは、通信、センシング、太陽電池パドル展開の3つがある。通信ミッションでは、CubeSat が我々にとって初の宇宙機ということもあり、基礎的な衛星通信技術の習得を目的としている。アドバンスドなミッションとして通信プロトコルの切り替えがある。センシングミッションでは、姿勢、温度、電源を測定し、衛星の状態を把握することを目的とする。太陽電池パドル展開ミッションでは、モータを使った機構を用いて太陽電池パドルを展開させることで、CubeSat サイズの超小型展開機構の実証をおこなうことが目的である。

東工大CubeSatの衛星サブシステムは、以下の3つに分けられる。

・通信系

センサデータ等テレメトリデータ送信用FM送信機(430 MHz帯)、コマンド受信用FM受信機(144 MHz帯)、ハウスキーピング用CW送信機(430 MHz帯)の3つの送受信機を搭載し、それぞれにつき1本のモノポールアンテナが接続されている。それぞれの無線機は、民生品ベースのものを使用している。FMテレメトリはFSKで、通信プロトコルはアマチュア無線でよく使われるAx.25、および東工大で開発した、誤り訂正

能力を強化したSRLLを用いる。データ伝送速度は1200 bpsである。

- ・搭載コンピュータ（OBC）系

OBCは以下の3つの機能を持ち、4 MbitのSRAM、ADチャンネルを24チャンネル搭載している。

- ・衛星内の各種データを取得しメモリに記録。
- ・地上からの受信したコマンドを解読し各衛星機器の制御。
- ・地上に送信するデータを整形し通信系に出力。

- ・電源系

搭載機器駆動用電源電圧は3.3V使用し、通信機用には3.7V、5Vを使用する。機器は太陽電池からの電力および搭載リチウムイオン電池からの電力を使用して動作し、太陽電池が発生した電力のうち、機器が使用しない分はリチウムイオン電池を充電するのに使用する。

気球実験の際には太陽電池は搭載せず、ISAS提供の1次電池からレギュレートして上記電圧を作り出した。

3. CubeSat 開発上の技術的課題

CubeSat開発上の技術的課題はいくつかある。まず、10 cm立方という超小型衛星であるため、太陽電池セルの配置可能な面積に制限があり、太陽電池発電力が少なく、また、内部搭載容量の制限より、搭載バッテリー容量も少ないという問題がある。このため、最も電力消費の多い無線機の送信出力を極力抑える必要がある。搭載する送信機の送信出力はFM送信が350 mW、CW送信機が100 mWである。

次に、アマチュア周波数帯を使用することがあげられる。周波数確保が比較的容易であることから、CubeSatではアマチュア衛星用に確保されている周波数帯を使用するように決められているが、一方で地上のアマチュア違法局により、衛星からの電波を受信するのが困難な環境にあるのが現状である。

また、CubeSatは衛星放出機構の制限から宇宙空間に放出されるまでアンテナは収納しておく必要がある。アンテナを展開しなくてはならないというリスクを考えると、なるべくアンテナは簡単で、本数も少ないことが望ましいと考え、モノポールアンテナを採用した。しかし、10 cm立方という衛星の大きさに対し、使用している周波数は144 MHz帯、430 MHz帯であるため、モノポールアンテナとしての十分なRFグランドが確保できていないことが問題となっている。

4. 気球実験の目的

前述したCubeSatの技術課題を検証するために、気球に搭載する衛星のバスシステムには、電源系が気球側から提供される電池を使用した点以外は、衛星に実際に搭載する機器と同じものを使用している。以下に大気球を用いた実験をおこなう目的を以下にしめす。

- ・CubeSatに搭載する無線機を用いた通信機能試験
(通信距離 気球-三陸地上局 約100 km, 気球-東京地上局 約450 km)
- ・搭載するバス機器の宇宙環境に近い環境下での動作試験
- ・CubeSat 用地上局システムの特性把握試験
- ・CubeSat 運用模擬試験

5. 気球実験概要

Fig. 3 に気球実験でのシステムブロックダイアグラムを示す。大気球実験場がある岩手県三陸、東工大がある東京（大岡山）、および長野（菅平）に地上局を用意し、各地上局は電話回線を通じて連携して運用した。

Table. 1 にISASテレメ回線の使用チャンネルを示す。デジタルデータのうち、東工大回線を使用したコマンドを衛星が正常に受信したかどうかはデジタルチャンネル1～4 chから、衛星搭載の無線機の動作状況はデジタルチ

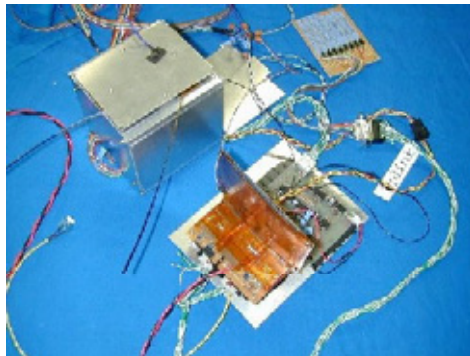


Fig.2 東工大CubeSat気球実験モデル

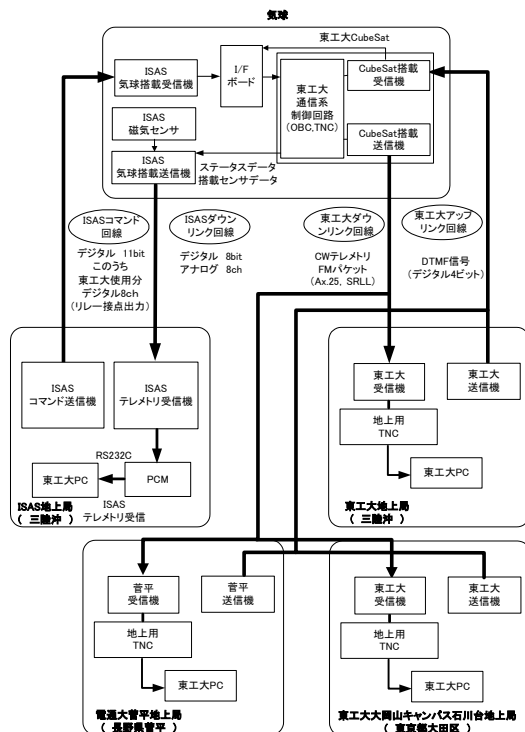


Fig.3 大気球実験システムブロック図

Table.3 大気球実験システムブロック

デジタル		
デジタル	デジタル 1	DTMF出力1
ダウンリンクデータ	デジタル 2	DTMF出力2
	デジタル 3	DTMF出力3
	デジタル 4	DTMF出力4
	デジタル 5	FM送信機電源
	デジタル 6	通信モード
	デジタル 7	FMデータ状況
	デジタル 8	CWデータ状況

アナログ		
アナログ	アナログ 1ch	受信機Sメータ出力電圧
ダウンリンクデータ	アナログ 2ch	気圧センサ出力電圧
	アナログ 3ch	CW送信機温度センサ
	アナログ 4ch	FM送信機温度センサ
	アナログ 5ch	構体温度
	アナログ 6ch	磁気センサ y軸
	アナログ 7ch	磁気センサ x軸
	アナログ 8ch	外部温度

チャンネル5～8chから把握することが可能である。ISASアナログ回線からは、衛星の姿勢を知るための磁気センサ、搭載した気圧センサのデータ、および衛星の各部の温度データが送られてくる。

気球実験シーケンスとしては、衛星から常時送信されているビーコンおよび、ISAS側から与えられる気球の位置を元に三陸、東京の地上局のアンテナをコントロールし、三陸地上局から衛星にコマンドを送信する。衛星のテレメトリから、衛星に送られたコマンドの内容を把握することが可能であるため、このテレメトリを確認後、先ほど送ったコマンドを実際に実行するための実行コマンドを送る。

コマンドにより、FM送信機の送信間隔の制御やプロトコルの切り替え、搭載MPUのリセットなどが可能である。これらの操作は東工大回線が使用不可能になった場合を想定し、バックアップとしてISASコマンド回線でも東工大回線と同様の操作が可能となっている。

6. 気球実験結果

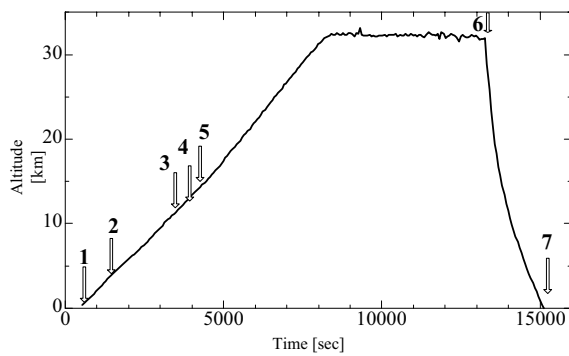
実験は5月18日に行われた。気球には気球実験用CubeSat-BBMを搭載した。Fig. 4, 5に、実験を通しての気球高度、および三陸地上局からの通信距離を示す。また、図中には実験時に起きたイベントについても記入してある。

実験では、気球は高度約32kmまで達し、三陸地上局から気球までの最大直線距離はおよそ65km程度であった。Fig. 4, 5にしめしたように、通信距離約15km程度で東工大回線を使用したコマンドが通じず、通信距離40km程度で衛星からのダウンリンクを受信することが不可能になった。一方、実験を通して、CW送信機からの電波は正常に受信することに成功し、ハウスキーピングデータを取得することが可能であった。CW送信機からの電波は、約450kmはなれた東工大大岡山地上局でも受信することが可能であった。

また、ISASテレメトリ回線から衛星搭載のMPUの状態等を常にモニタすることが可能であり、実験を通して、常に正常に動作していたことを確認している。

得られたセンサデータのうち、搭載機器の温度データに関しては、東工大回線、ISAS回線ともに取得しているため比較が可能である。Fig. 6, 7に、東工大回線、およびISASから得た衛星の各機器の温度グラフを示す。

Fig. 6に示した東工大回線による搭載機器温度データに関しては、衛星からのFMテレメトリが途中で途切れたために、前半部分はFMパケットによるデータ、途中からはCWテレメトリによるデータである。



イベント 1 放球 2.コマンド受信不可 3.Ax.25 デコード不可 4.SRLL でコード不可
5.FM 音声復調不可 6.切り離し 7.着水

Fig.4 気球高度履歴

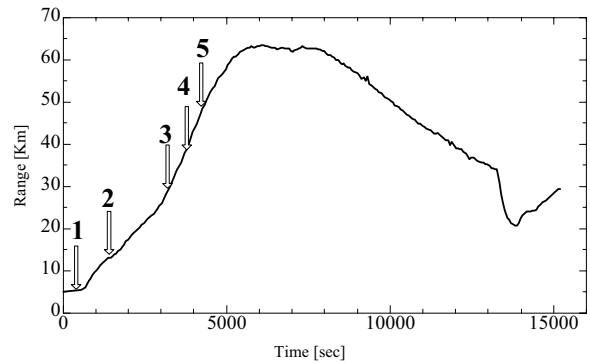


Fig.5 通信距離履歴

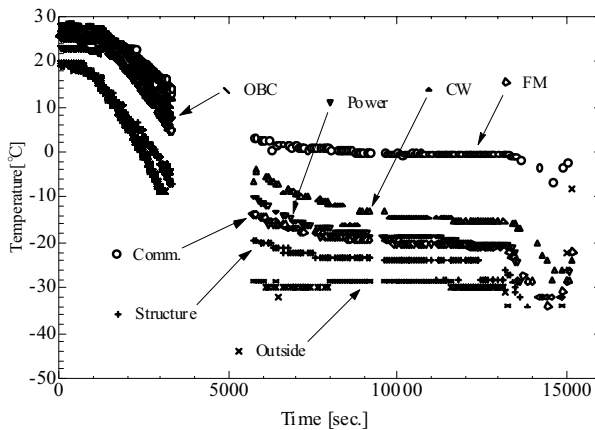


Fig.6 衛星搭載各機器温度 (東工大回線)

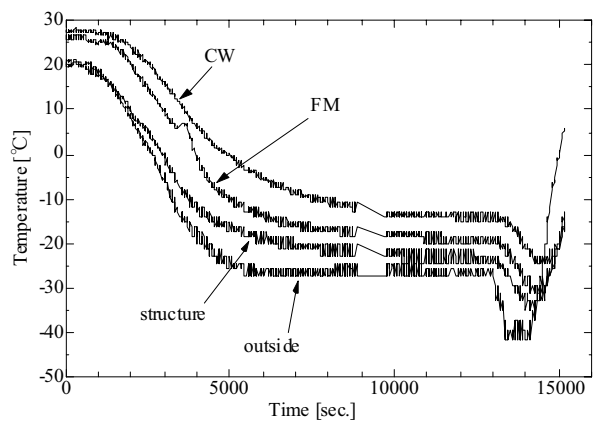


Fig.7 衛星搭載各機器温度 (ISAS回線)

東工大回線を使ったコマンドアップリンクが通らなくなった時点での受信機の温度は約23度、Ax.25プロトコルのFMパケットテレメトリを衛星から受信できなくなったときの送信機の温度は約5度、SRLCプロトコルのFMパケットテレメトリを受信できなくなったときの送信機の温度は約0度であった。

本実験では、CW送信機に関しては常時電波を出しつづけており、FMテレメトリ送信機についても定期的に電波を出しつづけていた。しかし、そもそも送信出力が小さいために、消費電力も少なくなっており、衛星の温度が上昇することはなかった。

本気球実験で使用した衛星は実験後無事回収することができたため、本実験結果について詳しく検証することが可能となった。

また、三陸、東京（大岡山）、長野（菅平）に設置した地上局の連携運用実験では、三陸での気球の位置、高度情報を電話で各地に伝え衛星のトラッキングを行った。この結果、東京（大岡山）でも正常に衛星からCWビーコンの電波取得に成功した。

7. 気球実験後の検証

衛星の温度から考えて、地上からのコマンドが通らなくなったことに関しては、衛星の温度低下による不具合であることは考えにくい。

また、実験後衛星を回収することができたため、不具合のあった無線機に再び電源を入れたところ正常に動作することが確認された。このため、不具合の原因は、機械的損傷、および電氣的ショートなどの半永久的な損傷によるものではないことがわかった。

気球実験後、温度試験等の各種環境試験、および専門家の方からの意見をうかがうことで本実験での不具合の原因が明らかになり、それらの改良を行った。

①通信距離 20 km程度で地上からのコマンドが不通となる問題について

・感度抑圧の問題

CW送信機の通倍回路中に144 MHz帯の高周波を生成しており、この発生したスプリアスは衛星搭載受信機の受信周波数と同じものである。CW送信機とFM受信機は近接しており、かつ無線機のシールドも不十分であったために感度抑圧がおこったと考えられる。

この問題の対策として、基本波を作り出している水晶発振子の変更を行った。

・アンテナの調整不足

筐体が小さいこともあり、アンテナと無線機のマッチングが不十分であった。

この他にも、本気球実験での不具合には直接関係ないと考えられるが、温度の低下の影響も調べるために恒温槽で実験を行った。この結果、温度低下により受信機復調信号レベルが現在の回路構成では不足してしまうことが明らかになった。

②通信距離 40 km程度でダウンリンクデコードが不可となる問題

Fig. 6, 7より、FM送信機からのテレメトリデータが地上局で受信できなくなった際の衛星搭載無線機の温度は0度である。この温度に達する以前の送信機の動作は正常であったため、低温による通信系回路の動作不良が原因であると予想された。実際、恒温槽で実験を行った結果、-10~-20度程度で正常にパケットが無線機から正常に送信されないことがわかった。これは、無線機自体がレベルの高い変調入力信号を必要とする回路構成となっており、低温によって変調入力信号レベルが低下した場合には、正常にFMパケットを送信できないことによるものである。

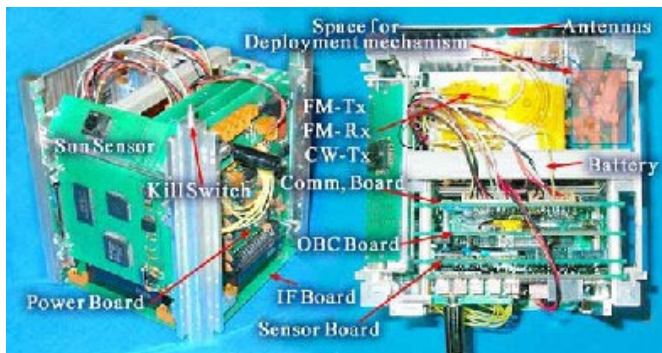


Fig.8 東工大CubeSat 内部



Fig.9 東工大CubeSat フライトモデル外観

8. ま と め

ISAS大気球を使用しCubeSat バス機器の機能評価実験を行った。低温環境下での通信機の動作不良や、我々の通信に関する知識の不足から生じた問題が遠距離の通信実験を行うことで明らかになった。これらの問題は、実験室のような近距離での通信機能実験ではわからなかったことである。これらの不具合を一つ一つ解決し、実際に宇宙に打ち上げた際にも動作するバス機器を作り上げたいと考えている。

2002年10月現在の東工大CubeSatであるが、気球実験での不具合を踏まえたエンジニアリングモデル、プロトタイプモデルの製作を終え、フライトモデルの製作を行っている。Fig. 8, 9に現在の東工大CubeSatの内部、および外観を示す。

謝 辞

本実験を行うにあたり、宇宙科学研究所のスタッフの方々に貴重な助言および多大な支援を戴きました。ここに記して謝意を表します。

参 考 文 献

- [1] CubeSat プロジェクトHomePage (Stanford Univ.) <http://ssdl.stanford.edu/cubesat/>
- [2] 東工大CubeSatプロジェクトHomePage <http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/cubesat/index.html>
- [3] 東大CubeSatプロジェクトHomePage <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index.html>
- [4] 中須賀真一, 松永三郎, “CanSat 計画—日米大学による手作り小型衛星の挑戦—,” 日本航空宇宙学会誌, Vol. 48, No. 562, 2000, pp.589-596.
- [5] 此上一也, 中谷幸司, 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, 占部智之, 山口伸斉, 鶴見辰吾, 森 治, 松永三郎, “東京工業大学 CubeSat 2001: CUTE-I の開発概要,” 第45回宇宙科学技術連合講演会講演集, 浜松, 2001年10月, 01-3D1, pp.801-806.
- [6] 岡田英人, 澤田弘崇, 中谷幸司, 占部智之, 松永三郎, “東工大CubeSat 搭載用バス機器の機能評価実験,” 大気球シンポジウム, 宇宙科学研究所, 平成13年12月, 2001.
- [7] 澤田弘崇, 松永三郎, “東京工業大学CUTE-I フライトモデル,” 第44回構造強度に関する講演会講演集, 松山, 2002年7月, 3A7, pp.229-231.
- [8] 澤田弘崇, 此上一也, 中谷幸司, 宇井恭一, 岡田英人, 宮下直己, 松永三郎, “超小型衛星CUTE-I Flight Modelの開発と最終地上試験,” 日本機械学会2002年度年次大会講演論文集(I), No.02-1, 東京, 2002年9月, pp.325-326.