

2E15 東京工業大学超小型衛星 CUTE-I の打ち上げと軌道上データ解析結果

○居相政史, 澤田弘崇, 中谷幸司, 宇井恭一, 立川智章, 宮下直己, 柏宗孝, 山口伸斉, 松永三郎 (東工大)

Launch Report and Orbital Data Analysis of the Nanosatellite CUTE-I by Tokyo Institute of Technology
Masafumi Iai, Hirotaka Sawada, Koji Nakaya, Kyoichi Ui, Tomoaki Tatsukawa, Naoki Miyashita, Munetaka Kashiwa, Nobumasa Yamaguchi, Saburo Matunaga (Tokyo Institute of Technology)

Key Words: CubeSat, Angular Velocity, Temperature, Duration of Sunshine, Deployment

Abstract

At Matunaga Lab., Tokyo Institute of Technology, students had designed and fabricated a nanosatellite (1kg, 10cm cube), named CUTE-I. CUTE-I was successfully launched at Plesetsk Cosmodrome, Russia aboard ROCKOT at Jun 31, 2003, and is properly working. This paper mentions the sequence from launch to insertion to an orbit before describing results of temperature and angular velocity measurement. First the relation between the temperature of the satellite and the duration of sunshine is depicted. Second the periodical change in temperature during each orbiting is related to the position of the satellite. Third, the angular velocity of the satellite during steady rotation is compared with the motion of a vector toward Sun, which is estimated using current data of each solar cell array. Finally, the effect of deployment of antenna and solar array is examined.

1. 概要

2000 年秋より, 東京工業大学松永研究室では, 1kg, 10cm 立方の超小型衛星 CUTE-I の設計, 製作を進めてきた. [1], [2]. CUTE-I は, 2003 年 6 月 31 日にロシア共和国プレセツク宇宙基地より成功裏に打ち上げられ, 2003 年 9 月現在正常に機能し続けている.

本稿では, まず打ち上げから軌道投入までについて簡単に述べ, 次に温度センサおよびジャイロセンサの測定結果について考察する. 温度データについては, 打ち上げ初期の 2 ヶ月間のデータについて日照時間との関連を, 軌道周回データについてその周期性から衛星位置と温度との関連について検討する. 角速度データについては, 定常回転時に太陽電池セルから求めた回転との比較を行い, またアンテナ・パドル展開の影響を考察する.

2. 打ち上げから軌道投入

CUTE-I は, 2003 年 6 月 31 日 14 時 15 分 26 秒 (UTC 以下同じ) にロシア共和国プレセツク宇宙基地より EUROCKOT 社のロケット ROCKOT に搭載

され, 打ち上げられた. 引き続き, 同日 15 時 47 分 57 秒に自主開発の超小型衛星用分離機構[3]から放出され, 高度 820km, 軌道傾斜 98.7°の太陽同期軌道に投入された. このとき軌道周期は 101 分であった.

分離機構からの放出後約 300 秒で, 太陽電池パドルおよびアンテナ 3 本の展開を展開するように設定してあった. 展開の成功は, 同日 17 時 53 分にロンドンのアマチュア無線家が世界で初めて CUTE-I のテレメトリビーコンの受信し, そのデータから展開が正常に行われたことが確認された.

東工大からの可視は, 毎日 6 回 (早朝 3 回, 夕方 3 回) 程度ある. 午前中は北から南へ, 午後は南から北へ飛行する.

3. CUTE-I の座標系および搭載センサ

ここでは, CUTE-I の座標系と搭載センサについて, 測定結果を考察するに当たって必要となる情報を記述する.

CUTE-I には, パドルの裏表を含めて, 8 面に太陽電池セルが取り付けられている. それぞれの面は, Fig

1に示す番号で識別する. さらに0から5については, 壁面を指す番号としても利用する.

機体座標系は, Fig 1に示すとおり, x 軸, y 軸, z 軸をそれぞれ3面, 0面, 5面に立てた外向き法線と平行に定め, 原点を立方体部分の中心にとる座標系として定義している. したがって, この座標系は幾何学的な形状に基づく座標系であって, 各軸は慣性主軸と平行ではない.

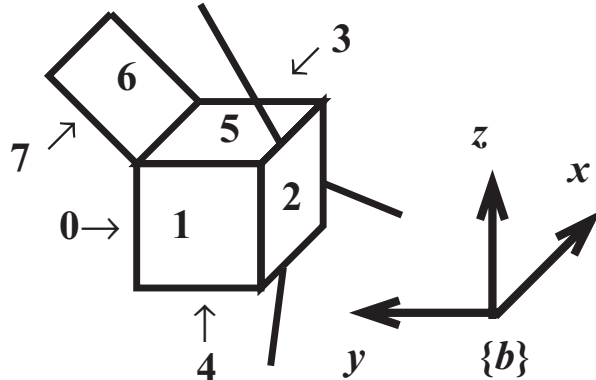


Fig 1 Definition of Panel Number and Body Coordinate System

3. 温度データの解析

3-1 温度の測定

温度の測定は, サーミスタを利用して行っている. 測定点は, 各構体壁面 (0面~5面) および内部機器 (通信機, バッテリ, センサなど) である. 3面および5面のサーミスタが正常に動作していないので, 以下ではそれ以外の面の温度のみについて議論する.

3-2 日照時間の影響

衛星の温度を決める要因の一つは太陽光としての熱入力であるので, 衛星の温度と日照時間とは関連しあうと考えられる. これを確認するために, Fig 2に, 打ち上げ後2ヶ月間の CUTE-I の温度変化の実測値および計算値と日照時間の割合を示す.

図の点は, 衛星内部の温度測定点のうち通信機 (Comm) および4面 (Wall4) の温度について, 東工大からの可視時間内に測定された温度データを示している. また, 曲線は, 半影の期間を含めた日照時間と軌道周期との比を示している. なお, ここで考えている範囲においては, 半影の期間を日照時間から除外しても, 比の変化は1%以下である.

打ち上げ日から7月27日までは, CUTE-I が地球の本影内を通過することがあったが, その翌日から2003年11月23日までは地球の影に全く入らない全

日照の期間になっている. すなわち, 太陽から衛星への熱入力, 7月27日までは徐々に増え, それ以後は飽和する.

図の温度データを見ると, 7月中は徐々に上昇し, 7月の終わりごろから8月にかけては, ほぼ一定値を保っていることが分かる. この変化は, 先に述べた日照時間の変化と符合している.

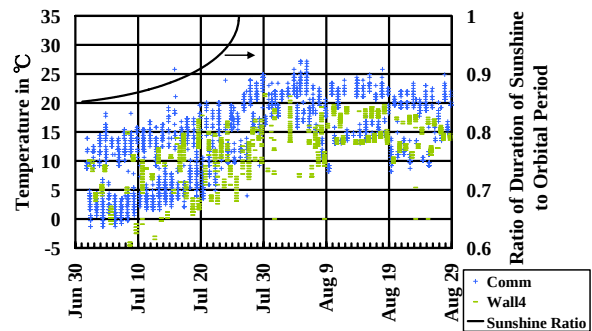


Fig 2 Effect of Duration of Sunshine on Temperature

3-3 軌道周回中の温度変化

Fig 2をさらに詳しく見ると, 通信機温度 (Comm) の7月中の温度データが15°C付近と5°C付近とに集中している様子が分かる. これは, 一周期以内での温度変化を反映していて, 高温側が午前中の可視時間内, 低温側が午後の可視時間内にそれぞれ測定された温度である. 午前, 午後の違いは, 太陽同期軌道であるので, 衛星の位置と対応している (Fig 3). 同図は, 秋分の時点で太陽から見た CUTE-I の軌道を示している. そこで, さらに詳しく衛星の温度と位置との関係を見るため, 連続的に測定した軌道周回中の温度について次に述べる.

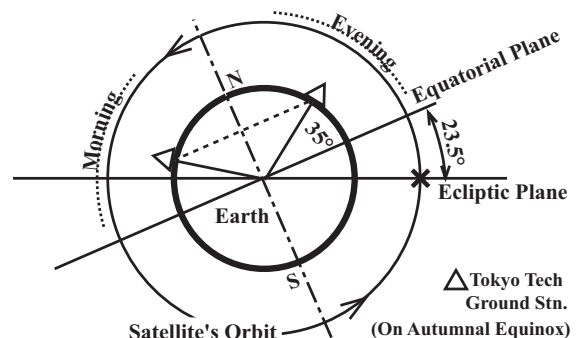


Fig 3 CUTE-I's Orbit viewed from Sun on Autumnal Equinox. (Angle between the equatorial plane and the ecliptic plane is about 20° a month before autumnal equinox and 12° two months before it.)

CUTE-I が軌道を 1 周回る間の温度変化を観察すると、かなりはっきりした周期性が見られることが分かった。Fig 4は 2003 年 8 月 20 日 19 時 55 分(UTC)からの 1 周回、Fig 5は 9 月 24 日 22 時 12 分(UTC)からの 3 周回における、CUTE-I の構体壁面の温度変化を示している。両図の横軸の角度は、衛星が南側から北側へ黄道面を横切る点(Fig 3の×印)を 0°として、衛星の周回方向を正にとっている。Fig 4より、0 面(Wall0)の温度は 180°と 0°付近で極大、90°と 270°付近で極小となり、1 面、2 面、4 面(Wall1, 2, 4)は、120°~150°付近で極大、300°~360°付近で極小となっていることが読みとれる。同様の傾向が、変化の幅が小さいが、Fig 5にもみられるので、温度変化を引き起こす何らかの要因があるものと考えられる。

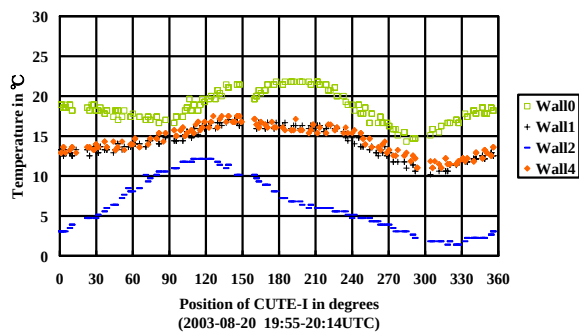


Fig 4 Temperature Change in Orbit (Aug 20)

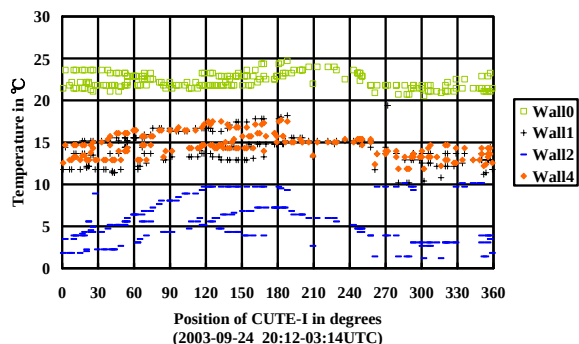


Fig 5 Temperature Change in Orbit (Sep 24)

衛星への熱入力、太陽からの直射光、太陽光の地球での反射光、地球の熱放射であるが、温度を測定した時期が全日照の期間内であるので、衛星の位置によって変化するのは、反射光のみだと考えられる。CUTE-I の軌道の軌道傾斜角は 98.7°であり、北極側が太陽に近づくように傾いている。すなわち、北極上空では南極上空を通過する場合よりも CUTE-I に入射する反射光が強いと考えられる。こ

れは、1 面、2 面、4 面の温度変化の傾向を説明できる要因であるが、0 面の温度変化を説明するには不十分である。1 周回の間に 2 回極小をとる 0 面の温度変化を説明する要因としては、パドルからの放熱の影響、場所によるアルベドの変化があるが、現在のところ十分な確証はない。

次に、Fig 4、Fig 5において、0 面の温度が最も高く、2 面の温度が最も低く、1 面と 4 面の温度は同程度であることに注目する。これは、0 面が太陽方向を向き最大の熱入力を得ていて、2 面が放熱面となっていることを示している。この結果は、ジャイロセンサで測定した衛星の回転の様子および太陽電池セルの発電量の分布と一致している。

後述するが、CUTE-I の角速度ベクトルはおおむね 0 面の法線ベクトルと平行であるので、0 面が太陽方向を向き続けることはあり得る(CUTE-I では姿勢制御は行っていない)。また、発電量は、Table 1 に示すように、0 面、7 面がほかの面に比べて大きく、2 面は非常に小さい。5 面の発電量が比較的小さいのは、0 面が太陽を向いていて 5 面がパドルの影になることが多いためだと理解できる。ここで、各面の太陽電池セルは互いに並列に接続されているので、発電量の比は電流値の比と一致する。電流測定の精度は約 1.5mA である。

Table 1 Average Current of Each Solar Cell

Cell#	0	1	2	3	4	5	6	7
Aug20	105	63	7	34	60	16	48	63
Sep24	187	40	6	32	86	28	69	123

(Values are in mA.)

4. 姿勢データの解析

4-1 定常回転

民生用圧電振動ジャイロが宇宙で利用可能であることを確認することは、CUTE-I の目的の一つである。ここでは、ロケットからの分離後 25 秒から 80 秒のデータについて、ジャイロセンサの測定値と、太陽電池セルの測定値とを比較する。

Fig 6は、太陽電池セルの電流値から求めた太陽方向ベクトルを機体座標系で表示したときの x 軸、 y 軸、 z 軸方向成分である。各成分の周波数成分を調べると 0.71Hz から 0.83Hz の間に極大があることが分かる。これは衛星の回転速度に一致すると考えられる。一方、ジャイロセンサの測定値は、同じ時間のデータについて $0.11\text{Hz} \pm 0.004\text{Hz}$ であった。この値

を求める際には、地上における較正実験の結果を利用している。太陽電池セルから求めた回転速度とジャイロセンサで測定した回転速度は、2～3割の違いがあったことになる。したがって、地上で行った較正実験の結果だけでは不十分で、今後同様のジャイロセンサを利用する場合には、太陽電池セルなど他の手段を利用して軌道上で較正を行うことが重要である。

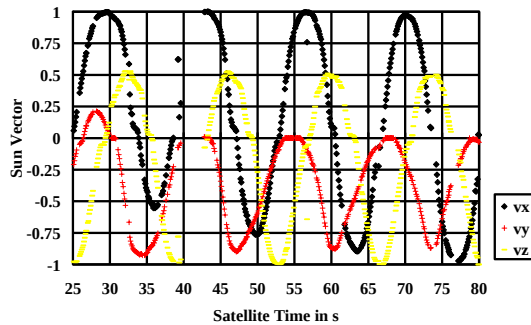


Fig 6 Sun Vector estimated from Solar Cell Current

4-2 アンテナ展開の影響

ロケットからの分離後約 300 秒で行われたアンテナ展開の前後におけるジャイロセンサの測定値を元に考察する。Fig 7は、圧電振動ジャイロの測定値から求めた CUTE-I の角速度ベクトルの各軸方向成分である。ここで座標系は、Fig 1に示した機体座標系である。303 秒がアンテナ展開の時刻であり、その後、角速度の成分が変動し始めている。アンテナは、y 軸周りに巻き付けた状態からまっすぐの状態に解放されるので、y 軸周りの回転に与える影響が大きいことは容易に予想でき、図に示した測定結果もその通りであった。

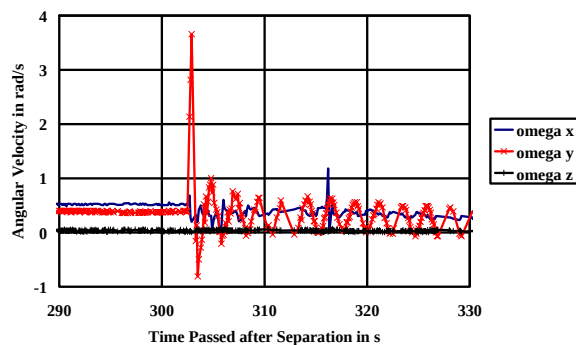


Fig 7 Angular Velocity 300s after Separation

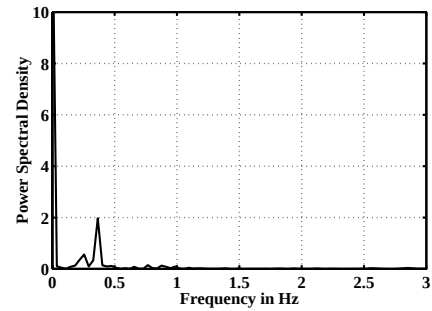


Fig 8 Frequency Components of Angular Velocity

Fig 8は、 ω_y のフーリエ変換の結果であり、Fig 7の高いピークの直後から 330sまでの時系列データを変換したものである。

アンテナ展開後に励起された角速度の変動は、アンテナの振動によるものと推測できるので、角速度の測定値とアンテナの固有振動数を比較する。Fig 8に示したフーリエ変換の結果、エネルギー密度が 0.3650Hz において極大値をとることが分かった。次に、アンテナの固有振動数を求める。最も低い周波数の固有振動数を求めるために、3 本あるアンテナのうちアップリンク用の 500mm のアンテナについて計算する。(他 2 本は長さ 168mm である。) 振動の境界条件は、アンテナの質量が 1.2g であるのに対し衛星本体の質量が 1kg であることから、一端固定一端自由とした。

$$\omega = 1.875^2 \sqrt{\frac{EI}{\sigma L^4}} = 2.08 \text{ rad/s} = 0.33 \text{ Hz} \quad (1)$$

ここで、アンテナの断面二次モーメントは $I = 2.5 \times 10^{-16} \text{ m}^4$ 、長さは $L = 500 \text{ mm}$ 、ヤング率は $E = 206 \text{ GPa}$ 、線密度は $\sigma = 2.36 \times 10^{-3} \text{ kg/m}$ である。したがって、フーリエ変換とアンテナの固有振動数とがほぼ一致していることから、4-1の考察と併せて、民生用圧電振動ジャイロが軌道上で機能していることが確認できた。

4-3 太陽電池パドル展開の影響

パドル展開の影響は、Fig 7の 316s におけるインパルス状の波形として現れている。変化は x 軸成分のみに見られるが、このことはパドルが x 軸周りに回転し展開すること (Fig 1) と符合する。しかし、その後は、アンテナ展開のような明らかな影響は見られない。パドルの方がアンテナより慣性は大きい、ジョイントの摩擦による減衰が大きいこと、展開速度が比較的遅いためジャイロの計測にかからないことが原因であると考えている。

5 結論

本稿では、打ち上げから軌道投入までについて簡単に述べた後、温度センサおよびジャイロセンサの測定結果について検討した。温度データについては、まず、日照時間の変化と温度の変化の関連性を示した。次に、軌道周回温度データが衛星の位置に対して、おそらくアルベドの影響で、周期性をもつことを紹介した。角速度データについては、定常回転時に太陽電池セルから求めた回転との比較から両者の間に多少の相違があることが分かった。一方、姿勢データについて、アンテナ展開の影響による姿勢変動は、アンテナの固有振動数と一致していた。CUTE-I の測定データが示す現象すべてに対して明解な理由付けを与えるにはさらに検討を要するが、CUTE-I は正常に機能し、測定データからも有用な情報が得られた。

参考文献

- [1] 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.
- [2] 宮下直己, 此上一也, 澤田弘崇, 中谷幸司, 宇井恭一, 居相政史, 岡田英人, 占部智之, 山口伸斉, 柏宗孝, 尾曲邦之, 松永三郎, "超小型衛星 CUTE-I の最終地上試験および運用地上局システムの構築," 第 1 回大学宇宙工学コンソーシアム UNISEC-WS2002 CD-ROM, 東京工業大学, 2002 年 12 月 20-21 日, UNISEC 02-23.
- [3] 柏宗孝, 澤田弘崇, 中谷幸司, 山口伸斉, 宇井恭一, 居相政史, 松永三郎, "超小型衛星用分離機構の開発と分離挙動評価", 第 13 回アストロダイナミクスシンポジウム, 相模原, 2003 年 7 月 24 日.