

東京工業大学 CUTE-I の機構・構造開発と環境試験

○ 澤田弘崇, 程島竜一 (東工大・院), 山口伸斉 (東工大・工)
松永三郎 (東工大・理工)

A Development of Mechanism and Structure of TITech CubeSat "CUTE-I", and Environment Test

Hirokata SAWADA, Ryuichi HODOSHIMA, Nobumasa YAMAGUCHI
and Saburo MATUNAGA

Key Words: CubeSat, CUTE-I, Deployment Mechanism, Environment Test

Tokyo Institute of Technology participates "CubeSat Project". CubeSat Project is an international, educational and practical program proposed by Professor Bob Twiggs (Stanford University, USA) at University Space Systems Symposium (USSS) in HAWAII, November 1999. TITech CubeSat project is coded "CUTE" (CUBical TITech Engineering satellite) project, and this year, we will develop the CubeSat called CUTE-I which will be launched at Autumn 2002 by Russian rocket called "DNEPR". One of the CUTE-I mission is to deploy communication antennas and solar cell paddle, and we are developing micro deployment mechanism. In this paper, we report a overview of CUTE-I structure and deployment mechanism. Moreover we report result of thermal vacuumed test using engineering model (EM) and thermal analysis.

1. 緒言

東京工業大学・松永研究室では日米の大学を中心とし、学生の教育を目的とした小型衛星開発プロジェクト, "CubeSat Project"に参加している。このプロジェクトは1999年11月にハワイで行なわれた JUSTSAP (Japan-U.S. Science, Technology & Space Applications program) における USSS (University Space Systems Symposium) にてスタンフォード大学の Twiggs 教授によって提案されたプロジェクトであり、日米合わせて約20団体が参加している。10cm 四方の立方体型超小型衛星を各団体が開発し、2001 年秋にロシアの DNEPR によって18個の CubeSat が打ち上げられる予定である。東京工業大学 CubeSat Project は "CUTE" (CUBical Titech Engineering satellite) Project と呼ばれ、現在、打ち上げに向け CUTE-I を開発している。CUTE-I ではミッションの一つとして太陽電池パドルの展開試験を行うため、小型展開機構の開発を進めている。本報告では、CUTE-I の機構系と全体の構造系についての概要を示す。また、CUTE-I の Engineering Model (以下 EM) を用いた熱真空試験結果および熱解析ソフトによる解析結果との比較・検討結果についても報告する。

2. 東京工業大学 CubeSat "CUTE-I"

本研究室において CubeSat プロジェクトの位置付けを以下に示す。

(1) 宇宙開発へのモチベーションを揚げる。小型衛星システムを短期間で実際に製作し運用することによって、宇宙工学の

全体像を実体験する。

(2) 過去の小型衛星開発プロジェクトで培った技術を生かし、衛星バス機器を開発すると共に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も視野に入れ、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) 本衛星の打ち上げは、日本において学生が開発した衛星の宇宙打ち上げ初機会であり、学生の今後の宇宙開発に対するモチベーションを高める。

CUTE-I では以下に述べる3つのミッションを行う。

(1) 通信ミッション

次の2つの異なるプロトコル(a)Ax.25, (b)TITech Original (SRLL)を用いて地上局へデータ送信を行う。これら2つのプロトコルは地上局からのコマンドによって切り替える。また CUBEのresetおよびミッション終了時の kill コマンドも送信する。また、データダウンリンクに関してはCW送信機を搭載しており、一部の測定データを常時送信する。

(2) センシングミッション

各種センサにより、CUTE-I の加速度、角速度、温度等を測定し、各データのメモリ保持およびデータ送信を行う。また、本研究室で開発した小型センサを搭載し衛星からの太陽方位を測定する。

(3) 展開ミッション

キャリアからの放出後に機体に巻きつけてあった3本の通信アンテナを放出する。また、地上局との通信確保後にコマ

ンドにより太陽電池パドルを展開する．通信アンテナの展開にはニクロムヒーターとナイロン線を用いた機構を用い，太陽電池パドルは DC モータを用いた小型展開機構によって展開する．

3. CubeSat 構体設計要求

CubeSat は California Polytechnic State University (以下 CalPoly) が開発しているキャリアに収納されて打ち上げられる．このキャリアは P-POD と呼ばれ 1 つのキャリアには 6 つの CubeSat が収納される．Fig.3-1 に P-POD の外観を示す

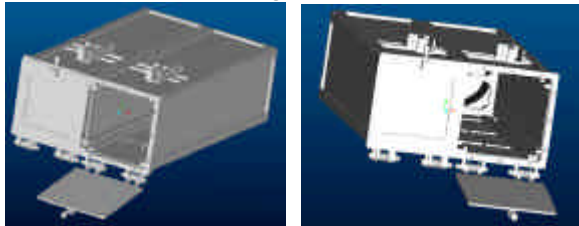


Fig.3-1 Overview of P-POD

また，CalPoly からは CubeSat 構体を設計するにあたっての要求・仕様が以下のように出されている．

- (1)衛星本体は 10cm × 10cm × 10cm で重量は 1kg 以下
- (2)P-POD の材質が Al6061 であるため 熱的な整合を考慮し，構体材質は Al6061 もしくは Al7075 でないとならない
- (3)電氣的な安全を考え，フライトピンと呼ばれるピンを装備する．このピンは CubeSat を P-POD に挿入後引き抜かれる．
- (4)P-POD とは衛星の 4 隅のレールで接触し，その他の表面は P-POD の内部に接触してはならない．

Fig.3-2 に CalPoly から示された CubeSat の構体仕様を示す．

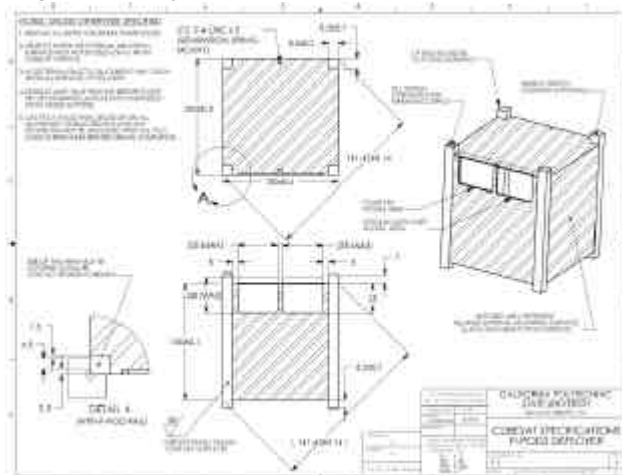


Fig.3-2 Structure specifications of CubeSat

4. CUTE-I 構体設計

4.1 構体 EM の設計・製作

前節で述べた設計要求を踏まえ本研究室では CUTE-I の構体を設計し，BBM 用の構体および構体 EM を製作した．

Fig.4-1-1 に BBM 用構体の外観を示す．

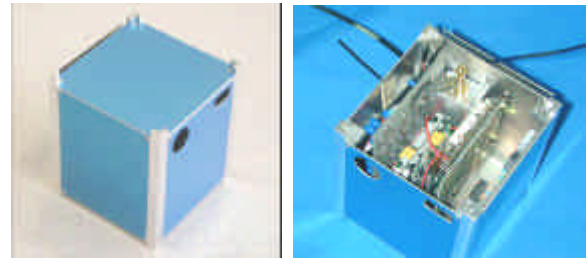


Fig.4-1-1 CUTE Structure for BBM

製作した構体を用いて，内部機器配置，内部基盤サイズ，内部機器固定方法の決定およびアンテナのマッチングなどを行った．これを基に CUTE-I の EM を設計した．

Fig.4-1-2 に CUTE-I の EM 外観を示す．



Fig.4-1-2 FM Structure

また，内部機器の配置は Fig4-1-3 に示すようになっている．

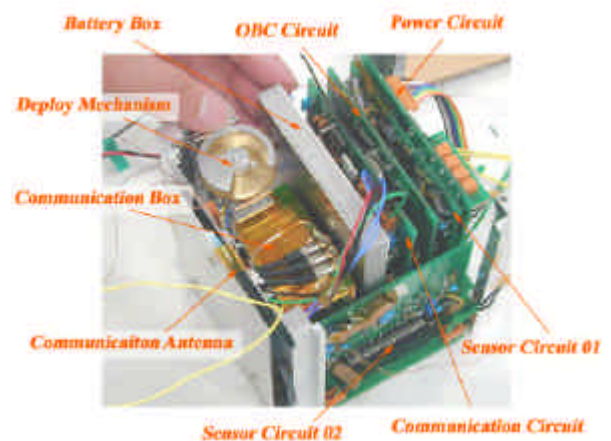


Fig.4-1-3 EM Components Position

基本機能の動作確認を行った後に，EM を用いて熱真空試験を行った．結果については 6 節で詳しく述べる．

4.2 構体 FM の設計・製作

EM での熱真空試験の結果を踏まえ Flight Model (以下 FM) を設計した．現在は設計が終わり最終組み立てを残すのみとなっている．

Fig.4-2-1 に FM の外観図を示す．

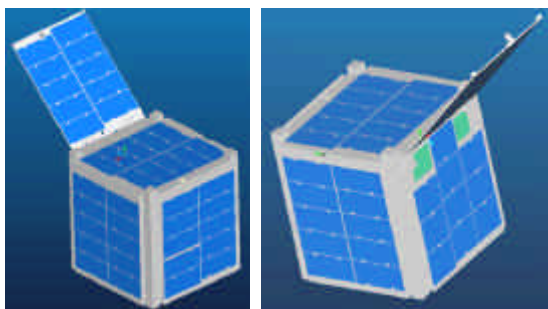


Fig.4-2-1 Structure of CUTE-I FM

EM からの改良点を以下に示す．

- (1)作業性を考慮してより組み立てやすい構造にした
- (2)熱真空試験の結果より、バッテリーと通信機の温度が低温側で厳しいことが判明した．このため、外壁からの断熱を考慮すると共に保温材で覆うことにした
- (3)重量削減をするために、内部の構造物を一部、アルミから樹脂系・Mg 合金に替えた．
- (4)太陽電池パドルがストッパーの不具合により展開しない場合を考慮して、正常に展開しなかった場合でも押し出せる機構にした．

内部機器の配置については EM との変更点はないが、EM の段階では未定であった太陽センサの搭載方法を決定した．Fig.4-2-2 に FM の内部機器配置を示す．

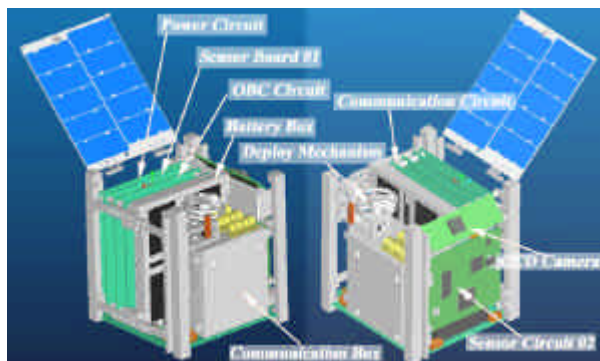


Fig.4-2-2 FM Components Position

また、構体表面に太陽電池セルを貼るために構体外壁にカプトンテープを貼り付けた様子を Fig.4-2-3 に示す．使用したカプトンテープはカプトン（ポリイミド）H フィルムにシリコン系の粘着材を塗布したものであり、厚さは 0.07mm である．



Fig.4-2-3 FM Structure Side Board

5. 展開機構設計

この節では CUTE-I ミッションの 1 つである展開機構について述べる．

通信アンテナの展開はミッションとは別でありアンテナ展開の失敗は全ミッションの失敗を意味するため、モータなどの機構などは用いずにアンテナを固定したナイロン線をニクロム線で焼き切るという方法を採用した (Fig.5-1)．この展開は CUTE-I がキャリアから放出された後、OBC からの指令によって自動的に行われる．

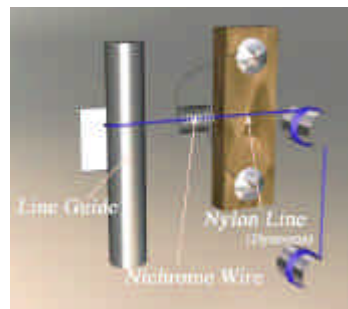


Fig5-1 Nychrome Heater

展開ミッションでは 83mm×104mm の太陽電池パドルを展開する．パドル展開機構には DC モータを使用した機構を採用した．この理由はパドルを展開した後でも、モータを回転させることによって衛星に姿勢変動を与えることができ、姿勢変更など応用的なミッションにも利用できる可能性があるからである．Fig.5-2 に展開機構の外観図と EM 段階で作成した機構を示す．図に示すようなストッパーでパドル側ストッパーを固定しておく．モータを回転させることによってストッパーが外れ、パドルはパネの弾性によって受動的に展開する．また、展開時の衝撃によってヒンジ部が壊れてしまう可能性があるため、ヒンジ部には弾性の小さいパネを使用している．Fig.5-3 にヒンジ部とパドルストッパーの画像を示す．

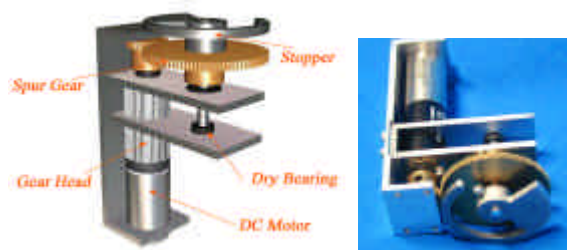


Fig.5-2 Paddle Deployment mechanism

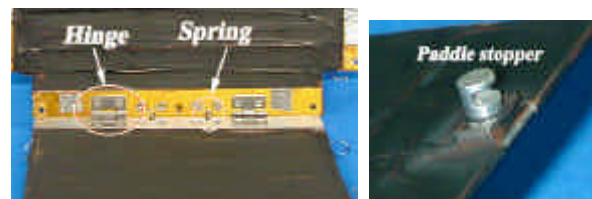


Fig.5-3 Hinge and Stopper

次に展開機構 EM を用いた展開試験について Fig5-4 に示す．

重力による影響をキャンセルするために展開試験ではパドル回転軸を垂直に行った。Fig.5-4 に示す通り、モータの回転によってストッパーが外れパドルが展開しているのが分る。

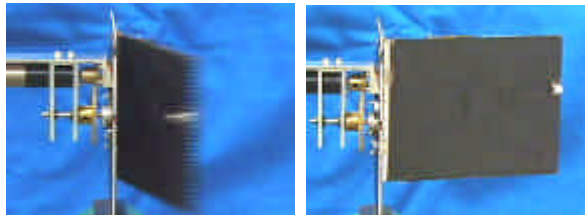
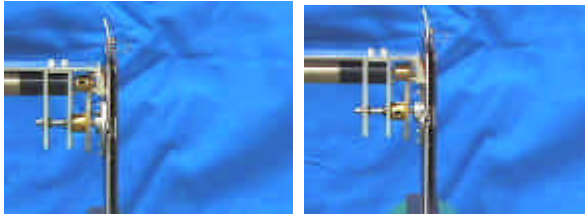


Fig.5-4 Paddle Deployment Test using EM

FM で設計したパドル展開機構の外観図を Fig.5-5 に示す。前述した通り、パドルが展開しなかった場合にストッパーを押し出して展開できるように構造になっている。また、ギアおよびストッパーは潤滑/固着防止のためにテフロンコーティングを施す。



Fig.5-5 Deploy Mechanism FM

6. 環境試験

6.1 熱真空試験

CUTE-IEM の機能試験を行い、正常に動作することを確認した後にこの EM を用いて熱真空試験を行った。この熱真空試験は文部省宇宙科学研究所 (ISAS) のスペースチャンバー (Fig.6-1) を用いて行った。試験を行う際、CUTE-I 表面に宇宙用太陽電池セルを貼り付ける代わりに α/ϵ の比較的近い黒色塗料をセル配列部分に塗布して行った。また、太陽光入力を模擬するために構体表面にニクロムヒーター ($\phi 0.2\text{mm}$) を均一に貼り、約 1300W/m^2 の熱入力を行った (Fig.6-2)。

構体表面にニクロムヒーターを貼った図と黒色塗料塗布の様子を Fig.6-3 に示す。



Fig.6-1 Space Chamber

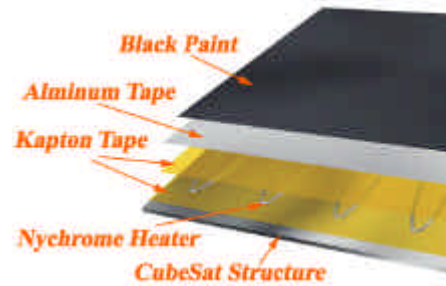


Fig.6-2 Surface of CUTE-I Structure

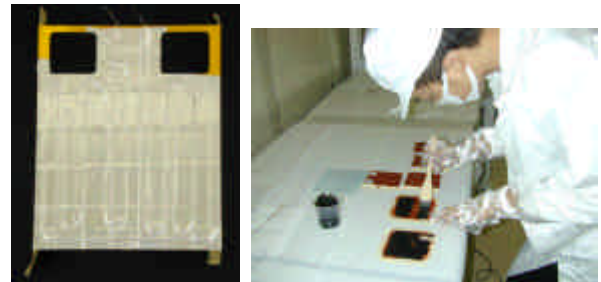


Fig.6-3 Applying Black Paint

Fig.6-4 に示すように CUTE-I はチャンパー内にナイロン線で吊るして試験を行った。

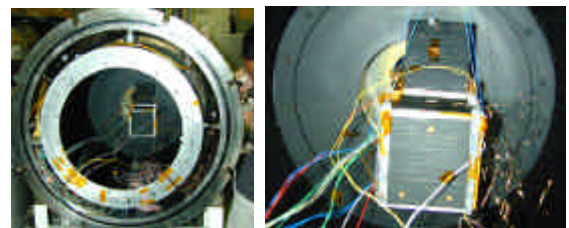


Fig.6-4 Inside of Space Chamber

6.1.1 熱真空試験目的

(1) 各熱入力条件における平衡温度の測定

1 面入力、高温最悪条件、低温最悪条件等において熱平衡温度を測定する。ここで熱平衡状態とは測定温度の変動が全ての測定点において $1/1\text{h}$ となった状態を指す。

(2) 通信機・搭載回路の熱真空環境における機能試験

熱平衡状態において、データ通信・コマンド受信・バッテリーの出力測定など機器の機能試験・性能評価を行う。

(3) 熱解析結果との比較検討

6.1.2 温度測定点

熱真空試験では熱電対を用いて 26 点の温度を測定した。また、CUTE-I は内部温度を測定するためにサーミスタを 11 個搭載しているので、その温度データも取得した。Table 6-1-1 に熱電対で測定した点およびサーミスタで測定した点を示す。

熱電対には $\phi 0.2\text{mm}$ の T 型熱電対を用いた。

Table 6-1-1 Measuring Point

構体系	外壁(内側)	6
	外壁(外側)	1
	パドル	1
	電池BOX	1
	通信機BOX	2
	太陽センサBOX	1
	構体柱	4
基板	IF	1
	電源	1
	OBC	2
	通信	1
	センサ	2
その他	チャンバ内	3
合計		26

構体系	壁面	6
	電池BOX	1
	通信機BOX	1
基板	電源	1
	OBC	1
	通信	1
合計		11

熱電対測定点

サーミスタ測定点

6.1.3 試験方法

実験システムブロック線図を Fig.6-4 に示す。

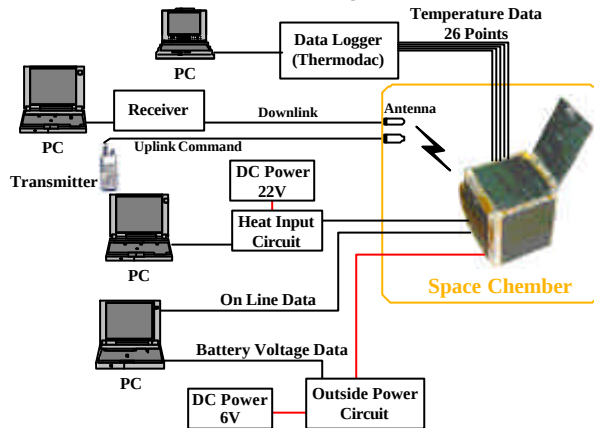


Fig.6-4 Experimental Block Diagram

熱電対で測定する 26 点の温度データはデータロガを介して PC 内に保存する。また、衛星からの送信データを受信するための地上局は無線機と PC により構成される。また、コマンドのアップリンクはハンドルの小型無線機を用いて行った。本試験では通信機によるデータ通信だけでなく、有線によってもデータを受信しており、衛星バッテリーの充電のために外部電源も準備した。

試験方法は熱入力用 PC により各面への熱入力を制御し、熱平衡状態になるまで待機する。熱平衡状態と判断したら、CW の ON/OFF, FM パケット通信の ON/OFF, 通信プロトコルの切り替えなど機能試験を行うということを繰り返す。ただし、展開機構については確認する手段が無いために試験を行わない。本試験では 1 面入力条件 6 パターン、高温最悪条件 4 パターン、低温最悪条件 2 パターンの計 12 条件の試験を行った。

6.1.4 試験結果および考察

得られた実験結果のうち以下の 2 条件について示す

(1) 1 面熱入力条件 (入力面: 0 面 7 面)

1 面入力とは、ある面に対して垂直に太陽光が入射したと仮定する場合であり、ここでは 0 面 (外部 IF ポートがある側面)

に 1 面入力した場合の結果を示す。この場合 0 面のみに太陽光が入射するのではなくパドルへの入射も存在するので、パドルにも熱入力を行っている。

熱電対によって測定された温度データを Fig.6-6 に示す。グラフより 0:00 時付近で熱平衡になっていることが分る。このときの温度は内部機器全てにおいて 0 以下となっており低温側で厳しいことが分る。この条件下では FM パケットの送信が正常に行われなかった。これは通信機自体が -20 付近にあり正常に動作しなかったと共にバッテリーの平衡温度も -20 であり、十分な電力出力が得られなかったことが原因と考えられる。地上局からのコマンド受信は成功しており、FM 送信を行うと電力不足で CUTE-I にリセットがかかることからバッテリーにとってはかなり厳しい環境であることが分る。

このとき CW の平衡温度は -23 であったが正常に動作しており地上局でのデコードも全て成功した。

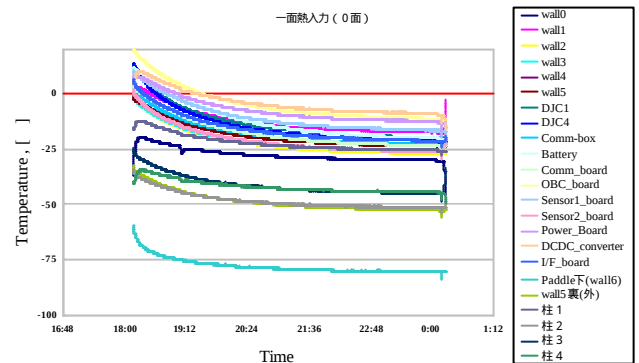


Fig.6-6 Experimental Result

(2) 高温最悪条件 (入力面: 2 面 3 面 5 面 6 面)

ここでいう高温最悪条件とは受光面積が一番大きくなる場合である。この条件においてもパドルへの入射の考慮する。Fig.6-7 に温度データを示す。1 面入力した場合と比べ、この条件下においてはバッテリー温度が 21 度と出力特性が最適な温度であることが分る。

1 面入力においては全ての内部機器が 0 以下という低温側で厳しい結果となった。バッテリーにおいては高温最悪条件において平衡温度が最適温度であり、その他の条件では FM 送信時に衛星本体のリセットがかかってしまうほど出力が落ちてしまう。前述したが、この結果を踏まえ FM では外壁との断熱や保温材の使用などを考慮にいれて設計した。ただ、衛星本体の大きさが小さいため外壁からの断熱は期待できないことに加え、1 面入力 (パドルに平行な方向) から全ての熱入力をゼロにした低温最悪条件試験においては約 30 分で全ての機器が 40 以下になることも確認された。今後は軌道上での熱入力をシミュレーションし、こういった低温条件を考慮した運営を考えていかなければならない。

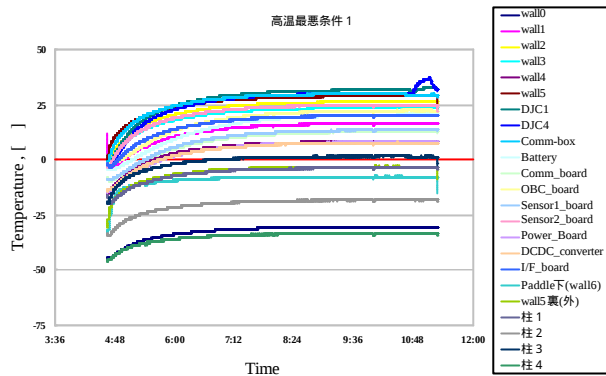


Fig.6-7 Experimental Result

7. 熱解析

有限要素法解析ソフトを用いて CUTE-I の熱解析を行ったので結果を示す。

7.1 モデリング

モデリングについてであるが、基板上の素子などは考慮せず 1 枚の板とする。また、各基盤・機器内では均等に発熱していると仮定する。Fig.7-1 にモデル画像を示す。

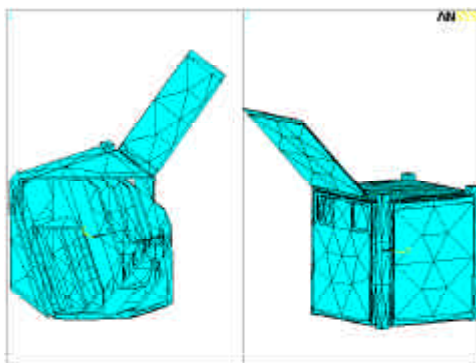


Fig.7-1 Simulation Model

ここで接点数は 13331、要素数は 7046 である。

7.2 解析条件

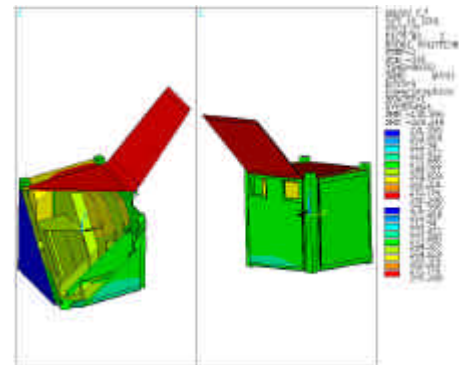
次に解析条件について示す。

- ・発熱量は各基盤・機器の消費電力が全て熱になると仮定
- ・輻射については表面積がある程度大きい部分からのみとし CUTE 外壁表面の輻射率：0.9、内壁表面は：0.3、金属以外の部分：0.06 とする。
- ・熱伝導率は物性値によりアルミ：180w/m²、樹脂部：0.24w/m²、電池については 35w/m²、太陽電池セル：0.265w/m² とする。
- ・物体間の熱伝達率は 100 ~ 300w/m²
- ・初期温度は 273K
- ・太陽光熱入力値は 1300w/m²

7.3 解析結果

CUTE-I の上部パネル (Wall_5) に垂直に太陽光が入射した場合の解析結果について Fig.7-2 に示す。実験結果と比較して

みると値の差にばらつきがみられる。実験値は熱電対による測定であるが、対象物への固定状況によって測定値に誤差がでることが予想される。熱真空試験では熱電対先端をテープで固定しているため、対象物から浮いて貼り付けられている場合には、熱電対自体から熱が逃げていき、実際の温度よりも低い値が測定されてしまうと考えられる。今後はこういった現象も考慮にいれ、パラメータ同定を行っていく。



	Experimental Result [°C]	Simulation Result [°C]
Paddle	-0.5	11.6
Battery	-4.7	-16.3
Comm Board	-9.6	-4.4
OBC Board	-1.9	-7.2
Sensor Board	-8.4	-11.1
Power Board	-15.6	-4.6
Comm Box	-4.6	-10.8
I/F Board	-5.2	-14.9
Wall 5	11.3	8.7

Fig.7-2 Simulation Result

8. 結言

東京工業大学 CubeSat Project における構体設計/開発と小型展開機構開発の概要について示し、現在の開発状況について報告した。また、CUTE-I EM を用いた熱真空試験を行い各入力条件における平衡温度および内部機器の機能試験を行った。試験結果および熱解析結果より CUTE-I は 1 面入力において全ての内部機器平衡温度が 0 以下であり、特にバッテリーにとっては厳しい環境であることが分った。今後は EM の機能試験および軌道上での運営方法について検討していく。

参考文献

- [1] 中谷幸司, 松永三郎, 他 13 名 “東京工業大学 CubeSat 2001:CUTE-I の開発概要”, 第 45 回宇宙科学連合講演会講演集, 2001
- [2] 東京工業大学 URL
<http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/index.html>
- [3] One Stop Satellite Solutions Inc. (OSSS) URL
<http://www.oss.com>
- [4] California Polytechnic State University "POLYSAT" URL
<http://www.calpoly.edu/~aero/polysat/>