

超小型衛星「鳳龍式号」の熱設計・検証手法と軌道データ解析*1

Thermal Design and Verification Method and Orbit Data Analysis of Horyu-2

増井博一*2,*3・世利祐樹*3,*4・濱田朗充*3,*5・趙孟佑*3
Hirokazu MASUI, Yuki SERI, Akimitsu HAMADA and Mengu CHO

Key Words: Small Satellite, Thermal Design and Analysis, On-orbit Data

Abstract: This paper describes the thermal design method of Horyu-2. Horyu-2 was developed by Kyushu Institute of Technology. The project started in 2010 and Horyu-2 was launched by H-2A of JAXA on May 18 2012. At present, Horyu-2 is carrying out many missions and transferring on-orbit data. Horyu-2 orbits 680 km with sun-synchronous polar orbit. Feature of Horyu-2 are lightweight (7.1 kg) and large surface (30 cm cube) compared with a conventional cube-sat. Thermal design is needed to keep the temperature within the safe range. We conducted thermal analysis in a step-by-step in each phase. This paper reviews the thermal design processes and discusses on-orbit data acquired after launch.

1. はじめに

大学、中小企業を中心として超小型人工衛星の開発が盛んに行われている^{1,2)}。JAXAのH-2Aによる積極的な相乗り衛星の打ち上げサポートもあり、近年では特に盛んに開発が行われている。九州工業大学でも、学生を中心とし2010年から「鳳龍式号」が開発され、2012年5月18日に打ち上げられた。鳳龍式号は高度680kmの準太陽同期軌道を周回し、サイズは31.5cm×31cm×35cm、重量は7.1kgである。この重量面積比はH-2A相乗り超小型衛星としてJAXAにより提示された制限に基づいており、サイズは前述の重量の条件で25年以内に大気抵抗によるde-orbitを可能にするように決定されている。姿勢制御については沿磁力線制御を利用している。従って、これまでに開発された超小型衛星^{3,4)}に比べ面積、熱容量、姿勢制御法が大きく異なる。

大学で行う超小型衛星の開発では、電気回路、基盤設計は実験室の装置を使用すれば十分可能であり、開発は比較的容易である。しかし、構体設計、熱設計については事前の解析が必要であり、専用ソフトウェア（例えば、構体設計ではNastran、熱設計ではThermal Desktop[®]）を使用することが多い。ソフトウェアの導入に掛る時間、費用がプロジェクトに与える影響は大きい。従って、できるだけ

自作プログラムで対応することが望ましい。しかし、特に熱解析については、太陽光強度などの宇宙環境条件、軌道、姿勢、真空中での輻射計算、異種材質間の熱伝導係数を取り扱う必要があり、初経験の学生にとって熱設計は容易ではない。

鳳龍式号では前述の特異な重量面積比もあって、熱解析を実施する必要があり、学生がMatlab[®]によるプログラムを作成して熱解析を行った。軌道上結果を見る限り、節点数の限られた自作プログラムを用いた場合でも、熱平衡試験による検証と組み合わせることで、十分な精度をもたせることができる。

一連の開発の履歴、手法は今後も開発される大学衛星では共有されるべき情報と考える。本論文の目的は、プロジェクト開始当初からの熱設計・検証の履歴を振り返り、大学生の技術レベルでも実施可能で、超小型衛星の価値に見合うコストと早さをもった熱設計・検証手法を提唱することにある。鳳龍式号から得られた軌道データと打ち上げ前の予測との比較を行う。

2. 衛星概要

第1図に鳳龍式号のFM外観図を、第2図に座標軸の定義と内部構造図を示す。第1表は衛星の諸元を示している。鳳龍式号のメインミッションは太陽電池による300V発電である。±Y面にスフェラソーラアレイ[®]太陽電池を搭載し、これにより放電試験用太陽電池が300Vにバイアスされ、軌道上でのプラズマ環境での放電試験が可能となる。その他にもデブリセンサ、帯電モニタ、表面電位計等が搭載されている。第3図に沿磁力線制御のイメージ図を示す。衛星内部には磁石が設置されており、地磁気との干渉によって衛星の姿勢が制御される⁵⁾。

*1 © 2016 日本航空宇宙学会

平成24年11月22日、第56回宇宙科学技術連合講演会にて発表

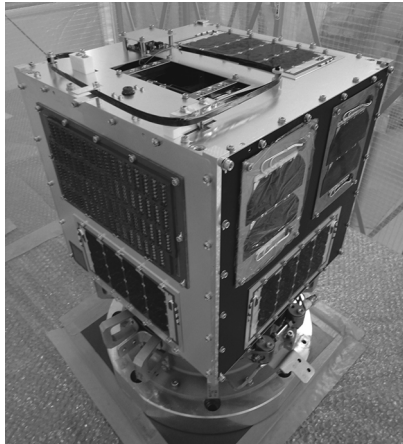
平成28年2月4日原稿受付

*2 連絡先著者 (Corresponding author): masui@ele.kyutech.ac.jp

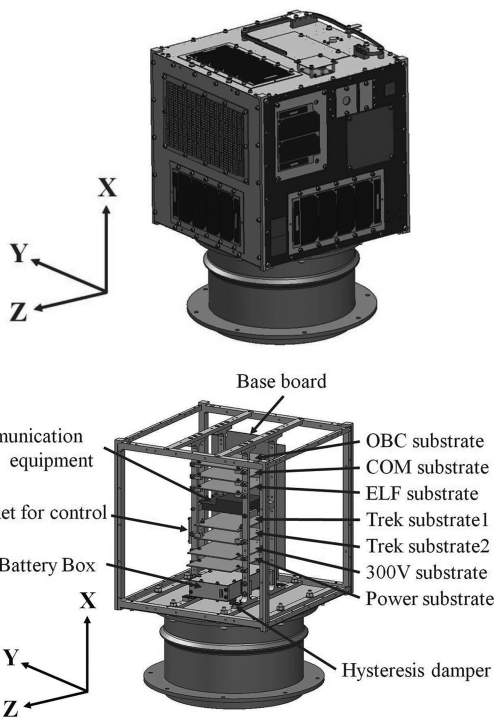
*3 九州工業大学

*4 現 株式会社日立製作所

*5 現 三菱電機株式会社



第1図 鳳龍式号外觀図

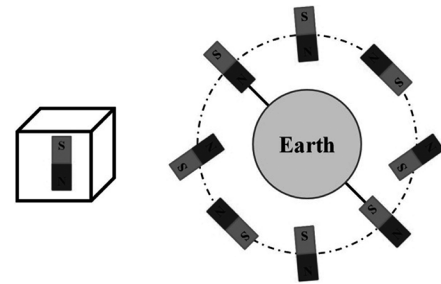


第2図 鳳龍式号の座標軸の定義（上段）と内部構造（下段）

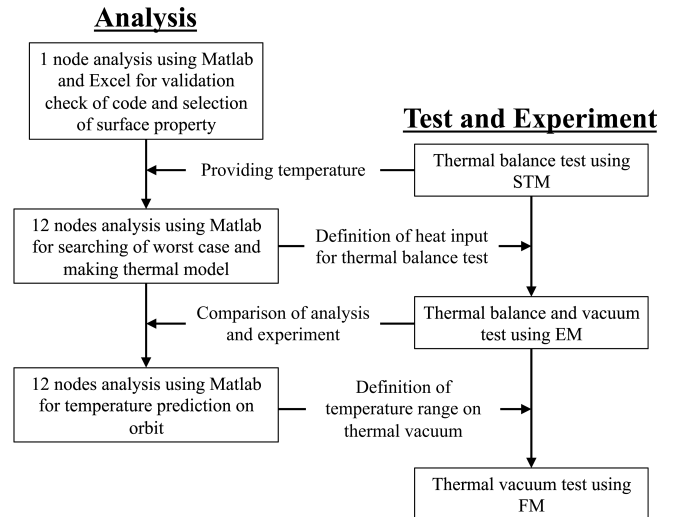
第1表 鳳龍式号諸元

Weight	7.1 kg
Size	350×310×315 mm (X × Y × Z)
Orbit	SSO, 680 km, 98.5 deg
Solar cell	Double junction
Battery (1 cell)	Ni-Mh, 1.2 V, 5700 mAh
Frequency	Uplink : 145 MHz Downlink : 437 MHz
Attitude control	Magnetic field-aligned control

分離機構としては PAF239M を使用し、ロケットからの分離後も衛星下部の -X 面にフレームが残る。通信としてはアマチュア無線バンドを使用し、+X 面に送受信用のモノポールアンテナとダイポールアンテナを搭載している。



第3図 沿磁力線制御のイメージ



第4図 開発（解析，実験）の流れ

3. 鳳龍式号熱設計・検証手法

第4図は熱設計と検証の流れを示している。2010年より開発を開始した鳳龍式号では各設計フェーズにおいて熱解析手法を変更し、解析の精度の向上を行ってきた。特に鳳龍式号は従来の1U（10cm角）の衛星と比べ、表面積が大きく、熱容量が小さいために温度の変化が大きい。従って、温度変化が大きい条件でも、搭載機器に要求される動作温度範囲を維持するような熱設計が必要となる。構造としては中央にある4本の支柱の内部に各基板、バッテリー、無線機が搭載される。設計では、基盤と支柱の結合方法、外部パネルと中央支柱の結合方法、外部パネルの熱光学特性、バッテリーヒーターの必要性等を検討した。

STM 製作以前の段階では1節点での熱解析を主に行い軌道上での衛星の平均温度を算出し、熱光学特性の決定と各コンポーネントの要求温度の指針とした。1節点の熱解析で使用した基礎式は^{6,7)},

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n D_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4)$$

である。ここで、 C_i ：節点 i の熱容量 (J/K)、 T_i, T_j ：節点 i, j の温度 (K)、 Q_i ：節点 i の熱入力 (W)、 D_{ij} ：節点 i, j 間の伝導コンダクタンス (W/K)、 σ ：ステファン・ボルツマン定数、 R_{ij} ：節点 i, j の放射係数 (m^2) である。式

第 2 表 熱光学特性値

	Absorptance	Emittance
Bare aluminum	0.33	0.01
Alodine	0.10	0.03
Black coating	0.92	0.87

第 3 表 熱環境条件

	Cold worst	Hot worst
Sun light flux, W/m ²	1322	1400
Albedo, -	0.2	0.4
Earth IR, W/m ²	189	261

第 4 表 要求温度範囲

	Required temperature range °C
Circuit board	-10-60
Battery	0-45

第 5 表 1 節点解析結果

Surface property		Cold worst	Hot worst
±X, ±Z	±Y	Minimum temp. °C	Maximum temp. °C
Alodine	Black coating	-9	16
Bare Al	Black coating	4	31
Black coating	Black coating	-6	18

(1) で節点数 n を増加させることで多節点解析の基礎式としても利用可能である。

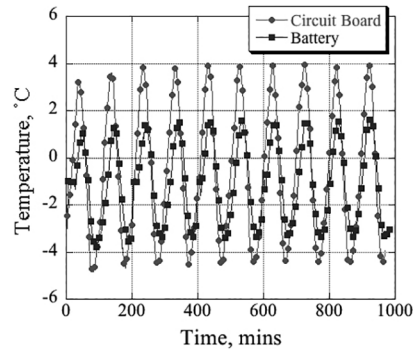
外面塗装はアルミ未処理, アロジン処理, Z306 を選択した。実際には 18 パターンの計算を行っているが, ここでは最終的に残った 3 パターンの計算結果を示す。それぞれの熱光学特性値 (実測値) を第 2 表に示す。実際には各パネルには太陽電池, ミッション機器などが取り付けられているため, 計算ではそれらの面積比で特性値を平均化して使用した。外部に取り付けられている太陽電池は ±100°C でも問題がないことが熱サイクル試験で確認されたので, 平均値を使用しても問題がないと判断した。環境条件としては第 3 表に示すような高温最悪, 低温最悪を想定し解析を行った (最悪値解析)。第 4 表に基盤とバッテリーの要求温度範囲を示す。この許容温度範囲と解析結果を比較検討することとした。

第 5 表に解析結果を示す。バッテリーの条件を基準に考えるとアルミ未処理-黒化処理の組み合わせを選択することになるが, 未処理の場合は実軌道上での主に原子状酸素による劣化での特性値の変化が懸念されるために, 未処理 (Bare Al) の条件は使用しない方針とした。以後は第 5 表の 3 パターンの組み合わせで多節点解析を行うこととした。

次に多節点での解析結果について述べる。実際に衛星の最終的な設計の決定には多節点解析の結果を用いた。この解析での節点数は 12 点 (外面パネル 6, 中央支柱 4, 内部機器 2) である。ここでは表面材料の選定, 基盤とバッテリーの温度の予測を行った。

第 6 表 多節点解析結果

Surface property			Cold worst	Hot worst
±X, ±Z	±Y	Node	Minimum temp. °C	Maximum temp. °C
Alodine	Black coating	Circuit board Battery	-4.5 -1.3	56.0 48.4
Bare Al	Black coating	Circuit board Battery	4.8 7.9	67.1 59.6
Black coating	Black coating	Circuit board Battery	4.9 8.0	60.3 52.7



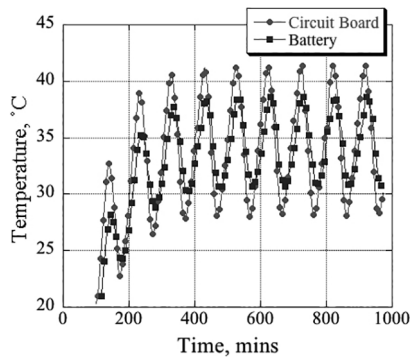
第 5 図 低温最悪条件解析結果

解析条件は第 3 表と同様で, 熱の入力面については低温最悪では 6 面に平均的に熱が入力されている状況, 高温最悪では 3 面に熱が常に入力されている状況を考える。この条件設定は沿磁力線制御によって衛星の姿勢が十分に制御されていない場合を想定しており, 衛星の回転が計算よりも遅い条件であり, ほぼ回転していない状況を想定している。事前の解析で, 衛星への熱入力が最大もしくは最小になる条件を計算し, この状況を選択した。沿磁力線制御を想定した場合の衛星の回転は軌道 1 周回中に, X 軸周りには回転せず, Y, Z 軸周りに 2 回転する。従って, Y, Z 軸周りの回転速度は最大で 7.3°/min と予測していた。

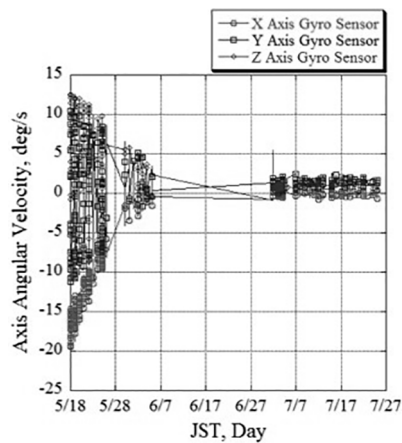
表面材料は第 2 図に示す XYZ 各面の塗装を第 5 表に従い変更し解析を行った。Y, Z 面には高電圧発電用太陽電池, ミッション用太陽電池, 等が設置されており, 各面の実効的な吸収率, 放射率は面積比に従って平均化されている。構造については 4 本の支柱で ±X 面を支持し, 同時に各基盤を支柱にボルト固定する設計である。接触熱抵抗については予め別の実験で算出した値を使用している。

第 6 表に表面材料を変更した場合の計算結果を示す。これから第 4 表に示した条件に一番近い組み合わせは ±X 面, ±Z 面にアロジン処理, ±Y 面は黒化処理となった。しかし, この条件でもバッテリーの高温側は条件を満たさないため改善が必要であった。

表面の処理として, アロジン+黒化処理の組み合わせを採用した。EM を使用して熱平衡試験を行い, その結果を用いて熱解析モデルの最終的な調整を行った後に, フライト時の温度予測を行った。第 5 図にバッテリーと基盤の低温最悪時の解析結果を示す。定常に達した後のバッテリーの温度範囲は -3~2°C, 基盤の温度範囲は -4~4°C であっ



第6図 高温最悪条件解析結果



第7図 ジャイロセンサデータ

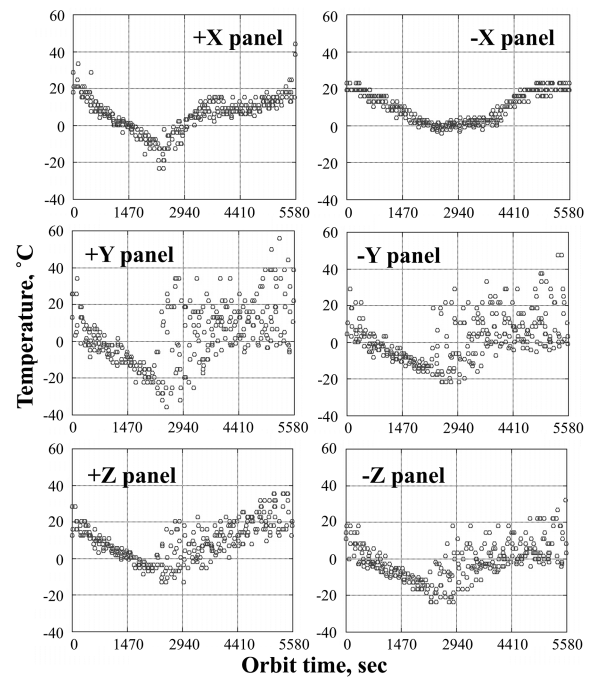
た。基盤は許容温度範囲内に収まったが、バッテリーは許容範囲を下回った。第6図に高温最悪時の解析結果を示す。高温側は基盤、バッテリー共に許容範囲内に解析温度が収まっていた。多節点解析の結果として、低温条件時の対策が必要となった。対策としてバッテリーにガラスエポキシによる断熱、ヒーターの追加を行うこととした。その後、実際にバッテリーボックス単体での熱真空試験を実施し、断熱性能を確認した。

システムとしてはEM, FMモデルにおいて熱真空試験を実施し⁸⁾、第4表に示す許容温度範囲内で回路基盤が作動することを確認している。

4. 鳳龍式号軌道データ

ここからは鳳龍式号の実際の運用から得られた温度データについて議論する。初めに初期運用について述べる。第7図に初期運用で得られたジャイロセンサのプロファイルを示す。

サンプリングレートは0.1 sampling/min (10分に1回)、精度は ± 1 degree/secである。衛星は5月18日に打ち上げられ、初日から電波は受信可能であったが、打ち上げ直後は回転速度が予測より大きく、衛星の姿勢が安定しなかったため通信状況は不安定であった。また、6月5日からデータが欠損しているが、これは衛星からのデータが更新されない状態になり、センサデータが得られなかったことによ

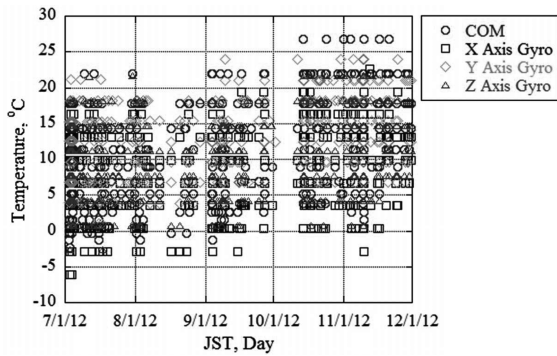


第8図 外面パネルの温度 (軌道データ)

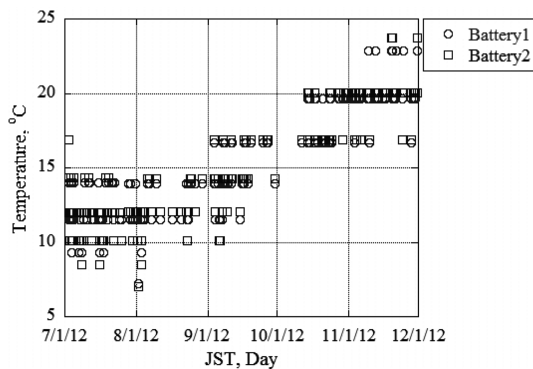
る。衛星との通信は7月3日に回復したが、12月2日に同様の故障状態に陥った。この状態異常については、調査した結果ではOBCで発生したシングルイベント効果に起因するものと考えられる⁹⁾。データが再取得できるようになった7月3日以降は衛星の回転速度は遅くなり、安定していることが確認された。

第8図に外面の温度プロファイルを示す。これらのプロファイルは衛星との通信が回復し、衛星の姿勢が安定したと考えられる7月3日以降に取得されたデータである。軌道一周周期での温度変動に関して、毎周期の温度データを重ねた。衛星復帰後の2012年7月2日から軌道33周期分(672~704周)の外面パネルの温度データである。側面である $\pm Y, Z$ 面に関しては、日照時に温度のばらつきが大きく見られる。 Y, Z 面の温度変化幅の違いは、表面処理による違いである。 Y 面が黒色面、 Z 面がアロジウム面なので、黒色面である Y 面の温度変化幅が大きくなっている。それに対して、上下面である $\pm X$ 面に関しては、温度のばらつきが小さい。これは、主に衛星の姿勢による影響であると考えられる。鳳龍式号は沿磁力線による1軸姿勢制御のため、機軸方向である $\pm X$ 面は軌道周回ごとに一定の姿勢を保つことができる。従って、 $\pm X$ 面に関しては温度のばらつきが小さく、周回ごとに同様の温度変化をしていることがわかる。それに対して、 Y, Z 軸方向の回転は制御することができないため、日照に入ったと予測される2940秒以降では温度のばらつきが大きい。衛星は、一定の周期で回転はしているが、その回転周期が衛星の軌道周期と一致していないため、 $\pm Y, Z$ 面の温度にばらつきが出ているものと思われる。

第9図は各基板の温度を示している。基盤温度は、基盤に



第9図 基盤温度データ (軌道データ)



第10図 バッテリー温度データ (軌道データ)

搭載されたジャイロセンサに内蔵されている温度センサによって取得された値である。温度の範囲は -5°C から 27°C である。第10図にバッテリーの温度プロファイルを示す。バッテリー温度はサーミスタを使用して2カ所計測している。バッテリーの温度変化は $7\sim 24^{\circ}\text{C}$ でバッテリーとしては最適な温度が維持されている。試験の結果を受けて追加したガラスエポキシの断熱が非常に有効であることを示している。運用中、バッテリーの温度が急激に低下するような状態には陥っておらず、ヒーターは使用されていない。

5. 考 察

第7表は打ち上げ前の予測温度と打ち上げ後に得られた軌道上での外面パネル、内部基盤、バッテリーの温度の比較を示している。この表から、内部基盤について軌道上のデータはフライト予測の範囲内に入っており、設計は妥当だったと言える。バッテリーに関しては、解析はガラスエポキシによる断熱の影響を考慮していない。軌道上のバッテリーの温度の変化の幅が非常に少ないことから、ガラスエポキシによる断熱が非常に有効である。しかし、外面パネルについては軌道上の温度は低温、高温側ともに予測温度外に存在している。これらのデータから解析の時点で想定した姿勢と実際の姿勢に違いがあることが主な原因と考えられる。ジャイロセンサデータはサンプリングレートが低く、高精度ではないため、現在の所、実際の衛星の姿勢は確定されておらず、当初の想定していた沿磁力線制御が行われていない可能性もある。

第7表 外面パネルについての解析結果と軌道上データの温度範囲の比較

Surface property		Minimum temp. $^{\circ}\text{C}$	Maximum temp. $^{\circ}\text{C}$
External panel	Prediction	-24	50
	On-orbit data	-35	66
Satellite inside	Prediction	-7	44
	On-orbit data	-6	27
Battery	Prediction	-3	39
	On-orbit data	7	24

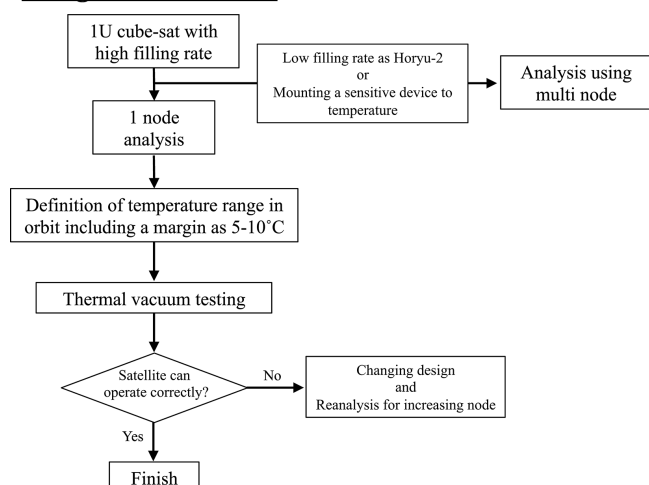
第7表に外面パネル温度範囲の比較の結果を示す。解析結果よりも軌道上での温度範囲が広いことがわかり、解析で仮定したワーストケースが十分でないことを示している。特に回転速度についてはジャイロセンサのデータから回転速度が想定よりも十分に遅いことが考えられる。

従来の積極的に姿勢制御を行わない Cube-sat の回転速度は回転軸による差はないと考えられるが、鳳龍式号の場合は衛星フレームが下部に設置されており重心が中心から離れていることや受信モノポールアンテナが長く回転への影響が大きいことなどが原因で、これまでの Cube-sat とは違う回転を行っている可能性が高い。145 MHz や 435 MHz 帯での通信を行う衛星ではアンテナの長さが姿勢に大きく影響すると言える。また、沿磁力線制御については想定していた回転速度とは大きく違うと考えられるが、磁石の効果を地上で試験、検証することは難しく、軌道上のデータから評価することが重要と考えられる。

設計の履歴から考えると、1節点解析の解析結果は軌道データとの差は少ないとは言えないが、設計の指針、スタート地点を与えるという意味では有効と言える。また、外面の熱光学特性を決定する方法としても有効であると言える。多節点解析の結果から、内部機器特にバッテリーについては大幅に余裕をもった熱設計であることを示している。鳳龍式号の設計指針は、解析ではできる限り厳しい最悪条件を設定することで、実際のフライトでは各機器の温度は許容範囲内に収まることを想定している。この設計が可能な理由は各機器の許容温度が広く、シビアな温度コントロールを必要としないことと大電力を消費するような機器が搭載されていないためである。問題点として、特に高温側では許容温度からのずれが大きい。過度の最悪条件の設定は素子選定などについては選択肢を狭めることになる。

設計、フライト予測は12節点での解析によるが、一般的な充填率の高い衛星(=一体と見なすことが可能)では節点数はより減らすことが可能と考えられる。鳳龍式号は体積が大きく、内部空間が大きいため、内部を1点と見なすことは不自然であり、外面パネル6節点と中央支柱4節点という節点分割を採用している。解析の方法を見直すことで節点数を減らすことは可能と考えられる。また、充填率の高い衛星(例えば1U)のケースではより少ない節点でも予測は可能と考える。これは参考文献4)でも指摘されており、節点数をむやみに増加させることは熱設計を困難にする要因となる。

Design and Test flow



第11図 Cube-sat の熱系の設計, 試験の流れ

今回の開発を経て学んだ教訓としては、重要なのは最悪条件の設定であり、これが温度の上限下限を決める。この時の条件設定が厳しすぎると利用可能な素子の選択肢や設計の自由度は少なくなるが、安全側に設計することができる。機器の許容温度と解析結果に大きな余裕があれば節点数が少ない場合でも設計に有効な温度予測は可能である。

上記を考慮して、提案する 1U Cube-sat の熱系の設計、試験の流れを第 11 図に示す。ここで重要な点は熱真空試験での衛星の動作に重きを置いていることである。通常的设计のフローに従えば、熱モデルを作成し、試験を実施後に熱モデルの精度を向上させ軌道上の温度予測を行う。ここで姿勢や環境条件などの入力パラメータが必要となる。しかし、鳳龍式号のように姿勢、回転速度などに不確定な要素が含まれると、入力パラメータは大きく異なり、予測される温度が外れる結果となる。しかし、重要となるのは、ワーストケースを想定した場合の温度環境下での衛星の動作である。従って、マージンを大きく取った場合でも、衛星の動作が実験で十分検証され、動作が保証されていれば信頼度は向上すると言える。また、現在は多くの 1U Cube-sat がすでに打ち上げられており、十分な温度データが存在し

ており、これを活用することでおよその温度範囲を知ることが可能である。

6. 結 論

鳳龍式号の熱設計方法を解説し、実際の軌道データとの比較を行った。解析方法は節点分割法であり、設計の段階で 1 節点から 12 節点へと解析の方法を改善してきた。軌道データは 12 節点の解析結果と比較して、十分に安全な領域にあることが確認された。衛星の回転速度は予測より遅く、 $1^\circ/\text{min}$ 以下であり、ほぼ回転していないと言える。沿磁力線制御を使用する場合の実際の衛星の回転について理解することは、アンテナ長が影響するような超小型衛星については特に重要な点であることがわかった。

鳳龍式号の開発、打ち上げについては JAXA および JAXA 産業連携センターの多大なる御支援と御指導を頂きました。誠にありがとうございました。

参 考 文 献

- 1) 白坂成功, 中須賀真一: ほとよし信頼性工学, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 3S01, 2011.
- 2) Janson, S. W.: 25 Years of Satellites, Paper presented at the 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC11-III-1, 2011.
- 3) Onishi, S., Aso, S., Ohta, H., Murozono, M. and Yasaka, T.: Thermal and Structural Design of QSAT-EOS, Proceedings of 28th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2011-f-29, 2011.
- 4) Totani, T., Inoue, R., Ogawa, H., Kumar Das, T., Wakita, M. and Nagata, H.: Proposal of Guideline of Thermal Design for Micro and Nano Satellite Pointing to Earth, Proceedings of 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2013-f-17, 2013.
- 5) 姿勢制御研究委員会: 人工衛星の力学と制御ハンドブック—基礎理論から応用技術まで, 培風館, 東京, 2007.
- 6) Gilmore, D. G.: Spacecraft Thermal Control Handbook, The Aerospace Corporation, California, 2002.
- 7) 大島耕一, 松下 正, 小林康徳, 根岸完二, 小木曾建: 熱設計ハンドブック, 朝倉書店, 東京, 1992.
- 8) 濱田朗充, 増井博一, 趙 孟佑: 高電圧技術実証衛星「鳳龍式号」の熱設計, 日本航空宇宙学会西部支部, 長崎, 2011.
- 9) 趙 孟佑, 増井博一, 九州工業大学 衛星開発プロジェクト: 超小型衛星「鳳龍式号」の試験・検証と軌道上不具合原因究明, 航空宇宙技術, **12** (2013), pp. 17-24.