

地震先行現象検知検証衛星 Prelude の熱解析
 Thermal analysis of the earthquake precursor detection and validation satellite Prelude

○中泉健太郎¹, 山崎政彦²

*Kentaro Nakaizumi¹, Masahiko Yamazaki²

Abstract: We are designing and developing the 6U CubeSat "Prelude". The mission of this satellite is to observe electromagnetic fields, statistically evaluate ionospheric variations preceding earthquakes, and elucidate their mechanisms. In this paper, we discuss the validity of Prelude's thermo-structural design together with the results of nodal analysis.

1. 背景・目的

Prelude は 2004 年フランス国立宇宙センターによって打ち上げられた DEMETER 衛星で地震先行現象として統計的な優位性が評価された電離圏の VLF 波帯電場強度減少現象の物理的機構解明に特化した 6U (100 .0[mm] × 226.3 [mm] × 366.0 [mm]) の超小型人工衛星であり現在設計・開発を行っている。Prelude の目的は、地震前の VLF 帯波形データの取得により地震先行現象の発生原因の特定および波形データより先行現象的電場変動の判別である。

本論文では、Prelude の熱構造設計の妥当性を示すことを目的とし、搭載機器が許容温度範囲を保っているかを検証する。2 章では、熱設計に対する解析手法、3 章では解析手法より得られた結果を示す。4 章では、結論を示す。5 章では、今後の課題を示す。

2. 節点解析

節点解析とは、温度が等温と見なせる部分(節点)に分割し、衛星に対する太陽入射エネルギーや地球アルベドといった外部からの熱入力や衛星から深宇宙への放熱を対応する節点に配分し熱回路網を作成することで関連ノード間の熱平衡方程式を連立させることで各ノードの時間変化における温度変化を求めるものである。以下に節点解析の熱平衡方程式の基礎式[1]を示す。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \alpha E_s F_s A + \alpha E_a F_a A + \varepsilon E_e F_e A - \varepsilon \sigma A F_u T^4 + \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_j - T_i) + \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_j^4 - T_i^4) \quad (1)$$

ここで、 C_i : 節点 i の熱容量(J/K), Q_i : 節点 i での内部発熱(W), α : 太陽光吸収率, E_s : 太陽入射エネルギー(W), F_s : 太陽との放射形態係数, A : 各部の表面積(m^2), E_a : 惑星アルベド入射エネルギー(W), F_a : アルベドとの放射形態係数, ε : 全半球輻射

率, E_e : 地球赤外放射エネルギー(W), σ : ステファンボルツマン定数, F_u : 深宇宙との放射形態係数, T : 衛星の初期温度(K), K_{ij} : 節点 i, j での熱伝導コンダクタンス, R_{ij} : 節点 i, j での熱輻射コンダクタンス, $T_{i,j}$: 節点 i, j での初期温度を示している。

本解析では、衛星内部を 6 節点とし、最悪高温時(太陽からの熱入力が最も高く、内部機器の発熱が最も高くなる条件)と最悪低温時(太陽からの熱入力が最も低く、内部機器の発熱が最も低くなる条件)の 2 つの条件で解析を行った。Prelude の内部機器配置は、Fig.2 に示す。

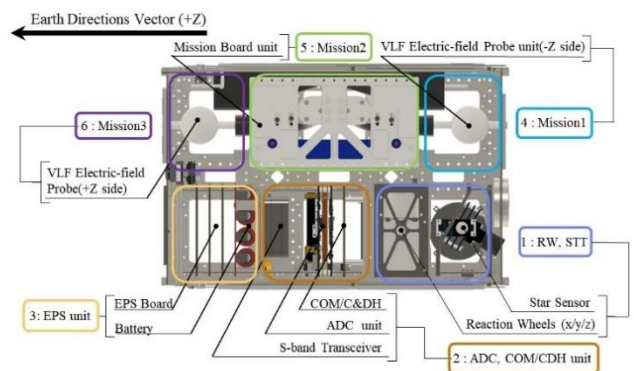


Fig.2 内部機器配置図

なお、今回、搭載機器の 1 つであるバッテリー(EPS unit)は 15°C~40°C と狭い許容温度範囲を持った機器であるため、内部構造の温度変化を少なくする必要がある。仮に 10°C を下回った場合ヒータを使用して許容温度範囲内に収まるように熱制御を行うが、今回の解析ではバッテリーの熱制御を考慮していない。また、衛星外面を黒色アルマイト加工(太陽吸収率: $\alpha = 0.66$, 全半球放射率: $\varepsilon = 0.88$), 衛星内面に白色アルマイト加工(太陽吸収率: $\alpha = 0.66$, 全半球放射率: $\varepsilon = 0.88$) [3]を施す。その他解析条件を Table.1 に示す。

1 : 日本大学理工学部・学部・航空宇宙工学科 2 : 日本大学理工学部・教員・航空宇宙工学科

Table.1 解析条件

項目	高温条件	低温条件
太陽放射エネルギー[W/m ²]	1399	1309
機器発熱 [W]	12.09	9.679
初期温度 [°C]	0	
周期 [s]	5760	
日照時間 [s]	3656	
日陰時間 [s]	2114	

3. 節点解析結果

高温最悪条件, 低温最悪条件における衛星内部の温度変化をそれぞれ Fig.3, 4 に示す。

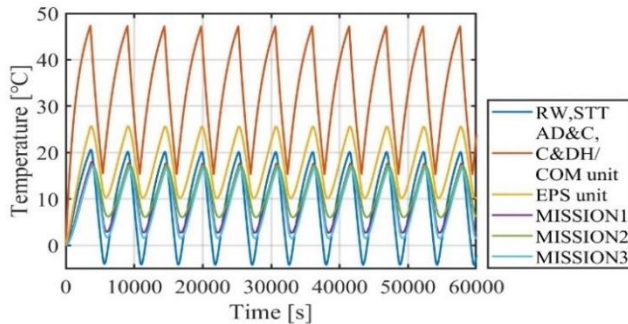


Fig.3 衛星内部熱変動(最悪高温時)

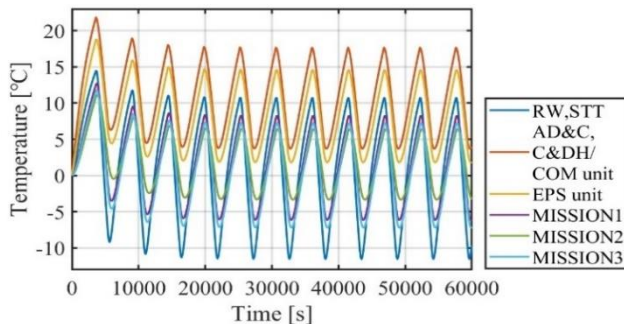


Fig.4 衛星内部熱変動(最悪低温時)

内部機器の動作範囲温度と高温最悪条件, 低温最悪条件における衛星内部の温度変化を Table.2 に示す。

Table.2 解析結果

節点	機器名	許容温度範囲 [°C]	高温最悪条件 [°C]	低温最悪条件 [°C]
1	RW,STT	-10 ~ 60	-3~20	2~16
2	ADC,CDH/COM	-15 ~ 60	15~47	4~18
3	EPS	15 ~ 40	11~25	3~15
4	MISSION1	-35 ~ 125	3~18	-6~8
5	MISSION2	-35 ~ 125	6~17	-3~6
6	MISSION3	-35 ~ 125	2~17	-7~7

Fig.3,4,Table.2 より, 最悪高温条件時, 最悪低温条件時のどちらも EPS unit 以外の動作範囲温度を満たしていることが確認できたが, EPS unit(バッテリー)の許容温度範囲を下回ることが分かった。

4. 結論

今回, 節点解析を通して Prelude の熱構造設計の妥当性について検証を行った。

最悪高温条件時, 最悪低温条件時のどちらも EPS unit(バッテリー)の許容温度範囲を下回っていることから, EPS unit(バッテリー)にバッテリー保温機構の追加, ヒータによる熱制御などの対策が必要となることが分かった。

5. 今後の課題

今回の解析結果より EPS unit(バッテリー)にバッテリー保温機構の追加, ヒータによる熱制御などの対策が必要となり, それを加味した解析を行っていく必要がある。また, 節点解析では, 等温としてみなせる部分を節点として置き, 節点内部での温度分布のばらつきは無視して 0 で近似して計算を行うため, 複雑な条件での解析には適していない。そこで, CAD 上で作成した熱解析モデルを抽象的ネットワーク法, 有限差分法, 有限要素法などのモデリング手法を用いて解析を行うことのできる Thermal Desktop での解析[4]も行うことでより詳細な熱構造設計を行っていく必要がある。Thermal Desktop での様々なモデリング手法を用いた解析は, 過去に行っているが, EPS unit や ADC unit が配置変更されている点や, ミッション機器の形状に設計変更がされた点より現在の設計情報を元に再解析を行う必要がある。

6. 参考文献

[1] 大西晃:「宇宙機の熱設計」, 名古屋大学出版会, 2014
 [2] 増井博一, 世利祐樹, 濱田朗充, 趙孟佑:「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」, 日本航空宇宙学会論文集, 2016, Vol.64, No.5, p.270-275.
 [3] JAXA:「材料データベース」,At https://matdb.jaxa.jp/MaterialEvaluation/ME_search_j.html
 [4] 板垣春昭: 宇宙における熱問題, 日本真空学会誌, 1995, 第38巻, 第6号, p.22-28.