

# 宇宙用大型展開アンテナの熱変形解析

## Thermal Deformation Analysis of Large Deployable Antenna Reflector in Space

庄司香織<sup>1)</sup>, 磯部大吾郎<sup>2)</sup>, 臼井基文<sup>3)</sup>

Kaori Shoji, Daigoro Isobe and Motohumi Usui

1) 筑波大学大学院 (〒305-8573 茨城県つくば市天王台1-1-1, E-mail: s1320932@u.tsukuba.ac.jp)

2) 博(工) 筑波大学 教授 (〒305-8573 茨城県つくば市天王台1-1-1, E-mail: isobe@kz.tsukuba.ac.jp)

3) 博(工) 宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1, E-mail: usui.motohumi@jaxa.jp)

Space structures encounter various severe environments in space. One of these environments is severe thermal condition where the difference of temperature during day-time and night-time is about 200 degrees Celsius. Engineering Test Satellite -VIII (ETS-VIII) was launched on December 2006. A signal level of radio wave from the Large Deployable Reflector (LDR) mounted on the ETS-VIII was observed to change during the Earth eclipse. This phenomenon was assumed to be caused by thermal distortion of the LDR. The behaviors of a one-module antenna model during several patterns of thermal transition are analyzed. From the numerical results, it is confirmed that the displacements in the antenna do not depend on the transition patterns of temperature. However, the increase speed of temperature does seem to affect the internal forces observed in the structural tubes.

**Key Words :** Space Structure, Large Deployable Reflector, ETS-VIII, Thermal Deformation

### 1. はじめに

宇宙環境では、日照日陰での温度変化が著しいことが問題となる。2006年打ち上げの技術試験衛星Ⅷ型(ETS-VIII: Engineering Test Satellite -VIII)では、図1に示すように大型アンテナの鏡面温度が50 [°C]から-150 [°C]まで低下した。これにより、ビーム中心が地球上で約60km移動したという報告がなされている[1]。将来の通信衛星では、高い指向精度を追及していくことが想定されるため、衛星搭載用アンテナの温度変化による熱変形を制御・抑制する手法を考案する必要がある[2]。

そこで本研究では、大型展開アンテナに配置されているバネに着目し、バネ力を制御することで熱変形を抑制することを目的とする。本稿では、大型展開アンテナを形成するモジュールの1つを数値モデル化し、熱変形解析より得られた、温度変化と部材に発生する軸力および変位の関係について述べる。熱変形解析には、順応型Shifted Integration法を用いている。

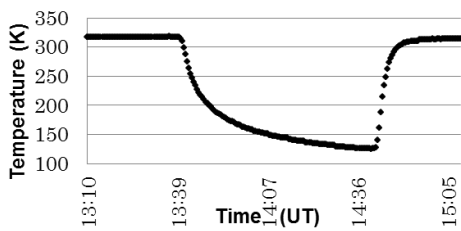


図-1 日陰におけるアンテナの温度変化

### 2. 大型展開アンテナの概要

ETS-VIIIには、図2に示すようにテニスコート1面の大

きさに匹敵する世界最大級の大型展開アンテナが搭載されている。また、モジュール連結形状である事から、①1つのモジュールの評価試験・解析結果から、アンテナ全体の特性を把握できる、②モジュールを増やすことでアンテナ口径を拡張できる将来性がある、という特長がある。

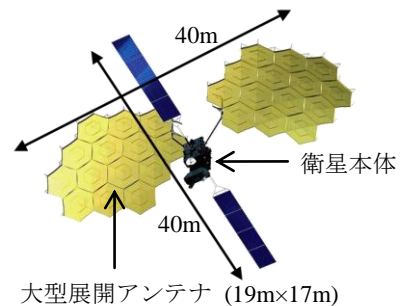


図-2 ETS-VIIIの概観

### 3. 熱変形解析

#### (1) 解析モデル

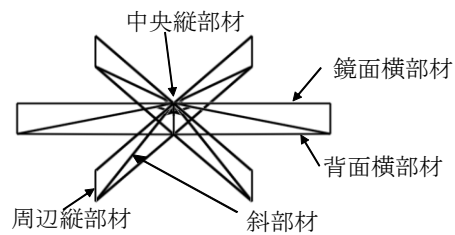


図-3 解析に使用した1モジュールモデル

各モジュールの骨組は、炭素繊維強化プラスチック (CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastics)のチューブとチタ

ン合金の接合部品(ヒンジ)で構成されており、各部材には図3に示す名称がつけられている。本研究では、解析モデルの中に、バネ・受け骨・ストッパー要素からなるジャンプ傘機構および斜部材両端部にヒンジ要素を取り入れた。これらを導入することで、展開後の残留バネ力による内力を斜部材に伝達させた。バネ要素の軸剛性を $1.4 \times 10^2$  [N]とし、要素端に233 [N]の残留バネ力を加えた。また、中央縦部材の両端を拘束した。

## (2) 解析方法

物体の温度と熱歪みの関係は、

$$\Delta \varepsilon_T = \alpha \Delta T \quad (1)$$

で表される。ここで  $\Delta \varepsilon_T$  は熱歪み増分、 $\alpha$  は線膨張係数、 $\Delta T$  は温度増分である。また、機械歪みと熱歪みの関係は、

$$\varepsilon_m = \varepsilon - \varepsilon_T \quad (2)$$

で表される。ここで、 $\varepsilon_m$  は機械歪み、 $\varepsilon$  は全歪み、 $\varepsilon_T$  は熱歪みである。

大型展開アンテナの温度変化が、部材の軸力および変位の推移にどのような影響を及ぼすかを調べるため、表1に示す温度変化速度および定常状態の長短を組み合わせた計4パターンで解析を実施した。

表-1 解析パターン

	温度変化速度	定常状態
Case 1	急 (10 [°C]/64 [s])	長 (2,240 [s])
Case 2	急 (10 [°C]/64 [s])	短 (64 [s])
Case 3	緩 (1 [°C]/64 [s])	長 (2,240 [s])
Case 4	緩 (1 [°C]/64 [s])	短 (64 [s])

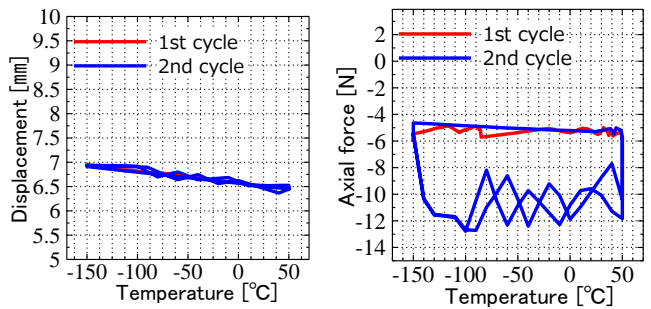
## 4. 解析結果

解析結果の図4より、次のことが分かる。まず、斜部材に発生する軸力は、温度上昇の緩急に依存する。よって今後は、大型展開アンテナが経験した温度変化を正確に模擬して解析に与える必要がある。また、鏡面横部材端点の変位は、軸力の大小に依存せず、発生する変位の最大値は約0.4 [mm]にとどまった。そして、温度の定常状態の長短は、斜部材の軸力変化およびアンテナ頂点の変位にほとんど影響を及ぼさないということが判明した。

## 5. まとめ

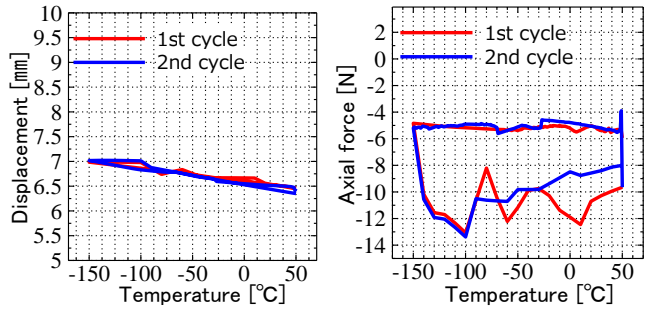
本稿では、1モジュールでの熱変形解析を行い、温度変化と軸力および変位の推移の関係について述べた。

今後、14モジュールに拡張した解析モデルを作成し、実際に大型展開アンテナが経験した温度変化を与えた際の軸力・変位の推移を解析する。解析結果を元に、バネ力を変化させることで内力を制御し、アンテナ鏡面の熱変形



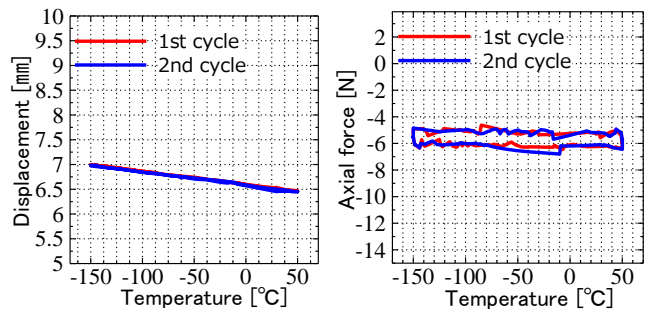
(a) 鏡面横部材端点の変位  
解析結果 (Case 1)

(b) 斜部材の軸力  
解析結果 (Case 1)



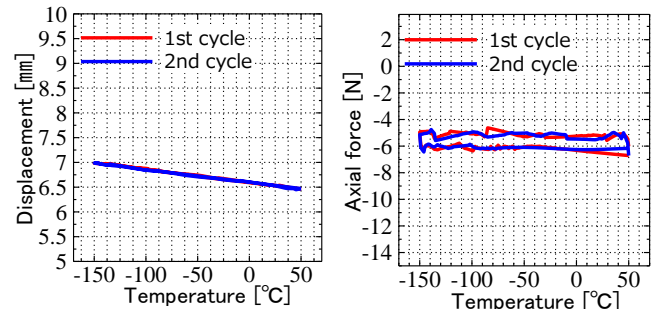
(a) 鏡面横部材端点の変位  
解析結果 (Case 2)

(b) 斜部材の軸力  
解析結果 (Case 2)



(a) 鏡面横部材端点の変位  
解析結果 (Case 3)

(b) 斜部材の軸力  
解析結果 (Case 3)



(a) 鏡面横部材端点の変位  
解析結果 (Case 4)

(b) 斜部材の軸力  
解析結果 (Case 4)

図-4 鏡面横部材端点の変位と斜部材の軸力の推移

を抑制する手法について検討する予定である。

## 参考文献

- [1] 白井 基文, 筑波大学博士論文, "人工衛星搭載用の大型展開アンテナの開発とその技術評価に関する研究", 2011年11月.
- [2] 白井 基文, 脇田 和紀, 近藤 健介, レティタイタン, 松井 康将, 磯部 大吾郎: "宇宙用大型展開アンテナの熱変形抑制手法について", 日本機械学会論文集 (C編), 77巻, 777号, pp. 487-499, 2011.