

# 超小型衛星を想定した熱平衡熱量法による軌道上曝露評価試験装置の可能性検討シミュレーション

指導教員 岩田 稔 准教授

宇宙システム工学科 機械宇宙システム工学コース 181A2085 千種 あゆ美

## 1. 研究背景及び目的

宇宙機に使用される材料は、放射線や紫外線、原子状酸素、アウトガス、熱サイクルなどの過酷な宇宙環境に曝されており、時間の経過とともに劣化が進む。そのため、材料の安全性や信頼性、また長期間にわたる耐久性を確かめるために試験が必要である。この試験の一つとして軌道上曝露試験があげられる。

本研究では、超小型衛星を想定した軌道上曝露実験の実現可能性について検討することを目的としている。

## 2. 解析手法

材料の熱光学特性の劣化について、熱量法を用いて求める。熱量法とは、試料を宇宙空間に曝露したときに、サンプルが受ける熱入力、サンプルからの熱出力、またその他の熱損失によって決定される試料温度を測定することで熱光学特性について求める方法である。軌道上での宇宙機の熱平衡方程式は次の式のように表される。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i A_{si} P_{si}(t) + \alpha_i A_{ai} P_{ai}(t) + \varepsilon_i A_{ei} P_{ei}(t) + P_{gi}(t) - \sum_{j=1}^n K_{ij} \{T_i(t) - T_j(t)\} - \sum_{j=1}^n R_{ij} \{T_i^4(t) - T_j^4(t)\} \quad (1)$$

$C$  : 熱容量[J/K]

$\alpha$  : 太陽光吸収率[-]

$\varepsilon$  : 全半球放射率[-]

$P_{si}$  : 太陽光放射照度[W/m<sup>2</sup>]

$P_{ai}$  : アルベド[W/m<sup>2</sup>]

$P_{ei}$  : 赤外放射照度[W/m<sup>2</sup>]

$A_{si}$  : 太陽光受光面積[m<sup>2</sup>]

$A_{ai}$  : アルベド受光面積[m<sup>2</sup>]

$A_{ei}$  : 惑星赤外受光面積[m<sup>2</sup>]

$P_{gi}$  : 搭載機器発熱[W]

$t$  : 時間[s]

$i, j$  : ノード

$K_{ij}$  : 熱伝導コンダクタンス[W/K]

$R_{ij}$  : ふく射コンダクタンス[W/K<sup>4</sup>]

この式(1)をもとに解析を行う。

## 3. 解析結果

低地球軌道を想定した熱平衡熱量法を用いて太陽光吸収率の計算を行うと、次の結果が得られた。

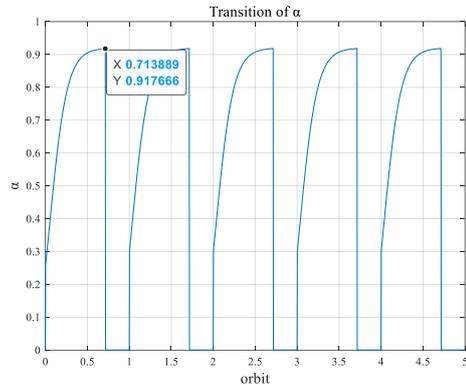


図1 解析結果(太陽光吸収率測定)

## 4. まとめ

サンプルが取り付けられた面が太陽方向に向くように3軸制御の条件を設けると、太陽光吸収率と放射率の比について求めることができることが分かった。

# Possibility Study Simulation of On-Orbit Exposure Experiment Equipment Using Thermal Equilibrium Calorimetric Method for Microsatellite

Supervisor: Iwata Minoru

Mechanical and Space Systems Engineering Course, 181A2085, Chikusa Ayumi

## 1. Research Background and Objectives

Materials used in spacecraft are exposed to harsh space environments such as radiation, ultraviolet rays, atomic oxygen, outgas, and thermal cycling, and they degrade over time. Therefore, tests are necessary to verify the safety, reliability, and long-term durability of the materials. One of these tests is the on-orbit exposure test.

The purpose of this study is to investigate the feasibility of on-orbit exposure tests for microsatellites.

## 2. Analysis Method

The degradation of thermo-optical properties of a material is determined using the calorimetric method. The calorimetric method is a way to determine the thermo-optical properties of a sample exposed to space by measuring the temperature of the sample, which is determined by the heat input, heat output, and other heat losses. The thermal equilibrium equation for a spacecraft in orbit is expressed as follows.

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i A_{si} P_{si}(t) + \alpha_i A_{ai} P_{ai}(t) + \varepsilon_i A_{ei} P_{ei}(t) + P_{gi}(t) - \sum_{j=1}^n K_{ij} \{T_i(t) - T_j(t)\} - \sum_{j=1}^n R_{ij} \{T_i^4(t) - T_j^4(t)\} \quad (1)$$

$C$  : heat capacity[J/K]

$\alpha$  : solar absorptance[-]

$\varepsilon$  : total hemispherical emittance[-]

$P_{si}$  : solar radiation[W/m<sup>2</sup>]

$P_{ai}$  : albedo radiation[W/m<sup>2</sup>]

$P_{ei}$  : infrared radiation[W/m<sup>2</sup>]

$A_{si}$  : solar radiation receiving area[m<sup>2</sup>]

$A_{ai}$  : albedo radiation receiving area[m<sup>2</sup>]

$A_{ei}$  : infrared radiation receiving area[m<sup>2</sup>]

$P_{gi}$  : heat generation[W]

$t$  : time[s]

$i, j$  : node

$K_{ij}$  : heat conduction[W/K]

$R_{ij}$  : radiation conductance[W/K<sup>4</sup>]

The analysis is based on this equation (1).

## 3. Analysis Results

Using the thermal equilibrium calorimetric method assuming a low earth orbit, the following results were obtained for the solar absorption rate.

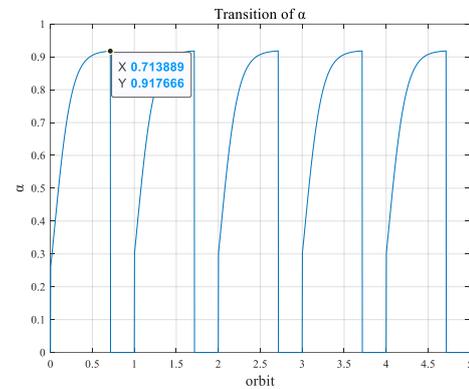


Fig1 Analysis results (measured solar absorptance).

## 4. Summary

It was found that the ratio of solar absorptance to emissivity can be determined by setting the condition of 3-axis control so that the surface on which the sample is mounted faces the sun.

# 令和3年度 卒業論文概要

## 目次

|                    |    |
|--------------------|----|
| 1.背景               | 4  |
| 1.1 研究背景           | 4  |
| 1.2 研究状況           | 4  |
| 1.3 研究目的           | 7  |
| 1.4 研究意義           | 8  |
| 2.基本理論             | 9  |
| 2.1 熱光学特性について      | 9  |
| 2.2 宇宙での熱環境について    | 12 |
| 2.3 地球周回での日照条件     | 13 |
| 3.研究手法             | 15 |
| 3.1 解析手法の原理        | 15 |
| 3.2 解析に用いる軌道条件     | 17 |
| 3.3 解析に使用するサンプルの構成 | 18 |
| 3.4 解析ケースについて      | 21 |
| 4.Sample A-1       | 21 |
| 4.1 解析内容           | 21 |
| 4.2 結果             | 24 |
| 4.3 考察             | 24 |
| 5.Sample A-2       | 24 |
| 5.1 解析内容           | 24 |
| 5.2 結果             | 28 |
| 5.3 考察             | 28 |
| 6.Sample B-1       | 28 |
| 6.1 解析内容           | 28 |
| 6.2 結果             | 33 |
| 6.3 考察             | 36 |
| 7.Sample B-2       | 37 |
| 7.1 解析内容           | 37 |
| 7.2 結果             | 42 |
| 7.3 考察             | 43 |
| 8.Sample B-3       | 44 |
| 8.1 解析内容           | 44 |
| 8.2 結果             | 50 |
| 8.3 考察             | 51 |
| 9.Sample B-4       | 51 |
| 9.1 解析内容           | 51 |
| 9.2 結果             | 57 |
| 9.3 考察             | 60 |
| 10.装置構成について        | 61 |
| 10.1 装置構成において求める条件 | 61 |
| 10.2 装置構成案         | 61 |
| 11.結論              | 62 |
| 12.課題              | 62 |
| 13.付録              | 63 |
| 13.1 解析プログラムコード    | 63 |
| 14.参考文献            | 87 |
| 謝辞                 | 88 |

全文を希望の方は、[cho@ele.kyutech.ac.jp](mailto:cho@ele.kyutech.ac.jp)までご連絡ください。