

熱設計の観点からみた超小型衛星の最適な構体の探究

九州工業大学大学院 工学府 先端機能システム工学専攻 博士前期課程2年 趙研究室 12350922 世利祐樹

1. 研究背景・目的

超小型衛星の搭載機器の軌道上温度範囲

ISO 規格策定プロジェクト「超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築 (NETS)」の一環として、超小型衛星の熱試験の基準を策定すべく、標準的な 50kg 級衛星の軌道上での内部搭載機器の温度変化幅の予測を行う。

超小型衛星における最適な熱設計

超小型衛星は、電力や質量のリソースが限られているため、受動的熱制御が主流である。受動的熱制御のため、軌道上温度を正確に見積もることは難しく、熱解析および地上熱試験結果による予測が非常に重要となってくる。そこで、2012年に打ち上げられた鳳龍式号のデータ解析、および様々な衛星の熱試験および解析を通して最適な熱設計について考察を行う。

2. 鳳龍式号軌道上データ

鳳龍式号が 2012年5月18日に打ち上げられてから、軌道上の温度データを約5ヶ月半取得することができた。軌道上温度データはサンプリング周期10分のデータであり、各周回の温度データを統計的に解析し重ねあわせることにより、図1に示すような軌道上での温度変化の傾向を知ることができた。

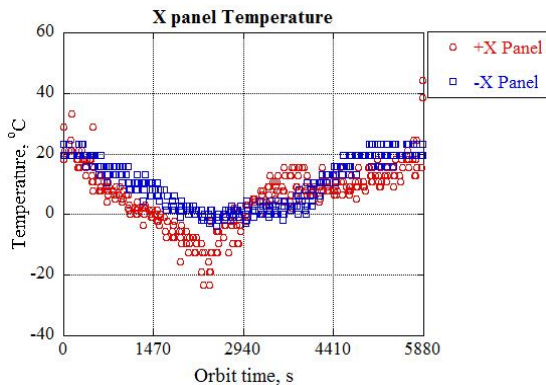


図1 軌道上での温度変化

3. 試験供試体 (Dummy 衛星)

本衛星は、環境基準策定に向けた環境試験用の供試体として開発された衛星である。衛星の根幹をなすバスシステムに関しては、実際に打ち上げが予定されている衛星と同等の機能、品質を有している。本衛星の熱数学モデルを作成し、軌道上熱解析を行うことで標準的な 50kg 級衛星の搭載機器の温度の見積

もりを行う。熱解析には一般的に宇宙機の熱解析に用いられる Thermal Desktop を使用した。また、正確な熱数学モデルを作成するために、接触熱伝導率の見積り、およびモデルの妥当性の確認を目的として熱平衡試験を複数回実施した。

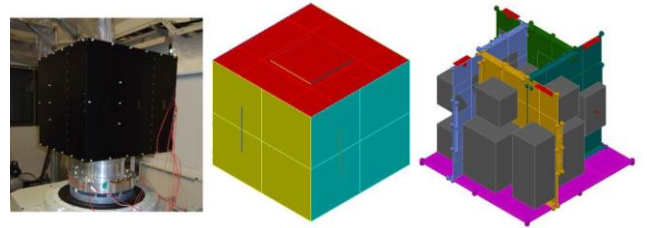


図2 熱数学モデル

4. 軌道上熱解析

現在開発されている標準的な 50kg 級の地球観測衛星を想定して解析を行うために、様々な衛星の仕様を調べ、最悪条件の設定を行った。解析結果から、搭載機器の温度変化範囲は -16 ~ +45°C と見積もることができた。搭載機器の性能・品質を保証する試験温度範囲としては、-16 ~ +45°C を提案する。

表1 軌道上温度変化範囲

Component	Min. Temperature	Max. Temperature
Power Control Unit	-13°C	+36°C
On-Board Computer	-14°C	+44°C
RF transmitter	-16°C	+45°C

5. パラメータ熱解析

Dummy 衛星の熱数学モデルを用いて、パラメトリック解析を行うことにより、最適な熱設計について考察を行った。パラメトリック解析で得られた見解を以下に示す。

- ・外面パネルと内部構造の熱伝導を遮断することが重要であり、内部の温度変化幅を狭くすることができる。
- ・外面パネルの上下面と側面の熱伝導は遮断することで、衛星の平均温度を高くすることができる。
- ・温度変化は内部構造に因らない。

⇒どのような構造でも、表1で示した温度範囲内に収まる。

以上のことから、50kg 級衛星の熱設計においては、外部と内部に節点を設ける2節点解析により十分見積り可能であることを示した。