

## 論文内容の要旨

### 不確定な熱環境条件における超小型衛星の熱設計法に関する研究

酒匂信匡

#### 研究の背景

長期間開発、高コスト、高信頼度の従来の大型衛星に対して、近年超小型衛星という新しいタイプの衛星が台頭してきている。

一般に衛星はその重量により

#### 区分重量

large > 500kg

small < 500kg

micro < 50kg

nano < 10kg

pico < 1kg

表1.1: 人工衛星重量区分

表 1.1 のように分類される。この 1kg 以下に区分けされる超小型衛星は、主に以下のような特徴を持つ。

- 代表寸法は10cm 程度
- 構成要素が少なくシンプルなため開発期間が1, 2 年と短い
- ミッションライフは一年程度
- インターフェースが少なくなり10 数人と少人数でも作成できる
- 開発コストが打ち上げ費用込みで数百万円と安い
- 打ち上げは大型衛星打ち上げ時の余剰重量を利用

そのため、大学の研究室レベルでの教育目的や新開発技術の高速宇宙実証として超小型衛星の開発が世界中で盛んになってきた。ISSL においても CubeSat と呼ばれる超小型の人工衛星が開発された。

しかし衛星開発の過程において、超小型衛星は従来の大型衛星にない問題を持つことが判明した。

- 重量バス機器分で重量の大半を占めてしまう。
- 容積構造重量を下げるため高密度の機器実装がなされる。
- 電力通信など衛星サイズに依存しない消費電力機器がある一方、発生電力は少ないるので、電力は不足。

- 熱設計上記の条件から熱設計困難
- 構造代表寸法が小さいため、固有振動数が高くなり構造強度は強い。

また、打ち上げが大型衛星と相乗りであるため

#### 打ち上げ軌道不定：

相乗りのメインの衛星が変更されると小型衛星の投入軌道もそれに伴い変更される。また、衛星の衛星からの分離条件が不明あるいは不定である。

#### 任意の軌道に対応：

打ち上げる機会をできるだけ増やすために任意の軌道に投入できるように設計する要望がある。衛星をあらかじめ製作しておき、打ち上げ機会が訪れるのを待つためである。

このように超小型衛星は大型衛星と異なるため、超小型衛星用の独自の設計法の確立が必要になった。

特に熱設計は超小型衛星で利用できる重量、電力、空間といったリソースの大半は衛星機能に割かれてしまい、機能維持のためには十分なリソースがない。そのため熱制御のための自由度が取れない。また、軌道の不定性より姿勢制御を行ったとしても熱入出に対して不確定性が残り、衛星の置かれる熱環境が不明なため熱設計は極めて困難なものである。そこで次に列挙する点に着目して超小型人工衛星の熱設計に関する研究を行った。

1. 不確定な熱環境条件に対応：投入軌道が不定、あるいは姿勢の不定性から衛星が晒される熱環境条件が不確定がある状態で設計する。
2. リソースの節約:熱制御に許される重量、電力は極めて小さいため効率的な設計を行う。また、実際にin-house で作成し超小型衛星に搭載してゆくことを視野にいれて、少ない費用で安全に作成できるような機材を検討する。

### 超小型衛星の熱設計上の問題点

#### 軌道条件:

打ち上げの時期、投入軌道要素が事前には不明であるため、衛星の置かれる熱環境条件に関して定まらない。そのため、すべてのとりうる条件に関して対応する必要がある。逆に幅広い環境条件に対応することで打ち上げの機会の拡大につながる。

#### 設計自由度:

受動的熱制御デバイスも適用できる範囲が狭く、能動的熱制御デバイスは搭載とその使用は困難であるため設計の自由度が極端に不足している。そこで、相転移式蓄熱材の利用を提案する。物質の相転移時の潜熱を利用し、機器の見かけの熱容量を増大させる働きをもつ。小型衛星の投入される低軌道の熱サイクル下においてはその熱変動幅を抑圧する効果を持つ。また、実際にin-houseで開発し超小型衛星に搭載することを視野に入れた、取り扱いやすい蓄熱材を候補として採用。

### 熱環境のモデル化

超小型衛星の投入される軌道は不定であるが、諸条件により低軌道に限定される。そのうち、衛星にとって高温最悪軌道と低温最悪軌道が求まり、その2軌道において機器の許容温度範囲を逸脱しなければ他の場合も許容されることが示された。

### 超小型衛星のモデル化

熱数学モデルには節点法を用いる。熱制御デバイスのモデル化には実際の超小型衛星をベースに値を決めた。

このモデルを用いて、使用する熱制御デバイスのリソースが最も少なくなうように熱設計手法の最適化を行う。最適化の手法は修正パウエル法を用いる。初期段階では設計自由度は60次元あるためこれを一度に最適化にかけるのは計算量の増加を招く。そこで、衛星の姿勢条件によってアприオリに設計自由度の最適化が可能であることを示し数値的に最適化する自由度を大幅に削減した。

### 熱設計指針の提示

超小型衛星の熱設計はそれが太陽指向制御を行うか否かで2つに分かれる。

太陽指向時における最適化は、最適設計を行う軌道と姿勢が一意に定まるので残っている自由パラメータを数値的に最適化することができる。その結果より蓄熱材とさらに必要になる電力の関係が求められた。そこから、電力供給源の方式により熱制御デバイスに必要な最小重量が導き出される流れを示した。モデル衛星の場合、基本的に蓄熱材ではなく太陽電池パドルを使用したほうが軽量に済むが、ボディマウントセルの発電効率が向上した場合蓄熱材の使用が有利になる場合があることが確認された。

非太陽指向の場合、数値計算を用いて最悪必要電力を最小化することが現実的でない。そこで、ヒューリスティックに蓄熱材を配置する面積則を求め、これに基づき蓄熱材を配置すればよい制御性能を示すことが求められた。その結果より蓄熱材とさらに必要になる電力の関係が算出できる。そこから、電力供給源の方式により熱制御デバイスに必要な最小重量が導き出される流れを示した。非太陽指向の場合は太陽方向不定のため、追加電力を得るペナルティが大きく、いずれの場合においても蓄熱材を用いると熱制御デバイスの重量最小化が行えることがわかり、蓄熱材の有効性が確認された。

### 熱設計の適応事例

上記の熱設計を実際に適応した結果を記載