

相変化材料を活用する 効率的な超小型宇宙機システム設計手法に対する研究

宮田 喜久子*

Efficient Micro/Nano Spacecraft System Design Method Utilizing Phase Change Materials

Kikuko MIYATA*

There are a lot of difficulties in the design of the nano-satellites thermal design and operations. The environmental conditions differ from on-ground conditions, such as periodic heating and cooling caused by orbital motion, and vacuum. In addition, nano-satellite has strict mass and volume limitations that cause small power generation and consumption and low heat capacity, which cause lower temperature conditions compared with the larger spacecraft and higher temperature variations and make the thermal design difficult. These difficulties cause requirements for a temperature change mitigation system with low power consumption. Therefore, this paper proposes the utilization of phase change materials (PCMs) and effective system design methods with PCMs. The proposal consists of a selection of PCMs, a discussion of suitable implementation methods, and a discussion of a system design method for small spacecraft using PCMs. The discussions on the selection and implementation of PCM are performed via experimental validations and conclude with the utilization of a VO_2 -based solid-solid PCM block formed with epoxy resins. The discussions on a system design method are performed through numerical validations including system modeling with experimental validation. The results show the effectiveness of the proposed method and system.

1. はじめに

超小型宇宙機システムは費用対効果が高く開発期間が短いという傾向を有し、宇宙利用システムの適用先拡大可能性を有するシステムとして期待されている。新規開発企業の参入も増加しているが、調査結果によると現時点では約半数のシステムが目的達成に失敗し、その多くで電源回りの不具合が発生している⁽¹⁾。不具合発生要因としては、地上利用機器と異なる厳しい許容質量・電力・体積リソース制約の存在と、使用環境条件への適用失敗があげられる。軌道運動に連動し周期的に加熱・冷却が行われ、冷却状態の間は発電が不可能、さらに大気が存在しないという特殊な環境下では地上とは違う熱制御設計が

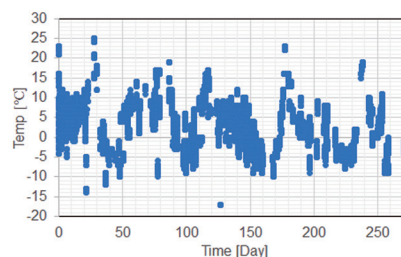


図1 小型宇宙機の温度プロファイル例。

必要となる。熱容量や機器由来の発熱が小さい小型宇宙機システムはシステム全体の温度変化が大きく、特に低温に安定しやすいという特徴をもつ。図1にその例を示す。また、機器群が密集しているため一部の機器のみの温度を独立して制御することは難しく、システム全体としての最適化が必要となってくる。一般的な電源システムの中核をなすバッテリーの充電機能は低温において効率低下や機能不全を示し、これらの特徴は不具合発生の大きな要因と推定される。また、急激な温度環境変化や極低温環境は他の機器に対しても動作不良の原因となりうる。機能保証を強化し超小型宇宙機システムの実用性を向上するためには、小型・軽量かつ電力リソースの使用を抑制した熱制御システムの構築が急務である。

本研究では、周期的な加熱・冷却が行われるという環境特性に着目し、未利用熱を効率的に回収、必要時に利用する蓄熱技術を超小型宇宙機システムの熱制御に活用する手法を検討する。特に、相変化に伴う潜熱を蓄熱機能として利用する相変化材料の小型宇宙機システム活用に取り組む。相変化蓄熱材は地上において、大規模システムや温度上昇の緩和が必要なシステムへの適用が多く、小規模システム・低温への適用事例が少ない。ここでは、低温・高温の両方への対策、小型システムへの適用手法を検討する。また、低圧であり熱輸送が伝熱と輻射に限られている宇宙環境条件への耐性も評価する。

2. 相変化材料の選定

相変化材料に対するトレードオフを実施した。潜熱密度としては固液相変化を伴う候補品が有効であったが、減圧環境下では溶媒の気化や体積変化などから実装上のデメリットが懸念されたため、固固相変化を伴う二酸化バナジウム(VO_2)を採用した。組成物の一部の V を異種金属元素で置換することで相転移温度を比較的自由に調整できる点が、高温・低温の双方の温度変化への対応が求められる使用環境と親和性が高いと判断した。また、置換金属元素としてタングステン(W)を採用し、そのドーピング割合を変更したサンプルを複数製造、相転移点の変化についての評価も実施し、常温付近から -20°C まで複数の相転移点を実現することができた。その結果は文献2として公表した。

3. 相変化材料の実装形態の検討・評価

VO_2 に異種元素を添加したものをエポキシで固めて実装する手法を提案した。また、その実現にあたりエポキシの選定、 VO_2 とエポキシの比率調整、固定化条件の調整による最適化を実施した。真空環境下での実験を含めた有効性の評価も行い、その結果は文献3として公表した。現在公表準備中なので詳細は割愛するが、システムとして実装する上で相変化材料部分の軽量化を実現する方策や内部熱伝導率向上策なども検討・提案し、実験的検証を通じた提案手法の有効性が確認されている。

4. 温度変化緩和システム設計手法の検討

宇宙機システムにおいて、熱の移動は伝導と輻射のみである。よって、それら各要素の数学モデルの製作と製作モデルと実機との差異を低減する手法を検討した。伝導に対しては、機器間の接合条件の差異(縮結手法、圧力、表面状態など)による熱伝導率の変化を図2のように試験片を用いて実験的に検証した。また、それらの結果を関連研究の結果^(4,5)とも比較し、小型宇宙機の機器間熱伝導率のモデル化と制御に関する知見を得た。相変化材料の実装については、前章までの実験結果をもとに蓄熱デバイスモデルを構築し、数値的に軌道上での制御対象機器温度を時系列で評価できるシステムを構築した。図3にサンプルとして宇宙機システムモデルの外観例を示す。また、これらの数値シミュレータを用いて機器群の配置や機器間の伝導・断熱などの方針を、システム全体が熱設計の観点から効率的となるよう整理し、システム設計方針の検討を実施した。(本章の詳細結果も公表準備中につき割愛する)



図2 熱伝導率計測実験の設定。

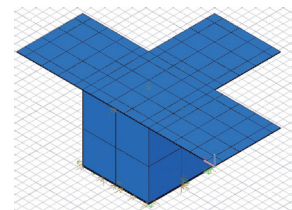


図3 宇宙機システムモデル例。

5. まとめと今後の展望

本研究を通じ、相変化材料の選定・生成が実現し、実現可能性の高い実装形態の検討も完了した。実験結果を基にしたデバイスのモデル化も実施でき、提案システムの主要構成要素の有効性とシステムとしての実現可能性が示唆されてきている。現在、本報告では詳細を割愛した内容に対する公表準備を進めている。また、本研究の発展として、提案手法を用いて温度変化緩和システムを有する小型宇宙機的设计・製造を行っており、近年中に実際の軌道上でその有効性を示すための実験を実施することが決まり、その準備を進めている。

6. 謝辞

本研究の一部の実験・検討は、関西大学山縣雅紀准教授との共同研究として実施した。ここに謝意を表す。

REFERENCES

- 1) M. Swartwout, *CubeSat Database*, <https://sites.google.com/a/sluc.edu/swartwout/cubesat-database>.
- 2) M. R. Yamagata, Y. Wakita, Y. Tsuruda and K. Miyata, *Thermal Science and Engineering Progress*, **37** (2023) 101601.
- 3) 脇田悠利名, 宮田喜久子, 鶴田佳宏, 山縣雅紀, 第59回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, 2022.
- 4) Y. Xian, *et al.*, *ATE*, **157** (2019) 113601.
- 5) P. B. Hager, *et al.*, Contact Conductance in Common CubeSat Stacks, *The 49th International Conference on Environmental Systems*, 2019.