

(注:「所属学校等」は代表者と同じ場合は省略可とします。)

第23回衛星設計コンテスト

事務局使用欄

受付番号

2714

年 月 日

ミッション概要説明書

応募区分 アイデアの部

1. 作品情報・応募者情報

作品名(20文字以内) 熱の実験室 Kelvin			
作品名 副題(これは公式文書では省略する場合があります) 宇宙の厳しい熱環境を活用して行う「水の相変化による熱エネルギーの“見える化”」と「高性能機能的熱制御システム実証」			
	氏名(フリガナ)	所属学校<大学>等、学部、学科(研究室)	学年
代表者(正)	山田 紘平(ヤマダ コウヘイ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士2年
代表者(副)	藤井 啓太(フジイ ケイタ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士2年
メンバ1	木澤 雅文(キザ マサミ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士1年
メンバ2	福嶋 一貴(フクシマ カズキ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士2年
メンバ3	小田切 公秀(オダギリキミヒデ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士2年
メンバ4	中村 和也(ナカムラ カズヤ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士1年
メンバ5	常 新雨(ジョウシンカ)	名古屋大学, 航空宇宙工学専攻(長野研究室)	修士2年
メンバ6			
メンバ7			
メンバ8			

2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するのので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

厳しい宇宙熱環境を積極的に利用して水を『固体⇄液体⇄気体』と三態相変化させることで、熱変動を“見える化”する。これは、わかりやすい題材を用いて熱の諸現象や熱関連技術を一般の人々に広く伝えるためである。また、本ミッションは、独自の大容量かつ機能的な熱制御システムを有する4kg級超小型衛星により行われ、この熱制御システムを宇宙の環境変化により生み出された大熱量(これまでで最大級)に対して実証することで、超小型衛星の機能向上に貢献する。

3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

(a) 目的
①水の相変化を用いて厳しい宇宙熱環境および「熱を動かす」技術を“見える化”することで、熱の諸現象や熱関連技術に対し興味を持ってもらう。さらに、熱関連技術の有用性を広く伝える。
②3U規格キューブサット内で大規模発熱を扱うことにより、このクラスの超小型衛星における熱制御性向上に貢献する。
(b) 重要性・技術的/社会的意義等
①教育的意義 エネルギー使用量削減という近年の風潮の中で、熱関連技術は重要な位置を占める。一方で、日常生活の中で熱輸送あるいは熱利用という概念は理解しづらく、節電技術等と比べて熱関連技術の認知度は劣っているのが現状である。そこで、本ミッションでは、直感的に温度を認識しやすい身近な現象である「水の相変化」を用いて、宇宙の熱環境を“見える化”する。それにより、一般の人々(特に未来の技術者になるであろう子ども達)にも広く“熱”(熱の諸現象や熱関連技術)に関心を抱いてもらう目的がある。
②工学的意義 近年、超小型衛星(特にキューブサット)の高機能化に伴い、大電力化へ向けた取り組みがなされて

いる。一方で、大電力化と高発熱密度化は表裏一体であるにも関わらず、熱制御性向上に関する取組みはあまりなされてこなかった。そのため、熱的な要因から搭載機器の運用を制限している衛星もあるのが現状である。したがって、熱制御能力を向上させることができれば、超小型衛星の可能性を大きく向上させることができると考える。本ミッションにおいては、3Uサイズとしては過去最大となる100Wの発電量分の発熱を太陽熱吸収により模擬する。これにより大規模発熱に対する熱制御を実証し、超小型衛星の熱制御性向上、ひいては大電力化に貢献する。

4. ミッションの具体的な内容

(a) システム

まず、衛星の概要について述べる衛星構造および外観は図1を参照のこと。

【サイズ】寸法が30cm×30cm×10cm（質量3.9kg）の3U規格キューブサットである。

【衛星姿勢方式】スピン安定方式（太陽指向）

【ミッション期間】1年

【投入軌道】高度600km程度の太陽同期軌道に、相乗りにより投入することを想定している。

【ミッション部】

衛星の太陽側を占める部分であり、太陽熱を吸収するための吸熱パドル、水を封入し相変化させる水チャンバーとそれを撮影するためのカメラおよびライトから構成される。図2に示すような、微小重力下における水の相変化を撮影する予定である。詳細は(b)項にて後述する。

※なお、カメラの画素数は480×360pixel、圧縮後データサイズは100kBを想定している。

【バス部】

反太陽側にバス機器は集約する。バス部に搭載される各系の機器および仕様は以下の通りである。

- ・姿勢制御系 ⇒ センサに太陽センサ、地磁気センサ、ジャイロセンサを、アクチュエータに磁気トルカを用いスピン軸を誤差18°以内（熱入力変動5%以内）で太陽指向制御する。
- ・通信系 ⇒ UHF帯を使用し、要求ダウンリンクレートは最大3kbpsである。
- ・データ処理系 ⇒ ミッションデータおよびバスデータ（HKデータ）を一つの統合計算機で処理。
- ・電源系 ⇒ 太陽電池パドルにて平均9.4Wを発電、電池は10Whリチウムイオン電池を用いる。

【運用】

地上局は、名古屋大学の50kg級衛星“ChubuSat”と共有する。運用フェーズを①初期運用（打ち上げ～定常運用移行まで）②定常運用（ミッション実行中も含む）の二つに分けてそれぞれの運用を定義した。なお、以下の表1では、それぞれのフェーズで、ハウスキーピング（HK）データ、ミッション用温度データ、画像データの3つの区分にデータを分けて取得頻度を定義している。なお、上述の各系の設計は全てこのシナリオに基づいて行われた。

表1 運用シナリオ（取得データと頻度）

フェーズ 【運用頻度】	HK		ミッション(温度)		画像	
	取得/記録	送信	取得/記録	送信	取得/記録	送信
初期 【12hrに一回】	常時記録	記録分全て (12hr分)	1日8hr分を 記録	—	—	—
定常 【48hrに一回】	常時記録	リアルタイム データのみ	1日8hr分を 記録	8hr分の データのみ	2日で5枚 を撮影	任意の1枚

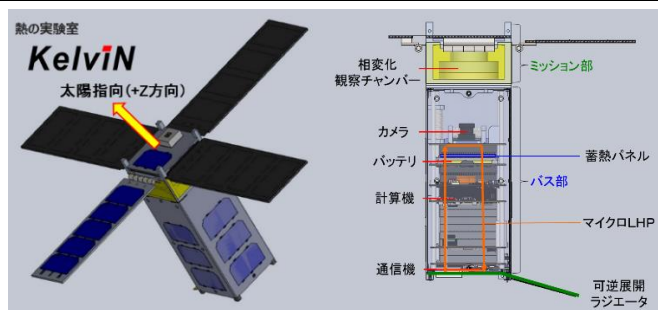


図1 衛星構造および外観

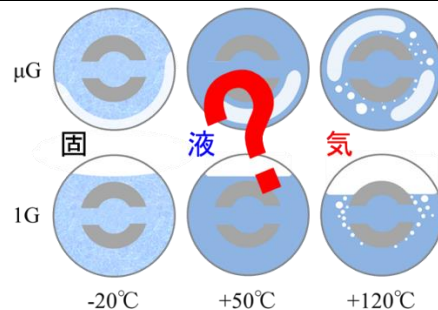


図2 撮影画像イメージ（仮説）

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

A. 水の相変化実現方法

本ミッションにおける最大の課題は、いかにして水の相変化に必要な温度変動(0°C~100°C)を、電力を一切用いずるかに実現するかという点である。図3にミッション部の構造および熱の流れを記した。

【日照中は以下の①~③のプロセスで水を加熱する】※なお、日陰時は逆のプロセスで冷却する。

- ① 4枚の吸熱パドルにより太陽熱を吸収する。吸熱面の総面積は798cm²で、表面の太陽光吸収率を太陽光選択吸収塗料により最大限高めることで、最大で100Wの集熱を実現している。
- ② パドルの集熱面は、厚さ40μmのグラファイトシート10層から成っている。グラファイトシートは、熱伝導率が銅の3倍程度と高く(1200W/mK)、水の入った容器への熱輸送パスも兼ねている。グラファイトシートは軽量かつ柔軟なため、パドルから本体まで一体のものを使うことが可能となり熱伝導による損失を最小限に抑えられる。
- ③ 相変化実験観察チャンバーは、水を封入するアルミ製容器である。熱はグラファイトシートと接している容器上部より内部の水へ伝わる。ただし、水の熱伝導率は非常に低いため、チャンバー中央には筒状の熱伝導促進棒が容器と一体で成型されており、熱伝導を促進する役目を果たしている。

B. 機能的熱制御デバイス

本ミッションでは、独自に開発した3種類の『機能的熱制御デバイス』を用いてバス部の熱制御を行う。本稿における機能的熱デバイスとは、「電力を用いることなく、周囲の熱環境に応じて制御量を変化させることのできる熱制御デバイス」と定義する。以下に搭載する各デバイスの概要を述べる。

【蓄熱パネル】(図4)

- ・構造；パラフィンを高熱伝導炭素繊維複合材に封入した熱拡散および蓄熱機能を有する構造材。
- ・機能；相変化温度付近で潜熱により蓄熱し温度変動を緩和することができる。
- ・本ミッションでの利用方法；バッテリー両側に取り付け、18℃で相変化し温度変動を緩和する。

【可逆展開ラジエータ】(図6)

- ・構造；形状記憶合金とバイアスバネを用いたアクチュエータを有するラジエータ。
- ・機能；高温になると展開し放熱量を増やし、低温時は収納して放熱損失を防ぐ。
- ・本ミッションでの利用方法；反太陽側面に取り付け、通信機およびマイクロループヒートパイプ(マイクロLHP)の排熱を外側へふく射により放出する。

【マイクロループヒートパイプ(マイクロLHP)】(図5)

- ・構造；平板型の吸熱部と放熱部、それを接続するパイプから構成される。
- ・機能；吸熱部の多孔質体で生じる毛細管力により流体を駆動し、熱を輸送する。
- ・本ミッションでの利用方法；カメラ基盤の熱を放熱面へ輸送し冷却する。

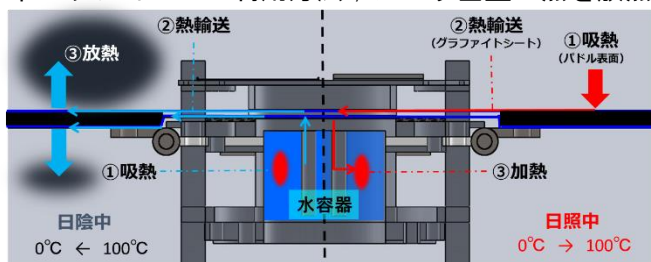


図3 ミッション部の構造および熱の流れ(断面)

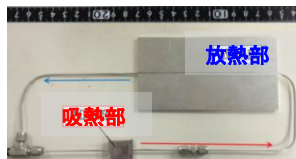


図5 マイクロループヒートパイプ(マイクロLHP)

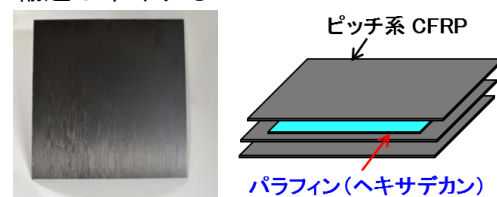


図4 蓄熱パネル(左; 外観/右; 構造)

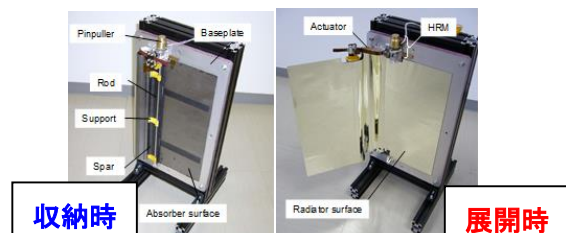


図6 可逆展開ラジエータ

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

- ・厳しい宇宙の熱環境変動を逆手にとって利用する点。
- ・キューブサットの大電力化にむけた課題のうち、熱的側面に着目した点。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

宇宙での相変化観察による熱の諸現象や熱関連技術の認知度向上という教育的意義、熱関連技術実証という工学的意義の両面から熱工学の発展に寄与する。熱関連技術の認知度が向上すれば、先進的な熱関連技術を日々の生活(住宅や家電等)に取り入れようとする人が増え、エネルギー消費削減に貢献できる。一方、超小型衛星の熱制御性が向上すれば、さらなる大電力・高密度化による機能の大幅な向上が期待される。これにより超小型衛星を利用した新たなサービスが生まれ、この恩恵を多くの人々が受けることが期待される。

以上

熱の実験室 *KelviN*

宇宙の厳しい熱環境を活用して行う

「水の相変化による熱エネルギーの“見える化”」と「高性能機能的熱制御システム実証」

名古屋大学大学院

山田紘平 藤井啓太 木澤雅文 福嶋一貴

小田切公秀 中村和也 常新雨

1. 序論

—熱を「見える化」したい。

1973 年からの 30 年間における日本のエネルギー消費を見ると家庭部門はほぼ倍増しており、家庭におけるエネルギー使用量削減の重要性が増している。ドイツでは「再生可能エネルギー熱法」が制定され、住居も含めた全ての建物で一定割合以上、太陽熱や大気熱、バイオマスなど再生可能熱源を使用することが義務付けられている。iiエネルギー使用量削減には熱関連技術が大きな役割を担っているのだ。しかしながら、日常生活の中では、「熱を利用する」あるいは「熱をコントロールする」といった概念は馴染みが薄い。これは、日常生活においては、熱を「感じる」ことはできても、「見る」ことができないためではないかと考えた。そこで我々は、宇宙という注目を集める場所で熱を「見える化」できれば、熱の諸現象や熱関連技術の認知度が向上できるのではないかと思うに至った。幸いなことに、当該研究室では次世代宇宙機や民生機器に向けた新しい熱制御技術を研究開発しており、これらの技術は、これまで実現できなかったチャレンジングなミッションを実現できる可能性を有している。さらに、3U クラスの技術的トレンドに目を向けると、現在 100W 級まで大電力化する動きがみられる一方で、熱の観点からは課題が多く残っている。iiiそこで我々は、独自の機能的な大容量熱制御システムをもつ 3U 規格キューブサットにおいて、宇宙熱環境を積極的に利用して水を「固体⇄液体⇄気体」と三態相変化させることで熱変動を「見える化」

するミッション『熱の実験室・ケルビン』を提案する。

2. ミッション概要

2.1 ミッション内容

本ミッションでは、以下の 2 つを目的とする。

① 宇宙熱環境を利用した水の相変化観察

衛星に搭載した容器内で水に温度変化を与え、氷から水蒸気まで相変化させる。相変化の様子は、静止画を撮影し地上へ送信する。これは、わかりやすい題材を用いて一般の人々に、熱の諸現象や熱関連技術に興味を持ってもらうことを目的としている。容器内は大気圧であるため、ミッション遂行にあたり要求される水の温度変動は 0°C から 100°C である。本ミッションでは電力を用いず、地球周回に伴う周辺環境変動のみで、要求される温度変動を生み出す。激しい温度変動を逆手にとって最大限活用することで、「宇宙の厳しい熱環境」に注目を集める狙いがある。

② 機能的熱制御デバイスの実証

本ミッションにおいては、最大約 100W という世界的にも前例のない大規模発熱を 3U サイズで扱う必要がある。この大規模発熱を制御するための手段として、独自に開発した機能的熱デバイスを組み合わせた大容量熱制御システムを適用する。これらの熱制御デバイスおよびシステムの軌道上実証も目的の一つとなる。なお、本稿において、「機能的熱デバイス」とは、「周囲の熱環境に応じて、制御量を電力無しに変化させることのできる熱制御デバイス」と定義する。具体的には、本研究室でこれまでに開発してきた蓄熱パネルiv・マ

イクロルーブヒートパイプ (マイクロ LHP)^v・可逆展開ラジエータ^{vi}がそれにあたる。

2.2 ミッション意義とその受け取り手

本ミッションは、図 1 に示すような 3 つの動機がある。この中で、相変化観察の教育的意義と熱システム実証の技術的意義の両面から、熱工学の発展に寄与するという目的を掲げている。したがって、衛星開発者のみならず、一般の人々（特に未来の技術者になるであろう子ども達）にも広く熱の諸現象および熱関連技術に関心を抱いてもらうことを目指している。また、これら目的を超えた、熱利用の新たな可能性を広げるために「宇宙の熱環境を逆手にとり、面白いことをしたい」という熱技術者としての遊び心も大きなモチベーションとなっている。

2.2.1 相変化観察の社会的意義

本ミッションでは、宇宙の厳しい熱環境を活用して生じさせた温度変動を水の三態相変化により見える化（デモンストレーション）する。題材として水を選定した理由は、その融点および沸点が一般に広く浸透している唯一の流体と言ってもよいほどに最も身近な流体であるからである。水を利用すれば、その状態によって誰もが直感的に温度をイメージできるであろう。「(電力を用いずに) 宇宙の環境変動のみで水を相変化させた」という事実により、多くの人々が熱技術の持つポテンシャルを実感することができる。さらに、このことは熱の諸現象および熱関連技術の認知度向上につながると期待している。一方で、微小重力下での相変化挙動そのものが、非常に興味深い現象でもある。図 2 は、本ミッションで取得する画像のイメージである。中央付近の灰色で示されるのが熱伝導材で、それを囲む部分が水である。このように、地上（重力下）と軌道上（微小重力下）では相変化の挙動が異なると予想される。この違いをとらえることは、教育的にも学術的にも意義深いものである。

2.2.2 熱制御技術実証の技術的意義

近年、超小型衛星（特に、キューブサット）の高機能化および大電力化が進展している。これま

で打ち上げられた 3U 衛星のうち、発電量が最大級なものは約 57 W の最大発電量を有しているが、温度上限付近での厳しい運用を強いられている^{vii}。一方で、限られたサイズでの大電力化は、すなわち高密度化でもあり、このクラスの衛星は熱容量や放熱面の小ささから、熱制御性が大型の衛星に比べて劣っているのが現状である。^{viii}さらに、中には熱的な要因から搭載機器の運用に制限を設けている衛星もある。したがって、超小型衛星に搭載可能でありながら、大規模発熱に対応できる熱制御システムの必要性が高まっている。本ミッションでは、太陽光を吸収することにより得る熱（最大 98W）をマネジメント（輸送および放熱）できるシステムを実証することで、このクラスの衛星の機能性を大きく高めることに貢献する。

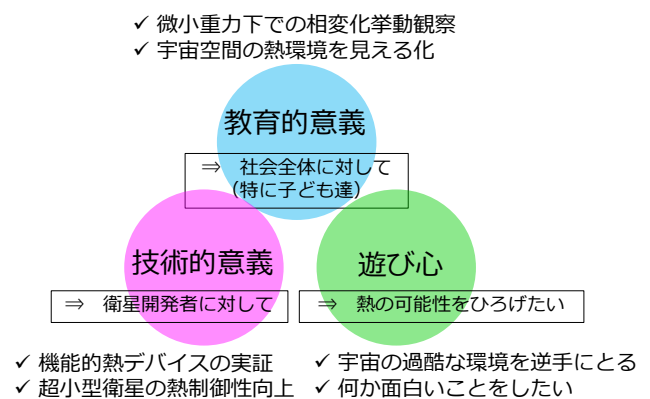


図 1 本ミッションの 3 つの動機

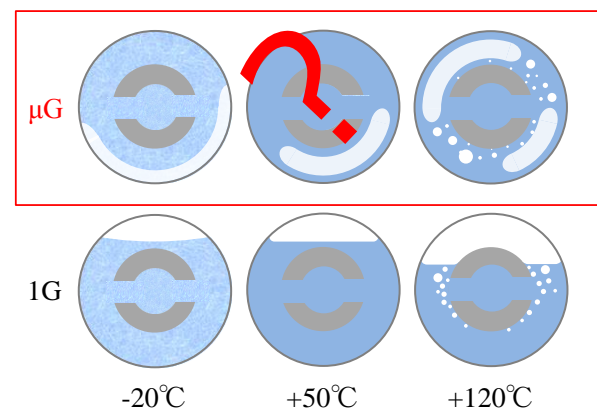


図 2 相変化観察画像イメージ（仮説）

2.3 機能的熱デバイス

本項では、搭載する各種の「機能的熱デバイス」について述べる。

2.3.1 蓄熱パネル

蓄熱パネルは、図3に示すようなパラフィンを高熱伝導炭素繊維複合材（ピッチ系 CFRP）に封入したものである。パラフィンの効果により相変化温度付近で潜熱により蓄熱し、温度変動を緩和することができる。さらに、厚みは 2.5 mm 程度で比強度および熱伝導性に優れるため、構造材や熱拡散材としても使用できる。本衛星では、搭載機器の内、最も許容温度範囲が狭い機器であるバッテリー両側の支持材として用い、温度変動を緩和する。また、パラフィンの種類により相変化温度は調整可能で、本衛星用には融点 18°C のヘキサデカン(C₁₆H₃₄)を用いる。

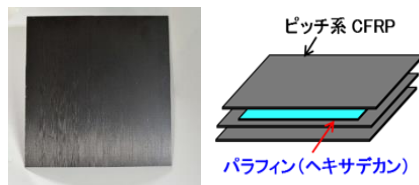


図3 蓄熱パネル（左；外観・右；構造）

2.3.2 マイクロループヒートパイプ

マイクロ LHP は、毛細管力を用いた二相流体熱輸送デバイスである。(図4) 小型で電力が不要、高い熱輸送能力を有し、熱輸送が一方向で有ることが特徴である。本衛星では、カメラ基盤の冷却に用い、仕様は表1に示す通りである。LHPは大型の宇宙機への適用例はあるが^x、超小型衛星に適用可能なサイズのものの実用例はこれまでに報告されていない。

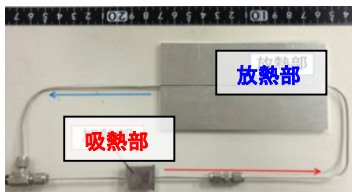


図4 マイクロ LHP 外観（試作品）

表1 マイクロ LHP 仕様

LHP 仕様	KelviN 用
最大熱輸送量	20 W
動作温度	55 °C
熱輸送距離	約 120 mm

2.3.3 可逆展開ラジエータ

可逆展開ラジエータは、高温時に展開し、放熱面積（＝放熱量）を増やすことのできるデバイスである。展開には形状記憶合金とバイアスバネを用いるため電力は不要である。通常の展開型ラジエータとは異なり、低温時には再び収納して放熱損失を抑えることができるのが特徴である。10 °C 程度で展開し、-10 °C 程度で再び収納される。図4に小型衛星用に開発された可逆展開ラジエータの展開時および収納時の写真を示す。本衛星では、反太陽面に搭載し、マイクロ LHP の放熱部および通信機を取り付け、ピーク発熱に対応する。

用いるため電力は不要である。通常の展開型ラジエータとは異なり、低温時には再び収納して放熱損失を抑えることができるのが特徴である。10 °C 程度で展開し、-10 °C 程度で再び収納される。図4に小型衛星用に開発された可逆展開ラジエータの展開時および収納時の写真を示す。本衛星では、反太陽面に搭載し、マイクロ LHP の放熱部および通信機を取り付け、ピーク発熱に対応する。

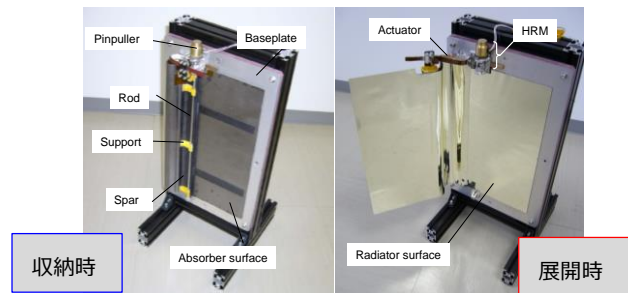


図5 可逆展開ラジエータ

2.4 サクセスクライテリア

本ミッションのサクセスクライテリアは以下の表2の通りである。

表2 サクセスクライテリア

レベル	サクセス
ミニマム	<ul style="list-style-type: none"> 水の相変化(固体⇄液体, 液体⇄気体のうちどちらか)を確認できる。 機能的熱制御デバイスが動作する。^{*1}
フル	<ul style="list-style-type: none"> 水の周期的な三態相変化(固体⇄液体⇄気体)を確認できる。

*1; 「動作」の定義

- 蓄熱パネル; パネル表面温度により、蓄熱材の相変化を確認できること。
- 可逆展開ラジエータ; 角度センサにより、展開と収納の両方が確認できること。
- マイクロ LHP; 加熱部と放熱部の温度履歴から起動したことが確認できること。

3. 衛星概要

3.1 衛星概要

衛星諸元を表3に、衛星外観を図6に示す。衛星は 3U 規格に準じた大きさであり、太陽側 1U サイズ相当分を水の相変化実験を行うミッション部に充てる。残りは、バッテリーや通信機等のバス機器をもつバス部である。本衛星は、スピン軸を太陽方向に指向するスピン安定方式で、太陽側がミッション部、反太陽側がバス部となっている。ミッション部の太陽側面には、吸熱用が3枚、発

電用が1枚の計4枚のパドルを備える。太陽電池セルは、バス部側面、ミッション部の太陽側面と発電用パドルに搭載する。

3.2 投入軌道

本ミッションにおける衛星軌道は、日照と日陰が周期的に訪れ、周回ごとの熱環境が一定であることが望ましい。打ち上げ手段は、ドニエプル等小型ロケットや HII-A での相乗りを想定している。このため投入軌道は、打ち上げ機会の多さも考慮して、高度 600 km 程度の太陽同期軌道とし、本稿での解析に用いる値は表 4 に示す。

表 3 衛星諸元

寸法	30×10×10cm ³
質量	3.9kg
—バス部	— 2.5 kg
—ミッション部	— 1.4 kg
姿勢制御方式	スピン安定方式
ミッション期間	1年
ミッション機器	相変化観察チャンバー (29 cm ³) ライト付カメラ 吸熱パドル (266 cm ² ×3) 蓄熱パネル マイクロ LHP 可逆展開ラジエータ
—実証用デバイス	
バス機器	UHF 帯送信機/受信機 太陽センサ ジャイロセンサ 地磁気センサ 磁気トルカ バス/ミッション統合計算機 リチウムイオンバッテリー 太陽電池パドル
—通信系	
—姿勢制御系	
—制御系	
—電力系	

表 4 軌道諸元

軌道長半径	6,997 km
離心率	0.0024
軌道傾斜角	98°
昇交点赤経	198°
軌道周期	5,862 秒
日照	3,779 秒
日陰	2,083 秒

3.3 各部の構造

3.3.1 ミッション部の構造

ミッション部は主に、相変化観察チャンバーと3枚の吸熱パドルから成る。吸熱パドルの吸熱面は、厚さ 40 μm グラファイト製のシート(カネカグラファイトシート; KGS)を10層重ねたものである。集熱面である KGS は、チャンバーと接

する面まで一体となっており、熱輸送パスを兼ねている。この KGS は、柔軟性に富み、熱伝導性に優れるため(熱伝導率 1200 W/mK)、効率良く熱を輸送することができる。図 7 に示す通り、日照中は吸熱パドルで集めた熱を相変化観察チャンバーへ輸送する一方で、日陰中は水から吸熱パドルへ熱を輸送し放熱する。なお、吸熱板の仕様は表 5 に示している。相変化観察チャンバー本体は、中央部に熱伝導材(円筒形)が一体成型されたアルミ製容器で、内圧 0.6 MPa (150°C での水の蒸気圧)に耐えるよう設計されている。フタは、ICF 規格のビューポートを流用している。このフタは、ガラス窓を有し、金属製ガスケットによりシールする構造になっている。外観は図 8 に示す。

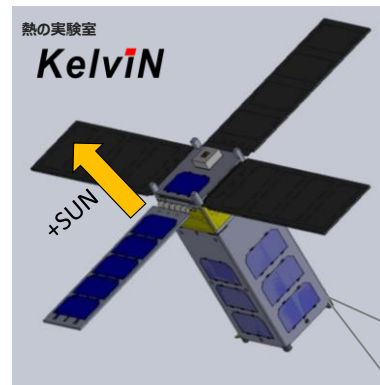


図 6 衛星外観

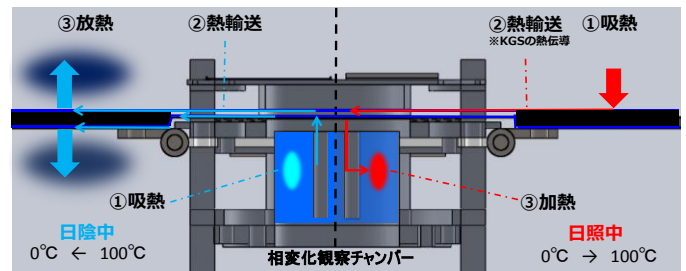


図 7 熱の流れ

表 5 吸熱パドル仕様

パドル面積	252 cm ² (28×9 cm ²)
パドル枚数	3 枚
平均集熱量	76 W (日照中)
集熱面	カネカグラファイトシート
—熱伝導率	1200 W/mK(面内方向)
—厚み	40 μm×10 層
太陽側表面	太陽光選択吸収塗料(GSP-1)
—太陽光吸収率	0.91
—全半球放射率	0.30
反太陽側表面	黒色塗料(Aeroglaze Z306)
—太陽光吸収率	0.92
—全半球放射率	0.87

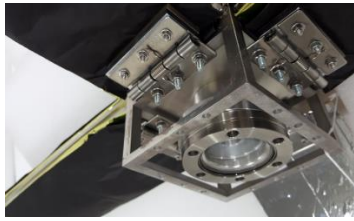


図 8 ミッション部外観写真（試作品）

3.3.2 バス部の構造

バス部には、衛星の運用に必要な機器(バッテリー, センサ類, 計算機, 通信機)を搭載する。搭載位置は図 9 に示す。バッテリーは、最も許容温度範囲が狭いため(表 10 参照), 両側を蓄熱パネルによって支持し、蓄熱パネルにより温度変動を緩和する。通信機およびマイクロ LHP 放熱部は、展開型ラジエータにより冷却する。これにより、発熱ピーク時には放熱量を増やす一方、定常時には放熱を抑えることができる。バス部も、各種機能的熱制御デバイスを用いることで、ヒーター等の保温電力を一切用いない仕様となっている。

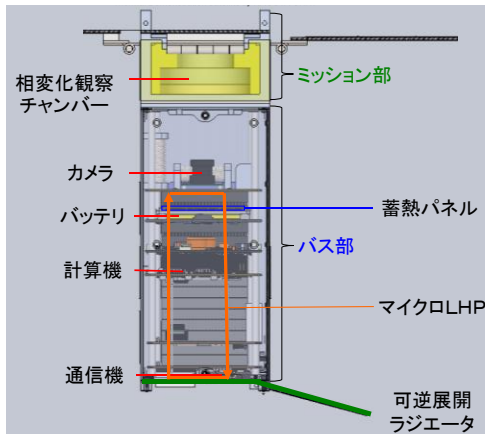


図 9 バス部の構造

4.各系の基礎設計

4.1 姿勢制御系

本衛星はスピン安定方式の太陽指向であり、スピン軸の指向精度は集熱板への集熱量を左右する。本ミッションにおいては、日照中における集熱板への熱入力の変動を 5%以内と定義する。太陽光熱入力が、入射角 0°の時の 95%となるのは、入射角が 18°となった時である。したがって、要求指向方向精度を 18°とする。これらのミッション要求を踏まえて、以下のように姿勢制御系の仕様を設定した。姿勢決定は、太陽センサ, 地磁気センサ, ジャイロセンサを用いて行う。本衛星の

電力および質量リソースと要求姿勢精度からアクチュエータには、磁気トルカを採用する。本衛星では、この磁気トルカを衛星本体の各軸(x, y, z)方向に 1 つずつ計 3 ユニット搭載するものとする。なお、搭載するセンサ類は表 6 の通りに選定した。

表 6 姿勢制御センサー一覧

デバイス	数	特性	機種(メーカー)
太陽センサ	3	視野 120° 精度 0.3°	SSOC-A60 ^{xi} (ISIS)
ジャイロセンサ	3	レンジ ±200°/s	CRS03-04s ^{xii} (SiliconSensing)
地磁気センサ	1	解像度 40μ G	HMC2003 ^{xiii} (Honeywell)

4.2 データ処理/通信系

4.2.1 運用

本衛星の運用シナリオを初期運用と定常運用の 2 つのフェーズに分けて定義する。地上局は、名古屋大学の 50 kg 級衛星”ChubuSat”と共有する。なお、初期運用はロケット放出時から定常運用段階に移行するまで、定常運用フェーズはそれ以外の場合(ミッション実行中も含む)を想定している。ここでは、ミッションの遂行に必要な取得データを、「①ハウスキーピング(HK)データ」「②温度データ(ミッション機器類(HK に含まれる温度データを除く))」「③画像データ(相変化を撮影したもの)」の 3 つに区分した。各フェーズでの運用方法を表 7 にまとめた。

4.2.2 データ処理/通信系

衛星が処理するデータ量を定義し、それを元に通信機の仕様を決定した。本衛星におけるミッションデータには、温度データ(ミッション機器類のもの(HK に含まれる温度データを除く))と画像データがある。温度データに関しては、ミッション(相変化観察および機能的熱デバイス実証)に必要なダウンリンクレートは、初期運用時 2803 bps 定常運用時 2908 bps と求められる。したがって、周波数帯域確保の容易さや衛星側の電力および質量リソースを考慮し UHF/VHF 帯を使用することとする。回線設計を行った上で、要求を満たす衛星側送受信機として、NanoCOM AX100(GOM SPAC 製)を採用した。

表 7 運用シナリオ (取得データと頻度)

フェーズ 【運用頻度】	HK		ミッション(温度)		画像	
	取得/記録	送信	取得/記録	送信	取得/記録	送信
初期 【12hr に一回】	常時記録	記録分全て (12hr 分)	1 日 8hr 分 を記録	—	—	—
定常 【48hr に一回】	常時記録	リアルタイム データのみ	1 日 8hr 分 を記録	8hr 分の データのみ	2 日で 5 枚 を撮影	任意の 1 枚
要求仕様	記録容量 ; 2 日分	送信速度 ; 12hr 分データを 10min で	記録容量 ; 16hr 分 (8hr×2 日)	送信速度 ; 8hr 分を 10min で	記録容量 ; 5 枚分	送信速度 ; 1 枚分を 10min で

4.3 電源系

各機器が必要とする電力は表 9 に示す通りである。各機器の消費電力および軌道条件から要求発電量は 4.3 W(電源方式は非安定化方式を採用)となった。次に, Spectrolab 製の Next Triple Junction Solar Cells (効率 29.5%)^{xiv}を太陽電池セルに採用することし, 軌道上で予想される発電量を解析した。これによると, 最悪条件(寿命末期でパネル表面温度が 70 °C)での発電量は 7.9 W となり, 要求発電量対しセル面積は十分であった。なおバッテリーは, 容量 10 Wh のリチウムイオンバッテリーと電源システムが組み合わされた Clyde Space 社製の CS-1UEPS2-10 ^{xv}を用いる。

表 8 温度取得点と頻度

コンポーネント名	点数	頻度[秒/回]
集熱パドル	6	30
展開ラジエータ	6	30
マイクロ LHP	6	10
蓄熱パネル	4	10
水容器	5	10
カメラ	1	30

表 9 各機器の消費電力

	最大[W]	定常[W]
計算機	0.4	0.2
太陽センサ	0.036	0.036
ジャイロセンサ	0.175	0.175
地磁気センサ	0.4	0.4
磁気トルカ	0.3	0
カメラ/撮影用ライト	0.8	0
通信機	4.1	0.2

5.熱解析

5.1 解析モデル

上述の構造に基づいた熱解析モデルを, 熱流体

解析ツール Thermal Desktop で作成し軌道上での各部温度を予測した。xvi作成したモデルの概要は以下の通りである。モデル外観を図 10 に示す。

- 衛星外形および寸法は実際の衛星を模擬
- 各搭載機器類は機器の外形・内部構造を無視(直方で近似し, 物性は複合則で模擬)
- 各機器は定常消費電力だけ発熱すると仮定

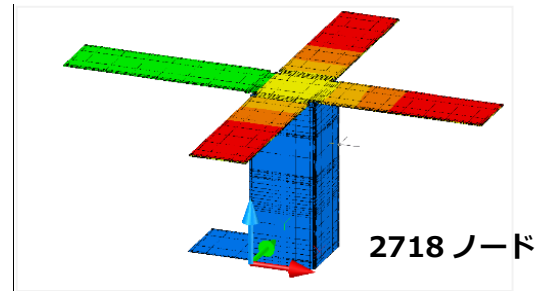


図 10 熱解析モデル外観

5.2 解析結果

モデルを用いて解析した結果を図 11 に示す。搭載した水(29 cm³)は, 0°C から 100°C まで変動し, 固液, 気液, 両方の相変化が確認できた。1 周期(5800 秒)のうち, 固体(氷)または固液相変化の状態が約 500 秒, 気体(水蒸気)または気液相変化の状態が約 1400 秒であった。したがって, 水の三態(個体・液体・気体)を十分撮影できると考えられる。一方, 集熱板での吸熱量(集熱のうち衛星内部へ取り込まれた熱量)は以下の(1)式で計算される。なお, 右辺第一項は太陽光熱入力, 第二項は表面からの放熱を示す。

$$Q_{abs} = E_{sun} \alpha \cos \theta_i - \varepsilon \sigma (T_{surf}^4 - T_{space}^4) \quad (1)$$

{

・ Q_{abs} 吸熱量 [W]

・ E_{sun} 太陽光強度 (1358) [W/m²]

・ α 太陽光吸収率

・ θ_i 太陽光入射角

・ ε 放射率

・ σ ステファンボルツマン係数 (5.67 × 10⁻⁸) [W/(m²K⁴)]

・ T_{surf} 表面温度 [K]

・ T_{space} 深宇宙温度 [K]

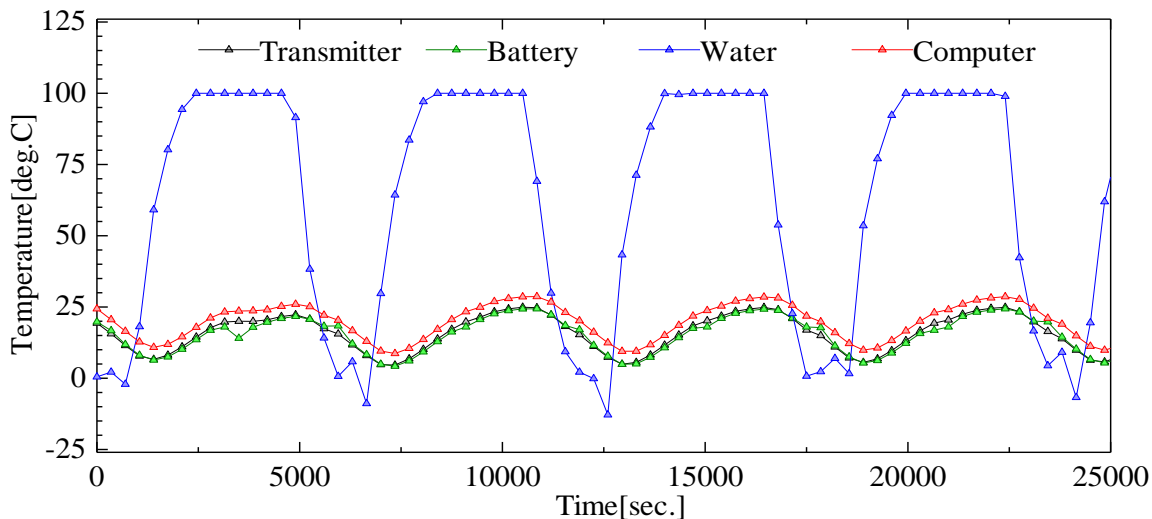


図 11 軌道上温度変動の解析結果

吸熱量は平均 76 W (最大 98 W) であり、日照期間(相変化時を除く)の吸熱量の総和は 129 kJ となった。日照中の温度上昇が 100 °C とすると、この温度上昇に要する顕熱は 121 kJ であるため、集熱した熱量の利用効率(水の顕熱÷吸熱量)は 93 %であった。なお、バス機器も表 9 に示すように、許容温度範囲内に収まっている。

表 9 解析結果 (最高/最低温度) と許容温度範囲

デバイス	最低温度 [°C]	最高温度 [°C]	許容温度範囲 [°C]
バッテリー	4.2	28.8	0-40
通信機	4.7	29.3	-30~60
計算機	8.6	33.0	-40~60

6.まとめ

本提案書では、軌道上における周辺熱環境の変動を積極利用して水を周期的に三態相変化する超小型衛星ミッションを提案した。本ミッションは、熱の「見える化」を行うことで、宇宙の「暑くて寒い」環境を、水が「凍ったり沸騰したり」することで直感的に理解できるため、宇宙の環境や熱の諸現象の面白さと熱技術のもつポテンシャルを広く伝えることができる。また、太陽熱を吸収することで、このクラスにおいては最大級となる 98 W の熱輸送を実現した。さらに、本ミッションの実現にあたっては、将来的に超小型衛星への搭載が期待される機能的熱デバイスを搭載しており、本衛星は、教育的意義と技術的意義の両面から熱工学分野に貢献するものである。

謝辞

ご示唆、ご協力を頂きました指導教官の長野方星先生、宮田喜久子先生に深くお礼申し上げます。

【参考資料】

- i 資源エネルギー庁「平成 24 年度エネルギーに関する年次報告」(2013)
- ii 環境省「諸外国の再生可能エネルギー熱政策」(平成 25 年度 2050 年再生可能エネルギー等分散型エネルギー普及可能性検証検討報告書参考資料 3) (2014)
- iii R.Rice, "Design of a High Power Cube Satellite Power System", SSC14-WK-26, AIAA(2014)
- iv K. Yamada, H. Nagano, et al., "Heat Storage Panel Using a Phase-change Material Encapsulated in a High-thermal Conductivity CFRP for Micro Satellites", ICES2014-119 (2014)
- v 福嶋一貴, 長野方星, 熱工学カンファレンス 2014-B143 (2014)
- vi S. Ono, H. Nagano, et.al. "Thermophysical Properties of High-Thermal-Conductivity Graphite Sheet and Application to Deployable/Stowable Radiator" JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER (2015)
- vii T.Jaeger et.al., "Mayflower; The Next Generation CubeSat Flight Testbed" SSC11-III-8, AIAA (2011)
- viii R.F. Coker, "Thermal Modeling in Support of the Edison Demonstration of Smallsat Networks Project" AIAA2013-3368 (2013).
- ix K.Yamada, H.Nagano, "Development of a heat storage panel for micro/nano-satellites and demonstration in orbit" Applied Thermal Engineering Vol.91 (2015)
- x M.K. Choi, "SWIFT BAT LOOP HEAT PIPE THERMAL SYSTEM CHARACTERISTICS AND GROUND/ FLIGHT OPERATION PROCEDURE" AIAA-2003-6077 (2003)
- xi "Cubesat shop" Web ページ <http://www.cubesatshop.com/>
- xii Siliconsensing 社 Web ページ <http://www.siliconsensing.com/>
- xiii "DigiKey" Web ページ <http://www.digikey.jp/product-detail/ja/HMC2003/342-1011-ND/334166>
- xiv Spectrolab 社 <http://www.spectrolab.com/>
- xv Clydespace 社 <http://www.clyde-space.com/>
- xvi W.Blackwell, G.Allen, et.al., "MicroMAS: A First Step Towards a Nanosatellite Constellation for Global Storm Observation" SSC13-XI-1(2013)