

氏 名 岩田 直子

学位(専攻分野) 博士(工学)

学位記番号 総研大甲第 1820 号

学位授与の日付 平成28年3月24日

学位授与の要件 物理科学研究科 宇宙科学専攻  
学位規則第6条第1項該当

学位論文題目 温度制御可能な自励振動ヒートパイプの研究  
Studies on Temperature Controllable Oscillating Heat Pipe

論文審査委員 主 査 准教授 高木 亮治  
准教授 小川 博之  
助教 福家 英之  
非常勤講師 宮崎 芳郎 福井工業大学  
准教授 長野 方星 名古屋大学大学院

論文内容の要旨  
Summary of thesis contents

近年、宇宙機には高精度な観測等を行うために高性能な電子機器や観測機器が搭載されるようになり、その結果宇宙機の発熱量は以前に比べて増大している。これらの搭載機器はその性能を発揮するためには非常に狭い温度範囲内にある必要があったり、空間的・時間的溫度均一化要求があったりと、相反する事情を抱えていることが多く、限られたリソース（質量、電力）の中で効率的な熱設計を実現しなければならない。従来の熱制御材を使用するだけではなく新しい機能を持つ熱制御材を開発し、その特性について把握した上で宇宙機へ適用することが求められている。

自励振動型ヒートパイプ(Oscillating Heat Pipe, OHP)は加熱部～冷却部間を十数回往復する外径 $\Phi$ 1~2mm程度の細管から構成されており、細管の中に封入された作動流体が加熱部における蒸発と冷却部における凝縮を伴いながら自励振動によって往復運動することで、加熱部から冷却部へ熱が顕熱および潜熱の形態で輸送されるものである。これまで OHP の研究は実験・理論共に広くなされてきたが、いずれも熱コンダクタンス固定の OHP の研究であった。OHP に可変コンダクタンス性を与えることが出来れば、動作温度を能動的に制御でき、高精度な温度制御も可能である。温度制御に必要な電力は通常わずかであるため、リソースの限られた宇宙機には適しているともいえる。宇宙機の熱制御の課題を解決する熱制御材として可変コンダクタンス OHP を提案するために、OHP を可変コンダクタンス化するための研究を行った。本研究では、固定コンダクタンス OHP にリザーバを付加するにより可変コンダクタンス性を与えることを実現し、リザーバを付加することで可変コンダクタンスとなるメカニズムについて明らかにした。

1つの OHP についてリザーバありと無しの条件で実験を行った結果から、リザーバの温度を一定に制御することによって、OHP 加熱部への熱入力を増大させても加熱部の温度をリザーバ温度で一定に保つことができることを初めて示した。また、リザーバ無 OHP が固定コンダクタンスとして振る舞うのに対し、リザーバ付き OHP は可変コンダクタンスとして振る舞うことについても初めて示した。リザーバの設置方向を変えた実験から、これらのリザーバ付き OHP の性質はリザーバ内の気液分布状態によらずに得られることが明らかとなり、微小重力環境下でもリザーバによる温度制御機能が得られる可能性が示された。また、熱真空環境下でのリザーバ付き OHP の実験結果から、リザーバ温度を変化させると加熱部温度はリザーバ温度に追従すること、リザーバ一定温度の条件下では冷却部に熱入力があっても加熱部温度は一定の温度に維持されることを初めて示し、OHP の加熱部の温度がリザーバ温度で制御されることを明らかにした。

このようなリザーバによる温度制御のメカニズムとして、リザーバには OHP の内圧をリザーバの飽和蒸気圧で制御すること、OHP 内部の液量を調整することの2つの機能があることを実験結果から示した。リザーバ一定温度では低熱入力条件時は OHP 内の液体積が大きく、熱入力の増加に従い液体積が減少する。低熱入力時の OHP の熱輸送は顕熱輸送が支配的であり高熱入力条件は潜熱輸送が支配的になると考えられる。同じ熱輸送量時であってもリザーバ温度によってそのときの OHP 内の液体積割合は異なり、リザーバ温度が高くなるほど液体積割

(別紙様式 2)  
(Separate Form 2)

合は大きくなる。リザーバ温度により飽和液密度が変化するためであると考えられる。

VC-OHP を実機に適用するにあたり、その動作限界がどのように決まるかを把握することは重要である。本研究では、従来のリザーバ無しの OHP が動作限界に至る現象を明らかにした上で、リザーバ付き OHP が動作限界を迎えるメカニズムについて示し、両者の現象の違いの比較を行うことでリザーバ付き OHP の熱輸送特性の特徴を明らかにした。従来のリザーバ無し OHP の動作限界には OHP 内の液体積又は液スラグの体積の変化が大きく影響する。それに対し、リザーバ付き OHP では OHP 内の液体積がリザーバにより調整されるためにリザーバ無し OHP とは異なりリザーバの飽和温度で動作限界が決まることを示した。ただしリザーバの容積や作動流体の封入量によっては FC-OHP と同様に液体積の変化で動作限界が決まる可能性があると考えられる。

以上の結果により、リザーバ付き OHP の熱輸送特性を明らかにできたといえる。この知見を発展させ本研究の根底にある目的「宇宙機の熱制御技術の課題解決」につなげるために、リザーバ付き OHP を使った新しい宇宙機の熱制御システム「熱設計フリー衛星」を提案し、試作モデルを用いた熱輸送性能の評価により実現性を示した。熱設計フリー衛星とは「リザーバの温度を制御するだけで、機器配置や機器発熱量の変化やラジエータ面に軌道熱入力があっても機器搭載面は一定温度に保つことができる」というコンセプトのものである。熱設計フリー衛星の試作モデルとして 3 体の OHP を全面に張り巡らせた正六面体構体モデルを製作し、試作モデルを使った大気中および熱真空中の試験にて、機器発熱量の変化やラジエータ面への熱入力があっても加熱面温度はリザーバの温度で一樣な温度に制御されることを示した。加熱面に一樣に発熱がある場合だけでなく、発熱が局所的にしかない場合でもリザーバ付き OHP は動作し、加熱面温度はリザーバ温度で一樣な温度に保たれることを示した。また、微小重力実験により微小重力環境下でも OHP は動作を停止することなくリザーバによる温度制御機能も失われないことが示された。リザーバ温度制御用ヒータの電力測定結果から、熱真空環境下において機器発熱に比べて非常に小さいリソースで宇宙環境下でもリザーバの温度制御が可能であることが示された。

本研究により、リザーバ付き OHP はそれ単体で画期的な熱制御材として宇宙機への適用が期待できるだけでなく、複数を組み合わせて使うことで「熱設計フリー衛星」という新しい概念の熱制御性を宇宙機に持たせることができ、宇宙機の熱制御の課題の解決に貢献できることを示せた。

(別紙様式 3)  
(Separate Form 3)

博士論文の審査結果の要旨

Summary of the results of the doctoral thesis screening

本博士論文は、温度制御可能な自励振動ヒートパイプの研究 (**Studies on Temperature Controllable Oscillating Heat Pipe**) と題し、**VC-OHP** (可変コンダクタンス自励振動ヒートパイプ) の開発的研究について述べている。**OHP** (自励振動ヒートパイプ) は加熱部と冷却部を何回も往復する細管で構成されており、自励的に発生する圧力振動によって動作する、新しい原理のヒートパイプである。現象が複雑で理解が難しいこともあり、まだ技術的な発達も限られているが、大きな可能性を持つことも認識されている。

論文では **OHP** にリザーバー (液溜) を取り付けることにより、**OHP** の熱コンダクタンスを可変とし、熱源の温度を制御できることを示している。また、熱設計フリーのコンセプトを提示し、そのような宇宙機の熱制御技術を **VC-OHP** を用いて実現できることを示している。

**VC-OHP** の開発では、リザーバー温度によって **OHP** の動作温度が定まることを実験的に示し、その機能はリザーバーと **OHP** の作動流体の飽和温度が一致するように **OHP** の作動流体の量が受動的に定まることによることを明らかにしている。この理論は熱量による **OHP** の作動流体の量の変化の測定により実証され、また作動流体の量の変化による熱輸送特性の変化が解析的に検討されている。ヒートパイプの性能の最も重要な指標である作動限界については、作動流体の量の効果を、**FC-OHP** (固定コンダクタンス自励振動ヒートパイプ) の封入量を変えて実験的に検討している。その結果、**FC-OHP** では作動限界に至る機構が封入量によって異なっており、作動流体の比容積が臨界点の比容積より小さい場合は動作温度の上昇による液の膨張により、流路が液で充溢されることにより動作が停止し、大きい場合は蒸気の増加による、スラグ流から管状流への遷移により動作が停止するという仮説を提案している。これに対し、**VC-OHP** ではリザーバーへの液の流出が可能であるため **OHP** が液で充溢されることはないが、冷却部の温度がリザーバー温度を超えると逆に液の喪失により、作動限界に至ることを明らかにしている。

**VC-OHP** の宇宙機への応用の検討においては、3体の **VC-OHP** を小型の宇宙機構体を模した立方体の六面に配設したモデルを試作し、空気中試験、熱真空試験、飛行機実験により熱制御性能を評価している。試験では、機器搭載面の熱量や分布、外部熱入力に変化しても、機器搭載面の温度はリザーバーの温度に保たれるという結果を得ており、熱設計フリーのコンセプトを実現できる可能性を示している。

これら、一連の研究は世界で初めてなされたものであり、高いオリジナリティを有している。この研究で得られた **OHP** の動作限界に対する封入量の効果の理論、**VC-OHP** の動作原理と特性に関する知見は、**OHP** の技術的発展に大きな貢献をするものと思われる。また熱設計フリーの概念を **VC-OHP** で実現できることを実験的に示したことは、今後の宇宙機の熱制御技術の発展の方向に大きな示唆を与えるものと評価できる。よって、本論文は博士学位論文としてふさわしいと認められる。