

外98-42

早稲田大学大学院理工学研究科

博士論文概要

論文題目

宇宙機の熱制御に
関する研究

申請者

田中 清志

TANAKA KIYOSHI

教授 勝田 正文

1998年12月

日本の宇宙開発においては、昭和44年の我が国国産第一号「おおすみ」以来、数多くの衛星が打ち上げられてきている。これらの衛星は、何れも時代と共に高性能化、さらには大型化してきている。

初期の衛星の熱制御は、衛星の表面に張り付けられた材料の吸収率と輻射率を制御して、衛星を所定の温度に収める受動型が基本であった。しかし、衛星内機器の高発熱化（機器の小型化による発熱密度の上昇）、衛星の大型化（大容量、長距離熱輸送）さらにはプラットフォーム化に対応して、熱制御に関する要求も多様化し、この制御方式に関しても準能動型から、最近では能動型へと変遷をとげてきている。ところで、宇宙環境を考慮すると、できる限り動力を用いない準能動型のディバイスが有効であり、この方式に属するサーマルルーバ、PCM蓄熱器、およびキャピラリポンプループ（CPL）の研究開発が行われており、地上を離れ宇宙での運用にも供されるようになった。

初期のサーマルルーバは、衛星表面の高輻射率材料を低輻射率カバーで覆い、その覆いをよろい戸のように開閉させるものであった。その後現在のような、バイメタルにより低輻射率ブレードを回転させ、表面特性を可変させるタイプが主流となってきた。しかし、低輻射材を表面板に使用するため、太陽光入射時のブレードの高温化、さらには太陽光入射角による衛星への太陽光吸収量の複雑な変化の特定が今後の課題として残されている。

PCM蓄熱器は、蓄熱材の固体から液体に変化するときの融解熱を利用し、機器の温度を一定に保つために使用される。そのため衛星本体の熱制御としてではなく、サイクル的に発熱する機器、および短時間に発熱する機器の温度の平準化に用いられている。さらに衛星のみならず、ミッション期間が十数分と短いロケットに搭載される機器の温度制御にも用いられてきた。蓄熱材自体の取り扱い、コンテナ材との適合性等により、パラフィン系材料を用いた方式が一般的である。しかし、蓄熱材自体の熱伝導率が小さいために、温度制御対象機器の熱をいかに蓄熱材に伝導させるかが課題となっている。

キャピラリポンプループは、ヒートパイプの概念を拡張したものであり、毛細管ポンプ作用に加えて、作動流体の相変化を熱輸送に利用するものである。しかし、ヒートパイプと違い蒸気・液がループ状に別々の流路を同一方向に流れるため、飛散限界がなく大容量、長距離の熱輸送が可能である。さらに、流体ループのようにメカニカルなポンプを必要としないため、軽量、信頼性が高く、マイクロ-g環境を維持できるという利点がある。また、複数の蒸発器を並列につなぐことで分散した熱負荷に対応でき、熱輸送距離の変化に対しても、配管の長さやレイアウトをえることにより対応可能である。しかしながら、熱入力の変化に対する不安定現象の除去、始動特性、無重力下での性能予測等は課題として残っている。

以上を踏まえ本研究では、今後さらに大型化、高発熱化が予想される人工衛星、

プラットフォームの熱制御に適用できうるディバイスの実用化を目指し、上述の課題を解決することを研究の目的としている。

本論文は、5章で構成されている。以下各章ごとの概要について述べる。

第1章は序論であり、研究の背景および従来の研究について概観し、本論文の意義を明示して目的を述べる。また、本研究の成果は、従来の衛星およびロケットに有効であるばかりでなく、将来の大型衛星およびプラットフォームの熱制御に適用できることを述べ、後の章の構成を概説する。

第2章では、「大空」搭載および大型サーマルルーバの研究結果について述べる。「大空」搭載サーマルルーバでは、温度制御性の向上のためアクチュエータとバイメタルとの間にヒータを設け、強制的にバイメタルを加熱して、ブレードを回転できる構造とした。その後、サーマルルーバ単体および衛星に組み込んだ熱真空試験を行い、サーマルルーバからの放熱特性の設計結果の妥当性を確認した。さらに、ベースプレート温度、およびアクチュエータ温度の変化に対してのブレード角度の追従性を飛翔結果より解析した。その結果、ブレード駆動のためのバイメタルとアクチュエータとの熱伝導が非常に重要であることがわかった。大型サーマルルーバに関しては、サーマルルーバの複雑なブレードの動きを、サーマルルーバの各面間の多重反射および鏡面率を考慮した輻射交換係数とし、定量的に評価した。この解析結果の妥当性を熱真空試験により確認した。さらにこの関係を、熱解析プログラムへの入力データとしてデータベース化したことにより、サーマルルーバ単体での熱解析のみならず、衛星へサーマルルーバを組み込んだ時の熱解析が可能であることを示した。本熱解析結果を熱真空試験結果と比較することにより、サーマルルーバの実効輻射率、放熱量を高精度に予測することが可能であることを示した。

第3章では、PCM蓄熱器の研究の結果について述べる。まず、そのミッションに適合する蓄熱材の選定方法、コンテナ材との適合性、蓄熱材の化学安定性等を文献により調査し、その選定方法を確立した。特にパラフィン系の蓄熱材は、その温度領域が $-10 \sim 70^{\circ}\text{C}$ と制御対象機器の温度範囲に合致しており、コンテナ材およびフィン材として使用するA1、銅、ステンレススチール等の金属との相性が良く、今回のミッションのみならず衛星搭載機器の熱制御用としても十分対応可能であることがわかった。フィン部断面積と全断面積の比 (A_f/A_T) をパラメータとしてPCM蓄熱器の制御温度幅を解析する手法を確立した。蓄熱材として使用したn-tetracosaneをコンテナに封入する方法も確立した。また一連の特性試験によりPCM蓄熱器の吸熱特性の再現性と、地上環境下と無重力環境下で蓄熱材への伝熱特性が相違ないことを確認した。同時に設計時不明であったn-tetoracosanの変態熱を求め、n-tetracosanの潜熱には変態熱と融解熱があることを解明した。さらに製作した蓄熱器8台を実際のロケットに搭載し、6分間の無重力状態で得られたフライトデータを解析することにより、短時間、高発熱する機器の温度制御用としてPCM

M蓄熱器が有効であることを示した。

第4章では、キャピラリポンプループの研究について述べる。本章はテーマ別に4つの節からなる。第一に、ステンジャ型蒸発器を用いた単一ループでの実験を行った。蒸発器においては毛細管圧力が高いウィックを用いた方が熱輸送能力は高く、毛細管圧力が同程度のときは浸透率が大きい方が能力が大きいことが明らかになった。また、毛細管力が高いウィックの方が熱伝達率の低下は少ないことが示された。さらに、蒸発器の熱輸送特性にはウィックの熱伝導率が深く関与しており、熱伝導率の低いウィックを用いた方が良いことがわかった。第二に、高性能な蒸発器開発のためにアーテリ型蒸発器を考案し、その能力がステンジャ型蒸発器の5倍 ($1.4 \times 10^4 \text{ W/m}^2$) あることを実験により確認した。このアーテリ型蒸発器2台を並列に設置したループにおいて、蒸発器間の熱負荷条件を変化させループの挙動を詳細に観察した。その結果、並列運転においては、アイソレータは不可欠であり、これに使用するウィックは浸透率が大きいものが適していることがわかった。蒸発器への熱入力を不均等とした実験では、キャピラリポンプループの安定作動に必要な最小熱入力の存在と、総熱入力と蒸発器間入力の差に一定の相関関係があることがわかった。リザーバをループに組み込むことにより、ループの内圧の上昇を抑制し、温度を一定に保つことができるることを確認し、そのメカニズムについて考察を行い、個々固有のループに最適なリザーバの設計手法を確立した。定常運転時のループ、リザーバ内の蒸気および液の分布から計算されるループ内の全熱抵抗および全体のマスバランスにより、ループの温度を予測する手法を確立した。さらに、キャピラリポンプループの最大熱輸送量を、その構成コンポネントの圧力損失と蒸発器での最大毛細管力より求める手法をも確立した。第三に、このアーテリ型蒸発器を組み込んだ単一ループを用いて航空機実験を行った。この航空機実験においては、航空機が放物線弾道飛行を行うときに行われる最大20秒程度の微小重力環境、およびその前後に得られる1.5g程度の加速度環境においての熱輸送特性の差を検証した。この実験結果より、加速度レベルが増加するに従い熱輸送特性が最大2%減少することがわかった。第四に、平板型蒸発器を用いた実験から、気液界面の後退は、熱負荷の増加に伴いウィック表面から内部に後退していき、蒸気出口部から液入り口部へと進行することを観察した。

第5章では全体の結論を述べる。

以上の5章からなる本論文は、将来ますます重要となる宇宙用熱制御ディバイスの中で、サーマルルーバ、PCM蓄熱器およびキャピラリポンプループに着目して、汎用性を備えた解析モデルを提案し、加えて無重力下の特性を評価できることを示したことが成果となる。これらの成果は、今後予想される宇宙人工物の大型化、高発熱化に対処すると同時に、より高精度の温度制御を必要とする人工衛星、プラットフォーム等の熱制御に適用できる。