

機関番号：82645

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2008～2010

課題番号：20560741

研究課題名（和文） 周期加熱環境下におけるスマート熱制御手法に関する研究

研究課題名（英文） Study on a smart thermal control method under periodic heating environment

研究代表者

小川 博之（OGAWA HIROYUKI）

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号：60311172

研究成果の概要（和文）：本研究の目的は、月面等の周期加熱環境下に曝される宇宙機に有効な新しい熱制御手法を提案し、その実現性の検証を行うことである。熱輸送を担う小型高機能ループヒートパイプを新たに製作し、大気環境及び宇宙模擬環境での熱負荷変動および外部熱環境変化に対する制御性評価を行った。また、月面模擬環境システムを新たに製作するとともに、レゴリスシュミラントの熱物性評価に基づく周期熱環境モデルを新たに構築した。

研究成果の概要（英文）：The purpose of this study is to propose a new thermal control method under periodic heating environment and to demonstrate its feasibility. A new small loop heat pipe was developed as a heat transport device for this method, and thermal controllability against large heat load change and environmental change was evaluated under both atmospheric and vacuum conditions. A new instrument to simulate lunar thermal environment was fabricated. A thermal model for periodic heating environment was also developed based on the evaluation of thermophysical properties of the lunar regolith stimulant.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008 年度	1,600,000	480,000	2,080,000
2009 年度	1,000,000	300,000	1,300,000
2010 年度	700,000	210,000	910,000
年度			
年度			
総計	3,300,000	990,000	4,290,000

研究分野：航空宇宙工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：宇宙機熱制御

## 1. 研究開始当初の背景

近年、宇宙分野で月・惑星着陸計画が国内外で検討されているが、長期滞在を実現するためには従来とは異なる熱管理手法が必要となる。例えば月面では $-180^{\circ}\text{C}$ から $+120^{\circ}\text{C}$ の過酷な温度サイクルが約 30 日周期で訪れるが、太陽エネルギーを利用できない夜間におけるエネルギーリソースの確保が重要な研究課題となる。特に原子力技術を用いない日本

の宇宙開発においては、電力、重量の制約の中でこの環境温度差に対応できる熱管理技術は確立できておらず、最優先すべき研究課題である。

## 2. 研究の目的

本研究は、これまで有効な解決手段の無かった昼夜の排熱・保温要求に対し、太陽光周期加熱条件と着陸地表面熱物性に着目した新しい熱管理手法を提案し、電力を用いること

なく昼夜の熱要求を同時成立できる革新的な熱管理システムを確立することを目的とする。

### 3. 研究の方法

1年時は、本提案を実現させるために不可欠なマルチエバポレータ型ループヒートパイプの研究を中心に行う。熱輸送能力を向上させるために新規ウィックの研究と、マルチエバポレータ型ループの試作評価を行う。具体的には、太陽光照射時と日陰時の熱エネルギー移動量の関係から、機器側の第1エバポレータと月地下側の第2エバポレータの形状ならびにリザーバ容積をそれぞれ決定する。ウィックは重量と熱伝導性、耐熱性、耐宇宙環境性の観点から材料選定を行う。平均気孔径の整ったマイクロ細孔を有するウィックを製作するために、気孔径、気孔率、混合比の異なるウィックを複数製作する。また、試作ウィックの性能（毛細管力、浸透率、気孔率）評価を行うための評価システムを自作する。続いて、ウィックを組み込んだループヒートパイプの形状、仕様を熱流動解析に基づいて決定、試作し、作動流体を封入する。想定温度範囲は $-180^{\circ}\text{C}$ ～ $+120^{\circ}\text{C}$ であるため、作動流体には通常のアモニアではなく、低凝固点冷媒を用いることを検討する。次に、試作したループヒートパイプに対して、基本性能評価を行う。具体的には、エバポレータの熱負荷量とコンデンサ温度をパラメータとしたスタートアップ特性、定常・過渡特性評価、また、音速限界を調べる目的で低飽和温度点でのスタートアップ特性評価、および飽和温度点以下から高温へ変化させたときの過渡特性、温度制御性評価を行う。また、ループヒートパイプがキャピラリリミットを越えたときの特性、急激な温度上昇時の特性低下プロファイル、ドライアウトからの回復特性に関しては、高性能恒温水槽を導入し、詳細な特性評価を行う。

次年度は、昨年度の成果を受け、ループヒートパイプ(LHP)の製作・評価、詳細解析モデルによる熱的成立性評価、および月面環境模擬実験システムの構築を中心に研究を進める。

まず、LHPの製作・評価に関しては、昨年度製作した小型高性能ループヒートパイプ(LHP)を月・惑星着陸機の周期熱制御に適用できるように、マルチエバポレータへの設計変更および製作を行う。また、昨年度構築した大気中の実験評価システムを用いてマルチエバポレータ型LHPの基礎データを取得し、熱解析検討に必要な特性を明らかにする。

次に、詳細解析モデルによる熱的成立性評価では、実験で得られたLHPの特性と月面環境の関係から、本提案による熱設計の成立性を熱流体シミュレーションにより検討し、模擬月環境下での実験条件を決定する。

さらに、月面環境模擬実験システムの構築では、現有の熱真空試験チャンバーに温度コントロールパネルを新たに設置し、アポロデータに基づいて月表面熱周期環境( $-180^{\circ}\text{C}$ ～ $+120^{\circ}\text{C}$ )を模擬した実験系を製作する。昼と夜が30日周期で訪れる月面環境に対し、最終的には実時間スケールでの実験を行うが、機能検証実験においては熱物性値を調整し、数時間周期での特性評価が行えるよう、周期加熱条件ならびにレゴリス代替物を調整する。また、実時間スケールの実験では玄武岩質溶岩等を加工した擬似月土壌(レゴリスシュミラント)を用いる予定であるが、擬似レゴリスの熱物性値が実際のレゴリスと異なることが想定されるため、温度依存性も含めた詳細な熱物性検討を行う。

最終年度は、これまでに構築したループヒートパイプの製作、単体評価および月面・地下模擬実験システムに組み込み、擬似月環境下における熱制御特性評価試験を行う。低温( $-100^{\circ}\text{C}$ 程度)～高温( $+120^{\circ}\text{C}$ 程度)の準定常条件を与え、熱負荷量とコンデンサ温度が急激に変化した場合のLHPの過渡特性の評価を行う。その際、昨年度計測した擬似レゴリスの熱物性値を基に、周期加熱条件と熱拡散長の関係を求める。次に、月面環境数学モデルを用いて地下等温環境を模擬できる時空間条件を明らかにし、LHPの設置位置および実験条件を決定する。特に自律熱制御ループシステムへの適用の場合に懸念される、凝固点近傍でのループ起動特性(スイッチングしたエバポレータに満たされる作動流体が凝固点近傍まで温度が下がっていることが予想される)、および熱輸送限界(この場合はキャピラリリミットではなくエバポレータ部での飽和温度とコンデンサ部の温度差により生じる圧力損失がリミットファクターと成り得る)に関して詳細に実験評価を行い、凝固点近傍でのLHPの動作特性を明らかにする。また、コンデンサ部の熱交換率を向上させるための基礎検討も行う。

以上の実験結果を数値解析にフィードバックさせ、月・惑星着陸機熱管理システムの最適利用形態モデルを提示する。

### 4. 研究成果

初年度は、本提案を実現させるために高性能マルチエバポレータ型ループヒートパイプ(LHP)の要素研究を中心に行った。以下に本年度成果を記す。

- LHPの熱輸送能力を向上させるために、新規ウィックの研究開発を行った。具体的には、重量と熱伝導性、耐熱性、耐宇宙環境性の観点からウィック多孔質の材料選定を行い、選定結果に基づいてウィックの試作および特性評価を行った。その結果、平均気孔径の整ったマイクロ細孔を有する高性能ウィック

クを実現することができた。

- 次に、試作ウィックを具備したLHPの性能を確認するため、シングルエバポレータ型LHPを新たに設計、製作した（図1）。

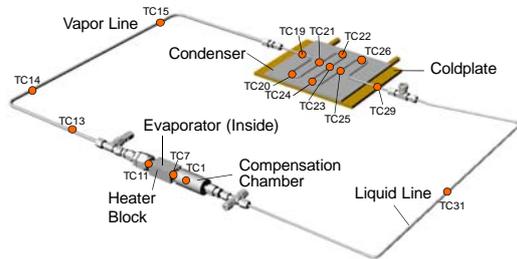


図1 小型ループヒートパイプ



図2 月面模擬システム

- 試作したLHPの性能を評価するための特性評価システムを構築し、基本性能を実験的に明らかにした。具体的には、エバポレータの熱負荷量とコンデンサ温度をパラメータとしたスタートアップ特性、定常・過渡特性評価、作動流体封入量依存性に関して詳細な特性評価を行った。
- 月面着陸機に適用可能なマルチエバポレータ型LHPの形状およびリザーバ容積をそれぞれ数値計算により求め、計算結果に基づいてリザーバ体型エバポレータを設計、製作した。また、実用型LHPの作動流体の選定を行い、想定温度範囲（ $-180^{\circ}\text{C} \sim +120^{\circ}\text{C}$ ）において凍結せず、また高い評価関数を有する低凝固点冷媒を選定した。

2年目は、昨年度開発したループヒートパイプの高性能化と月面・地下環境を模擬した実験システムの構築、ならびにレゴリスシミュラントの熱物性計測を中心に行った。以下に本年度成果を示す。

- ループヒートパイプにベヨネット管を設け、動作信頼性の向上を図った。またウィックとエバポレータのシール性を向上し、良好な動作特性を得た。また、マルチエバポレータに向けた課題抽出ならびにリザーバ設計を行った。
- 現有の熱真空試験チャンバーに温度コントロールパネルを新たに設置し、アポロデータに基づいて月表面環境（ $-180^{\circ}\text{C} \sim +120^{\circ}\text{C}$ ）を模擬可能な実験システムを製作した（図2）。月面では昼と夜が30日周期で訪れる。最終的には実時間スケールでの実験を行うが、機能検証実験においては熱物性値を調整し、数時間周期での特性評価が行えるよう、周期加熱条件ならびにレゴリス代替物を調整した。

- 擬似レゴリスの熱物性値を恒温槽を用いて詳細に評価した（図3）。周期加熱環境における熱応答より熱伝導率、比熱、密度の温度依存性を同定するとともに、月表面および地下の熱環境を予測可能な物理モデルを構築した（図4）。



図3 恒温槽内試験

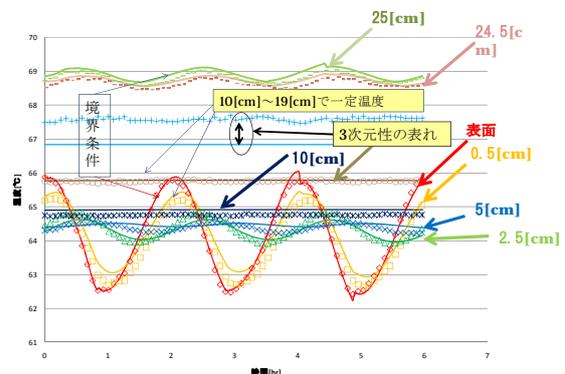


図4 熱応答の実験と解析比較

最終年度は、昨年度開発したループヒート

パイプの高性能化と月面・地下環境を模擬した実験システムの構築，ならびにレゴリスシミュラントの熱物性計測を中心に行った。以下に本年度成果を示す。

- 昨年度までに構築した月面・地下環境模擬システムにおいて，良好な真空度を得ることができなかった。スヌープ検査およびリーク検査により，原因が熱電対および電源ケーブルからのリークおよび真空ポンプの汚染であることを同定し，改修を図った。
- 宇宙環境用ループヒートパイプを試作した。コンデンサを展開ラジエータによるふく射放熱方式とし，蒸気管，液管にフレキシブルパイプを導入した。次に，模擬実験システムにより性能評価を行い，熱輸送性，熱応答特性を明らかにした（図5）。また，リザーバ制御による温度制御性の確認を行い，安定した動作温度制御が可能であることが示された（図6）。

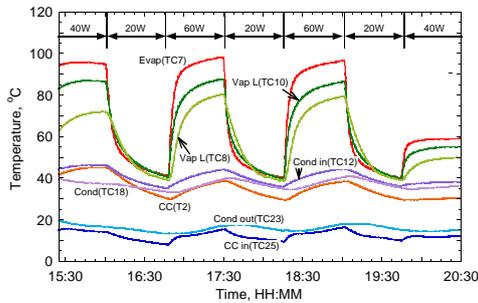


図5 LHPの周期加熱時の温度応答

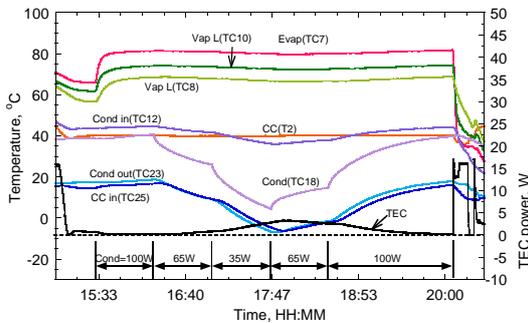


図6 外部環境変化に対する温度制御性

- 月面模擬環境を実現するために，レゴリスの熱物性データと加熱周期からレゴリス内部の温度変化，温度分布を予測した。また，アポロ15での温度実測データとの比較を行い，概ね良好な一致を得た。また，レゴリスシミュラントの放射率を明らかにするため，熱電対とサーモグラフィとの温度を一致させることで放射率の温度依存性を計測した。その結果，放射率は0.8-0.9程度であることが明らかとなった（図7）。また，得られた熱物性データをもとに加

熱周期，温度振幅を見積もり，最終的な実験条件を決定した。

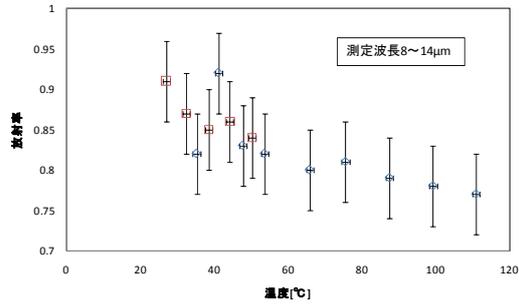


図7 レゴリスシミュラント放射率測定結果

## 5. 主な発表論文等

（研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線）

〔雑誌論文〕（計2件）

- ① 小野川英，長野方星，福吉芙由子，小川博之，ループヒートパイプの熱特性における作動流体封入量の影響，Thermal Science and Engineering, 18, 2010, pp. 9-15.
- ② Hosei Nagano, Ei Onogawa, Fuyuko Fukuyoshi, and Hiroyuki Ogawa, Effect of Amount of Fluid Charge in Thermal Performance of Loop Heat Pipe, Heat Transfer Asian Research, 39, 2010, pp. 355-364.

〔学会発表〕（計10件）

- ① Hosei Nagano, Masahito Nishikawara, Fuyuko Fukuyoshi, Hiroyuki Ogawa, and Hiroki Nagai, "Thermal vacuum testing of a small loop heat pipe with a PTFE wick for spacecraft thermal control," The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011年6月, Okinawa, Japan.
- ② 岡本篤，畠中龍太，川崎春夫，杉田寛之，小川博之，長野方星，大串哲朗，村上正秀，永井大樹，先進型熱制御デバイスループヒートパイプの研究開発，第10回宇宙科学シンポジウム 2011年1月，相模原
- ③ Hosei Nagano, Fuyuko Fukuyoshi, and Hiroyuki Ogawa, Investigation of a Small Loop Heat Pipe with PTFE Wick, 15th International Heat Pipe Conference, 2010年4月, Clemson, USA.
- ④ 福吉芙由子，長野方星，小川博之，多孔質テフロンウイック LHP の動作特性，平成21年度宇宙航行の力学シンポジウム 2009年12月5日相模原

- ⑤ Hosei Nagano, Fuyuko Fukuyoshi, and Hiroyuki Ogawa, Fabrication and Testing of a Small Loop Heat Pipe with a Plastic Wick, International Conference Heat pipes for space application, 2009年9月, Moscow.
- ⑥ 長野方星, 福吉芙由子, 小川博之, 高熱輸送小型ループヒートパイプの設計および実験的検証, 第28回混相流シンポジウム, 2009年8月9日, 熊本
- ⑦ 長野方星, 小野川英, 福吉芙由子, 小川博之, ループヒートパイプの熱特性における作動流体封入量の影響, 第46回日本伝熱シンポジウム, 2009年6月4日京都
- ⑧ 長野方星, 福吉芙由子, 小川博之, 月面長期滞在に向けた高性能ループヒートパイプの研究, 第10回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2009年3月12日, 仙台
- ⑨ 小川博之, 先進熱制御デバイスの研究, 第9回宇宙科学シンポジウム, 2009年1月9日, 相模原
- ⑩ 長野方星, 福吉芙由子, 小川博之, ループヒートパイプの高性能化に向けた先進ウィックの研究, 平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2008年12月5日, 相模原

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

小川 博之 (OGAWA HIROYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号：60311172

### (2) 研究分担者

長野方星 (NAGANO HOSEI)

名古屋大学・大学院工学研究科・講師

研究者番号：10435810