

令和 3 年 6 月 11 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2018～2020

課題番号：18H01630

研究課題名（和文）宇宙環境下熱流動現象の理解に基づく機能的熱流体制御デバイスの創出

研究課題名（英文）Creation of Functional Thermo-Fluid Control Device Based on Understanding of Thermo-Hydraulic Phenomena under Space Environment

研究代表者

小川 博之（OGAWA, HIROYUKI）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：60311172

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 13,700,000円

研究成果の概要（和文）：宇宙機のミッションの高度化，知能化を見据え，高い熱流束，小型軽量，大きな熱変動対応を満足するため，マルチエバポレータ型ループヒートパイプを主流とする熱流体制御ネットワークのコンセプトを提案し，蒸発器の高熱流束化，凝縮器の素過程理解による基礎学術的成果を元に高性能マルチエバポレータ型ループヒートパイプの構築ならびに宇宙模擬環境での高い熱輸送特性，自律熱制御機能の実証に成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

宇宙機ミッションの高度化，小型化に伴い熱制御要求が厳しくなりつつあり，従来のヒータとラジエータによる制御だけでは熱設計が成立しにくくなっていた。そのような状況に対して，本提案では自律機能を有する無電力熱輸送技術ならびにその知能的制御特性を実証できており，宇宙機熱制御の高度化に資する成果である。また本成果は宇宙環境のみならず民生機器の熱マネジメントにも応用できるため極めて意義が高い。

研究成果の概要（英文）：In anticipation of the sophistication and smartification of space missions, we proposed the concept of a thermo-fluid control network with a multi-evaporator type loop heat pipe which satisfies high heat flux, small size and light weight, and large thermal fluctuation response. We succeeded in constructing a high-performance multi-evaporator type loop heat pipe based on the fundamental academic findings of high heat flux on the evaporator and understanding of the elementary process of the condenser, and demonstrating high heat transport characteristics and autonomous heat control function in a simulated space environment.

研究分野：宇宙機熱制御工学

キーワード：宇宙機熱制御 ループヒートパイプ 超小型衛星

1. 研究開始当初の背景

近年、宇宙機ミッションの高度化、小型化に伴い熱制御要求が厳しくなりつつある。例えば深宇宙探査機 DESTINY+では軌道変更により熱環境が大きく変動し、太陽照射の大きい高温環境と、深宇宙での低温環境の両方で熱設計を、しかも低電力で成立させなければならない。また、近年開発が盛んな超小型衛星においては、PowerCube、MarCO など 3U サイズ(10cm×10cm×30cm)でありながら 100W 級の電力を用いる超高発熱密度衛星のコンセプトが提案されており、熱設計の成立が極めて難しい。発熱量自体は従来の中～小型衛星と同等であるが、小型化に伴い熱流束(単位面積当たりの発熱量)が従来の2~10倍と高くなる。このように、今後の宇宙機熱制御を高次に実現するための重要課題は①高熱流束対応、②小型軽量化、③大きな熱環境変動への対応の3点に集約される。これらは従来のヒータとラジエータのみの熱設計では達成不可能であり、高熱輸送性能と自律熱制御性を兼ね備えた小型軽量化熱制御技術の創出が期待される。

そのような背景のもと、近年マルチエバポレータ型ループヒートパイプ(MLHP)が注目されている。MLHPは従来のループヒートパイプが蒸発器が1つであるのに対し、蒸発器が複数個ある物であり、両側蒸発器に熱が加わる場合、蒸発器中に生じる作動流体の蒸発を利用し、発熱機器からの熱を吸収する。生じた蒸気が蒸気管に流れ、凝縮器に到達した後、凝縮することで熱を外に放出する。冷却液は液管とバイオネット管を経由し、蒸発器コアと補償室に戻り、毛管力で蒸発表面に引き上げられる。このように、作動流体を循環させることで、MLHPは複数の熱源を冷却できる。片側蒸発器のみに熱が加わる場合、非加熱側の蒸発器内部には加熱側の蒸発器からの蒸気が流入するため、熱の流れ方向が逆転し、二つ目の凝縮器として働く。このように、加熱側と非加熱側間での熱交換が可能になるので、非加熱側での放熱または保温が可能となる。このような機能性を有しているものの、いくつかの課題があった。一つは単位面積当たりの熱量を増大させるための高熱流束化に課題があった。高熱流束を阻害する要因は多孔体表面の沸騰開始による熱抵抗層の増大が原因と予想される。しかし気液界面後退の要因については蒸気層による閉塞か、あるいは局所毛細管限界によるものか、その物理は未だに解明されていなかった。また、凝縮器内の凝縮素過程も複雑であり、ラジエータの小型・軽量化を達成するためには凝縮器内の二相流体の凝縮過程を明らかにする必要がある。輻射冷却という低熱コンダクタンス条件で、LHPのような低流速二相流の凝縮様式は明らかにされていなかった。

2. 研究の目的

上記の背景を受け、本研究では宇宙機のミッションの高度化、知能化を見据え、高い熱流束、小型軽量、大きな熱変動対応を満足するため、マルチエバポレータ型ループヒートパイプを主流とする熱流体制御ネットワークのコンセプトを提案し、蒸発器の高熱流束化、凝縮器の素過程理解を研究目的とする。高熱流束化に関しては、熱流束を阻害する要因を実験的に明らかにするため、多孔体蒸発器内の気液界面後退現象を観察することで、気液界面後退のメカニズムを明らかにするとともに、最適な多孔体条件を明らかにする。凝縮器素過程については、様々な冷却条件においてラジエータ(凝縮器)での凝縮過程を可視観察し、ラジエータ温度分布と凝縮流動様式の関係性を明らかにする。また、上記知見を加えた MLHP を新たに構築し、宇宙模擬環境でその熱輸送性能と自律熱制御性を明らかにすることを研究目的とする。

3. 研究の方法

これまで LHP 分野において高熱流束と長距離輸送はトレードオフの関係にあることが知られているが、その物理的理由は明らかにされていない。本研究ではそのメカニズムを解明するとともに、将来宇宙機の熱要求である熱輸送距離 1m 以上で高熱流束を実現するため、蒸気溝形状、多孔体細孔径、浸透率、濡れ性とシステムの圧力損失の関係を明らかにする。多孔体気液熱流動観察装置を用いて、蒸発器蒸気溝と蒸発熱伝達との関係を明らかにし、高熱流束を実現し得る蒸気溝チャンネル構造、特性を同定する。また、蒸発部を模擬したシステムを構築し、蒸発器レベルでの特性向上を実験的に明らかにする。次に凝縮器の流動を可視化できる可視化用マルチエバポレータ型 LHP システムと光学系を新たに構築し、LHP 凝縮素過程をサーモカメラ(赤外域)とハイスピードカメラ(可視域)で観察し、凝縮様式を明らかにするとともに、物理モデルを提案する。また、ラジエータ全体の温度分布を詳細に計測することで、流路断面積、流路間隔、基盤の熱伝導率を考慮したフィン効率の最適化を図ったマルチエバポレータ型 LHP を構築し、宇宙模擬環境における高い熱流束、高効率放熱、ポーラスバルブの有効性を検証する。

4. 研究成果

(1) 高熱流束蒸発器の研究

蒸発器の高熱流束化のメカニズムと高性能化指針を明らかにするため、多孔体気液流動観察装置を用いて、多孔体の種類（銅、ステンレス、樹脂）、細孔半径（ $1.2\sim 4.5\mu\text{m}$ ）蒸気溝形状（深さ 1mm ，幅 $0.2\sim 1\text{mm}$ ），親水化を目的とした加熱側マイクロ溝加工の有無をパラメータとした基本特性実験を行った。その結果、蒸気溝本数の増大と加熱面の超親水化が蒸発熱伝達率の増大と高熱流束化に効果的であるということが明らかとなった（図 1）。この理由は、蒸気溝本数の増加に伴い、加熱面で気液相変化が行われる三相界線（薄液膜蒸発が発現する相境界線の全長）が増えることにより熱伝達が促進されるためである。親水化を目的としたマイクロ溝加工についても、親水化による毛管力限界の向上だけではなく三相界線の増大に大きく寄与したことが性能向上の原因であることが明らかとなった。

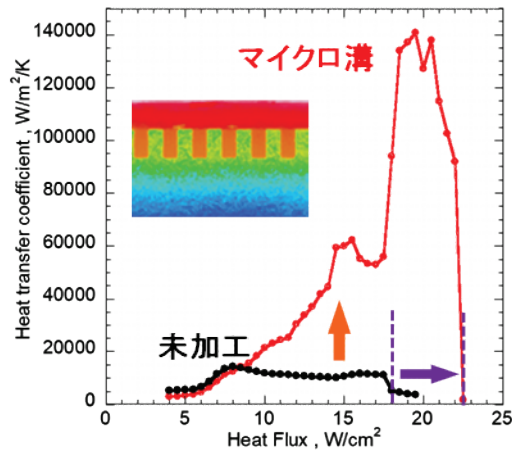


図 1 熱流束と蒸発熱伝達率の関係（マイクロ溝の有無による性能比較）

次に、蒸発器のシステムとしての性能を確認するため、蒸気溝を最適化したウィック（2種類）とマイクロ溝加工を施した加熱面を組み合わせた円筒型蒸発器を製作した（図 2）。エタノールを作動流体として実験を行ったところ最大熱流束ならびに蒸発熱伝達率がウィック単体での評価試験に対して低下した（図 3）。この原因として、加熱面の面積増大に伴い、蒸気溝が長くなり、その結果、蒸気溝を通過する圧力損失の増大した事、加熱が一様ではなく分布が生じたことにより局所的なドライアウトが加熱部中心で起きていたことが原因であることが明らかとなった。

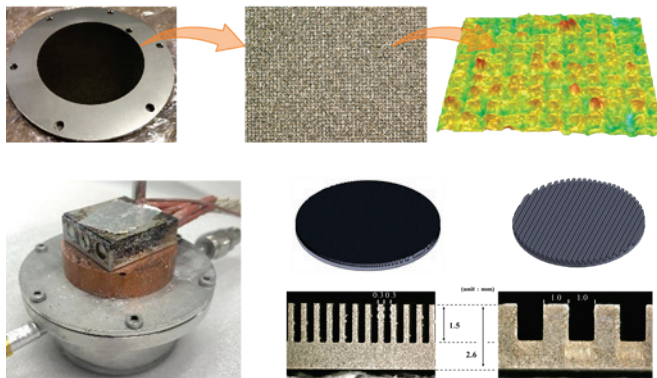


図 2 蒸発器試験セットアップ（上：マイクロ溝加工を施した加熱面，下左：蒸発器，下右：ウィック）

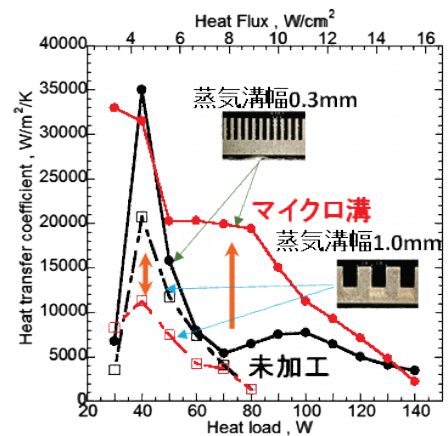


図 3 熱量，熱流束と蒸発熱伝達率の関係

(2) 凝縮器および内部可視化

凝縮器が可視化可能なMLHPおよび光学系を新たに構築し（図4），ボトムヒート姿勢，水平姿勢とトップヒート姿勢におけるMLHPの内部流動特性を明らかにした。図5に熱負荷と凝縮器の内部流動様式の関係を示す。凝縮器内部における凝縮フローパターンは、熱負荷の増大に伴い、

半環状流/波状流→スラグ流/気泡流→サブクール流に遷移することが確認された。また、熱リークを実験結果より求め、熱リーク比率と二相長の関係を明らかにした。さらに、位置水頭の影響を調べた結果、ボトムヒート姿勢におけるMLHPの熱輸送効果が最も高かった。重力駆動領域では、熱リーク比率は低くなり、二相長が増加する傾向を示した。その時、凝縮器内部にサブクール量が小さい、フローパターンは主にスラグ流であった。

図6に水平姿勢における各蒸発器コアと各補償チャンバー（CC）の可視化結果を示す。図中の最上段は蒸発器コア1、二段目はCC1、三段目は蒸発器コア2、四段目はCC2の可視化結果である。①はバイオネット管、②はシース型熱電対を表す。点線は気液界面を表す。両側蒸発器に熱負荷を印加した場合には、両CC内は気液二相状態になることを確認した。片側蒸発器に熱負荷を印加した場合には、非加熱蒸発器コア内部で核沸騰が発生する現象を初めて観測した。また、熱負荷の増加に従い、CC内部の気液界面が上昇した。従来はMLHPが動作する際、片側CCのみに気液二相状態が存在し、MLHPの動作温度を支配すると言われていたが、今回の実験結果から、すべての姿勢における気液二相状態は二つCCの中に共に存在し、二つCCが共にMLHPの動作を支配していることが確認された。

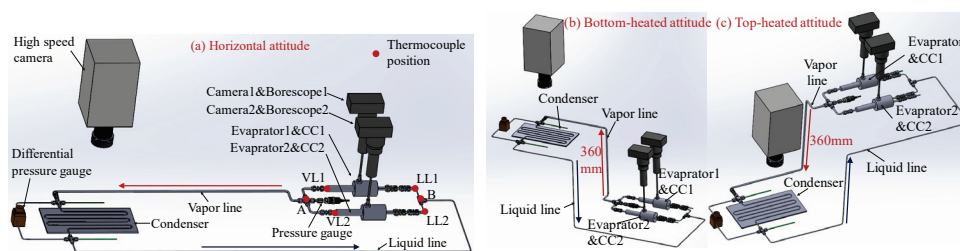


図 4 MLHP 可視化実験装置

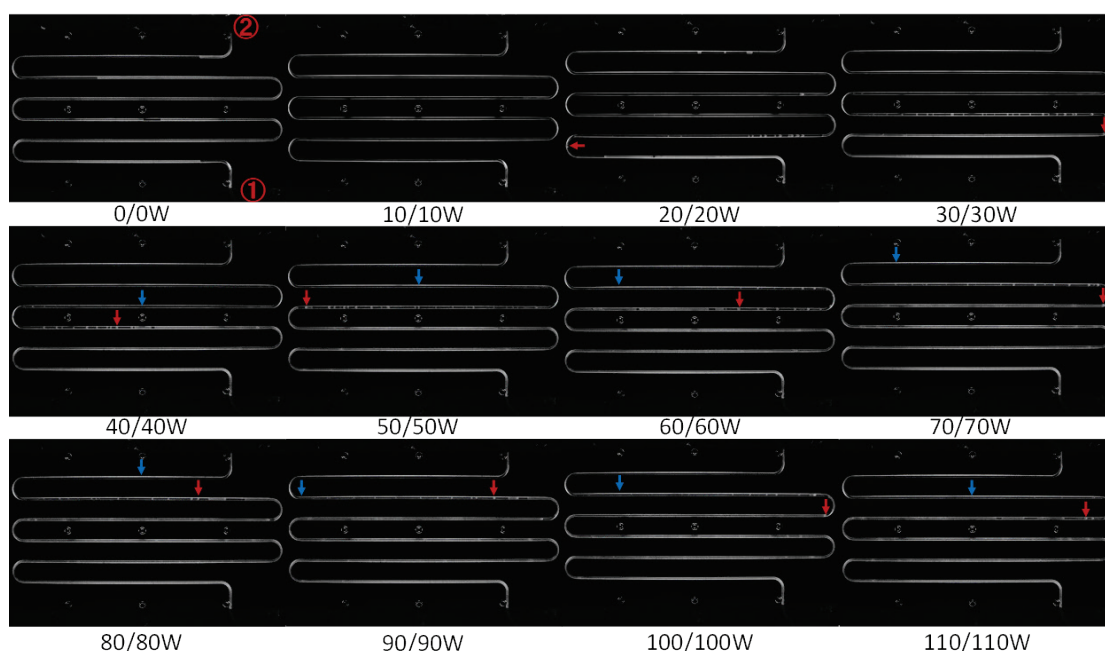


図 5 凝縮器の可視化結果

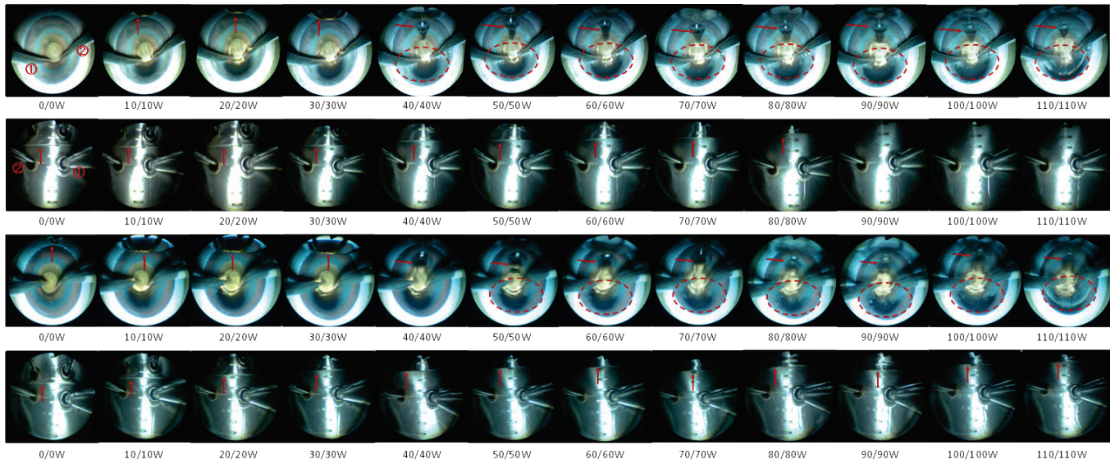


図6 マルチエバポレータの内部可視化結果

(3) MLHPのシステムとしての評価

蒸発器高熱流束化と凝縮器に関する知見を基に宇宙用マルチエバポレータ型 LHP の設計製作を行った。図7に設計した MLHP の模式図を示す。冷却対象の発熱部を共有し、多孔体による流動制御を行うポーラスバルブを凝縮器合流部に設けた。図8に製作した MLHP の熱真空試験セットアップ時の写真を示す。宇宙模擬環境下で熱輸送量、放熱性能を見られるよう、ラジエータ面のみ宇宙模擬環境に面し、他は多層膜断熱材で覆われる構成とした。図9に熱真空試験時の MLHP の温度プロファイルを示す。熱負荷 10W/10W (計 20W) で MLHP は動作を開始し、最大 70W/70W (計 140W) まで熱輸送することができた。また、ラジエータに外部熱入力がある場合はポーラスバルブにより熱流入を遮断し、蒸発器温度の上昇を抑えられることが確認され、ポーラスバルブによる自律制御の有効性を実証することができた。

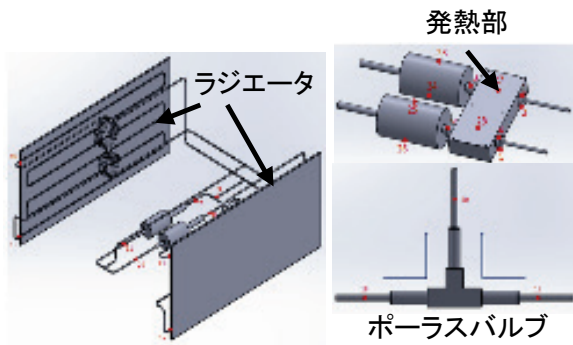


図7 MLHP 模式図

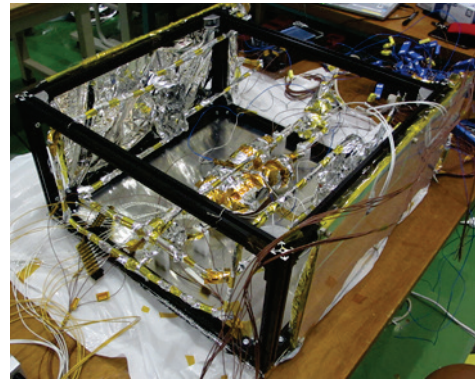


図8 MLHP 試験セットアップ写真

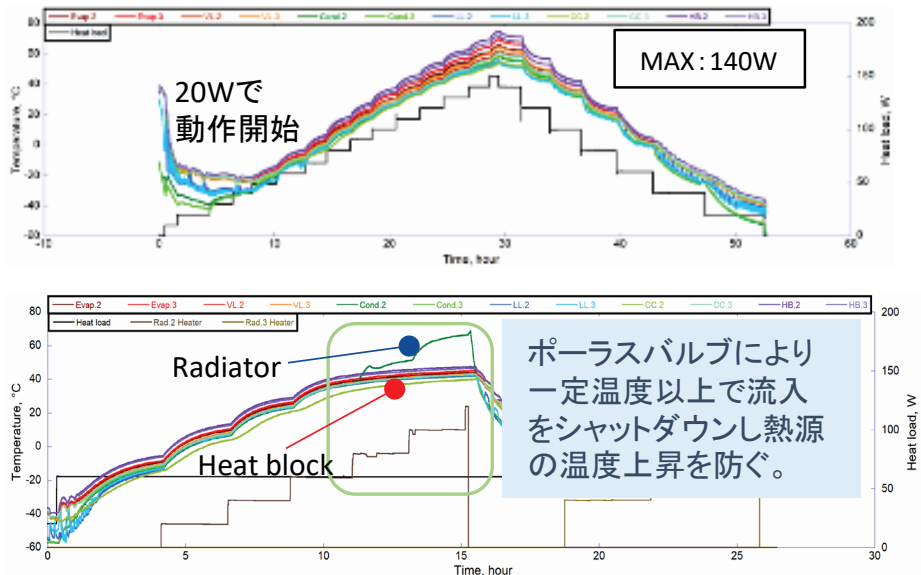


図9 熱真空試験結果

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件/うち国際共著 1件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Odagiri Kimihide, Nagano Hosei, Ogawa Hiroyuki	4. 巻 158
2. 論文標題 Experimental investigation on thermal characteristics of a capillary pumped loop with different reservoir locations	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 International Journal of Heat and Mass Transfer	6. 最初と最後の頁 119964 ~ 119964
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.119964	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Chang Xinyu, Watanabe Noriyuki, Nagano Hosei	4. 巻 135
2. 論文標題 Visualization study of a loop heat pipe with two evaporators and one condenser under gravity-assisted condition	5. 発行年 2019年
3. 雑誌名 International Journal of Heat and Mass Transfer	6. 最初と最後の頁 378 ~ 391
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.01.121	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件/うち国際学会 1件）

1. 発表者名 X. Chang, H. Nagai, N. Watanabe, H. Nagano, H. Ogawa,
2. 発表標題 Visualization Study of Multi-evaporators Loop Heat Pipe under Different Heating Conditions
3. 学会等名 Sixteenth International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 常新雨, 渡邊紀志, 永井大樹, 小川博之, 長野方星
2. 発表標題 マルチエバポレータ型ループヒートパイプの内部流動特性 - 重力が及ぼす影響の可視化 -
3. 学会等名 第40回熱物性シンポジウム
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 分担 者	長野 方星 (NAGANO HOSEI) (10435810)	名古屋大学・工学研究科・教授 (13901)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------