

微小重力下での
「Capillary Pump Loop」
の作動実験

Observation of flow condition in Capillary Pump Loop under microgravity environment

石井 誠一⁽¹⁾

Seiichi Ishii

石倉 精三⁽²⁾

Seizou Ishikura

田中 清志⁽³⁾ 間瀬 一郎⁽³⁾ 藤井 源四郎⁽³⁾

Kiyoshi Tanaka Ichirou Mase Gensirou Fujii

宮崎 慈⁽⁴⁾

Sigeru Miyazaki

永田 勝也⁽⁵⁾ 勝田 正文⁽⁵⁾

Katuya Nagata Masafumi Katuta

(1) 宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

(2) (財) 宇宙環境利用推進センター

Japan Space Utilization Promotion Center

(3) 日本電気株式会社

NEC Corporation

(4) NEC航空宇宙システム(株)

NEC Aerospace Systems

(5) 早稲田大学

Waseda University

ABSTRACT

The application of two Phase Thermal Control Systems is anticipated for large and complex spacecraft such as Space Station and Space Platforms. Under these circumstances of future large scale spacecraft mission, various kinds of thermal loops with only sensible fluid heat are considered as promising devices for high power thermal management.

The CPL is a heat transfer device which employs the latent heat of vaporization and condensation. It can transfer large amounts of heat over longer distances than conventional mechanical two phase heat transfer system.

This paper describes the experimental results which are flow patterns of vapor and liquid inside the evaporator, condenser and isolater and heat transfer capability.

1. 緒言

宇宙ステーション時代における、宇宙環境利用基盤技術の整備の一環として、実験支援技術の中の温度測定・制御技術の開発の一つとして、小型能動型熱制御方式（キャピラリ・ポンプ・ループ）の微小重力下における、作動特性、流動観察を行った。

本稿においては、航空機を用いた微小重力下においてキャピラリ・ポンプ・ループ（CPL）の作動状況及び液体・気体の流動状況に付いて述べる。

2. 実験方法

2.1 実験内容

本実験では、微小重力下でCPLの以下の作動特性を検証する。

- ①微小重力下でのCPLの作動特性を調べる
- ②種々の加速度条件下での流体の挙動を観察する

2.2 実験装置

本実験装置の全体を図1に示す。装置は、実験部（蒸発部、断熱部、凝縮部、アイソレータ）、計測部、電源部から構成されている。実験部の詳細を図2、蒸発器形状を図3、凝縮器形状を図4に示す。また、各部の特徴を以下に示す。

(1) 蒸発部

蒸発部は、アーテリー型の蒸発器を使用しており、外部から流動が観察できるように半割れ型になっている。

(2) 断熱部

1/2インチのステンレスパイプを断熱材で覆っている。

(3) 凝縮部

凝縮器は、平板にスリットを入れた構造としている。吸熱にはペルチェプレートを使用している。

(4) 観察記録系

蒸発器内、凝縮器内の流動状況はCCDカメラでそれぞれ観察され、ビデオに収録される。また、実験装置の前方からVTRによりアイソレータ内画像が収録される。

圧力及び各部温度についてはデータレコーダにより測定、記録される。

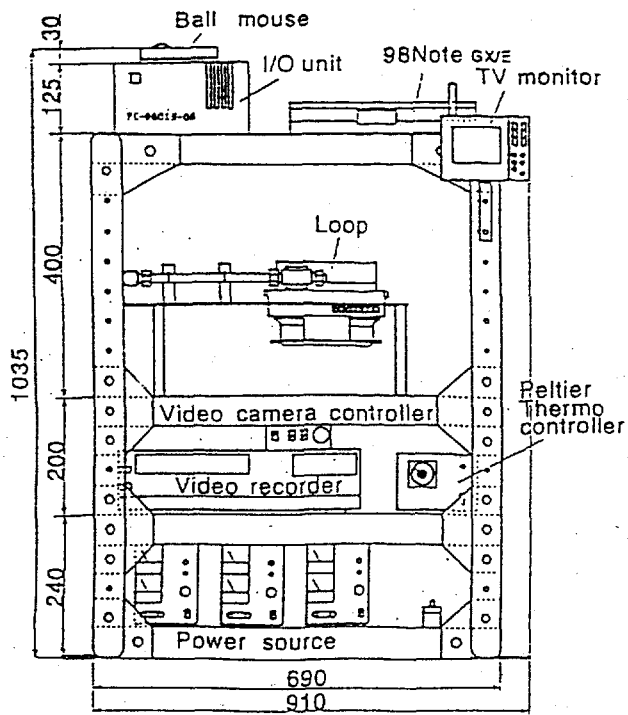


図1 実験装置全体
Fig.1 Experimental rack

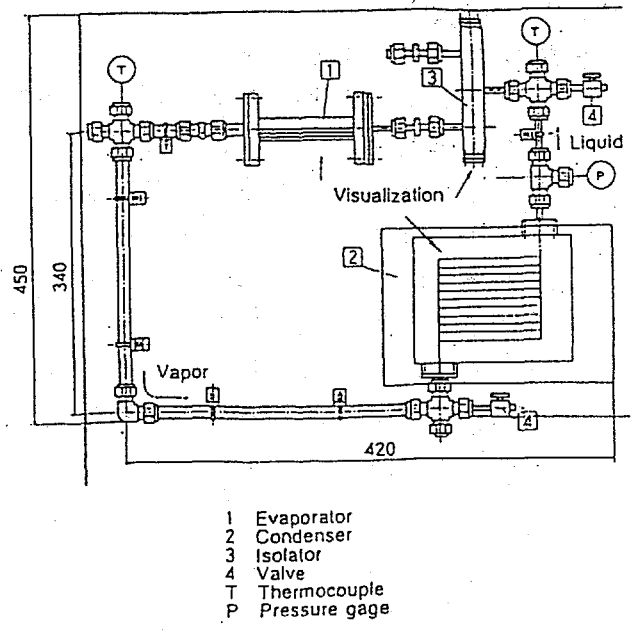


図2 実験部詳細
Fig.2 Schematic of CPL

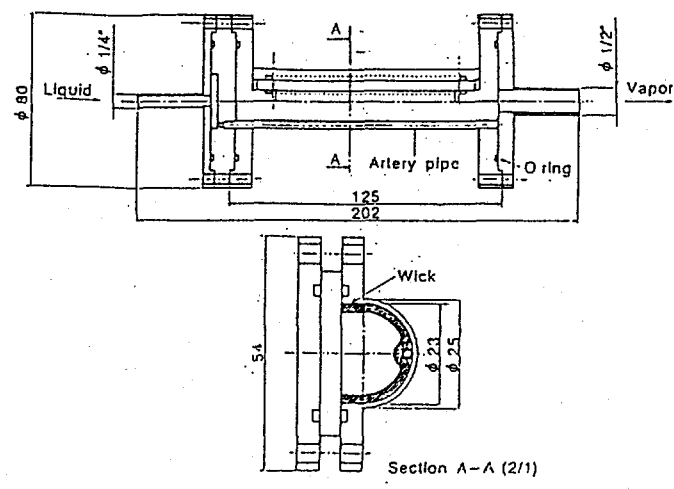


図3 蒸発器形状体
Fig.3 Evaporator

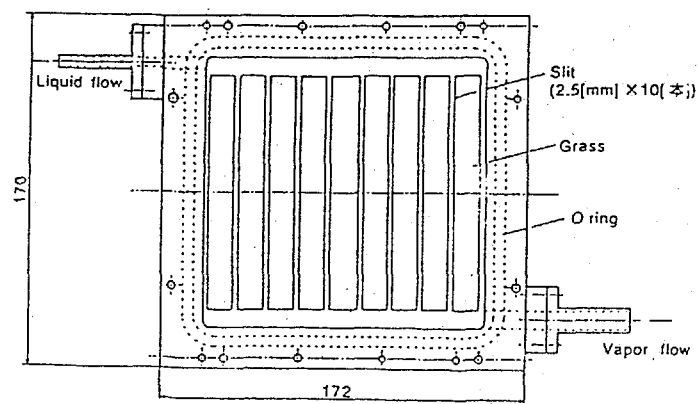


図4 凝縮器形状
Fig.4 Condenser

2.3 実験条件

実験条件一覧を以下に示す。

- ① フレオン封入量 : 54、60、80 cc
- ② 凝縮部温度 : 5、10℃
- ③ 蒸発器熱入力 : 0、10、15、20、25、30 w
- ④ 蒸発器形状 : アーテリ型
- ⑤ 蒸発器数 : 単一 (1台)
- ⑥ 凝縮器形状 : 平板グループ型 (1台)
- ⑦ アイソレータ数 : 単一 (1台)

実験は、フレオン封入量、凝縮部温度、蒸発器熱入力をパラメータとして表1に示す条件で実施した。

表1 実験条件
Table 1 Experimental mode

日	実験番号	熱入力 (w)	凝縮部温度 (℃)	R113封入量 (cc)
1	1~3	15	10	80
	4~6	20		
2	1	25	10	80
	2、3	30		
	4、5	35		
	6、7	30		
3	1~3	20	10	60
	4~6	25		
	7	0		
4	1	20	5	60
	2~8		10	
5	1、2	15	10	54
	3~7	20		
6	1、2	15	10	54
	3~8	10		

3. 実験結果及び考察

3.1 実験結果

3.1.1 可視部 (蒸発器、凝縮器、アイソレータ) の作動流体の挙動

ループ作動後、微小重力実験開始前は地上実験同様、次第にアイソレータ内が液で満たされていき、また蒸発器内も、低熱入力時にはある程度液が溜まっており、高熱入力になると液がほとんど無くなる現象が観察された。gレベルが変化する遷移時、及び最大重力時には、蒸発器及びアイソレータには特に変化はみられなかったが、凝縮器内に蒸気流路から気泡が激しく流れ込んでくる現象や、凝縮器内流路で蒸気と液が乱れ混じる様子が観察された。微小重力時には、凝縮器はそれまで混合していた蒸気と液が分離し、流路壁面に液が貼り付きその中で蒸気の流れている様子が観測された。また、蒸発器内は微小重力環境前に下部に溜まっていた液が、内壁面に沿って円周方向に均等供給される様子が観察された。

3. 1. 2 ループ内挙動

(1) 高負荷熱入力時ループ内挙動

図5 (a) は封入量80 (cc)、熱入力25 (w) のときの重力変化に対する壁面温度とループ内圧変化を示す。この条件は、地上における最大熱輸送条件である。

微小重力環境では上下の区別がなくなるので、定常状態になるならば、蒸発器壁面温度はどこも等温になると予想される。図5 (b) は上部温度と下部温度との温度差の変化を示しているが、この図からは微小重力環境に移行と同時に温度差が開いていき、温度差が縮まる様子が観察されないうちに微小重力環境が終了してしまうので、温度的には完全に過渡状態である。

顕著な温度降下は下部よりも上部で観察された。これは、地上では、上部付近は液不足気味の状態になっていることが考えられ、微小重力環境により下部にあった液がある程度上部に供給されることにより一時的に温度降下が起きているのではないかと考えられる。しかし、微小重力環境をこのまま維持した場合は、上部温度は再び上昇し始め、下部温度に近づいていき、最終的には一致するのではないかと考えられる。

図6はこの実験条件の時の地上における熱伝達率と微小重力実験での熱伝達率の比を示している。この条件では壁面温度降下が観察されたが、ループ内圧も減少しているので熱伝達率はほぼ一定の値を示している。

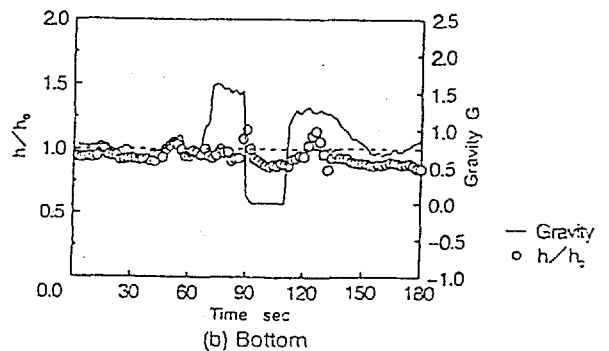
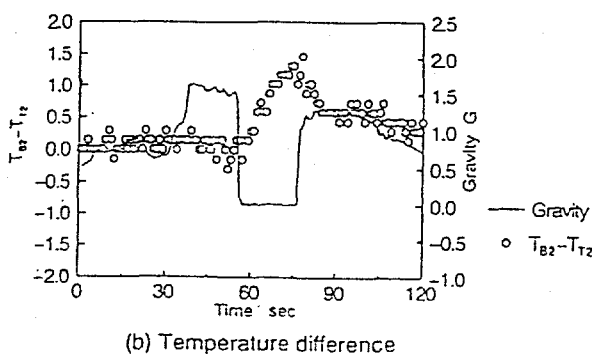
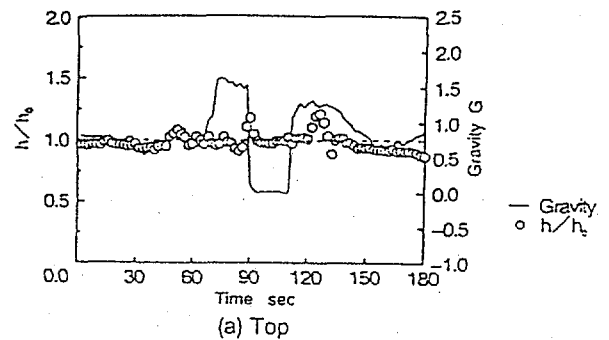
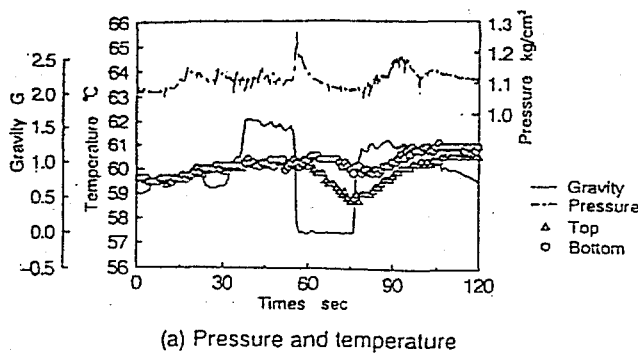


図5 実験結果 (80cc, 25w)
Fig.5 Experimental result (80cc, 25w)

図6 実験結果 (熱伝達率の比)
Fig.6 Ratio of the heat transfer coefficient

(2) 低負荷熱入力時ループ内挙動

図7 (a) は封入量80 (cc)、熱入力15 (w) のときの重力変化に対する壁面温度とループ内圧の変化を示している。

微小重力時に温度降下等が観察されないのは、地上実験時に置いて上部・下部共に液量が十分あるためと考えられる。また、このまま微小重力環境を維持した場合には、上部付近に関しては、上部伝熱面上に出現した液膜の影響により壁面温度は徐々に上昇していくと考えられる。

3.2 考察

3.2.1 蒸発器内部の液の厚さ

蒸発部の可視部における流動観察の結果、蒸発器下部に留まっていた液が微小重力環境への移行とともに蒸発器壁面の円周方向に沿って均等に分配されることは3.1項で記述したが、図8 (a) のように下部に溜まっている液量が多い場合には微小重力環境時は液膜が厚くなり、図8 (b) のように下部に溜まっている液量が少ない場合には殆ど液膜が観察されない状態になると考えられる。

図9は液量80 (cc) における熱入力に対する蒸発器内の液の厚さを上部、下部、 μg 環境について示したものである。同じ熱入力でも蒸発器の壁面の部位及び重力等の違いにより液の厚さにかなりの差が生じる。したがって、蒸発器の性能については液の厚さと熱入力のバランスをさらに検討しなければならないと考えられる。

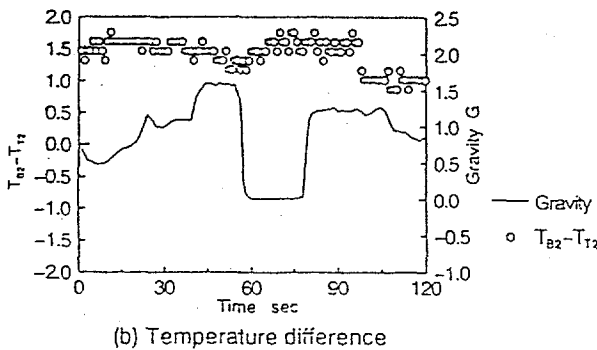
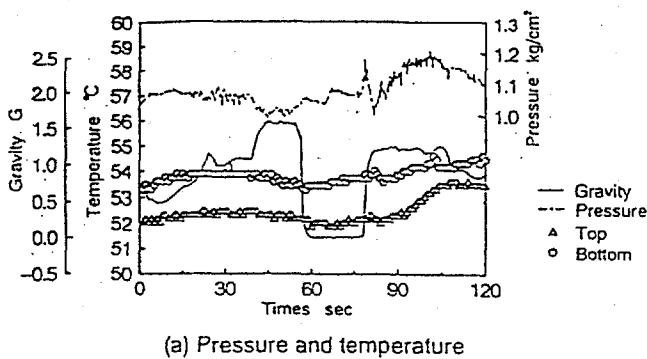


図7 実験結果 (80cc, 15w)
Fig.7 Experimental result (80cc, 15w)

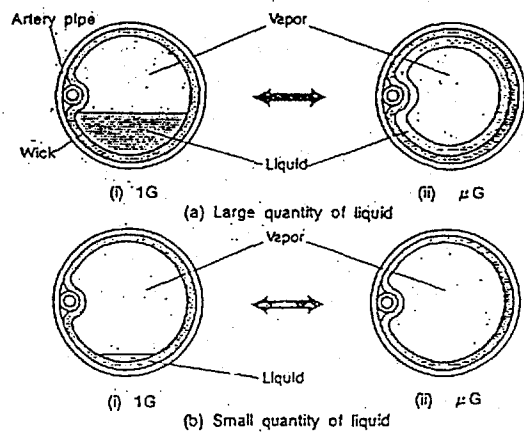


図8 蒸発器内部の液状態
Fig.8 Inside of evaporator

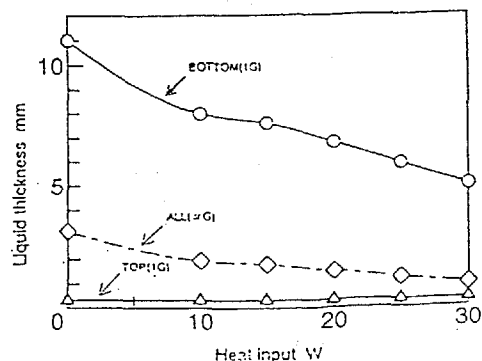


図9 蒸発器内部の液厚さ
Fig.9 Liquid thickness vs.heat input

4. 結言

航空機による微小重力環境化において、CPLの作動実験を行ない、種々の重力環境下において、ループの圧力、各部の温度を計測しさらに、蒸発器、凝縮器、アイソレータ内の気液の流動様式を観察できた。

実験結果を以下に示す。

(1) CPL作動特性について

- ・加速度の変化に対してCPLが安定的に作動することが確認できた。
- ・蒸発の促進には、蒸発器内の伝熱面上に存在する作動液層の厚さと熱負荷のバランスが重要な要因になる。

(2) 流体の挙動観測

- ・ μ -g 下において、蒸発器及びアイソレータ内で作動液がウィックに均等に分散する現象を観察できた。
- ・ μ g 下において、アイソレータの気液分離能力が確認できた。
- ・ $2g \sim \mu g$ 化において、凝縮器内の気液界面の挙動が観測できた。

謝 辞

本航空機実験を実施するにあたり、実験準備、フライト、撤収作業の全期間を通して御支援、御協力を頂いたダイヤモンドエアサービス㈱の皆様に深く感謝いたします。