

衛星搭載熱制御デバイスの開発実施状況

Development of Heat Transfer Devices for Thermal Control of Satellites

システム評価技術グループ

岡本 篤

Space Systems Evaluation Engineering Group

Atsushi Okamoto

Abstract

Recently oscillating heat pipe (OHP) is desired for the thermal management system for future spacecraft. The principle of heat transfer of OHP is quite different from that of conventional heat pipe and its heat transfer ability is much higher than that of conventional one. To apply OHP to the spacecraft, the effect of gravity on the heat transfer of OHP should be examined. This paper describes the result of in-orbit experiment of μ -LabSat's onboard OHP.

Keyword: OHP, space craft, heat pipe, μ -LabSat

1.はじめに

近年、宇宙機搭載電子機器の高発熱密度化に伴い、機器から放熱パネルへの熱輸送の効率向上が要求されてきており、様々な熱輸送デバイスの研究開発が行われている。中でも振動流型ヒートパイプ (Oscillating Heat Pipe, 以下 OHP) と呼ばれる熱制御デバイスが注目されている。その作動原理は、従来のヒートパイプのものと全く異なり、熱輸送性能も従来のヒートパイプよりも優れている。本研究では、OHP の宇宙機への適用を目指し、 μ -LabSat に OHP 供試体を搭載し軌道上実証実験を行った。その結果について詳しく述べる。

2.振動流型ヒートパイプ(OHP) 概要

OHP は、近年発明された先進型熱輸送素子であり、[1]従来のヒートパイプとは作動原理がまったく異なる。しかし適正動作熱入力範囲では重力依存性が少なく、形状が薄肉平板かつ軽量であるので宇宙機への搭載性がよく、将来宇宙機の熱制御システムへの適用が期待される。[2]

構造としては厚さ数 mm の平板内に設けられた密閉蛇行細管とその内部に封入された二相凝縮性作動流体からなり、その作動原理は、Fig.1 に示すように従来のヒートパイプと全く異なり加熱部で継続的に行われる核沸騰と冷却部における凝縮に起因する断続的な圧力振動が発生し、熱輸送が行われる。

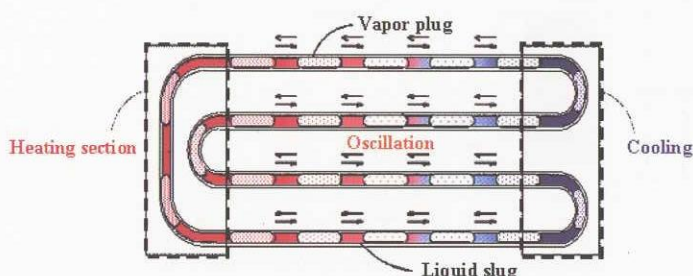


Fig.1: Principle of the heat transfer of OHP

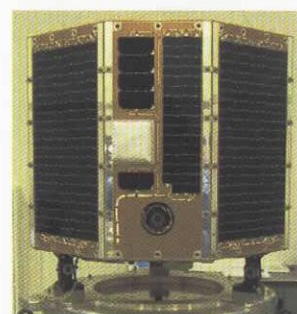


Fig.2: Appearance of μ -LabSat

3. 成果の概要

3.1 軌道上実証実験概要

軌道上実証実験は、OHP 供試体を μ -LabSat に搭載して行われた。 μ -LabSat とは、NASDA の技術研究本部(現 JAXA 総合技術研究本部)がインハウスで製作した約 50kg の小型衛星で平成 14 年 12 月 14 日に「みどり II」のピギーバック衛星として打ち上げられ現在高度約 800km を周回している。 μ -LabSat の外観を Fig.2 に示す。

3.2 搭載コンフィギュレーション

OHP は、八角柱形状の衛星の 1 つのサイドパネル内側中央付近に搭載され、そのサイドパネルとは GFRP 製の断熱スペーサと MLI で可能な限り断熱措置が施されている。搭載 OHP には端部に実験用ヒータ(過熱防止用のサーモスタット付)が 2 枚添付してあり、温度センサが流路軸方向に 3 箇所に取り付けられている。搭載 OHP は、ターン数 120、溝ピッチ 2mm、溝寸法 1.5mm×1.0mm であり、冷媒として HFC-134a が約 60% 封入されている。搭載 OHP の地上における熱輸送性能については、衛星搭載模擬実験(真空中)を事前に実施し、取り付けプレート温度を 0°C に設定した場合においては、熱負荷 7.5W までは良好に動作し、また熱負荷 9.0W では OHP として機能しないこと(ドライアウト現象)を確認した。供試体の搭載コンフィギュレーションとヒータ/熱電対の取り付け位置を Fig.3, Fig.4 に示す。

3.3 実験条件および内容

μ -LabSat を利用した軌道上実証実験の実験条件、および内容を以下に示す。

A. 低熱負荷実験

負荷熱量：約 3 W

目的：軌道上における低熱負荷時の熱輸送機能確認

B. 高熱負荷実験

負荷熱量：約 6W

目的：軌道上における高熱負荷時の熱輸送機能確認

ドライアウト近傍における挙動確認

C. 機能回復実験

負荷熱量：約 3W

目的：ドライアウト後の機能回復確認

B の実験より 1 日、6 ヶ月、11 ヶ月経過後に実施

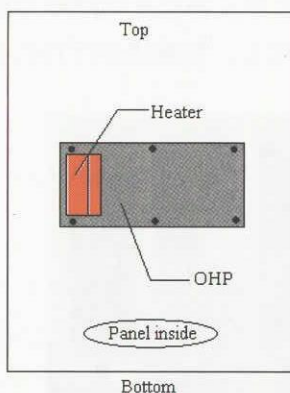


Fig.3: Configuration of OHP in μ -LabSat

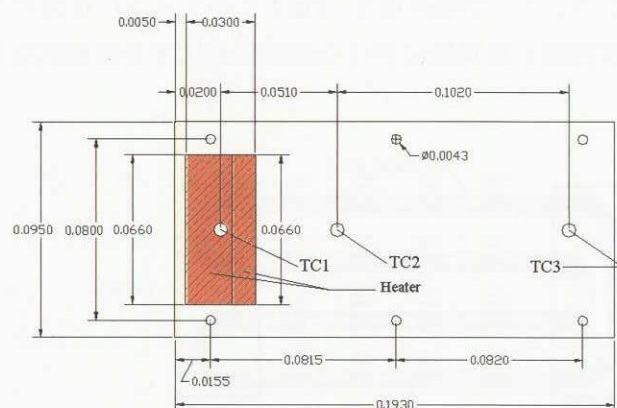


Fig.4: Specification of OHP

3.4 実験結果

A. 低熱負荷実験

負荷熱量が3Wの低熱負荷実験の結果をFig.5に示す。横軸は、時間[sec]、縦軸は熱電対の温度データ[°C]を示す。温度測定点3点の温度プロファイル(実測値)の温度差は小さく、良好に熱輸送が実現できていると判断できる。

B. 高熱負荷実験

負荷熱量が6Wの高熱負荷実験の結果をFig.6示す。ヒータ入力直後は、温度測定点3点の温度差はあまり大きくなく、良好に熱輸送が実現できているが、途中(約1600秒付近)から温度差が急激に広がり非動作(ドライアウト)となっている。また、ほぼ同時刻にメインバス電圧変動の影響のため、設定熱負荷量が8.0Wを超える条件が確認されている。搭載OHPは、地上実験において7.5Wまでは動作し、9Wではドライアウトしている(@0°C)ことから、本軌道上実証実験中にドライアウトを起こす条件に至った可能性がある。

C. ドライアウト後の機能回復実験

Bの高熱負荷実験でドライアウトを生じたため約1日程度の時間をあけて機能回復実験を行った。その結果をFig.7(a)に示す。ヒータ入力直後はOHPの温度測定点の温度差は少なく良好に熱輸送が行われていることが確認できるが、1時間15分後に温度差が急激に広がってしまっており、本実験実施時には、熱輸送機能を完全には回復していなかった可能性がある。同様の実験を、6ヶ月、11ヶ月経過後にも行ったが(6ヶ月後に行った実験結果をFig.7(b)に示す)、これらの実験においても、同様の結果が見られた。

本搭載OHPを用いて、事前に実施した地上確認実験ではこのような事象は確認されていない。しかし他のOHPを供試体とした別の地上熱輸送実験においてはOHPの形状・内部構造および設置状況などによっては、ドライアウト後に熱負荷を除去してしばらく時間が経過した後でも熱輸送機能が回復できない事例が確認されている。また、本実験において、打ち上げから時間が経過するにしたがって熱輸送機能持続時間が短くなっている事象も見られる。この原因は、一概には言えないが封入した冷媒が何らかの理由によりリークしていることも考えられる。これらの現象の原因追及のために様々な条件で実験を行い、データ収集および評価が今後必要である。

4 まとめ

本実験を通じて以下のようなことが確認できた。

- ①軌道上におけるOHPの熱輸送機能が確認できた。
- ②ドライアウトにより熱輸送機能を失った後、一定時間が経過しても機能が回復しない事象が見られた。
- ③②の事象に関して、実験実施日が打ち上げ日から経過しているほど、熱輸送機能持続時間が短くなっていることから、封入した冷媒がリークしていることも考えられる。

今後も宇宙機への搭載が可能なOHPの設計手法の確立を目指して、課題の洗い出し、地上/軌道上実験および解析による課題の解決を行っていく必要がある。

[参考文献]

[1]. H.Akachi, S.Notoya, S.Maezawa,

“Thermal Performance of Capillary Tunnel Type Flat Plate Heat Pipe”, International Heat Pipe Conference, (1995)

[2]. 村山 正覧, 井上 剛良, 鈴木 祐二, 「自励振動型ヒートパイプの宇宙利用に向けた実験的研究」, 第39回日本伝熱シンポジウム講演論文集, 151-152, (2002)

[3]. 岡本 篤, 二俣 亮介, 「 μ -LabSat 利用による振動流型ヒートパイプの軌道上実証実験」, 第47回宇宙科学技術連合講演会講演論文集, 894-896, (2003)

Nomenclature

T : temperature [K]

τ : time [sec]

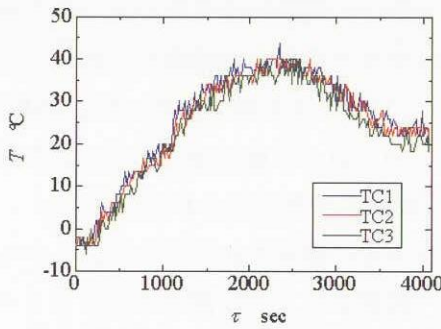


Fig.5: Temperature profile of OHP surface in high power input test

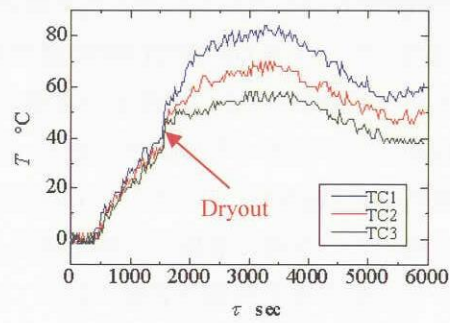


Fig.6: Temperature difference in plane in high power input test

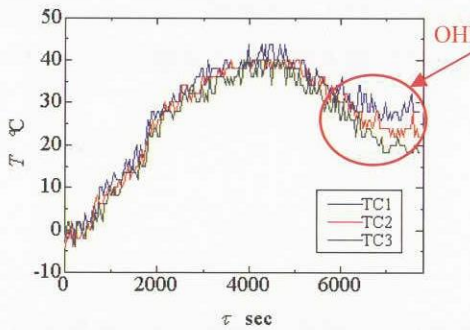


Fig.7(a): Temperature profile of OHP surface in recovery test after dryout

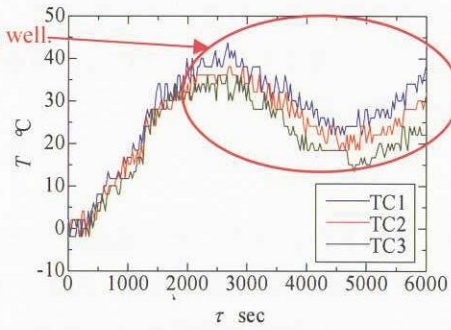


Fig.7(b): Temperature profile of OHP surface in recovery test after dryout