

技術試験衛星Ⅷ型展開ラジエータ(DPR)の 地上特性評価試験結果報告

Characteristic of Deployable Radiator (DPR) for Engineering Test Satellite-Ⅷ in Grand Test

総合技術研究部 システム評価技術グループ / 川崎春夫、矢部高宏、岡本篤

ETS-Ⅷプロジェクトチーム / 野田浩幸

Haruo Kawasaki¹⁾, Takahiro Yabe¹⁾, Atsushi Okamoto¹⁾, Hiroyuki Noda²⁾

1) Space Systems Evaluation Engineering Group

2) ETS-Ⅷ Project Team

Institute of Space Technology and Aeronautics (JAXA)

Abstract

The deployable radiator (DPR) with looped heat pipe is planned in Engineering Test Satellite-Ⅷ. The loop heat pipes are able to transport heat over long distances in satellite. The thermal control systems such as the loop heat pipes are demanded with precise control and expected to operate on orbit for 10 to 20 year. The non-condensable gas in loop heat pipe with working fluid affects the precise control and performance. The paper describes an investigation into operating characteristics of loop heat pipe in DPR and an effect of non condensable gas.

1. はじめに

展開ラジエータ(DPR)は、衛星の大電力化に伴う排熱増加、およびロケットフェアリング収納スペースの制約条件から限界に近づきつつある排熱面を軌道上においても確保するため、打上げ時に収納していた放熱面を軌道上で展開する方式の実験用展開型ラジエータであり、図1の外観を有する。DPRは、図2に示すループヒートパイプ(LHP)[1]をラジエータフィードとする排熱実験装置として運用され、実験用ヒータの発生熱(LHPの負荷)をマイナスピッチ(北)方向へ放熱させる実験が計画されている[2,3]。

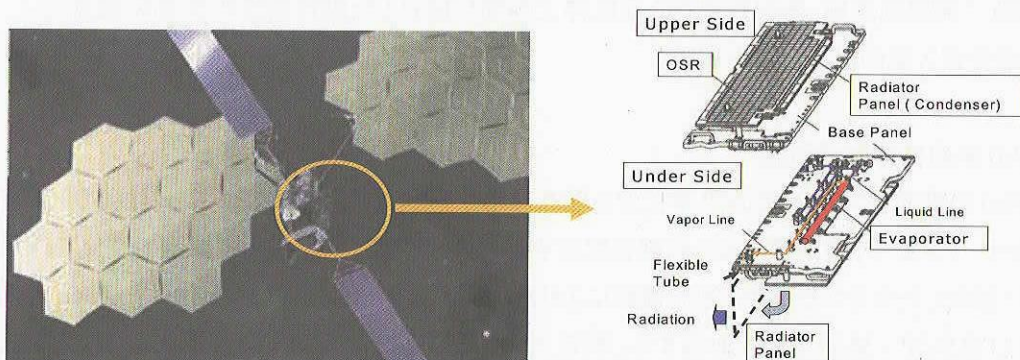
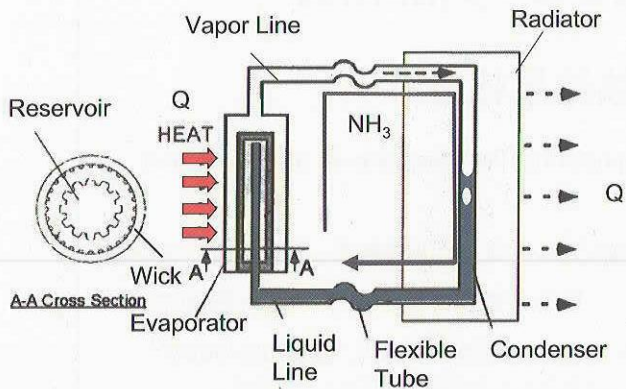


Fig .1 Engineering Test Satellite-Ⅷ in grand test(ETS-Ⅷ) and Deployable Radiator (DPR)



* FLHP: Flexible Looped Heat Pipe

Table 1 Specification of DPR

Capacity	$Q > 300\text{W}$ (Equinox)
Conductance	$1500\text{W/m}^2\text{K}$ (Evaporator) / $3000\text{W/m}^2\text{K}$ (Condenser) (Input 300W)
Condition of Starting Up	$Q > 100\text{W}$, $T_{\text{vap}} > 40^\circ\text{C}$
Heat Transfer	$Q > 300\text{W}$ ($-25 < T_{\text{vap}} < +85^\circ\text{C}$) / $Q > 1000\text{W}$ ($-5 < T_{\text{vap}} < 65^\circ\text{C}$)
Permissible range of Temperature	$-40 \sim +85^\circ\text{C}$ (ON mode)
Weight/Electric Load	$M < 33.7\text{kg}$ / $W < 402\text{W}$

Fig.2 Schematic diagram of Loop heat pipe in DPR

本研究は ETS-VIII 展開ラジエータの起動特性の把握および軌道上実験運用における性能を事前予測することを目的として、展開ラジエータの EM を用いた事前性能評価実験を平成 16 年 11 月から実施した。本報告では、平成 16 年度に ETS-VIII プロジェクトチームとシステム評価技術グループの共同で実施した DPR 事前性能評価実験の結果を述べる。

2. 研究概要

展開ラジエータは既に、これまでの結果、表 1 の仕様を充分満足することが確認できている。一方で、要求仕様の範囲内で起動特性が変化する現象が観察された。この原因の 1 つとして、アンモニア冷媒中に不凝縮性ガス[4,5]が存在するためと考えられるが明らかでない。そこで、軌道上実験運用の始まる前に、この起動特性変化の解明と軌道上実験運用における性能把握のために、以下の地上実験を筑波宇宙センターの熱流体実験室で行った。

1) DPR (EM) 性能評価実験

- ① 温度特性実験: 定常時温度プロファイルの把握
- ② 負荷変動実験: 熱入力変動時の動作特性の挙動把握
- ③ 起動/再起動実験: 再起動までの運転停止期間に依存した動作特性の変動の確認

2) 不凝縮性ガス量の計測と発生実験

3. DPR (EM) 事前性能評価試験

DPR (EM) の熱流体実験室での設置状況を図 3 に示す。ここで室温は約 21°C 、湿度 60% 以下に一定に管理されており、ラジエータで対流による放熱を促進するため、一定方向から一定風速で空気を送風した。

蒸発器に貼付したスキムヒータに直流電源により熱入力を与え、供試体に取り付けた 43ch の熱電対の温度データおよび蒸気管/液管圧力を取得する。熱電対の位置を図 4 に示す。蒸発器上の測定ポイントの温度変化が 0.1°C/hr 以下になったら定常状態に到達したとして判断した。この際に、入力負荷や運転停止期間などを変化させて性能の変化を計測した。

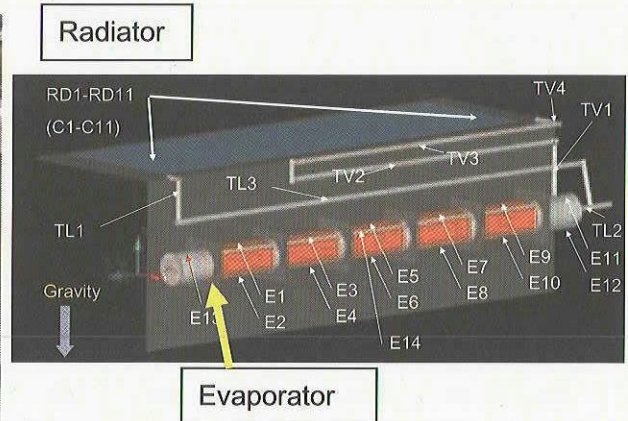
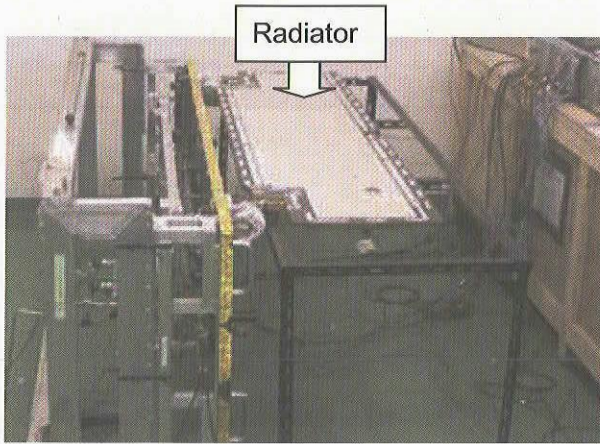


Fig. 3 Photograph of DPR (EM)

Fig. 4 Thermocouples on DPR (EM)

実験の結果、図5に示すように、蒸発器に加えられた熱がラジエータ面に伝わり放熱していることが確かめられた。

次に起動／再起動実験の一例として、入力 260W 一定で定常後に OWし、そして起動までの待機時間を変化させ、断続的に運転した場合の各部温度を図6に示した。各起動時を比較すると温度履歴が若干異なっている。

熱入力に変化に対する蒸発器入り口温度、および出口温度の変化について図7, 8に示した。熱入力が 25 OW以上では、蒸発器入り口温度は安定しており、正しく冷媒が流れている。一方、熱入力が 250 W 以下低入力では、熱入力が低くなると蒸発器入り口温度が上昇している。これは、蒸発機内の温度の高い冷媒が逆流しているためと考えられる。蒸発器出口温度は、熱入力が増加するにつれ上昇している。また周辺環境条件および熱入力と同じでも、蒸発器出口部の温度が 10°C 近く変化している。これらの違いは、運転の待機時間などの運転前の状況が影響しているためと考えられる。

そこで待機時間で整理した蒸発器の総括伝熱係数および凝縮器での総括伝熱係数の結果を図9, 10に示す。これらの結果より、待機時間に依らず蒸発熱伝達率の変動で 1000 W/m²K、および凝縮熱伝達率で 300 OW/m²K の変動が確認された。これらの現象は、要求仕様を満たしているが、今後解析等で検討を行う予定である。

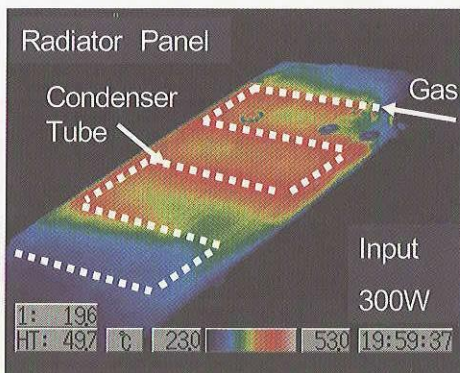


Fig.5 Temperature distribution on radiator panel

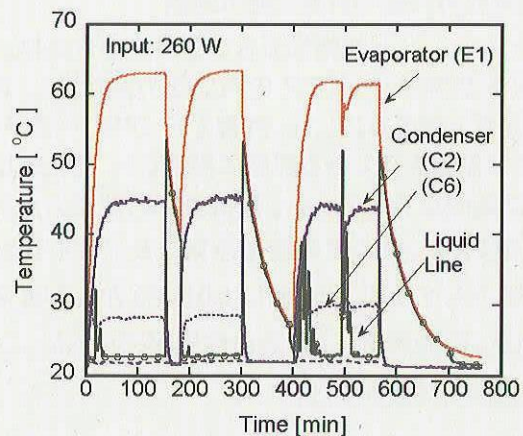


Fig.6 Time dependence of temperature with 260W

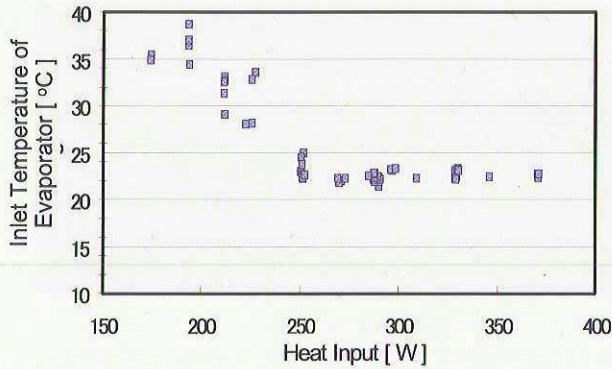


Fig.7 Effect of heat input on inlet temperature of evaporator

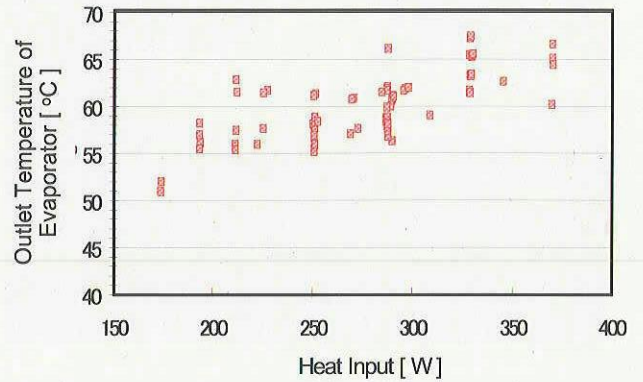


Fig.8 Effect of heat input on outlet temperature of evaporator

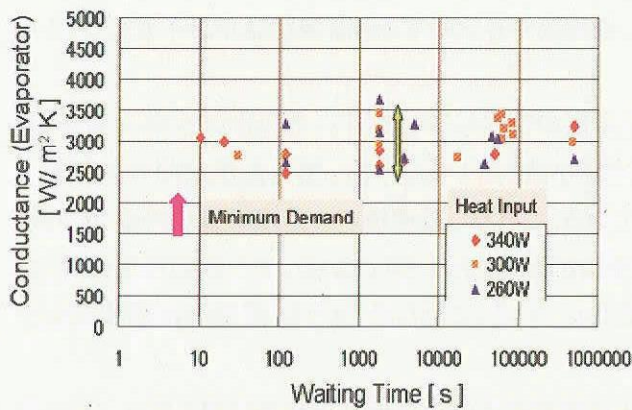


Fig.9 Variation in heat conductance at evaporator

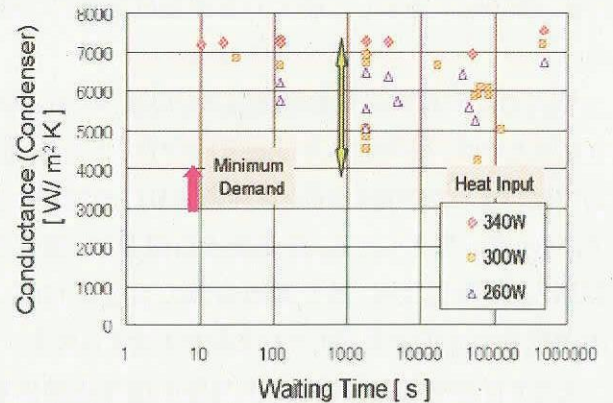


Fig.10 Variation in heat conductance at condenser

4. 不凝縮性ガス量の計測と発生実験

閉じたループの不凝縮性ガスを計測する方法は、内部ガス分析、飽和蒸気圧の計測などがある。本研究では、熱平衡状態にある DPR の内部圧力を計測し、純アンモニアとの飽和蒸気圧との比較検討を行うことにより、不凝縮性ガス量を算出した。外部から DPR への入熱量を極力少なくするために、室温が約 22°C、相対湿度 60%以下に制御されている部屋に設置した。また、より温度環境を一定に保つため、送風機で周辺空気を攪拌し、約 50 時間以上保持した。保持後に内部圧力および温度を計測し図 11 に示した。

この結果をアンモニアの飽和蒸気圧と比較すると、図 12 のような結果となる。温度分布を考慮しても飽和蒸気圧曲線の示すより、計測値は 0.01MPa から 0.04 MPa 程度高くなっている。周辺温度が $20.7 \pm 0.5^\circ\text{C}$ の場合もほぼ同様に飽和蒸気圧より高い結果が得られた。このことから不凝縮性ガス量 $0.16 \times 10^{-2} \text{mol} \sim 0.63 \times 10^{-2} \text{mol}$ であることが分かった。

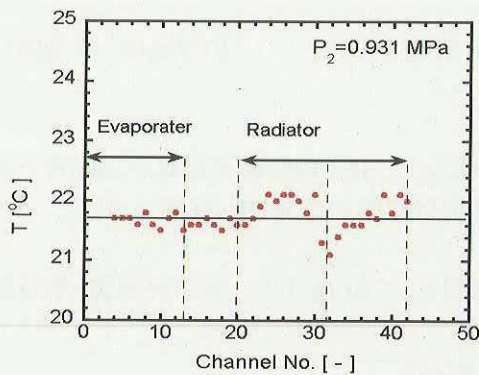


Fig. 11 Temperature distribution on DPR

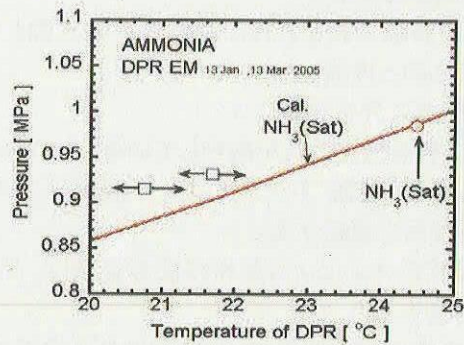


Fig. 12 comparison between measured pressure of DPR and saturated pressure of ammonia

(2) 不凝縮性ガス発生実験

DPR のような閉鎖ループにおいて不凝縮性ガスの存在の要因として、1) 製造時にガスとして混入、2) 内部材料表面に吸着していた物質の脱離、3) 腐食反応による水素発生などが考えられる。ここで1)および2)においては、初期性能試験で性能の低下が見られるため、不具合が見つかりやすい。しかし、3)の腐食反応の場合、反応速度によっては不凝縮性ガスの生成による影響が、しばらく経ってからの場合が考えられる。そこで本実験では研究例の少ない、腐食反応に影響するアンモニア中の微量水分に注目し、不凝縮性ガスの生成および特性について調べた。その結果、水素の確認はできた。しかし高圧ガスのサンプリングおよび、分析時の空気の混入などの課題があがった。これらの課題を解決し、平成17年度も引き続き実験を行う。

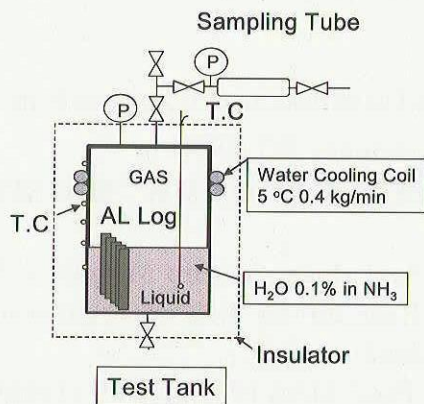


Fig.13 Schematic diagram of experimental apparatus for non condensable gas in ammonia

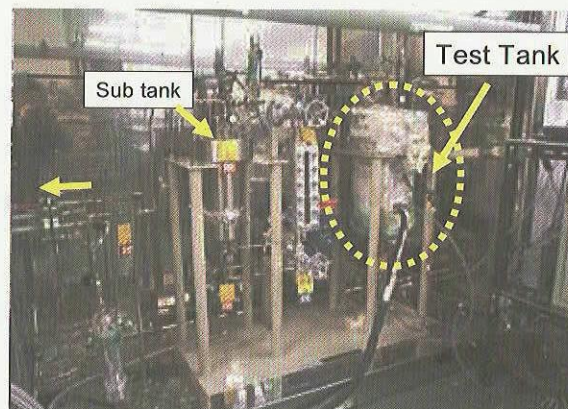


Fig.14 Photograph of experimental apparatus for non condensable gas

5. まとめ

以上の実験および検討より以下の結果を得た

1) 温度特性実験、負荷変動実験より

- ・JAXA メンバーにより ETS-VIII DPR(EM)を運用し、特性を把握した。
- ・凝縮・蒸発熱伝達率は仕様を満足していることが再確認できた。

2) 起動／再起動実験より

・DPR 寿命試験で観察された動作特性の変動を今回の実験でも観察した。（この変動は、不凝縮性ガスに起因するものと推測した。）

3) 不凝縮性ガス分析実験より

・DPR に不凝縮性ガスが内在していることが分かった。これにより、動作特性の変動は不凝縮性ガスに起因するものと結論づけた。なお、不凝縮性ガスと動作特性の依存性の定量的な評価について、平成 17 年度も検討を継続する。

→不凝縮性ガスによる動作特性の変動は、軌道上評価項目として位置づけ、実験計画書・手順書に作業を定義する。

・現状の不凝縮ガス量は DPR(EM)の要求性能上の支障はない。

軌道上実験への対応

以下に今後の軌道上実験についての予定について整理した。軌道投入後のラジエータ展開と共に、FLHP の無重力下での作動を確認し、以下のような DPR の性能実証を行う。

- (1) 展開型ラジエータの軌道上での展開確認
- (2) 展開型ラジエータ排熱能力設計評価のためのデータ取得
- (3) FLHP の宇宙環境下での動作特性把握のためのデータ取得
- (4) 展開型ラジエータ排熱能力の長期劣化トレンド評価のためのデータ取得
- (5) FLHP 動作特性の長期劣化トレンド評価のためのデータ取得
- (6) 地上実験(筑波宇宙センター熱流体実験室にて実施)結果と対比するためのリファレンスデータの取得する

これらの軌道上実験を行うにあたり、今回の地上実験の経験と知見が生かされると期待する。

参考文献

- [1] Yu.F.Maidanik, Yu..G.Fershtater “Theoretical Basis and Classification of Loop Heat Pipes and Capillary Pumped Loops” 10th International Heat Pipe Conference X-7 (1997)
- [2] 野田浩幸、馬場厚, “ETS-Ⅷ展開ラジエータ搭載実験機器用 FLHP 設計解析”, 第 46 回宇宙科学技術連合会 2E13 (2002)
- [3] Hiroaki Ishikawa, Akira Yao, Teturo Ogushi and Seiji Haga, Akihiro Miyasaka Hiroyuki Noda ”Development of Loop Heat Pipe Deployable Radiator for Use on Engineering Test Satellite ” 31st ICES 2001-01-2341 O1ICES-61 (2001)
- [4] Jentung Ku “Operating Characteristics of Loop Heat Pipe” AIAA 1999-01-2007 (1999)
- [5] Jane Baumann, Brent Cullimore, Jay Ambrose, Eva Buchan, Boris Yender “A Methodology for Enveloping Reliable Start-Up of LHP” AIAA 2000-2285 (2000)