

pGAPS 搭載 U 字型 OHP のフライト実験報告

○岡崎峻¹, 福家英之¹, 宮崎芳郎², 柴野靖子¹, 小川博之¹

1 宇宙航空研究開発機構, 2 福井工業大学

1. 目的および背景

GAPS は 2015 年度以降に南極での気球実験を計画しており, 宇宙線中の反粒子の高感度探査を通じて未知の宇宙物理過程を探る事を主目的としている¹⁾. 気球実験にて搭載機器は希薄気体のある高度 35km の特殊な熱環境に曝される. また, 惑星周回軌道上と異なり重力の影響があるため, 気球特有の環境に適した冷却システムの構築が必要である. GAPS の熱設計で問題になるのは, Si(Li)検出器の内部発熱が低密度で広範囲に分布していること, 観測の要求から約-35°C以下に保つ必要がある点である. 冷却システムの構成は, 検出器の発熱を低温のラジエーターパネルまで輸送し, 宇宙空間へ輻射放熱することを計画している. 現在, 観測とシステムの要求を満たす熱輸送デバイスとして有力視しているのは自励振動型ヒートパイプ(OHP)である²⁾. GAPS では熱輸送配管を U 字型, 2m 級, 低温の条件で熱制御デバイスが要求される性能を満たさなければならない. しかし, 前述の条件において OHP の動作を確認した経験は無い³⁾. そこで, 南極でのフライト(bGAPS)に向けた予備実験である, 大樹町での気球実験(pGAPS)で OHP のフライト実験を行った. 本報告では pGAPS に搭載した OHP(pGAPS-OHP)のフライト実験報告と熱解析結果について報告する.

2. 実験装置

OHP の実験装置は pGAPS の実験が行われる気球実験ゴンドラに搭載し実験を行った. 搭載されている写真を図 1 に示す. 気球は 2012 年 6 月 3 日 4 時 55 分に放球され同日 11 時 45 分に回収された.



図 1 ゴンドラに搭載された OHP

2.1. OHP フライト実験システム

pGAPS には bGAPS に向けて様々な評価機器が搭載されたが, OHP は他の評価機器から独立した実験系を組んで試験を行った. ヒーターの ON/OFF やデータ取得の開始・終了等のコマンドはバス機器からコマンドを受け制御を行った. データは, 搭載データロガーを用いて収録を行った. 各所温度や電源電池電圧の値を計測し, 1sec のサンプリングレートでデータロガーに収録した. 計測されたデータはデータロガー本体とバックアップ用の USB メモリに記録した. 本実験では, システムを簡素化する為に, OHP で取得されるデータのダウンリンクは行わなかった. よって, システムフリーズした後は, データロガー回収まで OHP のステータスチェックは行えない. そこで, コマンド送信ミスによるデータ取得の失敗を防ぐために, 各コマンドは複数回送信できるようにし, 運用でリスクを減らす対策をした. また, 地上試験にて, 継ぎ手や安全弁が低温になる事でリークを生じていないことは, 実験前後の OHP 重量を測定する事で評価した.

OHP は作動流体が飽和状態で封入されている. ヒーター面の過加熱による配管内の圧力上昇を防ぐために, 70deg-C で動作しヒーター電力を遮断する機械式サーモスタットを取付けた. OHP は機械的にヒーター電力供給が切れる 70deg-C まで温度が上昇する事を想定した. OHP の飽和蒸気圧は 70deg-C で 4.8MPa であるため, 安全余裕を考慮し 15MPa で配管の耐圧試験を行い, 10MPa で動作する安全弁を取り付けた. これら, 圧力・温度を基準とした 2 つの安全対策によって, 打ち上げから回収までの間, OHP の動作不良による OHP の損傷を防いでいる.

2.2. pGAPS Oscillating Heat Pipe

試験に用いた OHP の外観と熱電対位置を図 2 に示す. OHP はターン数が少ないと動作しにくいので, OHP の動作に十分と考えられる 10 ターンで構成している. 配管は内径 1mm の銅製のパイプを用いている. OHP は bGAPS と同様に U 字型とし, 垂直部の高さ約 300mm, 水平部長さ約 300mm, 全長は約 1000mm の OHP とした. 水平面は断熱部, 垂直に立

っている 1 面はラジエーターに結合される放熱面，もう 1 つの垂直面は機器発熱を模擬する為のヒーターを取り付けた．ヒーター発熱量は電源（電池）の重量の制約から，bGAPS の発熱密度を模擬する事とし，約 10W，20W の発熱を模擬できるようにしている．ヒーター取り付け面はヒーター発熱が外部にリークするのを防ぐために，スタイロフォームを用いて断熱している．加熱面②⑧⑨⑩⑪，加熱部断熱材表面⑬，断熱部①③⑦，断熱部断熱材表面⑬，放熱面④⑤⑥⑫⑭，搭載プレート⑯⑰で T 型の熱電対を用いて温度計測を行っている．

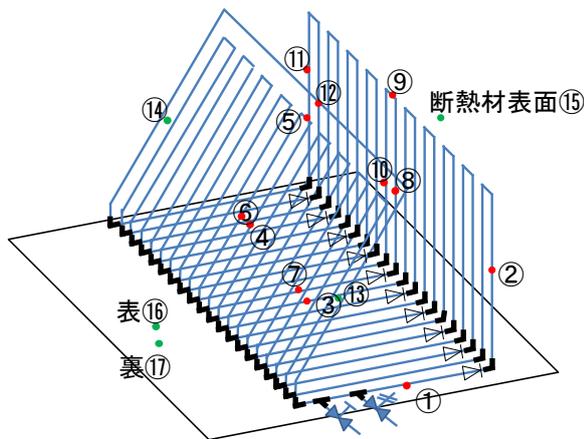


図 2 OHP の配管構成と温度計測位置

北海道 大樹町 北緯42度
アルベド係数:0.35
Planetshine: 270K

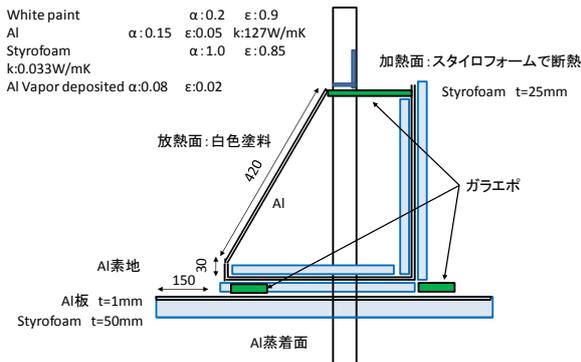


図 3 pGAPS OHP の熱設計

各ターンには加熱部側にチェックバルブを 1 つ付けている．作動流体は低温での特性評価を試作モデルで行った結果と取り扱い性を考慮し，R-410A を使用する事とした．これら，チェックバルブの数，作動流体の選定は pGAPS-OHP のエンジニアリングモデルを作製して確認している⁴⁾．

2.3. 熱設計

OHP の熱設計の簡略図を図 3 に示す．OHP を搭載しているプレートは，ラジエーター部から前方に 150mm 突き出しており，地球赤外・アルベドがラジエーターへ侵入するのを軽減させる設計にしている．また，太陽光が南中に上昇した際に， Gondola 上部から射した太陽光が， Gondola 壁から付き出した搭載プレートに直接当たらないように設計している．OHP 搭載プレートの温度がラジエーターに影響を及ぼさないように，OHP はこれら搭載プレートとガラスエポキシ樹脂で断熱取付けとした．搭載プレートの輻射によるラジエーターへの影響を軽減するために，プレート表面は Al 素地面とした．地球赤外・アルベドによる搭載プレート表面の高温化を防ぐため地球指向側には Al テープで覆った 50mm 厚のスタイロフォームで断熱した．

ラジエーター表面は，姿勢喪失時などにラジエーターに太陽光が直接入射し，ラジエーターの急激な温度上昇による検出器や OHP の破損を防ぐために，放熱面には太陽光吸収率の低い白色塗料を用いた．ラジエーターは高度 35km の実験環境で -35deg-C で 20W の放熱能力を有するように設計している．高度 35km の環境を想定したラジエーターの熱解析結果を図 4 に示す．

ラジエーターは上部に位置する気球自体が放熱妨害になる事と，機器配置の制約から，傾きを 60[deg] とした．また，pGAPS に搭載されるミッションラジエーターに OHP ラジエーターが熱的な影響を与えない事も熱数学モデルで確認している．ラジエーターに使用する白色塗料は，-70deg-C の恒温槽に入れ，想定される実験環境に曝した試験を行い，低温耐性・耐候性を確認している．

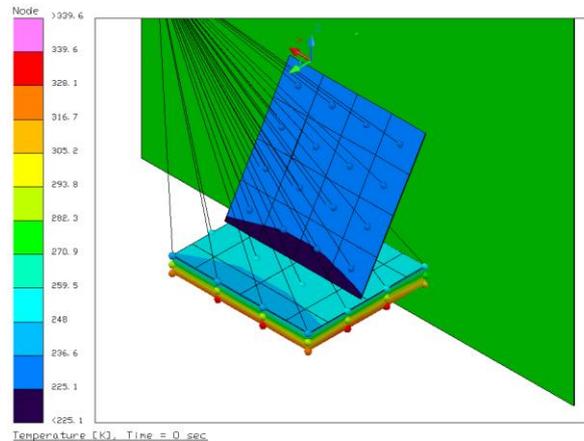


図 4 20W 放熱時のラジエーターの温度解析結果

表 1 熱モデルに使用した解析条件

	Natural Convection		OHP	White Paint		Aluminum	
	Ambient Temperature deg-C	自然対流による熱伝達率 W/m ² K	OHP Conductance W/K	α	ε	α	ε
高度18km	-50	2.5	5	0.277	0.924	0.3 (0.15)	0.3 (0.05)
高度35km	-	-	5	0.277	0.924	0.2 (0.15)	0.1 (0.05)

*黒文字: 実験結果 赤文字: 測定値 青文字: フィッティングした値
()内は文献値

3. 実験結果

実験は地上で OHP を動作させ、ヒーターOFF の状態で放球した. 高度 18km 付近の最も周囲環境温度が低い領域, 高度 35km 付近の pGAPS 実験環境にて動作試験を行った. また, フライト中にゴンドラが鉛直軸周りに回転してしまったため, 周期的にラジエーターに太陽光が入射していた.

3.1. 高度 18km 実験結果

高度 18km 付近での実験結果を図 5 に示す. 結果は代表点の温度を示しており, 放熱面は TC⑥, 受熱面は TC⑩, プレートは TC⑬の温度を示している. 高度 18km 付近では OHP の加熱部に 15W 熱負荷を加えて実験を行った. 実験結果より, 高度 18km 付近ではラジエーター温度は約-30deg-C になっており, ラジエーター温度が-30deg-C 時に 15W の熱負荷に対して OHP の加熱部と放熱部の温度差が約 3deg-C であり, OHP は約 5W/K のコンダクタンスで加熱部から放熱部に熱輸送している事がわかる.

3.2. 高度 35km 実験結果

高度 35km 付近では, 加熱部に 15W の熱負荷と 7W の熱負荷を加えて実験を行った. 実験結果を図 6 に示す. 実験結果より, 各部温度が大きく振動している事がわかる. これは, ゴンドラが鉛直軸周りに回転した事により, ラジエーターに太陽光が入射したためと考えられる. 実験結果よりラジエーター温度は約 10deg-C である. 各部の温度振動が激しく, OHP のコンダクタンスも大きく振動しているが, 比較的安定している部分から OHP は約 5W/K で加熱部から放熱部に熱輸送している事がわかる.

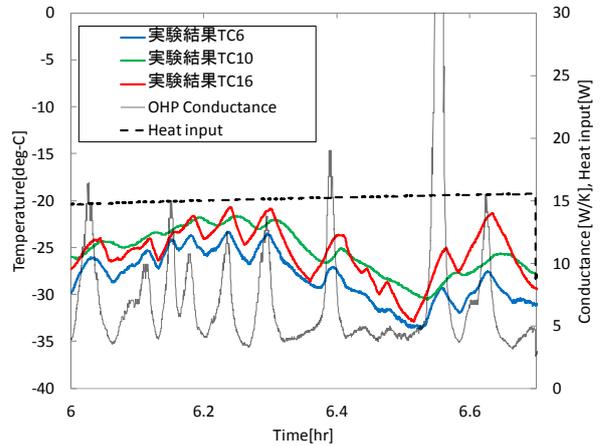


図 5 高度 18km フライト時の OHP 実験結果

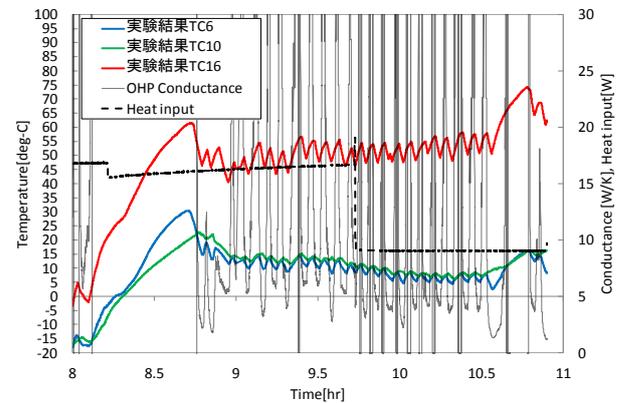


図 6 高度 35km フライト時の OHP の実験結果

4. 熱解析結果

pGAPS_OHP の熱数学モデルを Thermal Desk Top を用いて作成し熱解析を行った. 高度 18km をブーメランフライト中, 気球は周囲の空気と相対速度が小さい状態と考えられるため, 対流の影響は自然対流の影響で近似できると考えられる. また, フライト中の太陽光高度・太陽方向とゴンドラに搭載された Gyro の情報からラジエーターに対する太陽光の方角を求め, ゴンドラが鉛直軸周りに回転した事による太陽光入射量も計算した. 太陽光により外部熱環境が

安定しておらず、定常状態に達していないため、解析は非定常の条件で解析を行った。高度 18km フライト時の解析と実験結果の比較をそれぞれ図 7 と図 8 に示す。解析結果と実験結果は良く一致しており、使用している物性値や熱伝達率が妥当な物である事が解る。熱設計に使用した条件を表 1 に示す。放熱面に使用した白色塗料は事前に計測した値を使用した。AI の表面光学特性は文献値を使用した場合は実験値と一致しなかったため、実験値と一致するように最適化した。高度 15km 時には AI の α 、 ϵ の値を 0.3 とし、通常の AI に比べて高い値を設定している。このような高い α 、 ϵ で解析結果が実験値と一致したのは、放球時に AI 表面が水滴によって濡れていた事から、高度 18km の低温時に水滴が凝固する事で α 、 ϵ の値が高くなったのではないかと考察される。高度 35km 時には表面が 0deg-C 以上になり、凝固していた水が融解し蒸発する事で、通常用いられる AI の物性値で実験値と解析結果が良く一致していると考えられる。

自然対流による熱伝達率を求める為に、式 1 を用いてヌッセルト数計算した。

$$N_{ux} = \frac{0.546Pr^{1/2}Gr_x^{1/4}}{(0.952 + Pr)^{1/4}} \quad (1)$$

高度 15km の大気圧を 0.01MPa とし、式中の Pr, Gr_x を計算した。式 1 から、高度 18km 付近での自然対流による pGAPS-OHP ラジエーターの熱伝達率は 1.7W/m²K と計算される。熱数学モデルで実際のフライトの結果と良く一致する自然対流による熱伝達率は 2.5W/m²K と式 1 を使用した計算結果よりも高い値であるが、対流による熱伝達率の値は不確実性がある事と、周囲空気と微小な相対速度あると考えられるため、本実験結果と式 1 による計算結果は比較的良く一致していると考えられる。

5. 結論

pGAPS に OHP の実験装置を搭載し、フライト試験において U 字型の OHP が動作する事を実験的に確かめた。地上での管理、フライト時のデータ取得、実験の運用は順調に行われた。U 字型の OHP は、pGAPS が曝される温度環境で熱輸送可能な事を確かめる事ができた。また、pGAPS-OHP の熱数学モデルを作成し非定常な熱解析を行い、実験値と良く一致する結果を得る事ができた。これら、解析結果から気球の熱設計に必要な基本的な情報を得る事ができた。こ

れらの、設計条件を b-GAPS の熱設計に反映させ、bGAPS の熱設計を進めていく。

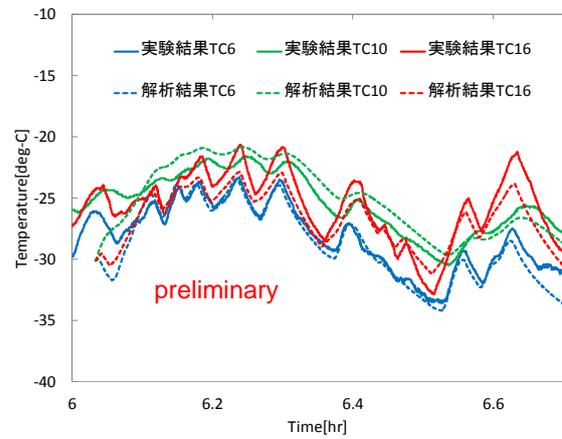


図 7 高度 18km 時の実験結果と熱解析結果

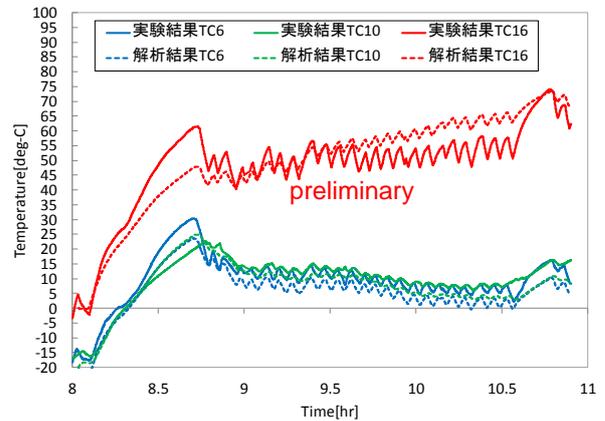


図 8 高度 35m 時の実験結果と熱解析結果

参考文献

- 1) 福家英之 他：GAPS プロトタイプ気球実験”pGAPS”フライト報告, 2012 大気球シンポジウム, 2012.
- 2) H.Akachi, F.Polasek, and P.Stulc, : Pulsating Heat Pipes , Proc. 5th IHPS, pp.208-217, Nov. 1996.
- 3) Yuwen Zhang, Amir Faghri, : Advances and Unsolved Issues in Pulsating Heat Pipes, Heat Transfer Engineering, 29(1), 20-44, 2008.
- 4) 岡崎峻 他：GAPS 測定器冷却用 U 字型自動振動ヒートパイプの開発, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2011.