

GAPS 用冷却システムの開発

○岡崎峻¹, 福家英之¹, 宮崎芳郎², 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 2010 年代後半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約 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-35deg-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、大型(各辺長が 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(GAPS)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^{3,4)}。本報告では pGAPS に搭載した OHP(pGAPS-OHP)のフライト実験報告と気球搭載機器の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。

2.1. OHP フライト実験システム

pGAPS には南極での GAPS フライト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。ヒータの ON/OFF やデータ取得の開始・終了等のコマンドは他から独立したコマンドシステムを用いて制御を行った。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、恒温槽中で低温試験を行った後に、前後の OHP 重量を測定する事で作動流体の封入量変化が無い事を確認した。

OHP 内には作動流体が飽和状態で封入されている。ヒータ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 は機械的にヒータ電力供給が切れる 70deg-C まで温度が上昇する事を想定し設計している。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 ま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、万一の動作不良による OHP 配管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 GAPS 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を取り付けた。ヒータ発熱量は電源(電池)の重量の制約から、GAPS 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。ヒータ取り付け面はヒータ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⑮、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。各ターンには、加熱部側にチェックバルブを 1 つ設けている。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⁾。



図 1 ゴンドラに搭載された OHP

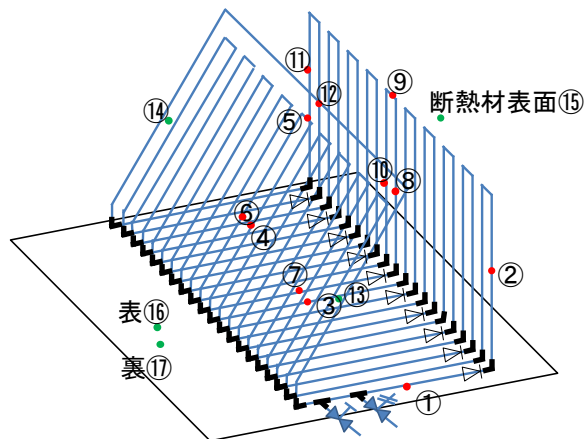


図2 OHPの配管構成と温度計測位置

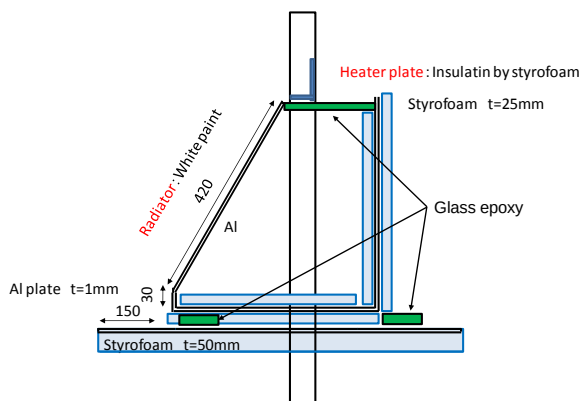


図3 pGAPS OHPの熱設計

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・アルベドなどの地球からラジエーターへの熱侵入を軽減させる熱設計にしている。また、太陽光が南中に上昇した際に、ゴンドラ上部から射した太陽光が、ゴンドラ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50mm厚のスタイロフォームで断熱し、表面はAlテープとした。

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、20Wの放熱を表面温度-35deg-Cで行える、放熱能力を有する設計にしている。

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60deg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FEM熱数学モデル(図6)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の恒温槽にて、想定される実験温度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。

3. 実験結果

気球フライト実験は地上でOHPを動作させ地上での動作特性のデータ取得を行った後、ヒータOFFの状態では放球した。高度15km付近の最も周囲環境温度が低い領域と、高度33km付近のpGAPS実験環境にて動作試験を行った。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する条件での実験となった。

3.1. 高度15km実験結果

高度15km付近での実験結果を図4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TC⑮の温度を示している。高度15km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15km付近ではラジエーター温度は約-30deg-Cになっている。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。この値は、ラジエーターが-30deg-C時の事前の地上試験の結果と一致しており、OHPは正常に動作していると考えられる。

3.2. 高度33km実験結果

高度33km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5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。この値も事前の試験結果と一致しており、OHPが高度33kmでも正常に動作していると確認できた。

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。作成した熱数学モデルを図6に示す。熱数学モデルはpGAPSのバスとパイロード部を模擬した。搭載したOHPはヒータプレートとラジエーターを地上試験(およびフライト)で得られているコンダクタンスで結合させたモデルを作成した。熱数学モデルに使用した表面光学特性などの物性値を表1に示す。

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向を求め、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。太陽光の間欠的な入射があることにより、熱環境が安定しておらず、実験系が定常状態に達していないため、解析は非定常な過渡解析を行った。

4-1 対流の影響

気球搭載機器の熱設計で重要なのは、地上と比較して希薄な対流の影響が、宇宙機と異なり無視できないことである。高度変化による大気密度と大気温度の変化を図7と図8に示す。値はU.S.標準大気からデータを引用した。熱モデル中では大気密度と周囲の大気温度は式(1)と式(2)の近似式を用いて評価した。気球高度から大気密度を求める近似式を以下に示す。

$$\rho_x = 2.035e^{-0.157x} \quad (1)$$

ここで ρ_x は大気密度、 x は気球の高度を示している。

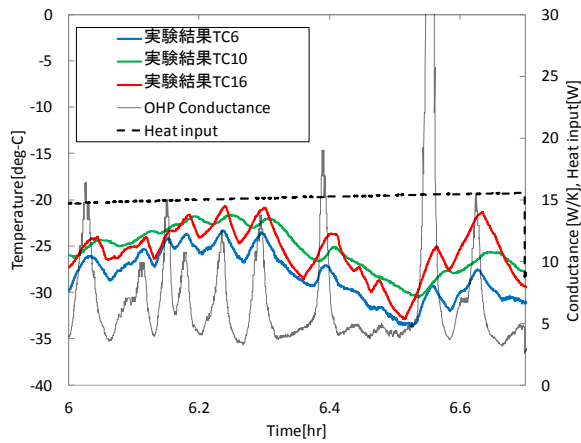


図4 高度15kmフライト時のOHP実験結果

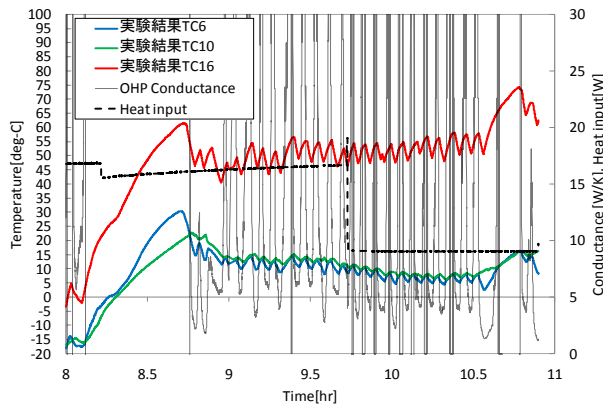


図5 高度33kmフライト時のOHPの実験結果

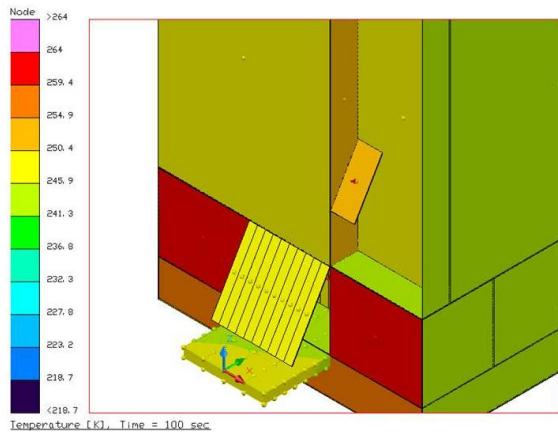


図6 Thermal desktop で作製した熱数学モデル

また、気球高度から大気温度を求める式を式(2)に示す。

$$T_x = 0.604x^2 - 2.019x + 233.53 \quad (2)$$

ここで、 T_x は高度 x における周囲空気の温度を示している。熱数学モデルでは自然対流と強制対流によるヌッセルト数を以下の式(3)と式(4)を用いて評価した。気球の高度が大きく変化しない高度約15kmのブーメランフライトや高度約30kmのレベルフライト中では自然対流と見なし、式(3)を適用した。

$$Nu = \frac{0.546Pr^{1/2}Grx^{1/4}}{(0.952 + Pr)^{1/4}} \quad (3)$$

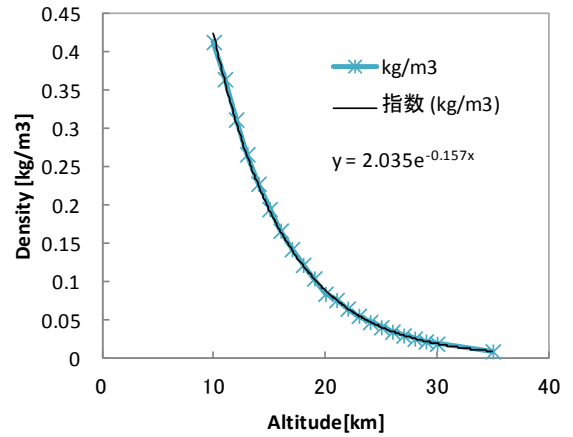


図7 大気密度と高度の関係

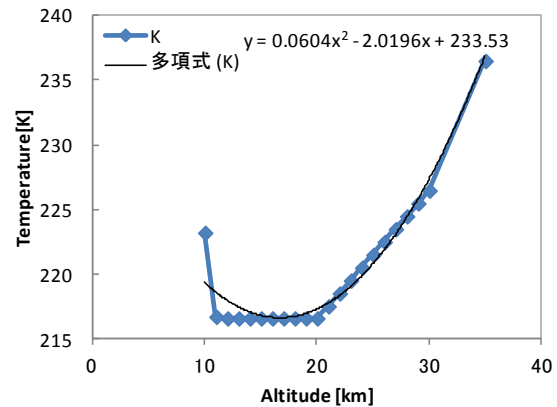


図8 大気温度と高度の関係

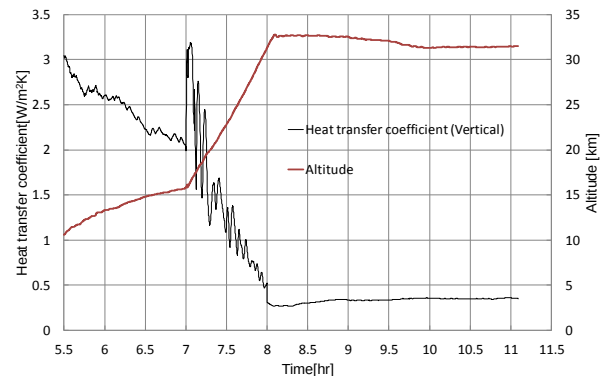


図7 pGAPS 高度と熱伝達係数の時系列変化

また、気球上昇中は強制対流によって周囲空気と熱結合していると考えられるため、式(4)を適用した。ゴンドラの回転は考慮していない。

$$Nu = 0.916Pr^{1/3} \times Re^{1/2} \quad (4)$$

レイノルズ数を求める際の流速は気球の上昇速度を用いて計算を行っている。

4.2 実験結果と解析結果の比較

pGAPS フライトの GPS データから得られた実験中の高度変化を図7に示す。また、高度変化に基づいて式(1)と式(2)から求めた大気密度と大気温度を用いて、式(3)と式(4)からヌッセルト数を求めた。ただし、実験データの温度変動幅に合わせるためブーメラン高度では

表 1 熱モデルに使用した解析条件

と解析データの比較

	Natural Convection		OHP	White Paint		Aluminum	
Altitude	Ambient Temperature	Heat transfer	OHP Conductance	α	ϵ	α	ϵ
	deg-C	W/m2K	W/K				
18km	US standard atmosphere model	From the equation	5	0.277	0.924	0.28 (0.15)	0.18 (0.05)
30km	US standard atmosphere model	From the equation	5	0.277	0.924	0.28 (0.15)	0.18(0.05)

*Green: Experimental result Red: measured Blue: Correlation result
(refer to the thermal control hand book)

式(3)から求めたヌッセルト数を2倍にした。これは、ブーメラン高度では気球が微小に上昇中であることを反映していると考えられる。求めたヌッセルト数から、式(5)を用いて対流による熱伝達係数を求めた結果を図7に示す。

$$h = \lambda \times Nu/d \quad (5)$$

dは代表長さ、 λ は空気の熱伝達率を示している。図7からわかるように、気球上昇中は強制対流である為、熱伝達係数が大きくなっている部分がある。また、気球の速度が一定でない為には上昇中は熱伝達係数がレベルフライト時等と比べて大きく変化している。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。Alの表面光学特性は実験値と一致するように最適化した。最適化では、温度の平均値、温度の振幅と時間変化が一致する値を採用した。この結果、Alの α は0.28、 ϵ は0.18となり、通常のAlの文献値に比べて高い値が得られた。また、本解析の高度33kmの実験環境にて対流の影響が無視できる程度に小さいことが実験結果との比較から得られているので、レベルフライト高度では輻射が支配的な熱環境であることも確かめられた。フライト時の全時間で取得された温度データと熱数学モデルによって得られた結果の比較を図8に示す。また、高度15km付近と高度33kmの結果を拡大した結果を図9と図10にそれぞれ示す。異なる外部熱環境において解析結果と実験結果は良く一致しており、最適化し使用した物性値や熱伝達率が妥当な値である事が確かめられた。

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、解析結果からデータ取得を行った高度において、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GAPSの熱設計⁶⁾に反映させ、GAPSの熱設計を進めていく。

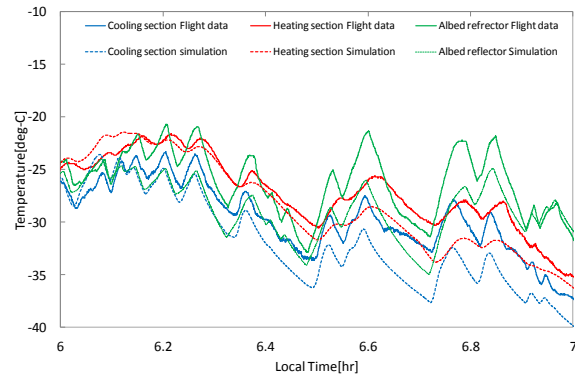
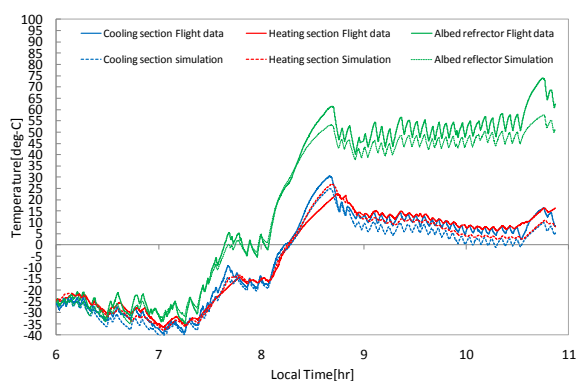


図9 高度15km時の実験結果と熱解析結果

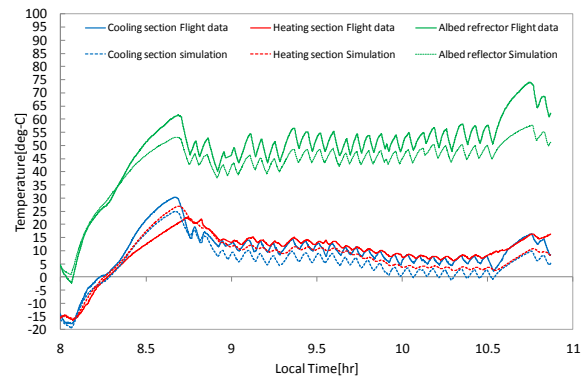


図10 高度33km時の実験結果と熱解析結果

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) H.Fuke, R.A.Ong, T.Aramaki, N.Bando, S.E.Boggs, P.v.Doetinchem, F.H.Gahbauer, C.J.Hailey, J.E.Koglin, N.Madden, S.A.I.Mognet, K.Mori, S.Okazaki, K.M.Perez, T.Yoshida, J.Zweerink "The pGAPS experiment: an engineering balloon flight of prototype GAPS" Adv. Space Res. (in press)
- 4) S. A. I. Mognet, T. Aramaki, N. Bando, S. E. Boggs, P. von Doetinchem, H. Fuke, F. H. Gahbauer, C. J. Hailey, J. E. Koglin, N. Madden, K. Mori, S. Okazaki, R. A. Ong, K. M. Perez, G. Tajiri, T. Yoshida, J. Zweerink "The Prototype GAPS (pGAPS) Experiment" Nuclear Instru. and Methods A (submitted)
- 5) Yuwen Zhang, Amir Faghri, “Advances and Unsolved Issues in Pulsating Heat Pipes”, Heat Transfer Engineering, 29(1), 20-44, 2008.
- 6) 岡崎峻 他”GAPS測定器冷却用U字型自励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.