

宇宙線反粒子探索 GAPS 計画に向けたラジエータ飛行試験(2019 年度-2)

○岡崎峻, 小財正義, 福家英之, 吉田哲也, 西城大 (宇宙航空研究開発機構),
河内明子, 近藤愛実 (東海大学), 竹内崇人 (青山学院大学),

William Craig (University of California, Berkeley), Jerome Olson (Heliospace)

Evan Martinez, Nathan Saffold, Florian Gahbauer, Charles J. Hailey (Columbia University)

1. 目的および背景

GAPS は 2020 年以降に南極にて 3 度の気球飛行実験を予定しており, 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 [1,2]. 気球実験にて搭載機器は希薄残存気体のある高度約 35km の特殊な熱環境に曝される. また, 宇宙機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 の冷却システムとして考えている GAPS ゴンドラの全体概念図を図 1 に示す. 実験は白夜の期間に行われる. また, ゴンドラ方位は方向制御され, ラジエータが搭載される面を反太陽方向に指向する. 冷却システムは, 検出器の発熱をヒートパイプによって低温のラジエータパネルまで輸送し, 宇宙空間へラジエータから輻射放熱することを計画している. GAPS の熱制御システムにおいて検出器を -40°C 以下まで冷却し, 熱輸送を行うためにはラジエータ自体を -55°C 以下まで冷却することが求められる. 低温のラジエータからの輻射熱放熱量は常温と比べて低下し, 相対的に対流熱伝達の効果が大きくなると考えられる. 一方で, 気球がフライトする高度 30km 以上の環境において対流熱伝達率を詳細に調べた研究は少なく, 対流熱伝達率の推定は困難である. 2012 年には, 日本においてスケールモデルのラジエータとヒートパイプを搭載した pGAPS 実験を実施し, 高度約 30km でラジエータ温度が常温 (約 10°C) の環境において対流熱伝達率の推定をおこなった. 次に, 低温ラジエータ設計のために, 2018 年と 2019 年に気球フライト高度における GAPS ラジエータのスケールモデルを搭載する飛行試験を計画した. 実験目的は, 周囲空気とラジエータ板との対流熱伝達率を評価し, 対流を考慮した熱数学モデルの妥当性検証する. また, 気球実験高度において, 受動的な熱制御材料のみでラジエータが低温化可能であることを実証する. 2018 年の実験では, 太陽光の無い夜間飛行, かつ, 気球が一定高度を維持していない [3]. 一方で, ラジエータが低温化することを実証し, 非定常状態ながらも対流熱伝達率の推定を実施した. 2019 年は同様の実験装置を利用し, GAPS の南極フライトに近い熱環境である, 太陽光のある日中, 高度 35km 以上で一定高度を維持, 反太陽方向指向を保った条件での実験を行った [4]. 本稿では 2019 年の実験結果を速報する.

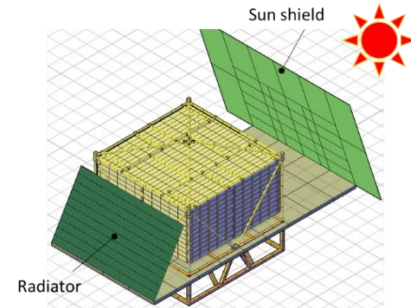


図 1 GAPS のゴンドラ全体の概念図

2. GAPS ラジエータフライト実験概要

GAPS ラジエータの熱設計を検証するために, ラジエータが反太陽方向に指向できるようゴンドラ方位の制御が可能であること, 高度 30km 程度以上のレベルフライト状態において日照で 1 時間以上データが取得可能であることを, を条件に気球フライト実験機会を探した. その結果, 2019 年度の実験もアメリカ合衆国ニューメキシコ州のフォートサムナーでの NASA #700NT (LDB TEST Flight) 気球実験に相乗りで実験を行う機会を得た. LDB TEST Flight は, 高度 35km 以上のレベルフライト状態において日照, 夜間共に 4 時間以上を計画しており, ゴンドラ方位の制御によってラジエータを搭載可能な面を反太陽方向に指向可能である. よって, GAPS のラジエータ実験の要求を満たしていた.

3. ラジエータフライト実験構成

GAPS のラジエータが LDB TEST Flight ゴンドラに取り付けられた状態の写真を図 2 に示す. 熱設計は GAPS のフライトモデルと同様である. 本実験は, ラジエータ単体の実験のため, ヒートパイプや熱源は設けていない. ラジエータと断熱材の表面には銀蒸着テフロンを取り付けた. LDB TEST Flight の構体表面は白色塗装されていた. ラジエータ実験のシステムは, ラジエータ本体と断熱材, 二系統の温度計測システム, バッテリから構成されている. システム簡素化のために, LDB TEST Flight の機器や気球バス機器と電氣的に絶縁し, 地上との無線通信も行わないスタンドアロンな運用としている. また, 熱設計の評価を容易にするために熱的にも断熱している. 取得されるデータは, それぞれのロガーに取り付けられた記憶メモリに記録させ, 着地後にロガーを回収し取得される. 地上試験とフライトを通じてバッテリーの

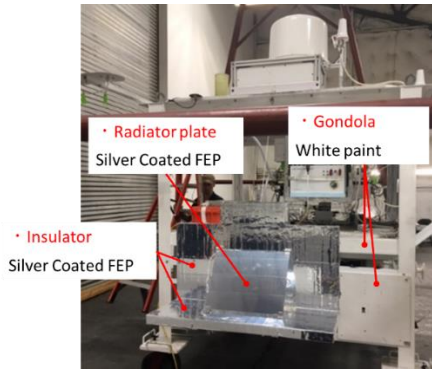


図2 LDB TEST Flight に搭載されたラジエータ

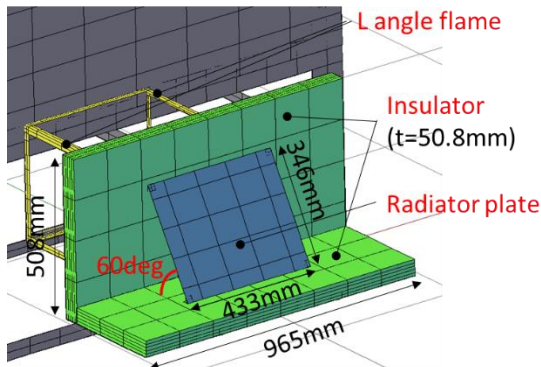


図3 搭載されたラジエータの概要

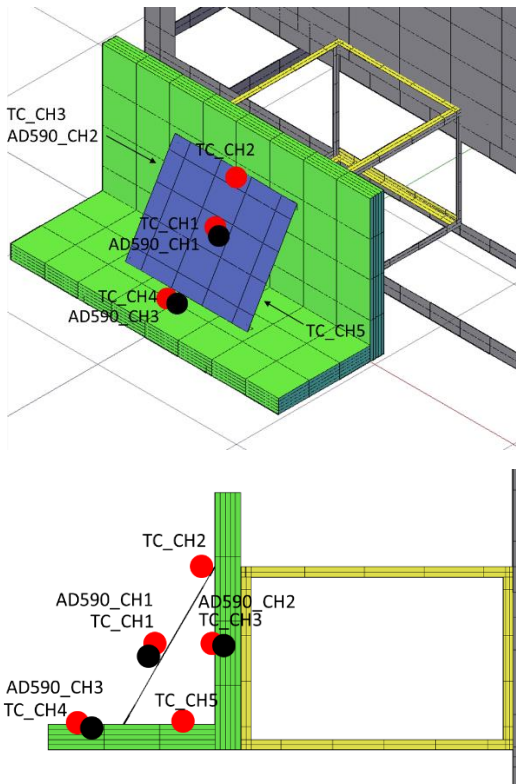


図4 熱電対 (Thermocouple: TC) と温度トランスデューサ (AD590) による温度計測箇所

交換をせずに動作可能であるよう、低温環境でも 100 時間の動作が可能なバッテリー容量を有している。

ラジエータの概要を図3に示す。実験に供するラジエータはスケールモデルであり、厚さ 1 mm、幅 433 mm × 長 346 mm、材料は A5052 (アルマイト処理済) である。ラジエータ表面には図2に示すように、銀蒸着テフロン ($\alpha=0.075$, $\epsilon=0.75$) を取り付けしている。取り付け角度は、水平面から角度 60 度を持つように取り付けられ、ラジエータを固定する L アングルとはガラスエポキシ製のスペーサで断熱している。垂直のラジエータ背面に設けられる断熱材は、ゴンドラ構体とゴンドラの間隙から入射する太陽光から断熱をするために取り付けられている。水平の断熱材は地球赤外とアルベドがラジエータに入射する熱量を抑制するために取り付けられている。ラジエータと L アングルや断熱材自体も低温化させ、ラジエータへの入熱量を抑制するために、垂直、水平に配置される断熱材、ラジエータを支える L アングルも銀蒸着テフロンが取り付けられている。

実験では、ラジエータと周囲の構成物 (断熱材表面) の温度計測を行う。温度計測に用いた熱電対の種類は K 型である。温度計測を行った点を図4に示す。データロガーは独立に 2 系統あるため、それぞれのロガーでデータ収録をするために、同じ計測点に熱電対が 2 セット取り付けられている。また、最も重要な温度計測点として、熱電対チャンネル (TC_CH1, TC_CH2, TC_CH4) に対応する個所に温度トランスデューサ (AD590) を取り付け、冗長構成での温度計測を実施した。

4. フライト実験結果

LDB TEST Flight は、高度 35km 以上のレベルフライト状態において日照、夜間共に 4 時間以上を計画していた。しかし、気象条件や安全性要求から計画のフライト要求を満たす実験の実施は困難であった。そこで、2019 年の実験は、日中に 2 時間以上のフライトが可能であることと LDB TEST Flight の要求が緩和された。気球は現地時間の 2019 年 9 月 23 日 8 時 00 分に放球された。GPS の高度プロファイルと熱電対による計測を行った温度計測結果を図5に示す。気球は放球後約 2.6 時間で高度 38km に到達し、高度約 38km でのレベルフライト時間は約 3.9 時間であった。高度約 38km のレベルフライト期間において、ラジエータが搭載される面が約 3 時間の間、反太陽方向に制御されていた。反太陽方向に方向制御の期間において、温度が安定した現地時間 13:00 における時刻 (Time=37355sec) の温度計測結果を図6に示す。フライト環境において、ラジエータ面温度を計測している TC_CH1, TC_CH2 の温度は-58°C、

-57°Cである。よって、太陽光がある熱環境においても、気球実験環境において受動的な熱制御材料のみで低温ラジエータを実証した。

5. 熱数学モデルと解析条件

ラジエータの熱設計検証のために GAPS ラジエータ, LDB TEST Flight のゴンドラ全体, 気球, の熱数学モデルを Thermal Desk Top を用いて作成した。作成した熱数学モデルを図 7 に示す。気球は直径 140m の球であると仮定しモデル化を行っている。

対流熱伝達率の推定には様々な式が提案されている。2012 年に日本で実施した pGAPS 実験では、ラジエータ面温度が -40°C~30°C において、強制対流と自然対流の対流熱伝達率の検証を行っている [5]。本実験において気球は、高度が一定に保たれているレベルフライト状態であったため、対流は自然対流を仮定する。以下の式 (1) を使い自然対流熱伝達率を計算する。

$$Nu = s_1 \frac{0.508 Pr^{\frac{1}{2}} Gr^{\frac{1}{4}}}{(0.952 + Pr)} \quad (1)$$

pGAPS 実験において式 (1) 中の係数 $S_1=2$ とすることでシミュレーション結果が実験結果を良く再現していた。今後、詳細解析にて S_1 の値を評価していく必要があるが、本解析において S_1 の値は pGAPS と同様の 2 とした。式 (1) から求めた高度 38km での自然対流の熱伝達係数は 0.40W/m²K である。

LDB Test Flight 実験が実施されたフォートサムナー周辺の局所的な熱環境データを有していない。そこで、地球周回衛星で使用する熱環境を参照した。また、気球実験が行われる高度と移動速度を考慮すると、衛星よりも局所的な地球熱環境影響を受けると考えられる。さらに、フォートサムナーは北緯 34 度の砂漠地帯に位置しており、地球上で高温地域であると推定される。よって、地球周回衛星が参照する熱環境から本気球実験の熱環境として引用するには、最も高温条件が適すと考えた。そこで、最も局所的な影響が考慮されていると考えられる、短時定数の機器に適用される条件、かつ、地球周回衛星で使用する熱環境の中から高温環境を想定した 2 ケースの Hot case の熱環境条件 (2-sigma value, 3-sigma value) を選出した。2-sigma value (アルベド係数 0.17, 地球赤外放射 266K) は 5% の確率で条件から逸脱する可能性のある環境条件, 3-sigma value (アルベド係数 0.22, 地球赤外放射 276K) は 0.04% の確率で条件から逸脱する可能性のある条件である [6]。太陽光強度は、実験時期が秋分付近であったため 1366W/m²K を使用した。周囲空気の温度は、標準大気から引用している。

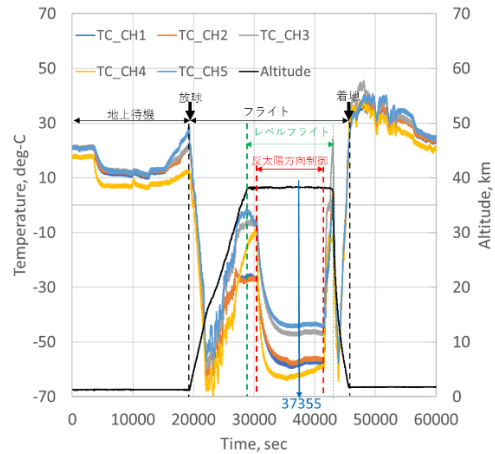


図 5 ラジエータの温度プロファイルと高度履歴

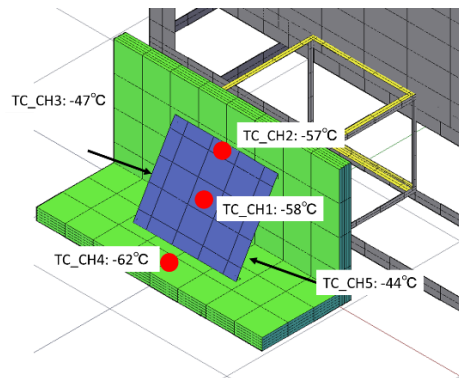


図 6 現地時間 13:00 (37355sec) におけるラジエータ各部の温度計測結果

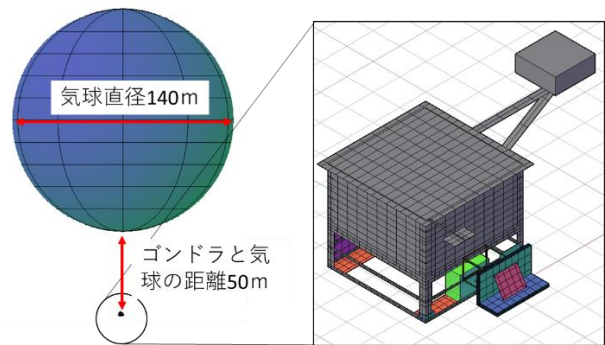


図 7 ラジエータピギーバック実験全体の熱数学モデル (左図) とゴンドラ部分の拡大図 (右図)

表 1 シミュレーション実施ケース

	Sun intensity, W/m ² K	Albedo, -	Earth IR, K	Ambient Temperature, K	Convective heat transfer coefficient, W/m ² K
Case1	1366	0.17	266	236.8	0.4
Case2	1366	0.22	276	236.8	0.4
Case3	1366	0.22	276	236.8	-

6. 数学モデル結果と実験結果の比較

実験結果と解析結果の比較を行うことでラジエータ熱設計の妥当性の評価を行う。表2に示す3条件でシミュレーションを実施した。Case1は熱環境 2-sigma value 対流あり, Case2は熱環境 3-sigma value 対流あり, Case3は熱環境 3-sigma value 対流なしの条件である。シミュレーションで算出された温度から, 図6に示している実験結果を減ずることで算出した, シミュレーションと実験結果の温度差分を図8示す。Case1では, 差分が全体的にマイナスであり, シミュレーション結果の方が実験結果よりも低温になっていることが解る。特にラジエータ表面温度のシミュレーション結果は約8℃実験結果よりも低温である。Case2では, 全温度計測点において, シミュレーションと実験の温度差分は約±3℃以内である。よって, 本実験が実施された熱環境はCase2(3-sigma case)に近い熱環境であったと推定される。

熱環境条件として 3-sigma case を用いて, 対流熱伝達を考慮した Case2 と, 対流熱伝達を考慮しない Case3 の比較を行う。Case3では TC_CH1, TC_CH2 に対応するラジエータプレート表面の温度がシミュレーション結果は実験結果に比べて低温の結果となった。標準大気の高高度約 38km の空気温度は-36℃ (236.8K) であり, 約-58℃のラジエータへは周囲空気から入熱される。よって, 対流熱伝達を考慮しない場合は, 実測よりもシミュレーション結果が低温化したと考察される。

シミュレーション結果で実験結果を最も再現している Case2 における, 各部への熱入力を図9に示す。ラジエータ表面には外部から総和で 12.9W の入熱がある。Case2条件において最も入熱の寄与が大きいのは地球赤外 (5.2W) である。次に断熱材からの入熱が 3.9W ある。第三に, 周囲空気との対流熱伝達によって周囲空気から約 2W 入熱していたと考察される。よって, 温度が-58℃に到達する低温ラジエータの熱設計においては, 周囲空気との対流熱伝達による熱輸送を考慮することが重要であることが解った。

7. 結論

GAPS のラジエータピギーバック実験において, 日中の高高度約 38km における気球実験環境で, 約-58℃まで冷却可能な低温ラジエータを実現した。また, 適切な熱環境や対流熱伝達率を考慮した定常状態のシミュレーションでは, 実験結果を再現する結果を得た。よって, 対流熱伝達率を考慮した熱モデルの妥当性が検証され, GAPS 実験の低温ラジエータ設計に必要なデータを取得することが出来た。今後は, 非定常解析も実施し, 詳細にラジエータ熱設計の妥当性検証を行う。

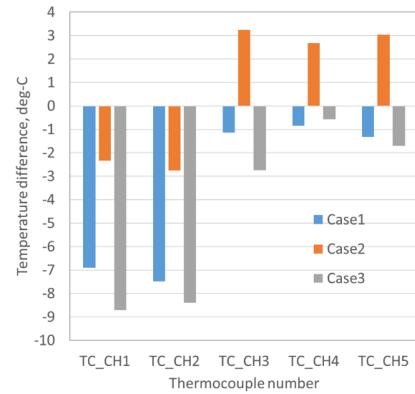


図8 シミュレーション結果と実験結果の温度差分 (温度差分=シミュレーション温度-実験温度)

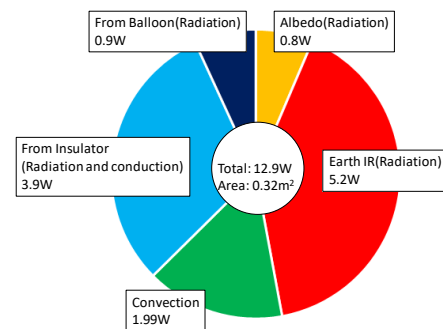


図9 フォートサムナー周辺における高高度 38km 熱環境 Case1 における, 温度約-58℃の GAPS ラジエータへの熱入力 (暫定値)

8. 謝辞

実験に協力を頂きました ISAS 山田和彦研究室, NASA BPO LDB Test Flight チーム, NASA CSBF の関係各位に感謝申し上げます。本研究の一部は科研費 (JP17H01136), JAXA 小規模計画経費の各経費を受けて実施しました。

参考文献

- 1) H. Fuke, et al., "The pGAPS experiment: An engineering balloon flight of prototype GAPS", Adv. in Space Res., 53, 1432-1437, 2014.
- 2) 福家他, 宇宙線反粒子探索 GAPS 実験計画の (特に日本チームの) 現状報告, 大気球シンポジウム(本抄録), 2019.
- 3) 岡崎他, 宇宙線反粒子探索 GAPS 計画に向けたラジエータ飛行試験, 大気球シンポジウム, isas18-sbs-008, 2019.
- 4) 小財他, 宇宙線反粒子探索 GAPS 実験に向けたラジエータ飛行試験 (2019年-1), 日本チームの) 現状報告, 大気球シンポジウム (本抄録), 2019
- 5) H. Fuke, et al., "Balloon Flight Demonstration of an Oscillating Heat Pipe, Journal of Astronomical Instrumentation", Vol. 6, No. 2, 2017
- 6) Gilmore, D. G. (ed.), "Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies", (Aerospace Corporation, CA, USA), 2002