

# 宇宙線反粒子探索 GAPS 計画に向けたラジエータ飛行試験

○岡崎峻, 福家英之, 小財正義, 吉田哲也 (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, Jerome Olson (University of California, Berkeley),  
Evan Martinez, 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索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 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. 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  $-45^{\circ}\text{C}$  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  $-55^{\circ}\text{C}$  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. そこで, GAPS 計画においてラジエータ設計を行うためのデータ取得として, 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. 第一の目的としては, ラジエータが気球実験高度で低温化可能であることを実証する. 第二に, 周囲空気との対流熱伝達を考慮した熱数学モデルの妥当性検証を目的とする. 本稿では, 気球実験において低温ラジエータを実現するために行った気球フライト実験結果とシミュレーション結果に関して報告する.

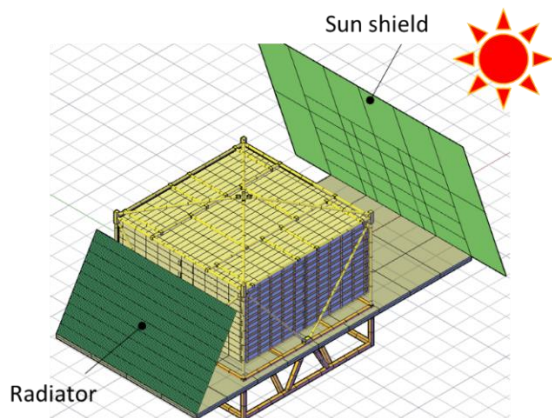


図1 GAPS の gondola 全体の概念図

## 2. GAPS ラジエータフライト実験概要

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. GAPS は南極での気球実験を計画しており, 実験は白夜の期間に行われる. また, ゴンドラ方位は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. そこで, 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条件に気球フライト実験機会を探し, ラジエータの熱設計を検証する実験を計画した. そこで, 実験機会は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実験を計画していた NASA #689N(SIFT)気球実験に相乗りで実験を行う機会を得た. SIFT 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り, GAPS のラジエータ実験の要求を満たしている.

## 3. ラジエータフライト実験構成

GAPS のラジエータが SIFT ゴンドラに取り付けられた状態の写真を図 2 に示す. システム簡素化のために, SIFT 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ーンな運用としている. よって, 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. GAPS のラジエータ実験は, ラジエータ本体, 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. 地上試験とフライトを通じてバッテリーの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容量を有している. ラジエータの概要を図 3 に示す. 熱設計は GAPS のフライトモデルと同様である. 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 × 長さ 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銀蒸着テフロン ( $\alpha=0.075$ ,  $\epsilon=0.75$ ) を取り付けている. 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 アンクルとはガラス



図2 SIFT ギンドラに搭載されたラジエータ

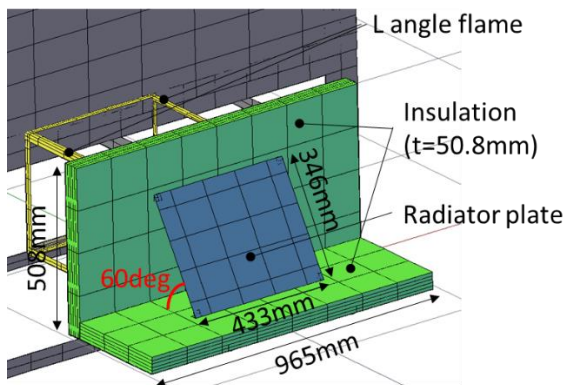


図3 搭載されたラジエータの概要

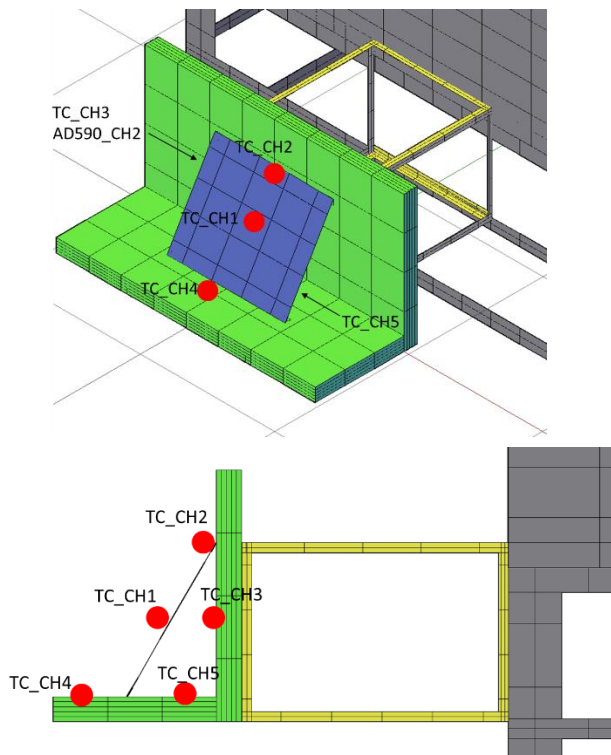


図4 温度計測箇所

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隙間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、ラジエータとラジエータが視野を有する周囲の構成物の温度計測を行う。温度計測にはT型の熱電対を用いている。温度計測を行った場所を図4に示す。データロガーは独立に2系統あるため、同じ計測点に2個の熱電対が取り付けられている。

#### 4. フライト実験結果

気球は現地時間の2018年9月8日17時36分に放球された。フライトの高度プロファイルとラジエータの温度計測結果を図5に示す。気球は不具合によって、最高高度まで上昇した後に、レベルフライトの時間はほとんど無く降下している。フライトで得られたラジエータの各部の温度も同様に図5に示す。フライト環境において、ラジエータは最高高度付近で $-70^{\circ}\text{C}$ 程度に到達している。よって、実験結果から気球の実験環境において低温ラジエータを実証することが出来た。一方で、高度30km程度以上におけるレベルフライト状態、かつ、太陽光が存在する熱環境でのデータ取得はできなかった。

#### 5. 熱数学モデル

ラジエータの熱設計検証のためにGAPSラジエータの熱数学モデルをThermal Desk Topを用いて作成した。作成した熱数学モデルを図6に示す。熱数学モデルはSIFTゴンドラ全体を熱数学モデル化している。気球はフライト中に高度が変化し続けていたため、熱解析では非定常解析を行った。

実験が行わ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が、気球実験が行われる高度と気球の移動速度を考慮すると、衛星が地球を周回するよりも局所的な地球熱環境影響を受けると考えられる。そこで、熱環境条件として衛星設計に用いられる値で最も局所的な影響が考慮されていると考えられる、短い時定数のHot case環境条件を引用し、地球のアルベド係数と赤外放射はアルベド係数0.17、地球からの赤外放射を $285\text{W}/\text{m}^2$ とする。[3]周囲空気の温度は、pGAPS実験のシミュレーションで用いた値と同様に標準大気から引用している。[4]

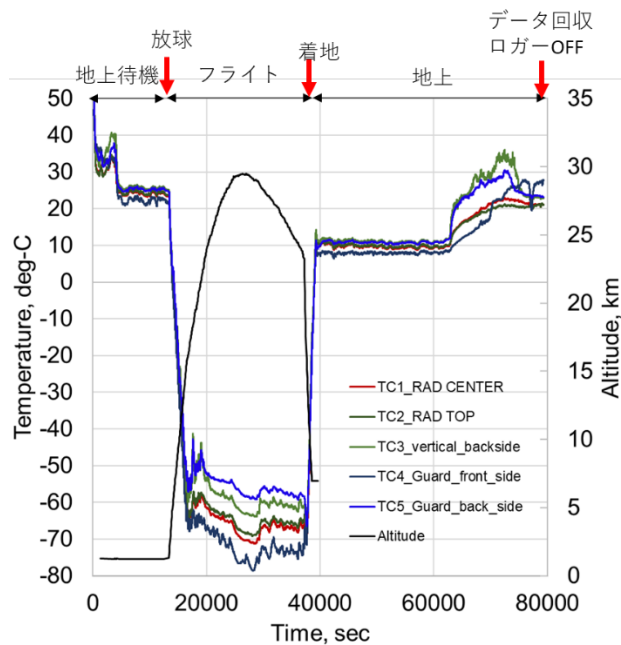


図5 ラジエータの温度プロファイルと高度履歴

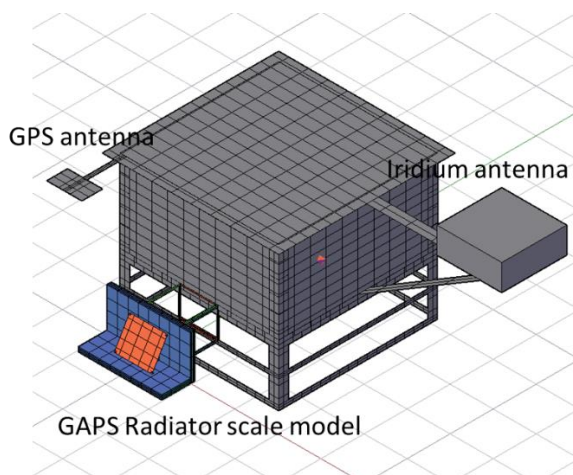


図6 ラジエータピギーバック実験の熱数学モデル

## 6. 数学モデル結果と実験結果の比較

ラジエータの温度予測において、周囲空気との対流熱伝達は不確定な要素として考えられる。対流熱伝達率の予測式は様々な式が提案されているが、2012年に日本で行われた pGAPS 実験では、ラジエータ面は $-40^{\circ}\text{C}$ ~ $30^{\circ}\text{C}$ の温度での、対流熱伝達率の検証が行われている。[4]自然対流熱伝達率は以下の式(1)で計算される。

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

強制対流熱伝達係数は以下の式を用いて計算される。

$$Nu = s_2 0.037 Pr^{\frac{1}{3}} Re^{\frac{4}{5}} \quad (2)$$

式(1)と式(2)を用いて本気球実験の飛行プロファイルでの自然対流と強制対流の熱伝達係数の比較を図7に示す。高高度の領域において本実験条件から求められる対流熱伝達係数のオーダは同程度である。本実験において気球は、高度が一定に保たれるレベルフライト状態がなく常に高度変化をしていた。よって、強制対流を仮定した条件での熱解析結果と実験結果の比較を行う。

まず、対流の効果がラジエータの温度分布に与える影響を評価するためのデータとして、対流熱伝達を考慮しない条件でのシミュレーション結果と実験結果の比較を図8に示す。対流熱伝達を考慮しない条件では、温度履歴と温度レベルは一致していない。そこで、周囲空気との熱伝達として強制対流を仮定した条件でのシミュレーション結果と実験結果の比較を図9に示す。図9は対流熱伝達を式(2)中の係数 $s_2 = 2$ として式(2)から求めた対流熱伝達率を使用してシミュレーションを行った結果である。実験結果とシミュレーション結果の温度のトレンドはおおむね一致している。一方で、ラジエータの温度を示す TC\_1 と TC\_2 のシミュレーション結果は実験結果よりも $7\sim 10^{\circ}\text{C}$ 程度低い。シミュレーションでは、対流熱伝達は周囲空気とのラジエータ構造の熱伝達のみを考慮しているが、実際には構成物同士間の熱伝達も存在する。よって、周囲空気との熱伝達のみを考慮したシミュレーション結果と差異が生じていると推察される。シミュレーションと実験結果の比較から本実験で到達している高度域において、熱設計には対流熱伝達系を考慮する必要があることがわかる。

なお、対流熱伝達係数の絶対値は、実際のフライト環境で推定することは非常に困難であると考えられている。また、気球がフライトする周囲環境の空気の温度の不確定性も大きい。しかし、本シミュレーションでは各部温度もよく再現されており、輻射、周囲空気との対流を考慮した詳細な熱数学モデルを構築し、熱設計を行うことで、複雑な熱環境に曝される気球フライト実験の熱設計が可能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気球実験環境において $-70^{\circ}\text{C}$ 程度まで冷却可能な低温ラジエータを実現した。また、対流熱伝達率を考慮した数学モデルとの比較によって実験結果を良く再現している結果を得た。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、低温ラジエータの実証と対流熱伝達率の予測精度を向上させることを目的とし、太陽光がラジエータの反対方向から



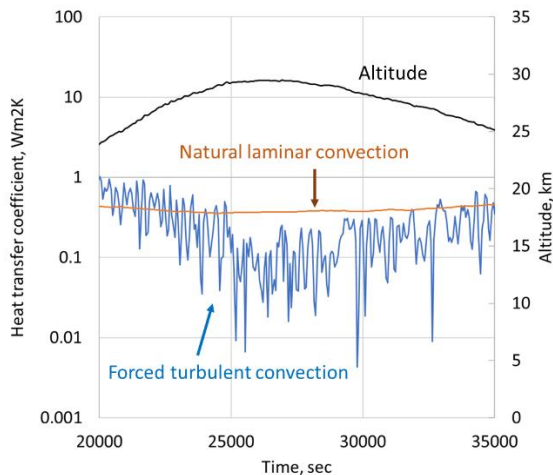


図7 自然対流と強制対流の熱伝達係数の比較

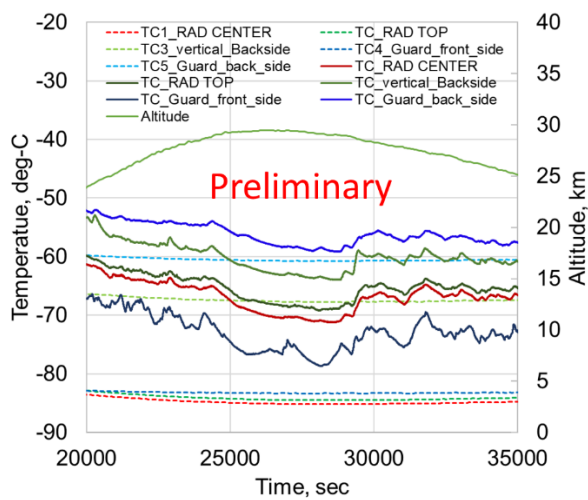


図8 対流熱伝達を考慮しない高度25km以上におけるシミュレーション結果と実験結果の比較。(実線が実験結果、破線がシミュレーション結果)

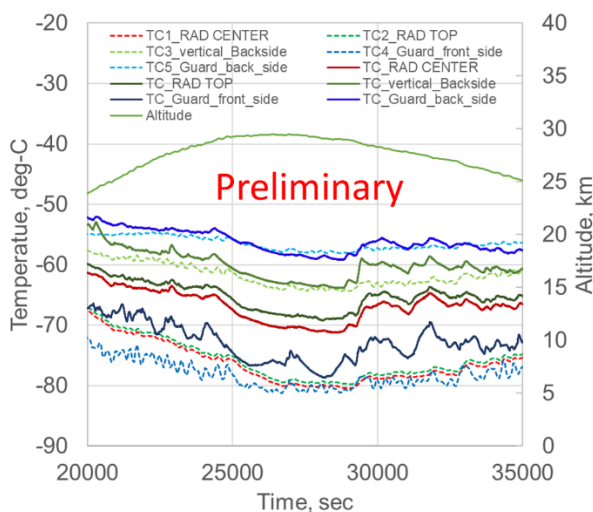


図9 外部空気との対流熱伝達率を考慮した高度25km以上におけるシミュレーション結果と実験結果の比較。(実線が実験結果、破線がシミュレーション結果)

入射し（ラジエータの志向が反太陽方向に制御され）、高度30km以上程度のレベルフライト状態環境での実験を実施できるよう、再フライト実験を計画する予定である。

## 8. 謝辞

実験に協力を頂きました ISAS 山田和彦研究室、NASA BPO SIFT 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), isas18-sbs-008, 2018.
- 3) Gilmore, D. G. (ed.), "Spacecraft Thermal Control Handbook: Fundamental Technologies", (Aerospace Corporation, CA, USA), 2002
- 4) H. Fuke, et al., "Balloon Flight Demonstration of an Oscillating Heat Pipe, Journal of Astronomical Instrumentation", Vol. 6, No. 2, 2017