

GAPS プロトタイプ気球実験“pGAPS”フライト報告

ISAS/JAXA
Columbia Univ.

福家 英之, 坂東 信尚, 小川 博之, 岡崎 峻, 柴野 靖子, 莊司 泰弘, 吉田 哲也
荒牧 嗣夫, F. Gahbauer, C.J. Hailey, J. Koglin, N. Madden, 森 嘉野, K. Perez,
D. Stefanik, G. Tajiri

UC Berkeley
Tech. Univ. Denmark

S. Boggs, J. Hoberman, P.v. Doetinchem
F. Christensen

LLNL.

W.W. Craig

Oak Ridge NL.

R. Fabris, K.P. Ziock

東海大

河内 明子, 中村 史彦

理研

小池 貴久

福井工大

宮崎 芳郎

UCLA

I. Mognet, R. Ong, T. Zhang, J. Zweerink

1. 概要

宇宙線反粒子の高感度観測を通じたダークマター探索を主目的に、日米を中心とする国際共同実験として GAPS 計画 (General Anti-Particle Spectrometer) を推進している。GAPS は当面の目標として、南極での長期間気球フライトによる科学観測を 2010 年代後半に複数回実施することを目指している。それに先立ち、GAPS 測定器の基本性能の動作確認を目的に、プロトタイプを用いた気球実験「pGAPS」を大樹町にて 2012 年 6 月に実施した。本報告では GAPS 全体の計画概要ならびに pGAPS フライトの速報を報告する。

2. GAPS の目指す物理

GAPS はダークマターの有力候補である超対称性粒子ニュートラリーノなどの Cold Dark Matter (CDM) 探索における未開拓のプロープとして未発見の宇宙線反重陽子に着目し、その高感度探索によってダークマターの間接探索を行う。宇宙線反重陽子の特色は、1 GeV 以下の低エネルギー領域において物理バックグラウンド (宇宙線起源) のフラックスがその生成過程の運動学によって抑制されると考えられることから CDM 起源の一次起源成分を単独で観測できる可能性がある、という点にある。様々な CDM モデルにおける反重陽子の予想スペクトラムを図 1 に示す [1-4]。ただし、反重陽子の予想存在量は極微であるため、高感度な探索が必要となる。反重陽子に対して現存する唯一の探索上限値は BESS 実験で与えられているが [5]、実効的にはまだ感度が 2~3 桁不足している。そこで、GAPS は、BESS を 3 桁程度以上上回る高感度での反重陽子探索を目指している (図 1)。

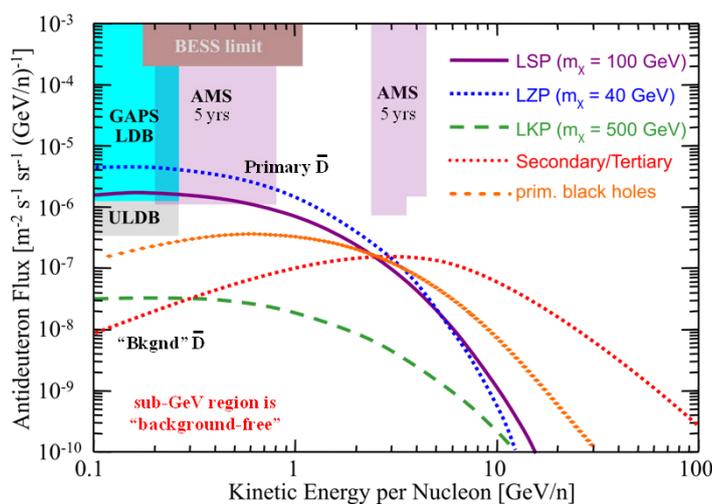


図 1. GAPS が目指す反重陽子の探索感度 (南極気球 LDB によるのべ 60 日間と ULDB によるのべ 300 日間の場合)、および、様々な CDM モデル起源および主要起源 (宇宙線起源) から予測される反重陽子のエネルギースペクトル。

3. GAPS の反粒子検出原理

GAPS は、従来のマグネット型スペクトロメータよりも比較的容易に探索感度 (面積立体角×観測時間) の向上が可能な反粒子宇宙線の観測手法として、エキゾチック原子を用いた新しい手法を導入する [6]。低エネルギー反粒子をエネルギー損失によって測定器内のターゲット中で止めると、ターゲット原子の電子軌道に反粒子が捕捉されて励起エキゾチック原子が生成された後、反粒子が基底準位にカスケード的に落ち込み、最後は原子核と核子対消滅して中間子や陽子を発生する。この Λp の生成数およびカスケード崩壊の準位に対応して放射される特性 X 線のエネルギーは捕捉反粒子の種類に依存することを利用して粒子を同定できる。捕捉前のエネルギーはターゲット上流の time-of-flight カウンタによる dE/dx から得られるほか、反粒子の stopping depth からも推算できる。特性 X 線と Λp とのコインシデンスを取ることにより、バックグラウンド宇宙線に対しても高い弁別能力を確保できる。

この基本検出原理は、反陽子ビームによるビームテスト (2004~2005 年) によって実証済みである [7]。

4. GAPS で目指す長時間フライト

4.1. 南極気球観測：bGAPS

GAPS は南極周回気球による長時間観測を 2010 年代後半に複数回実施することを目指している。極域を飛翔することで、地磁気の影響を殆ど受けずに低エネルギー宇宙線を観測できる。約 4m^2 の大面積測定器を搭載してのべ 60 日間を飛翔できれば $10^{-6} [\text{m}^2\text{s}^{-1}\text{sr}^{-1}\text{GeV/n}^{-1}]$ オーダーの流束感度を獲得でき、また、現在 JAXA や NASA で開発中のスーパープレッシャー気球が実用化されて積算 300 日程度のフライトを実現できれば 10^{-7} を超える高感度領域に到達可能となる (図 1)。GAPS の南極気球ミッションを「bGAPS」と称する。

4.2. bGAPS 測定器

bGAPS 測定器は Si(Li)型半導体検出器群とプラスチックシンチレーションカウンタ群から構成される [8]。Si(Li)検出器は $2\text{m} \times 2\text{m} \times 13$ 層 (総ウエハ数は約 4000) に配置され、degrader、ターゲット、depth sensing、特性 X 線のエネルギー測定、および、 $/p$ トラッカー、の役割を兼ねる。Si(Li)ターゲットからの反陽子と反重陽子の特性 X 線は約 3 keV のエネルギー分解能で有意に識別できる。 $/p$ は、Si(Li)検出器群でトラックして運動学的トポロジーを解くことで同定できる (図 2)。陽子などの宇宙線による測定器バックグラウンドは「特性 X 線 1~2 本以上 + $/p$ 5~6 個以上」によって十分に排除できると見込んでいる。

Si(Li)検出器群の上方および周囲には両側読み出しのプラスチックシンチレーションカウンタ群を X-Y のパドル状に配置し、トリガー生成、time-of-flight (時間分解能 1 nsec) や dE/dx の測定、Veto 生成、および、内部から抜け出る $/p$ の検知、を行う。

Si(Li)検出器は、その内部発熱を測定器外壁に伝熱して輻射放熱する、という方法で、成層圏大気と同程度の温度 (-35) に冷却する。夏季南極は白夜であるため、フライト中の測定器電力は太陽電池で賄う。測定器には 1 軸の姿勢制御 (方位角制御) を施して太陽を追尾し、輻射放熱板を太陽と逆方向に、太陽電池を太陽方向に指向させる。bGAPS 測定器の全重量は 約 2 トン、全消費電力は約 2 kW を見込んでいる。

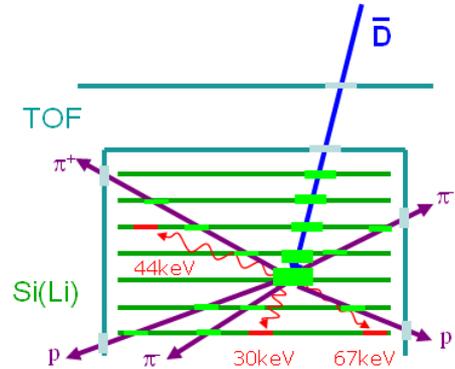


図 2. bGAPS 測定器の概念図。層状に重ねられた Si(Li)群と、それを囲む TOF カウンタ群で構成している。特性 X 線のエネルギー、 $/p$ の生成数、TOF カウンタからの dE/dx 情報、入射反粒子の測定器内での停止位置 (stopping depth) などにより反重陽子を他の宇宙線種から弁別できる。

5. 大樹町での気球フライト pGAPS

bGAPS による科学観測に先立って気球フライトの実環境下にて各測定器要素の基本動作実証を図ることを目的に、大樹での気球実験「pGAPS (prototype-GAPS)」 [9]を実施した。

5.1. pGAPS の計画と意義

pGAPS は南極用 bGAPS 測定器の各構成要素のプロトタイプから成るペイロードを飛翔させる技術試験であり、次の 3 つの理由により宇宙線反粒子の観測は行わない (行えない)。(1) 大樹の地磁気カットオフが大きい (約 8 GV)、(2) フライト時間が短い (水平浮遊 3 時間を希望)、(3) 測定器の面積立体角が小さい (TOF のみでも約 $0.054\text{m}^2\text{sr}$)。従って、反陽子や反重陽子の観測統計量の期待値は無視できる程度に小さい。

むしろ pGAPS の目的は、主に次の 3 つである。① Si(Li) や TOF の測定器システムの気球フライト環境下での動作による、真空対策の実証やノイズレベルの確認。② Si(Li)の冷却システムの気球フライト環境下での動作実証。③ 気球フライト環境下でのバックグラウンドレベルの測定。

特に②に関しては、「低温」「低圧 (ほぼ真空)」「太陽光」「地球赤外」の総合環境を地上の実験室レベルで模擬するのが容易ではないため、各条件に対する地上試験を別個に実施し推察したうえで、実際の気球フライトによって確認することが必要である。また、①や③に関しても、事前の環境試験でのノイズレベルや計算機シミュレーションによるバックグラウンド見積りの妥当性を気球環境下で確認することは、bGAPS 測定器の詳細設計のための重要な情報となる。

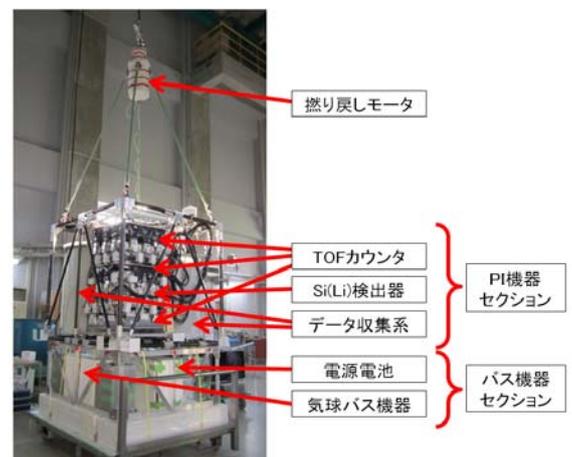


図 3. pGAPS ペイロード構成概要。

さらに、技術的意義として、エキゾチック原子を利用した測定原理による反粒子測定器を飛翔させること自体に前例がなく、技術的な意義がある。輻射冷却のみによって気球環境で Si(Li) を動作させて所期の高分解能を目指すこともまた挑戦的であり、検出器開発の観点からの意義もあると言えよう。

図 3 に pGAPS ペイロードの概要を示す。ペイロードは主に 2 つのセクションから構成し、上段に pGAPS 測定器 (PI 機器) を、また、下段には PI 機器用の電池、熱制御系の一部機器、および気球工学バス機器を格納した。上段は Si(Li) 検出器や TOF カウンタのプロトタイプ、および、エレクトロニクス機器などで構成した (図 3 (b))。上段とパラシュート荷姿の間にはペイロードの方位を制御するための振り戻しモータを配した。pGAPS ペイロードの重量は 510 kg (気球工学バス機器を含む)、消費電力は 530 W (気球工学バス機器は含まない) となった。

5.2. pGAPS の構成

5.2.1. Si(Li) 検出器

bGAPS 測定器には約 4000 個の Si(Li) ウェハを搭載予定であるが、pGAPS には 6 個を搭載した。Si(Li) 検出器のエネルギー分解能は -35°C で平均値 $E \sim 5.6 \text{ keV}$ (最良値は $E < 3 \text{ keV}$) である。

5.2.2. 熱制御系

Si(Li) 検出器の冷却系として「①単層流体ループ方式」と「②OHP (自励振動ヒートパイプ) 方式」の 2 案を並行して開発しており、pGAPS には双方のプロトタイプを搭載した。方式①は、技術的なハードルは比較的低いものの、流体ポンプの駆動に一定の電力を要する。一方、方式②は、消費電力が非常に少ないという魅力を持つが、新しい技術方式であるため実用例に乏しく開発要素も多いので野心的である。詳細は[10]を参照。

5.2.3. 方向制御系

熱制御系の輻射放熱板を太陽と逆方位に指向させるため、ペイロード全体を 1 軸で方向制御する。制御には振り戻しモータを用い、方位指向精度は ± 5 度以内である。詳細は[11]を参照。

5.2.4. その他のサブシステム

pGAPS の TOF カウンタは、両読み出しのパドル 3 枚を X-Y 状に配し、それを 3 層に重ねた構造である。時間分解能は約 0.6 nsec である。Si(Li) や TOF の読み出し機器、ハウスキーピングモニター系、機上搭載計算機 (PC/104+) によるデータの集約・記録・地上との通信系、地上用モニター系 (GSE) なども、pGAPS への拡張性を念頭に準備された。電源系は、bGAPS では太陽電池と二次電池を使用するが、pGAPS ではリチウム一次電池 (一括電源) と配電用 DC/DC コンバータ群から構成した。

pGAPS のフライト中の Si(Li) のキャリブレーションのため、X 線管を搭載した (ラインエネルギー 22 keV)。トリガは TOF による外部トリガと Si(Li) のセルフトリガを実装し、シミュレーションや実際のデータランを基にフライト中のトリガ設計の最適化を行った。

6. pGAPS の実施

6.1. 日本での最終準備作業

pGAPS 測定器のハードウェアは、上段 (PI 機器セクション) は UC Berkeley にて、下段 (バス機器セクション) は ISAS にてそれぞれ組み立て、準備を進めた。そして、今年 5 月に上段を日本に輸送し、米国メンバーも来日して、ISAS 相模原キャンパスにて総合インテグレーションを行った。相模原キャンパスでは、大気球実験室が所有する恒圧恒温槽を用いた環境試験も実施した (図 4(a))。ペイロードの寸法は上段セクションが恒圧恒温槽やエレベータにちょうど納まるように設計してあった。

5 月後半には場所を大樹町に移し、最終準備作業を行った。クレーン車を用いた方向制御システムの動作確認試験 (図 4(b)) や最終噛合せ試験などを経て、6 月 3 日の朝にフライトに臨んだ (図 5(a))。

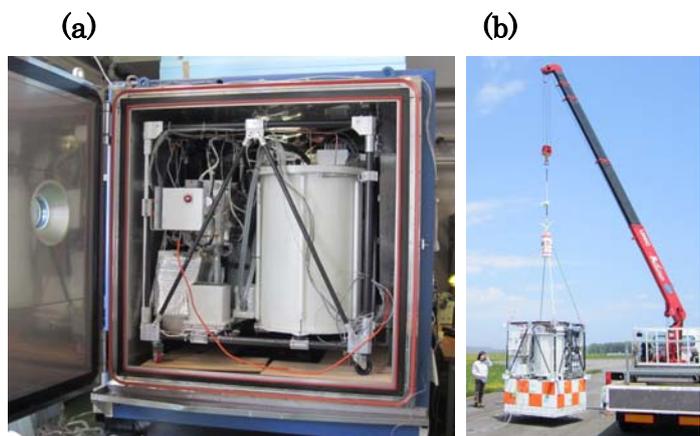


図 4. (a) 相模原にて恒圧恒温槽を用いたペイロード上段の環境試験、(b) 大樹にてクレーン車を用いた pGAPS ペイロードの方向制御試験。

6.2. pGAPS フライト

pGAPS は 6 月 3 日の 4:55 に放球され、約 1.5 時間のブーメラン飛行を経て、高度 31 ~ 33km で約 3 時間の水平浮遊を行った後、降下し、11:36 に着水した。気球の飛行プロファイルはほぼ事前の希望・計画どおりだった。ペイロードは着水後わずか 9 分以内にほぼ無傷で回収された。放球時と回収時の様子を図 5(a)と(b)に示す。また、フライトの航跡図と高度プロファイルを図 5(c)と(d)に示す。

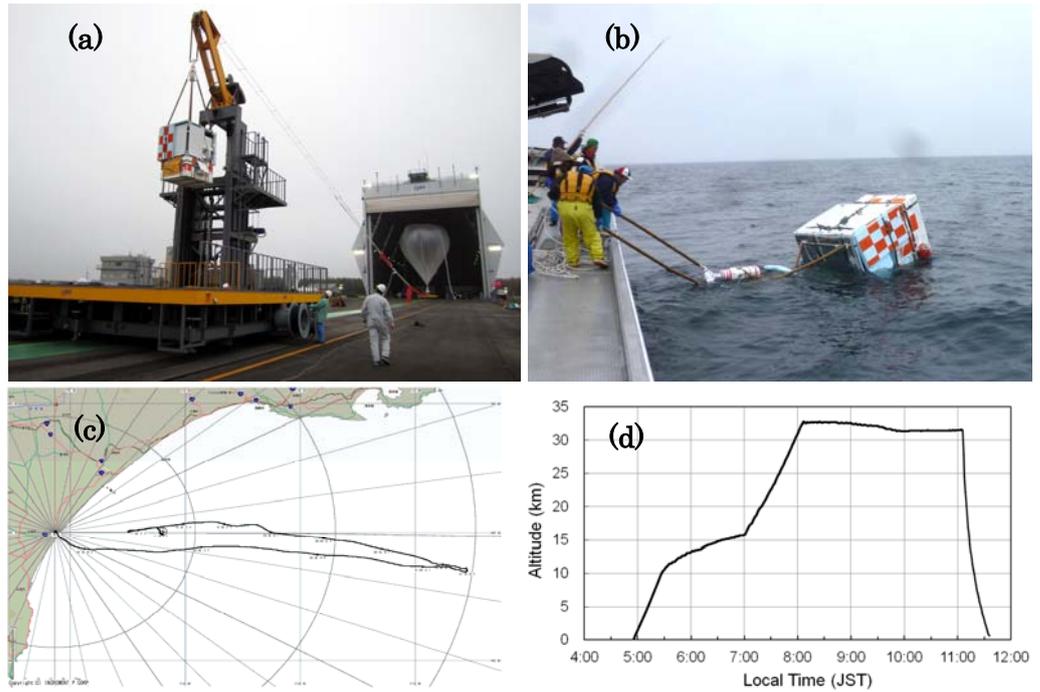


図 5. (a) pGAPS 放球直前の様子、(b) pGAPS ペイロード回収作業の様子、(c) pGAPS 飛行航跡図、(d) pGAPS 飛行高度プロファイル。

6.3. pGAPS フライトデータ解析

フライトのほぼ全般に亘って pGAPS の測定器を動作させ、のべ 100 万 事象を超えるデータを取得した。水平浮遊到達後にペイロードの方向制御が効かなくなり放熱面を所期の方角に向けられなくなるという不具合は発生したが、その他のシステムは概ね問題無く動作した。

詳細なデータ解析は現在進行中であるが、既に簡易的な解析によって、Si(Li)検出器や TOF カウンタが低ノイズで安定的な動作を示していること、OHP などの冷却系が動作していること、温度データやバックグラウンドレートデータなどの熱設計やトリガ設計に係るデータを取得していることなど、事前に掲げた成功基準をいずれも達成したことを確認している。今後、詳細なデータ解析を進め、bGAPS の設計に反映させたい。

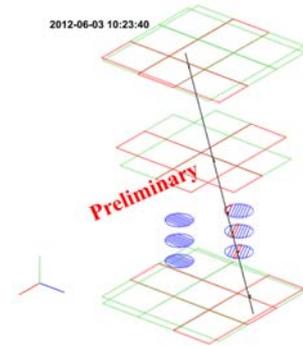


図 6. pGAPS フライト中に得た事象の飛跡イベントディスプレイの例。

謝辞

pGAPS 実験実施に際し ISAS の皆様から多くのご支援を頂きました。また、フライトキャンペーンの遂行に際し ISAS 大気球実験室からプロフェッショナルなサポートを頂きました。感謝申し上げます。本研究の一部は NASA APRA Flight Program (Award Number NNX09AC16G)、科研費 (基盤 B 22340073)、ISAS 戦略的開発研究費・搭載機器基礎開発実験費・国際共同ミッション推進研究経費を受けて行いました。

参考文献

1. F. Donato *et al.*, Phys. Rev. D **62** (2000) 043003.
2. H. Bear and S. Profumo, JCAP. **12** (2005) 008
3. J. Edsjo *et al.*, JCAP. **09** (2004) 004; S. Profumo and P. Ullio, JCAP. **0407** (2004) 006.
4. A. Ibarra and D. Tran, JCAP **06** (2009) 004, arXiv:0904.1410v2; C.B. Braunerger and M. Cirelli, Phys. Lett. B **678**, 20-31 (2009) 0904.1165; Y. Cui *et al.*, (2010) arXiv:1006.0983v1.
5. H. Fuke *et al.*, Phys. Rev. Lett. **95** (2005) 081101.
6. K. Mori *et al.*, Astrophys. J. **566** (2002) 604.
7. C.J. Hailey *et al.*, Nucl. Instr. Meth. B **214** (2004) 122; C.J. Hailey *et al.*, JCAP. **0601** (2006) 007.
8. H. Fuke *et al.*, Adv. Space Res. **41** (2008) 2056; T. Aramaki *et al.* Adv. Space Res. **46** (2010) 1349; C.J. Hailey *et al.*, Adv. Space Res. (2012) in press.
9. 福家英之 他, “GAPS プロトタイプ気球実験計画の全体報告”, 大気球シンポジウム (2011) 抄録, isas-11-sbs-016.
10. 岡崎峻 他, “pGAPS 搭載 U 字型 OHP のフライト実験報告”, 本シンポジウム抄録.
11. 坂東信尚 他, “pGAPS 気球実験における姿勢制御システムの概要と実験結果”, 本シンポジウム抄録.