

## 超小型衛星 TSUBAME 搭載用 X 線偏光計の地上キャリブレーション Ground calibration of X-ray polarimeter aboard the micro-satellite TSUBAME

谷津陽一<sup>1\*</sup>, 常世田和樹<sup>1</sup>, 栗田真<sup>1</sup>, 伊藤慶<sup>1</sup>, 有元誠<sup>1</sup>,

林真由美<sup>1</sup>, 川上孝介<sup>1</sup>, 河合 誠之<sup>1</sup>, 片岡淳<sup>2</sup>, 中森健之<sup>3</sup>, 久保信<sup>4</sup>

<sup>1</sup>東京工業大学 理工学研究科 基礎物理学専攻, 〒152-8551 目黒区大岡山 2-12-1

<sup>2</sup>早稲田大学 理工学術院総合研究所, 〒305-0801 つくば市大穂 1-1

<sup>3</sup>山形大学 理学部 物理学科, 〒990-8560 山形市 小白川町 1-4-12

<sup>4</sup>クリアパルス株式会社, 〒143-0024 大田区中央 6-25-17

Yoichi Yatsu<sup>1\*</sup>, Kazuki Tokoyoda<sup>1</sup>, Kosuke Kawakami<sup>1</sup>, Mayumi Hayashi<sup>1</sup>, Shin Kurita<sup>1</sup>,  
Makoto Arimoto<sup>1</sup>, Nobuyuki Kawai<sup>1</sup>, Jun Kataoka<sup>2</sup>, Takeshi Nakamori<sup>3</sup> and Shin Kubo<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Tokyo Institute of Technology, 2-12-1 Ookayama, Meguro, Tokyo, 152-8551, Japan

<sup>2</sup>Waseda University, 3-4-1 Okubo, Shinjuku, Tokyo, 169-8555, Japan

<sup>3</sup>Yamagata University, 1-4-12 Kojirakawa, Yamagata, Yamagata, 990-8560, Japan

<sup>4</sup>CLEAR PULSE CO., LTD, 6-25-17 Chuo, Ota, Tokyo, 143-0024, Japan

### 1 はじめに

偏光観測は撮像・測光・分光とは異なる第四の観測方法であり、従来の方法では知ることのできない、放射源の磁場構造や微細な構造の推定などに威力を発揮する。特に X 線での偏光観測は、宇宙線加速の現場である衝撃波近傍の磁場構造解明や撮像では分解できないブラックホール近傍の時空構造解明のための有力な手がかりになると期待されている。しかしながら、光の粒子性が卓越する X 線帯では、観測を実現するための技術的障壁が高く、かに星雲の観測以降[1]、約 30 年の間は新たな観測結果が得られていなかった。

そのような中で、2000 年代初頭、ガンマ線バースト (GRB) という突発天体からの偏光が偶然検出されて大変な議論を呼んだ[2]。GRB は数秒から数百秒のタイムスケールで宇宙のある一点から強烈な X 線・ガンマ線の閃光が放たれる現象である。爆発がいつ・どこで起こるのか予測不可能であり、継続時間が短いことから長い間その正体は不明であったが、2003 年以降、大質量性の重力崩壊などに関連していることが明らかになってきた[3]。しかしながら、重力エネルギーが爆風を形成し、最終的にガンマ線が放射される物理過程はほとんど解明されていない。近年、この中心エンジン近傍のエネルギー輸送の研究は、専ら数値シミュレーションなどを用いた理論的アプローチに頼っている。その中で磁場の扱いは常に仮定を伴っていると同時に、粒子加速現象において極めて重要な役割を果たしている。そこで、プロンプト放射の偏光観測によって、放射領域の磁場構造に実測に基づく制限を与え、中心エンジン極近傍での物理過程に制限を与えることが本研究の最大の目標である。

しかしながら、偏光測定に特化した観測衛星の実現は容易ではない。その一方で、GRB 自体は瞬間的

には極めて明るい現象であり、発生後すぐに観測を始めることさえできれば、十分な精度で偏光を測定することができる。本研究で開発する X 線・ガンマ線検出器は、このコンセプトのもとで発案された 2004 年衛星設計コンテスト出品作品 (設計大賞受賞) をベースとして設計された 50kg 級の超小型衛星 TSUBAME に搭載される[4]。本衛星は 2009 年に実機の開発が始まり、現在は実際に打ち上げるフライトモデル(図 1)の最終調整を行なっている。2012 年の KEK-PF (BL-14A) 共同利用実験では、打ち上げ前の最後の較正実験にあたる。我々はフライトモデル実機をビームラインに持ち込み、実際に衛星に搭載するデータ収集系を用いて遠隔制御を行い、有効面積・偏光検出感度・不感時間等の詳細な測定を行った。次章では簡単にセンサの原理と構成を紹介し、3 章では事前に行った Geant4 を用いたシミュレーション結果と比較しながら実測で得られた結果を簡単に報告する。4 章ではこれらを踏まえ、衛星軌道上で期待される GRB の検出個数等を見積もる。

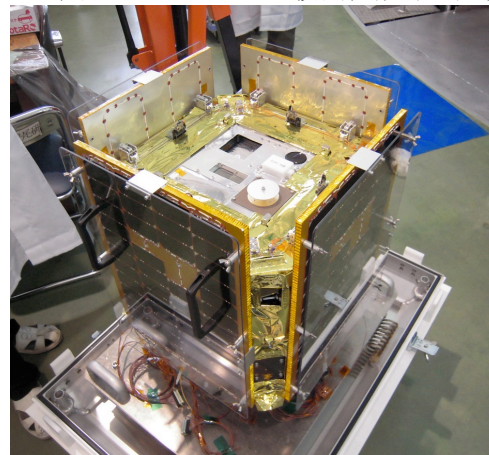


図 1 : TSUBAME フライトモデル。X 線偏光計は上面奥の正方形の窓の下に取り付けられている。

## 2 検出器の原理と実験セットアップ

TSUBAME に搭載する硬 X 線偏光計はコンプトン散乱方位角の偏光方向依存性を利用したものである。入射してくる光子がコンプトン散乱を起こしやすい様、センサ中央には原子番号の小さなプラスチックシンチレータを配置し（図 2 上の青色）、そこで散乱された光子は、散乱体を取り囲む様に設置した CsI シンチレータで吸収する（図 2 緑色）。例えば、図 2 の様に電場ベクトルが縦方向に偏っている場合、光子は水平方向に散乱される確率が高い。本検出器では、より正確に散乱方向を決定するため、散乱体を 64 個のピクセルに分割し、マルチアノード光電子増倍管で読み出すことで入射位置を 6.5mm × 6.5mm ピッチで決定する。同様に、吸収体も 10mm ピッチで並べてあり、結晶一つごとにアバランシェフォトダイオードを取り付け、吸収位置を正確に特定することができる。これらのセンサを用いて、30keV から 200keV までの入射光子について偏光を測定することができる。

超小型衛星の限られた電力とスペースに対応するため、読出し回路には IDEAS 社製のアナログ VLSI を採用した。本検出器では合計 92 素子の AD 変換をシーケンシャルに行なうため、入射する全てのイベントで読み出しを行うと不感時間が長くなり、有効な観測を実現できない。そこで、GRB 観測中はトリガ・パターンから散乱体と吸収体の同時検出イベントのみを選択して信号読出しを開始する。

本試験では軌道上での性能予測が第一目標であるため、センサの制御・データ収集系には全て実機を用いており、衛星バス（18~30V）からの電源を模した 24V 電源のみで動作する。高圧電源などの検出器の操作やデータ転送などは、衛星のオンボードコンピュータからの制御を模して、照射ブース外に設置した PC から CAN バス経由で行った。データ収集に関しては、不定期に発生するガンマ線イベントのデータを直接衛星のデータバスに送信するのは困難なため、一旦検出器制御回路内のリングバッファに蓄積し、観測終了後に衛星バス側の大容量ストレージへ送信する（その後、日本上空通過バスで S バンド回線を使って回収する）。

図 2-下に測定セットアップを示す。本来、天体からのガンマ線は一樣平行光線だが、X 線ビームは細い一点照射のため、センサを上下に動かして受光面全体をスキャン出来るように電動ステージ上に設置してある。また、偏光角を変えるため偏光計はローテーターに取り付けてある。スキャンの際にビーム強度を較正するため、偏光計の 30cm 横に NaI シンチレータと PMT を組み合わせたレートモニタを設置した。X 方向移動は高速で駆動できるため、1 ピクセル照射するごとに入射レートの較正を行った。なお、実験中はブース内の気温が上昇するため、軌

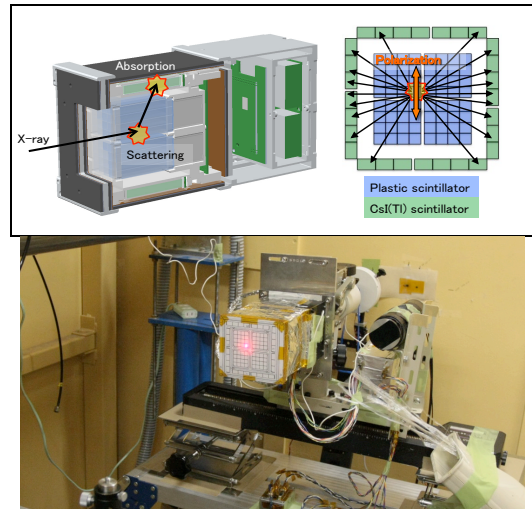


図 2—上：偏光計の構造。下：実験セットアップ

道上での予想最高温度である 20°C になるよう冷風を当てている。

## 3 実験

### 3.1：不感時間測定

最初に、強烈なガンマ線バーストや太陽フレアが発生した際にも軌道上で安定して動作することを確認するため、さまざまな強度で X 線ビームを照射し、データ取得が問題なく行えること、及び不感時間の推定を行った。照射エネルギーは 80keV とし、中央に近いプラスチックシンチレータ 1 箇所集中して照射した。図 3 に不感時間の測定結果を示す。入射光子数 45kHz まで照射を行い、一切のトラブルなくデータを取得することができた。ここで、92ch 分の AD 変換中はデータを取得できないため、不感時間となる。拡張型不感時間を仮定して推定した不感時間は 156 μ秒であり、クロック周波数から期待される AD 変換時間とほぼ一致している。一方、衛星軌道上で期待される明るい部類の GRB は瞬間的に 100 crab の明るさに達する程度である。この場合センサへの入射光子数は高々 3kHz であり、ほとんど数え落とすことなくデータを取得することが可能である。

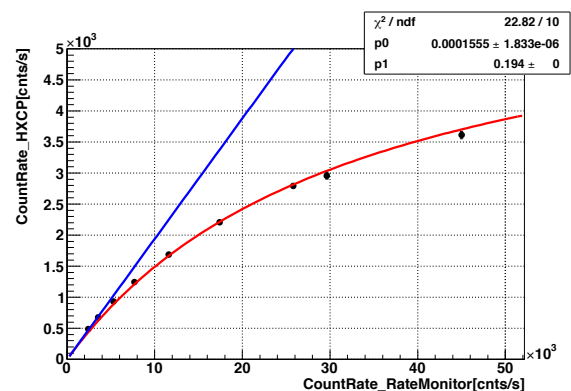


図 3：入射光子数に対するコンプトンイベント検出率。赤線は拡張型不感時間を仮定した検出レート（不感時間 156 μs）。青線は期待されるコンプトン散乱イベントレート。

3.2 : 有効面積

これまでシミュレーションで行なってきた有効面積の計算では、センサの検出限界や環境ノイズ等が考慮されていない。そこで実機を使って有効面積を測定することは打ち上げ後に期待される GRB の個数を推定する上でも極めて重要である。測定は 30~80keV まで行い、全ピクセルを走査して不良ピクセル等の有無も含めて確認を行った。表 1 に各エネルギーで実測したコンプトンイベント検出レートとシミュレーションで予想された検出レートを示す(不感時間補正後の値)。全体として、シミュレーションで得られた値より若干小さな値になっている。図 4 にはピクセル毎のトリガー発生率を示した。この実験では紙面向かって左側の吸収体 2 個で信号を取得できていないため、左側でコインシデンスイベントの検出率が低い傾向にある(フライトではこれらを修正して全チャンネルでデータを取得できる予定である)。また、センサ中央から外側に向かって検出率が高い傾向が見られる。これは散乱光子がプラスチックシンチレータ内を通過する際に再吸収されていることを意味していると思われる。これら 2 つの効果により、予想より検出レートが下がったものと推定される。また 30keV においては、予想の半分程度になっている。本試験は最悪条件に近い常温での測定であるが、吸収体側の検出限界は十分低いと考えられる。一方、散乱体での反跳電子のデポジットエネルギーは原理的に極めて低く、量子効率を考慮すると、信号強度が 1 光子程度になってしまう。さらに、プラスチックシンチレータの発光量は 10keV 以下で急速に減少することが報告されており[5]、これらの効果の足しあわせにより、検出効率が下がったものと推定される。

表 1 : コンプトンイベント検出確率

エネルギー	検出率	予想値
80 keV	18.5 %	19.4 %
60 keV	15.2 %	18.1 %
40 keV	8.9 %	12.5 %
30 keV	3.0 %	6.9 %

(有効面積は検出率に幾何面積=27.04cm<sup>2</sup>を掛けた値)

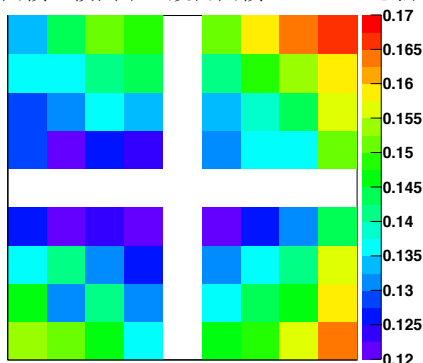


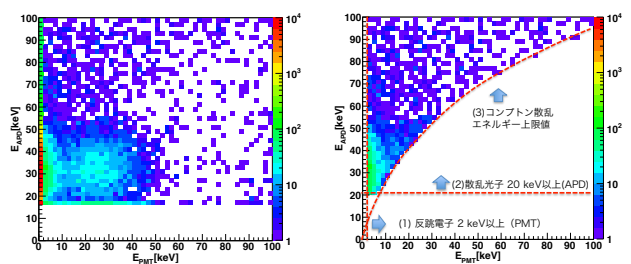
図 4 : 80 keV 照射時の検出率分布 (検出レート/入射レート。不感時間補正無し)。

3.3 : イベント・カット

詳細なデータ解析を行うにあたり、宇宙線や電氣的ノイズ等の偽イベントを除外し、有意なコンプトンイベントのみを抽出する必要がある。本実験では軌道上での運用を意識して、入射光子の真のエネルギーが分からないという仮定のもとでイベント・カットの方法を考案した。

図 5-(a)に示したのは横軸に PMT で検出したエネルギー(反跳電子のエネルギー)、縦軸に APD の検出したエネルギー(散乱光子のエネルギー)をプロットしたものである。本来、ビームラインでは単色光を照射しているため、全てがコンプトンイベントであれば傾きが -1 の直線上にのるはずである。しかしながら、実際には様々なノイズにより偽のイベントが多数入ってしまう。特に顕著なのは散乱体で光电吸収されてしまったイベントであり、APD のノイズイベントと偶然同期したため引っかかったものである。

そこでこれらの偽イベントを除外するため、我々は (1) PMT の検出限界を 2keV、(2)APD の検出限界を 20 keV として、それ以下を除外した。一方、コンプトン散乱によって散乱体・吸収体に与えられるエネルギーの分配比は、入射光子のエネルギーと散乱角によって一意に決定される。センサの構造に起因する散乱角の制限から(3)反跳電子の上限エネルギーが決定される。これら 3 つの条件を元にイベントを選別したのが図 5-(b)である。結果として、偽の光电吸収イベントを綺麗に除外することができている。これ以降で行う偏光検出感度の解析では全てこの手法を用いてイベント・カットを行う。



(a) イベント・カット前 (b) イベント・カット後  
図 5 : 30keV 照射時のイベント・カットの例

3.4 : 変調因子

偏光検出感度を考える上で極めて重要な特性が変調因子であり、コンプトン散乱の方向角分布において、「変調因子 = 振幅/(平均値 × 偏光度)」で与えられる。この値が大きいほど、少ない光子数でも光子の散乱角を正確に決定できるため、センサの偏光決定精度は高くなる。本測定では 30keV から 80keV の光子を 1 ピクセル毎に受光面全面を走査しながら照射して測定を行った。



表 2：各エネルギーにおける変調因子

エネルギー	変調因子 (実測)	予想値
80 keV	63.0 ± 0.2 %	62.1 ± 1.9 %
60 keV	57.4 ± 0.6 %	61.7 ± 2.0 %
40 keV	58.4 ± 1.2 %	61.0 ± 2.5 %
30 keV	40.5 ± 1.7 %	45.8 ± 3.7 %

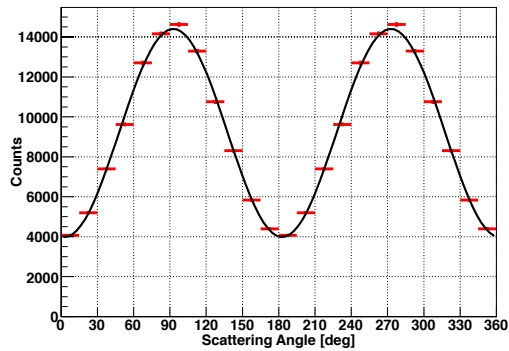


図 6：80 keV 照射時の変調カーブ（横軸：散乱角、縦軸：イベント数。変調因子 = 63%

入射ビームの偏光度を 90%と仮定した計算結果を表 2 に、80keV 照射で得られた変調曲線を図 6 に示す。得られた変調因子はシミュレーションで得られた値と 1σエラーの範囲内で極めてよく一致している。

### 3.5：光軸外からの入射に対する感度

TSUBAME 衛星は小型でありながら 3 軸高速姿勢制御装置搭載していることが最大の特徴であり、GRB 発生後、即座に指向観測を開始することができる。しかしながら、これらの高速動作部品の軌道上での寿命はおおよそ 1 年足らずと推定されており、長期間観測を継続することができない。一方、この衛星は低速姿勢制御のための磁気トルカも搭載しており、こちらは電源が生きている限り使用可能である。従って、もし即時指向観測ができなくなっても、電力と姿勢安定性が保たれば GRB の観測を継続することが可能である。その際に重要になるのは、光軸に対して斜めから光子が入射した際の偏光検出感度である。コンプトン散乱を用いた偏光計ではセンサのジオメトリが偏光検出精度を決めており、斜めから光子が入った場合、その非対称性により変調曲線が乱れ、正確な偏光測定が難しくなる。この問題は 2009 年に打ち上げられた IKAROS の GAP などでも憂慮されており [6]、打ち上げ前に検証しておくことが望ましい。そこで本実験では、光軸に対して 0~30 度斜め方向から偏光 X 線ビームを照射して、変調曲線の取得・変調因子の測定を行った。

図 7 に照射時のジオメトリと 0°、15°、30° 方向からの照射で得られた変調曲線を示す。測定の結果、

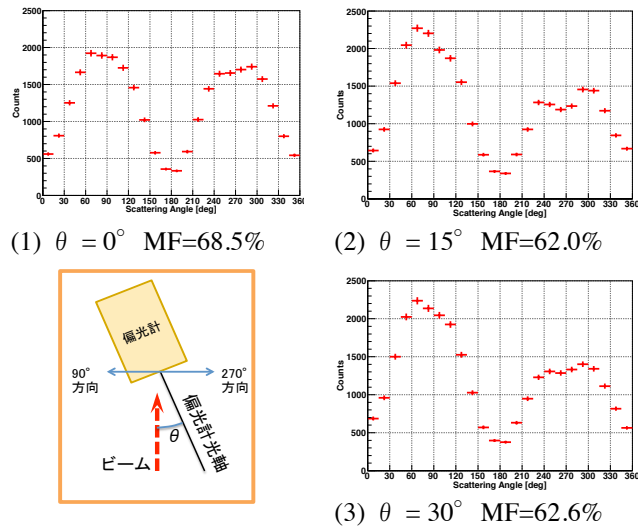


図 7：斜め照射時(0°、15°、30°)の変調曲線

果、変調曲線には 90° - 270° 方向に明らかな非対称性が見られたが、最も散乱光子の少ない 0° - 180° 方向ではシャープにイベント数が減少していることが分かる。この検出器は 180° 対称性があるので、変調曲線を 180° シフトして足し合わせることで、斜め方向からの入射による非対称性を緩和することができる。この方法で解析した変調因子が図 7 中に記してあるが、いずれも 62%前後と、光軸上から入射した場合とほとんど差のない結果が得られた。

## 4 考察

本研究で、我々は TSUBAME 搭載用 X 線偏光計の実機の較正を行い、ほぼ設計した通りの性能が達成出来ていることを確認した。前述のとおり、高速姿勢制御装置を用いた即時指向観測は打ち上げ後約 1 年が限度であると予想される。この期間の観測では副検出器として搭載している広視野バーストモニタを用いて、機上での GRB 検知と即時位置決めを行い、半天の領域を遅くとも 15 秒以内に観測することが出来る。GRB の明るさ・継続時間はイベントごとに全く異なる様相を呈しており、予測が困難ではあるが、これまでの統計データを参考に見積もると、年間で 1~2 個程度の GRB に対して 1000 光子以上のコンプトンイベントを取得でき、極めて正確な偏光測定を実現することが可能である(コンプトンイベント 200 光子程度の GRB であれば年間約 10 回程度観測可能)。

一方、高速姿勢制御装置の運用を停止した後は、磁気トルカによるスピン安定による反太陽指向運用を予定している。こちらは衛星バスが壊れるまで動かすことが出来、電力も豊富であるためほとんど全ての時間を GRB 観測に充てる事が出来る。この運用で期待される GRB の個数は視野の広さによって制限されるが、衛星の姿勢制御の待ち時間が必要ないため、最も明るい最初の段階から観測できると

いうメリットがある。今回、斜め  $30^\circ$  までは全く問題無く偏光観測できることが判明した。開き角  $30^\circ$

(0.8str) の視野を仮定した場合、1000 光子以上のイベントが得られる明るい GRB の個数は年間 1~2 個程度と推定され、広い天域を足でカバーする高速姿勢制御運用時とほとんど同等の観測成果が期待できそうである。

本衛星は、超小型衛星の本懐に則りに、工学的にも理学的にも極めて挑戦的な技術を試す目的で開発された背景がある。このため、熱・構造・電力・姿勢制御、全ての開発が困難を極めた。その一方で、今回の実験では斜め入射時の偏光検出精度も比較的高いことが確認できた。将来的に、打ち上げ頻度の高い同規模の衛星で偏光観測をする機会があれば、衛星バスはスピン安定制御と割りきって、可能な限り検出器を小型軽量化して搭載数を増やし、視野と有効面積を稼ぐというスタイルも実用的には十分魅力的である。

#### 謝辞 (オブション)

約 10 年に始まった東工大の超小型衛星の開発では、その当初から KEK-PF の岸本俊二先生に大変お世話になりました。PF では実験がうまく行かずに何度徹夜したか分かりませんが、肝心なところで様々なアドバイスを頂き助けられました。末筆ながら、心より感謝申し上げます。

#### 参考文献

- [1] Weisskopf et al. Astrophysical Journal 208, 125(1976)
- [2] Coburn & Boggs Nature 423, 415 (2003)
- [3] Hjorth et al. Nature 423, 847 (2003)
- [4] Yatsu et al. SPIE 8145, 814508 (2011)
- [5] Mizuno et al. NIM-A 600, 609 (2009)
- [6] Yonetoku et al. Astrophysical Journal 743, L30 2011)

#### 成果

- 1 2013 年度 測定器開発・優秀修士論文賞  
(東京工業大学修士 2 年 常世田 和樹)

\* yatsu@hp.phys.titech.ac.jp