



ガンマ線天体観測のためのエマルジョン望遠鏡システムの開発と2015年豪州気球実験の実現化

尾崎, 圭太

(Degree)

博士 (理学)

(Date of Degree)

2016-03-25

(Date of Publication)

2017-03-01

(Resource Type)

doctoral thesis

(Report Number)

甲第6569号

(URL)

<https://hdl.handle.net/20.500.14094/D1006569>

※ 当コンテンツは神戸大学の学術成果です。無断複製・不正使用等を禁じます。著作権法で認められている範囲内で、適切にご利用ください。



2016年1月18日提出

博士論文

ガンマ線天体観測のためのエマルジョン望遠鏡システム
の開発と2015年豪州気球実験の実現化

Development of an emulsion telescope system for gamma-ray
source observations and realization of the GRAINE 2015
balloon-borne experiment in Australia

指導教員 青木 茂樹 教授

神戸大学大学院人間発達環境学研究科
人間環境学専攻 自然環境論講座
101D406D 尾崎 圭太

概要

宇宙ガンマ線は地球上では再現できない極限環境における粒子加速に伴い放射される。宇宙ガンマ線の精密観測は極限宇宙を探る重要なプローブである。2008年に打ち上げられたフェルミ宇宙ガンマ線望遠鏡は4年間の観測で3033のガンマ線天体を発見し、宇宙ガンマ線観測は飛躍的に進展した。一方でガンマ線天体・現象のさらなる理解には角度分解能を改善し偏光感度を持つ次世代のガンマ線望遠鏡による観測が望まれる。

我々は気球搭載エマルジョン望遠鏡による宇宙ガンマ線観測計画 GRAINE を推進している。対生成直後の電子・陽電子の飛跡を原子核乾板で捉えることで、ガンマ線に対して優れた角度分解能が実現でき、直線偏光に対する感度を持つ。エマルジョン望遠鏡は従来のガンマ線で見えた宇宙の描像を刷新する能力を持つ。GRAINE にとって二回目の気球実験にあたる2015年豪州気球実験では、世界最良の角度分解能でのガンマ線天体の観測を行ってガンマ線望遠鏡としての性能実証を目指す。

本研究では、2015年豪州気球実験において新しいエマルジョンフィルムである高感度乳剤フィルムを実用化した。従来のエマルジョンフィルムと比べ銀量を増やした高感度乳剤フィルムの最小電離粒子に対する感度やガンマ線に対する角度分解能、エネルギー分解能を評価した。また、高感度乳剤フィルムの潜像退行を抑制するための実用上最適な乾燥処理条件を見出した。塗布において均一なフィルム製作が行える最適な環境を構築した。2015年豪州気球実験で用いる乳剤の製造やフィルムの塗布作業を全て自分たちの手で行った。製作した高感度乳剤フィルムが保管中に感度が低下する問題が起きたが、リセット処理により対処可能なことを見出し、気球実験前にシドニー大学にて前処理をすることで、高い性能を有した高感度乳剤フィルムを気球実験に導入した。

また、エマルジョン望遠鏡の天球に対する姿勢情報を得るための姿勢モニターとして、スターカメラを開発した。2015年豪州気球実験のためのスターカメラシステムを構築し、新しいCCDカメラの地上での星検出感度の改善を確認した。オンラインでのデータ圧縮処理を開発し、数値計算による性能予想を立てた。

2015年5月12日に、オーストラリア、アリススプリングスにてJAXA海外気球実験として気球実験を実施した。全飛行時間14.4時間のうち、11.5時間のレベルフライト（高度36 km以上）の気球フライトに成功した。5月13日にはエマルジョンフィルムを含むすべての搭載機器の回収が無事に行われた。

2015年豪州気球実験のフライトデータ解析を現在進めている。高感度乳剤フィルムは超高速飛跡読み取り装置HTSを用いて飛跡データを読み取った。2015年12月末に、コンバーターフィルム約400枚のスキャンが完了した。コンバーターフィルムの飛跡データを用い、フィルムの飛跡検出効率を評価した結果、平均値97%の高い飛跡検出効率が得られた。

高い飛跡検出効率は、リセット処理により高感度乳剤フィルムの高い感度を保証し、乾燥処理によって潜像退行を抑制した結果として得られたものである。高感度乳剤フィルムの導入により、2011年気球実験と比べて飛跡データのS/N比は16.5倍の改善が得られた。フィルム一枚あたりのinefficiencyは10分の1に改善されている。ガンマ線事象を選出するまでのデータリダクションレートは171分の1に改善されている。

また、姿勢モニターであるスターカメラのフライトデータを解析した。姿勢モニターはフライト中に予期せぬ不具合が起きたが、Velaパルサーが望遠鏡の視野に入った時間のうち3.5時間で天球に対する姿勢を決定した。

本研究により2015年豪州気球実験の実現化へと導き、エマルジョン望遠鏡によるVelaパルサー検出のための礎を築いた。

目次

第 1 章 序論	6
1.1 宇宙線の観測	6
1.2 ガンマ線天文学	6
1.3 ガンマ線天文学の現状と課題	8
1.3.1 宇宙線起源の解明	9
1.3.2 高エネルギー天体・現象の放射機構の解明	12
1.3.3 未同定天体の解明	13
第 2 章 原子核乾板による宇宙ガンマ線観測	16
2.1 原子核乾板技術	16
2.1.1 原子核乾板の歴史	16
2.1.2 高精度原子核乾板：OPERA フィルム	17
2.1.3 高感度乳剤フィルムの開発	20
2.1.4 自動高速飛跡読み取り技術	20
2.1.5 NETSCAN	23
2.2 原子核乾板のガンマ線観測能力	23
2.2.1 ガンマ線の検出原理	23
2.2.2 角度分解能	24
2.2.3 直線偏光の測定	25
2.2.4 エネルギー分解能	26
2.3 GRAINE 計画	27
2.3.1 エマルション望遠鏡	27
2.3.2 GRAINE が目指す科学成果	28
2.3.3 ロードマップ	32
2.3.4 GRAINE 2015 年豪州気球実験	33
第 3 章 高感度乳剤フィルムの研究開発	37
3.1 研究背景	37
3.2 基礎性能	39
3.2.1 銀量依存性	39
3.2.2 ガンマ線ビーム試験	40
3.2.3 grain by grain 測定による角度分解能改善の展望	46
3.3 実用化研究	48
3.3.1 潜像退行特性	48
3.3.2 塗布特性	51
3.4 高感度乳剤フィルムの製造	54
3.4.1 乳剤製造	55
3.4.2 塗布	56

3.5	高感度乳剤フィルムのハンドリング	58
3.5.1	製造したフィルムの保管	58
3.5.2	リセット処理	60
3.5.3	真空パック特性	63
3.5.4	シドニー大学における実験前処理	65
第4章	2015年豪州気球実験で用いる姿勢モニターの開発	70
4.1	姿勢モニター：スターカメラ	70
4.2	フライトモデルの選定	71
4.3	フライトモデルの開発と地上試験	74
4.3.1	フライトモデルの開発	74
4.3.2	画像データ圧縮処理の開発	75
4.3.3	星検出感度	79
4.3.4	ドライテスト	79
第5章	2015年豪州気球実験	82
5.1	気球実験準備	82
5.1.1	放球拠点	82
5.1.2	搭載機器	82
5.1.3	エマルジョン望遠鏡システムの組み上げ	86
5.2	2015年豪州気球実験	91
5.2.1	気球フライト	91
5.2.2	搭載機器の動作状況	92
5.2.3	回収	95
5.2.4	高感度乳剤フィルムの現像	96
第6章	高感度乳剤フィルムのフライトデータ解析	98
6.1	HTSによる高感度乳剤フィルムの飛跡読み取り	98
6.1.1	スキヤニング前処理	98
6.1.2	HTS	99
6.1.3	スキヤニングの現状と展望	101
6.2	コンバーター部の性能評価	101
6.2.1	飛跡データ	102
6.2.2	飛跡検出効率	103
6.2.3	フィルム間の飛跡接続性能	105
6.3	タイムスタンプ部の性能評価	107
6.3.1	スキヤニング条件の最適化	107
6.4	原子核乾板解析の展望	108
6.4.1	ガンマ線事象の選び出し	108
6.4.2	タイムスタンプ部の解析	110
第7章	姿勢モニターのフライトデータ解析	111
7.1	動作状況	111
7.2	姿勢解析	113
7.2.1	姿勢決定処理の開発	113

7.2.2	姿勢解析の結果	114
7.2.3	精度に関する議論	116
7.3	姿勢モニター解析のまとめと展望	119
第 8 章	まとめ	120
	謝辞	122
	参考文献	124
付 録 A	SPring-8 ガンマ線ビームによる偏光感度の実証試験	127
A.1	実証試験	127
A.1.1	2012 年 3 月時点における解析結果	127
A.2	追加解析	129
A.3	結果	129
A.4	まとめ	131
付 録 B	高感度乳剤フィルムの製造の詳細	132
B.1	乳剤製造	132
B.2	塗布フィルム	133
付 録 C	2015 年豪州気球実験に使用した高感度乳剤フィルム	134
C.1	シドニー大学における実験前処理フィルム	134
C.2	タイムスタンパーフィルムのリーク	134
付 録 D	2015 年豪州気球実験におけるタイムスタンプ部のフライトデータ解析	135
D.1	背景	135
D.2	2015 年豪州気球実験における多段シフター	135
D.2.1	セットアップ	135
D.2.2	動作状況	137
D.3	時刻情報の付与	137
D.3.1	1st ステージの解析	140
D.3.2	2nd ステージの解析	143
D.4	タイムスタンプ部解析のまとめと展望	146

第1章 序論

1.1 宇宙線の観測

宇宙空間を光速に近い速さで飛び交う放射線のことを総称して宇宙線と言う。宇宙から地球に荷電粒子が飛来していることが初めて観測されたのは1912年のことである。オーストリア人の Victor Frantz Hess は箔検電器を持ち気球に乗りこみ高度と放射線強度の関係を調べ、宇宙線を発見した。

宇宙線は天然の加速器として、1930年代から1950年代にかけて素粒子研究に用いられてきた。1933年、Carl David Anderson は宇宙線の軌跡を霧箱で観測中に陽電子を発見した [1]。1937年には Seth Neddermeyer は霧箱を用い宇宙線中からミュー粒子を発見した [2]。1947年、Cecil Frank Powell らは原子核乾板を用いてパイ中間子を発見した [3]。

1950年代以降、人工の加速器が発展していくと宇宙線を用いた素粒子研究は一線から退くことになるが、宇宙線の起源解明やその伝播過程、粒子種の研究が盛んになっていく。現在では、宇宙線は人工衛星や気球、地上の空気シャワー検出器など様々な手法を用いて観測されている。今後は宇宙線観測は荷電粒子にとどまらず、ニュートリノや重力波を用いたマルチメッセンジャーによる宇宙線観測が行われる時代になる。

1.2 ガンマ線天文学

本研究で注目する、宇宙ガンマ線の観測は宇宙における高エネルギー現象を探るプローブとなる。ここでは特に、光速近くまで加速された荷電粒子により放射される宇宙ガンマ線を対象にする。

宇宙線陽子 (CR) が星間物質 (ISM) と衝突するとさまざまな核反応が起きるが、そのうち



により π^0 中間子が作られる。 π^0 中間子の静止エネルギーは 135 MeV で、平均寿命 8.4×10^{-17} 秒ですぐさま崩壊して2本のガンマ線に変わる。



2本のガンマ線は π^0 中間子の静止系で見ると back to back に 67.5 MeV のエネルギーを持って進む。生成される π^0 中間子は宇宙線陽子の運動量の一部を獲得するため、ガンマ線のエネルギーはその分だけ大きくなる。このプロセスが宇宙ガンマ線の起源として重要であることが、1950年代に早川幸男 [4] と Morrison [5] により独立に指摘された。しかし、その観測的証明は1970年代の人工衛星による観測まで待つことになる。

ガンマ線は電磁波の中で最も高いエネルギーに分類される光である。宇宙磁場の影響を受けず直進して地球まで到達するため、宇宙空間における宇宙線と星間物質密度を調べるプローブとして重要であると考えられた。しかし、地球に到達する宇宙線フラックスと銀河系内の星間物質密度を考慮すると、期待されるガンマ線強度は極めて小さくなることが分かった。

図 1.1 に宇宙線荷電粒子のエネルギースペクトルを示す。約 10 桁にわたるエネルギー範囲におい

て、エネルギースペクトルはべき型 (-2.7) で理解される。最高エネルギー側 (10^{20} eV) のフラックスは、GZK カットオフ¹ と呼ばれる宇宙マイクロ波背景放射と極高エネルギー宇宙線の相互作用による落ち込みが現れると考えられている。またおよそ TeV (10^{12} eV) 以下では太陽風の影響によりフラックスは変動する。

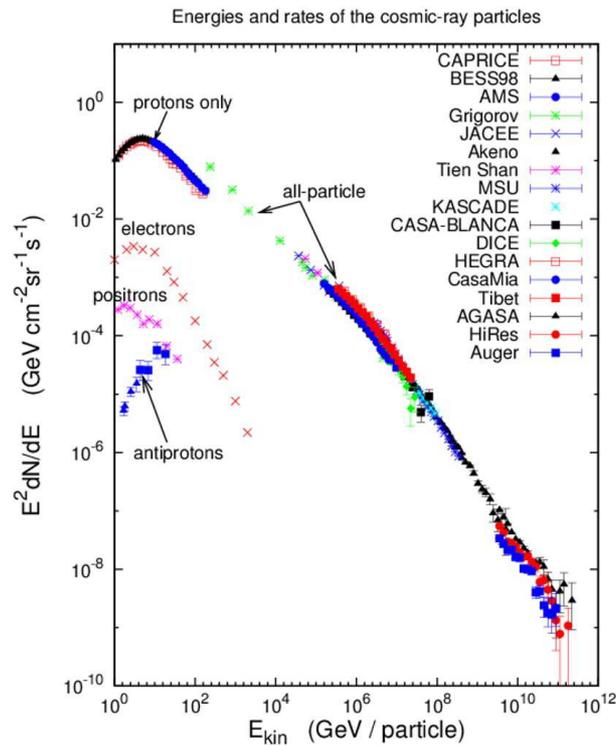


図 1.1: 宇宙線のエネルギースペクトル [6]

宇宙からのガンマ線が初めて確実に捉えられたのは、1967年にOSO-3²衛星によるとされている [7]。1972年にはSAS-2³衛星によって銀河面からのGeVガンマ線放射や、かに星雲、Velaパルサー、Gemingaパルサーといったガンマ線放射天体が見つかった [8]。1975年から7年間にわたり、COS-B⁴衛星が銀河面を中心に広くサーベイを行って、22個の天体が報告された。その後1991年にCGRO⁵衛星が打ち上げられ、ガンマ線天文学に目覚ましい進展が見られた。CGROに搭載されたEGRET⁶検出器は9年間の観測で271個の天体を検出した。しかし、170の天体は他波長の観測結果と対応が付かない未同定天体となり観測精度に課題を残した。また、CGRO-EGRETまでの時代は検出器にはスパークチェンバーが用いられていたが、電極間の間隙を狭くするのが困難なために観測視野(立体角)の制限がある、スパークが飛んだ後の不感時間が長いといった課題があった。

¹Greisen, Zatsepin, Kuzmin

²Orbiting Solar Observatory 3

³Second Small Astronomy Satellite

⁴Cosmic Ray Satellite-B

⁵Compton Gamma Ray Observatory

⁶The Energetic Gamma-Ray Experiment Telescope

1.3 ガンマ線天文学の現状と課題

ガンマ線天文学は2007年に打ち上げられた AGILE⁷ 衛星、2008年に打ち上げられた Fermi 衛星により大きく進展した。AGILE の GRID⁸ 検出器、Fermi の LAT⁹ 検出器は加速器実験で技術が培われたシリコンストリップを用いた対生成型ガンマ線望遠鏡である。表 1.1 に Fermi-LAT と CGRO-EGRET の諸性能をまとめた。

表 1.1: Fermi-LAT と CGRO-EGRET との性能比較

	CGRO-EGRET(1991-2000)	Fermi-LAT(2008-)
角度分解能	5.8° @100 MeV 1.7° @1 GeV	6.0° @100 MeV 0.90° @1 GeV
エネルギー範囲	30 MeV - 10 GeV	20 MeV - 300 GeV
エネルギー分解能	10% @100 MeV	17.5% @100 MeV 9% @1 GeV
有効面積 (最大)	1500 cm ²	8000 cm ²
視野	0.5 sr	2.4 sr
デッドタイム	100 msec	26.5 μsec

Fermi-LAT コラボレーションによって開発された Pass 8[10] と呼ばれる最新のガンマ線イベントの再構成アルゴリズムによる LAT 検出器のガンマ線角度分解能及び有効面積のエネルギー依存性を図 1.2、図 1.3 に示す。LAT 検出器内において、Front converter ではタングステン箔の厚み 0.010 cm/foil が 12 層、Back converter では 0.072 cm/foil が 4 層挿入されている。Total は Front と Back を合わせた場合である。Fermi は 4 年間の観測で 3033 のガンマ線天体を 4σ 有意性で発見した [9]。

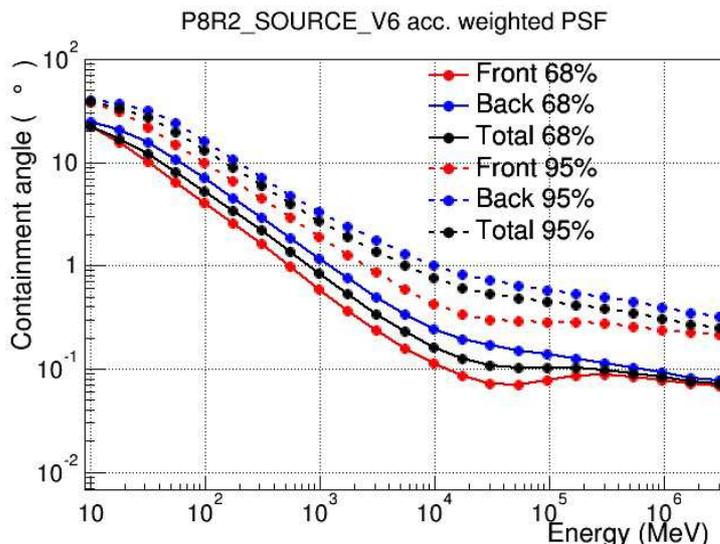


図 1.2: Fermi-LAT のガンマ線に対する角度分解能のエネルギー依存性 [10]

⁷Astro - rivelatore Gamma a Immagini LEggero

⁸Gamma-Ray Imaging Detector

⁹Large Area Telescope

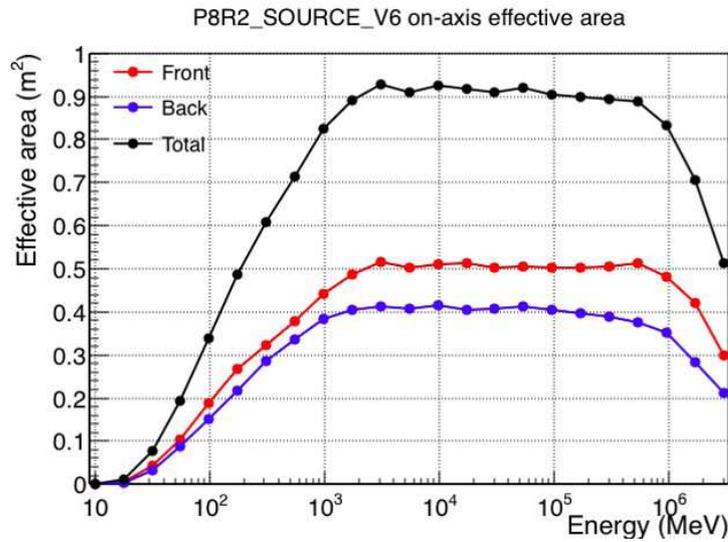


図 1.3: Fermi-LAT の有効面積のエネルギー依存性 [10]

図 1.4 に Fermi-LAT の 5 年間の観測により得られた 1GeV 以上のガンマ線で見た宇宙の全天マップを示す。我々が住む銀河系の銀河面に沿ったガンマ線放射や、銀河系内・系外のガンマ線天体が確認できる。

次節では Fermi-LAT により得られた代表的な観測成果を示すと共に、新たに浮かび上がった観測課題について述べる。

1.3.1 宇宙線起源の解明

宇宙線の起源解明研究は宇宙研究の主要テーマの一つとして常に注目されている。1912 年に宇宙線が発見されて 100 年が経つが、宇宙のどこで粒子加速が起こっているかは未だ明確でない。

宇宙線のエネルギー密度は銀河系内で $\sim 1 \text{ eV/cm}^3$ 程度である。宇宙線の寿命、銀河系から逃げ出すタイムスケールは $10^6\text{-}10^7$ 年とされている。これと銀河系の体積をかけるとおよそ $5 \times 10^{40} \text{ erg/sec}$ の割合で宇宙線エネルギーが銀河系から抜けていく。これを補うだけの加速源として考えられるのが、超新星残骸である。超新星爆発で解放される運動エネルギーはおよそ 10^{51} erg である。銀河系では 30 年に一度くらいの頻度で超新星爆発が起こるなら、 10^{42} erg/sec の供給レートとなり、超新星残骸の運動エネルギーの 1-10% の加速効率で良いことになる。

宇宙線の粒子加速は、Enrico Fermi により提案されたフェルミ加速と呼ばれる物理機構でよく説明できる。フェルミ加速は超新星爆発に伴う衝撃波を粒子がランダムに行き交う際に物質との正面衝突を繰り返しエネルギーを獲得していく、衝撃波統計加速のメカニズムである。フェルミ加速はべき型の宇宙線エネルギースペクトルをよく再現する。

超新星爆発による衝撃波で加速された宇宙線陽子は周囲の星間物質と相互作用して π^0 中間子の崩壊によるガンマ線を生成する。また加速された宇宙線電子は星間物質近傍を通過した際に制動放射をする¹⁰。図 1.5 に超新星残骸周辺の宇宙線加速環境及びガンマ線生成の概念図を示す。

超新星残骸における宇宙線電子の加速については、1995 年の X 線衛星あすかによる超新星残骸 SN1006 の X 線観測の結果から、その可能性が示唆されている [12]。一方で、宇宙線陽子の加速現場

¹⁰宇宙線電子は星間光子や宇宙マイクロ背景放射と逆コンプトン散乱をしたり、磁場によりシンクトロン放射をするが、超新星残骸近傍では物質密度が高いため制動放射が卓越することが多い。

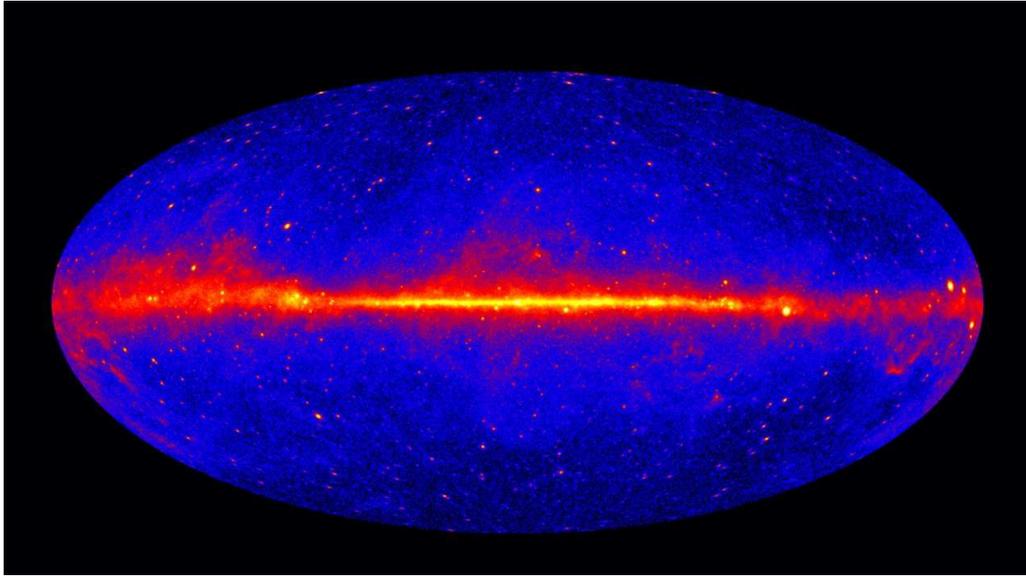


図 1.4: Fermi-LAT の 5 年間の観測による >1 GeV ガンマ線の銀河座標系で描いた全天マップ [11]。明るい色ほどガンマ線強度が高い。

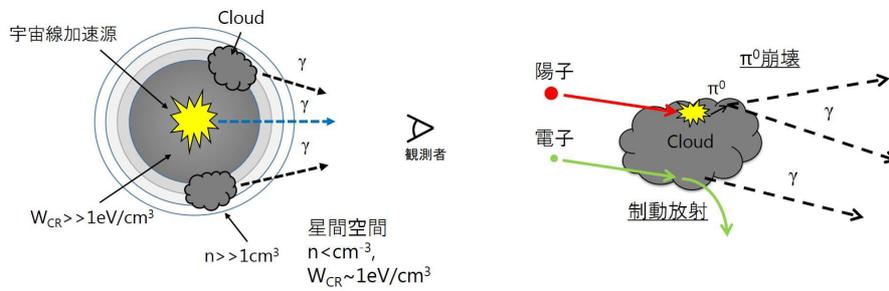


図 1.5: (左) 超新星残骸周辺の宇宙線加速環境 (右) ガンマ線生成の概念図

は捉えられたことがなく、その観測的証拠が得られれば宇宙線起源の解明という点で大きな成果である。

宇宙線陽子と星間物質との相互作用に伴う π^0 中間子からの崩壊ガンマ線は、その質量エネルギーに起因するスペクトルのカットオフが低エネルギー側に存在する。宇宙線陽子の加速現場を観測する手法の一つとして、ガンマ線エネルギースペクトルを精密に測定し、 π^0 崩壊に起因するカットオフを捉えることが重要である。

超新星残骸 W44 のエネルギースペクトル

超新星残骸 W44 は電波や赤外線を観測で見たときに「ふち」が明るく輝くシェルが観測されている天体である。年齢は 2×10^4 年の「中年 (middle-aged)」に分類される超新星残骸である。

Fermi-LAT が報告した W44 のエネルギースペクトルを図 1.6 に示す。モデルの不定性を考慮したうえで、観測されたエネルギースペクトルは π^0 崩壊ガンマ線のモデルと良く一致しており、宇宙線陽子の加速現場を捉えた一つ目の例とされている。

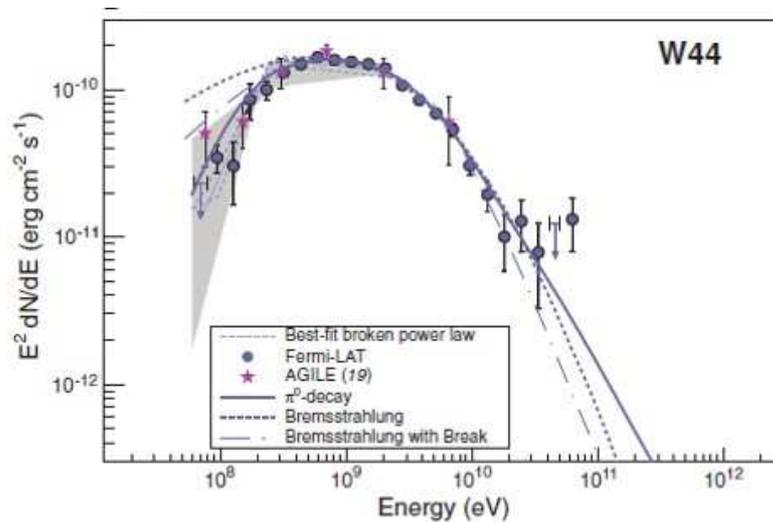


図 1.6: W44 のエネルギースペクトル [13]。丸のプロットが Fermi-LAT による観測データ。実線が π^0 崩壊によるガンマ線放射のスペクトルモデル、点線は制動放射のモデル、一点破線は宇宙線電子のエネルギースペクトルに折れ曲がり (break) を伴う制動放射のモデル。統計誤差をプロットのエラーバーで、系統誤差は灰色で色づけされて示されている。

しかしながら、特に 100 MeV 以下の低エネルギー側で系統誤差の不定性が大きいことが確認できる。これは、Fermi-LAT は低エネルギー側で角度分解能が悪化していることと、W44 は銀河面に存在し拡散ガンマ線バックグラウンドが多く、拡散ガンマ線を差し引く際にモデルの不定性の影響が大きいことに起因する。系統誤差を抑えたエネルギースペクトルの精密測定が今後求められる。

W44 のガンマ線空間構造

図 1.7 に Fermi-LAT によるガンマ線を見た W44 イメージング結果を示す [14]。W44 は有意な空間的広がりを持つガンマ線天体の一つである。検出器応答を考慮してデコンボリューション処理¹¹し、W44 からのガンマ線放射は点状及び球状よりもシェル状が最もらしいという解析結果が報告されている。

¹¹点源が検出器の角度分解能で広がりを持つことを逆算して天体の空間構造を調べる数値処理のこと。

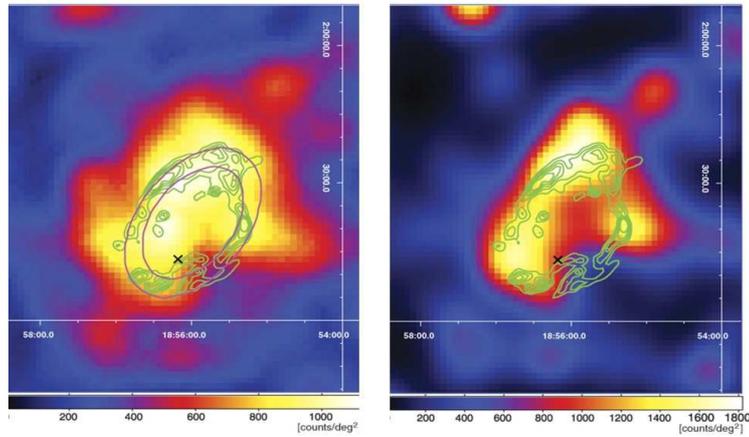


図 1.7: 赤道座標系に投影した Fermi-LAT による W44 のカウントマップ [14]。右は左のカウントマップに対してデコンボリューション処理をかけた図。等高線は Spitzer 衛星による $4.5 \mu\text{m}$ 赤外線強度分布

W44 周辺のガンマ線放射環境

Fermi-LAT による W44 周辺の観測結果を図 1.8 に示す。W44 で加速された宇宙線陽子が超新星残骸から漏れ出して、周辺の星間物質と相互作用して生じたガンマ線放射と考えると矛盾のない結果となっている。

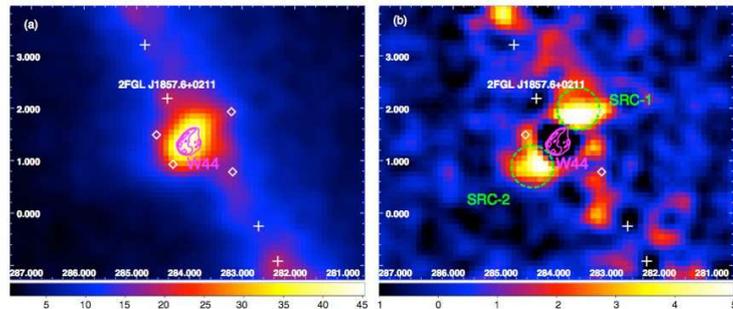


図 1.8: (左) 2-100 GeV で見た W44 のカウントマップ (右) W44 を差し引いて W44 周辺に注目したガンマ線カウントマップ [15]

このようなガンマ線天体の空間構造を調べる観測では、より優れた角度分解能を持つ望遠鏡による精密ガンマ線観測が重要である。

1.3.2 高エネルギー天体・現象の放射機構の解明

パルサーからの周期的なガンマ線放射、ガンマ線バーストや活動銀河核、かに星雲や太陽からの突発的なフレアといった高エネルギー天体の放射機構は、極限状態における物理法則の検証という点で興味深い。ガンマ線のエネルギースペクトルの測定や偏光観測は理論的な放射機構のモデルに対し制限が与えられる。つまり、高エネルギー天体のより高精度、もしくは未測定の観測結果を示すこと

によって、真の放射機構に迫ることができる。

エネルギースペクトルの測定

Fermi-LAT による Vela パルサーのエネルギースペクトルを図 1.9 に示す [16]。高エネルギー側でのエネルギースペクトルのカットオフを見ることで、パルサーの放射機構に対して制限が与えられる。

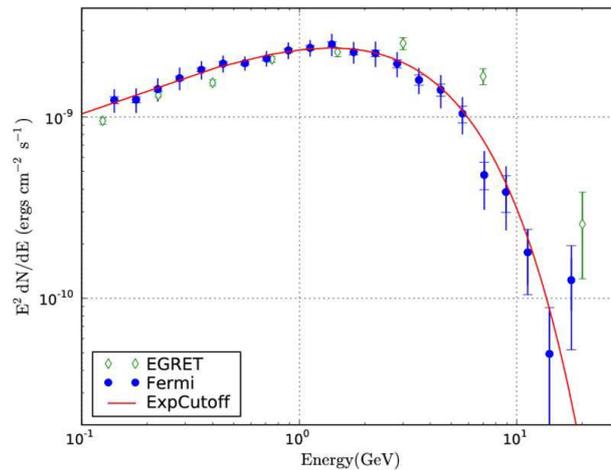


図 1.9: Vela パルサーのエネルギースペクトル [16]

偏光の測定

高エネルギー天体の放射機構を調べるには、ガンマ線の偏光観測が有効である。しかし、高エネルギーガンマ線の偏光観測は原理的に困難であること、高統計が必要なことから、未だなされていない。J. Takata and H.-K. Chang [17] によるパルサーから曲率放射されたガンマ線の偏光度のパルス位相依存性のシミュレーション結果を図 1.10 に示す。偏光度の測定により、パルサーの放射機構のモデルを選別することができる。

1.3.3 未同定天体の解明

Fermi-LAT によるガンマ線で観測された天体と、他波長との対応付けによりその種族毎に全天にプロットした図を 1.11 に示す。

このうち、”No association” は他波長との対応が付かず正体が分かっていない未同定天体である。Fermi-LAT は 3033 のガンマ線天体を発見したが、33% にあたる 1010 が未同定天体である。未同定天体は銀河面に多く存在しており、これは銀河円盤内に満ちている拡散ガンマ線のモデル不定性が寄与していると考えられる。これらの点源観測には、ガンマ線望遠鏡の角度分解能を改善し、シグナルに対して拡散ガンマ線バックグラウンドの割合を減らして、モデルの不定性を抑えることが重要である。

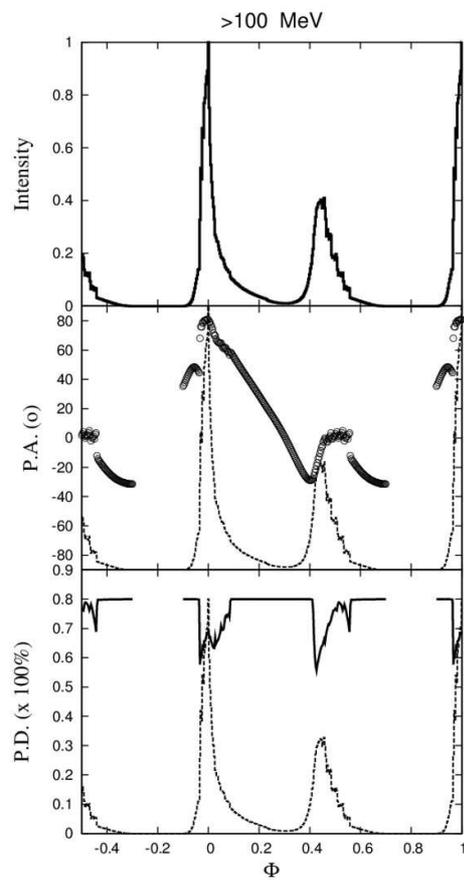


図 1.10: 下段：シミュレーションによるパルサーから放射されたガンマ線の偏光度 [17]。上段及び中段はモデル計算による位相毎の放射強度、放射の電場ベクトルの位置角。

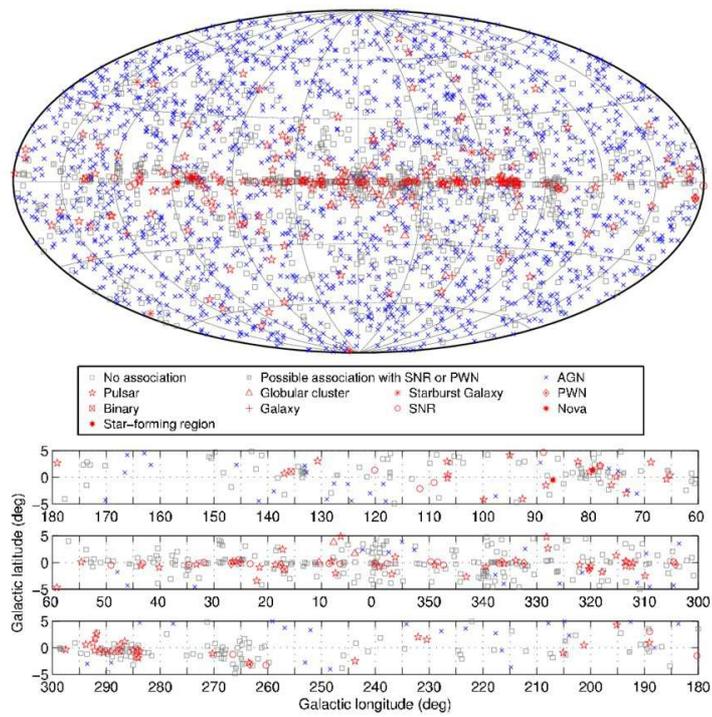


図 1.11: Fermi-LAT による (上) 全天及び (下) 銀河面にクローズアップした天体種毎の位置分布 [9]

第2章 原子核乾板による宇宙ガンマ線観測

2.1 原子核乾板技術

原子核乾板は荷電粒子に対して有感な乳剤層がプラスチックベース等の支持体に塗布されたものであり、三次元的に放射線飛跡を記録できる飛跡検出器である。乳剤はゼラチン中にハロゲン化銀結晶 (AgBrI) が分散したものである。近年用いられる原子核乾板は、厚み 200 μm 程度のプラスチックベースの両面に 50 μm 厚程度の乳剤を塗ったフィルム形状をしており、エマルジョンフィルムと呼ぶ。乳剤中を荷電粒子が通過すると電離作用により銀結晶内に潜像核が形成される。銀結晶の典型的なサイズは 0.2 μm 程度で、放射線飛跡の通過位置を $0.2 \mu\text{m}/\sqrt{12}^1 = 0.06 \mu\text{m}$ の精度で決定できる。

潜像核は現像処理を経ることで 0.7 μm 程度にまで成長する。エマルジョンフィルムを光学顕微鏡下で観察すると、図 2.1 のように荷電粒子が通った跡に沿って現像された黒い粒、銀粒子（これをグレイン (grain) と呼ぶ）飛跡を見ることができる。飛跡とは無関係なグレインのことをフォグと呼び、化学的もしくは圧力等の物理的な要因で発生する。

原子核乾板に記録された飛跡は時間情報を持たないものの、優れた空間分解能を生かして特に短寿命粒子の素粒子反応を調べる実験で用いられてきた。これまでにパイ中間子の発見 [3]、チャーム粒子の発見 [18]、及びタウニュートリノ反応の初観測 [19] など、素粒子物理学史において重要な発見をもたらしてきた。

2.1.1 原子核乾板の歴史

1896 年、フランスの物理学者 Antoine Henri Becquerel はウラン塩から放出した放射線が写真乾板を黒化させることを初めて発見し、荷電粒子の写真記録を作った [20]。1910 年にはイギリスに留学中の木下季吉は α 粒子が飛跡として写真乳剤に記録されることを発見した [21]。しかし、この時期の原子核乾板は保管条件や実験環境の違いによって乾板の性質が安定していなかった。1945 年以降、イギリスの物理学者 Cecil Frank Powell により放射線飛跡の飛程（長さ）や散乱量の測定により粒子の運動量を精度よく測定するために乳剤の改良がなされた [22]。平均粒子サイズ 0.2 μm の銀結晶を乳剤中に最密状態に詰め込んで感度向上を実現した。1949 年初頭に Ilford 社の G-5 と呼ばれる、最小電離粒子を含むあらゆる荷電粒子を飛跡として記録できる乳剤が完成した。しかし、1960 年代に入ると、他のエレクトロニクス検出器が盛んに開発された欧米では、原子核乾板は顕微鏡作業等の手間の多さゆえに素粒子物理学研究の一線から退くことになった。

¹銀結晶サイズを $d (=0.2 \mu\text{m})$ とすると、 x 方向の結晶の存在確率 $f(x)$ は $-d/2 < x < d/2$ のとき $f(x)=a$ とし、それ以外は $f(x)=0$ である。

$$\int_{-d/2}^{d/2} f(x) dx = da = 1, \text{よって } a = \frac{1}{d} \quad (2.1)$$

平均値を $X(=0)$ とすると、標準偏差 σ_x は

$$\sigma_x^2 = \int_{-d/2}^{d/2} (x-X)^2 f(x) dx = \int_{-d/2}^{d/2} \frac{x^2}{d} dx = \frac{d^2}{12}, \text{よって } \sigma_x = \frac{d}{\sqrt{12}} \quad (2.2)$$

となる。エマルジョンフィルムの位置分解能の原理的限界値は結晶サイズを $\sqrt{12}$ で割った値になる。

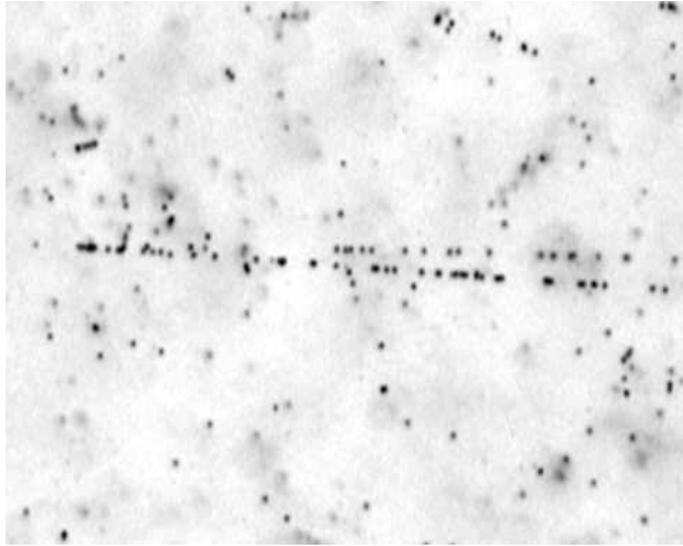


図 2.1: エマルジョンフィルムの顕微鏡画像（横幅がおよそ $100 \mu\text{m}$ ）。フィルム面に水平に入射したガンマ線が対生成反応をして生じた電子と陽電子の飛跡を捉えた画像である。

加速器の開発が遅れた日本では、高山や気球に検出器を持って行き宇宙線を利用した実験が行われた。電源が不要な原子核乾板は改良されて活発に使用されたが、研究費は潤沢になかったため、高価な乳剤を大量に使う厚型乾板は使用できなかった。そこで、西村、丹生らは透明ガラス板（厚み 1 mm ）に $50 \mu\text{m}$ 程度の乳剤を塗布する方法を考案した。さらに、物質量を稼ぐための鉛、鉄、銅などの金属板と乾板とを交互にサンドイッチした構造の検出器、ECC² を用いて 1971 年に丹生らによって X 粒子（今日のチャーム粒子）の発見という画期的な成果が得られた [18]。

チャーム粒子は寿命が 10^{-13} 秒オーダーであり、発生してから 1 mm 以内で大部分が崩壊してしまうため、崩壊点の検出はサブミクロンの位置分解能をもつ原子核乾板が最適である。原子核乾板の解析は崩壊点周りを全て顕微鏡解析を行う点で時間を要することがネックであったが、1974 年から丹羽らによりテレビカメラとコンピュータを用いた手動顕微鏡解析の高速化が図られてきた。以降顕微鏡解析の高速化研究が進められ、1994 年から中野らによる読み出し速度の飛躍的な向上とソフトウェアの開発、及びエレキカウンター検出器とのハイブリッド実験法により、原子核乾板は特に短寿命粒子の研究で力を発揮する形で、素粒子実験の最前線に復活した。1990 年代には、短基線ニュートリノ振動実験 CHORUS³[23] やタウニュートリノの直接検出に成功した DONUT⁴ 実験 [19] が実施された。

2.1.2 高精度原子核乾板：OPERA フィルム

OPERA⁵ 実験のために富士フィルム社と名古屋大学が共同で開発した原子核乾板を OPERA フィルムと呼ぶ。OPERA 実験は ν_μ から ν_τ へのニュートリノ振動をアピランスマードで探索する原子核乾板を用いた過去最大のニュートリノ実験である [24]。OPERA 実験では約 1000 万枚、計 10 万平米の原子核乾板が必要となり、これを実現するには機械化されたラインでの乾板製作が必須となった。

²Emulsion Cloud Chamber

³Cern Hybrid Oscillation Research apparatus

⁴Direct Observation of NU Tau

⁵Oscillation Project with Emulsion tRacking Apparatus

OPERA フィルム開発にあたり、Ilford G-5 の時代から大きな変化のなかった原子核乳剤に改良があった。OPERA フィルムは、機械塗布を行うために乳剤中に占めるゼラチン濃度を従来のものより2倍程度増やしつつ（銀を希釈する）、放射線に対する感度は保つという要請があった。そこで、銀電位を制御しながら銀ハロゲン溶液を滴下、攪拌する CDJ⁶ 法により、ハロゲン化銀結晶サイズのバラつきを小さくする改善がなされた。OPERA 乳剤の銀結晶サイズ分布を図 2.2 に示す。OPERA 乳剤の粒子径は平均 0.2 μm で標準偏差は 0.018 μm である。富士フィルム社の従来乳剤 (ET-7B, Ilford G-5 と同等性能と言われている) の粒子径は平均 0.24 μm で標準偏差は 0.078 μm であったことから、銀結晶サイズのバラつきが飛躍的に改善していることが分かる。

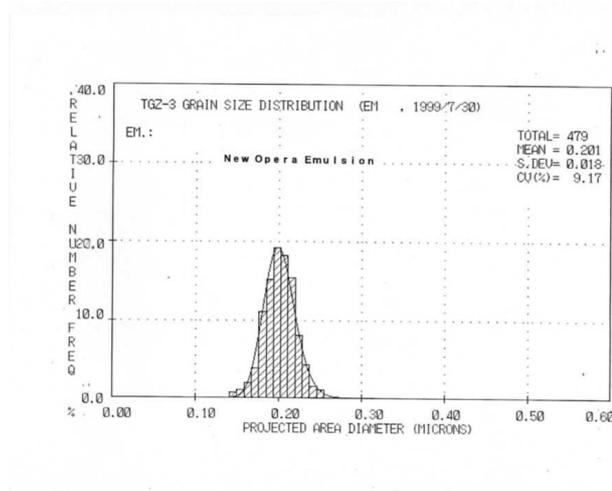


図 2.2: OPERA 乳剤の銀粒子サイズ分布。(富士フィルム社提供。出典は [25])

OPERA フィルムは厚さ 205 μm の TAC(Tri-Accetyl-Cellulose) ベースの両面に厚さ 44 μm の乳剤層 (21 μm の乳剤層と 1 μm のゼラチン保護層が二層重ねてある) が塗られている。機械塗布によって均一な厚みで塗布されており、セット工程、乾燥工程も全て機械化されたラインで様な乾燥が行われており、現像後飛跡の歪み (ディストーション) の大幅な軽減がなされた。

OPERA 実験以前の乾板は物理の研究者によって手塗り塗布して製作していたが、乳剤層の厚みが場所によってバラつきがあり、またディストーションの大きな乾板があった。これは、手塗り塗布の際に厚みのバラつきがあることで塗布後の乾燥速度が場所により差が生まれ、ストレスを蓄積した状態で乳剤層は固まる。その乾板に荷電粒子が通過し潜像核飛跡が形成されるが、現像過程で蓄えたストレスが解放されることでディストーションが生じる。大きなディストーションは、読み取り装置での飛跡検出効率の低いフィルムが生じることとなった。図 2.3 に OPERA フィルムと CHORUS 実験用乾板の乳剤厚み分布及び飛跡検出効率の分布を示す。OPERA フィルムの乳剤厚は極めて均一に塗布されており、また飛跡検出効率も性能が揃っていることが分かる。

また、OPERA フィルムには「リフレッシュ」と呼ばれる、フィルムに記録された飛跡を消去する機能がある [26]。リフレッシュとは、30 $^{\circ}\text{C}$ 、95%RH 以上の環境にフィルムを 3 日置いて、潜像退行 (3.3.1 節で述べる) を加速反応させることであり、OPERA フィルムの乳剤にはある薬品を添加して高湿度下で潜像退行を促す工夫がされている。図 2.4 に最小電離粒子を OPERA フィルムに照射し、そのまま現像したものとリフレッシュ処理をしてから現像をしたフィルムの顕微鏡画像を示す。

名古屋大と富士フィルムの共同研究により、以上のような高精度な原子核乾板として OPERA フィルムが開発された。しかしながら、製造から約 10 年が経つ OPERA フィルムは環境放射線やフォグ

⁶Controlled Double Jet

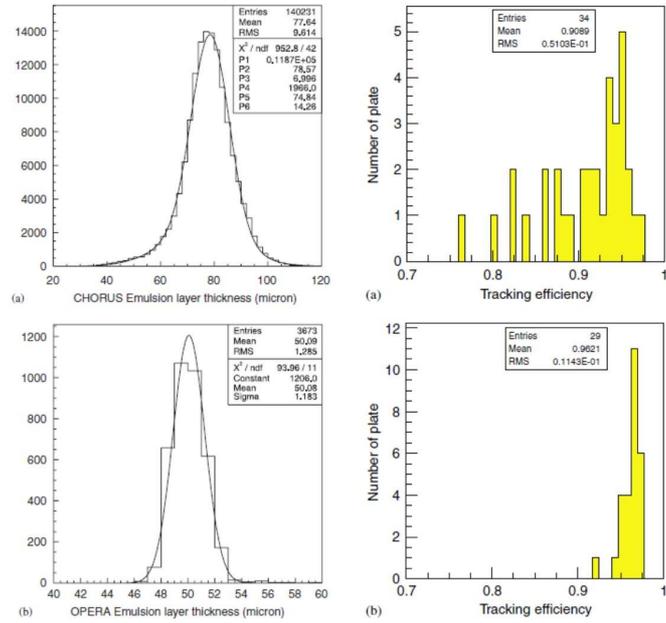


図 2.3: (a)CHORUS 実験用乾板と (b)OPERA フィルムの (左) 乳剤厚分布、(右) 飛跡検出効率分布 [26]

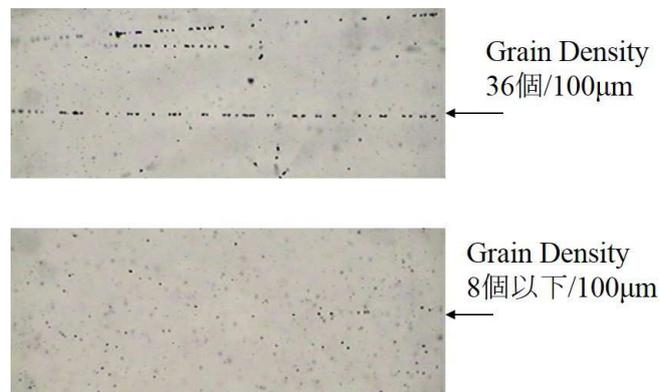


図 2.4: リフレッシュ処理による飛跡の消去。上がそのまま現像したもの、下がリフレッシュ処理をしてから現像をしたフィルムに記録された最小電離粒子飛跡の顕微鏡画像と計測された $100 \mu\text{m}$ あたりの銀粒子の個数 Grain Density を示す。

の蓄積量が実用に耐えられなくなってきた⁷。また、OPERA フィルムは銀量を抑えて開発された乳剤であるため、高い飛跡検出効率を実現するためには、自動飛跡読み取り装置での飛跡認識のためのデータ取得しきい値（後述する PH しきい値）を低く設定する必要がある。OPERA フィルムのノイズレベルの増加とともに、低いしきい値でのスキヤニングは飛跡データの S/N 比を悪化させる要因になり、高い飛跡検出効率と S/N 比の改善を実現する新しいエマルジョンフィルムの開発が望まれるようになった。

2.1.3 高感度乳剤フィルムの開発

新しい原子核乾板の開発を見据え、名古屋大学に原子核乳剤製造装置が導入された⁸。原子核乳剤はこれまで富士フィルムや Ilford といった企業での開発が行われていたのみであり、大学レベルの研究室に乳剤製造装置が導入されたのは初めてのことである。乳剤製造装置は原子核乾板技術の革新的発展が期待される。

図 2.5 に導入した乳剤製造装置を示す。2010 年に R&D 用製造装置が導入され、富士フィルム OB の桑原らと共に研究室での乳剤製造が始まった。OPERA フィルムで使われた乳剤と基本的な乳剤製造処方や粒子径は変えず、乳剤中に占める銀量を増やし高感度化した乳剤の R&D が行われた。

その後量産化のために R&D 用と比べ一度に 3 倍量多く乳剤製造可能な量産用乳剤製造装置が 2013 年に導入され、2014 年から実用化された。

2.1.4 自動高速飛跡読み取り技術

エマルジョンフィルムに記録された飛跡の自動読み取り装置（トラックセレクターとも呼ばれる）は 1970 年代から名古屋大学 F 研究室にて独自開発されてきた [27]。自動飛跡読み取り装置はエマルジョンフィルムの乳剤層を撮像するセンサーと三次元に精密駆動するステージ、及び撮像画像を高速処理する CPU 群からなる。

乳剤層を 16 分割した断層画像を撮像し、荷電粒子飛跡の位置、角度、濃さの情報をデジタルデータ化する。乳剤層 16 層あたりの銀粒子のヒット数を Pulse Height（以下 PH）と呼ぶが、検出した飛跡と無関係なランダムなフォグや直線性のない曲がった飛跡（環境放射線起因が主）によるノイズ飛跡は PH の低いところに分布する。実際には PH のしきい値を設定して、ある PH 以上のデータのみ取得する。

図 2.6 に読み取り速度の進展を示す。撮像センサー及び CPU の高速化や精密ステージの最適化の改良に伴って、読み取り速度は年と共に飛躍的な改善を遂げている。

OPERA 実験を実現するために開発された高速飛跡読取装置が S-UTS⁹ である [28]。S-UTS は 72 cm²/h でエマルジョンフィルムに記録された飛跡を読み取る能力を持つ。さらには、次世代の超高速飛跡読取装置 HTS¹⁰ の開発が進められており、本論文の主題である 2015 年豪州気球実験のエマルジョンフィルムは HTS を用いて全面的にスキヤンを行う。HTS の詳細は 6.1 節で述べる。

原子核乾板は飛跡情報を得るまでに多くの時間がかかるという欠点があったが、飛跡の高速読み出し技術の開発が進められ、1000 m² スケールを現実的な速度で全面読み取り可能なレベルに到達した。読み出し技術の進展により、原子核乾板を用いた宇宙ガンマ線の高統計・精密観測が実現可能となった。

⁷特に、環境放射線の止まりがけの飛跡は dE/dx が高く、リフレッシュをしても飛跡を消去しきれない。

⁸暗黒物質探索のための微粒子乳剤の独自研究開発の意欲が本装置導入の大きな原動力となっている。

⁹Super-Ultra Track Selector

¹⁰Hyper Track Selector



図 2.5: (上左) 量産用乳剤製造装置。(上右) R&D 用乳剤製造装置。(下) 乳剤製造に用いられるステンレスタンク。左のタンクが量産用 (3L)、右が R&D 用 (1L) である。

Evolution of the Scanning Speed

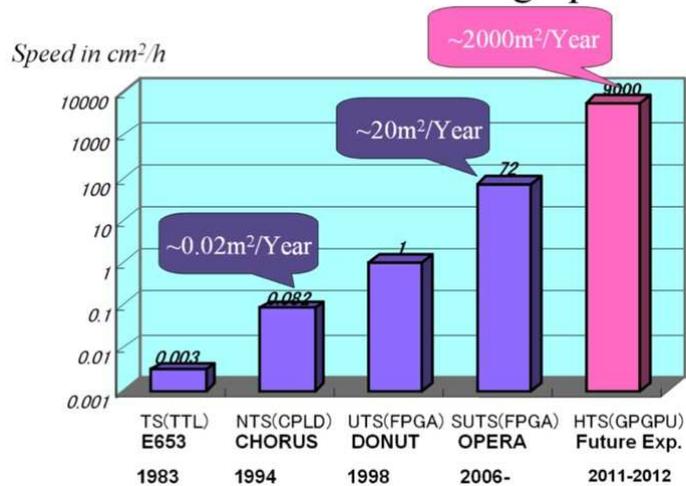


図 2.6: 自動飛跡読取装置の読み取り速度の進展

荷電粒子飛跡の位置・角度測定に伴う誤差

図 2.7 に示すように、自動飛跡読み取り装置で得られる乳剤層の飛跡をマイクロトラックと呼ぶ。両側のマイクロトラックをベース間で繋いだ仮想的な飛跡をベーストラックと呼ぶ。

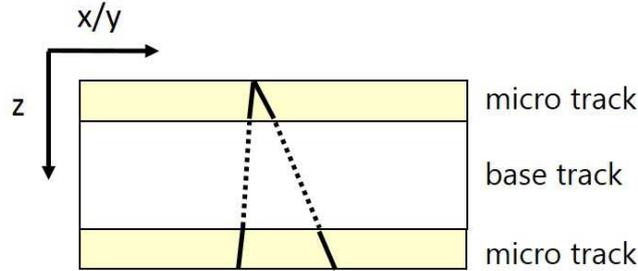


図 2.7: マイクロトラックとベーストラックの概念図

エマルションフィルムに記録された飛跡は自動飛跡読み取り装置によって位置 x, y, z 、角度 $\tan \theta_x$ 、 $\tan \theta_y$ が得られる。また、図 2.8 に示すように、ベーストラックをフィルム間で外挿して飛跡同士を接続して、複数枚の解析を行う。ベーストラックの角度及び角度につく測定誤差 ($\delta \tan \theta_x$) は以下の式で表される。

$$\tan \theta_x = \frac{x_1 - x_2}{z_1 - z_2} \quad (2.3)$$

$$\delta \tan \theta_x = \frac{\sqrt{2}}{z_1 - z_2} \sqrt{(\delta x)^2 + (\delta z \cdot \tan \theta_x)^2} \quad (2.4)$$

ここで、 (x_1, z_1) : 上面乳剤とベース境界面における飛跡の座標、 (x_2, z_2) : 下面乳剤とベース境界面における座標、 δx : 水平方向の読み取り誤差、 δz : 厚み方向の読み取り誤差である。 δx は読み取り装置の画像センサーのピクセルサイズ、 δz は光学系の焦点深度などに起因する。

HTS の $\delta x, \delta z$ はそれぞれ $0.4 \mu\text{m}$ 、 $1.5 \mu\text{m}$ 程度である [30]。 $\tan \theta = 0$ の飛跡でベース厚を $180 \mu\text{m}$ の場合、期待される角度の測定精度は、 $\delta \tan \theta = \sqrt{2} \cdot 0.4/180 = 3.1 \text{ mrad}$ となる。

フィルム間の飛跡接続の際に生じる角度ずれ $d \tan \theta$ と位置ずれ dx に伴う誤差 $\delta(d \tan \theta_x)$ 、 $\delta(dx)$ は誤差の伝播則より以下の式で表される。

$$d \tan \theta_x = \tan \theta_{x_1} - \tan \theta_{x_2} \quad (2.5)$$

$$dx = L_1 \tan \theta_{x_1} - L_2 \tan \theta_{x_2} + (x_1 - x_2) \quad (2.6)$$

$$\delta(d \tan \theta_x) = \sqrt{(\delta \tan \theta_{x_1})^2 + (\delta \tan \theta_{x_2})^2} \quad (2.7)$$

$$\delta(dx) = \sqrt{(L_1 \cdot \delta \tan \theta_{x_1})^2 + (L_2 \cdot \delta \tan \theta_{x_2})^2 + (\delta L_1 \cdot \tan \theta_{x_1})^2 + (\delta L_2 \cdot \tan \theta_{x_2})^2 + 2(\delta x)^2 + C} \quad (2.8)$$

ここで、 L_1, L_2 は飛跡を接続する外挿距離、 $\delta L_1, \delta L_2$ はその誤差である。

二枚のフィルムで $\delta \tan \theta$ が等しい場合は、 $L_1 = L_2$ が $\delta(dx)$ を最小にする。異なるベース厚のフィルムで飛跡を接続するなどベーストラックの精度が異なる場合は、 $\delta(dx)$ が最小となる外挿距離で接続する。

角度ずれ、位置ずれはエマルションフィルム間での飛跡接続性能を評価する上で重要なパラメータである。

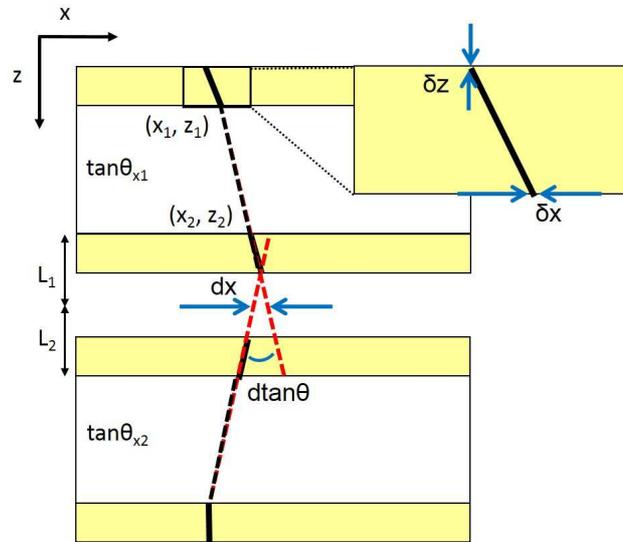


図 2.8: エマルジョンフィルムの飛跡の角度測定とフィルム間飛跡（リンクレット）の接続の概念図

2.1.5 NETSCAN

飛跡読み取り装置で得られた全飛跡データのオフライン処理を NETSCAN と呼ぶ。従来のエマルジョン実験は、カウンターで捉えた情報を元に、エマルジョンに対応する飛跡をピックアップして、それを上流側に追い上げて反応点を探索する、といった手法が取られていた。NETSCAN 解析では、複数フィルムにわたり読み取ったバックグラウンドを含む全ての飛跡データを、積層されていたフィルム間で飛跡を接続することによって、飛跡の位置分解能の精度でフィルム間のアライメントが取れ、読み取った体積（エマルジョンチェンバー）全体にわたって飛跡の再構成を可能にした。NETSCAN は DONUT 実験のエマルジョンチェンバーの解析において開発が始まり、一次反応点の探索でその有効性が検証された [29]。

2.2 原子核乾板のガンマ線観測能力

2.2.1 ガンマ線の検出原理

～10 MeV 以上のガンマ線と物質との相互作用は電子陽電子対生成反応が支配的である。対生成反応は標的物質（原子核又は電子）との電磁相互作用により起こる。反応断面積は標的原子の電荷 Z の二乗に比例する。電子は電荷 1 であるが標的原子には Z 個存在するため、標的原子における原子核場と電子場での反応割合は $Z^2:Z$ となる。

エマルジョンフィルムで対生成反応を捉えた瞬間の顕微鏡画像は図 2.1 に示した¹¹。また、図 2.9 に 10 MeV から 100 GeV のガンマ線エネルギー帯の対生成反応を捉えたイベントディスプレイ（スキニングデータを描画したもの）を示す。サブミクロンの位置分解能を持つエマルジョンフィルムは発生した電子と陽電子の飛跡を三次元的に識別することができる。

¹¹MSC; Micro Segment Chamber、OPERA フィルムを使い一次電子観測を目的として 2005 年に三陸で実施された気球実験である。

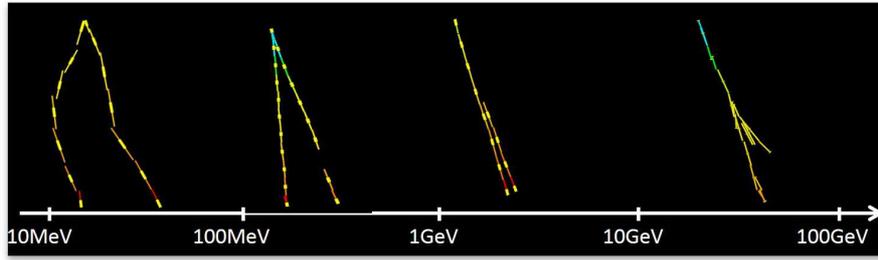


図 2.9: エマルジョンフィルムで捉えた様々なエネルギー帯のガンマ線の電子陽電子対生成反応のイベントディスプレイ。一つのセグメントがフィルム一枚の飛跡に相当する。左から、UVSOR（レーザー逆コンプトンガンマ線、OPERA フィルム）、乗鞍山頂（OPERA フィルム+50 μm 厚銅箔）、SPring-8（レーザー逆コンプトンガンマ線、OPERA フィルム）、気球高度での電磁シャワー（MSC、OPERA フィルム+鉛 1 mm）におけるガンマ線イベントである。

2.2.2 角度分解能

ガンマ線の到来方向（運動量ベクトル \vec{P}_γ ）は以下の式で決定できる。

$$\vec{P}_\gamma = \vec{P}_{e^-} + \vec{P}_{e^+} + \vec{P}_{\text{recoil}} \quad (2.9)$$

対生成反応の際、ガンマ線は標的と運動量のやり取りをする。標的が受ける反跳運動量は平均的には $\sim 0.5 \text{ MeV}/c$ で、向きは入射ガンマ線のエネルギーが電子の静止質量をより大きいとき、ガンマ線の入射方向に対して 90 度方向に分布する。原子核標的に対生成反応が起きた場合、反跳原子核を捉えることは難しいため、反跳運動量ベクトル \vec{P}_{recoil} の不定性は残る。

電子、陽電子の運動量ベクトル \vec{P}_{e^-} , \vec{P}_{e^+} は測定可能である。ただし荷電粒子は検出器内での多重電磁散乱を受けることにより真の到来角度に不定性が生じる。荷電粒子が物質中を通過する際に受ける散乱量 ($\delta\theta_{\text{scat}}$) は粒子の運動量と通過物質量を関数とした以下の式で表される。

$$\delta\theta_{\text{scat}} = \frac{13.6\text{MeV}}{p\beta c} z \sqrt{\frac{x}{X_0}} [1 + 0.038 \ln(\frac{x}{X_0})] \quad (2.10)$$

ここで x は通過した物質の厚み、 X_0 は物質量、 p, z は通過する荷電粒子の運動量、電荷、 $\beta=v/c$ (v は速度、 c は光速) である。

ガンマ線に対する角度分解能を向上させるには、多重電磁散乱の不定性を極力抑えて電子対の角度を測定することが重要である¹²。実際には飛跡の自動読み取りの際に生じる測定誤差がさらに加わって、ガンマ線の到来方向を決定する。

原子核乾板で測定した際のガンマ線に対する角度分解能を Geant4 シミュレーション [35] により評価した¹³。Geant は、陽子や中性子、ガンマ線等の粒子が物質中で起こす振る舞いや反応（電離損失や電磁散乱、対生成）をシミュレーションするソフトウェアである。Geant バージョン 4.9.6、物理モデルは Livermore model を使用した。Livermore model は対生成反応の際に原子核から受ける反跳運動量が計算過程に含まれているモデルである。ここでは 180 μm 厚のポリスチレンベースに 70 μm 厚の高銀乳剤を両面塗布した原子核乾板を積層させた検出器で評価した。シミュレーションでは運動量分解能は 20%、位置分解能は $0.2 \mu\text{m}/\sqrt{12}=0.06 \mu\text{m}$ とし、対生成点から直近で測れるベース面における電子、陽電子の角度を測定した。

¹² 散乱を抑える測定が可能になると、今度は $\sim 100\text{MeV}$ 以下の低エネルギー側で反跳運動量の不定性が無視できなくなるため、次世代のガンマ線望遠鏡では反跳運動量が測定可能だとさらに観測性能の向上が期待される。

¹³ GEometry ANd Tracking

角度分解能のシミュレーションの結果を図 2.10 に示す。1 GeV 以下での角度分解能の悪化は多重電磁散乱が要因である。1 GeV 以上では散乱は効かず通過位置の決定精度（位置分解能）が要因で角度分解能はフラットになるが、2 枚、3 枚下流のフィルムを使って角度測定をすることにより角度分解能の改善が可能である。

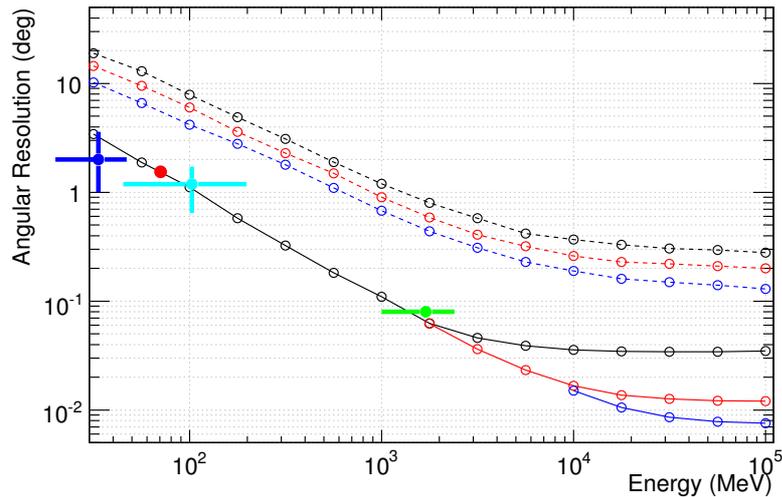


図 2.10: エマルジョンフィルムのガンマ線に対する角度分解能のエネルギー依存性を実線で示す。誤差棒付きのプロットは実験データで、青色 (UVSOR)、赤色 (NewSUBARU)、水色 (2011 年気球実験)、黄緑色 (SPring-8) に対応する。赤及び青の実線は 2 枚、3 枚下流のフィルムで角度測定をした場合。点線は Fermi-LAT の角度分解能で黒、赤、青はそれぞれ Back, Total, Front での値である。

原子核乾板の角度分解能は Fermi-LAT と比べて 100 MeV 帯で 6.0° (105 mrad) から 1.0° (17 mrad) に、1 GeV 帯で 0.90° (16 mrad) から 0.1° (1.7 mrad) に改善される。原子核乾板を用いたガンマ線望遠鏡により、既存の望遠鏡と比べ数倍から一桁程度の角度分解能の改善が期待される。

2.2.3 直線偏光の測定

高エネルギーガンマ線の偏光測定原理

ガンマ線の直線偏光の検出に對生成した電子対の開く方位角方向 (図 2.11 で示す ω) が電場の振動方向に相関を持つことを利用する。反応断面積の ω 依存性は、

$$\sigma(\omega) = \sigma_0(1 + P \times A \cos 2(\omega - 90^\circ)) \quad (2.11)$$

となる。ここで、 P は偏光度、 A は Analyzing power である。偏光度が 100% のとき、モジュレーションファクター $R(=P \times A)$ は 0.1 程度の値をとる。電子対の方位角の偏りを統計的に測定し、180 度周期のコサインカーブの変調を捉えることで直線偏光ガンマ線の偏光度及び偏光方向が測定できる。

加速器ガンマ線ビームを用いた偏光測定の実証試験

SPring-8 において直線偏光したガンマ線ビームを OPERA フィルムからなるチェンバーに照射し、偏光測定の実証試験を行った。詳細は付録 A でまとめる。エマルジョンフィルムで捉えた電子対生

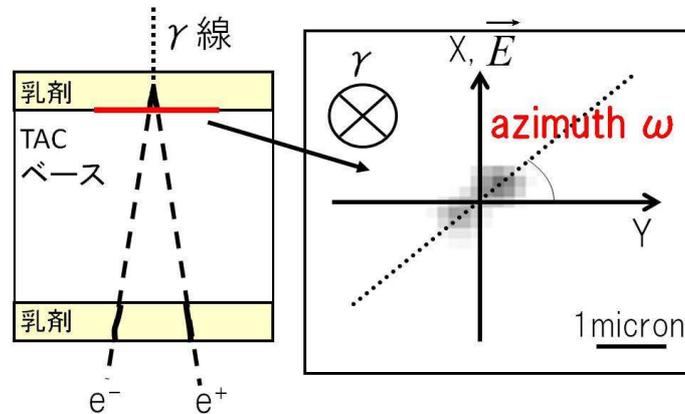


図 2.11: (左) 乳剤中でガンマ線が対生成反応した描像を書いたエマルジョンフィルムの断面図。(右) 乳剤とベースの境界面における電子・陽電子の顕微鏡画像に方位角 ω の定義を重ねて描いている。

成事象の方位角を測定した結果を図 2.12 に示す。測定した振幅 (0.1418) 及び偏光方向 (110 度) は期待値と一致する。本測定により得られた振幅の有意度は 3.6σ である。本結果より、原子核乾板を用いてガンマ線の直線偏光による方位角のモジュレーションを有意に捉えられることを実証した¹⁴。

2.2.4 エネルギー分解能

ガンマ線のエネルギーは電子と陽電子の運動量の和として再構成する。電子と陽電子の運動量は、多重電磁散乱の式 2.10 より、散乱量を求めることで得ることができる。実際に散乱量を得る流れを以下に述べる。

n 枚積層されたエマルジョンフィルムに入射した荷電粒子飛跡の角度を $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$ とする。隣接フィルム間での飛跡の角度ずれを $d\theta_1, d\theta_2, \dots, d\theta_{n-1}$ とする。角度ずれの平均値を X とし、観測される角度ずれの RMS である $\delta\theta_{\text{obs}}$ は

$$\delta\theta_{\text{obs}} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n-1} \frac{(d\theta_i - X)^2}{n-1}} \quad (2.12)$$

となる。観測された角度ずれの RMS は自動飛跡読み取りの際の測定誤差 (式 2.7) と散乱量が以下に示す形で重なった値であることが期待される。従って測定誤差を差し引いて散乱量を導出する¹⁵。

$$\delta\theta_{\text{obs}} = \sqrt{(\delta\theta_{\text{scat}})^2 + (\delta d \tan \theta)^2} \quad (2.13)$$

散乱による角度ずれ分布が正規分布を取ると近似する際の精度は 11% 程度と見積もられている [31]。実際に運動量 $35 \text{ MeV}/c$ の電子線を照射したビーム試験を東京大学原子力専攻ライナック施設にて実施し、運動量分解能の評価を行った。詳細は [36] を参照されたいが、運動量の測定結果は、 p

¹⁴ 投稿論文は準備中

¹⁵ $\delta\theta_{\text{scat}}$ は θ なので、読み取り装置の角度の定義に合わせる場合は θ から $\tan \theta$ に直す必要がある。

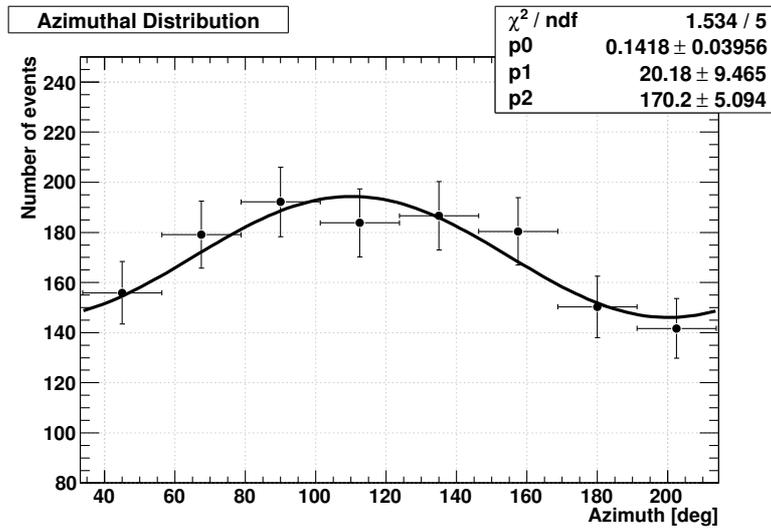


図 2.12: 測定した電子対の方位角分布。フィットした曲線は $N(\omega)=p_2(1+p_0\cos(2(\omega-p_1-90^\circ)))$ である。フリーパラメータである p_0 、 p_1+90° 、 p_2 はそれぞれ振幅、偏光方向、ベースラインに対応する。

$= 35.4 \pm 6.4_{-7.4}$, 運動量分解能として 21% という結果を得ている。本結果は統計誤差がまだ支配的であるため、追加解析により運動量分解能の原理的境界である 11% にどこまで迫れるか追及する必要がある。

ガンマ線のエネルギー分解能は誤差の伝播則より、運動量分解能の $\sqrt{2}$ 倍程度が期待値である。

2.3 GRAINE 計画

原子核乾板からなる望遠鏡を科学観測気球に搭載し、高度 35 km 以上の大気トップで宇宙ガンマ線を観測する GRAINE(Gamma-Ray Astro-Imager with Nuclear Emulsion) 計画を推進している。GRAINE は神戸大学青木研究室を中心に愛知教育大、ISAS/JAXA、宇都宮大、岡山理科大、名古屋大をコラボレーターとした研究体制で進めている。

2.3.1 エマルション望遠鏡

図 2.13 にエマルション望遠鏡の概念図を示す。エマルション望遠鏡は上流からコンバーター部、タイムスタンプ部、カロリメーター部で構成される。コンバーター部はエマルションフィルムからなる構造体であり、ここでガンマ線を電子陽電子にコンバージョンさせる。ベースデザインはエマルションフィルムだけを 100 枚を積層させる。物質を高めた場合は金属箔を挿入したり、スキヤニングパワーがより向上すれば、フィルム枚数を増やすといった最適化の余地がある。コンバーター部では電子陽電子の角度を精度良く測定し、ガンマ線の到来角を決定する。また、多重電磁散乱法により電子の運動量を測定する。

コンバーター下流のタイムスタンプ部では高橋により考案された多段シフター [37] によりエマルション飛跡に通過時刻の情報を与える。シフターは時間に応じてスライドするエマルションフィルムを設置し、貫通する飛跡に位置ずれを持たせる。解析時に飛跡間の位置ずれを再構成することで貫通飛跡の入射時刻情報を得る。シフターを複数組み合わせ設置し、それぞれアナログ時計の針のよう

に周期運動をさせることで固有の時刻情報を与えるシステムを「多段シフター」という。図 2.14 にエマルジョンガンマ線望遠鏡のために開発された多段シフターを示す。

カロリメーター部はエマルジョンフィルムと金属箔（ステンレスや鉛）とのサンドイッチ構造である。カロリメーター部では高運動量の電子について多重電磁散乱法により運動量測定をする。

ガンマ線の到来時刻における天球に対する姿勢をモニターするスターカメラの情報を組み合わせることで、ガンマ線の到来方向を天球にマッピングすることができる。

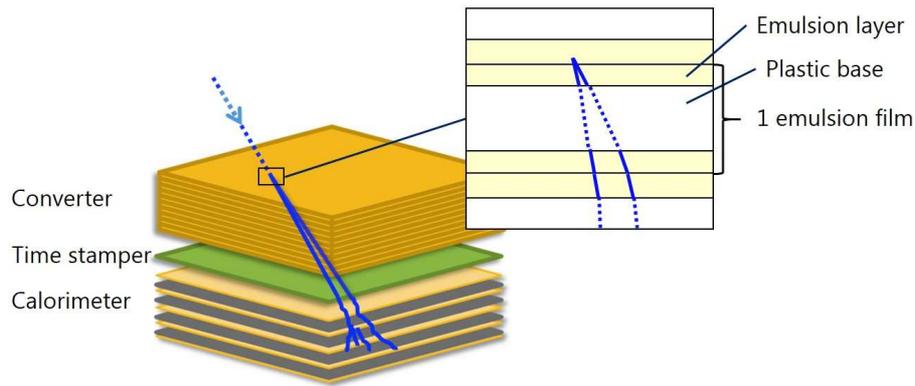


図 2.13: エマルジョン望遠鏡の概念図

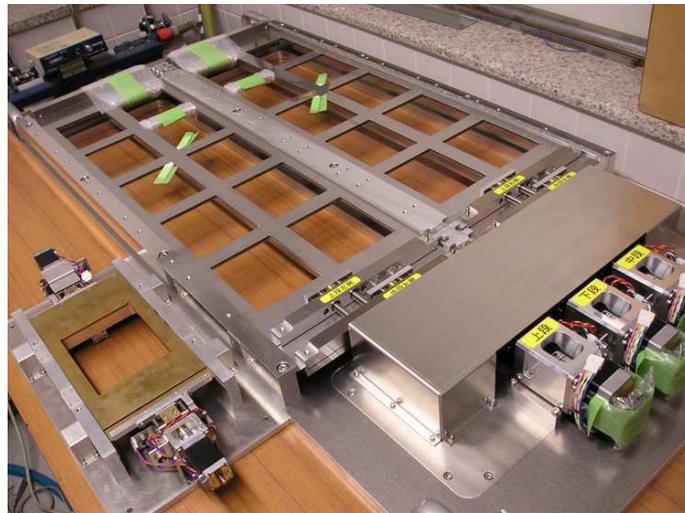


図 2.14: 多段シフターフライトモデル。左は 1 号機で 12.5 cm×10 cm の OPERA フィルムサイズ大の枠がステージにあけられている。右は 2 号機で、枠の数で 20 倍に拡張したもの。それぞれ三段のステージが挿入されており、リニアガイドを介してステッピングモーターで一軸駆動する。

エマルジョン望遠鏡と Fermi-LAT の基本性能を表 2.1 にまとめた。

2.3.2 GRAINE が目指す科学成果

GRAINE が目指す科学成果をいくつか示す。GRAINE の特徴は

1. ガンマ線に対する角度分解能に優れていること

表 2.1: エマルション望遠鏡の基本性能の Fermi-LAT との比較

	エマルション望遠鏡	Fermi-LAT
角度分解能	1.0° @100 MeV	6.0° @100 MeV
(on-axis)	0.1° @1-2 GeV	0.90° @1 GeV
エネルギー範囲	10 MeV - 100 GeV	20 MeV-300 GeV
偏光感度	有り	—
視野	2.2 sr	2.4 sr
口径面積	10 m ²	1 m ²
有効面積	2.1 m ² @100 MeV 2.8 m ² @1 GeV	0.25 m ² @100 MeV 0.88 m ² @1 GeV

2. ガンマ線偏光に対して感度を持つこと
 3. 有効面積が大きいこと
- が挙げられる。

エマルション望遠鏡で捉える天体からのシグナルのガンマ線イベント数 N_{signal} と次項で述べる大気ガンマ線及び拡散ガンマ線によるバックグラウンドイベント数 N_{BG} は以下のように表される。

$$N_{\text{signal}} = F_{\text{signal}} \times A \times T \times \epsilon_{\Omega} \times \epsilon_{\text{conv}} \times \epsilon_{\text{area}} \times \epsilon_{\text{det}} \quad (2.14)$$

$$N_{\text{BG}} = (F_{\text{atmos}} + F_{\text{dif}}) \times \Omega \times A \times T \times \epsilon_{\Omega} \times \epsilon_{\text{conv}} \times \epsilon_{\text{area}} \times \epsilon_{\text{det}} \quad (2.15)$$

F_{signal} : シグナルのガンマ線フラックス [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$], F_{atmos} : 大気ガンマ線フラックス [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}\text{sr}^{-1}$], F_{dif} : 拡散ガンマ線フラックス [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}\text{sr}^{-1}$], A : 観測面積 [cm^2], T : 観測時間 [s], Ω : 角度分解能 (PSF¹⁶ で 68% を含む角度半径) の立体角, ϵ_{conv} : 望遠鏡内での対生成反応確率, ϵ_{Ω} : 角度分解能の立体角内に含まれるシグナルの割合, ϵ_{area} : 入射角度による観測面積縮小の因子, ϵ_{det} : 望遠鏡オーバーオールでの検出効率 (ガンマ線選出効率や対生成した電子飛跡のタイムスタンプ効率、シフターに接続するまでのコンバーター内でのフォロダウン効率) である。

天体は天頂角によるが一時間で約 15° 天球上を日周運動するため、一日のうちに特定の天体を観測可能な時間は約 6 時間である。望遠鏡の口径面積を 10 m²、気球フライトを七日間とすると、特定の天体について一回のフライトで得られる観測量は

$$A \times T = 1.51 \times 10^{10} [\text{cm}^2\text{s}] = 420 [\text{m}^2\text{h}] \quad (2.16)$$

となる。

大気ガンマ線

気球高度における残留大気 (~5 g/cm²) と一次宇宙線との反応により生じるガンマ線を大気ガンマ線という。大気ガンマ線は π^0 中間子の崩壊や電子カスケードシャワーにより生じる。一次宇宙線は地磁気の影響を受けて地球への入射量が変化するため、大気ガンマ線フラックスは観測地域のカットオフリジディティ (エネルギーを電荷で割った GV を単位とする) により変化する。また、気球高度 (残留大気) によっても変化する。

Ref. [32] によると、11.5 GV, 5 g/cm² におけるエネルギー 100 MeV 以上の大気ガンマ線のフラックスは 9.4×10^{-3} [$\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}\text{sr}^{-1}$] である。図 2.15 に大気ガンマ線のエネルギースペクトルを示す。ま

¹⁶Point Spread Function; 点源を観測した際の角度拡がり

た 4.5 GV, 5 g/cm² におけるエネルギー 100 MeV 以上の大気ガンマ線のフラックスは 11.7×10^{-3} [cm⁻²s⁻¹sr⁻¹] である。

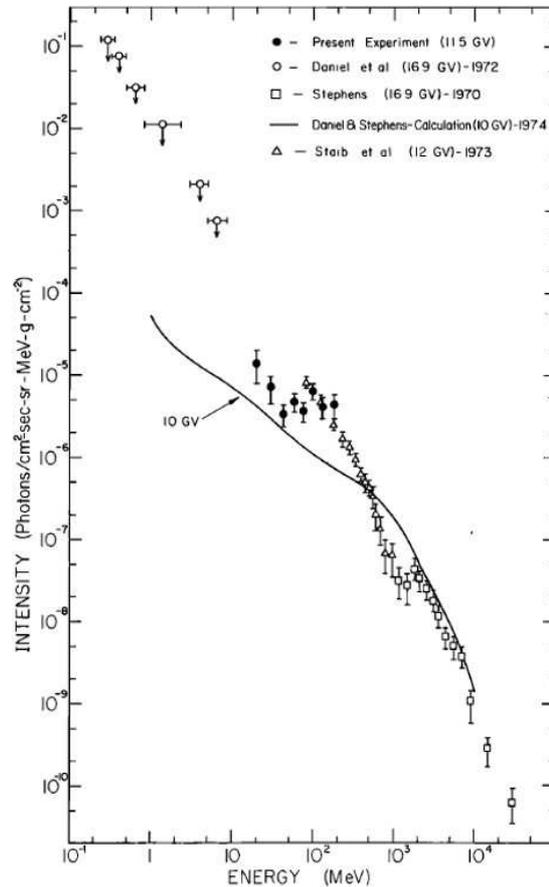


図 2.15: 11.5 GV における大気ガンマ線のエネルギースペクトル [32]。100 MeV 程度の所に π^0 中間子の静止質量に相当する”こぶ”が見られる。

拡散ガンマ線

宇宙環境においても、星間物質と宇宙線との相互作用により天体以外を起源とするガンマ線が発生し、これを拡散ガンマ線という。星間物質は天の川銀河面に沿って多く分布しており、特に銀河中心方向で拡散ガンマ線のフラックスは増える。Ref. [34] によると、銀河座標系で銀緯 $\pm 5^\circ$ 、銀経 $\pm 30^\circ$ の銀河中心方向における >100 MeV の拡散ガンマ線のフラックスは 0.51×10^{-3} [cm⁻²s⁻¹sr⁻¹] である。

気球高度において天体観測の際のガンマ線バックグラウンドは大気ガンマ線が支配的であることが分かる。

期待される成果 1. 銀河中心領域の高感度観測

GRAINE は天体が密集し拡散ガンマ線によるバックグラウンドが多い銀河中心領域において Fermi-LAT よりも高感度での観測が期待される。バックグラウンドが支配的な領域では光子統計を増やす

よりも質的な角度分解能改善が重要である。天体の検出有意度 S を

$$S = \frac{N_{\text{signal}}}{\sqrt{N_{\text{BG}}}} \quad (2.17)$$

と定義する。

$\epsilon_{\text{conv}} = 0.35$ 、 $\epsilon_{\text{area}} = 0.7$ 、 $\epsilon_{\Omega} = 0.68^2 = 0.46$ をパラメータに採用した。 ϵ_{conv} はコンバーター部の物質質量、 ϵ_{area} はコンバーター部の幾何学的構造で決まる。 ϵ_{det} は後述するガンマ線の選出効率 (図 3.3) を元に 44 MeV, 78 MeV, 139 MeV, >247 MeV のときそれぞれ 0.2, 0.58, 0.76, 0.88 とした。

5σ 有意度での微分感度曲線の計算結果を図 2.16 に示す。銀緯が高い領域は Fermi-LAT に及ばないが、銀河中心方向は GRAINE の方が数倍程度高感度な観測が実現可能である。

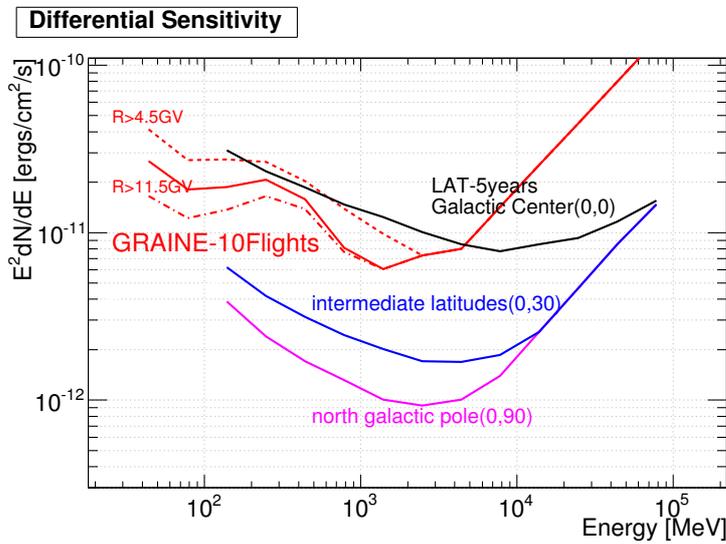


図 2.16: 微分感度曲線。Fermi-LAT は 5 年間の観測による到達感度で色の違いは観測領域 (銀緯) の違いを示す。GRAINE のバックグラウンドは 4.5 GV (点線) と 11.5 GV (実線) の二通りのカットオフレジディティで計算した。一点鎖線は 11.5 GV でかつ grain by grain の角度測定 (3.2.3 節で述べる) による角度分解能を改善させた場合の結果である。

期待される成果 2. 超新星残骸の高角分解観測

宇宙線加速源の候補天体として超新星残骸が注目されている。空間的に広がりを持つ超新星残骸を GRAINE で観測することで宇宙線陽子と星間物質との相互作用の様子がより詳細に解明できると期待される。

超新星残骸 W44 の GRAINE での観測シミュレーションの結果を図 2.17 に示す。赤外線観測衛星である Spitzer による $4.5 \mu\text{m}$ 帯での観測結果を真の空間構造として、赤外線強度の空間分布に比例してガンマ線が放射していると仮定し、エマルジョン望遠鏡の角度分解能で像をスミアした。観測量は $1000 \text{ m}^2\text{h}$ を仮定している。シミュレーションにより得られたガンマ線空間構造は、全体の形状だけでなく赤外線で見える空間分布の凹凸をトレースできており、モルフォロジーに関する議論が可能となる。

期待される成果 3. 高エネルギー天体、現象の偏光観測

高エネルギーガンマ線領域ではいまだ天体の偏光観測がなされていない。パルサーやブレーザー

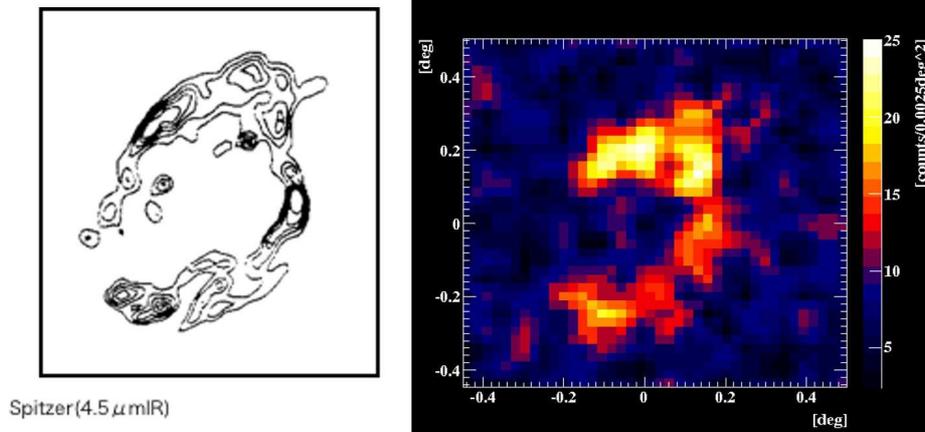


図 2.17: (左) Spitzer による 4.5 μm 赤外線での観測結果 (右) エマルジョン望遠鏡で期待される W44 のカウントマップ (シミュレーション結果)

といった天体やかに星雲からのガンマ線フレアといった突発発光現象の偏光観測により、その放射機構に迫ることができる。最小検出可能偏光度 MDP¹⁷ は以下の式で表される。

$$\text{MDP} = \frac{S\pi\sqrt{F_s\epsilon_{\text{eff}} + F_{\text{BG}}\Omega}}{2RF_s\epsilon_{\text{eff}}\sqrt{AT}} \quad (2.18)$$

S は偏光検出の有意度、 $\epsilon_{\text{eff}} = \epsilon_{\text{conv}} \times \epsilon_{\text{area}} \times \epsilon_{\text{det}} \times \epsilon_{\Omega}$ である。

3 σ 有意度、モジュレーションファクター R = 0.1、大気ガンマ線バックグラウンドに Ref. [33] を用いた際の最小検出可能偏光度とガンマ線フラックスの関係を図 2.18 に示す。

2.3.3 ロードマップ

GRAINE は以下のロードマップで計画を進めている。科学観測を実施する前に段階的に望遠鏡の面積と観測時間を拡張し、気球実験の実績を積んでいく計画である。

[1st step] 小口径望遠鏡を用いた気球環境での検出器の動作実証

2011 年 6 月 8 日に北海道大樹町宇宙航空実験場 (TARF¹⁸) にて GRAINE にとって一回目の気球実験 (2011 年気球実験と呼ぶ) を実施した。口径面積 0.0125 m²(=125 cm²; OPERA フィルム大サイズ) の望遠鏡と多段シフター 1 号機、姿勢モニターの上空での動作実証を行った。高度 36 km にて約 1.6 時間の観測を実施し、検出器の動作実証及び大気ガンマ線バックグラウンドの観測に成功した。本気球実験に関し、気球実験の概要及び多段シフターの解析については [38], [39] を、コンバーター部の解析や大気ガンマ線フラックスの導出に関しては [40] を、姿勢モニターの解析については [41] を参照されたい。

[2nd step] 中口径望遠鏡によるガンマ線天体の観測

口径面積 0.25 m² (当初デザイン値) の望遠鏡による明るいガンマ線天体の観測を目指す。本論文は 2nd step にあたる本気球実験についてまとめる。実験目的の詳細は次節で述べる。

¹⁷Minimum Detectable Polarization

¹⁸Taiki Areaspace Research Field

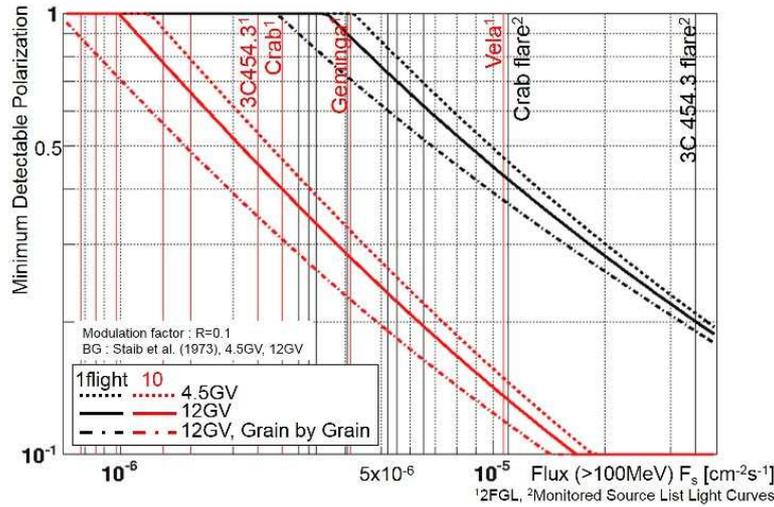


図 2.18: 最小検出可能偏光度 MDP のガンマ線フラックス依存性。観測量は 10 m^2 望遠鏡で一週間のフライトを一回 (黒) と十回 (赤) 繰り返した場合、バックグラウンドはカットオフリジディティ 4.5 GV と 12 GV の二通りで計算した。縦に引いた線は明るいガンマ線天体 (赤) 及び突発発光現象 (黒) のガンマ線フラックスである。

[3rd step] 大口径望遠鏡による科学観測

口径面積 10 m^2 の望遠鏡による一週間程度の長時間フライトを繰り返し行って、ガンマ線天体の科学観測を実施する。

2.3.4 GRAINE 2015 年豪州気球実験

GRAINE の 2nd step にあたる 2015 年豪州気球実験は、エマルジョン望遠鏡による初のガンマ線天体の観測が目的である。明るいガンマ線天体を検出しエマルジョン望遠鏡のオーバーオールでの性能を実証する。世界最良の角度分解能を天体を結像して実証することで、3rd step にあたる科学観測への展望が拓かれる。

JAXA 大気球実験室では国内では困難な 24 時間程度の長時間飛行機会の確保を目的として、オーストラリアでの海外気球実験が検討されていた。我々は JAXA と連携し、豪州での気球実験キャンペーンのプリカーサーの役割を期待され、GRAINE の豪州気球実験が採択された。豪州は高エネルギーガンマ線帯で最も明るいガンマ線天体である Vela パルサーが観測可能であり、我々にとっても最適な放球拠点である。

Vela パルサーの先行観測結果

Vela パルサーは銀河面 (銀経: 263.6° , 銀緯: -2.8° , 赤経: $8 \text{ h } 35 \text{ m } 21 \text{ s}$, 赤緯: $-45^\circ 10' 35''$)、距離 287 pc に存在する天体である。ガンマ線フラックスは $100 \text{ MeV} - 10 \text{ GeV}$ の範囲で $1.06 \times 10^{-5} [\text{photon cm}^{-2}\text{s}^{-1}]$ である [16]。

図 2.19 に Fermi-LAT による Vela パルサーのカウンタマップを示す。一般的にパルサーは放射領域が小さくガンマ線の角度分解能ではその空間構造は分解できず、点源として観測される。

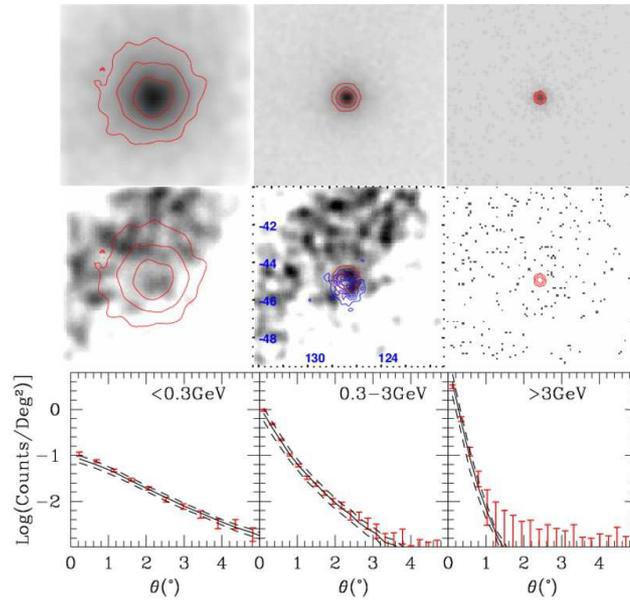


図 2.19: (上段) Fermi-LAT による Vela パルサーのカウントマップ [16] で左から 0.3 GeV 以下、0.3 GeV-3 GeV、3 GeV 以上のエネルギー帯。図の幅は 10° に相当する。(中段) オフパルスタイミングでのカウントマップ。(下段) それぞれのエネルギー帯での PSF を黒線、データを赤でプロットしている。

Vela パルサーのパルス周期は 89 ミリ秒である。Fermi-LAT により観測されたガンマ線のパルス周期を図 2.20 に示す。

エマルジョン望遠鏡による Vela パルサーの観測

ガンマ線エネルギー 100 MeV 帯で最も明るいガンマ線天体である Vela パルサーを 5σ の有意性で検出し、また世界最良の角度分解能 ($1.0^\circ=17.4\text{ mrad}@E_\gamma=100\text{ MeV}$) を実証する。また、タイムスタンプ部である多段シフターのフィルム間距離を狭くする、駆動速度を上げる等の改良 [42] をして 10 ミリ秒の時間分解能を実現し、Vela パルサーのパルスを位相分解することを目指す。

図 2.21 に 2015 年 5 月 15 日、豪州の放球拠点である、アリススプリングス (緯度: $-23^\circ 40'$ 、経度: $133^\circ 50' E$) における Vela パルサーを天球に投影した図を示す。南中時刻 17:39 (現地時) における天頂角は 22° 、エマルジョン望遠鏡の観測視野である天頂角 45° 内に 14:23-20:54 の計 6 時間 31 分入る。

口径面積 0.25 m^2 のエマルジョン望遠鏡による観測時間毎の Vela パルサーの検出有意度の計算結果を図 2.22 に示す。Vela の天頂角の時間変化によって、宇宙ガンマ線の残留大気圧透過率、大気ガンマ線フラックスの残留大気圧依存性、検出器の有効面積、実効厚みが増加することを考慮に入れた。6.5 時間の観測で 5.0σ が実現できる。また、より高い気球高度での観測ができると残留大気が少なくなり、より高い検出有意度が実現できる。

非常に重要なことは、本数値計算はエマルジョン望遠鏡のエマルジョンフィルムとして高感度乳剤フィルムを全面的に使用した場合の結果である。つまり、次章で述べる高感度乳剤フィルムの実用化研究は、2015 年豪州気球実験の実現において極めて重要である。

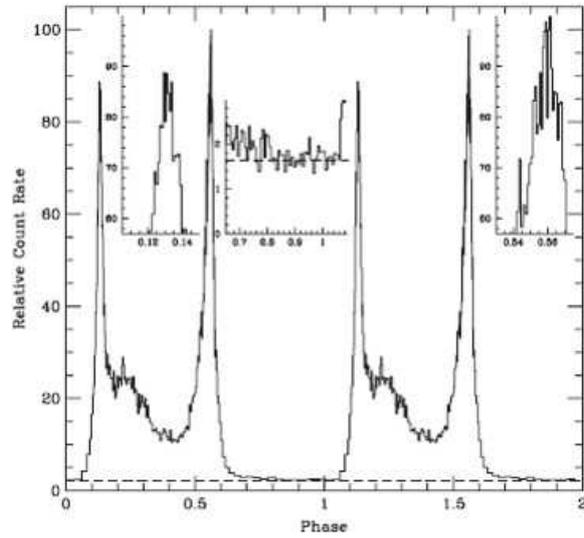


図 2.20: Fermi-LAT により観測された Vela パルサーのパルス周期 [16]



図 2.21: アリススプリングにおける Vela パルサーの南中時刻 17:39 での天球上の位置。白線は天頂角の等高線、黄色の円はエマルジョン望遠鏡の観測視野を表す。薄い赤線は赤緯の等高線であり、これに沿って天体は運行する。

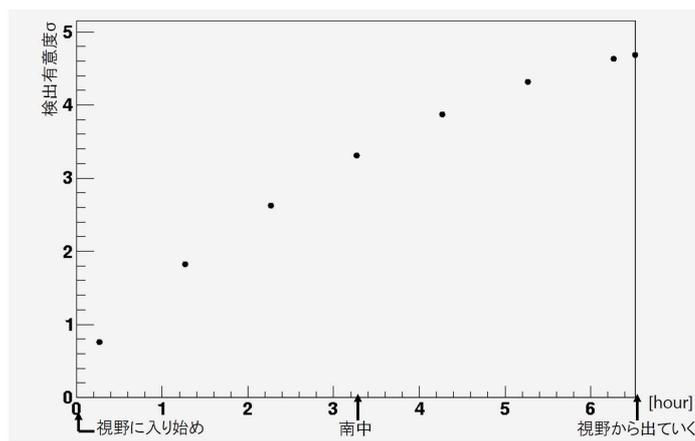


図 2.22: 残留大気は天頂角 0° で 5 g/cm^2 とした場合の、Vela パルサーの検出有意度の観測時間依存性

第3章 高感度乳剤フィルムの研究開発

本研究では、GRAINEの2015年豪州気球実験においてVelaパルサーの観測を実現するため、従来使用してきたOPERAフィルムに代わる高性能エマルジョンフィルムとして、手製の高感度乳剤フィルムを開発した。まず、高感度乳剤フィルムの研究背景と導入により期待されるエマルジョン望遠鏡の性能改善に関して3.1節で述べる。3.2節では高感度乳剤フィルムの基礎性能の評価結果について、3.3節では高感度乳剤フィルムの潜像退行特性、フィルム塗布の特性を評価して実用化に至るまでの研究開発について、3.4節では2015年豪州気球実験で用いる高感度乳剤フィルムを全て自分たちの手で製造したことをまとめる。そして製造したフィルムの保管や新たに開発したリセット処理、2015年豪州気球実験に向けたシドニー大学における実験前処理といった、高感度乳剤フィルムのハンドリングについて3.5節でまとめる。

3.1 研究背景

富士フィルム社により開発されたOPERAフィルムは荷電粒子の飛跡検出効率において課題があり、新たなエマルジョンフィルムの開発が望まれた。

2011年気球実験における高感度乳剤フィルムの試験導入

2.1.3節で述べたように、名古屋大学では2010年に乳剤製造装置を研究室内に導入し、富士フィルムOBの協力のもと乳剤中に占めるハロゲン化銀量を増やした高感度乳剤が開発された。2011年の気球実験ではOPERAフィルムを主に用いたが、開発されてすぐの高感度乳剤（銀体積比52%）を塗布したフィルムを一部導入し、高感度乳剤フィルムの飛跡検出効率が初めて評価された[43]。飛跡検出効率は図3.1に示すように、評価対象のフィルムの上下のフィルムでトリガーした飛跡の内、評価フィルムで接続する飛跡の数として評価した。飛跡の読み出しは名古屋大学の自動飛跡読み取り装置S-UTSを用いた。

図3.2にOPERAフィルムと高感度乳剤フィルムの飛跡検出効率の結果を示す。飛跡検出効率の平均値はOPERAフィルムは80%、高感度乳剤フィルムは97%であった。

ガンマ線選出効率

フィルム一枚あたりの飛跡検出効率の改善はガンマ線の選出効率の改善をもたらす。図3.3にシミュレーションにより見積もったガンマ線選出効率のエネルギー依存性を示す[40]。高感度乳剤フィルムを導入することで、ガンマ線の選出効率はエネルギー100 MeVで25%から70%に改善可能である。なお、50 MeV以下の低エネルギーガンマ線の選出効率は多重電磁散乱によりつなぎ許容値から外れることが主な原因である¹。

貫通荷電粒子の除去効率

フィルム一枚あたりの検出効率の改善はガンマ線観測においてバックグラウンドとなる貫通荷電粒

¹低運動量の飛跡を信頼性高く接続する手法の確立はGRAINEにとって大きな課題の一つである。

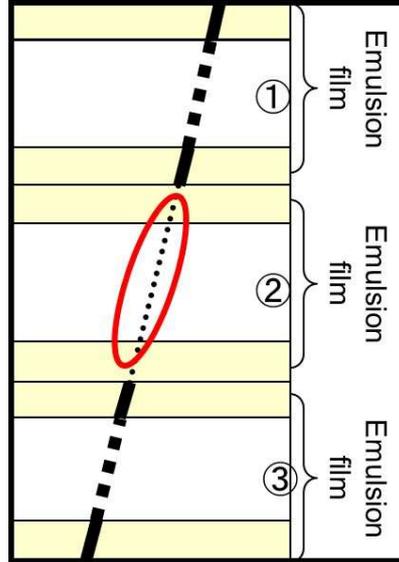


図 3.1: 飛跡検出効率導出の概念図。N 本の飛跡がフィルムに入射していると、フィルム 1, 2, 3 の検出効率を $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ とする。フィルム 1-3 間で接続する飛跡数 N_{trigger} は、 $N_{\text{trigger}}=N\varepsilon_1\varepsilon_3$ と表される。さらにフィルム 2 で接続する飛跡数 $N_{\text{eval.}}$ は、 $N_{\text{eval.}}=N\varepsilon_1\varepsilon_2\varepsilon_3$ と表される。フィルム 2 の検出効率は、 $\varepsilon_2=N_{\text{eval.}}/N_{\text{trigger}}$ として得られる。

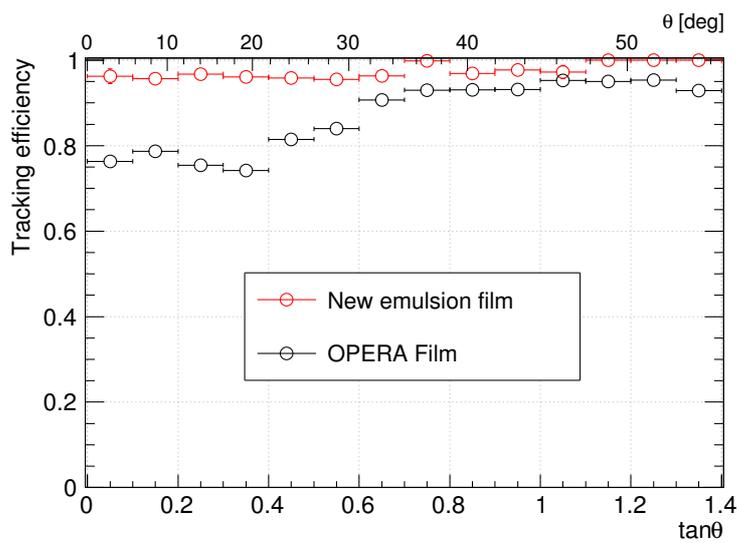


図 3.2: OPERA フィルム及び高感度乳剤フィルムの飛跡検出効率の入射角依存性 [40]

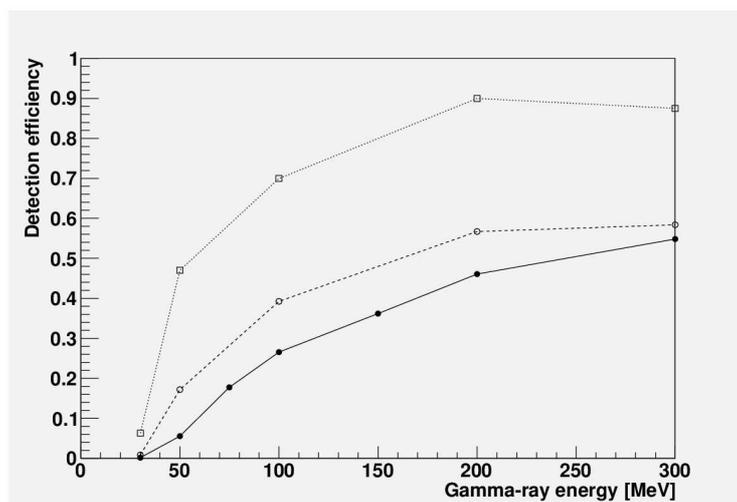


図 3.3: シミュレーションで見積もったガンマ線選出効率のエネルギー依存性 [40]。実線は OPERA フィルムを用い 2011 年気球実験でのガンマ線探索範囲、破線は OPERA フィルムでより大きな開き角まで探索した場合、点線は高感度乳剤フィルムである。

子の除去効率向上をもたらす。Veto にフィルム三枚を用いた場合、OPERA フィルムの inefficiency は $(1-0.8)^3=0.008$ 、高感度乳剤フィルムの inefficiency は $(1-0.97)^3=0.000027$ と、 10^3 倍の除去効率を達成できる。(10 万本に対して OPERA フィルムは 800 本の貫通粒子が残るのに対し高感度乳剤フィルムは 2.7 本となる。)

エマルジョン望遠鏡の性能を飛躍的に改善させる高感度乳剤フィルムを全面的に導入することで、2015 年豪州気球実験における Vela パルサーの有意な観測が可能となる。

3.2 基礎性能

3.2.1 銀量依存性

Grain Density の測定

手製の高感度乳剤の基礎性能を調べた。ここでは乳剤中に占めるハロゲン化銀量を変えた乳剤を名古屋大学にある R&D 用製造装置で製造し、最小電離粒子に対する応答を評価した。乳剤に占めるハロゲン化銀が体積比にして 52% (高銀)、44% (中銀)、36% (中低銀)、30% (低銀) のものを製造した。乳剤をスライドガラスに塗布して乾板を製作し、分子科学研究所 UVSOR² 施設にてエネルギー約 100 MeV の電子線³を照射した。現像は温度 20 °C、OPERA 実験用現像液 25 分間の条件で行い、現像条件は以後同様である。現像後のスライドガラスを光学顕微鏡を用いて電子線飛跡による 100 μm あたりの銀粒子の線密度 (Grain Density : 以下 GD) を測定した。

GD の測定結果及び各乳剤の電子線飛跡の顕微鏡画像を図 3.4 に示す。銀量に比例して GD は増

²Ultra Violet Synchrotron Orbital Radiation

³700 MeV の電子蓄積リングを持つ加速器で、ビーム軌道から外れた電子やそれがカスケードして生じた電子が照射される。実際の電子エネルギーはよく分かっていない。

加しており、乳剤に含む銀量の割合を高めることにより最小電離粒子に対する感度の向上を確認した⁴。

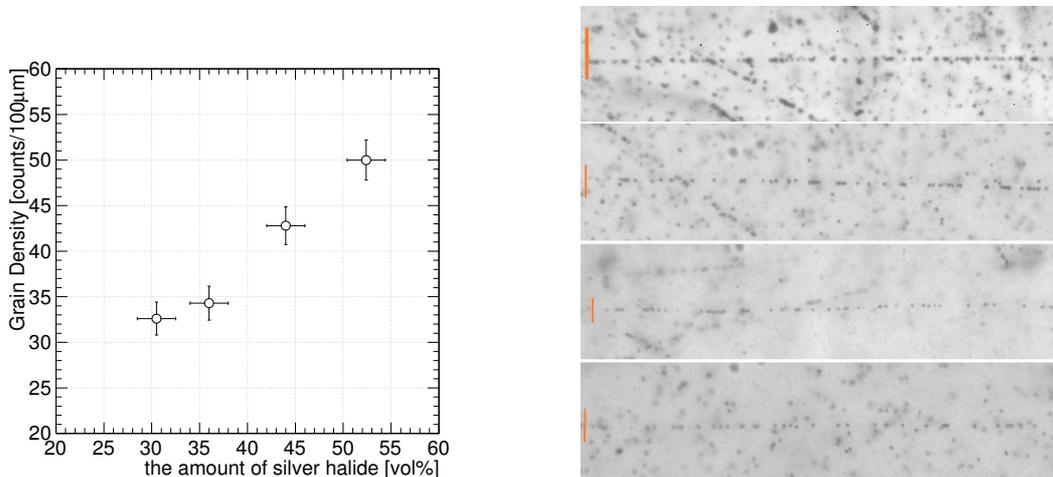


図 3.4: (左) GD の銀量依存性。(右) 上から高銀、中銀、中低銀、低銀の電子線飛跡の顕微鏡画像。赤線の幅が 100 μm に相当する。

飛跡検出効率

次に、乳剤を 180 μm のポリスチレン (PS⁵) ベースの両面に塗布しエマルジョンフィルムを製作した。それらに数日間宇宙線を蓄積させた後に現像をし、自動飛跡読取装置 S-UTS を用いて宇宙線飛跡を読み出し、飛跡検出効率を評価した。各々の乳剤ごとに飛跡検出効率を評価した結果を図 3.5 に示す。

自動飛跡検出では PH しきい値を設けてシグナルトラックを選ぶため、ある GD を境に検出効率が変わることが想定される。本結果より、95% 以上の高い飛跡検出効率を達成するために必要な感度を持つ乳剤は銀量 36% (中低銀) 以上であることを確認した。

以上の評価結果を表 3.1 にまとめる。高銀乳剤は、従来のコンバーター部に挿入していた銅箔分の物質量を乳剤に持たせることが可能になるという点で、コンバーター部に最適である。銅箔をなくすことで、従来よりさらに対生成直下の電子・陽電子飛跡を捉えることが可能となり、ガンマ線に対する角度分解能の改善が期待される。この点は 3.2.3 節で詳細を述べる。また、構成物質がエマルジョンフィルムのみからなり熱膨張係数が揃うため、温度変化によるひずみに対して強くなると期待される。

一方タイムスタンプ部では対生成した電子対を多重電磁散乱の不定性を抑えつつ高検出効率でのトラッキングを実現することが望ましい。本評価結果より、中銀型や中低銀型といった銀量を抑えた乳剤を用いても高検出効率を得られることが分かった。2015 年豪州気球実験では中銀型乳剤をタイムスタンプ部及びカロリメーター部に採用することとした。

3.2.2 ガンマ線ビーム試験

ガンマ線ビーム試験@NewSUBARU

我々はこれまでに OPERA フィルムを用いてガンマ線に対する角度分解能を評価してきたが、新

⁴中低銀と低銀乳剤の GD が 2 程度しか差がないが、両者は異なる日に現像を行っており厳密には現像条件が異なる点が原因の一つとして考えられる。

⁵PolyStyrene

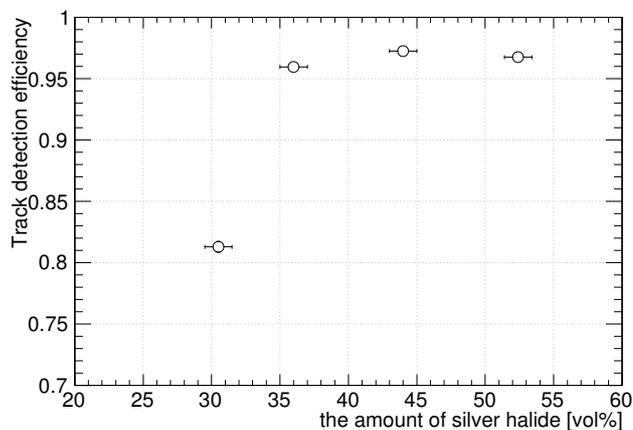


図 3.5: 平均飛跡検出効率の銀量依存性

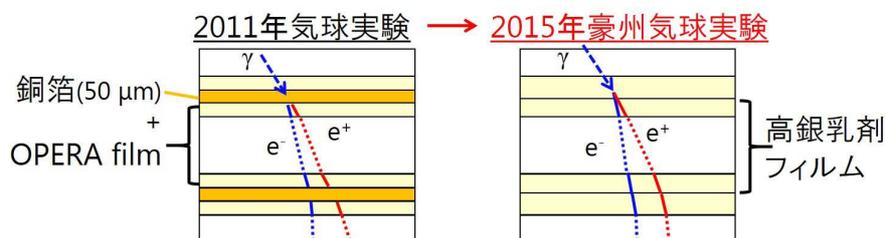


図 3.6: 2015 年豪州気球実験におけるコンバーター部の構造の見直し

表 3.1: 評価した乳剤の性能まとめ。放射長は塗布時の添加剤を含めた乳剤を構成する物質で計算した値である。

type	銀量 [体積比]	放射長 [mm]	GD	検出効率
高銀	52%	28.4	50	97%
中銀	44%	32.7	42.8	97%
中低銀	36%	38.0	34.3	96%
低銀	30%	44.4	32.6	81%

しい手製の高感度乳剤フィルムでの評価したことはなく、2015年豪州気球実験の前にガンマ線に対する応答を調べることは重要である。

2015年豪州気球実験では Vela パルサーを 100 MeV 帯域で検出することを目指す。このエネルギー帯のガンマ線を照射可能な施設として兵庫県立大高度産業科学技術研究所のニュースバル (NewSUBARU) 放射光施設を選定した。NewSUBARU は 1 GeV 又は 1.5 GeV の電子周回リングを持ち、ガンマ線ビームライン (BL01) ではレーザー光との逆コンプトン散乱により高エネルギーガンマ線が利用可能である。蓄積電子及びレーザー光のエネルギーは選択可能であり、様々なエネルギーのガンマ線が照射できる。ガンマ線ビームラインの見取り図を 3.7 に示す。

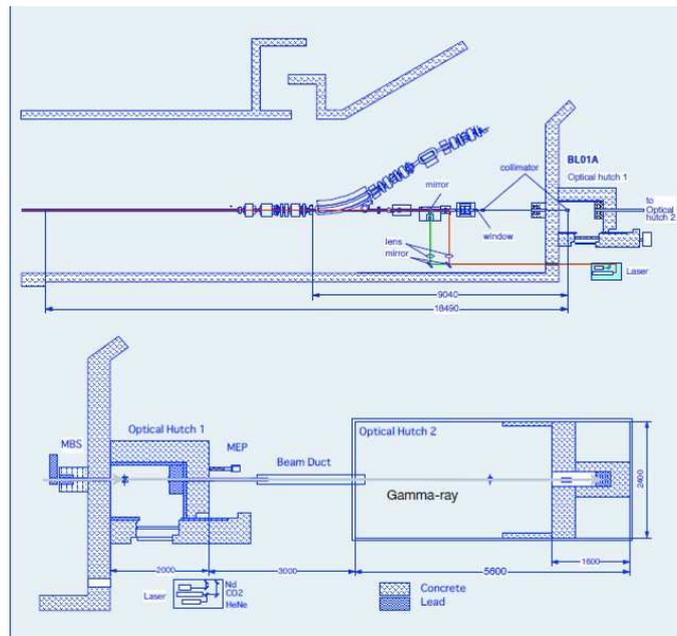


図 3.7: NewSUBARU ガンマ線ビームライン

2013年11月19日に NewSUBARU にて照射試験を実施した。本実験では、2.5 cm×2.5 cm サイズにカットした高感度乳剤フィルムを 25 枚積層したコンバーター部を模擬したチェンバーを 2 組製作した。高感度乳剤フィルムは 180 μm 厚の PS ベースの両面に高銀乳剤を厚み 70 μm 塗布した。NewSUBARU は 1.5 GeV の電子と 2.33 eV のレーザーを使用して、最大 73 MeV のガンマ線ビームを得ることができる⁶。今回は Optical Hutch1 (上流ハッチ) に 3 mm φ の鉛コリメーターを置いてビームを絞り、エネルギー 68 MeV - 73 MeV の準単色のビームにした。ガンマ線照射時の様子を図 3.8 に示す。レーザー光を用いてビーム中心とフィルム中心を合わせてガンマ線を照射した。上流ハッチのコリメーター後方に鉛板を置いてフラックスを下げることができ、チェンバー No.1 は 1 cm 厚の鉛板、チェンバー No.2 は 2 cm 厚の鉛板を置いてフラックスを落とした。ビームフラックスは BGO シンチレーターの波高ピークを見てモニターし、鉛板 1 cm 厚, 2 cm 厚を置くことで各々 0.4 倍、0.2 倍にフラックス減衰していることを確認した。ビームは約 1 秒間照射した。照射したフィルムは現像をした後、S-UTS を使用して飛跡データを取得した。

データ解析

エマルジョンフィルムに記録された飛跡を再構成しガンマ線イベントを選出した。ここではチェ

⁶電子やレーザーのエネルギーを変えることで他のエネルギーのガンマ線も照射可能である。

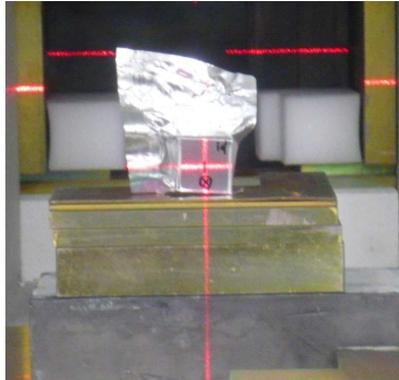


図 3.8: ガンマ線照射前にレーザー光を用いてビーム中心の位置合わせをしている様子

ンバー No.2 の解析結果を述べる。フィルム間の飛跡接続は多重電磁散乱 (式 2.10) を考慮して、10 MeV/c の電子が 3σ で接続する位置ずれ、角度ずれ許容値を設定した。選出対象のフィルムに存在する飛跡に対して、上流側のフィルム 2 枚で接続する飛跡が検出されないことを条件とし、貫通荷電粒子を除去し途中始まりの飛跡を選んだ。次に、その飛跡が下流側にフィルム 1 枚の inefficiency を許容して 10 枚下流に接続することを条件とした。なお、ビームが想定よりもフィルム中心から外れていたため、一部のフィルムで現像時にクリップで挟んだ傷によるデッドスペースが発生しており、本解析ではデッドスペースを避けた領域を解析した。

実験結果とシミュレーションとの比較

○選出したガンマ線イベント

フィルム #23 から始まるガンマ線イベントを図 3.9 に示す。選出条件を満たしたガンマ線事象候補は計 112 であった。このうち、近傍にパートナーが付随するイベントは 80(71%)、パートナーが見つからなかったイベントは 32(29%) であった。

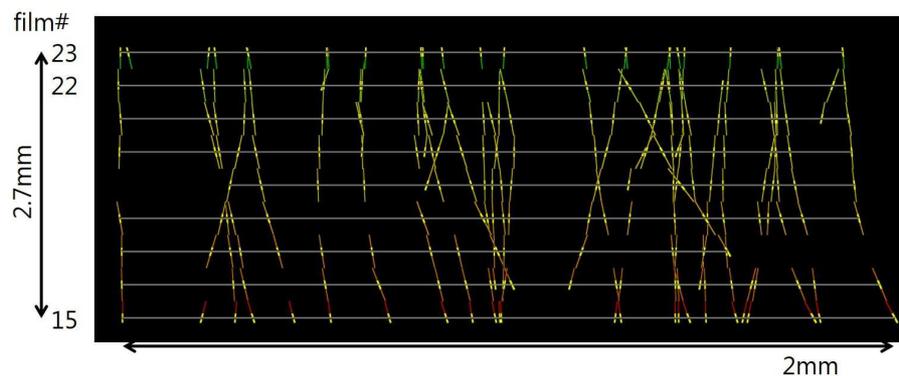


図 3.9: フィルム #23 (上流から 3 枚目) から始まったガンマ線イベント候補を示す。

実験データとモンテカルロシミュレーションの比較を行った。MC シミュレーションは Geant4 (Geant4.9.6 Livermore Model を使用) を用いてガンマ線を実験と同じ検出器構造のエマルションチェンバーに照射し、実解析と同様の飛跡再構成、ガンマ線イベント選出処理を通して MC イベントを用意した。あるフィルムから始まるガンマ線イベント 1089 イベントに対して選出条件を課したとこ

ろ、パートナー有りが 702 イベント (71%)、パートナー無しが 293 イベント (29%) となり実験データと良く一致した。また、選出されなかったイベントは 94 イベントであり、MC で見積もられる 68 MeV - 73 MeV ガンマ線に対する検出効率 η は $(1-94)/1089=0.91$ となった。

○エネルギー分解能

電子陽電子の運動量は多重電磁散乱を測定して得られ、電子陽電子の運動量の和をガンマ線エネルギーとする。図 3.10 に実験データと MC のガンマ線エネルギー分布を示す。散乱量 $\delta\theta_{\text{scat}}$ と運動量 p は逆数の関係にあるため、エネルギー分布は非対称になる。エネルギーの逆数を取った分布に対してガウス分布でフィットして得た σ をエネルギー分解能とすると、+30%, -19% となった。MC の分解能は+26%-17% となり、実験値と MC は良く一致している。また、実験値のガンマ線ピークエネルギーは 70.8 MeV、MC は 70.4 MeV であり、絶対値は 1% の精度で一致している。

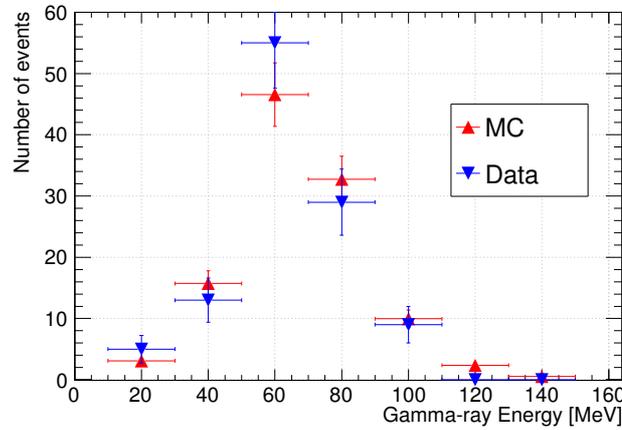


図 3.10: 実験データ及び MC のガンマ線エネルギー分布

○角度分解能

また、ガンマ線の到来方向を式 3.1 のように、電子・陽電子のベーストラックの角度 (θ_{e^-} , θ_{e^+}) に各々の運動量 (p_{e^+} , p_{e^-}) で重みづけをして決定した。

$$\theta_{\gamma} = \frac{p_{e^-}\theta_{e^-} + p_{e^+}\theta_{e^+}}{p_{e^-} + p_{e^+}} \quad (3.1)$$

本実験で測定したガンマ線の到来方向分布を図 3.11 に示す。また、ビーム中心からの空間角度分布を図 3.12 に示す。空間角分布において 68% を含む角度半径を角度分解能として定義すると、角度分解能は $1.76^{\circ} \pm 0.12^{\circ}$ となった。MC の場合 $1.80^{\circ} \pm 0.04^{\circ}$ となり、実験データと MC は良く一致している。これは同一エネルギー帯における Fermi-LAT の角度分解能 8.0° と比べて 4.5 倍の改善に相当する。図 2.10 に角度分解能のエネルギー依存性の図に NewSUBARU の実験結果を重ねてプロットしてある。得られた角度分解能は多重電磁散乱と反跳運動量の不定性で良く理解できる。

手製の高感度乳剤フィルムを用い、優れたガンマ線角度分解能を実証した。

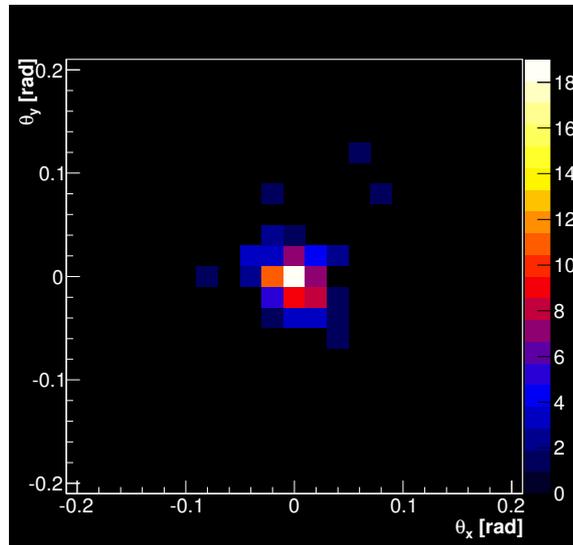


図 3.11: ガンマ線の到来方向分布

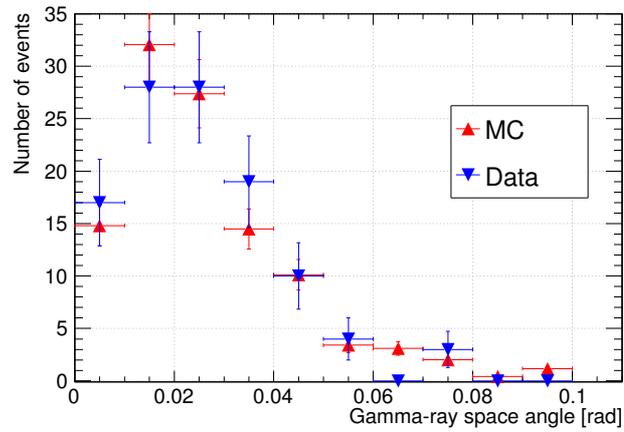


図 3.12: 実験データ及びMCの空間角分布。

3.2.3 grain by grain 測定による角度分解能改善の展望

grain by grain 測定のコセプト

スキヤニングデータを解析して選出したガンマ線イベントに対し追加で、対生成した電子・陽電子の乳剤層中の飛跡の角度を光学顕微鏡下で手動測定することを考える。スキヤニングデータのベーストラックは対生成してからある程度乳剤層を通過して測定された角度である。そこで、対生成点に近い距離で散乱の不定性を抑えて電子（陽電子）の角度を追加で手動測定すれば、スキヤニングデータのベーストラックよりも角度分解能が向上するのでは、というのが grain by grain 測定のコセプトである。ただし、対生成点から近い距離で測ることは角度の測定精度を悪くする（ベーストラックのように距離を取った方が角度測定精度は良い）ため、トレードオフがある。この点を以下で述べるように定量的に数値計算した。

対生成点から距離 L 進んだ grain の位置の散乱量は以下の式で表される。（ $\delta\theta_{\text{scat}}$: 式 2.10）

$$\delta x_{\text{scat}} = \frac{1}{\sqrt{3}} \delta\theta_{\text{scat}} L \quad (3.2)$$

図 3.13 に示すように、対生成点 (x_1, z_1) から、 $L = (z_2 - z_1)$ 進んだ点 (x_2, z_2) において x_2 につく誤差は

$$\delta x_2 = \sqrt{(\delta x)^2 + (\delta x_{\text{scat}})^2} \quad (3.3)$$

である（2.1.4 節で述べたとおり、 δx : 水平方向の読み取り誤差、 δz : 厚み方向の読み取り誤差である。）。乳剤層中飛跡の角度の測定誤差（ $\delta \tan \theta_{\text{emul}}$ ）は誤差の伝播則より以下の式で表される。

$$\delta \tan \theta_{\text{emul}} = \frac{1}{L} \sqrt{2(\delta x)^2 + (\delta x_{\text{scat}})^2 + 2(\delta z \cdot \tan \theta)^2} \quad (3.4)$$

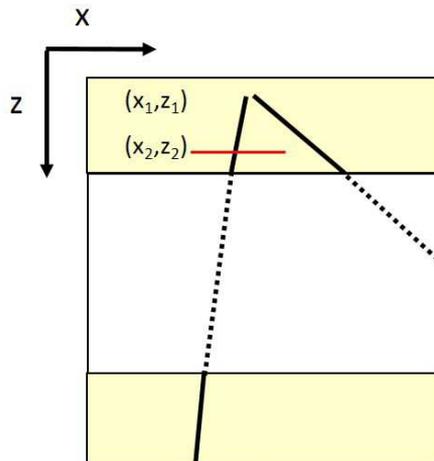


図 3.13: 乳剤層中飛跡の角度測定

$\delta \tan \theta_{\text{emul}}$ を最小にする L は、多重電磁散乱と測定誤差の不定性を最も抑えた角度測定点となる。飛跡の角度と運動量が既知の場合、 $\delta \tan \theta_{\text{emul}}$ を最小にする L が計算できる。 L が乳剤層中で取れるとき、電子（陽電子）の乳剤層中飛跡の角度を測定すれば、ベーストラックの角度よりも散乱の不定性を抑えられる。

シミュレーションでは一意に L を決定して角度を算出できるが、実際は L に相当する z 面で grain

by grain に銀粒子の座標を測定する。L が乳剤層中で取れずベースに入り込む場合は、従来通りベーストラックの角度を用いる。

以上のアルゴリズムで電子・陽電子の角度を測定し直した際に角度分解能が改善されるかをシミュレーションにより評価した。

Geant4 シミュレーション

使用したシミュレータは Geant 4.9.6、物理モデルは Livermore model を用いた。検出器としてエマルジョンフィルムは 180 μm 厚の PS ベースの両面に高銀乳剤が厚み 70 μm 塗布されたものを定義した。ガンマ線はフィルムに対して垂直に入射させ、入射方向に対して 2 μm 間隔で粒子の通過位置及び運動量を出力した。検出器応答として位置分解能は 0.06 μm 、運動量分解能は 20% とした。

結果と展望

モンテカルロシミュレーションにより評価した grain by grain 測定で角度再構成した 100 MeV ガンマ線の空間角分布を図 3.14 に示す。赤色は従来のベース角だけを使ってガンマ線の到来方向を再構成した場合の分布である。中心から 68% を含む角度半径を角度分解能と定義すると、約 2 倍の改善が図れることが分かる。また、図 3.15 に grain by grain 測定をした際の角度分解能のエネルギー依存性を示す。grain by grain 測定は散乱量が測定誤差と比べて同程度となる 100 MeV 以下で特に効果があることが分かる。ガンマ線エネルギーが高くなると散乱の影響は少ないため、70 μm /乳剤層よりも測定誤差が小さくなるベーストラック角度（厚み 180 μm ）の方が精度が良い。

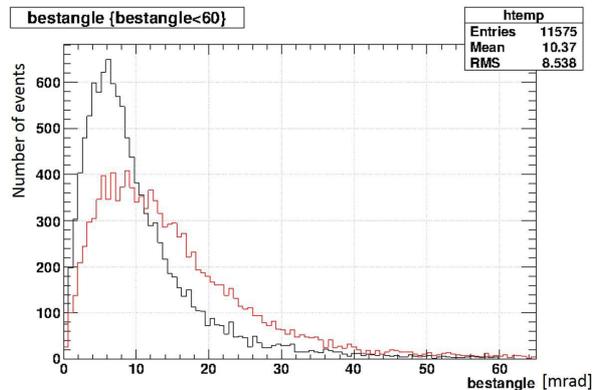


図 3.14: シミュレーションにより評価した grain by grain 測定で角度再構成した 100 MeV ガンマ線の空間角分布（黒線）。赤線は従来のベース角だけで測定した場合である。

grain by grain 測定は対生成直下の飛跡を測定することが重要である。高感度乳剤フィルムを導入してエマルジョンフィルムだけから構成されるようになったコンバーター部では、この grain by grain 測定が実現可能となった。

実際には乳剤層中での飛跡はディストーションの影響を受けており、ディストーション補正に伴う誤差が生じる。また grain の位置を 2 μm ピッチで測定する条件にしていたが、実際は grain が抜けていたり⁷、焦点深度によるぼやけの影響がある。これらの影響はシミュレーションには反映されていない。grain by grain 測定による角度分解能改善の実験データでの実証は今後の課題である。

⁷Grain Density $\sim 50/100 \mu\text{m}$ と、光学顕微鏡の焦点深度は 2 μm 程度であることより、理想的には 70 μm の乳剤層には grain が切れ目なく見えると考える。

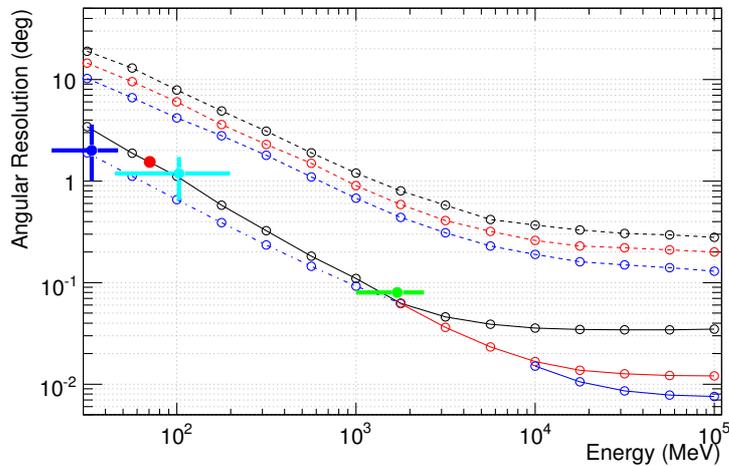


図 3.15: 図 2.10 で示したガンマ線に対する角度分解能のプロットに、grain by grain 測定をした際の角度分解能を青の一点鎖線で重ねて示す。実線はエマルジョンフィルム、点線は Fermi-LAT の角度分解能で、赤色のプロットが NewSUBARU でのビーム試験で実証した角度分解能である。

3.3 実用化研究

3.3.1 潜像退行特性

乳剤には潜像退行（フェーディング）と呼ぶ現像前の潜像核が消失する現象があり、以下に反応式を示す。



潜像退行は高温、高湿環境になるほど早く反応が進む。オーストラリアでの気球実験では実験後フィルムの回収までに最悪の場合一週間程度砂漠の高温下（約 40 °C）に放置される可能性があるため、高感度乳剤の潜像退行特性を評価する必要があった。

Grain Density の測定による潜像退行特性の評価

潜像退行特性を評価するため、高銀乳剤を塗布したフィルムに UVSOR にて電子線を照射した。照射前にフィルムは 50%RH 及び 15%RH の環境に置いて乳剤中の含有水分量を調節し、その後外気と遮断するためにアルミラミネート紙を用いて真空パックをした。電子線照射後のフィルムは恒温槽および冷蔵庫を用いて異なる温度環境下に保管した。温度管理を開始してある時間経過をさせたのちにフィルムを現像した。

図 3.16 に本試験フィルムの GD を測定した結果を示す。潜像退行特性の温度依存性、湿度依存性を確認した。特に 40 °C, 50%RH 環境では飛跡の消失が激しい一方で、40 °C, 15%RH 環境では潜像退行はほぼ進行しないことが分かった。高感度乳剤フィルムは対処療法的に低湿環境に置き含有水分量を減らすことで潜像退行の対策が可能になったことが明らかになった。

乾燥処理の実用化

潜像退行はフィルムを低湿にすればするほど反応が緩やかになるが、乳剤膜が硬化してわずかな負荷で乳剤層にひびが入り、図 3.17 のようにフィルムの状態が悪化する。また、乾燥過程でフィルムが反った状態で硬くなったものを、真空パックの際に平面にすると乳剤層に大きなひびが入る。

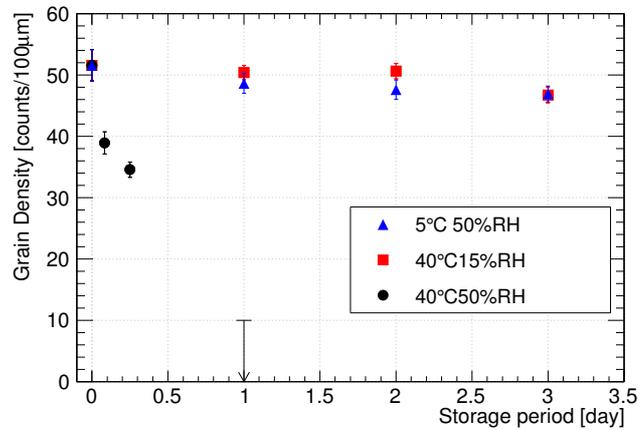


図 3.16: 異なる保管温度、湿度に置いたフィルムのフェーディング特性を GD を測定し評価した。GD 10 以下の飛跡は測定困難であり、顕微鏡で複数の視野を見て飛跡が認識できない場合 10 を上限値とし GD にアッパーリミットを付けた。

そこで、フィルムの状態を悪化させず潜像退行もある程度回避可能な実用的湿度条件を調べた。その結果、乾燥湿度は 20-30%RH で実用化することにした。乾燥の際に、フィルム反りの防止と緩やかに乾燥させることによる乾燥負荷軽減を狙って、穴を開けた乾燥用支持板（アクリル板と塩ビ板の二種類）でフィルムを挟み込むことにした。また、20-30%RH の低湿度を安定に実現する環境として、ドライキャビ（トーリハン製 TDC-151-PDX-S）を選定した。

図 3.18 にドライキャビ及び乾燥用支持板の実物を示す。ドライキャビの棚に L 型角を短く切ったものを貼りつけて仕切り板とした。一つの棚に 16-18 枚のフィルム+支持板を縦に並べられるようにし、ドライキャビ一台で 33-35 枚を乾燥処理できる。このドライキャビを三台用意して、計 105 枚を並列に乾燥処理可能にした。

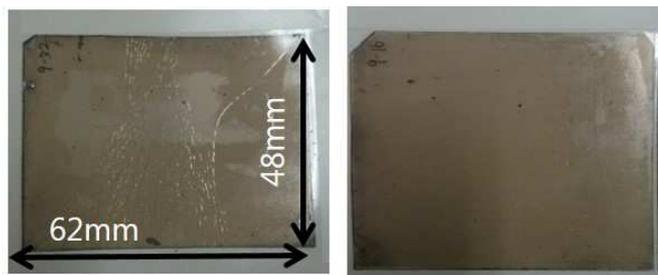


図 3.17: 乾燥処理によるフィルムへの影響。(左) 乾燥によりひび割れしたフィルム、(右) 支持板を用い乾燥速度を遅くしたフィルム

実用条件での潜像退行特性

最終的な乾燥条件における潜像退行特性を評価した。湿度 22%RH と比較のため 15%RH にてフィルムを乾燥し、真空パックをして宇宙線を照射した。その後温度 40 °C の恒温槽にてフィルムを保管し、一定時間経過させたのちに取り出して現像をした。S-UTS を用いてフィルムに蓄積した飛跡を読み取り、図 3.1 の方法で飛跡検出効率を評価した。



図 3.18: (左) 選定したドライキャビ (右) 乾燥用支持板

実用条件で乾燥し、40 °C 下に置いたフィルムの飛跡検出効率を図 3.19 に示す。40 °C、3 日間保管したフィルムの検出効率は、15%RH で乾燥したフィルムで 90%、22%RH で乾燥したフィルムで 77% となった。実際の回収環境では昼夜の日較差があるため日数を二倍して考えると、二日以内にフィルムを回収できれば飛跡検出効率 97% を保つことが可能である。一方で実用乾燥条件の場合、回収に時間がかかると飛跡検出効率は徐々に低下していくことが明らかになった。そのため、可能な限り速やかな回収を行えるよう JAXA 大気球実験室に依頼すると共に、回収後フィルムはすぐ冷却して現像できるように体制を整えることとした。

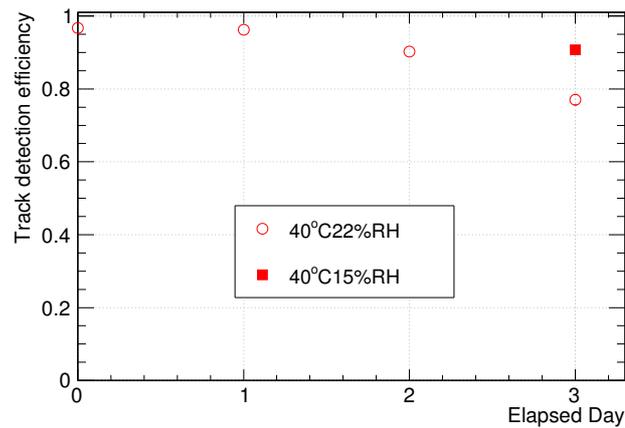


図 3.19: 22%RH 下で乾燥させたフィルムを 40 °C 環境にて潜像退行させたときの飛跡検出効率。15%RH 下で乾燥させた場合の結果を合わせて示す。

3.3.2 塗布特性

エマルジョンフィルムはプラスチックベース（ベースと省略する）の両面に乳剤を塗って製造される。OPERA フィルムは富士フィルム社で培われた機械塗布手法で製造されているが、我々は機械塗布のノウハウを持ちあわせていなかったため、新しい高感度乳剤を自分たちの手塗りしてフィルム化をする必要がある。

手塗り塗布の概念図を図 3.20 に示す。製造した乳剤は密閉容器に入れて冷蔵保管しているため固形化している。そこから適量⁸の乳剤をビーカーに計り取って湯浴して溶かす。液体状になった乳剤をプラスチックベースの上に垂らして、塗布棒⁹を使って乳剤を均一に伸ばす（図 3.21）。片側が乾くとひっくり返して反対側にも乳剤を塗る。最後にエッジを切って整形すれば、エマルジョンフィルムが出来上がる。

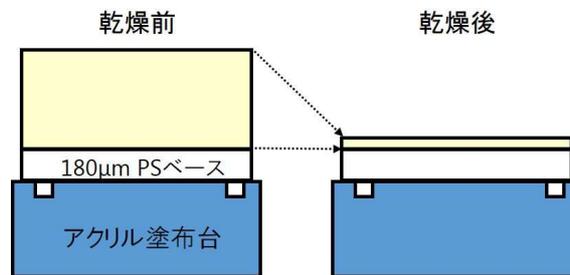


図 3.20: 手塗り塗布の概念図。プラスチックベースは溝を切ったアクリルの塗布台に貼って真空チャックする。(左) ベースの片面に乳剤を塗布した直後、(右) 乾燥して水分が飛ぶことで厚みが縮小している様子を示す。

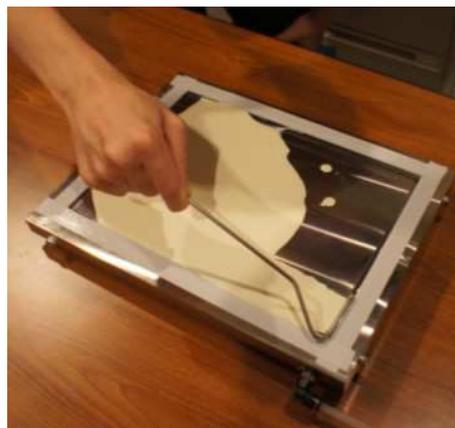


図 3.21: ベースに垂らした乳剤を塗布棒を使って伸ばしている様子。実際は暗室環境で作業する。

塗布にあたり重要な特性を以下に挙げる。

- 塗れ性

- ベースに塗布した乳剤が乾燥負荷や現像処理の過程で剥がれない十分な密着性があること。

⁸塗布面積と乾燥後の乳剤厚み、乾燥のシュリンク係数（縮小率）を考慮すると、塗布すべき乳剤体積が計算できる。実際には重さで計量するためさらに密度をかける。

⁹乳剤を掃く棒の両端に高さ調整の円環が付いており、一定量の乳剤を伸ばすことができる。

- 生産性
 - － 気球実験に必要なフィルム量を現実的な速度で製造できること。
- 平面性
 - － 塗布した乳剤層の平面性はフィルム性能の均一性¹⁰や、望遠鏡の組み立て精度に影響する。
- 乾燥負荷による歪み（ディストーション）の抑制

塗れ性

ベースの選定や手塗り塗布のノウハウは岐阜大の仲澤先生より提供して頂いた。作業環境は全て自分たちで名古屋大学内に構築した。

ベースの下処理

2015年豪州気球実験では主に170-180 μm 厚のPSベース（サンディック製）を使用する。まず、PSベースの親水性を高めるため、コロナ放電処理を企業（小野工業、京都府宇治市）に依頼して行った。次にベースにゼラチンを薄く（1 μm 以下）下塗りする。この処理は湿度80%RH程度に加湿した環境で行うこと、コロナ放電処理後速やかに行うことが重要である。またゼラチン下塗りの前に、ベースをイオン交換水にくぐらせて親水性を確認し、親水性の悪い水をはじくベースは使用しないこととした。ベース下処理の様子を図3.22に示す。



図 3.22: ベース下処理環境の様子

乳剤の塗布環境

塗布した乳剤にほこり等のゴミが混入してはいけないため、上履きへの履き替え、白衣・帽子・手袋の着用をした。垂らした乳剤は乾燥負荷によりベースから剥がれようとする力が生じ、R&D期には図3.23に示すようにベースから乳剤が剥がれるトラブルが発生した。塗布環境はエアコンと加湿器を用いて、20 $^{\circ}\text{C}$ 、80-90%RHに調整して乳剤の急激な乾燥を抑え一様に乾くようにした。

ファイナルドライ

フィルムを現像すると、図3.23に示すような“水ぶくれ”が発生する問題が生じた。水ぶくれは乾燥するとつぶれて乳剤層がゆがみ、顕微鏡観察で飛跡認識ができない状態になる。水ぶくれが発生する機構はよく分かっていないが、高い湿度環境で乾燥させたフィルムの最終処理として、40 $^{\circ}\text{C}$ 、

¹⁰飛跡読み取り装置のスキャン厚みに対し薄い乳剤層が存在すると”スカシ”が発生し、その領域の飛跡のPHが低下し飛跡検出効率の悪化につながる。

50%RH 環境に 12 時間置けば、水ぶくれが抑えられることを発見した。この処理をファイナルドライと呼ぶ。



図 3.23: 塗れ性に関する R&D 期に起きたトラブル。(左) ベースから乳剤が剥がれている様子。(右) 丸で囲った領域などに水ぶくれが発生したフィルムとファイナルドライをして水ぶくれのないフィルム

生産性

乾燥速度

塗布した乳剤は時間と共に冷えて流動性がなくなる（これをセットと呼ぶ）。現在は乾燥用に風を当てることはせず、自然乾燥させている。セットが完了すればベースを塗布台から移動させることができ次の塗布が行えるため、セット時間を短縮すれば生産性が向上する。詳細は [44] を参照されたいが、乳剤製造の時点で通常品よりも 1/3 cc 水を抜くことで、セットが 30 分で完了する。セットが完了したベースの移動や、次の塗布するベースの準備、塗布で 1.5 時間程度要する、1 つのサイクルで 2 時間かかる。

セット後のフィルムは乾燥棚を用意した環境を用意した。ここでは 30 °C, 70-80%RH と温度を高くして乾燥を促した。放射温度計を用いて片側に塗布した乳剤に含まれる水分が飛んで乾燥が完了していることを確認してから反対側の面を塗った。およそ 24 時間程度で乾燥は完了する。

塗布台の製作

2015 年豪州気球実験で用いるエマルジョン望遠鏡の初期デザインは OPERA フィルム大サイズのフィルムを 20 ユニット、2480 枚¹¹ 搭載する予定であった。そこで A4 サイズ大の塗布台（図 3.24）を製作して、塗布台 1 面から OPERA フィルムサイズを 2 枚生産することを考えた。4 台の塗布台で一日に 4 サイクル塗布をした場合、16 面/日となる。一週間のうちに、一日目：表面（No.1-16）、二日目：表面（No.17-32）、三日目：裏面（No.1-16）、四日目：裏面（No.17-32）の手順で作業をすると、32 枚/week の生産速度となる。2013 年に A4 塗布台を用いて量産試験を兼ねてエマルジョン望遠鏡試作機を製作し、乗鞍宇宙線観測所にて宇宙線観測試験を行った [44]。

2015 年豪州気球実験用エマルジョン望遠鏡の面積拡大

経験を積んで塗布技術が確立されていく過程で、2015 年豪州気球実験で用いるエマルジョン望遠鏡の口径面積の拡大について議論された。多段シフター二号機のステージ枠は使用せずに、フィルムサイズを 25 cm× 12.5 cm として 10 ユニット並べる案（フィルム数 1240 枚）と、25 cm× 37.8 cm の 4 ユニットの並べる案（フィルム数 496 枚）とする案が提案され、後者のより大きなユニットサイズのフィルム製作に挑戦することとなった。

これを実現するため、塗布面積を拡張した大判塗布台（図 3.24）を製作した。大判塗布台では 27

¹¹コンバーターに 100 枚、シフター部に 8 枚、カロリーメーター部に 16 枚

cm×78 cm で塗って、端 1 cm はカットして塗布台 1 面から 25 cm× 37.8 cm サイズを 2 枚生産できる。塗布面積が大きくなったため、塗布は 1 面につき二人で乳剤を垂らすようにした。

大判フィルムの導入により、図 3.25 に示すように望遠鏡の口径面積が 2500 cm² から 3780 cm² へと、1.5 倍の拡張を実現した¹²。また、全てのフィルムの塗布が A4 塗布台だと 9 ヶ月かかっていた所が 2 ヶ月で完了可能になる。以上の二種類について表 3.2 にまとめた。



図 3.24: (左) A4 塗布台。(右) 大判塗布台

表 3.2: 二種類の塗布台

	塗布面積 [cm ²]	ユニットサイズ [cm ²]	塗布速度 [m ² /week]
A4 塗布台	15×28	10×12.5	1.6
大判塗布台	27×78	25×37.8	6

平面性

塗布台の平面性

乳剤層の平面性を高めるため、水平出した定盤の上にアクリルの塗布台を置く。初期の A4 サイズの塗布台は三点支持の高さ調整で水平を出した。後に製作した大判塗布台は定盤に固定する面にも溝を切っており、定盤と真空チャックをして水平を保証した。塗布台の面はフライス加工をして面精度を高めている。

表面張力の調整

湯浴して乳剤を溶かしてベースに垂らすのが、表面張力が低く乳剤が伸ばしやすくないと上手く塗ることが難しい。塗りやすさを確保するため、乳剤を溶かす過程で界面活性剤と水を適量加えることとした。

3.4 高感度乳剤フィルムの製造

2015 年豪州気球実験で用いるエマルジョンフィルムを準備するため、乳剤の製造及び塗布作業を全て自分たちの手でを行った。ここではシフト化して行った乳剤や塗布作業の内容及び品質評価の結果を述べる。また製造後フィルムの気球実験までの保管体制及び長期特性の評価結果をまとめる。

¹²ただし、シフターステージでステンレス枠を乗り越えて飛跡を接続する必要があり、低運動量飛跡の接続効率は要確認である。

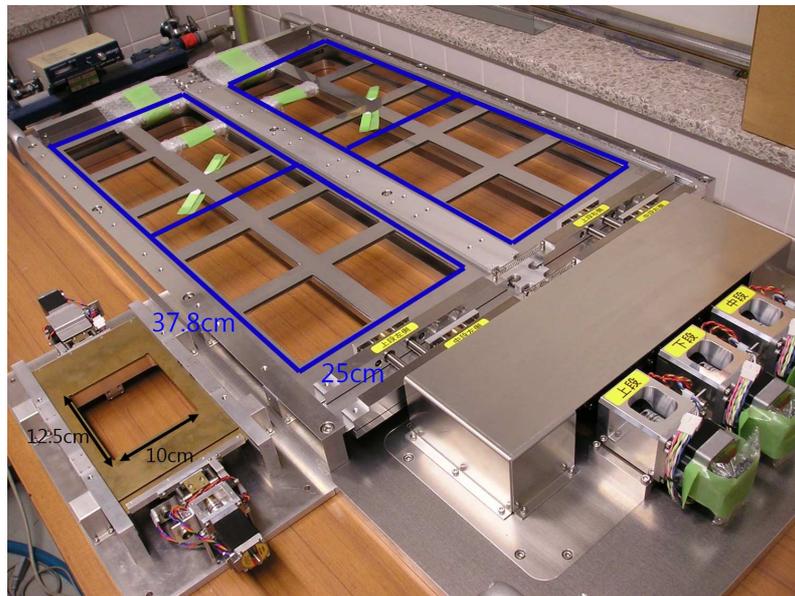


図 3.25: エマルジョン望遠鏡多段シフター。ステンレス製のステージに開いた枠は使わず、ステージに 25 cm×37.8 cm のフィルムを貼りつけ、4 ユニット搭載し口径面積 3780 cm² を実現する。

3.4.1 乳剤製造

2015 年豪州気球実験で用いるエマルジョンフィルムを製造するために必要な乳剤量は約 130 kg である。気球実験は当初 2014 年 11 月に実施する予定であり、それに合わせて 2014 年 1 月より R&D 用装置を用いて連続製造を名古屋大学六條がシフトコーディネーターとなって開始した。一度の製造で二人で 5 時間程度を要し¹³、一日に一回又は二回の製造を行った。2014 年 5 月に気球実験の半年間の延期が決定したため、乳剤製造を一時中断して、2014 年 9 月より製造を再開した。また、2014 年 10 月からは量産用装置を用いて乳剤製造を行った。2015 年 1 月にすべての乳剤製造を完了し、最終的に 194 kg の乳剤を製造した。製造した乳剤の詳細は付録 B にまとめる。

乳剤製造レートを図 3.26 に、表 3.3 に製造した乳剤のまとめを示す。コンバーター用に高銀乳剤を、タイムスタンプ及ぶカロリーメーター用に中銀乳剤を製造した。必要量より多く製造しているのは、他の実験グループが使用したり、フィルム製造のテスト等に使用したためである。乳剤製造における人為的ミスと装置の不具合による損失は 5% 以下の頻度であった。

表 3.3: 乳剤製造まとめ

	R&D 用装置	量産量装置
高銀	199	31
中銀	6	9
合計	205	40
重量	118 kg	76 kg

Grain Density の測定による量産乳剤の性能管理

¹³ 熟練すると一人でも可能

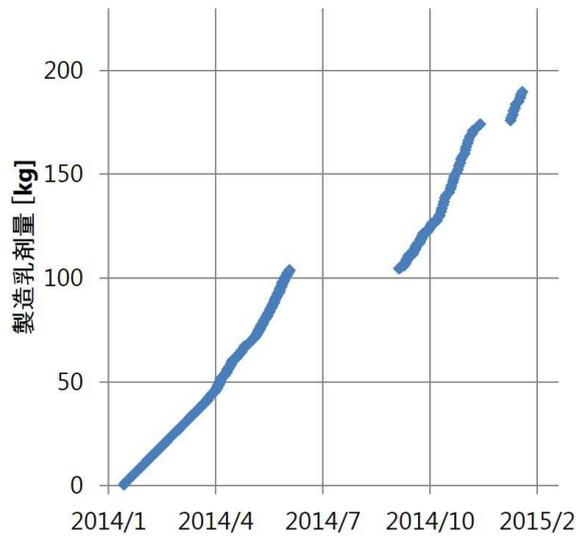


図 3.26: 乳剤製造の実績

気球実験に用いる乳剤は数 cc サンプルングしてスライドガラスに塗布をして乾板を製作した。製造時の人為的ミスまたは装置の不具合があった乳剤は除いた。それらを UVSOR にて電子線を照射し、現像後に光学顕微鏡を用いて GD を測定し乳剤感度を評価した。バッチ毎に GD を並べた結果を図 3.27 に示す。また、製造した乳剤の GD の分布を図 3.28 に示す。高銀乳剤の GD 平均値は 50.4、標準偏差は 4.5 であった。中銀乳剤は小統計ではあるが GD 平均値は 46.2、標準偏差は 3.0 であった。感度ばらつきのテールにあたる GD40 を下回った高銀乳剤 (3 バッチ分) はフィルム製造には用いないこととした。

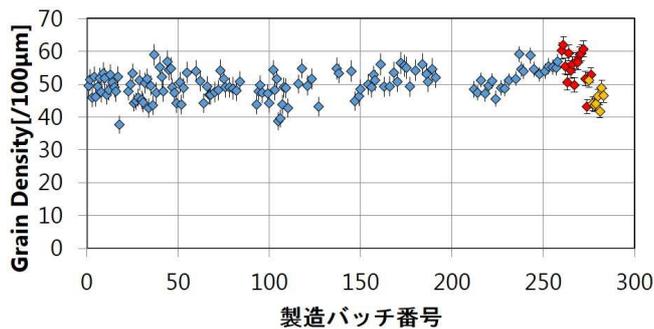


図 3.27: 製造バッチ毎の GD 測定結果。青は高銀, R&D 用製造装置、赤は高銀, 量産用製造装置、橙は中銀乳剤である。

3.4.2 塗布

製造した乳剤は 3.3.2 節で述べたように、下処理をした PS ベースの両面に手塗り塗布をしてフィルム化する。名古屋大学内に構築した乳剤塗布施設にて、2015 年豪州気球実験用の高感度乳剤フィ

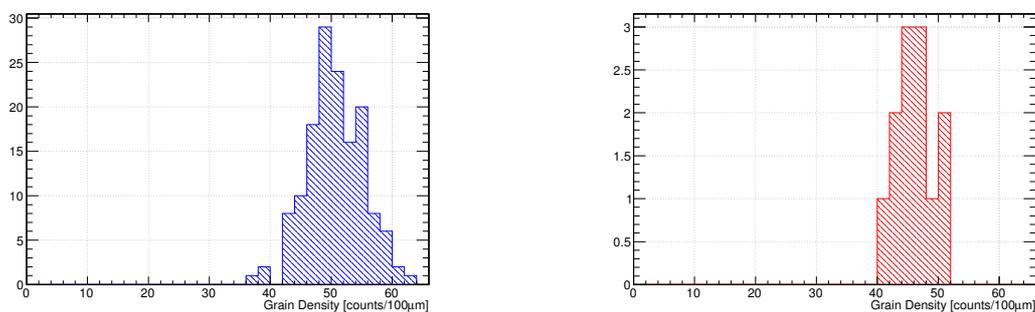


図 3.28: (左) 製造した高銀乳剤の GD 分布 (右) 製造した中銀乳剤の GD 分布

ルムを全て自分たちの手で製作した。

塗布部屋は 20 °C, 80-90%RH で一定になるように調整した。乳剤を塗布してセットが完了したベースはプラスチック段ボールの上に置き直し、30 °C, 70-80%RH に調整した乾燥部屋にて乾燥させた。実際に環境を図 3.29 に示す。

塗布台の塗布面積は 27 cm×77.5 cm であり、これを 4 台用意した。一日に 4 塗布台 × 4 面 = 16 面の塗布をした。1 サイクル (ベースの準備、乳剤の溶解、塗布、そしてセットが完了したベースの移動) に 3 人のマンパワーで 2 時間程度かかり、これを一日 4 サイクル作業した。一週間で 32 面、64 枚の塗布を行った。

両面に塗布した乳剤が乾燥したら、端部 1 cm をカットして、長手方向は半分に分けて 25 cm×37.8 cm のサイズに整形した。「ノッチ」と呼ぶフィルムの角のうち一か所を切り落とし、フィルムの向きを合わせるための目印を作った。フィルムはグラシン紙と一枚ずつ交互に重ねて、アルミラミネート紙で作った袋 1 つにつき 14-20 枚のフィルムを入れ、袋の口を二つ折りにしてガムテープで止めて遮光した。最後に 40 °C, 50%RH 環境に 12 時間置いてファイナルドライをした。

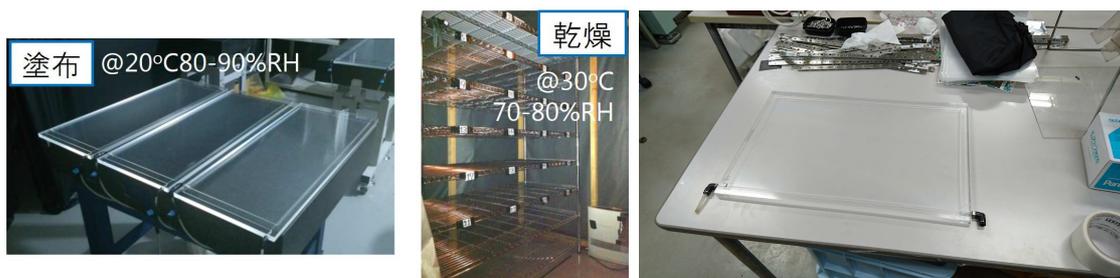


図 3.29: (左) 塗布に使用した大判塗布台 (27 cm×78 cm) 及び乾燥用メタルラック。塗布台で塗った乳剤がセットすると、プラスチック段ボールの上にベースを載せてメタルラックに収納した。(右) タイムスタンプの 40 µm 厚ベースフィルムの塗布に使用した中型の塗布台 (27 cm×45.5 cm)。

コンバーター、タイムスタンプ、カロリメーターに使用する高感度乳剤フィルムの乳剤層の厚み、PS ベースの厚みの設計値を表 3.4 にまとめる¹⁴。コンバーター部は物質質量を持たせるために 70 µm 厚の高銀乳剤を、タイムスタンプ部は物質質量を抑えるため 42 µm 厚の中銀乳剤を塗布した。

塗布は 2014 年 5 月より開始し、week1, week2 と塗布週ごとに通し番号を付した。塗布を三週間行ったところで気球実験の延期が決まり、作業を一時中断した。2014 年 12 月より塗布を再開し、2015

¹⁴PS ベースは製造時期の違いにより 170 µm 厚と 180 µm 厚のものが混じっていることが後で分かった。ここでは代表して 170 µm を記載する。

表 3.4: エマルジョン望遠鏡各部における高感度乳剤フィルムの厚みの設計値

	乳剤の種類	乳剤層厚 [μm]	PS ベース厚 [μm]
コンバーター	高銀	70	170
タイムスタンパー	中銀	42	170 / 40
カロリメーター	中銀	45	170

年 3 月に塗布を完了した。コンバーター用フィルムの塗布は week1-week9、タイムスタンパー、カロリメーター用フィルムの塗布は week10, week11 で行った。

タイムスタンパー用の 40 μm 厚ベースは非常に薄く塗布が困難を伴った。40 μm 厚ベースフィルムは特別に図 3.29 に示した中型の塗布台を使って、1 面につき 1 枚ずつ塗布をした。

製作したフィルム枚数は予備およびエマルジョン望遠鏡の組み上げ練習用を含めて 696 枚である。そのうち塗布時における人為的ミス等によるエラーフィルムは 12 枚、2% 程度であった。塗布実績を図 3.30 に示す。

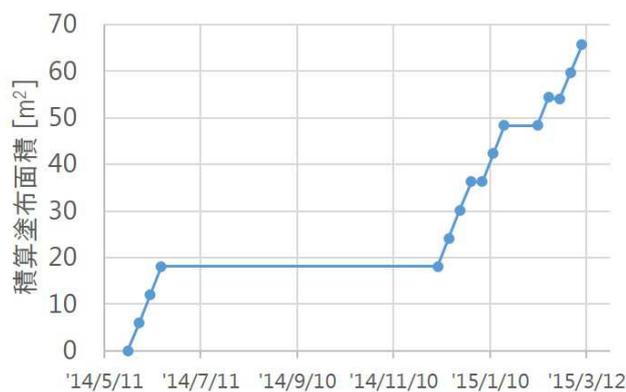


図 3.30: 塗布の実績

3.5 高感度乳剤フィルムのハンドリング

製造した高感度乳剤フィルムの気球実験までの保管環境を構築し、フィルム性能の長期特性を評価した。その過程で予期せぬフィルムの感度低下が発生したが、その対処としてリセット処理を見出した。2015 年豪州気球実験において高感度乳剤フィルムの優れた性能を活かした観測成果を得られるよう、シドニー大学にて実験前処理を行った。本節ではこれらの高感度乳剤フィルムのハンドリングについてまとめる。

3.5.1 製造したフィルムの保管

エマルジョンフィルムは製作直後から解析においてバックグラウンドとなる宇宙線や環境放射線を蓄積する。また、荷電粒子と無関係な銀粒子、フォグもまた経時により増加し、特に保管時の温度に気を付ける必要がある。

そこで、神戸大学内に鉛板と水タンクで環境放射線を遮蔽できる環境を構築し、その内部に設置した冷蔵庫に製造した高感度乳剤フィルムを保管した。また、塗布中断前に製作したフィルム (week1-3) は、地上では遮蔽するのが難しい宇宙線 μ 粒子の蓄積を避けるため、岐阜大学仲澤グループによって神岡鉱山内に設置された鉛ブロックで作られた遮蔽環境内にフィルムを保管した。ただし、保管温度は常温 (約 20 °C) である。

図 3.31 に神戸大学及び神岡鉱山内の遮蔽環境を示す。神戸大学に設置した遮蔽環境では、シンチレータを用いた計測により低エネルギー放射線を 80% 低減できた。また神岡鉱山では宇宙線 μ 粒子のフラックスは地上レベルと比べおよそ 5 ケタ低減される。これらの詳細は [45] を参照されたい。



図 3.31: (左) 神戸大学発達科学部 G104 に設置した遮蔽環境。(右) 神岡鉱山の遮蔽環境。岐阜大学仲澤研究室が設置した鉛箱のスペースを一部借りてフィルムを保管した。

フィルム性能の長期特性

製造したフィルムの 2015 年豪州気球実験を実施するまでの長期特性を評価した。ここでは、2014 年 6 月 1 日を保管開始日とする。アルミラミネートの袋に入ったフィルムは名古屋大学からクール便で神戸大学に輸送し、神戸大学の遮蔽環境内に保管した。気球フライトの延期が決定し、それまでに塗布したフィルムを神岡鉱山に運んだのは塗布をして二ヶ月後の 7 月 31 日である。

一部のフィルムは神戸大学に残し、長期特性評価用として保管した。神岡鉱山に運んだフィルムは、10 月 29 日 (神岡保管三ヶ月後) に長期特性評価用のサンプルフィルムを回収した。

保管していたフィルムは定期的に UVSOR にて電子線を照射し、フィルム感度の長期特性を評価した。Grain Density を測定した結果を図 3.32 に示す。

2015 年豪州気球実験用に製作した高感度乳剤フィルムの感度が時間とともに徐々に低下している、という衝撃的な結果が得られた。また、フィルムのノイズレベル (荷電粒子とは無関係に出来る銀粒子、フォグの単位体積あたりの個数) が時間とともに上昇していることも確認されている [45]。

このままでは感度が下がったフィルムは気球実験では使い物にならないため、感度低下の原因を探り、感度低下への対策を早急に見出す必要性が生じた。気球実験においてフィルムの感度が保証できない場合、気球実験の実施自体が危ぶまれる結果であった。神岡に保管していたフィルムは最終的に 2014 年 12 月 25 日に回収し、その後は神戸大学の遮蔽環境内に保管した。

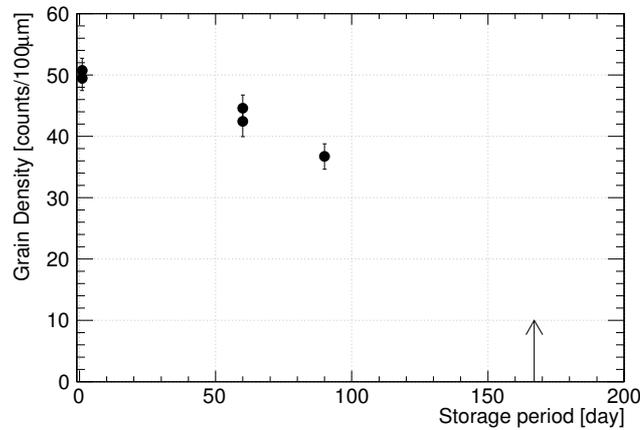


図 3.32: 高感度乳剤フィルムの感度の長期特性を Grain Density の測定により評価

3.5.2 リセット処理

リセット現象の発見

高感度乳剤フィルムの感度低下の対処法として、フィルムを高湿度環境（25 °C, 95%RH 以上）に 24 時間程度置くことで感度が回復することを見出した。この現象は、塗布後数ヶ月経ったフィルムに蓄積した飛跡を消去する「リフレッシュ処理」を目的として、神戸大学内研究室の現像部屋をスチーム式加湿器（テクノス製 EL-S41、加湿量 400 ml/h）で 95%RH 以上の高湿度環境を作り、そこにフィルムをそのままクリップで吊るして 24 時間置く、という処理をしている中で、そのフィルムの感度が未処理のものに比べ高くなっていることに気づき、感度回復の現象を発見した。

高湿度環境下にフィルムを置く点ではリフレッシュ処理と同じであるが、感度回復が主たる目的の処理のため、「リセット処理」と呼んで区別をすることにした。

Grain Density の測定によるリセット処理及びリセット処理後の長期特性の評価

塗布をして保管後三ヶ月経ち感度低下が進んだフィルムに対してリセット処理をした。リセット処理をしたフィルムを常温環境に保管し、70 日後までの感度の長期特性を評価した結果を図 3.33 に示す。また、リセット処理前後のフィルムの顕微鏡画像を図 3.34 に示す。

感度が下がったフィルムに対してリセット処理を行ったところ GD は 52.5 ± 3.0 に回復し、リセット後 70 日経った時点では感度低下が見られなかった。これにより感度が低下したフィルムでも、気球実験の 70 日前を目安に製造した全てのエマルジョンフィルムをリセット処理すれば、十分高い感度が実現できると判断した。

リセット処理の条件出し

次にリセット処理による感度回復の温度、湿度、時間依存性を調べた。温湿度調整は名古屋大学の F 研で稼働している恒温恒湿槽で行った。テスト条件は、20 °C, 80%RH で 12 時間、25 °C, 80%RH で 12 時間、25 °C, 95%RH で 12 時間、24 時間、36 時間、の五通りである。フィルムは OPERA 実験で用いられたフィルター枠（図 3.35）で挟んだ場合と、そのままの場合の二通りで行った。リセット処理をしたフィルムに宇宙線を照射し S-UTS でスキャンし飛跡の PH データを感度の指標として比較した。

図 3.36 に各温度湿度条件でリセットしたフィルムに記録された宇宙線飛跡の PH 分布を示す。ま

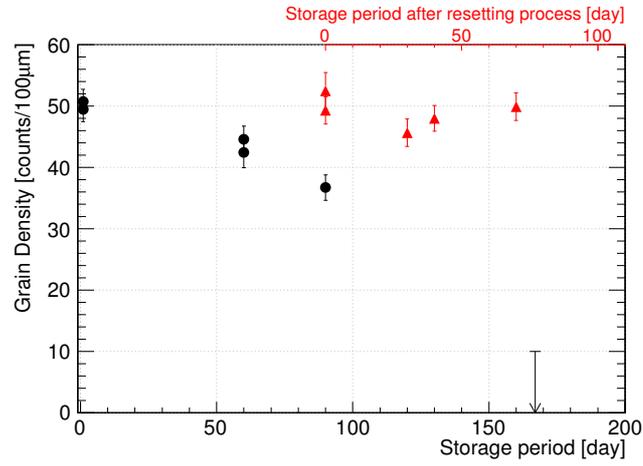


図 3.33: リセット処理をしたフィルムの GD 測定結果を赤三角で示す。

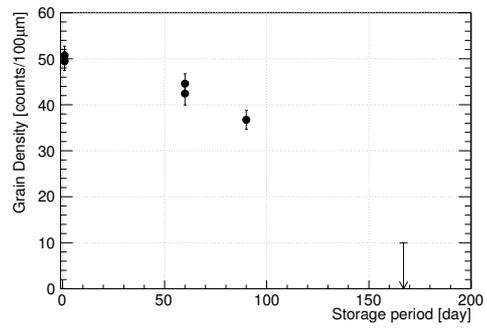
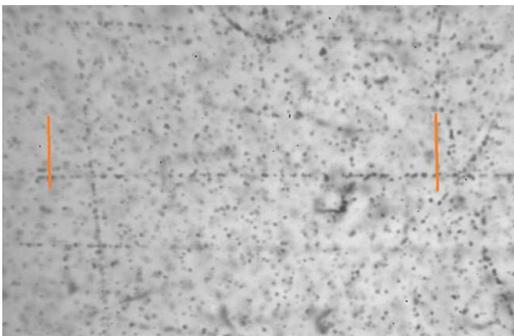


図 3.34: (左) リセット処理後のフィルム、(右) リセット処理前で保管後三ヶ月のフィルムの顕微鏡画像。赤線の幅が $100 \mu\text{m}$ に対応する。

た、表 3.5 に各条件の PH 平均値をまとめた。本結果より、25 °C, 95%RH 下に 24 時間置くことで、低下した感度が十分に回復することが確認された。フィルター枠を用いても感度回復に差がないことが確認された。

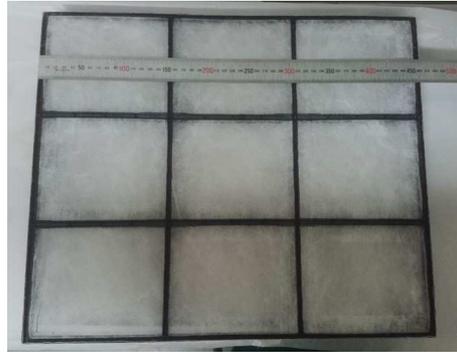


図 3.35: フィルター枠。プラスチックの枠に不織布が貼られてある。

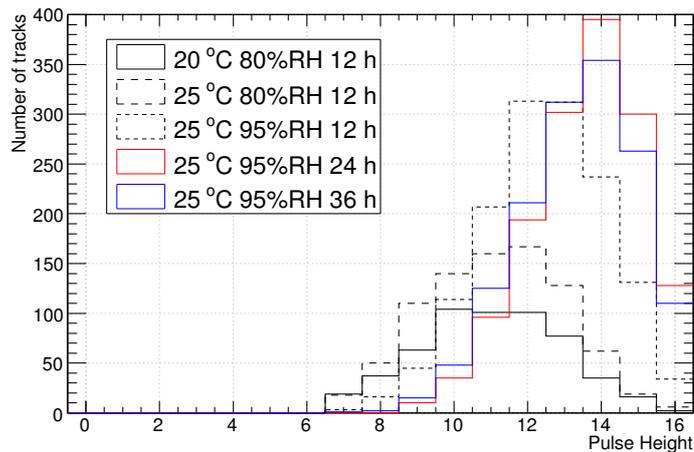


図 3.36: 各温度湿度条件で、フィルター枠で挟んでリセット処理したフィルムの宇宙線飛跡（角度空間： $0.4 < |\tan\theta| < 0.5$ ）の PH 分布

リセット機構の展望

高感度乳剤フィルムが経時により感度が低下した原因、またリセット処理により感度が回復するメカニズムの解明には至っていない。湿度が高い環境ほど感度がよく回復するという結果から、感度を下げた原因に水が関係している可能性を示唆している。または乳剤自身の還元雰囲気（電離電子が格子欠陥にトラップされてもすぐに正孔と結合し飛跡潜像が作られない）がアウトガスや添加薬品の影響で失われてしまった可能性がある。一方でこの感度低下・回復作用をコントロールすることで、エマルジョンフィルムの感度を電気検出器のようにオン・オフできる。実際に 2015 年豪州気球実験では高感度乳剤フィルムをある種そのように用いる。

本作用を解明し、その応答速度を管理できれば、例えば宇宙空間にフィルムを持っていくまでは感度を喪失させておき、あるタイミングで感度を持たせ、そして飛跡の蓄積量に限界がきたら再び感度

表 3.5: 各温度湿度条件でリセット処理したフィルムの宇宙線飛跡（角度空間： $0.4 < |\tan\theta| < 0.5$ ）の PH 平均値

	PH 平均値（枠あり）	PH 平均値（枠なし）
温度依存性の比較		
20 °C, 80%RH, 12 時間	11.0	–
25 °C, 80%RH, 12 時間	11.2	–
湿度依存性の比較		
25 °C, 80%RH, 12 時間	11.2	–
25 °C, 95%RH, 12 時間	12.5	12.9
時間依存性の比較		
25 °C, 95%RH, 12 時間	12.5	12.9
25 °C, 95%RH, 24 時間	13.6	12.6
25 °C, 95%RH, 36 時間	13.4	13.2

を喪失させるといった、エマルジョンフィルムの新たな使用法の創出が期待できる¹⁵。

3.5.3 真空パック特性

真空パックの目的

エマルジョンチェンバーはエマルジョンフィルムを積層させて形成する。実験時においてフィルム同士がずれることなく一定に保たれていることが重要であり、アルミラミネート紙で作った袋にフィルムを入れて真空パックをする。気球高度では周辺の大気圧が $\sim 5 \text{ g/cm}^2$ となるため、上空で真空パックを保持するためには与圧容器の中で使用する必要がある。2011 年気球実験のコンバーター部は機械的にフィルム形状を保持する方法が取られたが、観測時にフィルムがずれてしまう現象（スリップ）が生じた。スリップが生じると解析に負担がかかるため、より強固にフィルム形状を保持することを目的に 2015 年豪州気球実験では与圧容器を採用して真空パックを行うこととした。与圧容器に関しては 5.1.2 節で紹介する。

また、アルミラミネート紙を用いた真空パックにより外気とのやり取りがなくなり、フィルムを乾燥状態に保つことができる。潜像退行を回避する上でも真空パックは重要である。

真空パックによる性能変化

長期間真空パックをすることによるフィルムの性能変化を調べた。試験には 63 mm×48 mm サイズの高銀乳剤を塗布したフィルムを使用した。真空パックをすると密閉系になるため、フィルムもしくはパッキング材から生じたアウトガスによりフィルムに悪影響を与えることが知られていた。そこで緩衝材になるような空間をパック内に用意することでアウトガスによる影響が緩和されるかを評価した。また、真空パック前のフィルムの乾燥度合い、パック後の保管温度に関しても条件を変えて試験をした。真空パックをして一カ月半後に開封して現像をした。フィルム写真を図 3.37 に示す。温度は低く、湿度は高く、バッファーを入れた方がフィルムの黒化度合いが緩やかであることが確認できる。

この小面積のフィルムで試験した乳剤体積と用意したバッファーボリューム容積の関係を、2015 年

¹⁵現状ではフィルム感度が喪失するとそれまでに蓄積した飛跡潜像は消失してしまうため、現状からの機能改変が必要である。

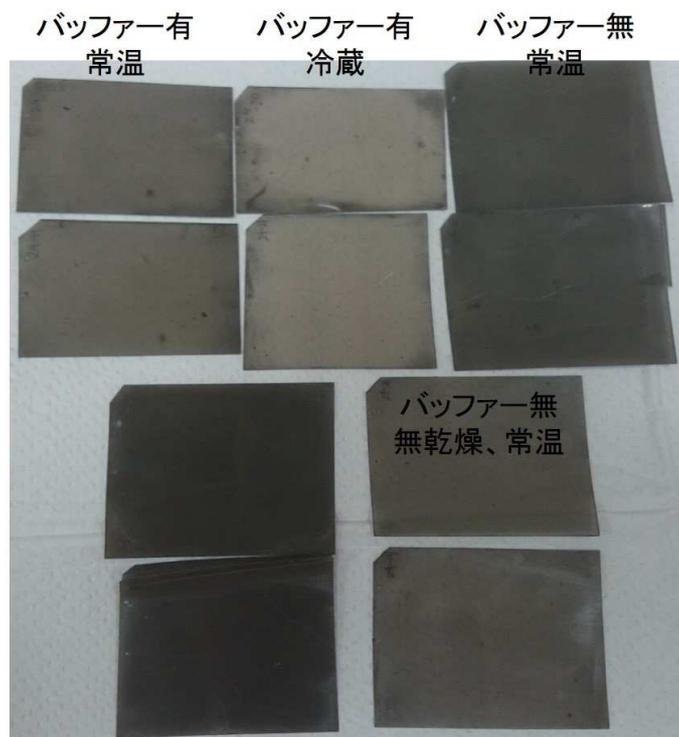


図 3.37: 長期間真空パックをしたフィルムの様子。6.1.1 節で述べる表面銀は取ってある。

豪州気球実験で用いるフィルム量で外挿して、気球実験用のバッファボリューム容積を見積もった。気球実験用には穴を開けた 3 mm 厚の亚克力板二枚をコンバーター側面に挿入して、バッファボリュームを確保した。シフターフィルムは、ステージに開いた OPERA フィルムサイズの枠内に、穴を開けた 0.5 mm 厚の PET 板を入れて真空パックした。図 3.38 に本番で使用したバッファボリュームの様子を示す。

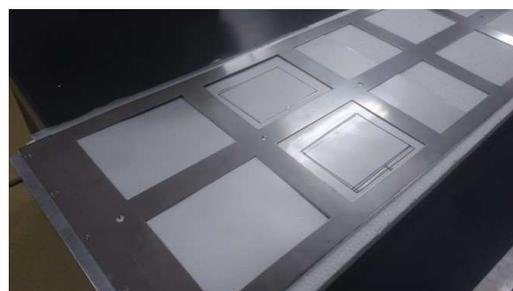


図 3.38: (左) コンバーター用バッファボリュームの亚克力板及びアルミラミネート紙のピンホール破れ防止のための紙箱。(右) シフターフィルム用バッファボリュームの PET 板を挿入しステージ板に合わせた様子

3.5.4 シドニー大学における実験前処理

高感度乳剤フィルムの感度低下及びノイズ量の増加の対処法として、2015年豪州気球実験前にリセット処理を実施する。その次に、潜像退行対策のための乾燥処理をする。最後に、アルミラミネート紙の中にフィルムを挿入し、真空パックをしてチェンバー化する。

この気球実験前のエマルジョンフィルムハンドリングは、当初日本で一連の処理を実施することを検討したが、長期間真空パックをすることによるノイズ量の増加が問題となった。また可能な限り実験直前にリセット処理をした方が、フィルムの感度が再度低下するといった予期せぬトラブルを防止できる。

以上の観点から、豪州で実験前処理を行うことを提案し、シドニー大学の協力を得て、大学内に研究室を借りてエマルジョンフィルムハンドリングを実施できることになった。本節では、実験前処理施設のデザイン、シドニー大学での事前テストラン、及び2015年豪州気球実験用フィルムの本番ランの実施内容をまとめる。

前処理施設の設計

2015年豪州気球実験用の高感度乳剤フィルムの実験前処理を行う施設を設計した。

前処理の実施を計画してから本番までの期間が3ヶ月程度しかなかったため、前処理施設は簡易で、安価で、迅速に調達できる物で行うことを念頭に考えを進めた。リセット処理では95%RH以上を最低24時間は維持する必要がある。そこで、空気を閉じ込めるテントを用意して、その中で加湿器や除湿器を動かして、湿度を調整することにした。フィルムは暗室環境でハンドリングするため、遮光も兼ねた暗室テントとしてシグマ光機製 DRU-2819 (図 3.39) を選定した。また、高感度乳剤フィルムは図 3.35 で示したフィルター枠二枚を糸またはゴムバンドを使って両側から挟み、メタルラックの柵に吊るして行った (図 3.39)。



図 3.39: (左) 実験前処理用の暗室テント (2.8 m(W)×1.9 m(D)×2.0 m(H)) , (右) リセット処理用のメタルラックにフィルター枠を吊るした様子

加湿に関し、はじめ気化式加湿器 (パナソニック製 FE-KFE15) だけで調湿する予定であったが、90%RH までは速やかに到達するもののそこで頭打ちになってしまうことが分かった。そこでスチーム式加湿器 (テクノス製 EL-S41) を併用することにより 95%RH 以上の湿度に到達した。

本番では加湿空気がテント内を循環するように扇風機を動かし、またテント内で空気が密閉系にならないよう、ダクトを付けて適宜テント内外の換気をした。

リセット処理が完了すると、次に潜像退行対策のために湿度を下げて乾燥処理をする。まずテント内全体の湿度を下げるために、除湿器 (三菱電機製 MJ-180JX) を動かして湿度を 50-60%RH に

まで下げ、加湿されウェットになったフィルムを乾燥させる。この工程を 1st drying と呼ぶ。次に、フィルター枠を外して図 3.18 で示した乾燥用支持板に挟み替え、ドライキャビにフィルムを入れる。この工程を 2nd drying と呼ぶ。

このようにして、湿度を下げフィルムを乾燥させるときに生じるフィルムの反りやひび割れを防ぐ緩やかな乾燥手法を確立した。

乾燥工程が終了すると、ドライキャビからフィルムを取り出してアルミラミネート紙で作った袋に挿入して真空パックする。真空パックは専用の真空包装機（古川製作所製 FVCII）を使用した。

事前テスト

高感度乳剤フィルムの現地での実験前処理が議論される以前、2015 年豪州気球実験のフィルムの現像を現地のシドニー大学にて実施する可能性を検討していた。神戸大学の高橋によるシドニー大学での GRAINE セミナーの実施、その後のコミュニケーションにより、実験前処理と実験後の現像処理をシドニー大学にて行えることとなった。

現地作業における様々なトラブルの可能性を洗い出すため、気球実験本番用フィルムを処理する前に、テストフィルムを用いて一連の処理を通す事前テストをシドニー大学にて 2015 年 2 月 21 日から 3 月 15 日にかけて実施した。事前テストは尾崎、高橋の二名がシドニー大学に行き作業をした。

実験前処理のための暗室テントや加湿器、除湿器、ドライキャビ、イオン交換純水器などすべての機材は日本から輸送した。事前テスト用の高感度乳剤フィルム（week3, week4 の OZE 型フィルム）は冷蔵空輸便でシドニーまで送った。シドニー大学に借りた研究室の電源は単相 240 V であるため、日本製機器に対応するため変圧器を用意し 100 V に変換した。また、真空包装機は三相 200 V 電源であったため、インバーターを日本から持ち込んで単相から三相に変換して動かした。

図 3.40 にエマルションハンドリングのために借りた研究室の間取り図を示す。エマルションフィルムを保管するための冷蔵庫（内寸：68 cm(W)×83 cm(H)×45 cm(D)）及びクーラー¹⁶ はシドニー大が用意したものを使用した。部屋の遮光対策もなされていたが、我々の手で入口は遮光シートを垂らしたり、窓側の遮光テープを補強するといったより厳重な遮光を施した。

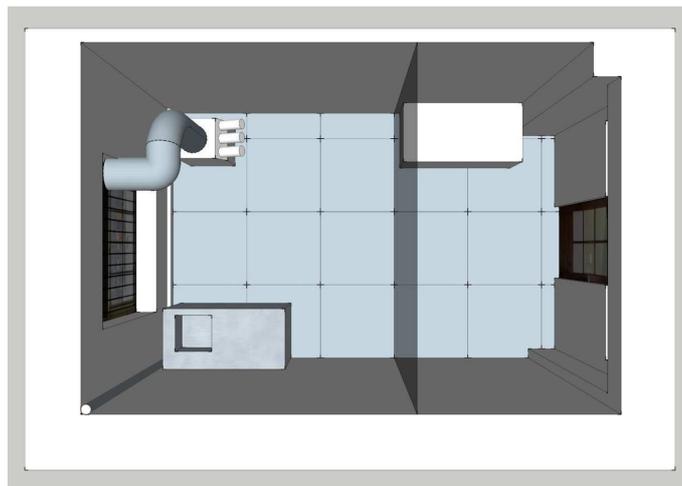


図 3.40: フィルムハンドリングのために借りた研究室の間取り図。正方形 1 マスが 1 m×1 m に相当する。ここではシンク、机、クーラーが描画されている。

一度に 100 枚のエマルションフィルムを処理する本番スケールでのリセット処理及び乾燥処理を行っ

¹⁶ただし、用意されたクーラーは吸気口が室内にあるタイプだったため、閉めきった暗室ではうまく機能しなかった。

た。表 3.6 に実施した処理のタイムラインを示す。ドライキャビでの乾燥にて目標湿度 (20-30%RH) に達するのにやや時間を要したため、1st drying での乾燥湿度 70%RH だったのを本番ではもう少し下げることにした。

表 3.6: テストランのタイムライン

テストラン	開始	終了
reset 準備	3/5 16:00	3/5 19:30
reset	3/5 19:30	3/6 23:00
1st drying	3/6 23:00	3/7 10:30
2nd drying 準備	3/7 10:30	3/7 12:30
2nd drying	3/7 12:30	3/9 15:00

テストランに関する結果のまとめを図 3.41 に示す。リセット処理では狙い通りの温度湿度管理ができた。現像テストもまたうまくいき、シドニー大でリセット処理したフィルムを日本に持ち帰りスキャンをして飛跡検出効率を評価したところ、期待される 95% 以上の検出効率が出ていることを確認した。

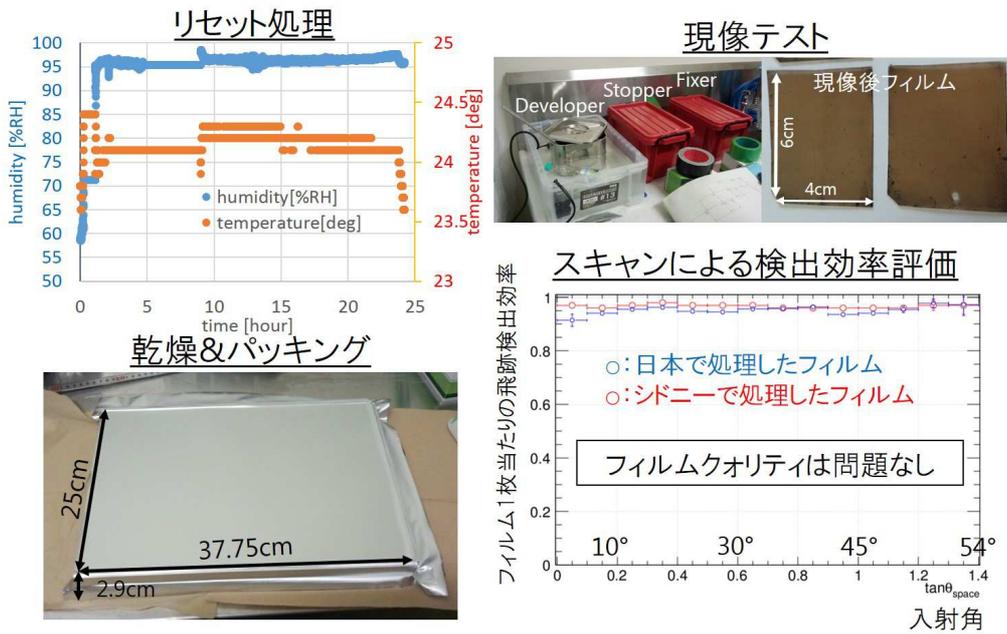


図 3.41: 事前テストとしてシドニー大学にて一連のエマルジョン実験前処理及び現像テストを実施し、高感度乳剤フィルムの性能に問題がないか評価した。

本番ラン

気球実験で用いるエマルジョンフィルムの現地での実験前処理のため、2015年4月1日に渡豪し、4月2日に処理を開始した¹⁷。エマルジョンフィルムはテスト時と同様に冷蔵空輸便でシドニーに

¹⁷年度がかわるタイミングだったため出国は4月1日待つ必要があった。結果として厳しいスケジュールで実験前処理をする必要性が生じた。

送った。テストランのときに処理に用いる設備はすべて整えていたため、スムーズに本番ランを開始できた。現地作業は神戸大、名古屋大からなる五名の GRAINE コラボレーターで行った。

実施したエマルジョンハンドリングのスケジュールを表 3.7 に示す。また図 3.42 にリセット処理及び乾燥処理の温度湿度の時間変化を示す。付録 C に処理した高感度乳剤フィルムの詳細をまとめる。

リセット処理は run 1, run 2, run 3 でそれぞれ 30.5 時間、26 時間、33 時間である。run 3 では感度低下した塗布初期のフィルムをハンドリングしたので、リセット処理の時間をやや長く取った。リセット処理時の温度は 26 ± 2 °C、湿度は 95%RH 以上で安定している。

乾燥処理は run 1-1, run 1-2, run 2, run 3-1, run 3-2 でそれぞれ 58 時間、36 時間、47 時間、52 時間、38.5 時間である¹⁸。乾燥湿度は 30%RH 以下まで到達している。なお、run 1 における 1st drying の湿度が他の run と比べて高くなったのは除湿機の排水がうまくいってなかったことによる。このことは 5.2.4 節で後述する黒化エラーフィルムが発生する原因の一つになったと思われる。

表 3.7: 本番ランのスケジュール

run 1	開始	終了
reset	4/2 19:30	4/4 2:00
1st drying	4/4 2:00	4/4 10:00
コンバーター unit 1		
2nd drying 1-1	4/4 12:00	4/6 14:00
packing	4/6 14:00	
コンバーター unit 2		
2nd drying 1-2	4/6 17:30	4/8 6:15
packing	4/8 6:15	
run 2		
reset	4/8 12:00	4/9 14:00
1st drying	4/9 14:00	4/10 8:00
シフター、カロリメーター		
2nd drying	4/10 8:00	4/11 11:00
packing	4/11 11:00	
run 3		
reset	4/12 1:00	4/13 10:00
1st drying	4/13 10:00	4/14 1:30
コンバーター unit 3		
2nd drying 3-1	4/14 1:30	4/15 13:00
packing	4/15 13:00	
コンバーター unit 4		
2nd drying 3-2	4/15 18:30	4/17 9:00
packing	4/17 9:00	

¹⁸図 3.42 は温湿度計のデータに不足がありここに書いた時間と完全に一致していない。

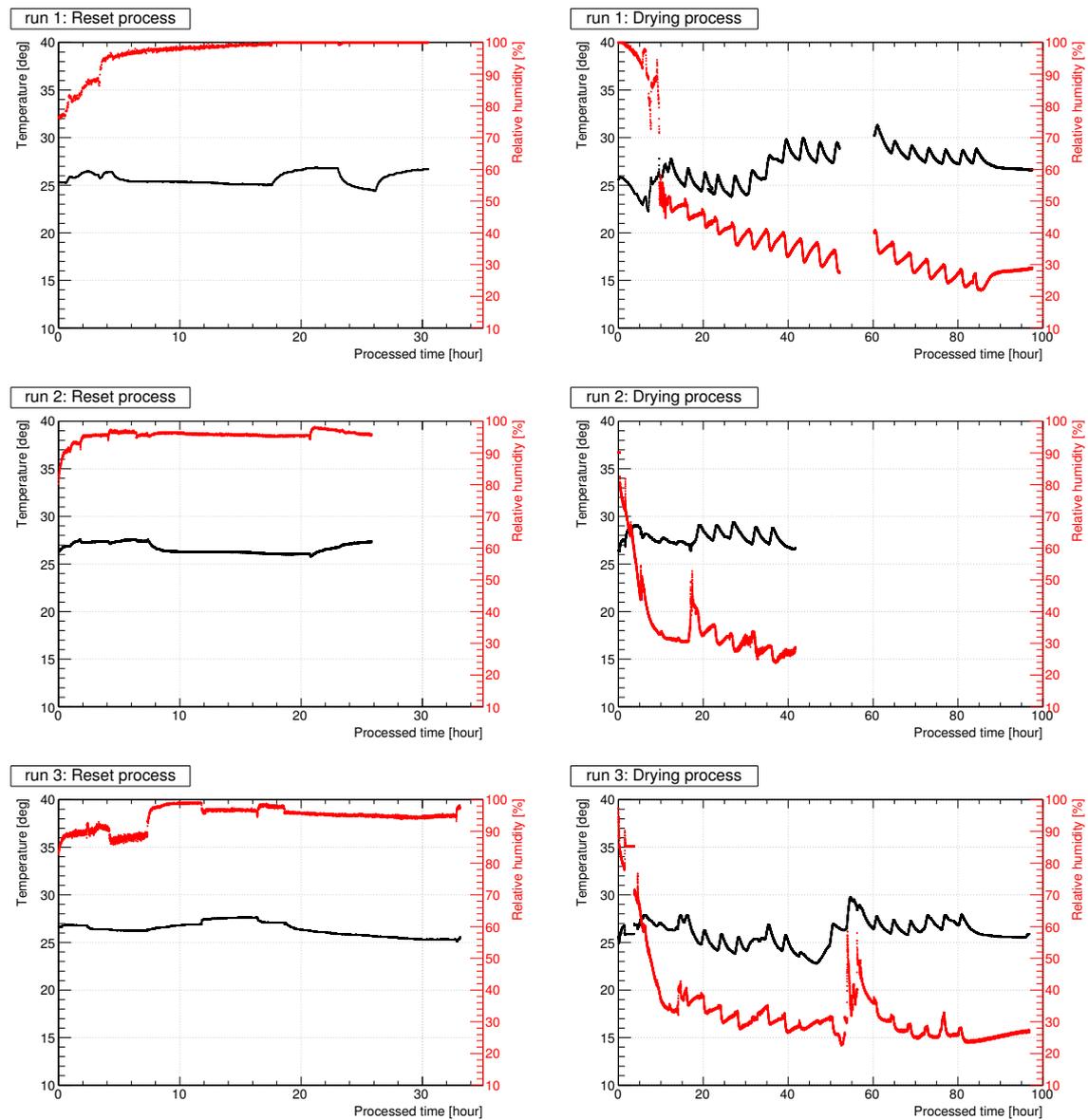


図 3.42: リセット処理及び乾燥処理における温度・湿度変化。(左) 上から、run 1, run 2, run 3 のリセット処理時の温度湿度。(右) 上から、run 1, run 2, run 3 の乾燥処理時の温度湿度。run 1, run 3 の乾燥処理 55 時間経った頃にそれぞれ unit 1, 3 の真空パック処理を行った。

第4章 2015年豪州気球実験で用いる姿勢モニターの開発

気球高度ではエマルジョン望遠鏡を搭載した気球ゴンドラは天球に対する姿勢を時々刻々と変える。したがってガンマ線の到来時刻における望遠鏡の天球に対する姿勢情報がなければ、ガンマ線の到来方向を天球上にマッピングすることはできない。そのため天球に対する姿勢を監視する姿勢モニターが必要である。

本章では2015年豪州気球実験で用いる姿勢モニターとして開発したスターカメラについてまとめる。4.1節でスターカメラのコンセプトを説明し、4.2節では2015年豪州気球実験で用いるスターカメラ機器についてまとめる。スターカメラのフライトモデルの開発及び地上での動作試験について4.3節でまとめる。

4.1 姿勢モニター：スターカメラ

コンセプト

スターカメラは一般に可視光（から近赤外線）の帯域で星画像を連続的に撮影するシステムである。撮影時刻・位置における天球の星分布をスターカタログから取得し、検出した星画像とのパターンマッチング取ってカメラの視線方向を決定する。スターカメラはビデオカメラ及びカメラレンズの星画像撮影系、カメラ動作・画像データ取得のためのCPUボード（DAQ系）からなる。

我々は24時間以上の長時間フライトを目指すため、スターカメラは昼夜問わず動作する「デイトタイム化」が要求される。また、スターカメラの姿勢決定精度はエマルジョン望遠鏡の角度分解能に対して1/2以下を目指す。エマルジョン望遠鏡の角度分解能は $0.1^\circ (= 1.7 \text{ mrad}) @ E_\gamma = 1\text{-}2 \text{ GeV}$ であるので、スターカメラによる姿勢決定精度は $\sim 0.5 \text{ mrad}$ が要求値である。なお、2015年豪州気球実験では、Velaパルサーを $1.0^\circ (= 17.4 \text{ mrad}) @ E_\gamma = 100 \text{ MeV}$ の角度分解能での結像を目指すため、スターカメラの姿勢決定要求精度は $\sim 5 \text{ mrad}$ である。

エマルジョン望遠鏡とスターカメラ光軸とのアライメントは3次元測定器等を用いて放球前に測定する。将来的には明るいガンマ線点源を用いて光軸調整することを検討している。

デイトタイムにおけるバックグラウンドとして、気球高度における残留大気太陽光の散乱背景光がある。図4.1にMODTRANシミュレーションによる空の散乱背景光スペクトル[46]を示す。散乱背景光は太陽及びスターカメラ視線方向の天頂角、太陽とスターカメラ視線方向との方位角度差、気球高度（残留大気）により変化する。本シミュレーションは高度40 kmにおいて太陽が天頂角 67° 、スターカメラ視線方向は天頂角 33° 、太陽とスターカメラ視線方向との方位角度差 140° の条件での計算結果である。

散乱背景光スペクトルは短波長ほど強度が大きくなる¹。そこで、長波長（600-700 nm以上）の光のみを透過する赤色フィルターを用い、星検出の上でバックグラウンドとなる背景光をカットする。また近赤外線域まで高い量子感度を持つイメージセンサーを選定し星検出感度を高めることで、デイトタイム化を図る。

¹気球高度での空は地上と比べて暗くて濃い青空である。

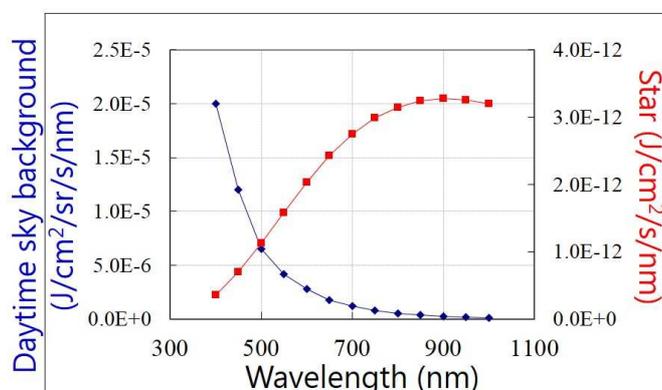


図 4.1: 気球高度における昼間の空の散乱背景光スペクトル [46]。参考に M 型 0 等級の星の黒体放射スペクトルを重ねて描いている。

4.2 フライトモデルの選定

星画像撮像系

2011 年気球実験に搭載したスターカメラは、星検出感度が足りず星を検出できない時間帯が発生しており、星画像撮像系の高感度化が課題であった [41]。そこで 2015 年豪州気球実験で用いるイメージセンサーとして、新たに SONY 製 CCD カメラ (XCG-H280E) を選定した。XCG-H280E に使用されている CCD イメージセンサー (SONY ICX-674²) の光電変換の量子効率、600 nm で 74%(60%)、750 nm で 45%(45%) である (括弧内の数値は 2011 年に使用した CCD センサーの量子効率)。XCG-H280E は 2×2 ピクセルを 1 ピクセルにビニングする機能があり、ビニングした 1 ピクセルの感度を高めることができる。また、開口面積の拡大や CCD センサーの各ピクセル上に付いたマイクロレンズ (見かけ上の開口率を大きくする効果がある) が改良されている。

カメラレンズは 2011 年気球実験でも使用した Nikon 製の焦点距離 85 mm、F 値 1.4 のものを選定した。

カメラの視野角 θ_{view} は

$$\tan \frac{\theta_{\text{view}}}{2} = \frac{L}{2f} \quad (4.1)$$

で表される。また、1 ピクセルあたりの画角 θ_{pixel} は

$$\tan \frac{\theta_{\text{pixel}}}{2} = \frac{l}{2f} \quad (4.2)$$

で表される。ここで、 L は CCD サイズ、 l はピクセルサイズ、 f はレンズの焦点距離である。

選定したカメラとレンズを組み合わせたときの一視野サイズは $5.9^\circ \times 4.4^\circ$ である。また、ビニング機能を利用したときのピクセル画角は $0.00612^\circ \times 0.00612^\circ$ ($=0.107 \text{ mrad} \times 0.107 \text{ mrad}$) である。CCD カメラは C マウントであるため、Nikon 製 F-C マウントアダプターを用いて接続した。

レンズフィルターには 690 nm 以上の光を透過する B+W 092 を選定した。レンズフィルターの選定は 4.3.3 節で詳細を述べる。レンズフィルターの透過率は分光光度計を用いて実測した。

レンズ及びフィルターの諸性能を表 4.1 及び図 4.2 にまとめた。

²EXview HAD II と名前が付いたセンサーである。

表 4.1: 選定した CCD カメラ、レンズ、フィルターの諸性能

CCD カメラ	SONY 製 XCG-H280E
撮像素子	2/3 型 Interline Transfer CCD
有効画素数	1920(H)×1440(V)
CCD サイズ	8.8 mm(H)×6.6 mm(V)
画素サイズ	4.54 μm ×4.54 μm
ビニング	2×2
露光時間	2 sec - 1/100000 sec
ADC	8 bit、 10 bit、 12 bit
インターフェース	Gigabit Ethernet (1000BASE-T)
消費電力	5.8 W(12 V, 0.48 A)
重量	~200 g
画像データサイズ	691 kByte
レンズ	Nikon 製 Nikkor AF 85mm f/1.4D
焦点距離	85 mm
F 値	1.4
レンズ口径	60.7 mm
重量	550 g
フィルター	Schneider optics 製 B+W 092
透過率@50%	690 nm
透過率@90%	>730 nm



図 4.2: 選定したスターカメラ

DAQ 系

撮影画像は CCD カメラ内の ADC でデジタル化されて LAN ケーブルでデータ出力される。データを受ける CPU ボードには気球上での振動、衝撃等に強い PC/104 規格の Advantech 製の PCM-3363 を選定した。スターカメラの CPU ボードでは画像データの他に、GPS 受信機や多段シフターコントロール用 CPU との通信を行うことを想定し、USB や RS-232C といったインターフェースが付いたシングルボードコンピュータを選んだ。画像データはオンボードデバイスで保存することとし、ストレージデバイスとして SSD を選定した。

表 4.2 及び図 4.3 に選定した CPU ボードをまとめた。

表 4.2: 選定した CPU ボード及び SSD

CPU ボード	Advantech 製	PCM-3363
CPU	Intel Atom D525 1.8 GHz	
Memory	DDR3 1 GB	
ストレージ	SATA 2.0	1 系統
Internal IO	USB2.0	4 系統
	RS-232C	2 系統
消費電力	5 V 2.7 A (@Full load)	
重量	664 g	
バス規格	PCI-104	
SSD	Plextor 製	PX-512M5Pro/M6Pro
容量	512 GB	
消費電力	5 V 1 A	



図 4.3: 選定したスターカメラ CPU ボードと SSD

4.3 フライトモデルの開発と地上試験

4.3.1 フライトモデルの開発

安定化電源系

気球高度環境では搭載機器はリチウム電池を用いて動作させる。電池の電圧は時間変動するため、電圧を安定化させた後に搭載機器に電源電圧を与える。安定化電源にはDCDCコンバーターや三端子レギュレーターがよく使用される。これらを選定する際には、入力、出力電圧の範囲、電流容量、出力電流による電圧降下の特性、変換効率などに留意する。

スターカメラ CPU 及び SSD 用にイータ電機工業製のDCDCコンバーター (SVA 05SC12) を、CCD カメラ用に National Semiconductor 製の低損失三端子 (LDO) レギュレーター (LM2940CT) を選定した。

気球ゴンドラへのスターカメラの取付

スターカメラの視線方向に太陽が被ると光が強いためサチュレーションを起こし撮像画像は白飛びする。太陽が被る時間帯は姿勢決定ができなくなるため、2015年気球実験では姿勢モニターは三台を三方向に搭載することとした。

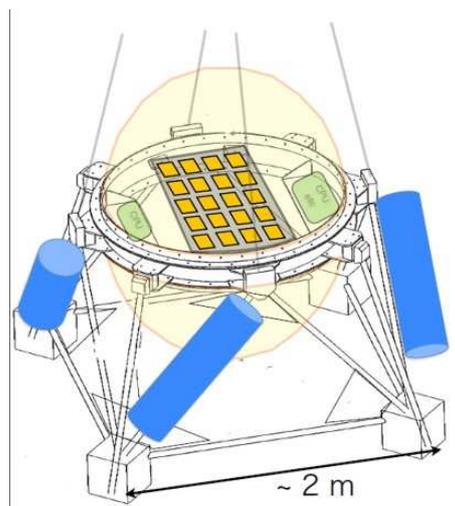


図 4.4: 初期にデザインされたゴンドラ及びスターカメラの概念図

フレームレートと露光時間

フレームレート及び露光時間と姿勢変化率との関係を議論する。例えばゴンドラの回転速度が 10 mrad/sec とする³。選定した機器の1ピクセルは 0.107 mrad である。

露光時間が $1/30 \text{ sec}$ の場合、1フレーム中に星像は 0.33 mrad 動き、3ピクセルに広がる。

露光時間が $1/15 \text{ sec}$ の場合、1フレーム中に星像は 0.66 mrad 動き、6ピクセルに広がる。

回転速度が速い場合、露光速度を遅くすると星像がにじみ星検出感度の低下や姿勢決定精度の悪化が懸念される。

また、フレームレートが 15 FPS ⁴ の場合、フレーム間で 0.66 mrad 姿勢が変化し、その間の姿勢

³2011年気球実験の経験から、回転速度 10 mrad/sec は速い方である。

⁴Frame Per Second

は内挿して推定する。フレームレートを下げるとフレーム間の姿勢変化量が大きくなり、内挿による姿勢決定に不定性が生じる。そのため、フレームレートは 30 FPS 程度を保ち、露光時間は 1/30 sec 程度に設定するのが妥当なところと考えた。

時刻同期

シフターとスターカメラ間、及び三台のスターカメラシステム間の CPU 時刻を合わせる必要がある。エマルジョン望遠鏡システム内での時刻同期は、シフターの時刻情報と姿勢モニターの時刻情報を合わせてガンマ線を天球にマッピングするときに必要なとなる。

時刻同期の方法を検討した結果、2015 年豪州気球実験ではシフターステージが駆動するタイミングに合わせて LED を光らせ、各々のスターカメラで捉える方法を採用した。光ったタイミングの画像のスターカメラ CPU 時刻とシフターステージ駆動時のシフター CPU 時刻を元に、各システム間での時刻同期を取る。

また、絶対時刻は GPS データをスターカメラ CPU で取得して較正する。シフターステージは GPS 受信機から出力される PPS⁵ シグナルを受けて駆動させて絶対時刻との同期を取った。

フードのデザイン

レンズフードは視野外の迷光を防ぐために用いられる。フードは長ければ長いほど迷光をよく抑えることができるが、カメラの視野と被らないようにするためには口径を大きくとる必要が生じ構造の大型化に繋がる。カメラの視野に被らないようなフードの口径 D_{hood} は

$$D_{\text{hood}} = l_{\text{hood}} \times 2 \tan\left(\frac{\theta_{\text{view}}}{2}\right) + D \quad (4.3)$$

で表される。ここで l_{hood} はフードの長さ、 D はレンズの口径である。 $\tan \theta_{\text{view}}$ は式 4.1 で得られる。

2011 年気球実験と同様に、口径 154mm の塩ビ管 (VU 管) パイプをフードの素材に選定した。パイプは 3 分割 (約 333 mm) にカットした後にパイプ内側に植毛紙を貼り、切った 2 本を連結して約 667 mm の長さにした。また、フード外側には太陽光を反射させるためのアルミ蒸着テープを貼った。

フードは開口角 13.2° となっており、カメラの視野 $5.9^\circ \times 4.4^\circ$ (対角で 7.4°) と比べて $\pm 3^\circ$ 程度マージンがある。

4.3.2 画像データ圧縮処理の開発

データ圧縮処理導入の背景

スターカメラの画像データはオンボードのストレージデバイスに保存する。2015 年豪州気球実験で用いる SSD は 512 GB と既製品ではトップクラスの容量ではあるが、データ蓄積には限界がある。

画像 1 枚のデータサイズは 691 kByte である⁶。例えば 24 時間の気球フライトを 30 FPS で画像データを取得する場合 1.8 TByte となって容量を超えるため、オンラインでのデータ圧縮処理が必要である。そこで、2015 年豪州気球実験ではデータ圧縮処理を DAQ 系のソフトウェアに導入することとし、圧縮処理の開発及び数値計算による圧縮処理性能を評価した。

データの圧縮処理には可逆圧縮と不可逆圧縮に大別される。可逆圧縮は圧縮処理前後でデータを完全に復元できる圧縮方法であり、不可逆圧縮は多少のデータの欠損を許容するかわり高い圧縮効率が得られる圧縮方法である。

2015 年豪州気球実験では、Vela パルサーの観測時間は十分な画像データを取得し、それ以外の時間帯は高い圧縮効率の処理をかけることを考えた。Vela パルサーが望遠鏡の視野に入る時間帯は可

⁵Pulse Per Second

⁶ $960 \times 720 \times 8 = 5.52$ [Mbit] = 691 [kByte]

逆圧縮法の一つであるランレングス圧縮(連長圧縮)を、それ以外の時間帯は二次元微分を各ピクセル輝度値に演算ししきい値を越えるピクセルだけを保存する不可逆圧縮を採用した。

ランレングス圧縮

ランレングス圧縮は、例えば 100 100 100 100 100 90 105 105 90 91 と続くデータに対して 100 100 5 90 105 105 2 90 91 と連続するデータを符号化して圧縮する手法である。符号化に規則性があるため圧縮されたデータをオリジナルの状態に戻すことができる。

しかし、ランレングス圧縮はデータが連続する場合に圧縮効率が良くなるが、連続していないと符号化後のデータが元より膨らむという欠点がある。そこで全ピクセルの平均輝度値を算出し、平均輝度値+ α 以下のピクセルは同じ値とみなしてランレングス圧縮する圧縮法を考えた。

テストのため、地上で撮影し夜空画像(図 4.5)を用いてランレングス圧縮処理をかけた。まず、全ピクセルの輝度値分布を図 4.5 を示す。K 型 6.3 等級の星像は 4 ピクセルに広がっており、それらの輝度値(38, 28, 26, 25)を青矢印で示す。正規分布でフィッティングして得た輝度値の広がり($\sigma=3.4$)から星ピクセルのエクセスは、(6.0 σ , 3.0 σ , 2.4 σ , 2.1 σ)である。星ピクセルの輝度値は暗い星からのシグナルで 2 σ 程度エクセスを持つことを確認した。

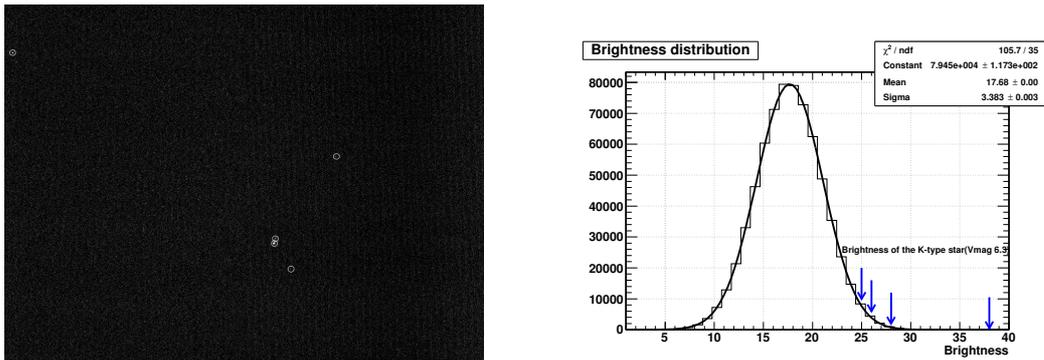


図 4.5: (左) 処理に用いた地上で撮影した夜空画像。丸で囲った箇所に星ピクセルがある。(右) 全ピクセルの輝度値分布と K 型 6.3 等級の星像 4 ピクセル(青矢印)の輝度値

図 4.6 にランレングス処理による圧縮率の結果を示す。平均輝度値をしきい値として、しきい値以下のピクセルは全て同じ輝度値を持つとみなしてランレングス圧縮をした場合、圧縮率は 103% となりデータ圧縮の効果がない結果となった。平均輝度値に+1 σ (=3.4)を加えた輝度値をしきい値にすることで 65% の圧縮率が得られることを確認した。平均輝度値に+2 σ (=6.8)を加えた輝度値をしきい値にすると 20% の圧縮率が得られた。

二次元微分圧縮

二次元微分フィルターを各ピクセルに演算した後にあるしきい値以上のピクセルの情報(x, y, 輝度値)だけを残す不可逆な圧縮処理を二次元微分圧縮処理と呼ぶ。数値計算により二次元微分圧縮処理の効率や星ピクセルの検出効率を見積もった。

バックグラウンドとして(平均値, 標準偏差)が(20, 4)、(70, 8)、(120, 10)、(170, 13)で輝度値が正規分布をした 4 種類のバックグラウンドサンプルを用意した。そこに星シグナルとして、平均値に対して 3 σ 、5 σ のエクセスを持つ輝度値をシグナルサンプルとして埋め込んだ。疑似星シグナルはポアソン分布で揺らぎ、5 ピクセル(十字)に像が広がりを持つとした。

二次元微分の演算は図 4.7 で示す 5 \times 5 のパターンを使用した。二次元微分の演算をし、ある輝度しきい値を設定した際に生き残るバックグラウンドサンプル・シグナルサンプルの数から圧縮率、検

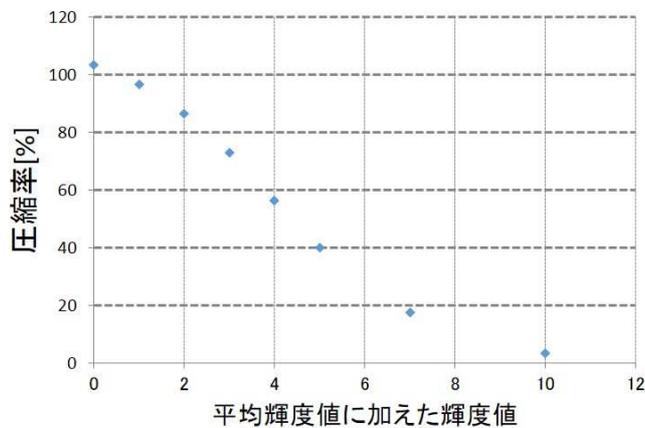


図 4.6: ランレングス圧縮による圧縮率

出効率を求めた。

```

-2 -2 -1 -1 -2
-1 1 3 1 -1
-1 3 6 3 -1
-1 1 3 1 -1
-2 -1 -1 -2 -2

```

図 4.7: 二次元微分圧縮の数値計算で用いたマスクパターン

(平均値, 標準偏差) = (120, 10) のデータセットにおいて、輝度しきい値を変えて圧縮率及び検出効率を評価した結果を図 4.8 に示す。例えば 10% の圧縮効率を達成する閾値を設けた場合、 3σ のエクセスを持つ星シグナルの検出効率は 86%、 5σ のエクセスを持つ星シグナルの検出効率は 100% が得られることが分かった。

これを用意したバックグラウンドサンプル毎に数値計算し、圧縮率 10% を達成する輝度しきい値とバックグラウンドの平均値との関係を図 4.9 に示す。実際のバックグラウンドレベルは観測中に時々刻々と変化することが想定されるため、ここで得た関係を使って観測中に輝度しきい値を変更できるようにした。

データ量の見積もり

Vela パルサーが望遠鏡視野内にいる間 (6.5 時間 \pm 0.5 時間とした) は高サンプリングレートでランレングス圧縮処理をかけて画像取得し (Vela モード: 30 FPS)、それ以外の時間帯は低サンプリングレートでの二次元微分圧縮処理による画像取得をする (non-Vela モード: 10 FPS)。また、全時間で 100 フレームに 1 フレームは無圧縮の画像を取得することとした。

24 時間の気球実験を想定すると、non-Vela モードにおけるデータ量は
 $691 \text{ [kByte]} \times 16.5 \text{ [hour]} \times 10 \text{ [frame/sec]} \times 10\% = 41 \text{ GByte}$ である。

無圧縮画像のデータ量は

$691 \text{ [kByte]} \times 24 \text{ [hour]} \times 0.1 \text{ [frame/sec]} = 6 \text{ GByte}$ である。

以上より、non-Vela モードで保存されるデータ量は 47 GByte である。

Vela モード中は全て無圧縮処理で動かした場合、

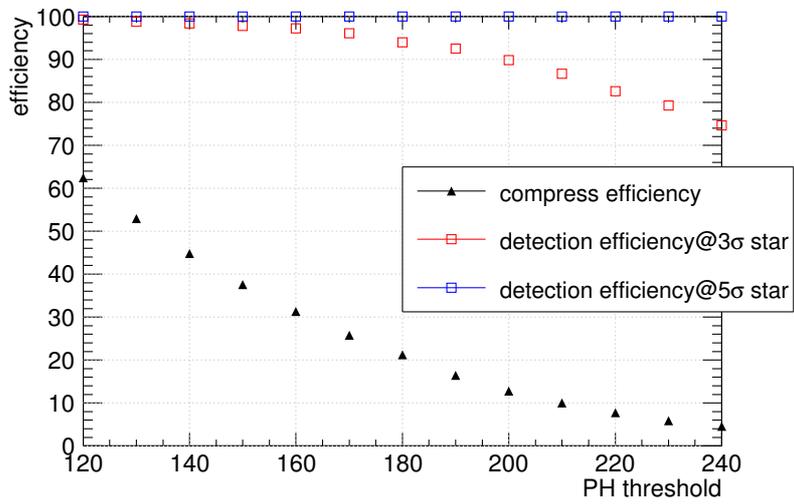


図 4.8: バックグラウンドの (平均値, 標準偏差) = (120, 10) のときの圧縮率及びシグナルの検出効率の輝度値 (PH) しきい値依存性

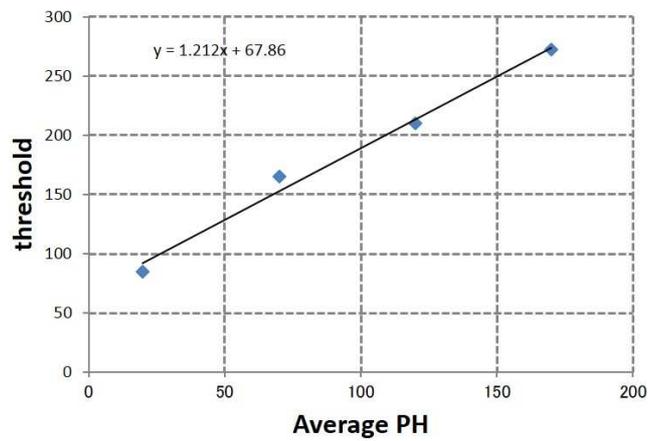


図 4.9: 圧縮率 10% を達成する輝度しきい値とバックグラウンドレベルとの関係

691 [kByte]×7.5 [hour]×30 [frame/sec]×=560 GByte となるため、少なくとも圧縮率 80% のデータ圧縮が必要である。

そこで、Vela モードでは 65% の圧縮率が期待できる平均値+1 σ をしきい値とするランレングス圧縮をかけることにした⁷。

画像取得のソフトウェアは SONY が用意したサンプルプログラムを元に開発環境 Visual Studio 2010 Professional で自作した。カメラドライバもまた SONY の ZCL for GigECAM を利用した。

画像取得ソフトウェアを通してカメラの露光時間やフレームレート、ゲイン等を指定することができる。画像データはバイナリデータ (RAW 形式) で保存した。

4.3.3 星検出感度

地上から夜空を撮影し、2015 年豪州気球実験用に選定した XCG-H280E と 2011 年気球実験で使用した C3077-79 (浜松ホトニクス製) の星検出感度を比較した。

XCG-H280E はピクセルのビニング機能 (2×2) を使用した。カメラの露光時間はどちらも 1/30 sec で行った。カメラレンズは気球実験で用いるものと同じ Nikkor AF 85mm f/1.4D (焦点距離 85 mm、F 値 1.4) を使用した。長波長光のみを透過する赤色フィルターは、B+W 090(590 nm)、091(630 nm)、092(690 nm) の 3 種類を用意し、フィルターなしの場合でも画像を取得した。

検出した星数の結果を表 4.3 に示す。

XCG-H280E は全てのフィルターの組み合わせでも C3077-79 と比べて検出星数が多くなった。透過光の波長が長くなるにつれて XCG-H280E と C3077-79 で使われている CCD イメージセンサーの量子効率の差が詰まるため、検出星数の差が縮まったと考えられる。

表 4.3: 検出した星数の結果

filter	XCG-H280E	C3077-79
なし	133	23
090	53	13
091	43	11
092	16	8

新しく選定した XCG-H280E は星検出感度が大幅に改善されることが分かった。一方で感度が高くなり気球高度での空の散乱背景光によりサチュレーションする可能性を考え、今回はフィルターに B+W 092 を用いることにした。B+W 092 を用いた場合でも、検出星数は約 2 倍に改善することが期待される。

4.3.4 ドライテスト

気球フライト中の動作健全性を保証するため、2015 年豪州気球実験に向けて構築したスターカメラシステムのドライテスト (地上での連続動作試験) を行った。

夜空の連続撮影試験

⁷実際にはフレームレートが 30 FPS に到達しないため、ディスク容量は上の計算よりも余裕がある。

開発したスターカメラシステムを用いて、晴れた日の夜に一定方向の星空を3時間にわたり Vela モード、non-Vela モードで星画像を撮影した。試験開始時は Vela モード（30 FPS の設定）で動作させ、その後間引き運転（10 FPS）に切り替えた。

1秒あたりに撮影した画像数の結果を図 4.10 に示す。Vela モードにおけるフレームレートは 23-24 FPS に留まることが分かった。このことは実用上大事には至らないので本原因は特定していないが、カメラでの画像取得から SSD へのデータ保存に至る過程のどこかで遅延が発生しているものと思われる。non-Vela モードは 10 FPS で安定して画像取得が行えた。

また、図 4.11 に本試験で検出した星数の分布を示す。検出した星数の平均値は 10 で、視野に入る星は日周運動により変化する中で常に複数の星が検出できた。

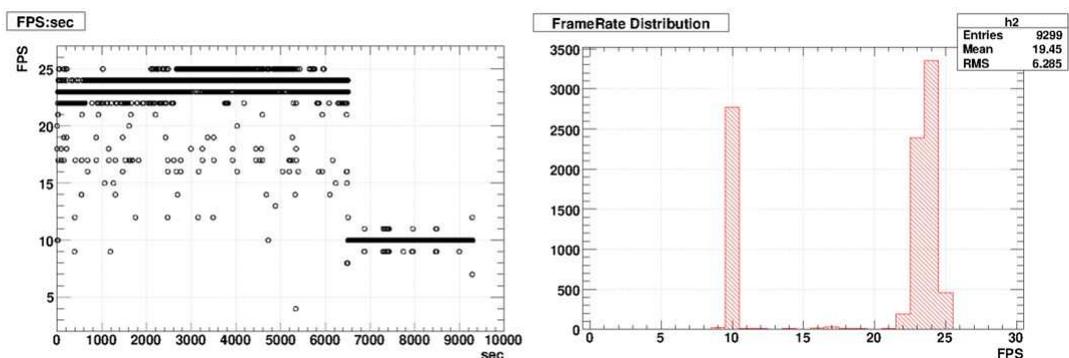


図 4.10: (左) 夜空の連続撮影試験時のフレームレートの時間変化。(右) フレームレート分布。

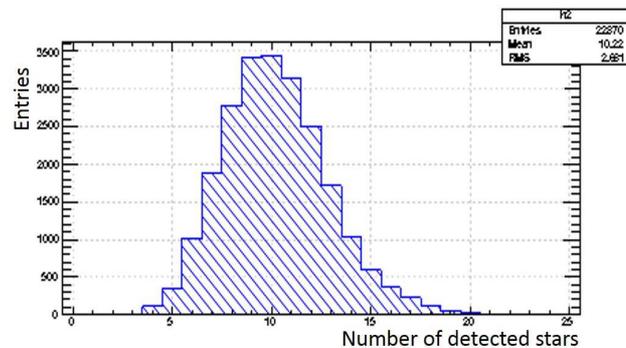


図 4.11: 夜空の連続撮影試験において検出した星数分布

長時間・連動動作試験

2015 年豪州気球実験に搭載する機器全体の長時間・連動動作試験を名古屋大学大幸キャンパスにて行った。その結果を図 4.12 に示す。

三台のスターカメラは non-vela モードで動かし、20 時間の運転において 10 FPS での安定した画像取得を確認した。また、取得した画像データを解析し、ステージ駆動に合わせて点灯する LED による輝度値の上昇を捉えられていることを確認した。

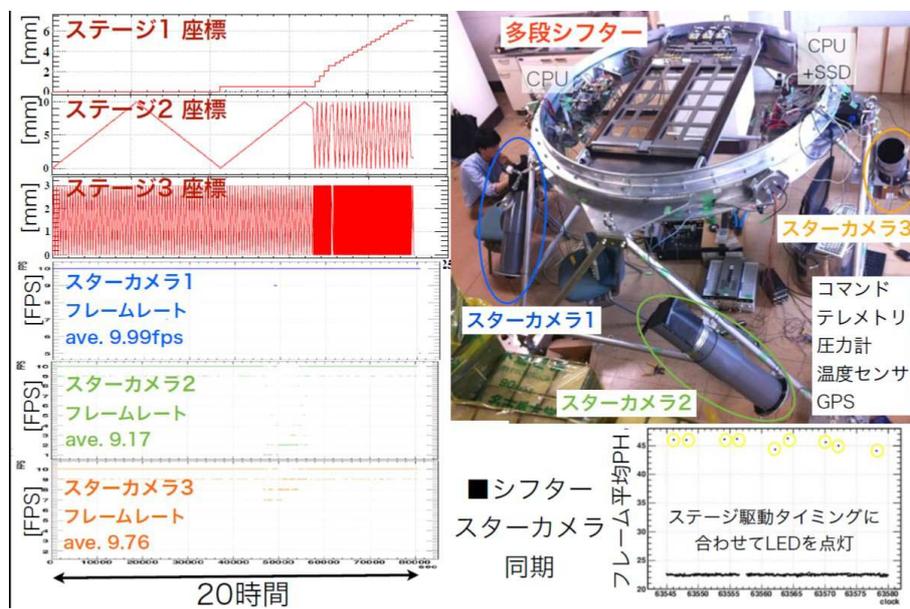


図 4.12: 2015 年豪州気球実験に搭載する機器全体の長時間・連動動作試験を行った。PH は輝度値の意である。

第5章 2015年豪州気球実験

本章では GRAINE にとって二回目の気球実験となる 2015 年豪州気球実験の実施内容についてまとめる。5.1 節では各搭載機器について説明し、放球拠点であるアリススプリングス、BLS¹ での実験準備作業をまとめる。2015 年豪州気球実験の実施状況、搭載機器の回収、そしてシドニー大学における高感度乳剤フィルムの現像について 5.2 で述べる。

5.1 気球実験準備

5.1.1 放球拠点

NSW² が管理する科学観測気球の放球拠点 BLS はオーストラリア大陸のほぼ真ん中に位置するアリススプリングスの民間用空港の近くにある。図 5.2 に BLS の格納庫を示し、搭載機器の動作確認や実験準備作業はこの中で行った。気球の放球はアリススプリングス空港の敷地内に入って実施する。

BLS では NASA の気球グループが定期的に気球実験を行っていたが、2010 年に放球事故を起こして以降実験を実施されていなかった。BLS での JAXA 大気球実験室による気球実験は 2010 年以来ということになる。



図 5.1: オーストラリア大陸。アリススプリングスは丸で囲った地点に位置する。

放球拠点には 2015 年 4 月 15 日に先遣隊が到着し物資の開梱作業を開始した。

5.1.2 搭載機器

ゴンドラ・与圧容器

3.5.3 節で述べたように、2015 年豪州気球実験ではエマルジョンフィルムを真空パックして観測を

¹Balloon Launching Station

²New South Wales



図 5.2: (左) BLS にある格納庫で左の建屋は NSW 大が管理するの格納庫、右の建屋は NASA が管理する格納庫。我々は基本的には NSW 大の格納庫を利用した。(右) 格納庫を背にして見た BLS 周辺の風景

実施することとし、そのために与圧容器を導入した。

気球実験で用いられる与圧容器には金属製 (cf. BESS³) のものと風船式 (cf. ATIC⁴[47]) がある。与圧容器を導入するにあたり、容器起因のガンマ線吸収やハドロン相互作用を抑えること、軽量であること、安価であること、を考慮に入れて検討を進め、今回は物質量が抑えられ軽量で安価に製作できる風船式与圧容器を採用し、開発を進めた。

図 5.3 に ATIC の与圧容器及び ATIC を参考にデザインした風船式与圧容器の概念図を示す。風船式与圧容器は空気を閉じ込める天然ゴム製バルーンと圧力を保持するシェルの二層構造からなる。アルミ C チャンネル及び L アンクルを曲げて溶接したメインリングとサブリングの間に空気漏れを防ぐパッキンを入れてバルーンを挟み込む。上空に行くとき周囲の気圧が下がり差圧が大きくなるため、差圧弁をメインリングに取り付けて差圧調整が可能にした。

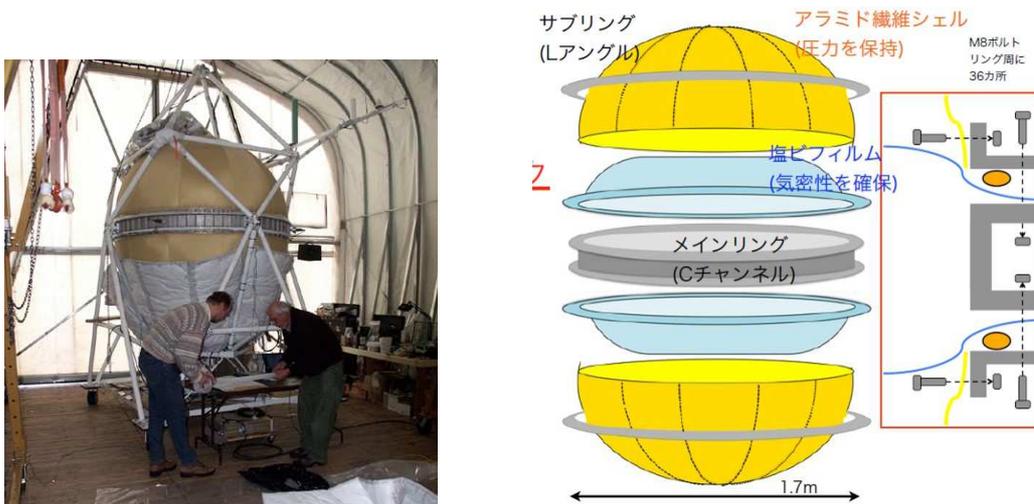


図 5.3: (与圧容器の比較。(左) : ATIC 実験で使用された与圧容器。(右) GRAINE2015 年豪州気球実験で用いる風船式与圧容器のデザイン

ゴンドラの製作は加藤精密工業に依頼し、具現化されたものが図 5.4 である。リングに溶接した「羽根板」から「トラス」と呼ぶ長さの揃ったアルミ筒を組み合わせることでトラス構造を取るデザ

³Balloon-borne Experiment with a Superconducting Spectrometer

⁴The Advanced Thin Ionization Calorimeter

インである。羽根板部のアイナットを支点に気球に連結される。放球時の衝撃は羽根板を曲げる方向に働くため、羽根のリングへの溶接強度は入念に調べて製作した。

真空パックによるフィルムの押さえこみは差圧 0.1 気圧で十分であるとの数値計算をもとに、安全係数を取って差圧 0.3 気圧を実現する風船式与圧容器を開発した。名古屋大及び JAXA にある引っ張り試験器を用いてシェルに用いる素材の耐圧・耐久性能の要素試験を行った。はじめはポリアミド繊維（帝人製テクノーラ）を用いてミシン縫製して球形のシェルを自分たちの手で製作したが、耐圧・耐久性能共に問題があった。そこで、太陽工業との共同研究のもと、シェル素材として塩ビコーティングしたポリエステル繊維を採用した与圧容器シェル部が完成した。図 5.4 は与圧容器の低温試験の様子である。本試験結果を元にゴンドラ与圧容器の性能保証温度を見積もって、適切な断熱措置を取った [48]。



図 5.4: (左) 2015 年豪州気球実験で用いるゴンドラ (@名大高圧実験棟) (右) JAXA 恒温試験槽における与圧容器の低温試験

ハウスキーピング機器

- ・GPS 受信機：Garmin 社の 15xL を 2 台搭載した。絶対時刻に同期した PPS を出力する GPS を使用した。RS-232C 信号を USB-TTL に変換してスターカメラ CPU でデータを取得した。PPS 信号とシフターのステージ駆動タイミングの同期を取った。
- ・圧力計：MKS 精密圧力計（およそ 13 g/cm^2 以下の残留大気圧測定）、Setra 圧力計（精度は劣るが広範囲の圧力測定）、横河圧力計（与圧容器内部の圧力を測定）を用いた。いずれもシフター CPU の ADC チャンネルで AD 変換をしてデータを取得した。
- ・温度計：エマルジョンフィルム周辺、ゴンドラリング、与圧容器シェル部、スターカメラ CPU 周辺、電池周辺に温度センサーを取り付けた。
- ・電池：アヴネット・インターニックス社の一次リチウム電池を表 5.1 のように使用した。

電池の設計と現地での電池入れ替え

各機器は DCDC コンバータを用いて、スターカメラ CPU は変換効率 78% で 12 V から 5 V に、シフタードライバーは変換効率 74% で 18-36 V を 24 V に、シフター CPU は変換効率 78% で 4.5-9 V を 5 V に変換した。スターカメラ CCD は LDO レギュレータを用いて 12 V に安定化した。

シフタードライバー用の電池は 3B76, 8 直 2 並で行う予定だったが、消費電流の事前見積もりにも誤り⁵があり、現地で 8 直 3 並に組み替えることにした（最大運転時間は 40 時間を見込むべきとの

⁵シフタードライバーの DCDC コンバータの電流容量不足のために、地上試験時はモーターに流す電流量を実際よりも少ない設定で動かしていた。その設定を変えずに電流を測定したため消費電流を過小評価した。

JAXA 側からの要請があった。)

予備の電池を潤沢に用意していなかったため、スターカメラ CPU の 4 直 1 並を 2 組シフタードライバーに回すことになった。それによりスターカメラ CPU2 台の最大運転時間が短くなるため、電池が消耗する前にソフトウェアで自動的にタイマーシャットダウンする機能を現地で用意した⁶。

表 5.1: 使用したリチウム電池のまとめ

電池	電圧・電流量	消費電流	最大運転時間	SC#
3B76, 4 直 3 並	12 V, 90 Ah	1.8 A (スターカメラ CPU @12 V)	51 h	#3
3B76, 4 直 2 並	12 V, 60 Ah	1.8 A (スターカメラ CPU @12 V)	34 h	#1, #2
3B76, 4 直 1 並	12 V, 30 Ah	0.4 A (スターカメラ CCD @12 V)	68 h	
3B76, 8 直 3 並	24 V, 90 Ah	1.6 A (シフタードライバー @24 V)	56 h	
3B76, 2 直 1 並	6 V, 30 Ah	0.4 A (シフター CPU @6 V)	59 h	

搭載機器全体のブロック図を図 5.5 に示す。スターカメラ間の時刻同期のためにシフターの駆動タイミングに合わせて LED を光らせた。

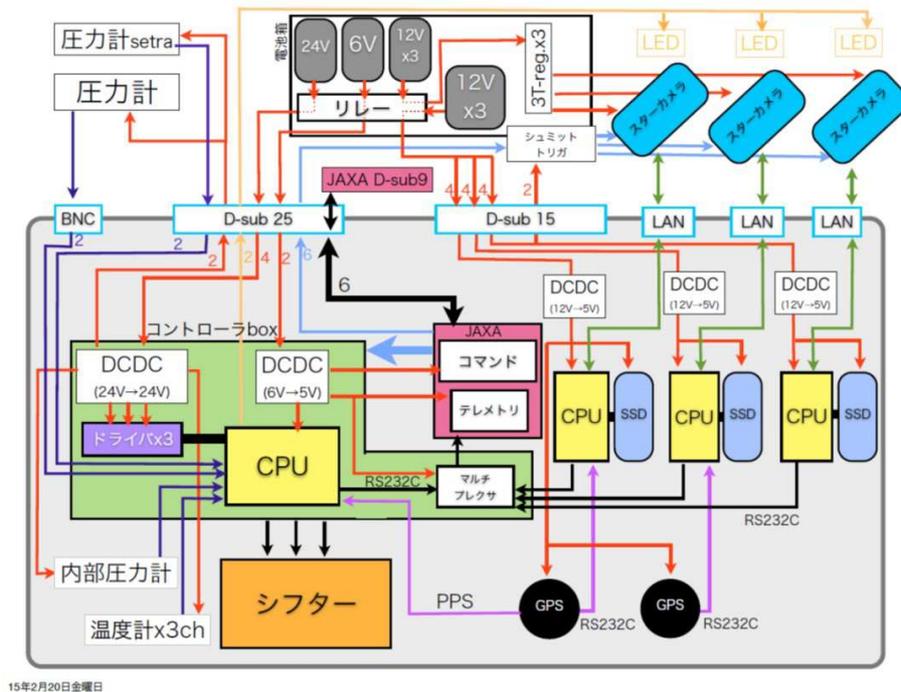


図 5.5: 2015 年豪州気球実験の搭載機器全体のブロック図

気球

本気球実験で用いるポリエチレン気球は藤倉航装製 B300 である。ポリエチレンフィルムは厚み 20

⁶電池が弱ってくると DCDC コンバーターが過負荷となってノイズが大量に出て気球の運用に影響が出る可能性を指摘されたため。

μm で、満膨張時の気球体積は $300,000 \text{ m}^3$ 、気球直径は 91.4 m になる。気球の重量は 645 kg である。図 5.6 に気球からゴンドラに至るまでの荷姿の全体図を示す。

5.1.3 エマルジョン望遠鏡システムの組み上げ

エマルジョンフィルムの輸送

シドニー大学で真空パックしたエマルジョンフィルムのアリススプリングスへの輸送はトラブルを伴い、エマルジョンフィルムのアリススプリングスへの到着が予定より大幅に遅れた。最終的には NASA の気球実験の際に輸送実績のあった CONCORDIA に依頼して陸上輸送した。4月27日にシドニー大学にてフィルムはクーラーボックスに入れた状態で集荷され、アデレードまでドライアイスを補充しながら車で輸送し、アデレードからアリススプリングスへは貨物列車で輸送された。5月1日にアリススプリングスに到着した。南半球の4月は秋から冬に向かう季節ではあるものの、最高気温は $30 \text{ }^\circ\text{C}$ を超す日があり、エマルジョンフィルムの保管環境に注意を払う必要があったが、輸送時の温度は常に $10 \text{ }^\circ\text{C}$ が保たれており、結果的には万全の輸送が行えた。

エマルジョンチェンバーの組み上げ

フィルムの到着後すぐに組み上げ作業を開始した。その過程でタイムスタンプフィルムの一部でアルミラミネート紙にピンホールが空き、一部フィルムの向きが不揃いになっている (C.2 に記載)。図 5.7 に 2015 年気球実験で用いたエマルジョンチェンバーの構造及びゴンドラに搭載したエマルジョンチェンバー及び多段シフターを示す。

コンバーター部は 1 ユニットあたり高銀フィルム 100 枚からなる。厚みは約 32 mm 、全放射長は $0.53 X_0$ 、入射したガンマ線が対生成する確率 $\varepsilon_{\text{conv}}$ は 34% である。

タイムスタンプ部は計三段のステージがあり、上から一段目、二段目、三段目と呼ぶ。1 ユニットあたり中銀フィルムを一段目に 3 枚、二段目に 2 枚、三段目に 3 枚を用いている。タイムスタンプ部の各フィルムのマウントの詳細は D に述べる。

カロリメーター部は 1 ユニットあたり中銀フィルム 16 枚とステンレス板 (SUS316L) 15 枚のサンドイッチ構造となっている。厚みは 19.3 mm 、全放射長は $0.90 X_0$ である。

コンバーター部の上流には平面性の保証及びユニット間アライメントのためのアライメントフィルムとして、高銀フィルムを 3 枚ないし 4 枚を設置した。アライメントフィルムによるコンバーター空間の較正は J-PARC においてビーム試験を実施しており、[44] を参照されたい。

ユニット間の位置関係及びエマルジョンチェンバーとスターカメラ間の位置関係は 3 次元測定器 FaroArm (FARO 社) を用いて測定した。FaroArm は $\sim 10 \mu\text{m}$ の精度で 3 次元の空間座標を測定でき、 $\sim 1 \text{ mrad}$ の精度が期待されるため、2015 年豪州気球実験で目指す Vela パルサーの角度精度 ($\sim 10 \text{ mrad}$) と比べ十分な精度でのアライメントが取れる。

スターカメラの組み上げ

姿勢モニターであるスターカメラ 3 台のゴンドラへの取り付け作業を現地で行った。スターカメラはトラスに平行に取り付ける。トラスの仰角はおよそ 49° であるが、満膨張した気球がスターカメラ視野と被らないかを JAXA 濱田に調べてもらった結果を図 5.8 に示す。気球が干渉する角度 64.8° に対して十分なマージンがあり、ゴンドラの振り子運動が極めて大きくならない限りは大丈夫なことを確認した。

CCD カメラはアルミ円盤に L 字金具を用いて取り付け、アルミ円盤は図 5.9 のようにトラス接続部のボルトを利用してゴンドラに固定した。スターカメラ用 CPU ボードはアルミの金属ケースの中に取り付け、ゴンドラのリング部内壁に溶接で付けた棚に固定した (図 5.7 に映っている)。スターカ

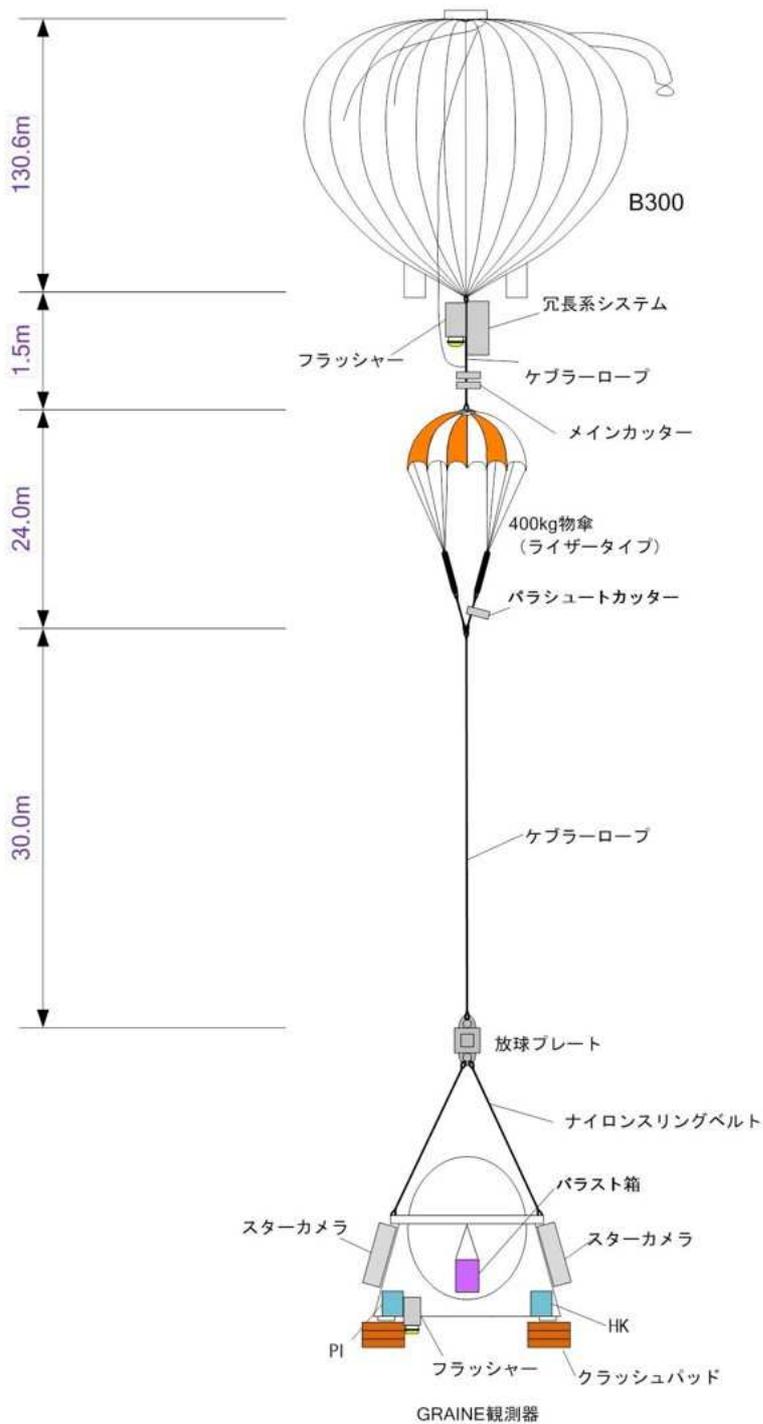


図 5.6: 気球及びゴンドラまでの荷姿の全体図 [JAXA 濱田氏より提供]

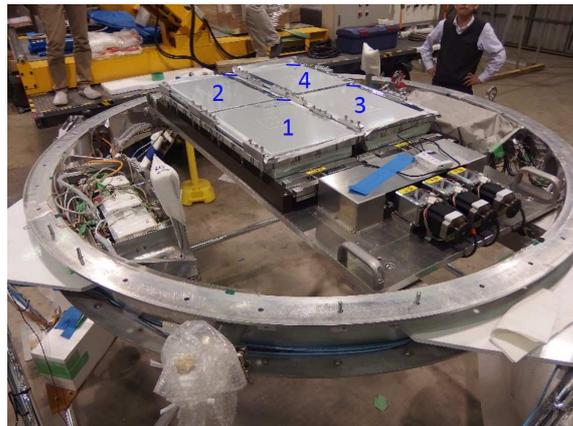
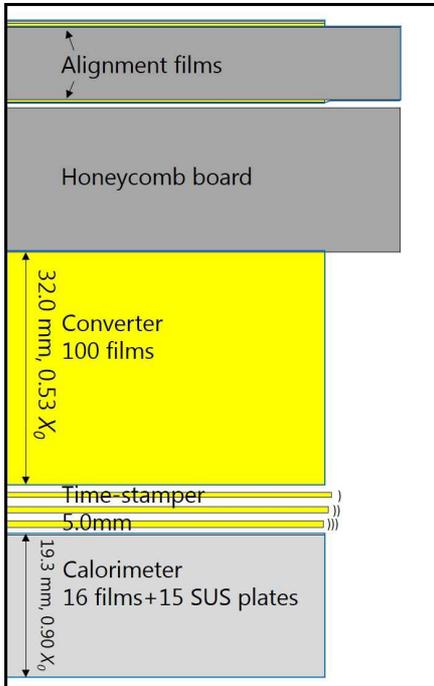


図 5.7: 2015 年豪州気球実験で使用したエマルジョンチェンバー構造, ギンドラ搭載時のチェンバー及びシフター: (左) エマルジョンチェンバー 1 ユニットの構造 (断面図)。(右) 気球ギンドラにマウントしたエマルジョンフィルム。多段シフターのモーター側から見て左下が unit 1, 右上が unit 4 である。ノッチは見て横長に置いたときに左上の向きである。

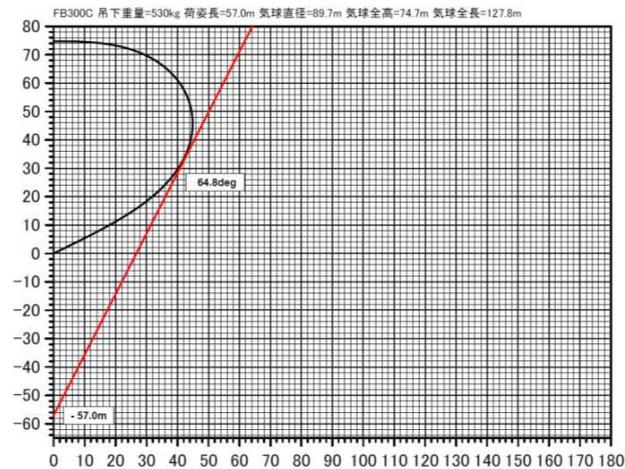


図 5.8: 気球が満膨張したときの立体角 [JAXA 濱田氏より提供]

カメラのフードは配管用治具を使ってトラスパイプと固定した。図 5.10 にクレーンに吊られたスターカメラ 3 台を取り付けたゴンドラを示す。



図 5.9: ゴンドラへのスターカメラの取り付けと CPU ボード : (左) ゴンドラに取り付けたスターカメラ。(右) アルミケースに取り付けたスターカメラ用 CPU ボード



図 5.10: ゴンドラに搭載したスターカメラ 3 台

ゴンドラ・与圧容器の組み上げ

与圧容器は打ち上げ前に加圧試験を重ねてリーク性能を評価し万全を期した。また上空で差圧弁から排気する空気が結露する可能性を考え、現地で調達した窒素ガスで与圧容器内空気を充填した。

図 5.11 に放球基地で組み上げた与圧容器（断熱材を取り付ける前）を示す。

エマルジョンチェンバーを含む全ての機器をマウントしたゴンドラは、エマルジョンの保冷のために図 5.12 に示すようにクーラーの風を直接当てて保冷のためにブルーシートで簡易テント環境にてフライトに向けて待機した。



図 5.11: 打ち上げ前の与圧容器



図 5.12: BLS における保冷用簡易テント

5.2 2015年豪州気球実験

5.2.1 気球フライト

気球は2015年5月12日6:33 (ACST⁷) にオーストラリア、アリススプリングスから放球された。8:50 に高度 36 km に達しレベルフライトを開始した。20:00 ちょうどに観測を終了し、20 時 22 分に気球からゴンドラを切り離し、20:55 にアリススプリングスから東に約 1000 km のロングリーチ近郊に着地した。フライト時間は14 時間 22 分でうち高度 36 km 以上のレベルフライトは11 時間 32 分であった。図 5.13 に放球前、放球直後の写真を示す。図 5.14 に気球の航跡図を示す。



図 5.13: アリススプリングに於ける GRAINE2015 年豪州実験気球放球の様子：(左) 放球前 (右) 放球直後の様子



図 5.14: 航跡図 [image credit: JAXA]

⁷Australian Central Standard Time

フライト中における気球との通信は BLS にある基地局で行い、搭載機器からのテレメトリデータを見て動作の健全性を確認した。スターカメラ CPU からはカメラ 3 台の輝度値や温度のデータを、シフター CPU からはステージ駆動のパルス数や与圧容器内外の圧力や温度のデータを地上に下ろした。気球が BLS への電波到達圏内から外れると、ロングリーチに用意された中継拠点で電波を受けた後に地上回線で BLS に送って、我々は BLS で常にモニターができる仕組みであった⁸。

Vela パルサーが望遠鏡の観測視野に入るおよそ 30 分前の 13:45 に地上から気球にコマンドを送信し、多段シフターは時間分解能を追求するための高速駆動（これを Vela モードと呼ぶ）を開始した。スターカメラは後述する不具合のため、18:08 よりスターカメラ No.3 を高速録画モード（Vela モードと呼ぶ）に切り替えた。

現地作業日程のまとめ

実験準備から撤収に至るまでの、2015 年豪州気球実験における現地作業を表 5.2 にまとめた。

表 5.2: 2015 年豪州気球実験における現地作業のまとめ

日付	作業内容
4/15	先遣隊が BLS に到着、荷物の開梱
4/21	リチウム電池の入れ替えを議論
5/1	ドレスドリハーサル 1
5/1	エマルジョンフィルムが到着
5/5	ドレスドリハーサル 2、電波感度試験
5/11	実験前最終噛み合わせ
5/12	放球
5/14	アリススプリングスから撤収

5.2.2 搭載機器の動作状況

搭載機器の動作状況についてまとめる。スターカメラについては 7.1 で詳細に述べる。

図 5.15 に GPS による気球高度の時間変化、MKS 圧力計による残留大気圧の時間変化を示す。気球高度は 36.0-37.4 km、大気圧は 3.8-4.7 hPa であった。気球高度は 17:00 頃から徐々に落ちはじめたが、18:00 頃にパラスト（鉄粉）を投下する日没補償をして高度を上げた。

GPS データ（気球の現在地）を元にして Vela パルサーが望遠鏡の視野内に入っていた時間を求めると 14:15 から 20:20 である（図 5.16）。実際には多段シフターの動作を 20 時ちょうどに終えているため、Vela パルサーの観測時間は 5 時間 45 分である。

図 5.17 にフライト時の多段シフターのステージ駆動の往復時のパルス差を示す。パルス差を位置ずれに換算して $\pm 5 \mu\text{m}$ 以内でステージ駆動が確認され、多段シフターは上空で正常に動作していた。また、図 5.17 に与圧容器内外の圧力、温度を示す。与圧容器は設計値の差圧 0.3 気圧をフライト中一定に保ち続けており、フライト環境において与圧容器は期待通りの性能を発揮した。

⁸実際はロングリーチ-アリススプリングス間での地上通信に不具合が発生した。

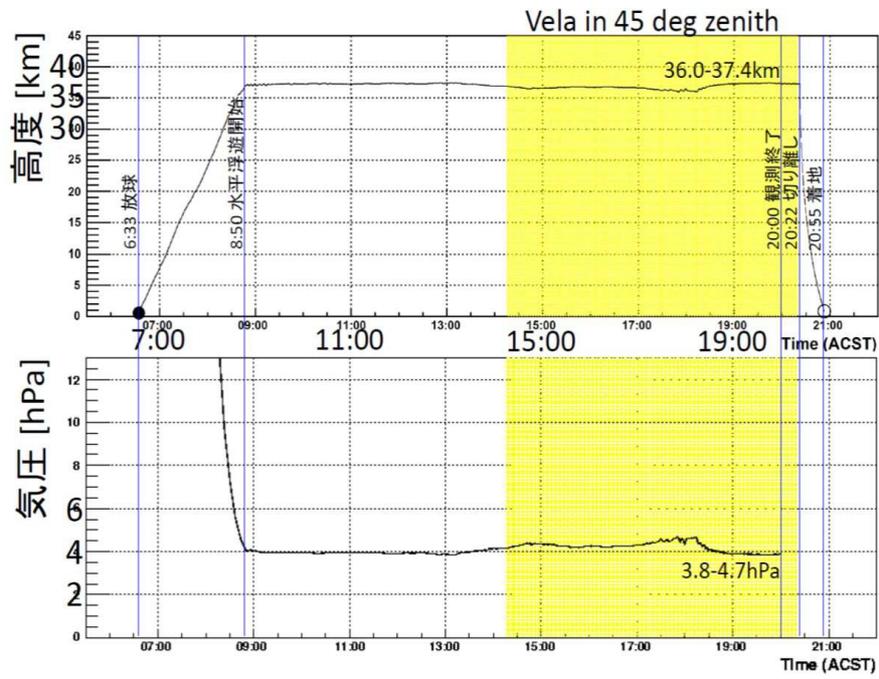


図 5.15: (上) 気球の高度変化、(下) 残留大気圧

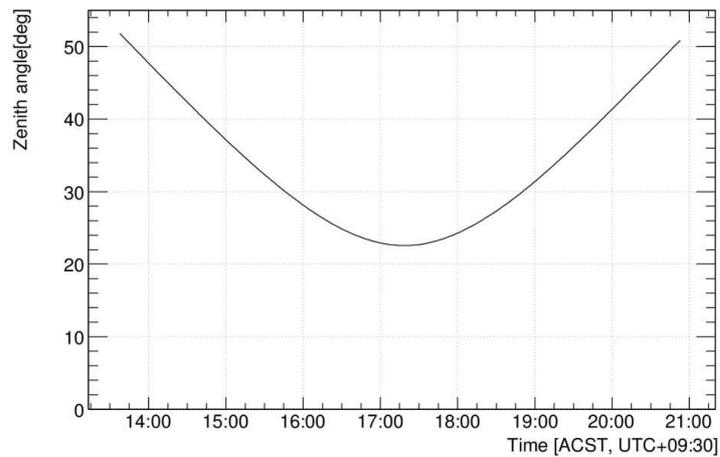


図 5.16: 観測地における Vela パルサーの天頂角の時間変化

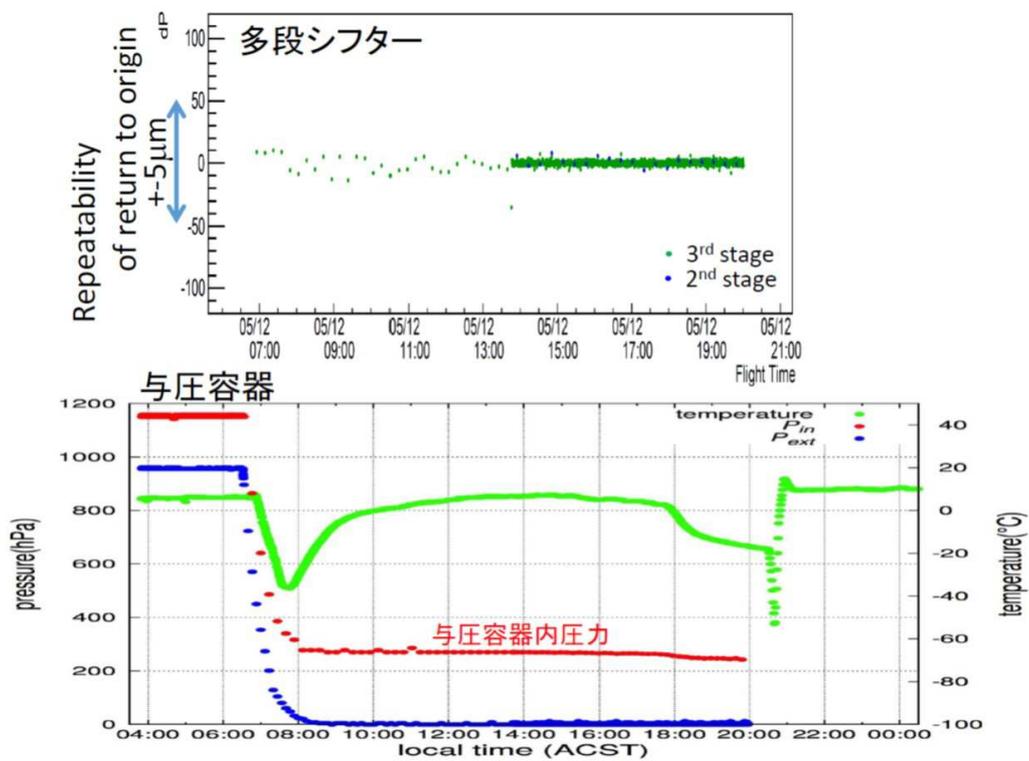


図 5.17: (上) フライト時の多段シフターのステージ駆動の往復時のパルス差。(下) フライト時の赤: 与圧容器内圧力、青: 容器外の圧力、緑: 与圧容器の温度の時間変化

5.2.3 回収

名古屋大の六條を含む回収班は気球が飛んで観測機器の正常動作を確認したのち、昼過ぎにはロングリーチへとセスナに乗って出発した。回収拠点では当初ヘリコプターをチャーターして落下地点の観察、さらに可能であればヘリコプターにゴンドラを吊ってそのまま回収することが考えられていた。実際は借りる予定だったヘリコプターの故障のため、台車付きのランドクルーザー、クレーン付きビークルの車二台でゴンドラの落下地点に向かった。ゴンドラは放球の翌日5月13日の14時までに回収すること成功した。

図 5.18 に落下地点でのゴンドラの様子を示す。またフライトから回収にいたるまでのエマルジョンフィルム周辺の温度データを図 5.19 に示す。温度は徐々に上昇していたが約 20°C に到達する前に回収できた。回収班の迅速な作業により、懸念事項であった高感度乳剤フィルムの潜像退行が抑えられた状態に保つことができた。回収したエマルジョンフィルムは保冷剤を用いてすぐに冷やした。



図 5.18: オーストラリア、ロングリーチ近郊の落下地点でのゴンドラの様子

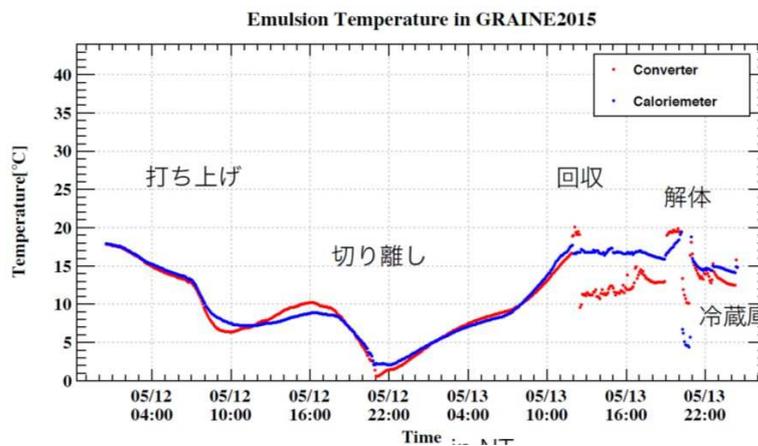


図 5.19: 気球フライトから回収し冷蔵庫に保管するまでのエマルジョンフィルム周囲の温度の時間変化

5.2.4 高感度乳剤フィルムの現像

気球実験に使用したエマルジョンフィルムはシドニー大学にて現像をした。ロングリーチからシドニー大学への輸送もまた CONCORDIA に依頼して、特別に手配された保冷トラックによりシドニー大学に陸路で輸送した。5月18日にロングリーチで集荷され、5月20日にシドニー大学に到着した。輸送時の温度は10℃以下に保たれていた。

アリススプリングスでの撤収作業を終えたメンバーはシドニー大に移り、5月15日から現像環境の構築及び現像テストを行った。図5.20に現像環境を示す。5月20日にエマルジョンフィルムが到着し、現像時間を振ったパイロット現像をした。高感度乳剤フィルムの現像時間による感度応答のスタディは[49]を参照されたい。現像時間を振ったフィルムのフォグ密度が田輪によりすぐさま測定され、結果的には現像時間は25分間で行うこととした。

5月21日、22日は一日24枚のハーフスピードで現像をし、5月23日から6月1日にかけて一日48枚のフルスピードでの現像を行った。計509枚のフィルムを現像した。

現像したコンバーターフィルムをシドニー大学に持ち込んだ光学顕微鏡で確認し、最小電離粒子の飛跡だけでなく、陽子又はヘリウムと思われる地上では見られない銀粒子密度の高い「black」の飛跡が写っていることを確認した。図5.21にシドニー大学で撮影した2015年気球実験に搭載したコンバーターフィルムの顕微鏡画像を示す。

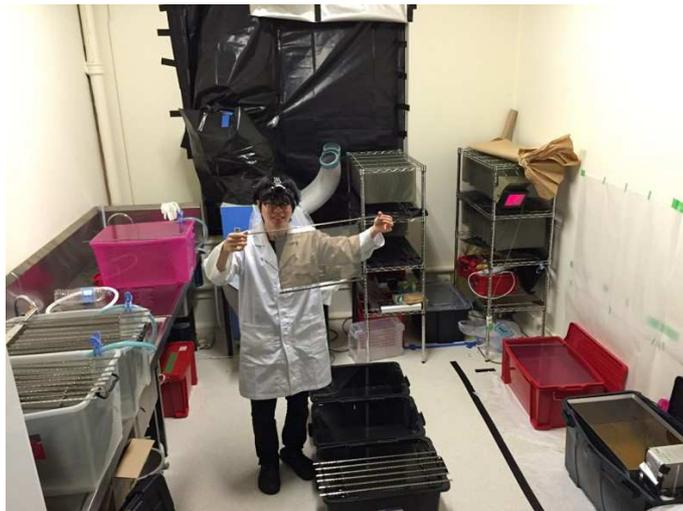


図 5.20: シドニー大学に構築した現像環境

ほとんどの現像後フィルムは目視で見た限りは正常な状態であったが、コンバーター unit 1 の下流側 29 枚のフィルムに、乾燥用支持板に開けた穴に対応する黒化 (図 5.22) が発生していることが分かった。黒くなっている箇所を顕微鏡で確認すると、フォグがかなり多く、感度は低下している印象を受けた。実験前処理においてコンバーター unit 1 を 2nd drying に移る際に、一部のフィルムが他と比べウェットな状態になっており、ウェットなフィルムを乾燥用支持板で挟んで乾燥させた過程で、予期せぬ事態が発生したと考えられる。黒化エラーフィルムのリカバリー策については 6.1.3 節で議論する。

現像した全てのフィルムは手荷物で日本に持ち帰った。

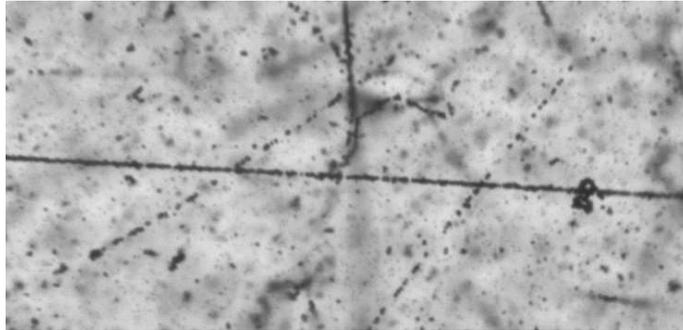


図 5.21: 現地で確認した気球フィルムの顕微鏡画像。最小電離粒子や black の飛跡が写っている。



図 5.22: 乾燥用支持板に開けた穴に対応するパターンが見られる黒化エラーフィルム

第6章 高感度乳剤フィルムのフライトデータ解析

2015年豪州気球実験は高感度乳剤フィルムを全面的に実戦投入した初めての実験である。また、超高速飛跡読み取り装置 HTS を全面的に使用する初めての実験でもある。

6.1節ではスキヤニング前のエマルジョンフィルムの処理、HTSの詳細、本気球実験に搭載したフィルムのスキヤニング状況をまとめる。6.2節、6.3節では飛跡データ解析によるコンバーター部、タイムスタンプ部の性能を評価し、高感度乳剤フィルムの導入によって得られたエマルジョン望遠鏡としての性能改善の結果をまとめる。Vela パルサーの検出に向けた原子核乾板解析の展望を6.4節で述べる。

6.1 HTSによる高感度乳剤フィルムの飛跡読み取り

6.1.1 スキヤニング前処理

表面銀取り

2015年豪州気球実験で用いた高感度乳剤フィルムには作業効率との兼ね合いで保護層を塗らなかつたため、現像後のフィルム表面には銀が析出して黒くなる。これを「表面銀」と呼ぶ。表面銀は顕微鏡観察において障害となるため、表面銀はアルコールを染み込ませたワイパー（日本製紙製ケイドライ）を用いて「表面銀取り」をした。図6.1に表面銀取り前後のフィルム状態を示す。

表面銀取りは神戸大と名古屋大のグループで分担して2015年6月から開始した。25 cm×37.8 cmサイズのフィルム1枚の表面銀取りは、慣れると30分程度で完了する。おおよそ1週間に10-30枚のペースで銀取り作業を行い、2015年10月に全フィルム509枚の表面銀取りが完了した。



図 6.1: 表面銀取り前（左）と後（右）のフィルム

膨潤処理

一般に写真フィルムは現像過程の定着処理の際に銀が抜けるため、乳剤層の厚みは約半分になる。そこで、乳剤層の厚みをおよそ元の厚みに戻す「膨潤処理」を神戸大学にて立石の主導のもと行った¹。

¹スキヤニングの際に乳剤層の厚みは元の厚みである 60 μm 程度にまで戻した方が S/N が良い。

銀取りをしたフィルムは温度約 30 °C に調温した水槽にフィルムを浸してゼラチンに水分を含ませて膨らませる。シックネスゲージでフィルムの厚みを測定し狙った厚みにまで膨らんだら、グリセリン水溶液に浸す。2015 年豪州気球実験に使用した膨潤完了後の高感度乳剤フィルムを図 6.2 に示す。



図 6.2: (左) グリセリン膨潤のためにフィルムを水浸処理している様子 (右) 膨潤後のエマルジョンフィルム

2015 年 12 月にはコンバーターフィルム 400 枚、タイムスタンパーフィルム 32 枚、ユニット間アライメントフィルム 13 枚の計 445 枚の膨潤処理が完了した。図 6.3 に 2015 年豪州気球実験で用いた高感度乳剤フィルムの膨潤処理実績を示す。残るカロリメーターフィルム 64 枚の膨潤は 2016 年 3 月中に完了させる予定である。

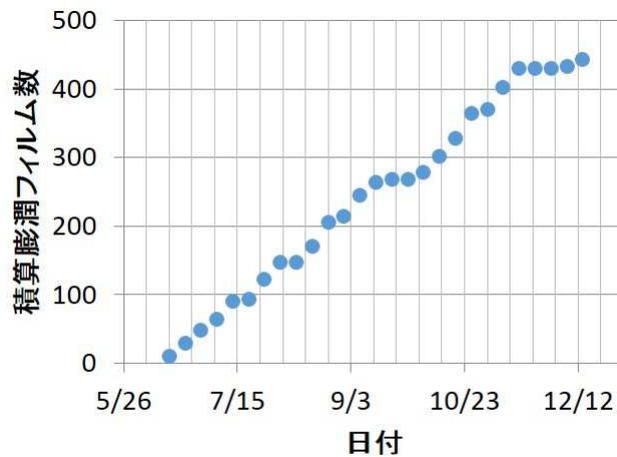


図 6.3: 2015 年豪州気球実験で用いた高感度乳剤フィルムの膨潤処理実績

6.1.2 HTS

HTS (図 6.4) は $2000 \text{ m}^2/\text{year}(= 0.9 \text{ m}^2/\text{hour})$ の読み取り速度を実現する次世代の超高速自動飛跡読取装置である。HTS は巨大な対物レンズとビームスプリッターを用いて像を 6 分割し、72 個のイメージセンサ (1 ユニット 12 センサーのものが 6 ユニット) からなるモザイクカメラシステムを用いて、 $5 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$ の高視野化を実現している (視野面積は S-UTS と比べて 600 倍)。36 台の画像処理用 PC (PC1 台につき 2 センサーを処理) を用いてオンラインで飛跡データをデジタル化する。

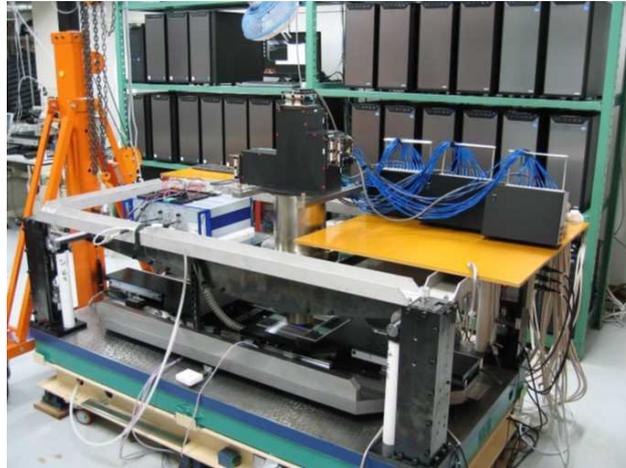


図 6.4: 名古屋大学で稼働している HTS

HTS は対象視野に X・Y 軸ステージを移動させて微小な振動がおさまるのを待った後に Z 軸を等速移動させて断層画像を取得する。そして取得画像処理と次の対象視野に X・Y 軸ステージを移動させる。

2016 年 1 月時点で、HTS で一度にスキャンできる面積はおよそ OPERA フィルムサイズ大の横 130 mm、縦 100 mm となっている。表 6.1 にまとめるように、コンバーターフィルムは 378 mm×250 mm の大きさがあるため、図 6.5 に示すように 3×3 分割してスキャンングを実施した。タイムスタンパーフィルムは 388 mm×250 mm とコンバーターフィルムと比して長手方向に 10 mm 長いため、4×3 分割してスキャンングを実施した。また、コンバーター部の最下流 2 枚のフィルムはタイムスタンパーとの接続のため、4×3 分割でスキャンングした。コンバーターフィルム（タイムスタンパーフィルム）の隣接エリアとのオーバーラップは長辺方向に約 3 mm（43 mm）、短辺方向に約 6 mm（6 mm）である。角度アクセプタンスは乳剤の厚みによるがおよそ 63.5° ($\tan\theta=2.0$ [rad]) 内である。

フィルムは厚み 5 mm、540 mm×410 mm のアクリル板に貼りつけて HTS ステージにセッティングした²。

表 6.1: コンバーター・タイムスタンパーフィルムのスキャンング

	フィルムサイズ [mm ²]	分割数	スキャンング面積 [mm ²]
コンバーター	378×250	3×3	130×90
タイムスタンパー	388×250	4×3	130×90

²アクリル板とフィルムの間には気泡が残らないように注意する。また、グリセリン膨潤したフィルムは弱い粘着性を持っており、アクリル板にはフィルム自身の「自己粘着」で貼りつけている。

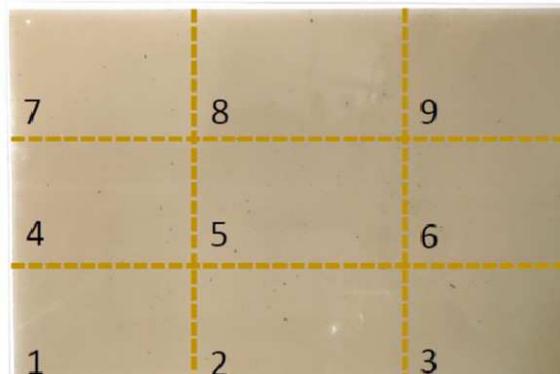


図 6.5: コンバーターフィルムは9分割してスキヤニングを実施した。角を切り落とした「ノッチ」を右上にして写真の向きにフィルムを置いたとき、左下を area1, 右上を area 9 と名前を付けた。

6.1.3 スキヤニングの現状と展望

HTS を用いた高感度乳剤フィルムのスキヤニングは 2015 年 6 月よりテストスキャンを開始してスキャンパラメータやゴースト処理³を調整した。

2015 年 8 月からコンバーターフィルムの本番スキャンを開始し、GRAINE コラボレーターによるスキヤニングシフトを名古屋大学の六條のコーディネートのもと実施した。2015 年 12 月末にはコンバーターフィルム 400 枚のスキヤニングが完了した。コンバーターフィルムのスキヤニング実績を図 6.6 に示す。2015 年 9 月中旬にコンバーター部 unit 3 の 100 枚のスキヤニングを終えた時点で、飛跡データの理解及び HTS の高速化開発のために一時スキヤニングを中断した。中断前は $0.24 \text{ m}^2/\text{hour}$, 再開後は $0.39 \text{ m}^2/\text{hour}$ の読み取り速度でスキヤニングを実施した。

コンバーターフィルムのうち、unit 1 のフィルム 29 枚は黒化エラーフィルムとして特別にしきい値を変えたスキヤニングを行った。黒化は乳剤層両面のうちの片側で生じていることが分かったため、黒化していない乳剤層の飛跡を使うことによるリカバリーを考えている。

タイムスタンパーフィルムは 2015 年 11 月時点で、unit 3 の 8 枚のスキヤニングが完了している。2016 年 2 月までには全フィルムのスキヤニングを完了させる予定である。スキヤニング条件の最適化の詳細は 6.3.1 で述べる。

HTS の改良は現在も続けられており、最終的には $0.9 \text{ m}^2/\text{hour}$ の読み取り速度の実現を目指している。これは GRAINE の 3rd step における口径 10 m^2 のエマルジョン望遠鏡の飛跡読み取り ($10^2 \text{ m} \times 100 \text{ 枚} = 1000 \text{ m}^2$) が 1 年で完了できる速度である。

6.2 コンバーター部の性能評価

コンバーター部の飛跡データを解析し、フィルム性能を評価した。特に高感度乳剤フィルム導入によるコンバーター部の性能の改善実績をまとめる。

コンバーター部は area 1 から area 9 と呼ぶ 9 つのエリア毎に担当者を割り当て、解析を進めている。ここでは unit 3, area 6 の結果を中心にまとめるが、unit 3 の他のエリアや他のユニットの解析も進んでおり同様の結果が得られている。

³真の飛跡に対して似た位置、角度のゴースト飛跡を消去して一本化する処理。ゴースト飛跡は例えば HTS のセンサー間オーバーラップで発生する。また、焦点深度の影響で特に飛跡の進行方向にゴーストは発生しやすい。

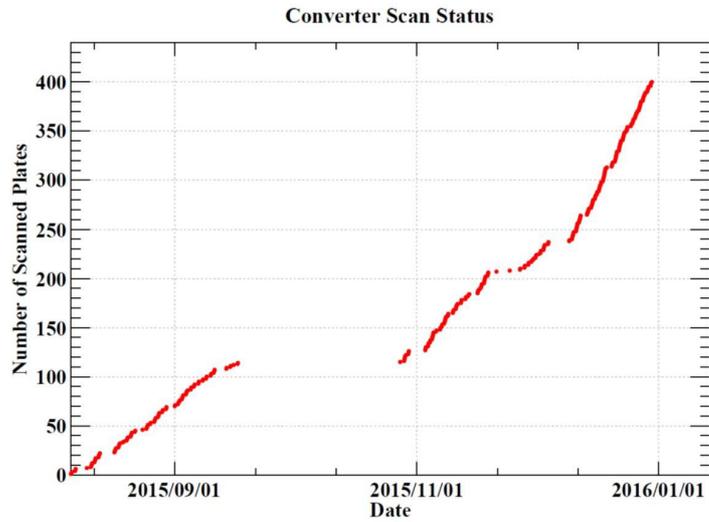


図 6.6: 2015 豪州気球実験のコンバーターフィルムのスキヤニング実績

6.2.1 飛跡データ

乳剤層両面で読み取った飛跡（マイクロトラック）のディストーション補正、シュリンケージ補正をしてベーストラックを再構成する（マイクロトラック、ベーストラックの概念図は図 2.7 に示した。）。

入射角 $|\tan\theta| < 0.1$ [rad] のマイクロトラックの PH 分布を 2011 年気球実験のフィルム（OPERA フィルム）と比較した結果を図 6.7 に示す。OPERA フィルムのシグナル集団はノイズ集団に埋もれている（PH=12 あたりに見える山がシグナル集団）が、高感度乳剤フィルムは PH=16 にピークを持つシグナル集団と PH=9 周辺のノイズ集団が明確に分離されている。スキヤニングの際の PH しきい値は OPERA フィルムが 7、高感度乳剤フィルムは 9 である。高感度乳剤フィルムは荷電粒子に対する感度が向上し、PH しきい値を厳しく設定してもシグナル集団を落とさないスキヤニングが可能になった。

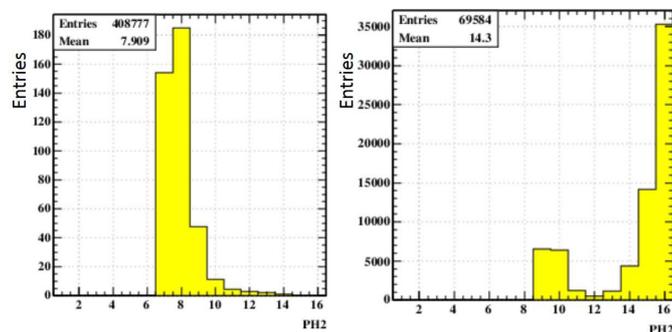


図 6.7: (左) 2011 年気球実験で用いた OPERA フィルム、(右) 2015 年豪州気球実験で用いた高感度乳剤フィルムの PH 分布

フィルム間の回転、伸縮、ギャップをアライメント補正してベーストラックを接続して「リンクレット」を生成する。コンバーター unit 3, area 6 のフィルム 100 枚のマイクロトラック、ベーストラック

ク、リンクレットのトラック数を図 6.8 に示す。マイクロトラックは何らかのノイズが影響してフィルムによって本数にバラつきはあるが、ベーストラック、リンクレットに再構成するとそのようなノイズ成分が消えて、飛跡数はフィルムによらずほぼ一樣になる。

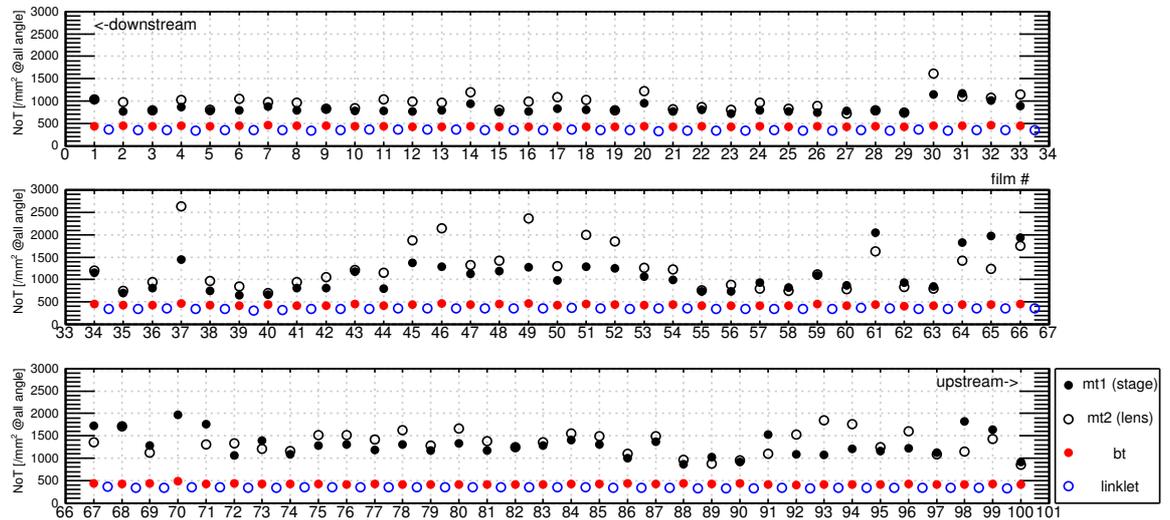


図 6.8: コンバーター unit 3, area 6 のフィルム 100 枚のマイクロトラック、ベーストラック、リンクレットの単位面積 [mm^2] あたりのトラック数。横軸はフィルム # で 1 が最下流、100 が最上流である。マイクロトラックは HTS のステージ側、レンズ側の乳剤層で分けてプロットしている。またリンクレット本数は、例えばフィルム #1-#2 間のリンクレットの場合 1.5 の所にプロットしている。

S/N 比の改善

飛跡データとしての一次データであるコンバーター部のマイクロトラック本数は約 $1000 \text{ [mm}^2]$ である。2011 年気球実験におけるマイクロトラック本数は約 $16500 \text{ [mm}^2]$ であったこと [40] から、飛跡データの S/N 比は 16.5 倍に改善している。高感度乳剤フィルムの導入により、S/N 比の大幅な改善が得られた。

6.2.2 飛跡検出効率

コンバーターフィルムの飛跡検出効率を図 3.1 で示した通り、上下のフィルムでトリガーした飛跡が間の評価フィルムに存在するかしないかで評価した。

コンバーター unit 3, area 6 のフィルム #2 の飛跡検出効率の入射角度依存性を図 6.9 に示す。天頂角 63.5° ($\tan\theta_{\text{space}}=2.0 \text{ [rad]}$) 内の飛跡を対象にした。飛跡検出効率は、 $98.2\% \text{ @} |\tan\theta| < 0.1$ 、 $95.8\% \text{ @} 1.9 < |\tan\theta| < 2.0$ であり、緩やかな角度依存性は読み取り装置の特性による [30]。角度ビン毎の飛跡本数で重みづけした平均飛跡検出効率は 97.0% である。

図 6.10 にフィルム #1, #100 を除く 98 枚のフィルムの飛跡検出効率を示す。ほとんどのフィルムで 97% 以上の高い飛跡検出効率を得られた。フィルム #40 は膨潤処理の際にフィルムが膨らみすぎた影響で飛跡検出効率が他と比べ低くなっており、フィルム（乳剤）の感度の問題ではない。コンバーターフィルムの飛跡検出効率の平均値は 96.9% であった。

高い飛跡検出効率の実現

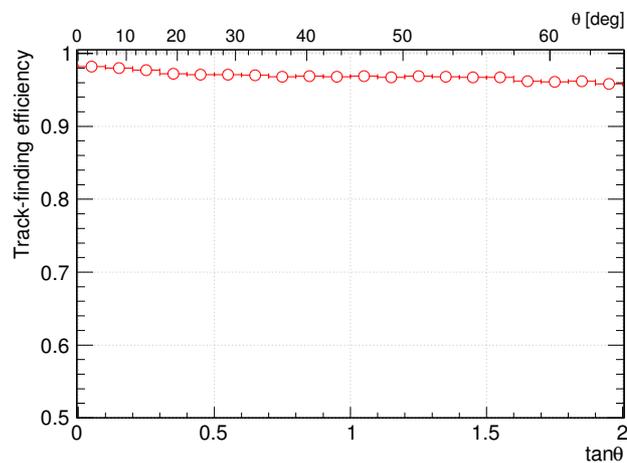


図 6.9: コンバーター unit 3, area 6 のフィルム #2 の飛跡検出効率の入射角度依存性

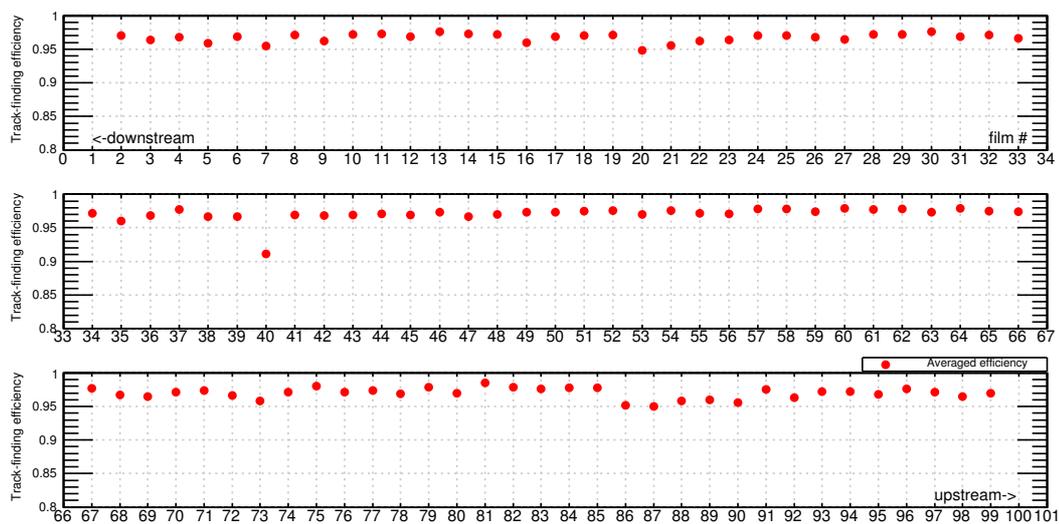


図 6.10: コンバーター unit 3, area 6 のフィルム毎の飛跡検出効率。各プロットはフィルム一枚の平均飛跡検出効率である。

高い飛跡検出効率は、

1. リセット処理により高感度乳剤フィルムの感度を保証したこと
 2. 乾燥処理によって潜像退行を抑制したこと
 3. 長期間の真空パックによるフィルム黒化を対策し、実験までの間可能な限りフィルムを冷却する環境を整えたこと
 4. 速やかなフィルム回収を依頼してそれに成功したこと
 5. 回収後すぐにフィルムを冷やし現像する体制を整えそれに成功したこと
- といった、全てのハンドリングの成功を積み重ねた結果として得られたものである。

フィルム1枚あたりの inefficiency は2011年気球実験の結果と比べ約10分の1 (20%から3%)に改善されている。これにより、S/N良くガンマ線事象を選び出す上で重要な貫通荷電粒子の除去効率の向上につながる。

6.2.3 フィルム間の飛跡接続性能

フィルム間の飛跡接続性能評価の指標としてリンクレットの角度ずれ、位置ずれを用いる。アライメント補正が十分に行えていれば、2.1.4節で議論した角度ずれ及び位置ずれは式2.7, 式2.8で理解できるはずである。

飛跡接続性能は高運動量の飛跡を選択し、アライメントや読み取りに伴う誤差だけを評価したい。そこで、評価対象のリンクレットが、上下のリンクレットと位置ずれ $10 \mu\text{m}$ 、角度ずれ 10 mrad の許容値で接続することを要求し、気球高度における低運動量成分を落とした⁴。

図6.11にフィルム#2-3間のリンクレットの角度 $|\tan \theta| < 0.1$ における角度ずれ分布、位置ずれ分布を示す。正規分布でフィッティングして得た角度ずれ、位置ずれの σ はそれぞれ 3.4 mrad , $1.6 \mu\text{m}$ である。

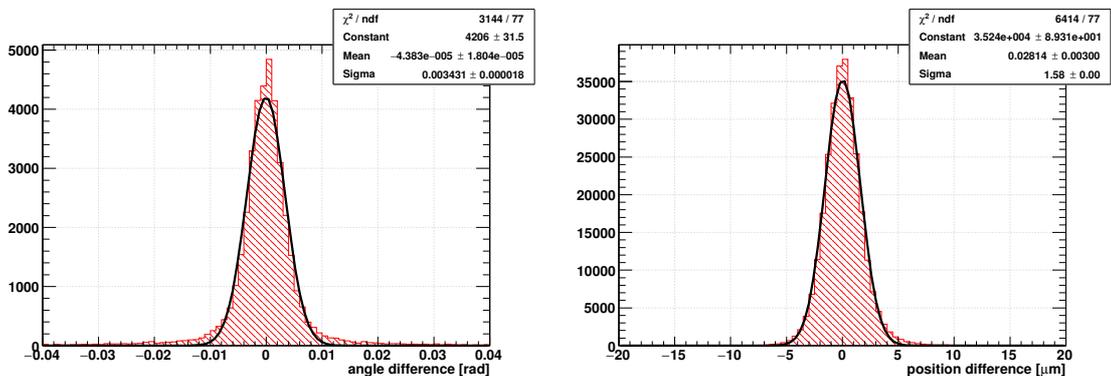


図 6.11: フィルム #2-3 間のリンクレットの角度 $|\tan \theta| < 0.1$ の (左) 角度ずれ分布、(右) 位置ずれ分布

ここで、 $\delta \tan \theta_{x_1} = \delta \tan \theta_{x_2}$ として式 2.7 を変形すると、

$$\delta d \tan \theta_x = \frac{2}{z_1 - z_2} \sqrt{(\delta x)^2 + (\delta z \cdot \tan \theta)^2} \quad (6.1)$$

となる。図 6.12 に角度ずれ σ の角度依存性と、 $z_1 - z_2 = 170 [\mu\text{m}]$ として δx , δz をフリーパラメーターとしてフィッティングした結果が実線である。フィッティング結果として、 $\delta x = 0.28 \pm 0.02 [\mu\text{m}]$, δy

⁴#2-3 間の評価をする場合、#1-2 間、#3-4 間において位置ずれ $\pm 10 \mu\text{m}$ 、角度ずれ $\pm 10 \text{ mrad}$ の飛跡接続を要求する。例えば、 $\tan \theta = 1.0 [\text{rad}]$ の飛跡に対し運動量 $10 \text{ MeV}/c$ の飛跡の位置ずれ 1σ の期待値が $20 \mu\text{m}$ であるので、本セレクションにより $10 \text{ MeV}/c$ 以下の飛跡は 2% 以下に落とせる。

$= 0.38 \pm 0.01 [\mu\text{m}]$, $\delta z = 1.48 \pm 0.05 [\mu\text{m}]$ を得た。角度ずれの角度依存性は今回考慮した誤差モデルで良く理解できることを確認した。

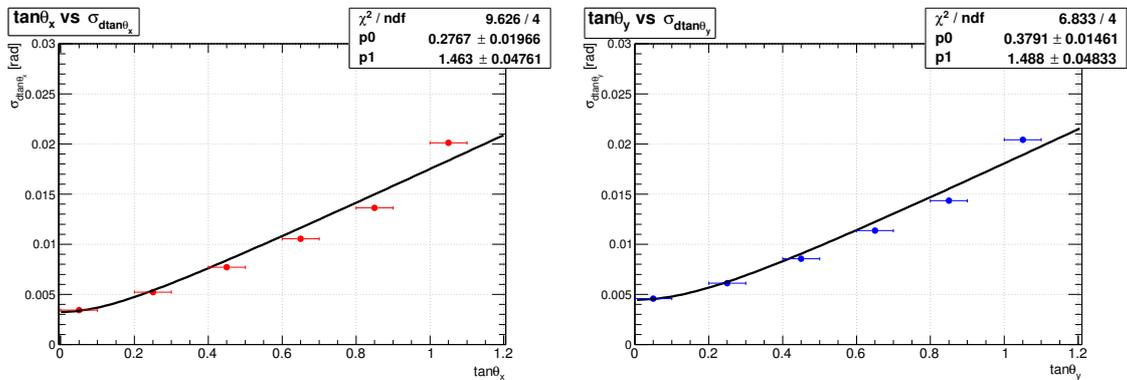


図 6.12: 角度ずれ σ の角度依存性の (左) x プロジェクション、(右) y プロジェクションの結果。p0 は δx または δy 、p1 は δz に相当する。

コンバーター unit 3, area 6 のフィルム #1, 2, 99, 100 を除く 96 枚のフィルムの角度ずれ、位置ずれの σ を評価した結果を図 6.13、図 6.14 に示す。角度ずれ σ は各リンクレットによらずコンバーター全体にわたり様な結果が得られた。位置ずれ σ は、例えばフィルム #6-7 間のリンクレットによって大きくなっている箇所がある。これはフィルム間が $10 \mu\text{m}$ オーダーで「スリップ」したことが原因である。スリップした原因自体はまだ判明していないが、スリップは気球打ち上げ直後に一度生じ、気球フライト中はスリップしていないことが確認されている⁵。気球フライト中の飛跡集団でフィルム間のアライメントを取ることで、この問題は回避できる。

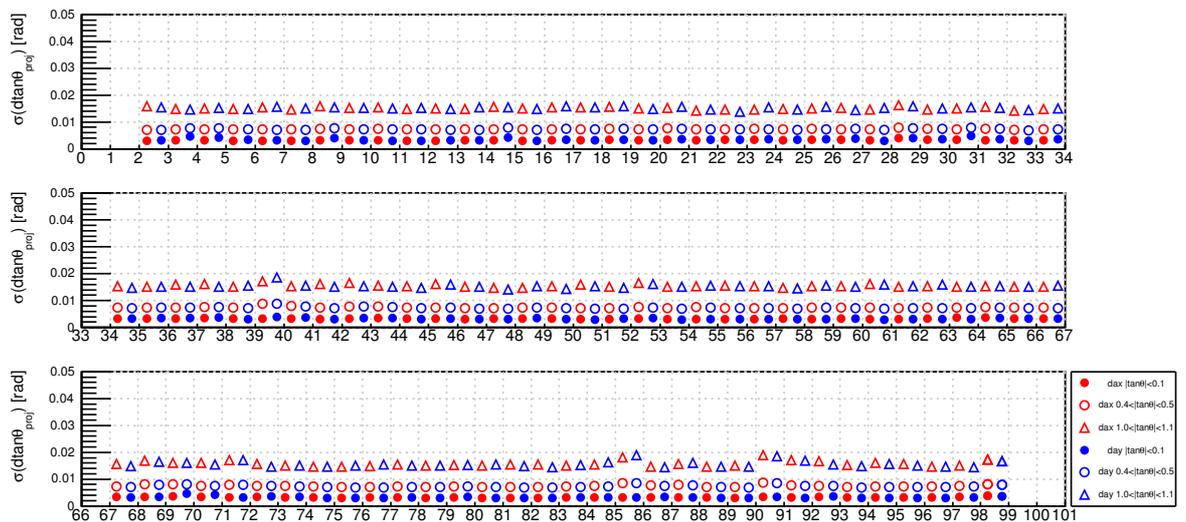


図 6.13: 各リンクレットの角度ずれ σ 。 $|\tan \theta| < 0.1$, $0.4 < |\tan \theta| < 0.5$, $1.0 < |\tan \theta| < 1.1$ の飛跡について x/y プロジェクションで分けてプロットしている。

⁵気球フライト中のスリップを防げたという観点では、与圧容器の導入は成功である。

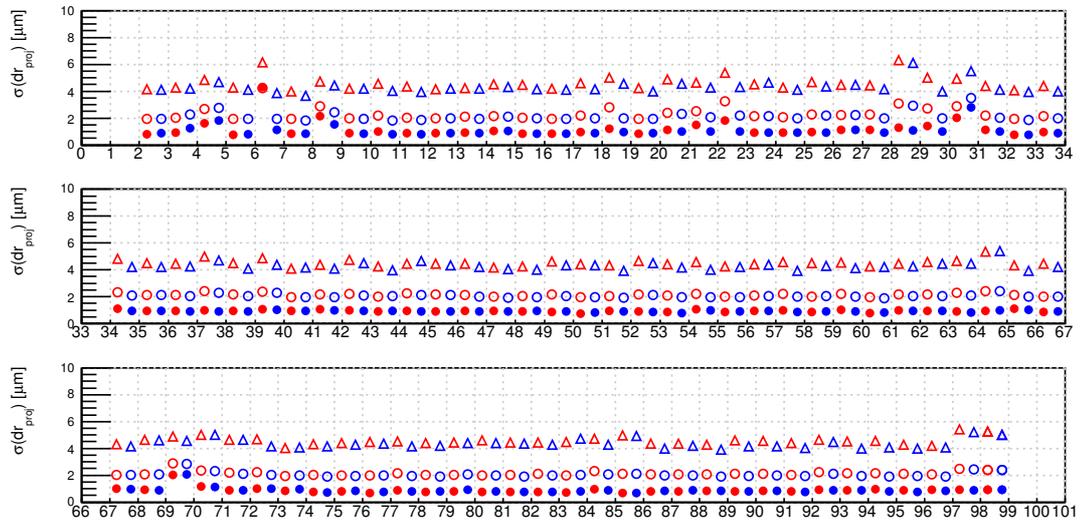


図 6.14: 各リンクレットの位置ずれ σ . 各プロットは角度ずれと同様である。

6.3 タイムスタンプ部の性能評価

タイムスタンプ部の飛跡データを解析し、フィルム性能を評価した。

6.3.1 スキャニング条件の最適化

タイムスタンプ部は高い飛跡検出効率を維持しつつ、多重電磁散乱の不定性を抑えるために銀量を抑えた中銀乳剤を薄く塗ったフィルムを用いた。コンバーターフィルムと同様のスキャニング条件では高い飛跡検出効率を実現することは難しいことを確認し、改めてタイムスタンパーフィルムのために HTS のスキャニング条件を最適化した。

ここではタイムスタンパーフィルムのうち、170 μm 厚のベースフィルムの評価結果をまとめる。6.15 にスキャニング条件を変えたときのタイムスタンパーフィルムの飛跡検出効率とベーストラック本数の関係を示す。95% 以上の飛跡検出効率を達成するためには、

- ・ PH しきい値は 8 以下に設定する。calc PH と呼ぶ HTS 内での計算パラメータは 7 に設定する。
- ・ スキャニングする乳剤層厚みを最適化する。

が必要であることを確認した。

チャンスコインシデンスの低減

物質量を抑えたタイムスタンパーフィルムは、コンバーターフィルムと比べ散乱量 ($\delta\theta_{\text{scat}}$) をプロジェクトあたり 1.5 分の 1 に抑えられている。位置ずれ、角度ずれの 4 次元で考えると、飛跡接続の許容値は (1.5 分の 1)⁴=5 分の 1 に狭くすることができる。

飛跡接続には、別のタイミングで入射した飛跡をチャンスコインシデンス (β_{chance}) で接続する可能性が伴う。ギャップ L 、運動量 p の飛跡が 3σ ($=99.7\%$) 接続する位置ずれ dr ($=\sqrt{dx^2 + dy^2}$)、角度ずれ $d\theta$ ($=\sqrt{d \tan^2 x^2 + d \tan^2 y^2}$) を設けた際の β_{chance} は、

$$\beta_{\text{chance}} = F_{\text{CR}} \cdot T \cdot \pi^2 \cdot dr(p, L) \cdot d\theta(p) \cdot S \cdot n \quad (6.2)$$

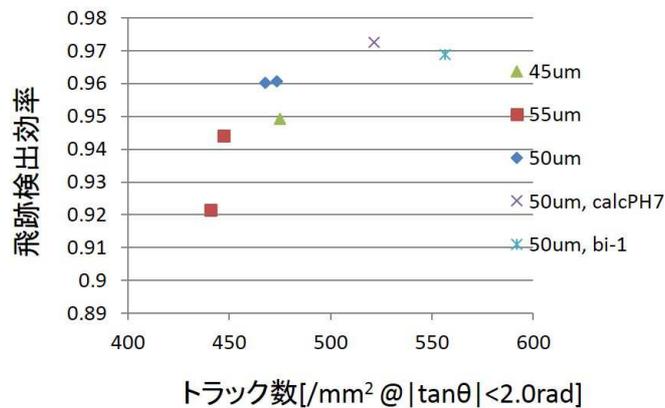


図 6.15: スキャニング条件を変えたときのタイムスタンパーフィルムの飛跡検出効率とベーストラック本数の関係

と書ける。ここで、 F_{CR} : 上空での宇宙線フラックス [$\text{cm}^2\text{s}^{-1}\text{sr}^{-1}$]、 T : 観測時間 [s]、 n : タイムスタンパー部のステージ段数、 S : 段あたりのステップ回数である。

タイムスタンパーフィルムの開発により、高い飛跡検出効率を保持しつつチャンスコインシデンスを5分の1に抑えることができる。

6.4 原子核乾板解析の展望

6.4.1 ガンマ線事象の選び出し

コンバーターフィルム内におけるガンマ線事象の選び出し処理は名古屋大学六條により用意され、以下の順序で行う。

1. 貫通飛跡の除去
2. 選出対象フィルムから始まる飛跡の下流フィルムへの接続 ($>50 \text{ MeV}/c$)
3. 選出対象フィルムの1枚上流で大角度散乱をした貫通飛跡の除去
4. パートナー飛跡の要求

例として、データセットに unit 3, area 1, フィルム #3-10, 30 mm×30 mm×2.6 mm のボリュームを用意し、フィルム #7 で始まるガンマ線事象を選出する。まず、貫通飛跡を2枚の inefficiency を許容して検出する⁶。その結果、フィルム #7 のベーストラック (206814 本) の内 74% に Veto がかかって、32% の飛跡 (67110 本) が残る。

貫通飛跡を除去しフィルム #7 から始まったように見える飛跡をフィルム #3 まで2枚の inefficiency を許容して下流側に接続すると、2170 本が残る。

その飛跡に対して1枚上流のフィルム (#8) で大角度ずれを伴って接続する飛跡を消去すると、999 本が残る。

最後にパートナー飛跡を要求して、ガンマ線事象候補として 108 事象が残った。イベントディスプレイを図 6.16 に示す。

108 事象をイベントディスプレイで上流側に接続する貫通飛跡の存在、パートナー飛跡の存在を確認をし、96 事象を確かなガンマ線事象と認定した。これにより現状のアルゴリズムの場合、ガンマ線事

⁶まず、運動量 $>500 \text{ MeV}/c$ の位置ずれ、角度ずれ許容値でリンクレットを接続する。フィルム #7 に残った飛跡に対し、 $>200 \text{ MeV}/c$, $>100 \text{ MeV}/c$, $>50 \text{ MeV}/c$ の運動量下限値で接続する。

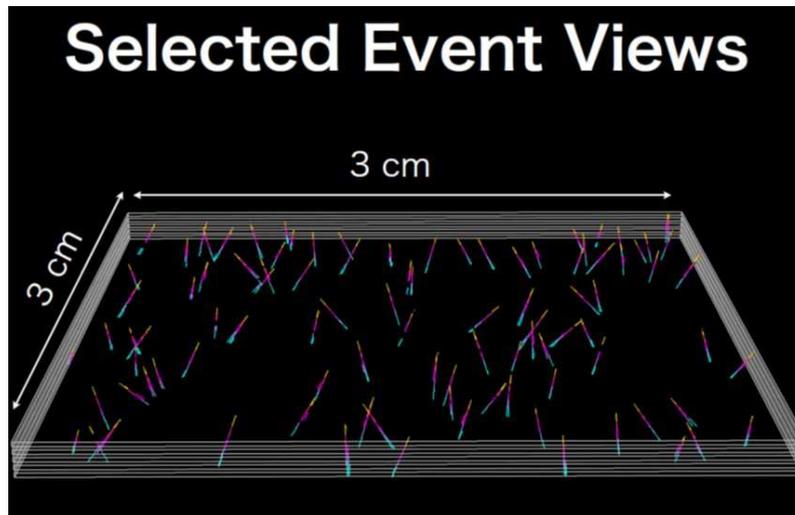


図 6.16: unit 3, area 1, フィルム #3-10, 30 mm×30 mm×2.6 mm のボリュームの内、フィルム #7 から始まるガンマ線事象候補 108 事象のイベントディスプレイ

象は信頼性 89% でセレクションされていることを確認した。図 6.17 にガンマ線事象の一例を示す。

イベントディスプレイでの確認によりバックグラウンドと判定した 12 事象のうち、上流側に接続する貫通飛跡の存在またはパートナー飛跡がガンマ線事象としてのトポロジーを示していないフェイクが 11、ハドロン反応起因で 3 本の飛跡が絡んでいた事象が 1 であった。

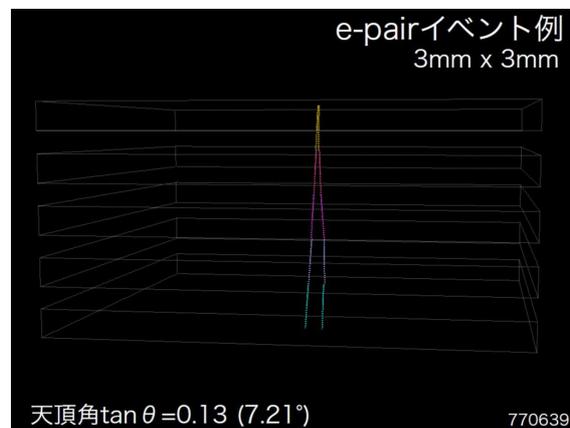


図 6.17: 飛跡データを元にガンマ線事象の一例をイベントディスプレイに描画した。フィルム 5 枚、3 mm×3 mm のデータボリュームを描画した。

unit 3, area 6 のフィルム #7 で始まるガンマ線事象の選び出しをフィルム全面積 (130 mm×90 mm) で行った。その結果として、1338 本のガンマ線事象候補が選び出された。選出本数は 30 mm×30 mm で行った本数と比べてもリーズナブル⁷ でな値である。

データリダクションレートの改善

ガンマ線事象選出にあたって、2015 年豪州気球実験では 1000 [マイクロトラック本数/mm²] から

⁷109 [events/900 mm²] を全面積に外挿すると、1417±135 が期待値である。誤差は統計誤差を付けた。

出発し $96 [\text{events}/900 \text{ mm}^2] = 0.11 [\text{events}/\text{mm}^2]$ を選出したので、 9.4×10^3 分の 1 に飛跡データをリダクションしたことになる。一方 2011 年気球実験では 1.3×10^6 分の 1 のデータリダクションであった。したがって、高感度乳剤フィルムの導入による高い飛跡検出効率と S/N 比の改善により、ガンマ線事象を選出するまでのデータリダクションレートを 171 分の 1 に改善された。

Vela パルサーの観測に向けたコンバーター部の解析課題と展望

- ・ガンマ線事象の選出効率の評価（モンテカルロ及び実データでの検証）
- ・ガンマ線事象選出処理のさらなる最適化（選出効率 70% @100 MeV とより高い信頼性の実現）
- ・ガンマ線事象の系統的な選出
- ・選出したガンマ線のタイムスタンプへの飛跡接続（フォローダウン）
- ・電子・陽電子の系統的な運動量測定

6.4.2 タイムスタンプ部の解析

タイムスタンプ部の解析の詳細は本論文の主旨から外れるため、付録 D で述べる。タイムスタンプ部の解析において、フィルム全面にわたってコンバーターフィルムの飛跡を一段目ステージに接続する見通しは立った。これにより、Vela パルサーが望遠鏡の観測視野内にいる間は 16.7 分の時間分解が可能になる。

二段目ステージに接続すると Vela 観測時で 8 秒の時間分解ができ、ガンマ線事象への天球マッピングが可能になり始める。薄型の $40 \mu\text{m}$ 厚ベースフィルムはベーストラックの角度精度が $170 \mu\text{m}$ 厚ベースフィルムと比べ 4 倍ほど悪く、またフィルム自身の状態も悪い⁸ ため、信頼性と効率良く飛跡を接続する上で課題がある。また、二段目ステージの駆動法に問題がありマルチタイムスタンプが発生すること、三段目ステージの挿入に問題があり有効面積を $5 \text{ cm} \times 25 \text{ cm}$ ほど損失すること、が明らかになっている。

2016 年 1 月時点で、 $40 \mu\text{m}$ 厚ベースフィルムへの飛跡接続精度（位置ずれ、角度ずれ）の改善は見込めつつあり、二段目ステージへの飛跡接続を進めていく。

Vela パルサーの観測に向けたタイムスタンプ部の解析課題と展望

- ・二段目・三段目ステージへの飛跡接続による秒以下の時刻情報の付与
- ・時間分解能の評価
- ・同時性解析による検出器内で発生したハドロン反応に起因するガンマ線事象の選出
- ・大気ガンマ線フラックスの測定

Vela パルサーの観測のためには、タイムスタンプ部の解析を前進させる必要がある。

⁸塗布の際にフィルムが変形したり保管中にフィルムに折れ目が付いたことによる。

第7章 姿勢モニターのフライトデータ解析

7.1 動作状況

フライトログ

2015年豪州気球実験では、三台搭載したスターカメラ（SC）のうちの二台がフライト中に不具合が発生し、観測終了まで動作していたのはSC#3だけである。表7.1に気球フライト中のテレメトリデータを元にしたスターカメラの動作状況をまとめる。

回収したSC#1のSSDを読み込む際にディスクエラーが検出され、その修復を行うことで保存した画像データにアクセスすることができた。このことから、SC#1はSSDのトラブルにより動作が止まってしまったものと思われる。SC#2はBLSでの電池の入れ替えに伴い用意したタイマーシャットダウン処理が、誤って開発時の短時間で強制終了するソフトウェアのまま本番を迎えたため、観測中にシャットダウンした¹。

表 7.1: 2015年豪州気球実験におけるスターカメラの動作状況

現地時刻	内容	平均輝度値 (SC#1/2/3)
8:50	レベルフライトに到達	173/190/255
10:30	サチュレーションしている時間が多い	178/178/255
12:00	SC#1: テレメトリ断絶	-/255/255
14:15	Vela パルスサーが観測視野内に入る	-/255/255
14:45	SC#2: 輝度値が下がる	-/176/255
15:10	SC#2: タイマーシャットダウン	-/-/255
16:25	SC#3: 輝度値が下がる	-/-/194
17:30	SC#3: 再びサチュレーション	-/-/255
18:00	SC#3: 輝度値が急激に下がる	-/-/36
18:08	SC#3: Vela モードに切り替え	-/-/20
20:00	観測終了	-/-/-
20:22	切り離し	-/-/-

輝度値

図7.1にスターカメラ三台の打ち上げ前から観測終了にいたるまでの平均輝度値の時間変化を示す。8bitでのAD変換をしていたため、輝度値0は真っ黒、255は真っ白を意味する。水平浮遊高度に達する前に輝度値はサチュレーションレベルから下がり、SC#1, 2は姿勢変化に起因すると思われる輝度値のばたつきが見えている。SC#3はサチュレーションしている時間帯が多い。

Velaパルスサーがエマルジョン望遠鏡の観測視野内にいた時間帯（14:15-20:00）においてスターカ

¹シャットダウン後はコマンドによる復旧ができない仕様であった。次回スターカメラシステム構築の際の改善点としたい。

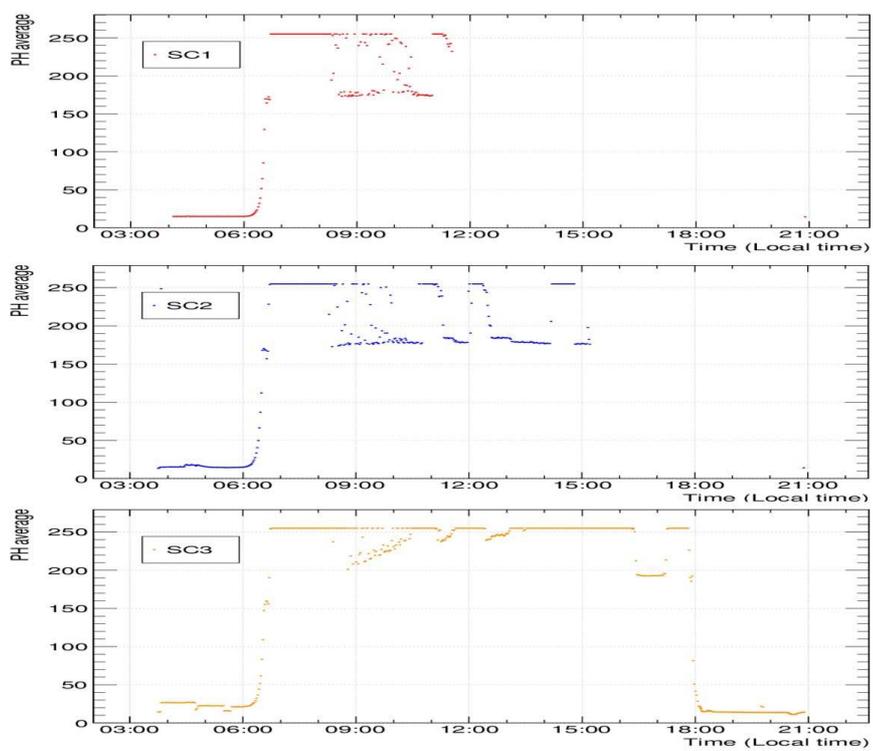


図 7.1: 2015 年豪州気球実験に搭載したスターカメラ三台の平均輝度値の時間変化

メラが解析可能な時間は、
SC#2 : 14:45-15:10、SC#3 : 16:25-17:15, 18:00-20:00 である。

フレームレート

図 7.2 に SC#3 のフレームレートの時間変化を示す。画像取得は問題なかったことを確認した。

当初 Vela が観測視野に入った時点で Vela モードに切り替える予定であったが、輝度値の値が不安定だったことから動作モードを切り替えなかった。²

日が沈んで輝度値が下がった 18:08 頃にコマンドを送信して Vela モードに切り替えた。

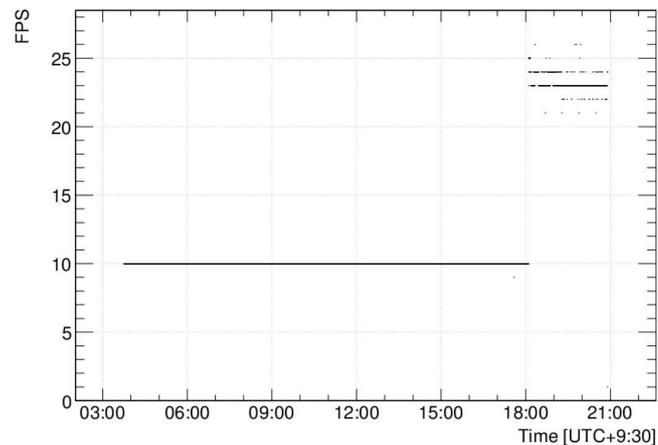


図 7.2: 2015 年気球実験における SC#3 のフレームレートの時間変化

7.2 姿勢解析

スターカメラのフライトデータ解析結果をまとめる。ここでは圧縮処理をかけていない画像データを中心に、一部の時間帯で二次元微分圧縮した画像の解析結果をまとめる。無圧縮データは 100 フレーム毎に 1 フレーム撮影しており、Vela モードでは約 4.3 秒間隔、non-Vela モードでは 10 秒間隔で取得したものである。

7.2.1 姿勢決定処理の開発

カメラの視線方向を決定する基本的な流れを以下に示す。

1. 星ピクセルの検出
2. クラスタリング、輝度値で重みづけして重心決定
3. スターカタログを元に天球の星分布を用意
4. パターンマッチング
5. 視野中心の方位角、仰角、回転角を計算

SC#3 の撮影画像の一例を図 7.3 に示す。夜の時間では全ての視野領域で星が検出できている一

²画像内で明るさにムラが生じている場合、 σ が大きくなりしきい値が意図しない形で大きくなることで、星ピクセルがカットされたランレングス圧縮処理になってしまう可能性を考えた。

方で、昼の時間は視野の外側が白く飛んでサチュレーションしている。太陽光からの迷光成分が強く存在し、フード内側が強く光っていた結果である。カメラの視野はフードと被らないようにデザインしていたが、観測中にフードの軸がずれて部分的に視野と被ってしまったことが原因と思われる。

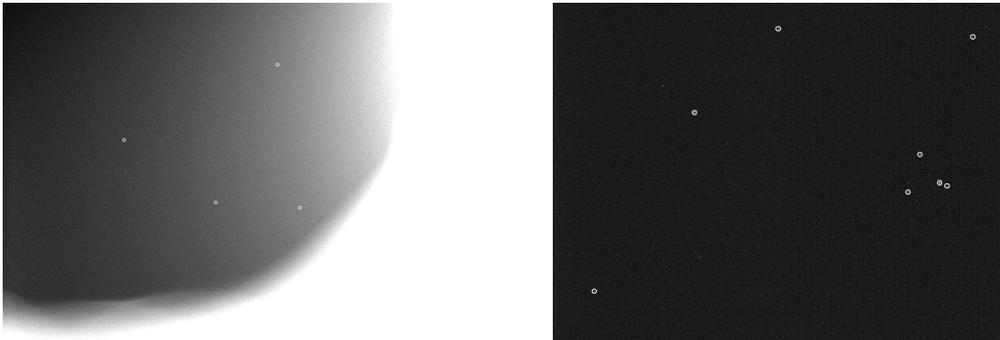


図 7.3: 2015 年豪州気球実験に搭載した (左) SC#3 により 17:01:54.38 に撮影した画像。(右) SC#3 により 18:46:48.38 に撮影した画像。丸で囲った領域に星ピクセルが映っている。

星ピクセルの検出は昼の時間と夜の時間とで処理を変えた。夜の時間は、バックグラウンドの輝度値分布をガウシアンを仮定してフィットして得た幅の 5σ を越えるエクセスを持つピクセルを星ピクセルの選出条件とした。昼の時間は、バックグラウンドの分布が一様でないため平均化フィルター、鮮鋭化フィルターの画像処理をかけてからある輝度値の閾値を越えるピクセルを星ピクセルの選出条件とした。

画像の撮影時刻における緯度経度を GPS データから取得し、撮影位置における天球の星分布をスターカタログ³ から得た。スターカタログにはティコカタログを使用した。ティコカタログは 2011 年気球実験のフライトデータ解析で使用したヒッパルコスカタログと比べると位置精度は劣る（とはいえ、ワーストで 0.7 ミリ秒角 \rightarrow 25 ミリ秒角）が、収録星数が多い（118,218 個 \rightarrow 1,058,332 個）ことが特徴である。

スターカタログと検出した星分布とのパターンマッチングを取った一例を図 7.4 に示す。16:26:43.79 と昼間の時間帯に撮影したこの画像において、K 型 7.5 等級の星がうかっていた。2011 年気球実験における限界等級は K 型や M 型の天体で 6.0 等級程度であったことから、新しい CCD カメラの導入による星検出の高感度化をフライトデータで確認した。

この時刻におけるカメラの視野中心の視線方向は方位角 $150.444^\circ \pm 0.002^\circ (=0.03 \text{ mrad})$ 、仰角は $47.799^\circ \pm 0.001^\circ (=0.02 \text{ mrad})$ 、光軸まわりの回転角は $-3.32^\circ \pm 0.17^\circ (=3 \text{ mrad})$ と決定した。誤差は最小二乗法で視野中心の角度を決定した際に付くフィッティングエラーである。

方位角、仰角方向は姿勢決定精度は星の位置測定精度で決まるため、sub-mrad 以下の高い精度で決定することができる。回転角はカメラの視野内で回転を見るため腕の長さで精度が制限され、mrad オーダーの精度となる。

7.2.2 姿勢解析の結果

気球フライトの後半にあたる 14:00 から観測終了の 20:00 までの時間帯を解析した結果を述べる。

方位角方向

SC#2 及び 3 で決定した方位角方向の時間変化を図 7.5 に示す。

³天体の位置（赤径、赤緯）、等級、スペクトル型等のデータが記載されたデータ集

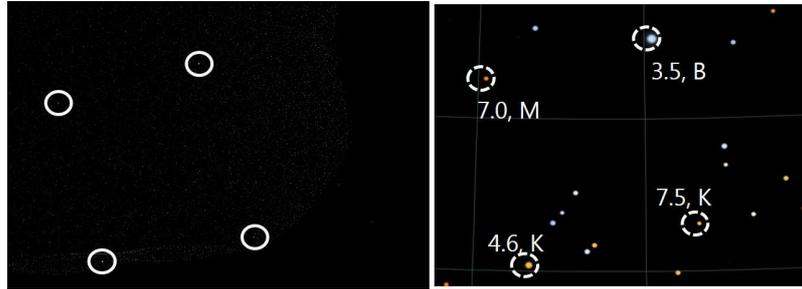


図 7.4: 16:26:43.79 に撮影した画像でのパターンマッチングの結果。(左): 撮影画像、(右): スターカタログ (スターカメラ視線方向のスターカタログ掲載の恒星を投影した天球図)

2015 年豪州気球実験ではゴンドラの姿勢制御はしておらず、ゴンドラが自由に回転して位角方向の姿勢が変わる。SC#2 で 14:45-15:07 までの 22.2 分間で、SC#3 で 16:26-17:15 及び 17:45-20:00 の計 184.4 分間、二つを合わせて 3 時間 26 分間にわたり姿勢を決定した。姿勢を決定できていない時間は SC#2, 3 共にサチュレーションしていたことによる。今回解析したデータでは、太陽とカメラの視線方向との方位角度差が 30° より近くなると画像がサチュレーションしていた。

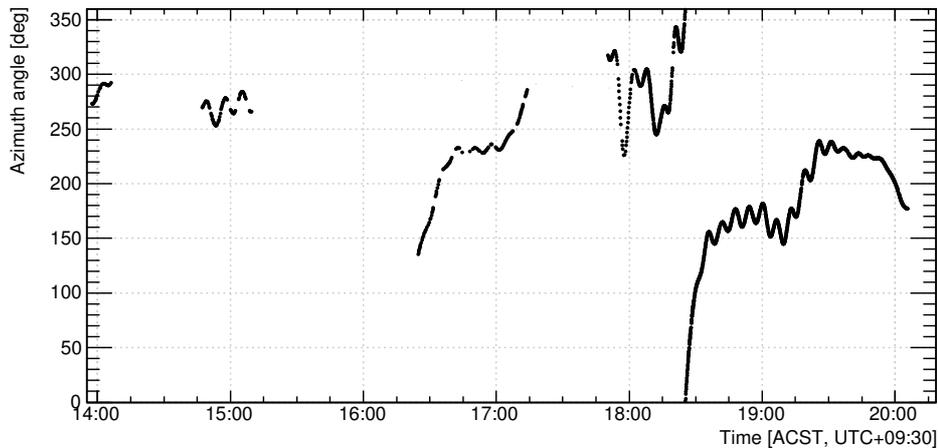


図 7.5: 方位角方向の時間変化

仰角方向

SC#2 及び 3 で決定した仰角方向の時間変化を図 7.6 に示す。SC#2 及び 3 でゴンドラに取り付けた絶対角度は揃えていないため、それぞれで仰角の絶対値が異なる。

仰角方向はゴンドラの振り子運動によって姿勢が変わる。18 時以降の夜の時間は多数の星を検出できたため、1 mrad 以下の小さな振動も検出できている。本気球実験におけるゴンドラの振り子運動による姿勢変化の振幅は mrad オーダーであると考えられる。そのため、地平線に対するスターカメラの仰角を一度測定すれば、振り子運動による姿勢変化は無視しても 2015 年豪州気球実験における姿勢決定の要求精度である 5 mrad 以下を満たす。

なお、昼の時間は検出できた星が少ない時間が存在する。その影響で仰角が離散的な値を取っているが、その振幅は最大 3.5 mrad であり要求精度と比べ小さな値である。また、18 時ごろにはバラス

トを大量に投下して気球の高度を上げるオペレーションをしたため、仰角が大きく変化している。

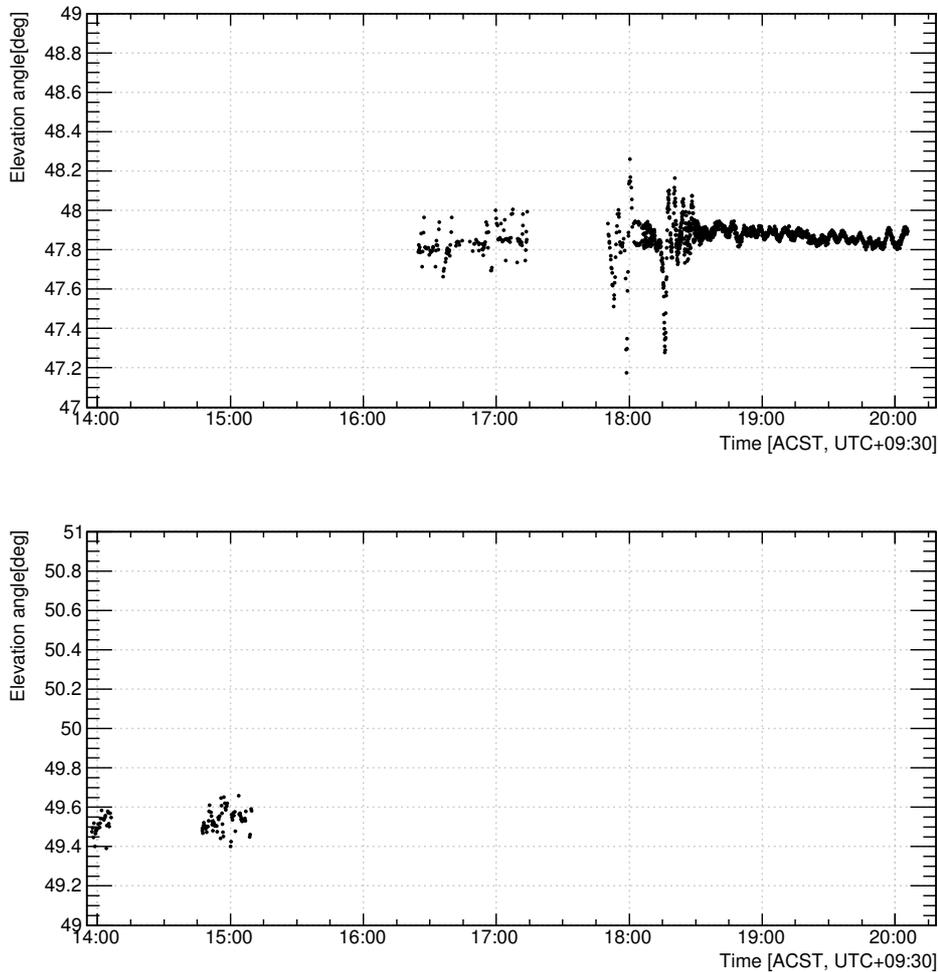


図 7.6: (上) SC#3、(下) SC#2 で決定した仰角方向の時間変化

回転角方向

スターカメラ光軸まわりの回転角もまた、ゴンドラの振り子運動によって姿勢が変わり、その振幅は仰角方向で観測された値と同程度と考えられる。そのため、地平線に対する回転角を一度測定すれば、振り子運動による姿勢変化は無視しても問題ないはずである。

SC#3 で決定したスターカメラ光軸まわりの回転角の時間変化を図 7.7 に示す。回転角は星を 2 個以上検出した時間帯で決定している。また姿勢決定精度は mrad のオーダーであるため、振り子運動の振幅をクリアに見ることは難しい。

7.2.3 精度に関する議論

望遠鏡の姿勢決定精度

方位角方向の時間変化からゴンドラの回転速度を求めた。図 7.8 にゴンドラの回転速度の時間変化を示す。またゴンドラの回転速度分布を図 7.9 に示す。ゴンドラの回転が速くなる時間帯はバラスト

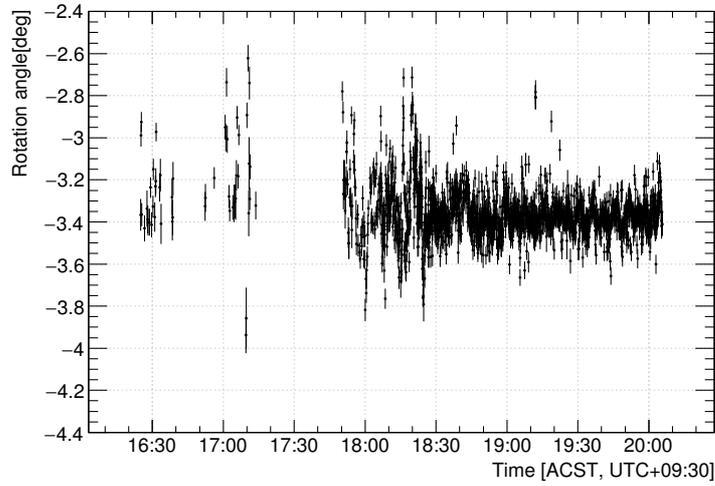


図 7.7: SC#3 で決定した回転角の時間変化

の投下タイミングと相関している。

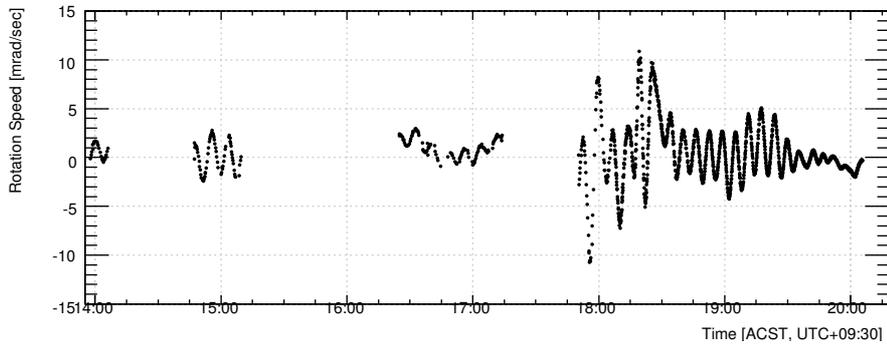


図 7.8: ゴンドラの回転速度

ここで、望遠鏡の姿勢決定精度 σ_{tel} は

$$\sigma_{tel} = |\omega_{balloon}| \times \sigma_t \quad (7.1)$$

で表される。ここで、 $\omega_{balloon}$ はゴンドラの回転速度 [mrad/sec]、 σ_t はタイムスタンプ部で決まるエマルジョン望遠鏡の時間分解能 [s] である。

2015 年豪州気球実験におけるタイムスタンプ部二段目ステージの時間分解能の期待値は $\sigma_{middle} = 8/\sqrt{12} = 2.3$ [sec] である。姿勢決定要求精度 5 mrad 以下を満たすゴンドラの回転速度は 2.2 mrad/sec 以下となり、図 7.10 より今回姿勢決定した時間帯のうちおよそ 65% の観測時間を含む。二段目ステージまでの解析で、Vela パルサーが望遠鏡視野に入りかつスターカメラで姿勢決定した時間帯のうち、65% にあたる 2 時間 14 分の時間が有効観測時間として得られる。

タイムスタンプ部の解析が三段目ステージまで到達すれば、2011 年気球実験における時間分解能の実績 [39] として、 $\sigma_t = 0.1$ [sec] を見込める。全観測時間を含む回転速度は図 7.10 より 11 mrad/sec 程度であり、そのとき $\sigma_{tel} < 1.1$ [mrad] であることから、スターカメラで姿勢決定した全ての時間帯

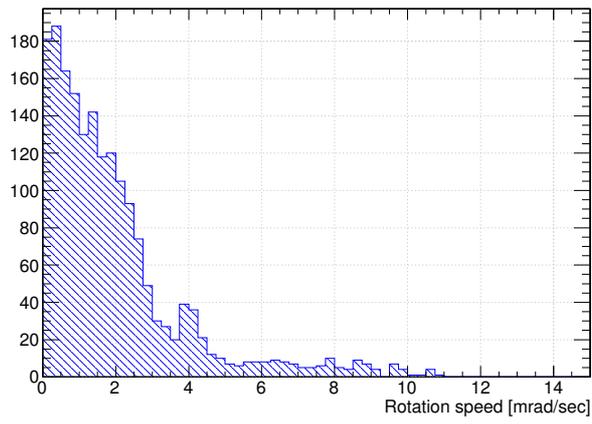


図 7.9: ゴンドラの回転速度の分布

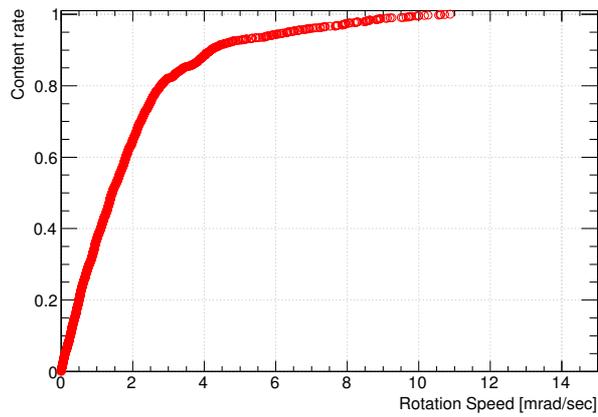


図 7.10: 姿勢決定した時間帯における横軸の回転速度以下となる観測時間の割合

で姿勢決定要求精度を満たす。

また、図 7.11 に示すように気球高度の時間変化に対応して仰角方向に大きな振動が見られたが、その姿勢変化率は 0.4 mrad/sec 程度であった。上空での姿勢変化率は全観測時間にわたり穏やかで姿勢決定精度には問題ないレベルであることを確認した。

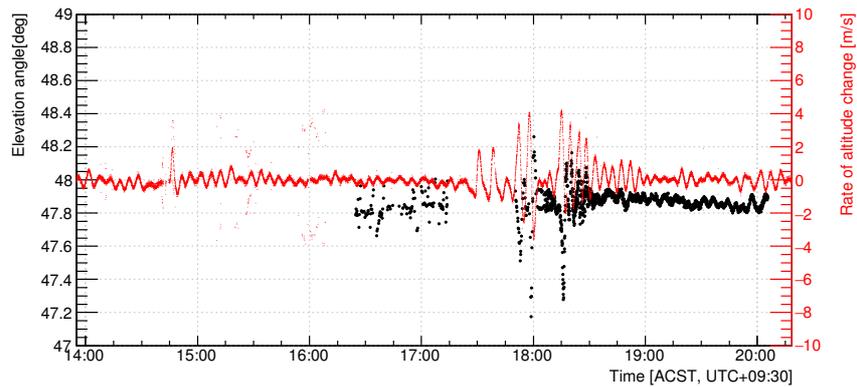


図 7.11: SC#3 で決定した仰角の時間変化に気球高度の時間変化を重ねてプロットした。

7.3 姿勢モニター解析のまとめと展望

スターカメラは気球フライト中にトラブルが発生し、観測途中で三台のうち二台が動作を停止した。最後まで動いた一台はサチュレーションしている時間帯が多い。

気球フライトの後半にあたる 14:00 から 20:00 までに SC#2, 3 で取得した画像データを解析し姿勢を決定した。特に昼間の撮影画像には視野内に迷光成分が混入していたが、画像処理をかけて星ピクセルを検出した。昼間の観測において、2015 年豪州気球実験のために新しく選定した CCD カメラの導入により 1 等級以上の星検出感度の改善を確認した。

Vela パルサーの観測時間は 14:15-20:00 の 5 時間 45 分間であったが、そのうち SC#2 で 14:45-15:07 の 22 分間、SC#3 で 16:26-17:15 及び 17:45-20:00 の 184.4 分間、計 3 時間 26 分の姿勢を決定した。姿勢モニターの解析では、全観測時間のうち 59.7% を有効観測時間として確保した。

スターカメラの視線方向決定精度は方位角、仰角方向は sub-mrad 以下、回転角は mrad の精度を確認した。最終的にはスターカメラ一台での運用となったが、2015 年豪州気球実験の姿勢決定要求精度は十分に満たした。

上空での姿勢変化率を評価し、エマルジョン望遠鏡の姿勢決定精度を議論した。タイムスタンプ部の中段ステージまでの解析により、3 時間 26 分の有効観測時間のうちの 65% にあたる 2 時間 14 分で姿勢決定要求精度を満たしてガンマ線の到来方向を天球に再構成可能である。下段ステージまで解析が進めば、全ての有効観測時間で要求精度を満たす。

姿勢モニター解析の展望としては、未解析のレベルフライト前半の時間帯の姿勢解析を行う⁴。また、連続する画像を用いて星像の位置決定精度を向上させて、回転角の決定精度の改善可能性を追求したい。姿勢情報と時刻情報を元にしてコンバーター部で検出したガンマ線事象の天球へのマッピングを行う。

⁴特に Vela パルサーが天頂角 60° 内に入っている時間帯を解析すべき。

第8章 まとめ

ガンマ線天文学は Fermi-LAT により 3033 の多種多様なガンマ線天体が発見され、超新星残骸における宇宙線陽子加速の検証、パルサーの放射機構の解明に迫る観測成果が得られるなど、ここ数年で飛躍的な進展を遂げている。Fermi-LAT は打ち上げから 8 年が経つ現在もなお順調に観測を続けている。一方で、ガンマ線天体・現象の理解を深めるためには、角度分解能の改善や未観測の偏光測定といった、ガンマ線観測性能を高めた次世代のガンマ線望遠鏡による宇宙ガンマ線の観測が求められている。

原子核乾板（エマルジョンフィルム）は $1\ \mu\text{m}$ 以下の位置分解能で荷電粒子の通過位置を記録する三次元放射線飛跡検出器である。原子核乾板技術としてこれまでに OPERA フィルムの開発、全自動飛跡読み取り装置の開発、飛跡データの解析手法（NETSCAN）の開発があり、2010 年からは乳剤製造装置の導入によって乳剤研究の革新的発展が期待されている。

我々が開発を進めているガンマ線望遠鏡は世界最良の角度分解能、及び偏光感度を有する原子核乾板から構成される望遠鏡である。気球搭載エマルジョン望遠鏡による宇宙ガンマ線観測計画 GRAINE は、ガンマ線天文学をさらに前進させ、極限宇宙環境の解明に貢献する。

本研究では、GRAINE の二回目の気球実験となる 2015 年豪州気球実験で用いるエマルジョンフィルムとして高感度乳剤フィルムを実用化した。高感度乳剤フィルムはエマルジョン望遠鏡性能の飛躍的な改善が期待される。高感度乳剤フィルムの導入により、2015 年豪州気球実験の目的である Vela パルサーの $5.0\ \sigma$ 有意性での検出可能性が拓かれる。

まず、高感度乳剤フィルムの基礎感度やガンマ線に対する角度分解能、エネルギー分解能を評価し、エマルジョン望遠鏡の性能改善の実現性を確認した。次に潜像退行特性、塗布特性を評価して実用化への問題を洗い出しその解決策を導いた。2015 年豪州気球実験で用いる乳剤の製造、フィルム塗布を全て自分たちの手で行った。製作した高感度乳剤フィルムの保管環境を構築した。予期せぬ感度低下に対してリセット処理を見出して解決へと導き、シドニー大学での実験前処理によって高い性能を保証した高感度乳剤フィルムを用いた口径面積 $3780\ \text{cm}^2$ のエマルジョン望遠鏡を開発した。

本研究ではまた、2015 年豪州気球実験で用いる姿勢モニターとしてデイトタイムスターカメラを開発した。2011 年気球実験における課題を元にスターカメラシステムを新たに選定した。フライトモデルの開発、オンラインでのデータ圧縮処理を開発し、地上での星検出感度試験や長時間・連動動作試験を行った。

2015 年 5 月 12 日にオーストラリア、アリススプリングスにて開発したエマルジョン望遠鏡を搭載した気球実験が JAXA 国際気球実験として実施された。全飛行時間 14.4 時間でうち高度 36 km 以上のレベルフライト 11.5 時間の気球フライトに成功した。Vela パルサーの観測時間は 14:15 から 20:00 までの 5 時間 45 分である。翌日の 5 月 13 日にはエマルジョンフィルムを含む搭載機器の速やかに回収に成功した。高感度乳剤フィルムの現像はシドニー大学にて行った。

2015 年豪州気球実験に搭載した高感度乳剤フィルムは超高速飛跡読み取り装置 HTS を用いて飛跡データを取得した。2015 年 12 月にコンバーターフィルム 400 枚のスキヤニングを完了した。4 ユニットあるコンバーターのうちの 1 ユニットの飛跡データの解析を進め、飛跡の再構成、飛跡検出効率や接続性能を評価した。

高感度乳剤フィルムの導入により、飛跡データの S/N 比は 2011 年気球実験と比べ 16.5 倍に改善

した。フィルム一枚あたりの inefficiency は 10 分の 1 に改善した。ガンマ線事象選出のためのデータリダクションレートは 171 分の 1 に改善した。タイムスタンプ部におけるチャンスコインシデンスレートは 5 分の 1 に抑えられた。これらの成果は、高感度乳剤フィルムの実用化によって導かれた。搭載した 509 枚のフィルムのうち 29 枚 (5.7%) で状態の悪い黒化エラーフィルムが発生したものの、2015 年豪州気球実験における高感度乳剤フィルムの導入に成功した。

姿勢モニターであるスターカメラは気球フライト中にトラブルが生じており、搭載した三台のうち二台が動作を停止した。フライト途中で止まった一台 (SC#2) と最後まで動作した一台 (SC#3) による画像フライトデータを解析し、Vela パルサーがエマルジョン望遠鏡の観測視野内にいる間の望遠鏡の天球に対する姿勢を 14:45-15:07 (SC#2)、16:26-17:15 及び 17:45-20:00 (SC#3) の計 3 時間 26 分間で決定した。昼間の観測において、2015 年豪州気球実験のために新しく選定した CCD カメラの導入により、2011 年気球実験の機器と比べ 1 等級以上の星検出感度の改善を確認した。姿勢決定精度は 2015 年豪州気球実験の要求値 (5 mrad) と比べ必要十分であることを確認した。

2016 年 1 月時点において理解されている観測時間、面積の損失・拡張、タイムスタンプ、実効残留大気の結果は

- ・観測時間：1/1.9 (最大観測時間を 6 時間半とした場合)
- ・コンバーター面積：3/4 (エラーフィルム 29 枚を含む 1 ユニットが全て使えないワーストケースを想定した場合)
- ・シフター面積：1/1.07
- ・望遠鏡面積の拡張：設計時より 1.5 倍に拡張
- ・実効残留大気：4.16 [g/cm²] (→バックグラウンド 0.83 倍¹)

である。これらを考慮に入れた Vela パルサーの検出有意度は、およそ 4.1σ が期待値である。

Vela パルサーの検出有意度は、grain by grain の測定を行って角度分解能を改善させる、Vela パルサーの観測エネルギーしきい値を上げる (100 MeV→300 MeV)、観測視野を広げる (天頂角 $\pm 45^\circ \rightarrow \pm 60^\circ$) ことで改善が見込める。

Vela パルサーの検出に向けてガンマ線事象の系統的な選出、時刻情報の付与、姿勢情報の付与による天球へのガンマ線マッピングを行っていく。フライトデータ解析を精力的に推し進め、Vela パルサーの観測結果を早急に公表したい。

最後に、2015 年豪州気球実験を踏まえた高感度乳剤フィルムの改良点をあげておく。エマルジョン望遠鏡の面積をさらに拡張する場合には、実験前処理の負担をなるべく軽減すべきである。また、いかなる環境においても高い感度を保持する耐性を持つ乳剤が望ましい。今後潜像退行特性を改善した乳剤、長期保管に伴い感度が低下しない乳剤、リセット処理 (感度のオンオフ) を自在に操れる乳剤の開発が重要である。塗布においては、手塗りではなく機械化したラインにおいて平面性に優れたフィルムを高い生産性で製造できるようにする必要がある。

¹その他宇宙ガンマ線透過率の改善などが見込める。

謝辞

本研究は数多くの研究者、企業の協力の上で実現しました。この場を借りて感謝の意を表します。

指導教員である青木 茂樹先生に感謝します。世界の研究の最前線で戦える飛跡検出器として常に改善改良が図られている原子核乾板に出会う機会を与えて頂き、また夢のある研究を行う環境を提供して頂きました。研究室に所属してから七年間にわたり、様々な場面で多くの有意義な助言を頂きました。急な実験計画の変更や物品購入といった様々な提案に対して、迅速に対応して下さいました。

名古屋大学研究員である六條 宏紀研究員に感謝します。研究生活を始めたときの最初の先輩であり、研究者として多くのことを学びました。エマルジョン望遠鏡の気球実験がなかなか採択されなかった時代から、2011年気球実験での苦労とプロジェクト名 GRAINE の決定、2015年豪州気球実験での苦労など、数多くの苦労と実験成功時の喜びを共にし、常に刺激を与えて下さいました。

神戸大学研究員である高橋 覚研究員に感謝します。研究者としての姿勢を学びました。高橋氏が築かれた研究基盤と経験は本研究を進める上で必要不可欠でした。

青木研究室の釜田 啓樹氏、水谷 深志氏、田輪 周一氏、柴山 恵美氏、小坂 哲矢氏、立石 友里恵氏、山田 恭平氏、名古屋大学 F 研究室の河原 宏晃氏、大塚 直登氏、岡山理科大学の山本 紗矢氏には 2015 年豪州気球実験の実現に貢献して下さいました。

高感度乳剤フィルムの潜像退行特性の評価は釜田氏、塗布特性の評価は河原氏、タイムスタンパーフィルムの塗布手法確立は水谷氏、銀量依存性・現像時間応答性評価は田輪氏、製造直後の乳剤性能の評価は小坂氏・大塚氏、保管環境の構築及びフィルムの長期特性評価は立石氏との共同研究により得られた成果です。

名古屋大学における乳剤開発は名古屋大学研究員である桑原 謙一研究員、大関 勝久客員教授、長縄 直崇研究員、中 竜大特任助教の研究開発により実施実現しています。

塗布手法は岐阜大学の仲澤 和馬先生、星野 香先生に有意義な助言を頂きました。

UVSOR における電子線照射は山崎 潤一郎技術職員、名古屋大学 F 研究室の西尾 晃氏に、New-SUBARU におけるガンマ線照射は宮本 修治先生にお世話になりました。

シドニー大学における実験前処理及び現像処理では、シドニー大学 Particle physics group の Andrew Bakich 先生、Kevin Varvell 先生、David Beech 氏等にお世話になりました。特に Bakich 先生は我々のことを常に気をかけて下さり、シドニーでの研究生活を快適で豊かにして下さいました。

2015 年豪州気球実験にむけた準備作業及びその実施では、JAXA 大気球実験室の吉田 哲也先生、齋藤 芳隆先生、福家 英之先生、濱田 要研究員など多くの方にお世話になりました。

気球ゴンドラ及びスターカメラの取り付けデザインは名古屋大学装置開発室の河合 利秀氏をはじめ多くの方に助言を頂きました。

ゴンドラは加藤精密工業、与圧容器シェル部は太陽工業の豊田 宏氏、小嶋 淳氏、神戸大学発達科学部生活環境論の井上 真理先生の協力を得て製作することが出来ました。

搭載機器の地上試験では名古屋大学大幸キャンパス事務員の方に、ゴンドラ与圧容器の低温試験では JAXA、極地研究所、岐阜技術革新センターの方にお世話になりました。

BLS では NSW 大学の Ravi Sood 先生、NASA/CSBF の David Sullivan 氏等にお世話になりました。また、CONCORDIA 社の迅速なフィルム輸送がなければ気球実験の実施が危うかったです。

高感度乳剤フィルムの飛跡読み取りは名古屋大学 F 研究室の中野 敏行先生、吉本 雅浩氏、駒谷 良輔氏、森島 邦博特任助教の研究開発により実現しました。

スキヤニング前の表面銀取り処理・HTS スキヤニングは、先に述べた青木研究室のメンバーに追加して井上 達貴氏、田中 僚氏、藪 美智氏、名古屋大学 F 研究室の森下 美沙希氏の協力がありました。特にフィルムの膨潤処理は立石氏に大きく貢献してもらいました。

本研究を行うにあたり、名古屋大学 F 研究室の中村 光廣先生、佐藤 修先生、神戸大学発達科学部自然環境論の森井 俊行先生、中川 和道先生、蛭名 邦禎先生、伊藤 真之先生、神戸大学粒子物理学研究室の原 俊雄先生、鈴木 州先生、竹内 康雄先生、身内 賢太郎先生、岡山理科大学の伊代野 淳先生から助言を頂きました。

最後に、本研究を行うにあたり支えて下さった家族、友人、関係する全ての人に感謝します。

参考文献

- [1] Carl D. Anderson., "The Positive Electron", *Phys. Rev.*, 43, (1933)
- [2] Seth H. Neddermeyer, "Note on the Nature of Cosmic-Ray Particles", *Phys. Rev.*, 51, (1937)
- [3] C. F. Powell et al., "Processes Involving Charged Mesons", *Nature*, 159, (1947)
- [4] S. Hayakawa, "Propagation of the Cosmic Radiation through Interstellar Space", *Prog. Theor. Phys.* 8, (1952)
- [5] P. Morrison, "On gamma-ray astronomy", *Nuovo Cimento* 7, 858 (1958)
- [6] T. K. Gaisser., "Cosmic Rays at the Knee", arXiv: 0608553, (2006)
- [7] W. L. Kraushaar et al. "High-energy cosmic gamma-ray observations from the OSO-3 satellite", *Astrophys. J.*, 177, (1972)
- [8] D. J. Thompson et al. "Final SAS-2 gamma-ray results on sources in the galactic anticenter region", *Astrophys. J.*, 213, (1977)
- [9] F. Acero et al., "Fermi LARGE Area Telescope third source catalog", *AstroPhys. J. Suppl.* 218, (2015)
- [10] W. Atwood et al., " Pass 8: Toward the Full Realization of the Fermi-LAT Scientific Potential", arXiv: 1303.3514, (2013)
- [11] <http://fermi.gsfc.nasa.gov/>
- [12] K. Koyama et al., "Evidence for shock acceleration of high-energy electrons in the supernova remnant SN1006", *Nature*, 378, (1995)
- [13] M. Ackermann et al. *Science* 339, 807 (2013)
- [14] A. A. Abdo et al. *Science* 327, 1103 (2010)
- [15] Y. Uchiyama et al., "Fermi Large Area Telescope Discovery of GeV Gamma-ray Emission from the vicinity of SNR W44", *Astrophys. J. Lett.*, 749, (2012)
- [16] A. A. Abdo et al. "Fermi Large Area Telescope Observations of the Vela Pulsar", *Astrophys. J.*, 696, (2009)
- [17] J. Takata and H.-K. Chang. "Pulse Profiles, Spectra, and Polarization Characteristics of Nonthermal Emissions from the Crab-like Pulsars", *Astrophys. J.*, 670, (2007)
- [18] K. Niu et al., "A Possible Decay in Flight of a New Type Particle", *Prog. Theor. Phys.* 46, (1971)

- [19] K. Kodama et al., "Observation of tau neutrino interactions", Phys. Lett. B 504, 218, (2001)
- [20] H. Becquerel, Compt. Rend.,122, 420, (1896)
- [21] S. Kinoshita, "The Photographic Action of the α -Particles Emitted from Radio-Active Substances", Proc. Roy. Soc. Lond. Ser.A, 83, 564, (1910)
- [22] C. F. Powell et al., "The Study of Elementary Particles by the Photographic Method", Pergamon press, (1959)
- [23] Emilio Radicioni et al., "Results from the CHORUS experiment at CERN", Nucl. Phys. B, 85, (2000)
- [24] N. Agafonova et al., "Discovery of τ Neutrino Appearance in the CNGS Neutrino Beam with the OPERA Experiment", Phys. Rev. Lett., 115, (2015)
- [25] 中村 啄、『大規模実験用高性能原子核乾板 OPERA film の開発』、名古屋大学博士論文、(2005)
- [26] T. Nakamura et al., "The OPERA film: New nuclear emulsion for large-scale, high-precision experiments", Nucl. Instrum. Meth. A., 556, (2006)
- [27] S. Aoki et al."Fully Automated Analysis System", Nucl. Instrum. Meth., 51 (1990)
- [28] K. Morishima and T. Nakano, "Development of a new automatic nuclear emulsion scanning system, S-UTS, with continuous 3D tomographic image read-out", JINST, P04011, (2010)
- [29] K. Kodama et al., "Detection and analysis of tau-neutrino interactions in DONUT emulsion target", Nucl. Instrum. Meth. A, 493, (2002)
- [30] 吉本 雅浩、『超広視野原子核乾板読取装置 HTS の開発』、名古屋大学修士論文、(2014)
- [31] "Review of Particle Physics"
- [32] R. L. Kinzer et al., "Measurements of Atmospheric gamma-rays Between 10 and 200 MeV", J. Geophys. Res., 79, (1974)
- [33] J. Staib et al., "The atmospheric gamma-ray spectrum from 50 MeV to 1 GeV at 3 mbar and sea level", Proc. Int. Conf. Cosmic Rays 13th, (1973)
- [34] Juan Zhang et al., "Galactic Diffuse Gamma Rays-Recalculation Based On New Measurements of the Cosmic Electron Spectrum", Astrophys. J., 720, (2010)
- [35] S Agostinelli et al., "Geant4 a simulation toolkit", Nucl. Instrum. Meth. A., 506, (2003)
- [36] 中川 諒、『原子核乾板による 35 MeV/c 電子ビームの運動量測定』、神戸大学修士論文、(2013)
- [37] S. Takahashi et al."Time stamp technique using a nuclear emulsion multi-stage shifter for gamma-ray telescope", Nucl. Instrum. Meth. A., 630 (2010)
- [38] 六條 宏紀、『ガンマ線天体精密観測用エマルジョン望遠鏡の開発と気球実験 GRAINE への実用化』、神戸大学博士論文、(2012)
- [39] H. Rokujo et al., "Multi-stage shifter for subsecond time resolution of emulsion gamma-ray telescopes", Nucl. Instrum. Meth. A 701 (2013)

- [40] S. Takahashi et al. Prog. Theor. Exp. Phys., (2015), 043H01
- [41] 尾崎 圭太、『エマルション望遠鏡による宇宙ガンマ線観測計画：姿勢モニターの開発およびエマルションの直線偏光ガンマ線の検出能評価』、神戸大学修士論文、(2012)
- [42] 水谷 深志、『エマルション望遠鏡による Vela pulsar 位相分解観測のためのタイムスタンパーに関する研究開発』、神戸大学修士論文、(2015)
- [43] 釜田 啓樹、『エマルション望遠鏡による宇宙ガンマ線観測計画：次期気球実験の為の原子核乳剤の性能評価』、神戸大学修士論文、(2014)
- [44] 河原 宏晃、『GRAINE2015年豪州気球実験に向けたエマルション γ 線望遠鏡の高角度分解能コンバーター部の開発』、名古屋大学修士論文、(2015)
- [45] 立石 友里恵、『高感度型原子核乾板の長期特性』、神戸大学卒業論文、(2015)
- [46] Kurt L. Dietz et al., "Daytime Aspect Camera for Balloon Altitudes", Opt. Eng., 41 (2002).
- [47] T. G. Guzik, et al., "The ATIC long duration balloon project", Adv. Space Res. 33 (2004) 1763.
- [48] 柴山 恵美、『エマルションガンマ線望遠鏡による精密観測計画 GRAINE：2015年豪州気球実験のためのゴンドラ・圧力容器熱設計およびデータ解析』、神戸大学修士論文、(2016)
- [49] 田輪 周一、『エマルション望遠鏡による宇宙ガンマ線観測 GRAINE：2015年豪州気球実験のための原子核乾板の最適化』、神戸大学修士論文、(2016)
- [50] 高橋 覚 他、『原子核乾板望遠鏡による宇宙ガンマ線観測計画 GRAINE のため時間分解多段シフターの開発』、応用物理学会 放射線分科会 刊行誌「放射線」、40、(2013)

付録A SPring-8ガンマ線ビームによる偏光感度の実証試験

A.1 実証試験

SPring-8、レーザー電子光施設（LEPS）において、ガンマ線エネルギー最大 2.4 GeV の直線偏光したガンマ線ビームをエマルジョンチェンバーに照射した。レーザー電子光施設の概要図を図 A.1 に、エマルジョンチェンバーの概要図を図 A.2 に示す。

ガンマ線ビームは 8 GeV の電子と 3.5 eV の偏光レーザー（偏光度 95%）との逆コンプトン散乱により得られる。ガンマ線のエネルギースペクトルを図 A.3 に示す。ガンマ線の偏光度はエネルギー依存性を持っており、それを図 A.4 に示す。ガンマ線の偏光度は偏光度 90% @2.4 GeV、50% @1.5 GeV である。

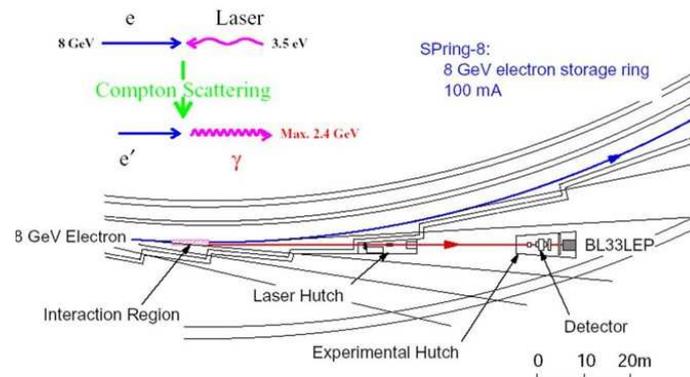


図 A.1: 実験施設の概要図。「Laser Hutch」から 3.5 eV のレーザー光を 8 GeV 電子貯蔵リングの「Interaction Region」に照射する。「Interaction Region」で前方に放射された逆コンプトン散乱によるガンマ線ビームを 70 m 離れた「Experimental Hutch」に置いたエマルジョンチェンバーに照射した。

A.1.1 2012 年 3 月時点における解析結果

ガンマ線ビームを照射、現像をしたエマルジョンフィルムについて、ビームの中心領域 3 cm^2 、角度領域は $|\tan\theta_{proj}| \leq 0.5$ の範囲を S-UTS を用いて飛跡データを取得した。

チェンバー中で再構成された飛跡の中から、対生成したガンマ線事象を選び出す。選び出しの条件

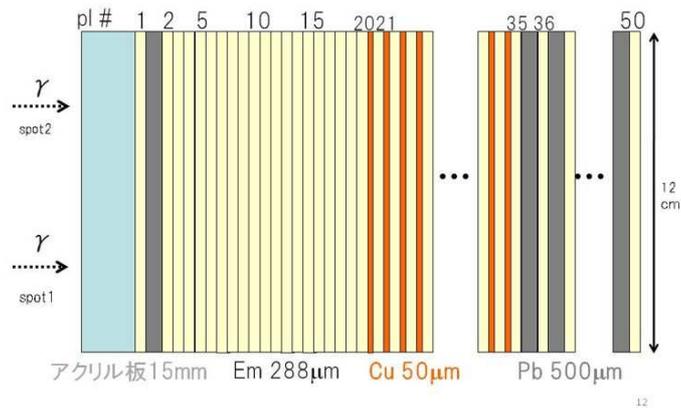


図 A.2: エマルジョンチェンバーの概要図。ガンマ線ビームは OPERA フィルムの 2 箇所照射しており、spot1, 2 と呼ぶ。フィルムの面に対してほぼ垂直に、直径 2.3 cm のコリメータを通して 1 秒程度の照射を行った。ガンマ線ビームの上流側から、plate 番号 (pl) 1, 2, 3... と定義する。plate2-20 まではエマルジョンフィルムのみ、21-35 まではエマルジョンと 50 μm 厚の銅箔とのサンドイッチ構造、35-50 まではエマルジョンと 500 μm 厚の鉛板とのサンドイッチ構造となっている。pl1 と 2 の間にある鉛は、ビームライン由来のシンクロトン放射やビームパイプ等で生じた制動放射による低エネルギーな成分を止める目的で挟んでいる。

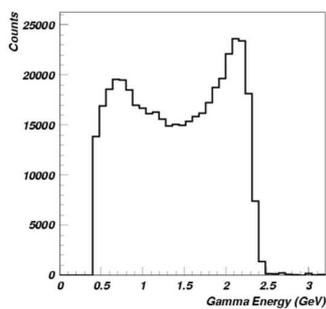


図 A.3: ガンマ線のエネルギースペクトル

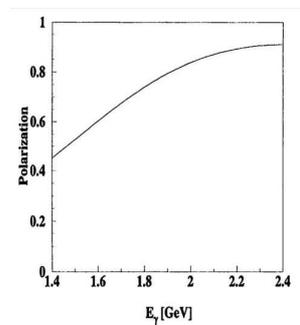


図 A.4: 偏光度のエネルギー依存性

は、チェンバー上流側のフィルム3枚連続で飛跡が検出されないこと、下流側には突き抜けることとした。

これまでの解析結果の詳細は [41] を参照されたい。飛跡データの解析により自動選出した 2577 事象について光学顕微鏡による目視確認を行い、電子対のトポロジーを示す 1425 事象を確認した。方位角分布の変調の振幅は 2.1σ の有意度を得ていた。

A.2 追加解析

図 A.2 においてエマルジョンフィルムのみで構成されたチェンバー一部で未解析であった事象について解析を行った。自動で選出した電子対事象候補 (4228 事象) について光学顕微鏡観察による飛跡の消失、及び電子対への分離の確認を行った。プレートごとの選出された電子対事象候補数、及び消失及び電子対への分離を確認出来た電子対事象数を図 A.5 に示す。各フィルムごとに誤差の範囲内で同程度のイベント数を検出した。

消失及び分離を確認した全ての電子対事象 (2381 事象) は方位角及び電子、陽電子の角度の測定を行った。測定は 100 倍の対物レンズで得られる顕微鏡画像を CCD カメラで取り込み (x/y pixel size= $0.13 \mu\text{m}$)、銀粒子の重心座標を測定した。

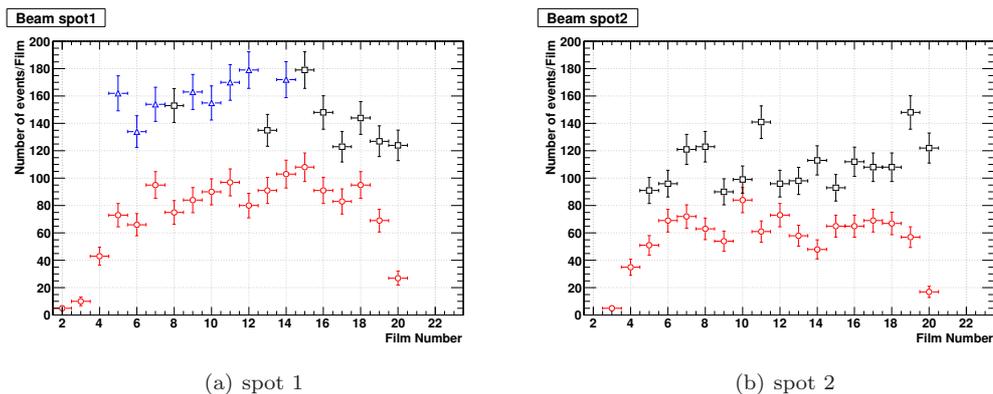


図 A.5: フィルムごとのイベント数。square-black と triangle-blue は自動選出による電子対候補事象を示す。(色の違いは選出し条件の違いである。) フィルム3枚を自動選出の消失条件としているため、フィルム番号5から20までとなる。circle-red は顕微鏡観察により消失及び分離を確認した電子対事象で、実際に消失したフィルムでのイベント数をプロットしている。spot1 と 2 でイベント数が異なるのはビームの照射時間が異なるためである。

A.3 結果

方位角測定点における grain 間距離分布を図 A.6 に示す。測定精度を保証するため、方位角の測定条件として grain 間距離 $0.5 \mu\text{m}$ 以上を要求した。この条件のとき方位角の測定精度は RMS にして 18° である。また、対生成発生点から方位角測定点までの放射長分布を図 A.7 に示す。80% 以上のイベントは乳剤層 3 層以内に測定をした。

偏光度の高い高エネルギー事象を選び出すため、電子対の開き角 5 mrad 以下のイベントを選び出した。これにより、 0.5 GeV の事象の生き残り率は 32% 以下となる一方、 2 GeV の事象の生き残り率は 78% となる。また、開き角 5 mrad 以上の事象のうちビームの中心軸に対して e^- または e^+ の角度が 1 mrad 以下のガンマ線事象を選び出した。これにより、 2 GeV の事象の生き残り率は 93%

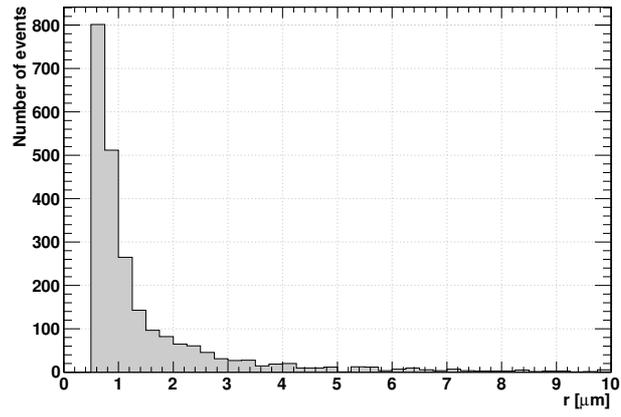


図 A.6: grain 間距離分布

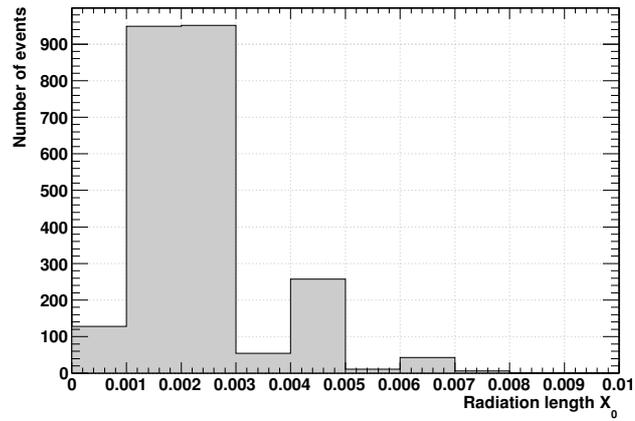


図 A.7: 対生成発生点から方位角測定点までの放射長の分布

となる一方で、0.5 GeV の事象の生き残り率は 49% 以下となる。

これらの選別条件をかけて残った 1370 事象の方位角分布を図 A.8 に示す。得られた振幅の有意度は 3.6σ である。また、偏光方向は $110^\circ \pm 9.5^\circ$ である。

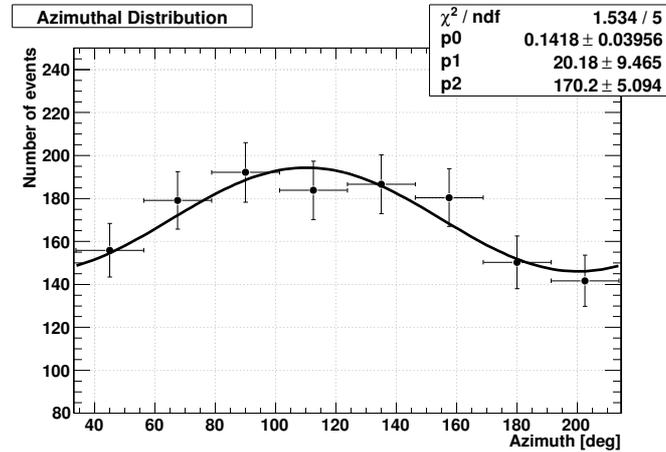


図 A.8: Azimuthal Distribution. Fitted curve is $N(\omega) = p_2(1 + p_0 \cos(2(\omega - p_1 - 90^\circ)))$. Free parameter of p_0 , $p_1 + 90^\circ$, p_2 are amplitude, polarized direction, and baseline, respectively.

A.4 まとめ

SPring-8/LEPS において、直線偏光ガンマ線に対するエマルジョンフィルムの検出能の実証試験を行った。エマルジョンフィルムだけで構成されたチェンバー部分において対生成した電子・陽電子を 99% の飛跡接続許容値で選び出した。計 4228 事象のガンマ線事象候補に対して光学顕微鏡観察による突き抜け・分離の確認をし、2381 事象をガンマ線事象とした。それらの方位角及び角度の測定を行った。得られた方位角分布の変調の振幅は有意度 3.6σ である。

付録B 高感度乳剤フィルムの製造の詳細

B.1 乳剤製造

2015年豪州気球実験で用いた原子核乳剤の製造の詳細をまとめる。

乳剤に含まれるハロゲン化銀結晶 (AgBrI) は硝酸銀水溶液と臭化ナトリウム、ヨウ化ナトリウム水溶液を厳格な温度管理・混合速度の下で化学反応して生成する。ハロゲン化銀の粒子形成は、初期の化学反応で生じたコアを中心にしてハロゲン化銀が集積し、最終的に直径 200 nm 程度のサイズに結晶成長する。ハロゲン化銀結晶サイズは、「4TZ」と呼ぶ薬品（銀結晶を適宜溶かす、溶剤としての効果を持つ。）を使用して調整がされる。もしくは、初期の化学反応で生じるコア（種晶と呼ばれる）の量を調整して、4TZ を用いずにハロゲン化銀結晶を成長させる処方がある。

名古屋大学における乳剤製造は 4TZ 処方がベースとなっており、2011 年気球実験に試験導入した高感度乳剤も 4TZ 処方である。しかしながら、4TZ は富士フィルム社からサンプル量程度を提供されたもので、2015 年豪州気球実験のために乳剤を大量製造する上で十分な量がなかった。そこで 4TZ を用いない種晶処方として、「初期 TCC」と「OZE」と呼ぶ二種類の製造処方が開発された。

2015 年豪州気球実験では初期 TCC 処方による乳剤の連続製造を R&D 用乳剤製造装置を用いて開始した。その後より安定したハロゲン化銀結晶の成長が可能となった OZE 処方に切り替えた。しかしながら、結晶サイズの安定性は従来の 4TZ を用いた処方の方が優れていたこと、富士フィルム社から 4TZ の購入が可能になったことから、途中で 4TZ 処方に切り替えた。サンプル提供された 4TZ 薬品が一度尽きたタイミングで OZE 処方に戻り、フライト延期に伴う乳剤製造の中段を経て、その後はすべて 4TZ 処方で乳剤を製造した。2014 年 11 月 7 日からは量産用乳剤製造装置により乳剤を製造した。

これらの過程を表 B.1 にまとめた。乳剤製造番号として、TCC # と名前を付けた。2015 年豪州気球実験における乳剤製造は、連続的に製造しながらその乳剤の性能評価を同時に進め、その結果をフィードバックして改良を重ねながら走りきった。乳剤製造は GRAINE コレボレーターその他、名古屋大学ミュオンラジオグラフィグループ、東京大学地震研、東邦大学基本物理学教室が一部参加している。

表 B.1: 2015 年豪州気球実験に向けた塗布フィルム

製造番号	日付	製造処方
TCC 1-45	2014/1/17-2014/3/2	初期 TCC
TCC 46-78	2014/3/3-4/4	OZE
TCC 79-187	2014/4/5-6/14	4TZ
TCC 188-200	2014/6/14-6/21	OZE
TCC 201-246	2014/10/1-11/5	4TZ
3TCC 101-139	2014/11/7-2015/1/24	4TZ

B.2 塗布フィルム

2015年豪州気球実験に向けて各 week で塗布したフィルムの詳細を表 B.2 にまとめた。

初期 TCC 乳剤は他の実験グループが使用しており、我々は塗布に用いていない。OZE 処方の乳剤を塗った week 3, 4 のフィルムは感度安定性の問題から気球実験での使用を見送り、シドニー大学での実験前処理の事前テストフィルムとして使用した。

表 B.2: 2015 年豪州気球実験に向けた塗布フィルム

塗布 week	日付	使用乳剤	用途
1	2014/5/27-6/1	4TZ 処方	コンバーター
2	2014/6/3-6/8	4TZ 処方	コンバーター
3	2014/6/10-6/15	OZE 処方	コンバーター
4	2014/12/9-12/14	4TZ 処方 & OZE 処方	コンバーター
5	2014/12/16-12/21	4TZ 処方	コンバーター
6	2014/12/23-12/28	4TZ 処方	コンバーター
7	2015/1/6-1/11	4TZ 処方	コンバーター
8	2015/1/13-1/18	4TZ 処方	コンバーター
9	2015/1/20-1/25	4TZ 処方	コンバーター
10	2015/2/17-2/22	4TZ 処方	タイムスタンプ、カロリーメーター
11	2015/3/2-3/7	4TZ 処方	タイムスタンプ、カロリーメーター

付録C 2015年豪州気球実験に使用した高感度乳剤フィルム

C.1 シドニー大学における実験前処理フィルム

シドニー大学にて実験前処理した2015年豪州気球実験で用いるフィルムの詳細を表C.1に示す。unit 2の上流の16枚のフィルムのエッジ領域に感光箇所がある（運搬時に遮光袋が破れていたため）。

表 C.1: シドニー大学にて実験前処理した2015年豪州気球実験で用いるフィルム

run	処理フィルム	用途
1-1	week 8, 9	コンバーター unit 1、アライメント
1-2	week 1, 6, 7, 8	コンバーター unit 2
2	week 10, 11	タイムスタンパー、カロリメーター
3-1	week 1, 5, 6	コンバーター unit 3、アライメント
3-2	week 1, 2, 4, 5	コンバーター unit 4、アライメント

アライメントフィルムはweek 1のコンバーター用フィルム12枚とweek 10のカロリメーター用フィルム1枚の計13枚を用いた。unit 1, 3, 4は平面保証フィルムにシングレット、ユニット間アライメントフィルムにダブルットを用いた。unit 2のみ、平面保証フィルムにシングレット、ユニット間アライメントフィルムにトリプレットを用いた。

ユニット間アライメントフィルムの上流側フィルムに座標測定用の穴を開けている。また、ユニット間アライメントフィルムの下流側フィルムの現像時間を、unit 1, 2, 3, 4でそれぞれ5分, 35分, 15分, 25分と振った。

C.2 タイムスタンパーフィルムのリーク

- BLSにおける気球ゴンドラへの組み上げ作業中に、タイムスタンパーフィルムの
- ・ unit 1、3rd ステージ、トリプレット
 - ・ unit 1、1st ステージ、ダブルット（元は unit 4 の 1st ステージ、ダブルットとして用意したフィルム）
 - ・ unit 4、1st ステージ、ダブルット（元は unit 1 の 1st ステージ、ダブルットとして用意したフィルム）

のアルミラミネート紙にピンホールが空き、リークが発生している。

unit 1, 4 の 1st ステージフィルムはノッチの向きを180°回してステージに貼りつけた。

付録D 2015年豪州気球実験におけるタイムスタンプ部のフライトデータ解析

D.1 背景

ここでは、2015年豪州気球実験のタイムスタンプ部のフライトデータ解析の現状をまとめる。タイムスタンプ部である多段シフター二号機は神戸大学の水谷を主担当者として開発を進めたものである [42][50]。

2015年豪州気球実験のタイムスタンプ部では、10ミリ秒の時間分解能の実現を目指して

- ・1段目-2段目間への薄型フィルムの導入。
- ・2段目・3段目ステージの駆動速度の向上

といった2011年気球実験と比べてチャレンジングな改良が施された。一方で、これらを実装した際の動作確認試験及びその評価を十分にやりきれていなかったため、フライトデータで明らかになった課題が多い。またNETSCAN処理が新たに更新されたことによって、最適な解析処理を新たに構築している。

ここでは、2016年1月時点におけるタイムスタンプ部のフライトデータ解析の現状をまとめる。

D.2 2015年豪州気球実験における多段シフター

D.2.1 セットアップ

2015年豪州気球実験におけるBLSでの多段シフターへのエマルジョンフィルムのセットアップをまとめる。

図D.1に多段シフターのステージに貼りつけたタイムスタンパーフィルム及び多段シフターにステージを挿入している様子を示す。ステージは計三段あり、上から1stステージ、2ndステージ、3rdステージと呼ぶ。フィルムはステージに両面テープ及びアルミ蒸着テープを用いて貼りつけた。各ステージにはOPERAフィルムサイズ大の枠があいているが、その箇所は特に埋めていない。

なお、多段シフターのモーターから見て右側¹の3rdステージの挿入時に不備があったことが気球実験終了後に発覚した。これにより、コンバーターフィルムとタイムスタンパーフィルムが5cm重なっていない領域が生じ、有効面積を $5\text{ cm} \times 25\text{ cm} = 125\text{ cm}^2$ (全体の7%)を損失する。

図D.2、表D.1に各ステージに貼りつけたフィルム構造の断面図及びそれらのまとめを示す。

1stステージと2ndステージ間のギャップは1cm、2ndステージと3rdステージ間のギャップは2cmである。ステージ(ステンレス製)の厚みは1cmである。アルミラミネート紙の厚みは115 μm 、両面テープの厚みは100 μm である。

1stステージと2ndステージの間に40 μm 厚ベースの薄型フィルムを導入することにより、ステージ間のフィルム間隔を狭くした。これは、ギャップを狭くして式2.8で示した位置ずれ誤差を小さくすることが目的である。

¹unit 3, 4側



図 D.1: 2015 年豪州気球実験における多段シフターのステージへのフィルム貼りつけ及びマウント風景：(左) ステージに貼りつけたタイムスタンプフィルム。(右) 多段シフターにステージを挿入している様子

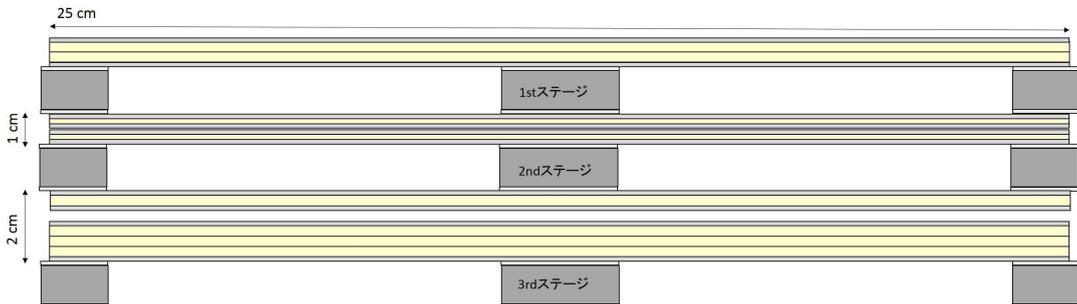


図 D.2: 2015 年豪州気球実験におけるタイムスタンプ部のフィルムマウント構造。淡黄色がフィルムで、濃い灰色がステージ、灰色がアルミラミネート紙、薄い灰色が両面テープである。

表 D.1: 各ステージに貼りつけたフィルム

ステージ	フィルム枚数	種類	フィルム番号
1st ステージ-上	2	170 μm 厚ベースフィルム	11, 12
1st ステージ-下	1	40 μm 厚ベースフィルム	13
2nd ステージ-上	1	40 μm 厚ベースフィルム	21
2nd ステージ-下	1	170 μm 厚ベースフィルム	22
3rd ステージ	3	170 μm 厚ベースフィルム	31, 32, 33

地上飛跡集団

ゴンドラにエマルジョンフィルムを組み上げて以降は、チェンバーを貫通した宇宙線飛跡がフィルムに記録されていく。地上で蓄積した飛跡集団はフライト中の飛跡集団と区別しておくことで、不要なバックグラウンドを削減する。また地上飛跡集団を用いることでコンバーター、タイムスタンパー、カロリメーター間のアライメントが取れる。

多段シフター 1st ステージを 4 箇所ステージ位置に待機させておくことで、表 D.2 にまとめるように地上飛跡集団を 4 集団に分けた。

表 D.2: 地上飛跡集団の内訳

飛跡集団名	蓄積時間	蓄積開始タイミング
ali0	96 時間 28 分	5/7、10:22@ブルーシートテント
ali1	49 時間 25 分	5/5、6:24
ali2	38 時間 57 分	複数タイミング
ali3	13 時間 29 分	5/3、22:27

D.2.2 動作状況

2015 年豪州気球実験におけるシフターステージの駆動位置の動作プロファイルを図 D.3 に示す。また表 D.3 に 2015 年豪州気球実験における多段シフターのステージ制御パラメーターを示す。

地上より気球側にコマンドを送信して 13:45 から Vela モードとしてステージ駆動を切り替えた。テレメトリデータの結果 (図 5.17) から気球フライト中のモーター不具合は確認されず、想定通りの制御が行えている。

Vela モード時の 2nd ステージは $160\ \mu\text{m}$ ステップで原点から駆動方向に 62 ステップ動かし (ステージ位置= $9920\ \mu\text{m}$)、63 ステップ目を $160+80=240\ \mu\text{m}$ とし (ステージ位置= $10160\ \mu\text{m}$)、64 ステップ目から $160\ \mu\text{m}$ ステップで原点方向に戻るオペレーションをした。ステージを原点に戻す際に「半歩ずらす」ことによって、送りと戻りのステージ位置は $80\ \mu\text{m}$ 間隔になっている。Vela モード時の 2nd ステージ駆動方法を表 D.4 にまとめた。

しかしながら多段シフター 2 号機の特長として、原点方向に戻す際に $\sim 10\ \mu\text{m}$ のバックラッシュが存在するが、それを考慮せずオペレーションしていた。つまり半歩ずらす予定だった送りと戻りのステージ位置の間隔が狙っていたようにならないことが、飛跡データの解析より明らかになった。

D.3 時刻情報の付与

タイムスタンパー一部は area 1 から area 12 と呼ぶ 12 エリアに分割してスキニングされている。ここでは、unit 3, area 8 の解析結果を中心にまとめる²。

コンバーターとタイムスタンパー各ステージのフィルム間で飛跡を接続し、その位置ずれ情報から飛跡の貫通タイミングを得る (図 D.4)。

²コンバーター側では area 6 と重なっている領域である。

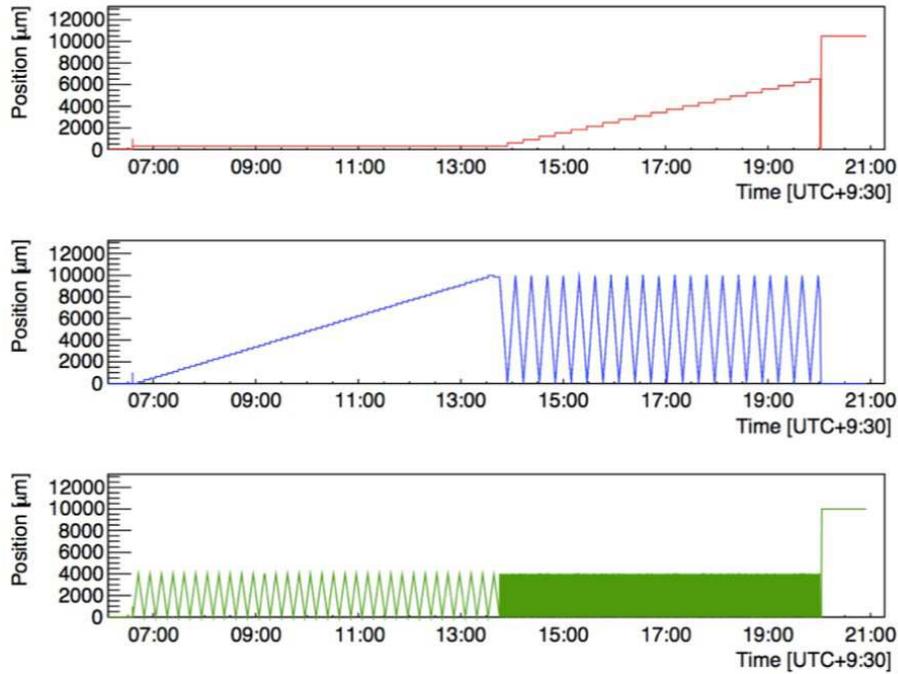


図 D.3: 2015 年豪州気球実験におけるシフターステージの駆動位置の動作プロファイル。Vela モード中の 3rd ステージは線の間隔が詰まり表示がつぶれている。

表 D.3: 2015 年豪州気球実験における多段シフターのステージ制御パラメーター。

non-Vela モード				
ステージ	シフト方法	蓄積時間	ステップ幅	1 周期あたりのステップ数
1st	ステップ	7 時間 12 分	-	-
2nd	ステップ	396 [s]	160 [μm]	-
ステージ	シフト方法	速度	ストローク	往復時間
3rd	連続	10 [$\mu\text{m}/\text{s}$]	4000 [μm]	800 [s]
Vela モード				
ステージ	シフト方法	蓄積時間	ステップ幅	1 周期あたりのステップ数
1st	ステップ	1000 [s]	310 [μm]	-
2nd	ステップ	8 [s]	80 [μm]	125
ステージ	シフト方法	速度	ストローク	往復時間
3rd	連続	500 [$\mu\text{m}/\text{s}$]	4000 [μm]	16 [s]

表 D.4: 2015 年豪州気球実験の Vela モード時における 2nd ステージ駆動方法

ステップ番号	ステージ位置 [μm]	駆動方向
原点	0	送り
1	160	送り
2	320	送り
...		
61	9760	送り
62	9920	送り
63	10160	送り
64	10000	戻り
65	9840	戻り
...		
123	560	戻り
124	400	戻り
125	240	戻り

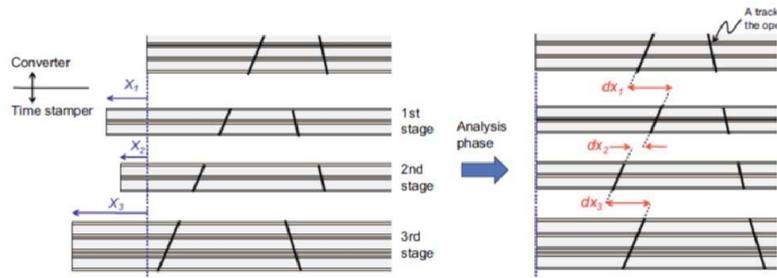


図 D.4: 多段シフターのステージ座標 (X_1, X_2, X_3) と位置ずれ (dx_1, dx_2, dx_3) の関係 [39]

D.3.1 1st ステージの解析

地上飛跡集団の解析

飛跡の接続

コンバーター最下流（フィルム #1）とタイムスタンパー 1st ステージ（最上流フィルム #11）間の飛跡を接続し、地上飛跡集団を選出した。図 D.5 にフィルム #1-11 間接続により分離した各地上飛跡集団を示す。ここでは、ali 0 を位置ずれ量 0 となるようにフィルム #1-11 間のアライメントを取った。dx=0 を中心とする飛跡集団が ali0、dx=+100 を中心とする飛跡集団が ali1、dx=-100 を中心とする飛跡集団が ali2、dx=+200 を中心とする飛跡集団が ali3 に対応する。

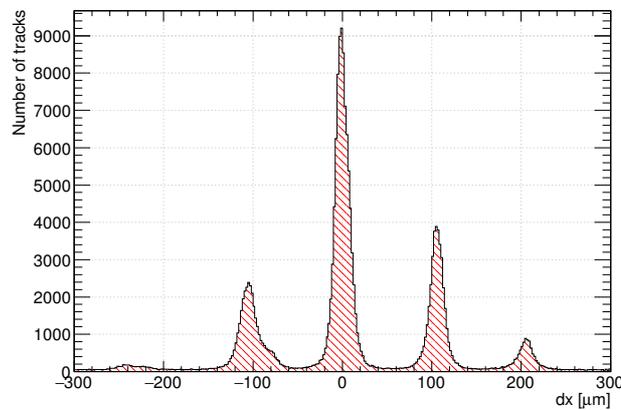


図 D.5: フィルム #1-11 間接続により識別した各地上飛跡集団（角度空間 $|\tan \theta| < 0.3$ の飛跡）。dx=0 を中心とする飛跡集団が ali0、dx=+100 が ali1、dx=-100 が ali2、dx=+200 が ali3 に対応する。

飛跡接続性能

フィルム #1-11 間における地上飛跡集団の飛跡接続性能として位置ずれ、角度ずれ σ の角度依存性を評価した。図 D.6 にその結果を示す。

フィルム #1-11 間の角度ずれ精度は図 6.12 で示したコンバーターフィルム内での角度ずれ精度と同等の値が得られた。また ali0, 1, 2, 3 のいずれでも角度ずれ精度は同等の値が得られた。

位置ずれ精度はフィルム間ギャップがシフター 1st ステージへの接続の際に area 8 周辺で $1730 \pm 400 \mu\text{m}$ ほど存在するため、コンバーターフィルムと比較すると必然的に 4-5 倍悪化する。また、ali2 は日が異なる複数タイミングの飛跡が蓄積した集団であるため位置ずれ精度が他の地上集団と比べて悪い。

飛跡検出効率

ali0 の飛跡集団を用いてタイムスタンパーフィルム #11 の飛跡検出効率を評価した。飛跡検出効率の角度依存性を図 D.7 に示す。平均飛跡検出効率は 94.9% である。コンバーターフィルムと比べると 2-3% 低くなっているのは PH が足りていないことに起因しており、今後スキヤニング条件を最適化していく。

地上飛跡集団を用いて、コンバーター最下流フィルムとタイムスタンパー 1st ステージの最上流フィルムの飛跡接続性能を評価し、処理に問題がないことを確認した。

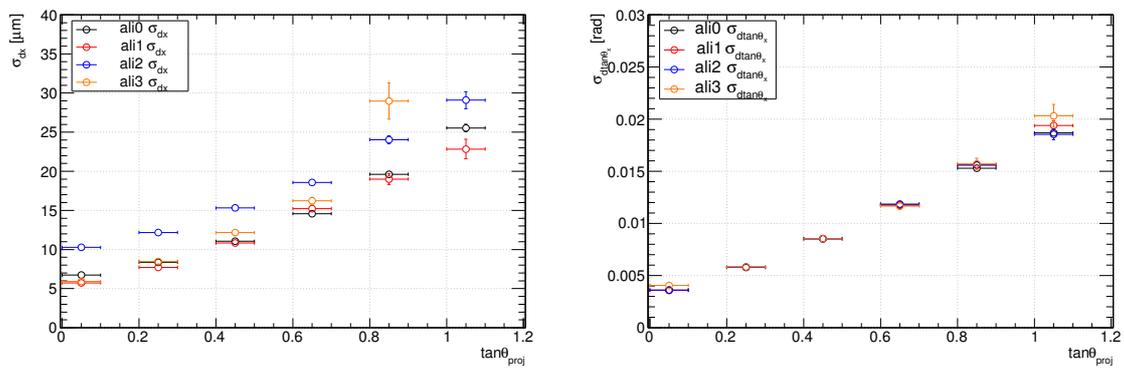


図 D.6: フィルム #1-11 間における地上飛跡集団の (左) 位置ずれ σ の角度依存性、(右) 角度ずれ σ の角度依存性

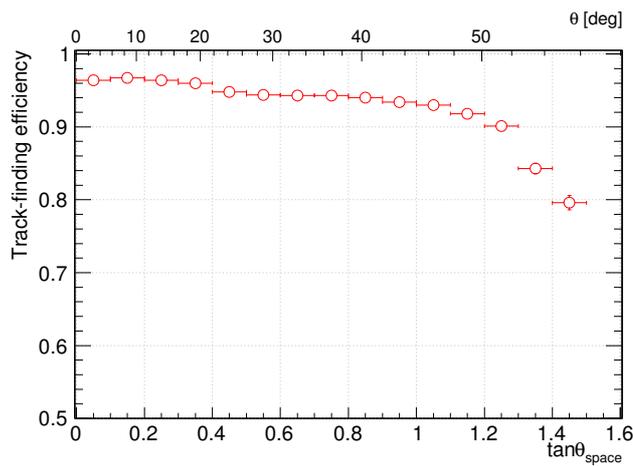


図 D.7: タイムスタンパーフィルム #11 の地上飛跡集団 (ali0) で評価した飛跡検出効率の角度依存性

フライト中飛跡集団の解析

飛跡の接続

コンバーター最下流（フィルム #1）とタイムスタンパー 1st ステージ（最上流フィルム #11）間の飛跡を接続し、気球フライト中の飛跡集団を選出した。図 D.8 にフィルム #1-11 間接続により分離したフライト中飛跡集団を示す。また図 D.9 に位置ずれ空間（dx-dy 空間）における各フライト中飛跡集団の散布図を示す。ここでは打ち上げ時から Vela モードに入るまでの飛跡集団が位置ずれ量 0 となるようにフィルム #1-11 間のアライメントを取った。

dx=0 の集団が non-Vela モード時（7 時間 12 分間）に蓄積した飛跡集団である。以降およそ dx=310 μm 間隔で Vela モード時の飛跡集団（各スポットは 1000 秒間の蓄積）を分離した。

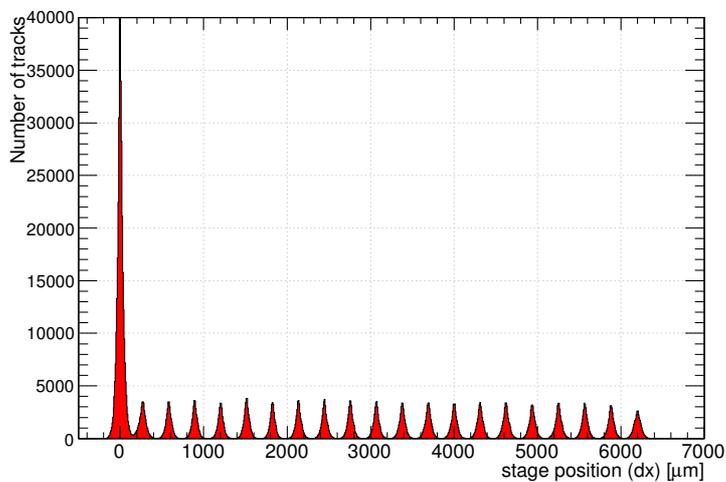


図 D.8: フィルム #1-11 間接続により分離したフライト中飛跡集団。dx=0 を中心とした集団が non-Vela モードに蓄積した飛跡集団でこれをスポット 0 と呼び、以降 1, 2, ..., 20 目までである。

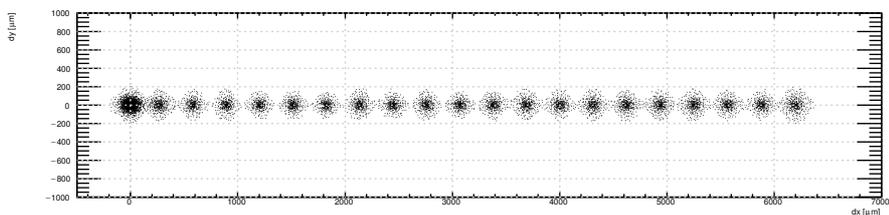


図 D.9: 位置ずれ空間（dx-dy 空間）における各フライト中飛跡集団の散布図

解析の詳細になるが、フライト中飛跡集団の飛跡接続の前に、地上蓄積と識別した飛跡はデータ上から仮想的に消去した。またフライト中飛跡集団のスポット 0 で一旦アライメントを取ってフライト集団の飛跡を接続し各スポットを粗く選別した後に、各スポットでアライメントを取り直して再接続する処理をしている。

飛跡接続性能

フィルム #1-11 間における各フライト中飛跡集団の飛跡接続性能として位置ずれ、角度ずれ σ を

評価した。角度空間 $|\tan \theta| < 0.1$, $0.4 < |\tan \theta| < 0.5$ の飛跡で評価した結果を図 D.10、D.11 に示す。

角度ずれ σ は地上飛跡集団の精度 (4 mrad@ $|\tan \theta| < 0.1$) と同程度の精度まで追い込めている。

位置ずれ σ は dy は地上飛跡集団の精度 (5 μm @ $|\tan \theta| < 0.1$) に迫る精度が出ているが、 dx は精度が悪化している。この原因の可能として、1st ステージと 2nd ステージが擦れていることでステージ駆動方向 (dx 方向) に μm オーダーの振動が生じていたことが考えられる。ただし、位置ずれの角度依存性は dy 方向の方が悪く ($0.4 < |\tan \theta| < 0.5$ で dx と dy の σ が詰まっている通り)、この原因はまだ理解できていない。

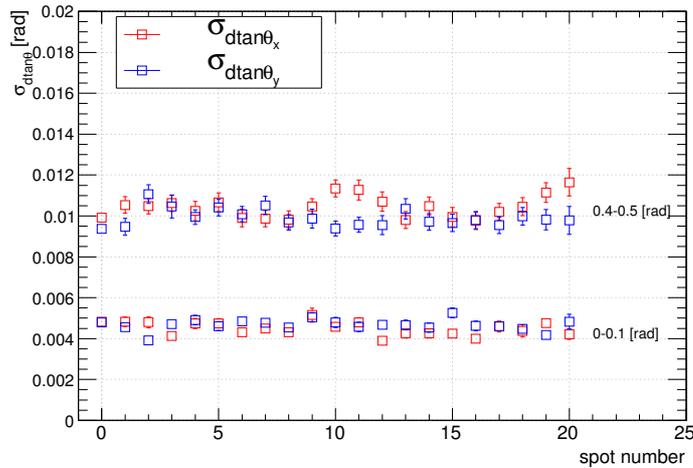


図 D.10: 各フライト中飛跡集団の角度ずれ σ を $|\tan \theta| < 0.1$, $0.4 < |\tan \theta| < 0.5$ の角度空間の飛跡で評価した。

飛跡検出効率

フライト中飛跡集団、スポット 0 を用いてタイムスタンパーフィルム #11 の飛跡検出効率を評価した。フライト中の飛跡検出効率の角度依存性を図 D.12 に示す。平均飛跡検出率は 96.7% である。地上集団と比べて飛跡検出率がやや高いのは、気球高度において dE/dx の高い荷電粒子の割合が高いことが要因の一つと考えられる³。

解析の詳細になるが、本評価にあたってのトリガー用の飛跡集団 (#1-12 間のリンクレット) にチャンスコインシデンスによるフェイク飛跡が混じると、見かけ上 #11 の飛跡検出率が低くなる。ここではチャンスコインシデンスを低減する目的で、#1-12 間のリンクレットに #11-12 間との接続を要求した。この処理によって #11 の飛跡検出率は 3% 改善されたため、トリガー用の飛跡集団 10^5 本の中の 3000 本のチャンスコインシデンスを低減できたと考えられる。

D.3.2 2nd ステージの解析

本節からは解析手法を確立している段階であり、雑多にはなるが現状をまとめる。

各ステージ間のギャップ

unit 3, area 8 における各ステージ間のギャップの平均値を表 D.5 にまとめる。

³トリガー用の飛跡集団のチャンスコインシデンスも可能性の一つ。

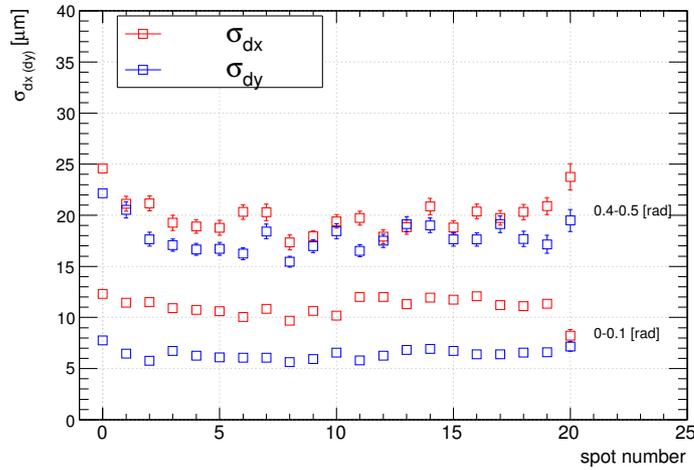


図 D.11: 各フライト中飛跡集団の位置ずれ σ を $|\tan \theta| < 0.1$, $0.4 < |\tan \theta| < 0.5$ の飛跡で評価した。スポット 0 は 7 時間 12 分の蓄積中におけるフィルムの変形の影響か、精度が悪化している。

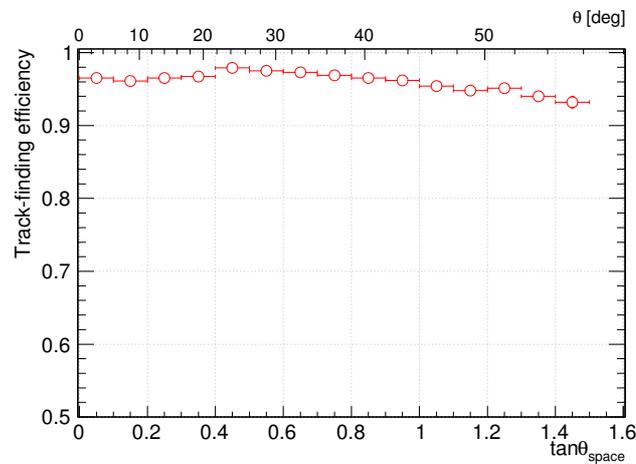


図 D.12: タイムスタンプフィルム #11 のフライト中飛跡集団 (スポット 0) で評価した飛跡検出効率の角度依存性

表 D.5: unit 3, area 8 における各ステージ間のギャップの平均値

	ギャップ [μm]
フィルム #1-11 間	1730
フィルム #12-13 間	1500
フィルム #13-21 間	800
フィルム #21-22 間	1500

40 μm 厚ベースフィルムへの飛跡接続と接続性能：フィルム #11-13 間

地上飛跡集団を用いた評価

図 D.13 にフィルム #11-13 間における地上飛跡集団 (ali0) の位置ずれ・角度ずれ σ の角度依存性を示す。薄型の 40 μm 厚ベースフィルムはベーストラックの角度精度が 170 μm 厚ベースフィルムと比べ 4 倍ほど悪いため、角度ずれ精度が悪化する。

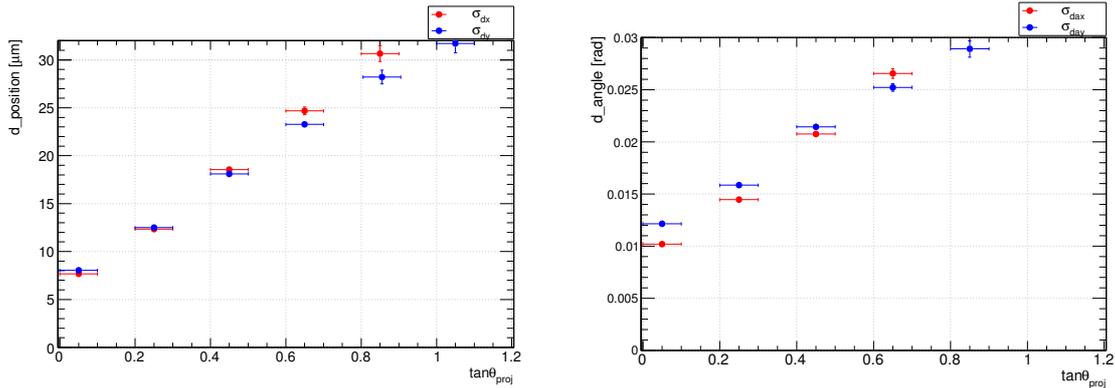


図 D.13: フィルム #11-13 間における地上飛跡集団 (ali0) の (左) 位置ずれ σ の角度依存性、(右) 角度ずれ σ の角度依存性

40 μm 厚ベースフィルム同士の飛跡接続と接続性能：フィルム #13-21 間

地上飛跡集団を用いた評価

図 D.14 にフィルム #13-21 間における地上飛跡集団 (ali0) の位置ずれ・角度ずれの角度依存性を示す。(もしかしたら 13 のベーストラック角度は 11 で置き換え処理した後かもしれない。)

40 μm 厚ベースフィルム同士の接続のため角度ずれ精度が出ない。ギャップを狭くして位置ずれ精度を上げることが目的だったが、期待通りの精度 ($\sim 2 \mu\text{m}@|\tan\theta| < 0.1$) に達していない。

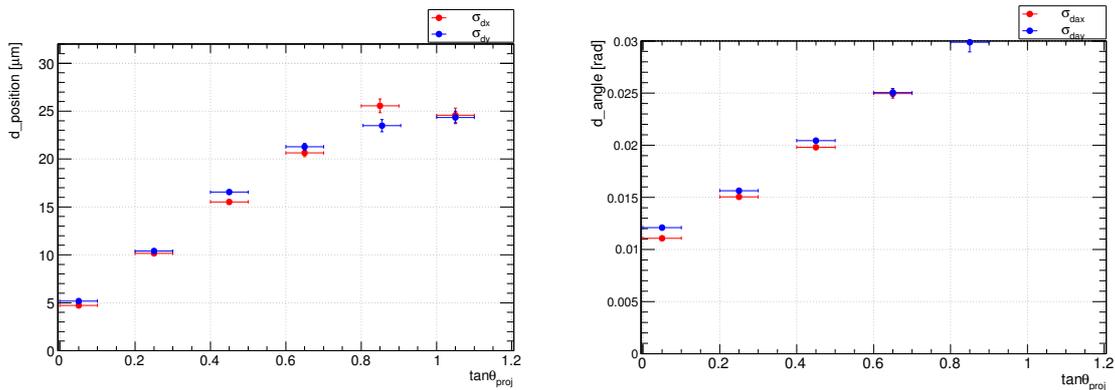


図 D.14: フィルム #13-21 間における地上飛跡集団 (ali0) の (左) 位置ずれ σ の角度依存性、(右) 角度ずれ σ の角度依存性

角度の置き換え

40 μm 厚ベースフィルムのベーストラック角度精度を改善させるため、フィルム #13 のベースト

ラック角度を 11 の角度で置き換え、21 のベーストラック角度を 22 で置き換えた。置き換える際にフィルム #13 の飛跡 1 本に対し #11 で複数本接続する候補があった場合は、式 D.1 に示す Connection Value (CV) が最小になる組み合わせを選んだ。この辺りの妥当性評価は詰めきれていない。

$$CV = \frac{(dx^2 + dy^2) \times (d \tan \theta_x^2 + d \tan \theta_y^2)}{PH} \quad (D.1)$$

図 D.15 にベーストラック角度の置き換え処理をした後に、フィルム #13-21 間における地上飛跡集団 (ali0) の位置ずれ・角度ずれの角度依存性を評価した結果を示す。角度ずれ精度は改善され、コンバーターでの角度ずれ精度に迫るところまで追い込めた。しかし、位置ずれ精度の改善が見られておらず、この原因を調べているところである。

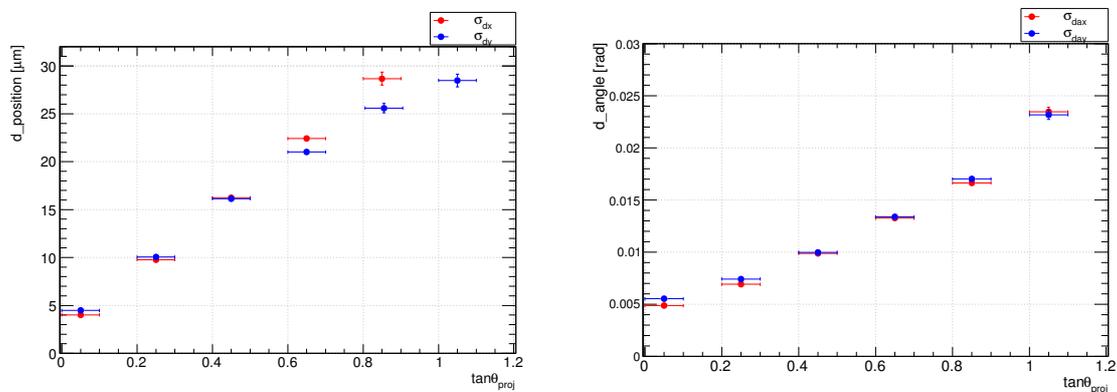


図 D.15: フィルム #13 のベーストラック角度を 11 の角度で置き換え、21 のベーストラック角度を 22 で置き換え処理をした後に、フィルム #13-21 間の地上飛跡集団 (ali0) の (左) 位置ずれ σ の角度依存性、(右) 角度ずれ σ の角度依存性を評価した結果

D.4 タイムスタンプ部解析のまとめと展望

タイムスタンプ部のフライトデータ解析においてコンバーターから 1st ステージへの飛跡接続の手法を確立した。まず地上飛跡集団を接続して位置ずれ・角度ずれの接続性能がコンバーター内の飛跡接続と同程度得られていることを確認した。次にフライト中飛跡集団の接続手法を確立し、位置ずれ・角度ずれ性能を評価した。フライト中飛跡集団の角度ずれは地上飛跡集団と同程度の精度が得られたが、位置ずれ精度は悪化が見られた。この可能性の一つとして、1st ステージと 2nd ステージが擦れていたことがあげられる。フライト中飛跡集団の飛跡検出効率は 96.7% と高い効率で飛跡接続が行えていることを確認した。

今後はフィルム #11-13、13-21、21-22、22-31 と 2nd、3rd ステージへの飛跡接続手法を確立する。タイムスタンプの効率や信頼性を評価する。ガンマ線事象に対するタイムスタンプを行い、大気ガンマ線フラックスの測定、Vela パルサーの検出を目指す。