

令和7年度 修士論文

飛行型光源を用いた 大気蛍光望遠鏡の視野方向解析



提出者

信州大学 総合理工学研究科
工学専攻 情報数理・融合システム分野

松澤 碧

2025年1月27日提出

序論

宇宙空間を飛び交い、絶えず地球へと到来する放射線である宇宙線は、1912年にオーストリアの物理学者 Victor F. Hess らによる気球実験によって発見された。その後、宇宙線研究に対する興味は集まり、様々な実験が行われてきた。これまでに観測された宇宙線のエネルギー領域は 10^8 から 10^{20} eV 超という極めて広範な帯域にわたるが、その到来頻度はエネルギーの約 3 乗に反比例して急激に減少する特性を持つ。特に 10^{18} eV を超える超高エネルギー宇宙線は、極高エネルギー天体現象やビッグバンの痕跡素粒子といった宇宙現象の解明につながる期待されており、その起源の特定は現代宇宙物理学における大きな課題の一つとなっている。

米国ユタ州に設置された Telescope Array (TA) 実験は、この超高エネルギー宇宙線のエネルギースペクトル、質量組成、および起源天体の解明を目的とした国際共同実験である。本実験では、宇宙線が大気中で発生させる大気シャワーからの微弱な発光を捉える 3 カ所の大気蛍光望遠鏡 (Fluorescence Detector; FD) ステーションと、広大な面積に配置された多数の地表検出器 (Surface Detector; SD) を併用して観測を行っている。TA 実験は約 15 年以上にわたって運用されており、これまで以上に高精度な検出器較正が求められている。

FD を用いて一次宇宙線のエネルギーや組成を高精度に推定するためには、望遠鏡の光学特性に関する正確な較正が不可欠である。そこで我々は、無人航空機 (UAV) に UV-LED と測位用 RTK-GPS を搭載した新たな FD キャリブレーション装置「Opt-copter」を開発した。本装置を用いることで、約 35 km 圏内に分散した 3 つのステーションに設置されている全ての FD に対し、同じ装置を使って光学特性を解析することが可能となる。本論文では、2025 年度までに実施された実験データに基づき、TA-FD および拡張計画である TA_{x4}-FD を含む全 50 台の望遠鏡に対する視野方向解析の結果、およびその解析精度について報告する。

目次

第 1 章	宇宙線	1
1.1	宇宙線の概要	1
1.2	宇宙線のエネルギースペクトル	1
1.3	宇宙線の質量組成	3
1.3.1	宇宙線観測と空気シャワー	3
第 2 章	Telescope Array(TA) 実験	5
2.1	TA 大気蛍光望遠鏡 (TA-FD)	5
2.1.1	光学系	6
2.1.2	PMT カメラ	7
2.1.3	データ収集システム	8
第 3 章	TAx4 実験	11
3.1	TAx4 大気蛍光望遠鏡 (TAx4-FD)	11
3.1.1	光学系	12
3.1.2	PMT カメラ	12
3.1.3	データ収集システム	13
第 4 章	大気蛍光望遠鏡の較正	16
4.1	鏡の反射率測定	16
4.2	CRAYS	17
4.3	YAP	18
4.4	Xe-フラッシャー	18
4.5	UV LED フラッシャー	20
4.6	XY-スキャナー	20
4.7	UV-LED パルサー	20

4.8	星解析	22
4.8.1	星クラスター解析	22
4.8.2	星トラック解析	23
4.9	TA-LIDAR	23
4.10	CLF	24
4.11	ELS	24
第 5 章	飛行型光源 Opt-copter	26
5.1	Opt-copter の概要	26
5.2	UAV (Unmanned Aerial Vehicle)	26
5.3	測位用 RTK-GPS	27
5.4	光源	28
5.4.1	UV-LED	29
5.4.2	ディフューザー	29
第 6 章	Opt-copter 実験	32
6.1	実験概要	32
6.2	実験方法	32
6.3	取得データ	34
6.4	光源位置の算出と座標変換	34
第 7 章	TA-FD のデータと視野方向解析手法	37
7.1	受光重心	37
7.1.1	受光重心の算出	37
7.1.2	集光像の大きさと受光重心の関係	39
7.2	解析手法	43
第 8 章	TA-FD の視野方向解析結果	52
8.1	解析結果	52
8.2	解析精度	56
8.2.1	コマ収差およびフライトの偏りによる系統誤差	56
8.2.2	誤差幅の検討	58
第 9 章	TAx4-FD のデータと視野方向解析手法	60
9.1	TAx4-FD のデータの特徴と TA-FD との違い	60

9.2	受光重心	63
	9.2.1 受光重心の算出	63
9.3	解析手法	64
第 10 章	TAx4-FD の視野方向解析結果	67
10.1	解析結果	67
10.2	解析精度	67
	10.2.1 誤差幅の検討	67
第 11 章	TA-FD と TAx4-FD の結果のまとめ	70
第 12 章	結論	75
12.1	まとめ	75
12.2	展望	75
参考文献		76
謝辞		77

第1章

宇宙線

1.1 宇宙線の概要

宇宙線とは、宇宙空間を飛来する高エネルギーの放射線の総称である。1912年にオーストリアの物理学者 V. F. Hess によって発見されて以来、宇宙線は絶えず地球へ到来していることが明らかとなり、現在も様々な実験を通じて観測および研究が進められている。これまで観測された宇宙線のエネルギー領域は、 10^8 eV から 10^{20} eV 以上の広範囲に及ぶ。その到来頻度は、エネルギーのほぼ3乗に反比例して減少する。しかし、宇宙線の起源や加速機構については未解明な点が多く、特に到来頻度の極めて低い超高エネルギー宇宙線は、依然として多くの謎に包まれている。

1.2 宇宙線のエネルギースペクトル

図 1.1 に一次宇宙線のエネルギースペクトルを示す。太陽風や太陽フレアなどの影響を無視できる 10^{10} eV 以上のエネルギー領域において、宇宙線の流束 $F(E)$ は、べき指数 γ を用いて以下の式で近似される。

$$F(E) = K \cdot E^{-\gamma} \quad (1.1)$$

宇宙線のスペクトルには特徴的な折れ曲がり構造が存在する。 $10^{15.5}$ eV 付近までは $\gamma \approx 2.7$ であるが、そこから $\gamma \approx 3.1$ へと変化し、さらに $10^{18.5}$ eV 付近を境に再び $\gamma \approx 2.7$ 程度へと変化する。これらの折れ曲がり、その形状からそれぞれ“knee”および“ankle”と呼ばれる。これらは宇宙線の加速機構や宇宙空間における磁場の変化が関係していると考えられている。

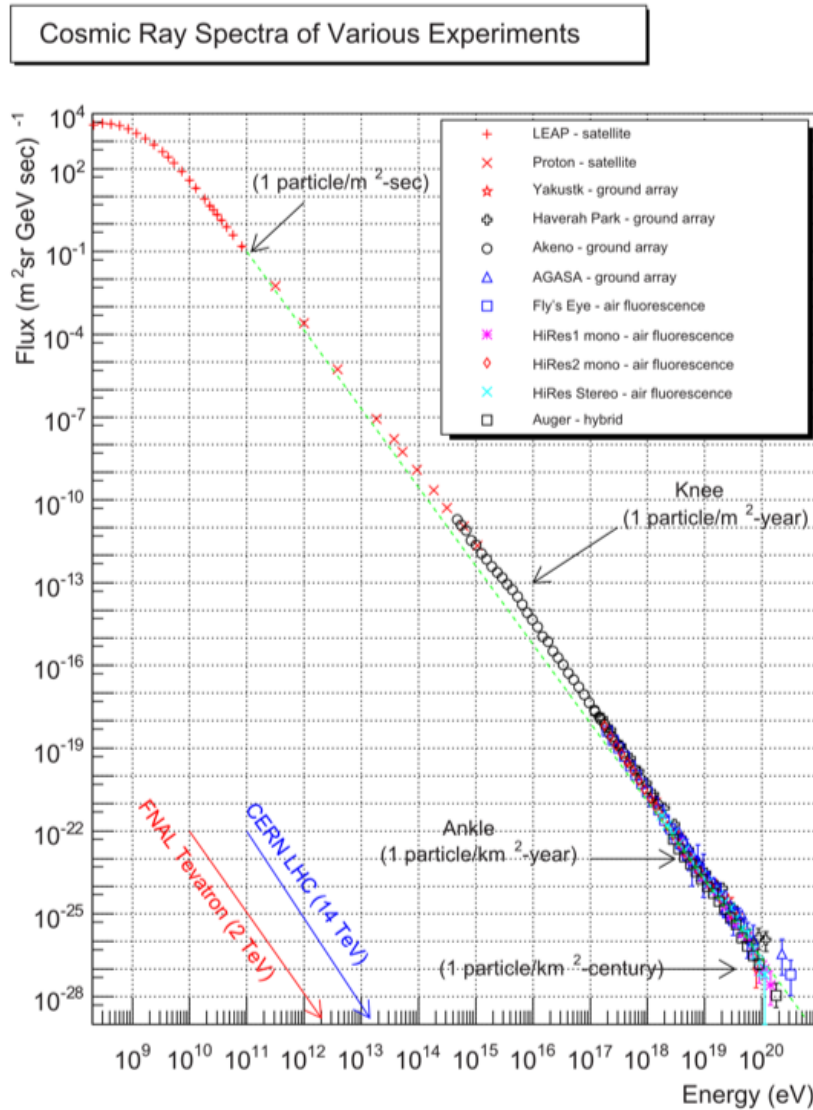


図 1.1: 一次宇宙線のエネルギースペクトル。

また、1963年に「超高エネルギー宇宙線は宇宙背景放射との相互作用により、地球に到来する前にエネルギーを失う」と Greisen, Zatsepin, Kuzminにより予測された。これを提唱者の頭文字から GZK カットオフ (GZK cutoff) と呼ぶ。[1][2] ただし、超高エネルギー領域の到来頻度は極めて低く、観測統計量が不足しているため、正確なエネルギースペクトルは依然として議論の対象となっている。

1.3 宇宙線の質量組成

到来頻度の高い太陽宇宙線や低エネルギー領域の銀河宇宙線については、気球や人工衛星を用いた直接観測が可能である。例えば、高度組成探査機（ACE）に搭載された宇宙線同位体分光器（CRIS）などによる直接観測により、その組成や同位体比が高精度に測定されている。その結果、一次宇宙線の主成分は陽子が約90%、ヘリウム原子核が約8%であり、残りの約2%は鉄原子核に至るまでの重い荷電粒子で構成されていることが判明している。宇宙線の質量組成を太陽系の化学組成と比較すると、全体的な傾向は類似しているものの、一部の原子核において存在量に差異が認められる。これは、宇宙線が地球に到来するまでの伝播過程において、星間物質との衝突による核破砕反応を経て別の原子核が生成されることや、宇宙線の起源および加速機構の特性を反映していると考えられる。したがって、宇宙線の組成分析は、その起源や加速機構、さらには伝播中に通過した星間物質の密度などを解明する上で極めて重要な手がかりとなる。

1.3.1 宇宙線観測と空気シャワー

高エネルギーの宇宙線が大気圏に突入すると、大気中の窒素や酸素などの原子核と相互作用を起こし、多量の二次粒子を生成する。生成された二次粒子も同様に大気原子核との相互作用や崩壊を繰り返すことで、大気中に膨大な数の二次粒子が連鎖的に発生する。この現象は空気シャワーと呼ばれ、その模式図を図1.2に示す。

宇宙線の到来頻度は、エネルギーの約-3乗のべき乗則に従い急激に減少する。到来頻度の高い低エネルギー領域の宇宙線は、人工衛星や気球などを用いた直接観測が可能である。しかし、 10^{14} eV以上の高エネルギー領域では到来頻度が極めて低くなるため、統計的に十分なイベント数を得るには広大な検出面積と長期間の観測が必要となり、直接観測は困難となる。そのため、この領域では一次宇宙線が大気と相互作用して生成される二次粒子群を、大きな有効面積を持つ地上の検出器で捉える間接観測手法が一般に用いられる。

宇宙線の質量組成は、空気シャワーの縦方向の発達において粒子数が最大となる大気深さ、すなわち最大発達点（ X_{\max} ）の測定から推定される。宇宙線の質量数が多いほど、大気原子核との相互作用断面積が大きくなるため、シャワーはより早期に発達する。その結果、質量が大きい原子核ほど X_{\max} は小さくなる傾向を示す。

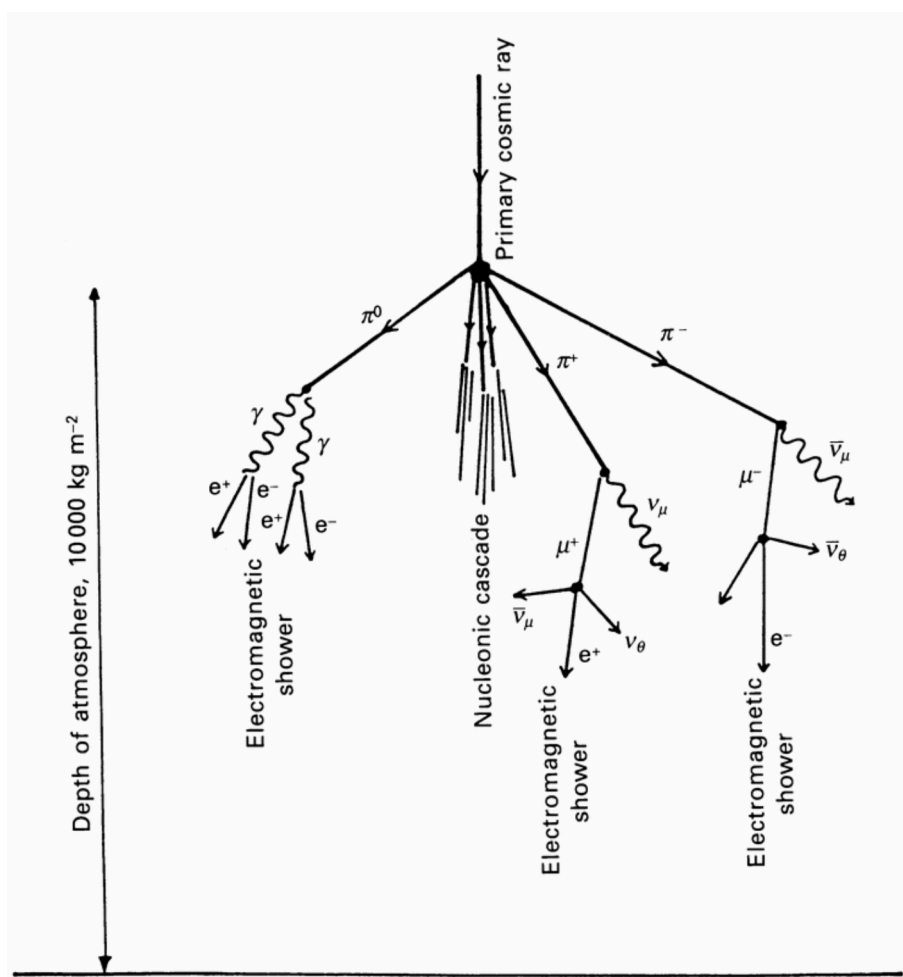


図 1.2: 空気シャワー現象の模式図.

第 2 章

Telescope Array(TA) 実験

Telescope Array (TA) 実験は、最高エネルギー領域の宇宙線の観測を目的とした国際共同プロジェクトである。観測装置として、507 台の地表粒子検出器 (Surface Detector: SD) と、3 か所のステーションに設置された大気蛍光望遠鏡 (Fluorescence Detector: FD) を用いている。

実験サイトは米国ユタ州ミラード郡 (北緯 39 度, 西経 113 度), 平均標高 1400 m (大気深さ 約 875 g/cm^2) の砂漠地帯である。この地域は人工光が少なく, 晴天率が約 60% と高いことから大気蛍光観測に適しており, 加えて多数の SD を展開するために十分な広さを有している。TA 実験における検出器の配置を図 2.1 に示す。多数の SD は 1.2 km 間隔でアレイ状に配置され, その SD アレイを囲むように, 3 か所の FD ステーション (Black Rock Mesa: BRM, Long Ridge: LR, Middle Drum: MD) に計 38 台の FD が設置されている。

2.1 TA 大気蛍光望遠鏡 (TA-FD)

空気シャワー中の荷電粒子が大気を通過する際, 主成分である窒素分子を励起させる。励起された窒素分子が基底状態へと遷移する過程で, 主として紫外線領域 (300–400 nm) の光を放出する。この微弱な光を測定し, 空気シャワーを間接的に観測する手法が大気蛍光法である。大気蛍光の発生量は, 大気中での空気シャワーのエネルギー損失量に比例することから, 本手法を用いることで一次宇宙線のエネルギーをカロリメトリックに決定することが可能となる。

TA 実験の FD では, 直径約 3.3 m の複合球面鏡を用いて大気蛍光を反射・集光し, 焦点面に配置された 256 本の光電子増倍管 (PMT) からなるカメラで撮像観測を行っている。各 PMT はハニカム状に配置されており, これによって空気シャ

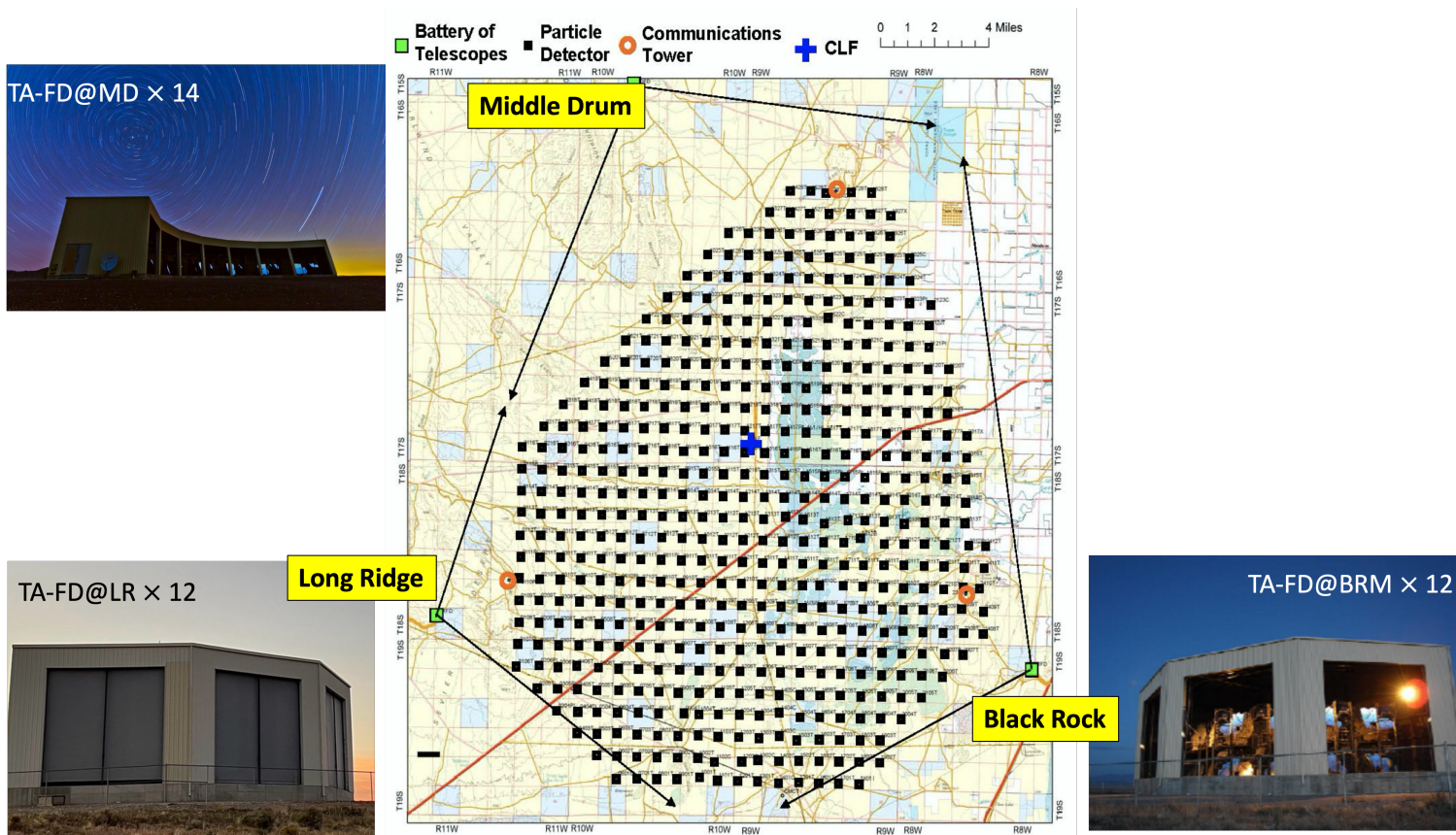


図 2.1: TA 実験における検出器の配置と各 FD ステーションの外観.

ワーが空を横切る様子を連続的に捉えることができる。その結果、宇宙線の到来方向や最大発達点 (X_{\max}) を測定することが可能である。

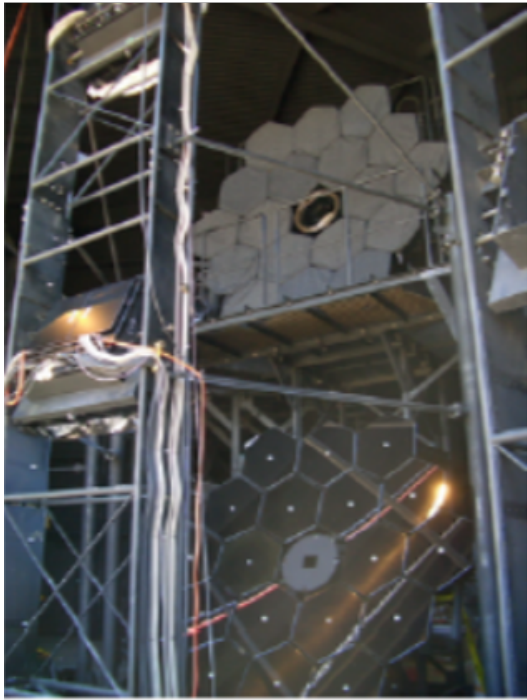
2.1.1 光学系

BRM および LR ステーションには、それぞれ 2 段構成（上段 6 台、下段 6 台）の計 12 台の FD が配置されている。一方、MD ステーションには、14 台の FD が横一列に設置されている。FD 望遠鏡 1 台あたりの視野は、方位角が約 18.0° 、仰角が約 15.5° である。

BRM および LR の FD 光学系は、口径 3.3 m、曲率半径 6.067 m の複合球面鏡で構成される（図 2.2a）。この鏡は 18 枚の六角形セグメントミラーを組み合わせたものであり、表面には反射率の維持と保護を目的として Al_2O_3 によるコーティングが施されている。鏡の焦点におけるスポットサイズは 30 mm 以下に抑えられており、これはカメラの 1 ピクセルサイズ（61 mm）に比して十分小さいため、

シャワー形状の精密な測定が可能となっている。

MD ステーションの FD には，HiRes 実験で用いられていた複合球面鏡を再調整した装置が採用されている（図 2.2b）．この装置は 4 枚の球面鏡をクローバー状に配置した構造を持ち，望遠鏡 1 台あたりの口径は 2.5 m，総集光面積は約 5 m² である．これらの球面鏡によって集光された大気蛍光は，鏡の焦点面に配置された PMT カメラによって検出される．



(a) BRM および LR の FD.



(b) MD の FD.

図 2.2: 各ステーションにおける FD の外観.

2.1.2 PMT カメラ

FD の PMT カメラは，16 × 16 のハニカムアレイ状に配列された計 256 本の光電子増倍管（PMT：浜松ホトニクス社製 R9508）で構成されている．TA 実験で使用されている PMT およびカメラボックスの外観を図 2.3 に示す．また，各 PMT には図 2.4 のように個別の番号が割り当てられている．

各 PMT の受光面上には，Schott 社製の BG3 フィルタが装着されている．このフィルタは，宇宙線による大気蛍光の主要な波長域（300–400 nm）以外の光をカット

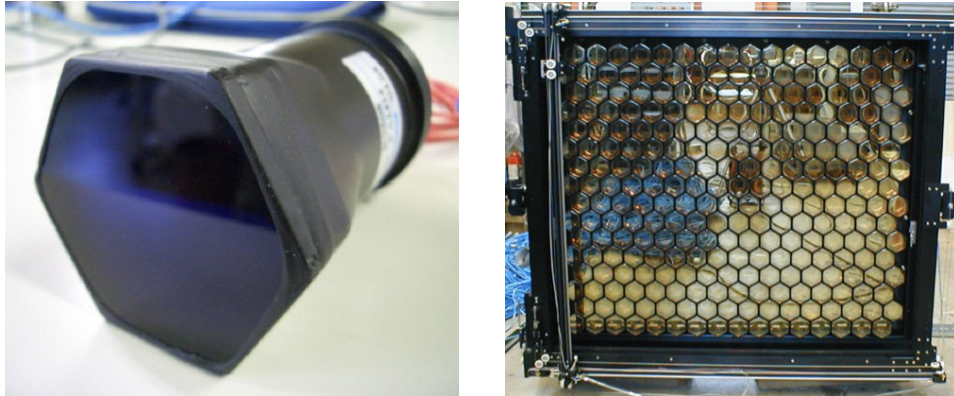


図 2.3: 使用している PMT とカメラボックスの外観.

トする特性を有する. これにより, 夜天光や街灯などの背景光ノイズを大幅に低減し, 宇宙線空気シャワー以外のイベントによる誤トリガを抑制している. PMT1 本当たりの視野角は, 約 $1^\circ \times 1^\circ$ である.

2.1.3 データ収集システム

FD のデータ取得用エレクトロニクスには VME ボードが採用されており, Signal Digitizer and Finder(SDF), Track Finder(TF), Central Trigger Distributor(CTD) で構成されている. [3] データ収集システムの概略図を図 2.5 に示す.

Signal Digitizer and Finder(SDF)

SDF (Signal Digitizer and Finder) は, 256 本の PMT からの入力信号が大気蛍光イベントであるか否かを判定するモジュールであり, ファーストレベルトリガーとも呼ばれる. PMT から出力されたアナログ信号は増幅された後, 12-bit, 40 MHz でサンプリングが行われ, フラッシュ AD コンバータによってデジタル変換される.

サンプリングされたデータは 4 bin (100 ns) ごとに積分され, $12.8 \mu\text{s}$ ごとに記録される. この記録単位ごとに信号強度 (Signal) に基づいた SN 判定が行われ, その判定結果が TF (Track Finder) ボードへと送信される. SDF ボード 1 枚につき 16 チャンネルの入力を有し, それぞれが 1 本の PMT 信号に対応している. そのため, カメラ 1 台 (256 本の PMT) に対して計 16 枚の SDF ボードが使用されている.

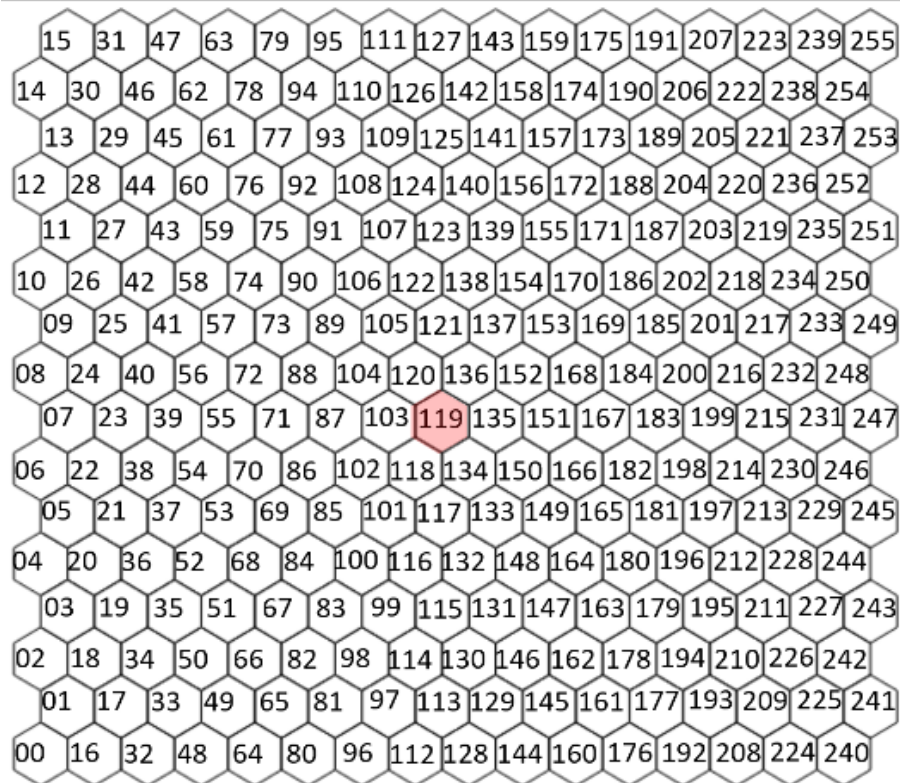


図 2.4: PMT 番号.

Track Finder(TF)

TF (Track Finder) は, カメラを構成する 256 本の PMT から得られた信号が, 宇宙線空気シャワーによるトラックであるか否かを識別するモジュールであり, セカンドレベルトリガーとも呼ばれる.

TF ボードは, カメラ 1 台分の SDF ボードから送信される判定情報を集約し, 以下の条件のいずれかを満たした場合にトラック信号の候補があると判定する.

- 隣接する 5 本以上の PMT (カメラ端部の場合は 3 本以上) から信号が出力された場合
- 高い信号閾値を超える PMT が 1 本以上存在する場合

この判定結果は CTD (Central Trigger Dispatcher) ボードへ送信される.

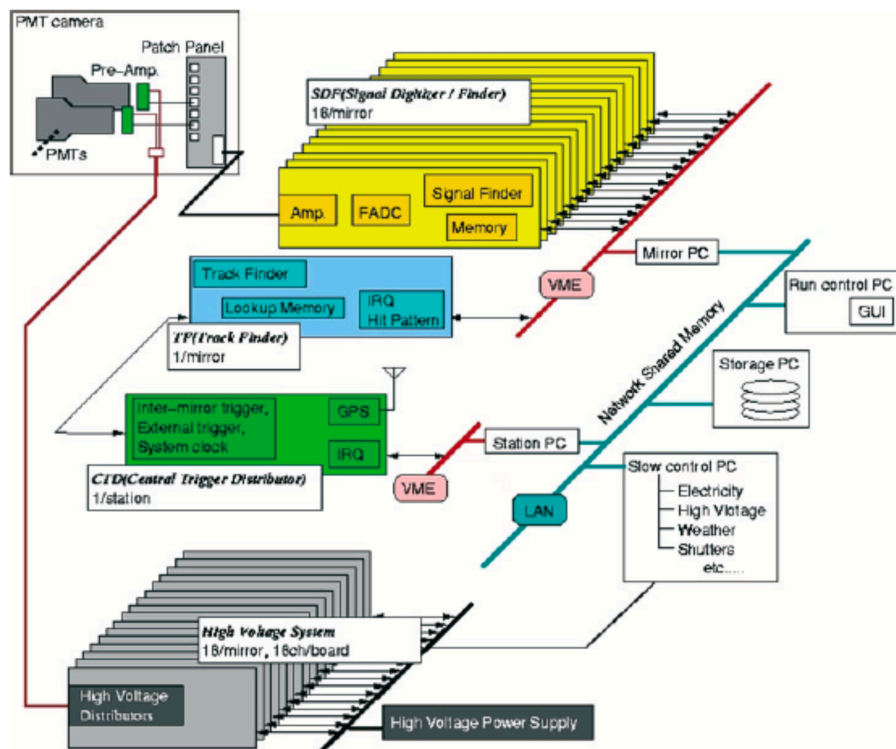


図 2.5: エレクトロニクスの概略図.

Central Trigger Distributor(CTD)

CTD (Central Trigger Dispatcher) は最終的に記録すべきイベントデータの有無を判定するモジュールであり、ファイナルレベルトリガーとも呼ばれる。

CTD は各 PMT カメラに取り付けられた TF ボードからトリガー情報を収集し、PMT カメラ間にまたがるトラック信号を含めた最終的な判定を行う。有効なトラック信号が確認された場合、CTD は直ちにデータ取得信号を生成する。また、CTD はステーション内の全ての FD を同期させるための初期化信号の生成も担っている。

第3章

TAx4 実験

TAx4 実験は，超高エネルギー宇宙線観測の統計精度向上を目的とし，既存の TA 実験の検出面積を約 4 倍（約 2,800 km²）にまで拡張するプロジェクトである．本実験の主な目的は，TA 実験において報告された最高エネルギー宇宙線の到来方向の異方性について統計的有意性を迅速に検証し，起源天体を同定することにある．

面積の拡張は既存サイトの北東部（TAx4 North）および南東部（TAx4 South）において実施された．最終計画では，新たに 12 台の FD と 500 台の SD を設置する計画となっている．2019 年に完了した初期段階の拡張工事では，TAx4 North に 4 台の FD と 130 台の SD を設置し，TAx4 South には 8 台の FD と 127 台の SD が配置された．この段階で追加された SD は計 257 台であり，これは最終計画の約半数に相当する．TAx4 実験における検出器の配置を図 3.2 に示す．

3.1 TAx4 大気蛍光望遠鏡 (TAx4-FD)

TAx4 実験では，2 つの FD ステーションが新たに設置された．1 つは，MD サイトに設置されたもので，TAx4 North に対応する．もう 1 つは，BRM サイトに設置されており，TAx4 South に対応している．

TAx4 実験の FD では，複合球面鏡を用いて大気蛍光を反射・集光する．焦点面に配置された 256 本の光電子増倍管 (PMT) はハニカム状に配置されている．

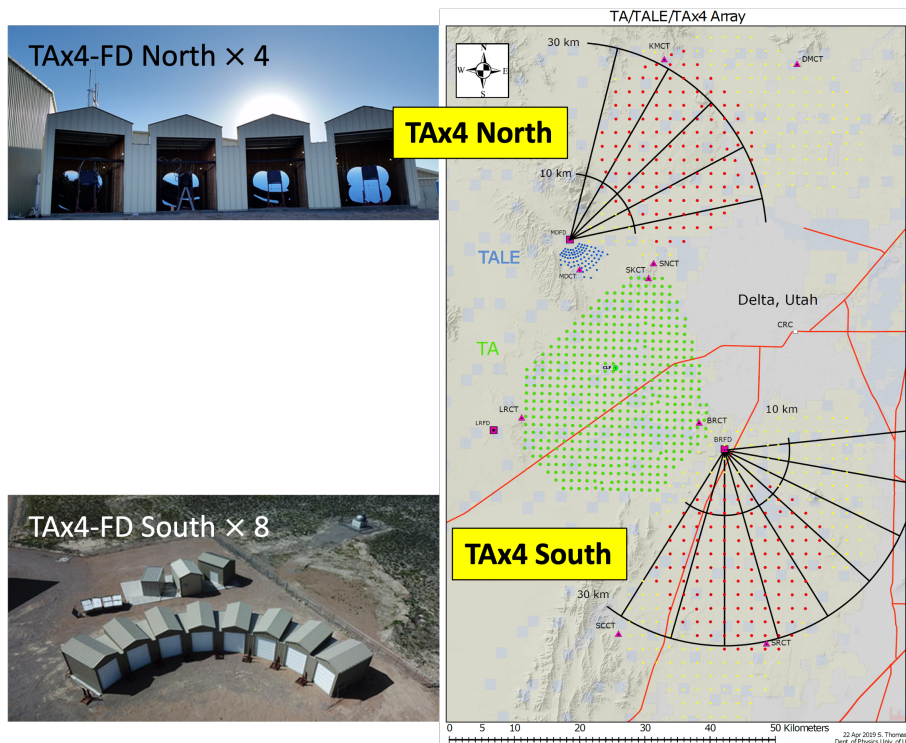


図 3.1: TAx4 実験による実験装置の配置と各 FD ステーションの外観.

3.1.1 光学系

TAx4 実験において運用されている FD には、HiRes 実験で使用された球面鏡を再調整した光学系が採用されている (図 3.2). 各望遠鏡は 4 枚の球面鏡をクローバー状に配置した構成となっており、個々の鏡の口径は 2.5 m, 総受光面積は約 5 m^2 である. これらの球面鏡を用いることで、大気シャワーから発せられる微弱な大気蛍光を効率的に集光し、その焦点面に設置された PMT カメラによって検出を行う.

3.1.2 PMT カメラ

TAx4-FD の PMT カメラは、 16×16 列のハニカムアレイ状に配列された計 256 本の Philips 製六角形 PMT (XP3062/FL) で構成されている. TAx4 実験で使用されている PMT およびカメラボックスの外観を図 3.3 に示す. これらの PMT は、バイアルカリ光電陰極とホウケイ酸ガラス製の入射窓を備えた 8 段の直線集光型であり、300–420 nm の波長域に感度を持つように設計されている. 各カ

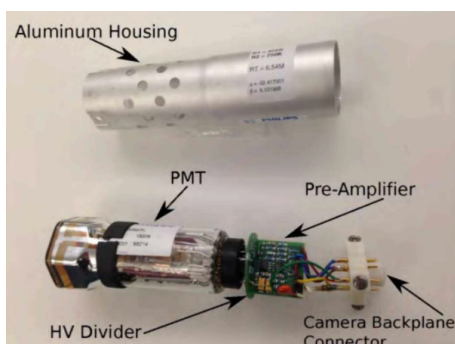
図 3.2: TA_x4 実験の FD の外観.

図 3.3: 使用している PMT とカメラボックスの外観.

カメラの受光面には、大気蛍光の波長域に合わせた 300–420 nm の光のみを透過させ、それ以外の背景光を遮断するバンドパスフィルタが装着されている。

3.1.3 データ収集システム

MD ステーションおよび TA_x4 の FD におけるデータ収集エレクトロニクスは、Link Module, Power Control ボード, 16 枚の FADC ボード, および Trigger/Host

ボード等で構成されている。[4][5] 各エレクトロニクスクレートは Central Timing (CT) モジュールに接続され、共通の 10 MHz クロック信号を取得することでシステム全体の同期を図っている。TA_x4 の FADC エレクトロニクスラックを図 3.4 に示す。



図 3.4: TA_x4 の FADC エレクトロニクスラックの正面と背面の写真。

FADC ボード

FADC ボードは PMT からのアナログ信号を増幅・デジタル化し記録する装置である。1 枚のボードで 1 列分 (16 チャンネル) の PMT を処理し、カメラ 1 台 (256 個の PMT) に対して計 16 枚の FADC ボードが搭載されている。各ボードは計 20 チャンネルを保持しており、個別の PMT 信号に加え、縦方向および横方向の信号和 (V-Sum, H-Sum) を High/Low の 2 種類のゲインで記録する。High Gain は微弱な信号の検出に、Low Gain は大きな信号によるサチュレーションの補正にそれぞれ用いられる。アナログ信号は 8-bit ADC により 100 ns 間隔でデジタル化される。トリガーシステムとしては、High Gain の V-Sum および H-Sum 信号が閾値 (12 ADC カウント) を超えた際にトリガー情報を生成し、Trigger/Host ボー

ドへと送信する役割を担っている。

Trigger/Host ボード

Trigger/Host ボードは、PMT カメラ 1 台 (FADC ボード 16 枚分) のデータ管理とトリガー判定を担う装置である。

トリガー判定プロセスでは、各 FADC ボードから送られる V-Sum (縦方向和) および H-Sum (横方向和) 信号を監視し、隣接する 3 チャンネル以上が同時に閾値 (12 ADC カウント) を超える「3-fold coincidence」条件を適用する。V-Sum または H-Sum のいずれかがこの条件を満たした場合、即座にイベントトリガーを発行する。このトリガー信号を受けて、Trigger/Host ボードは全 FADC ボードに対してデータの保持命令を送り、空気シャワーイベントとしての記録が確定する。

daughter ボード

従来のトリガーシステムでは「隣接する 3 列以上の同時信号 (3-fold coincidence)」を条件としていたため、信号が特定の 1-2 列に集中する垂直方向のトラックを検出できないという課題があった。

この課題を解決するため、2019 年 5 月に導入されたのが「Daughter ボード」である。本ボードは、検出された信号を隣接する列へ擬似的に拡張する「シックニング (Thickening)」処理を担う。現在は「全列シックニング」モードで運用されており、ある 1 列で信号を検出した際、その両隣の列にも信号をコピーする。これにより、本来は 3-fold 条件を満たさない垂直なトラックであっても、システム上は 3 列同時の信号として認識され、トリガーが発行される仕組みとなっている。このアップグレードにより、垂直方向を含む幅広い角度の空気シャワーに対して高い観測率を確保している。

第4章

大気蛍光望遠鏡の較正

大気蛍光法を用いた空気シャワー観測において、一次宇宙線のエネルギー決定や粒子種の同定を高精度に行うためには、望遠鏡の光学特性および大気状態を正確に把握することが不可欠である。解析では、観測された光子数から空気シャワーの縦方向発達を再構成する際、大気蛍光効率、光学系の反射率・透過率、PMTの量子効率や増幅率といった各プロセスの応答特性を厳密に考慮する必要がある。そのため、TA実験のFDは多角的な較正システムによって管理されている。本章では、TA実験のFDの様々な較正システムについて述べる。

4.1 鏡の反射率測定

FDの集光系は、18枚のセグメントミラーで構成される直径3.3mの複合球面鏡である。各セグメントミラーの反射特性については、製造時に250nm以上の波長域におけるスペクトル反射率が測定されている。

運用開始後の反射率の経時変化や劣化を監視するため、分光測色計（KONICA MINOLTA CM-2500d）を用いた定期的な測定を行っている（図4.1）。本装置の測定波長範囲は360nm以上であるため、解析においては製造メーカーによる測定値を絶対反射率の基準とし、分光測色計のデータを時間変動を補正するための相対反射率として使用している。

また、ミラーの洗浄（純水による洗浄）前後においても反射率測定を実施し、環境要因による劣化と回復の度合いを評価している。各ミラーの最終的な絶対反射率は、個体差、製造時の基準値、および時間変動の補間をもとに算出される。これらの測定および補正プロセスにおける反射率の決定精度は、約3%と見積もられている。



図 4.1: 分光光度計の外観.

4.2 CRAYS

Calibration using RAYleigh Scattering (CRAYS) は、窒素ガスによるレイリー散乱光を絶対一様光源として利用し、基準 PMT の較正を行う装置である。本装置は窒素ガスを充填した散乱チェンバーと N_2 パルスレーザー（波長 337.1 nm, パルス幅 4 ns, エネルギー 300 nJ/pulse）により構成される（図 4.2）。

使用されるレーザーにはパルスごとに $\pm 5\%$ 程度の強度変動が認められるが、パルス出力を常時モニタリングすることで、散乱光量の精密な同定を行っている。CRAYS では、基準 PMT の視野中心がレーザー光路と垂直になるよう設置され、レイリー散乱光のみを受光する。レイリー散乱断面積は理論計算および先行実験により精度良く決定されているため、レーザー出力を測定することで、PMT に入射する光子数を理論的に算出できる。この手法により、各 FD ステーションに 3 本配備されている基準 PMT の量子効率および収集効率の決定を行っている。

本測定においては、レーザー強度のみならず、装置の幾何学的配置やチェンバー内のガス温度・圧力も精密に測定されており、結果として本較正システムの系統誤差は $\pm 8\%$ と見積もられている。

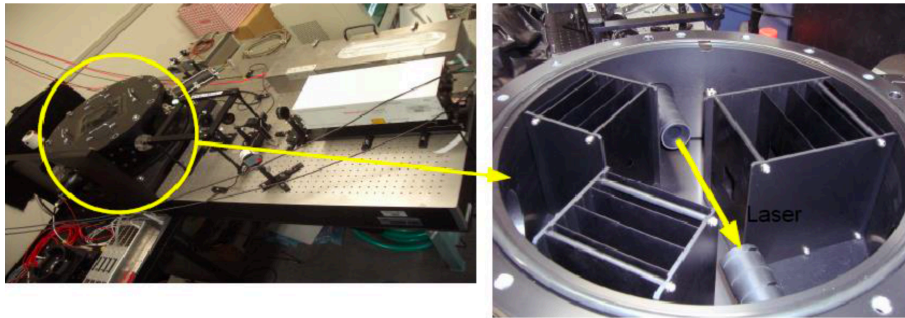


図 4.2: CRAYS の外観.

4.3 YAP

YAP(Yttrium Aluminum Perovskite) は, CRAYS によって絶対較正された基準 PMT の光電面中心に直接取り付けられる絶対光量光源である. 本装置の主な目的は, 観測期間中における基準 PMT の絶対ゲインを継続的にモニターし, その経年変化を精密に測定することにある.

YAP 光源は, $\text{YAlO}_3 : \text{Ce}$ シンチレータを窓とする直径 4 mm, 高さ 1 mm の円筒容器内に, α 線源である ^{241}Am を封入したものである. 発光のピーク波長は 370 nm, パルス幅は約 20 ns であり, PMT 光電面における平均発生光電子数は約 450 個, パルスごとの出力安定性は $\pm 5\%$ である.

基準 PMT の絶対較正プロセスにおいては, CRAYS の測定と同時に YAP の発光量も記録される. これにより, CRAYS による絶対光子数の情報を YAP の発光強度として転送・保存することが可能となり, 実験サイトでの長期間にわたる絶対ゲインの監視を実現している. YAP の外観を図 4.3 に示す.

4.4 Xe-フラッシャー

Xe-フラッシャーは, FD の複合球面鏡の中心部に設置された一様光源であり, 各 PMT のゲイン調整およびモニターを行う. 本装置は外部トリガーにより制御され, パルス幅 $2 \mu\text{s}$, 期待光量 2×10^4 p.e./pulse のパルス光を 25 Hz で発射する.

較正プロセスでは, 鏡から約 3 m 離れた PMT カメラ面全体を均一に照射し, 増幅率と印加電圧の関係が既知である「基準 PMT」の出力を基準として, 全 PMT のゲインが均一になるよう調整を行う. カメラ面における照射光量の非一様性は

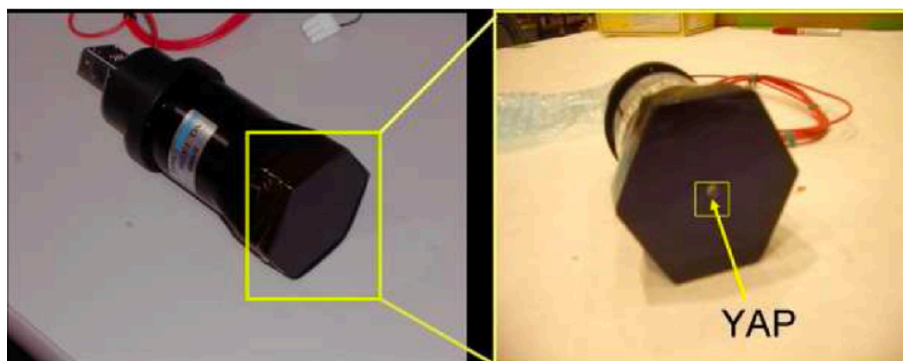


図 4.3: YAP の外観.



図 4.4: Xe-フラッシュャーの照射イメージ.

2% 以下である.

相対ゲインの調整は年 3 回程度の頻度で行われるほか、観測期間中においても 1 時間に 1 回の頻度で本装置を用いたモニターが実施されており、短期間の追跡が可能となっている. 照射のイメージを図 4.4 に示す.

4.5 UV LED フラッシャー

各 PMT のゲインを詳細に監視するため、UV-LED フラッシャーを用いた較正システムを運用している。本装置は球面鏡の中心ホルダーに取り付けられており、PMT カメラ全体を一様に照射する一様光源として機能する。

較正においては、波長 355 nm の紫外パルス光を 5 Hz の周波数で 500 回照射する。この測定は、各観測ランの開始直前および終了直後に毎回実施される。観測前後のデータを比較・解析することで、一晩の観測中におけるゲインの経時変化を補正し、観測データの品質を一定に維持している。

4.6 XY-スキャナー

PMT カメラの応答特性を詳細に評価するため、XY-スキャナーを用いた受光面の二次元不均一性測定を実施している。複合球面鏡の集光スポットサイズは 30 mm 以下であり、単一 PMT の受光面直径 (61 mm) よりも十分に小さい。したがって、PMT 単位のゲイン調整のみならず、受光面内の位置に依存する量子効率、収集効率、および増幅率の積の分布を、高い空間分解能で同定する必要がある。

本装置は、カメラに直接装着可能な大型の自動走査システムである。PMT の配置に伴う数 mm 程度の隙間や、設置地点の地磁気が光電子の軌道に与える影響を含めた、実際の観測環境下での応答特性を測定できる。装置の取り付け精度および位置決定精度における系統誤差は、それぞれ ± 2 mm および ± 0.1 mm である。

光源には波長 365 ± 10 nm の UV-LED を採用し、パルス幅 400 ns、スポット径 3.83 mm、光量約 1,000 p.e./pulse で駆動する。カメラの有効受光面を 4 mm 間隔で走査し、各地点で 60 パルスのデータを取得することで、決定精度 2.6% の相対ゲインマップを作成する。この較正により得られた二次元不均一性は、宇宙線空気シャワーの物理量推定において重要な補正係数として用いられる。XY-スキャナーの外観を図 4.5 に示す。

4.7 UV-LED パルサー

各 PMT のゲイン較正に用いられる UV-LED パルサーモジュールは、複合球面鏡中心のマウント用開口部に設置される。装置の固定には、ON/OFF 切り替えが可能なマグネットおよび C クランプを併用しており、着脱の容易さと確実な固定

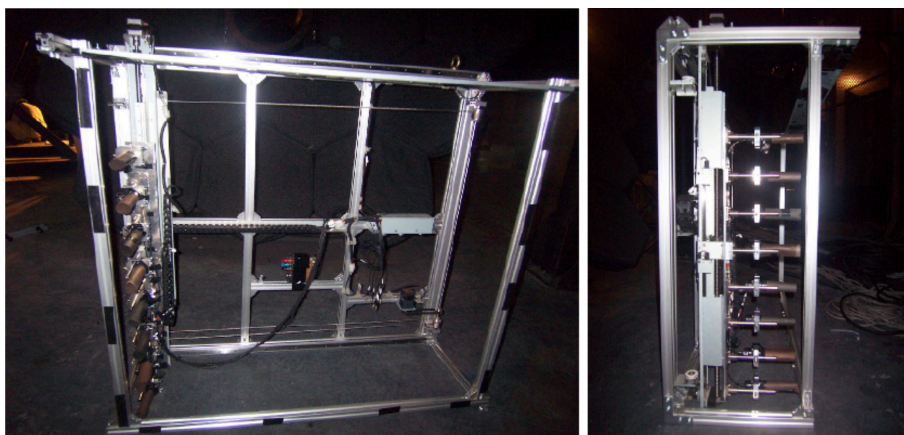


図 4.5: XY-スキャナーの外観.

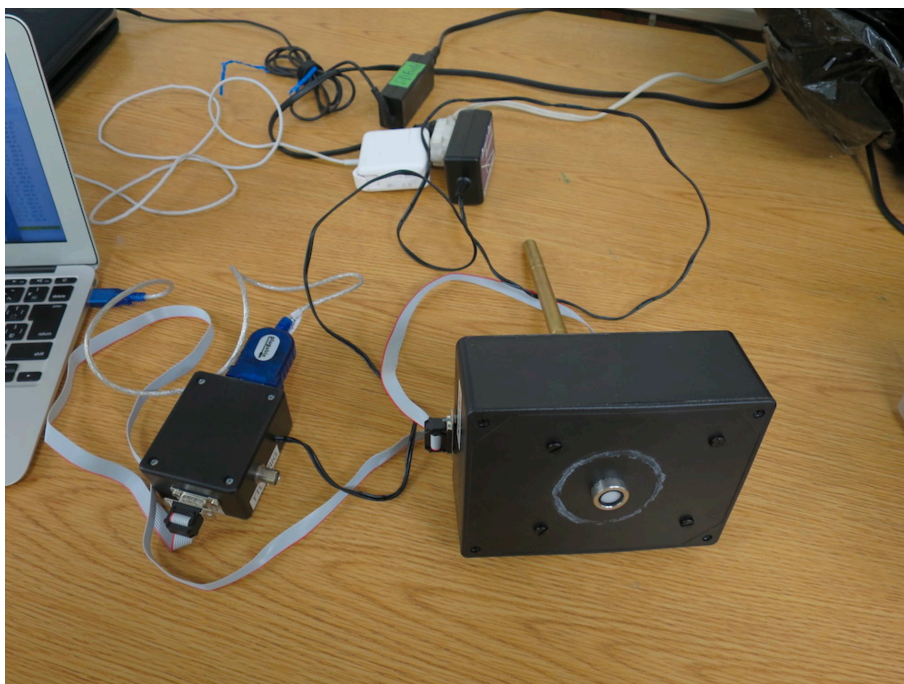


図 4.6: UV-LED パルサーの外観.

を両立している。

本モジュールには全長 521 mm の着脱式エクステンションが付属しており、これを用いることでカメラ面と光源間の距離を 2 通りに選択できる仕様となっている。図 4.6 に、UV-LED パルサーの外観を示す。装置の駆動制御は PC からのコマンドで行う。

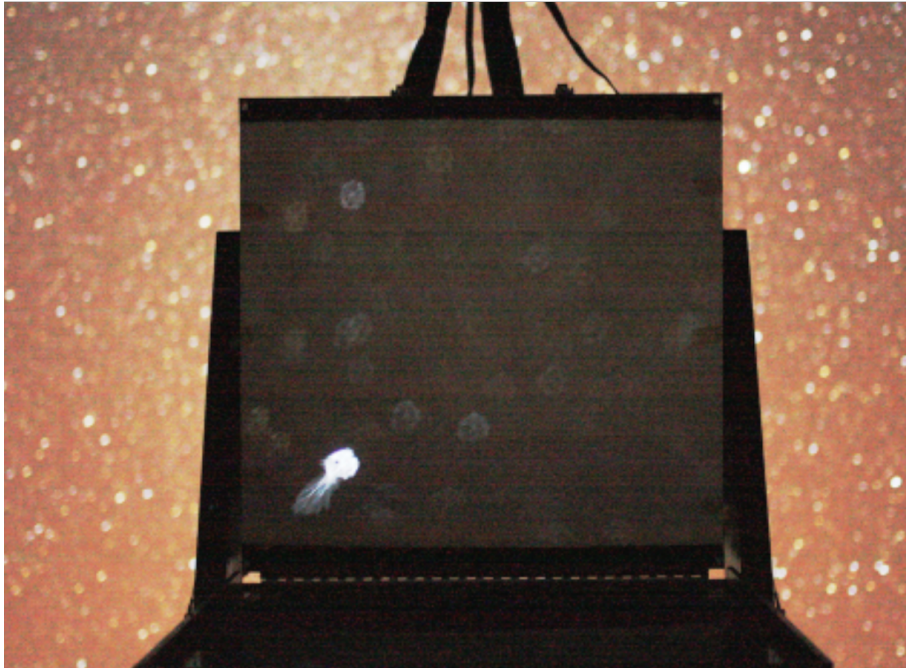


図 4.7: 星クラスター解析で撮影された写真.

4.8 星解析

TA 実験では、天体カタログ (Yale Bright Star Catalog 等) 上の恒星を利用して、望遠鏡の光学および幾何学的パラメータを決定している。解析対象は、視野方向、ミラー曲率半径、スポットサイズ・パラメータ (SSP)、およびカメラの回転角である。[6]

4.8.1 星クラスター解析

白色スクリーンを装着したカメラ面を、ミラー中心に据えたデジタル一眼レフカメラにより 30 s 露光で撮影する (図 4.7)。画像内のスポット重心は、画像処理ソフトおよび輝度値の重み付き平均算出により決定される。得られた重心座標を *Yale Bright Star Catalog* から得られる理論座標と比較・同定し、 χ^2 検定を通じて望遠鏡の視野方向およびミラー特性を最適化する。

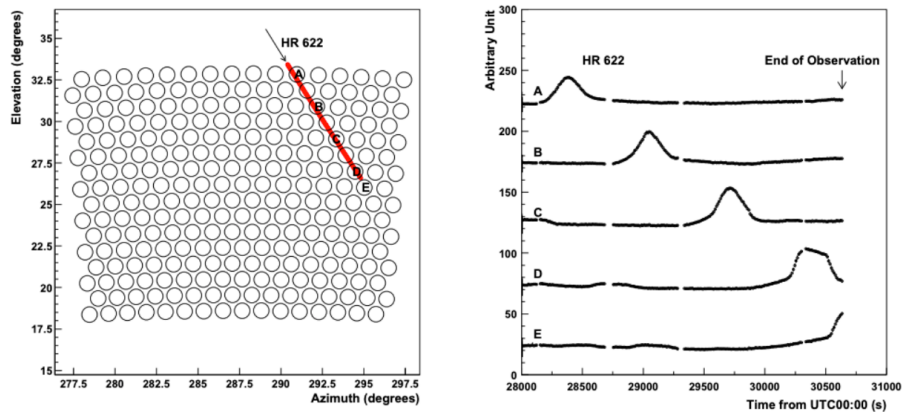


図 4.8: 星のバックグラウンドレベルの変動。

4.8.2 星トラック解析

本解析の主な目的は、望遠鏡の視野方向の決定、および SSP (Spot-Size Parameter) の最適化である。視野方向の決定においては、天体カタログに基づく星の移動軌跡を利用する。カタログ上の星の赤道座標を望遠鏡視野角 (方位角・仰角) へ変換することで、星が視野内を通過する理論的なルートが算出される。この理論値と、実際に FD が捉えた星光の信号ピークの時刻・位置を照合し、両者の差を最小化するように望遠鏡の指向パラメータを最適化することで、視野方向を決定する。

また、カメラ上に結像する光のサイズを支配する SSP は、セグメントミラーの整列精度に依存する。設置時の設計値は 0.05° (スポット半径 21 mm 相当) であるが、経時変化等を考慮し、本解析では望遠鏡ごとに SSP を変化させたレイトレースシミュレーションを実施する。星の通過に伴う信号の増減を実測データと比較し、最も整合する SSP を探索することで、望遠鏡の光学特性を決定している。

4.9 TA-LIDAR

射出されたパルス光の分子およびエアロゾルによる後方散乱光を自前の光検出器で観測することによって、大気透明度を算出する。

FD による宇宙線観測への光学的な干渉を最小限に抑えるため、LIDAR の稼働は観測の開始直前および終了直後の各 2 回に制限されてきた。現在、本システムは常時稼働の状態にはないが、稼働期間中の 2 年間に蓄積された観測データに基づく大気透明度の代表値は、FD データの標準的な大気較正パラメータとして解析に組



図 4.9: TA-LIDAR の外観.

み込まれている.

4.10 CLF

Central Lazer Facility (CLF) は 3 箇所の FD ステーションからほぼ等距離に設置されており, 大気透明度の推定に使用される. CLF の外観と内部を図 4.10 に示す. YAG レーザー (355 nm) を垂直方向に射出し, 上方での側方散乱光を光源として 3 箇所の FD ステーションで観測する. レイリー散乱による散乱数は計算によって求めることができるため, 計算で求めたレイリー散乱量と実際に観測された光量との差がミー散乱による散乱量を表すことになる. ここからミー散乱の消散係数 α_{mie} を求めることができる. また, 現在 CLF は観測中 30 分ごとにレーザーを射出しており, FD で観測されている.

4.11 ELS

Electron Light Source (ELS) は, BRM ステーションにおいて検出器系の End-to-End での絶対エネルギー較正を実現するための装置である. ELS は BRM から

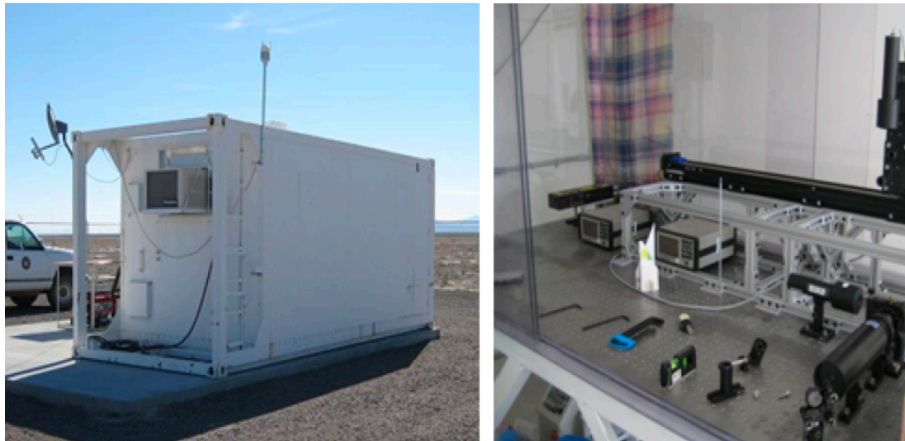


図 4.10: CLF の概観と光学系.

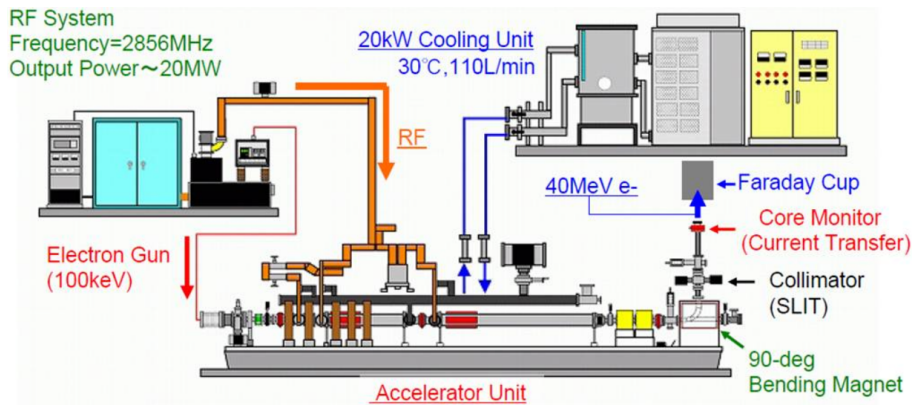


図 4.11: ELS の概略図.

100 m 離れた地点に設置され、望遠鏡の視野内へ向けて垂直上方に電子ビームを射出する。

射出される電子ビームは 40 MeV、約 10^9 個の電子を 1 パルスとして 0.5 Hz で放出される。加速器および駆動に必要な水冷システムは、40 フィートおよび 20 フィートのコンテナ内に格納されている。ELS から射出された電子ビームは空気中において大気蛍光を発生させ、これを FD で観測することで、大気蛍光効率から光学系の反射・透過率、PMT のゲインに至る全ての検出器パラメータを統合的に校正することが可能である。

ELS から放出される総エネルギー量は厳密に定義されており、これは観測点から 20 km 先で発生する 10^{20} eV 規模の空気シャワーからの光子数に相当する。図 4.11 に ELS の概略図を示す。

第 5 章

飛行型光源 Opt-copter

5.1 Opt-copter の概要

TA 実験が観測対象とする超高エネルギー宇宙線は到来頻度が極めて低く，その解析には検出器の校正精度や大気状態の不確定性が重畳するため，限られた統計量で高精度な物理量を導出することは困難とされている．エネルギーや到来方向を精度良く決定するためには，各検出器の系統誤差を小さくする必要があり，特に望遠鏡の視野方向に関しては 0.1° 未満の決定精度での校正が求められていた．

このような背景から，我々は無人航空機 (UAV) に高精度測位用モジュールである RTK-GPS と，紫外線 (UV) 光源を搭載した飛行型校正光源「Opt-copter」を開発した．[7] 本装置は「Optics (光学)」と「Octocopter (8 枚翼のマルチコプター)」を組み合わせた名称であり，位置が正確にわかる光源として機能する．図 5.1 に Opt-copter の外観を示す．

5.2 UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

UAV には，DJI 社製の S1000+ を採用した．本機は 8 基のモーターを直径 110 cm の円周上に配置したオクトコプターである．機体重量は約 4 kg であり，最大離陸重量は 11 kg に達する．電源には 22,000 mAh の 6 セル LiPo バッテリーを使用し，約 15 分間の飛行が可能である．機体フレームにはカーボン素材が採用されており，軽量かつ可搬性に優れている．

機体の制御は A3 フライトコントローラーによって行われ，磁気探知機，気圧高度計，慣性計測装置 (IMU) および GPS を統合した姿勢制御により，垂直方向 ± 0.25 m，水平方向 ± 0.75 m のホバリング精度を維持する．自動航行にはアプリ



図 5.1: Opt-copter の外観.

ケーション「Litchi」を用い、ミッションとして GPS 座標や高度、機首方位、速度を事前にプログラミングすることで、安定した観測経路の自律飛行を実現している。

安全対策として、複数のフェイルセーフ機能が統合されている。通信が途絶した場合でも機体は設定されたプログラムを継続する機能を備えるほか、手動飛行時に 10 秒以上通信が途切れた際には、離陸地点へ自動的に帰還する機能が作動する。さらに、操縦者による手動の緊急帰還命令も可能であり、実験における安全性が多角的に担保されている。

5.3 測位用 RTK-GPS

FD の較正精度は光源の位置測定精度に強く依存する。PMT の視野方向を 0.1° 未満の精度で決定するには、光源位置において 0.5 m 以上の精度が必要となる。本システムでは、Swift Navigation 社製の Piksi を用いたリアルタイムキネマティック GPS (RTK-GPS) を採用することで、この要求仕様を達成している。Piksi の外観を図 5.2 に示す。

RTK 測位は、複数台の GPS モジュールが受信したキャリア相の差分を用いる

ことで、アンテナ間の相対位置を高精度に算出する手法である。本装置では、地上既知点に設置した「基準局」と機体に搭載した「移動局」の2台を1組として運用する。両局間は10 Hz で通信を行い、相対位置誤差10 cm 以内での測位を可能にしている。これは望遠鏡の視野角にして約 0.02° の精度に相当する。

運用にあたっては、使用前に2台のモジュールを近距離で約90分間静置する初期校正が必要である。基準局側はPCに接続し、Piksi Consoleを用いてデータの監視・取得を行う。なお、Piksiから出力されるタイムスタンプには「うるう秒」の補正が適用されていないため、解析時にUTCへの変換処理を要する。これまでの精度評価試験により、本システムは安定して10 cm以下の測位精度を維持することが実証されている。[8]

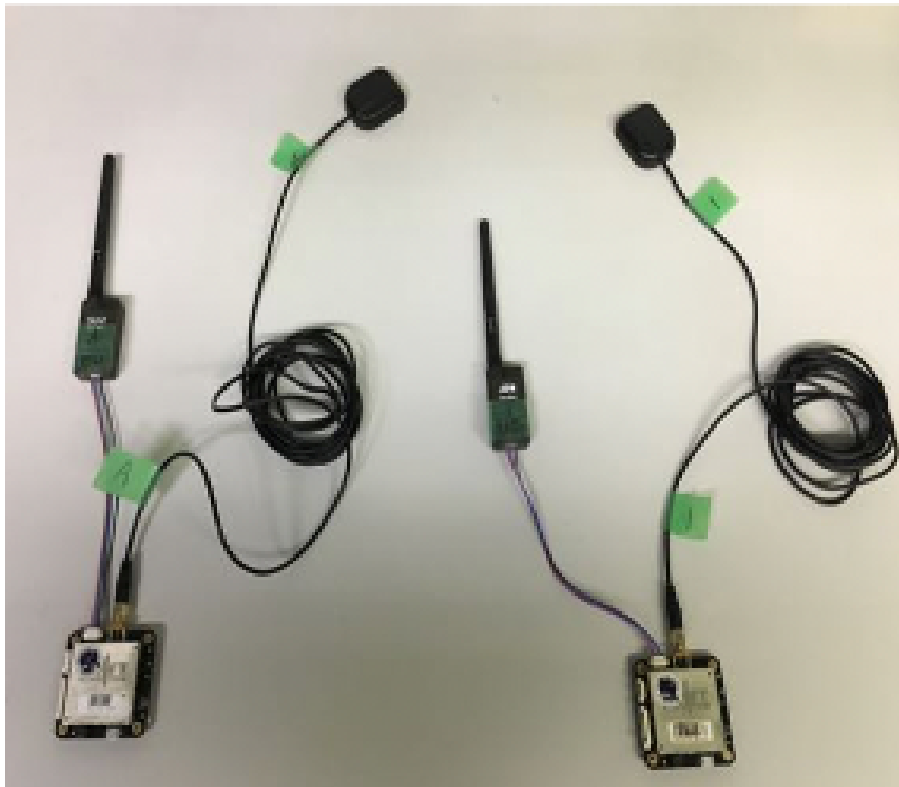


図 5.2: 測位用 RTK-GPS Piksi の外観.

5.4 光源

Opt-copter に搭載される光源には、放射特性の一様性、出力の安定性、および機体積載のための軽量性が求められる。一様性は、FD 視野内における機体の位置や

姿勢（角度）に依存せず，常に一定の光量で較正を行うために不可欠な要素である．

5.4.1 UV-LED

光源には，大気蛍光の波長域に合わせた波長 375 nm の UV-LED（Roithner Lasertechnik 社製 H2A1-H375）を採用した．本 LED はランバート・シリコンレンズにより 130° の半値全幅（FWHM）を持つが，より高い等方性を得るため，3D プリンタで作製した正十二面体の各面に計 12 個の LED を配置している（図 5.3）．発光タイミングは GPS からの PPS 信号に同期しており，パルス幅 10 μs での発光駆動を行う．

5.4.2 ディフューザー

光源のさらなる一様性を実現するため，LED ユニット全体を球状のディフューザーで覆っている．ディフューザーには，軽量かつ透過・拡散率の一様性に優れた半径 70 mm のシリコン製部材を採用した（図 5.4）．この拡散体により，LED の配置に由来する異方性を低減し，望遠鏡方向に対して均一な光度分布を提供している．

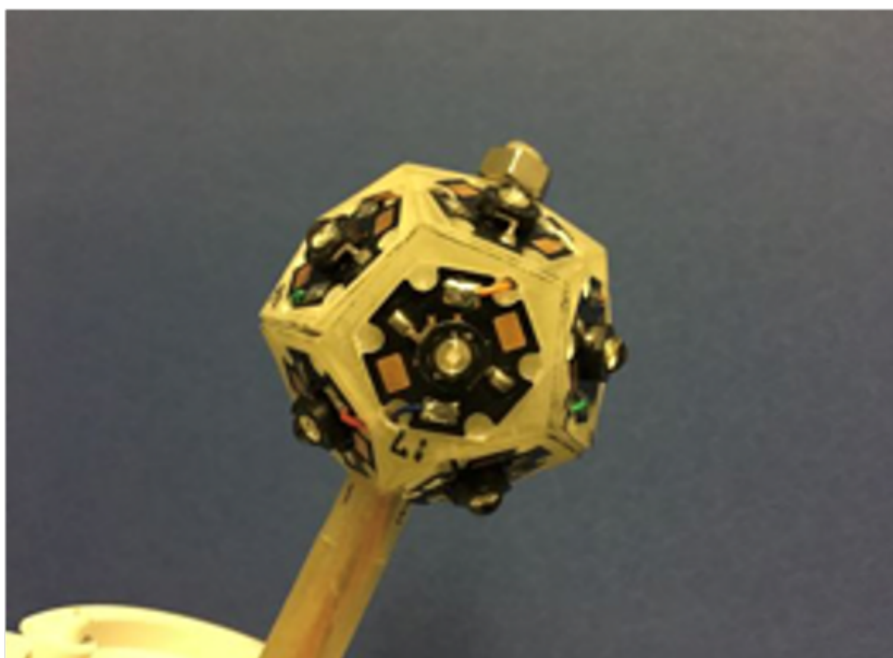


図 5.3: 12 面体 LED の外観．



図 5.4: ディフューザーの外観.

表 5.1: S1000+ の仕様

Product	
Diagonal Wheelbase	1045 mm
Specifications	
Frame Arm Length	386 mm
Frame Arm Weight (with Motor, ESC, Propeller)	325 g
Center Frame Diameter	337 mm
Center Frame Weight (with Landing Gear Mounting Base, Servos)	1520 g
Landing Gear Size	460 mm × 511 mm × 305 mm
Motor	
Stator Size	41 × 14 mm
KV	400 rpm/V
Max Power	500 W
Weight(with Cooling Fan)	158 g
ESC	
Current	40 A OPTO
Voltage	6S LiPo
Signal Frequency	30 Hz ~ 450 Hz
Drive PWM Frequency	8 kHz
Weight(with Radiators)	35 g
Foldable	
Material	High strength performance engineered
Propeller (1552/1552R)	
Material	plastics
Size	15 × 5.2 inch
Weight	13 g
Flight	
Takeoff Weight	6.0 kg ~ 11.0 kg
Parameters	
Total Wight	4.4 kg
Power Battery	LiPo (6S, 10000 mAh ~ 20000 mAh, (Min.)15 C)
Max Power Consumption	4000W
Hovering Power Consumption	1500 W (@9.5 Kg Takeoff Weight)
Hover Time	15 min (@15000 mAh & Takeoff Weight 9.5 Kg)

第6章

Opt-copter 実験

Opt-copter による FD の較正を行うため、Telescope Array 実験サイトで Opt-copter のフライトと FD による観測を行った。本試験の目的は FD の光学特性を解析可能なデータの取得である。

6.1 実験概要

Opt-copter における位置測定と発光タイミングは、GPS からの 1 秒周期のパルス信号 (PPS: Pulse Per Second) によって厳密に同期されている。Opt-copter の運用では、望遠鏡の視野内に Opt-copter を飛行させ、搭載光源を FD によって観測する。UAV から得られる RTK-GPS の位置情報と、FD が記録した光源の方向を照合・解析することで、望遠鏡の視野方向や集光といった光学特性を高精度に決定することが可能となる。図 6.1 に Opt-copter を使った実験のイメージ図を示す。

6.2 実験方法

実験場所 TA 実験サイト

期間 2018 年 8 月-10 月, 2023 年 9 月-10 月, 2024 年 8-10 月, 2025 年 8-9 月

実験条件 雨が降っておらず風速 5 m/s 以下の, 月の出ていない夜間

Opt-copter

飛行位置 各ミラー中心から約 300m(TA-FD@BRM のとき) または
250m(TA-FD@LR, MD,TAx4-FD)

飛行速度 1 m/s

位置測位頻度 10 Hz

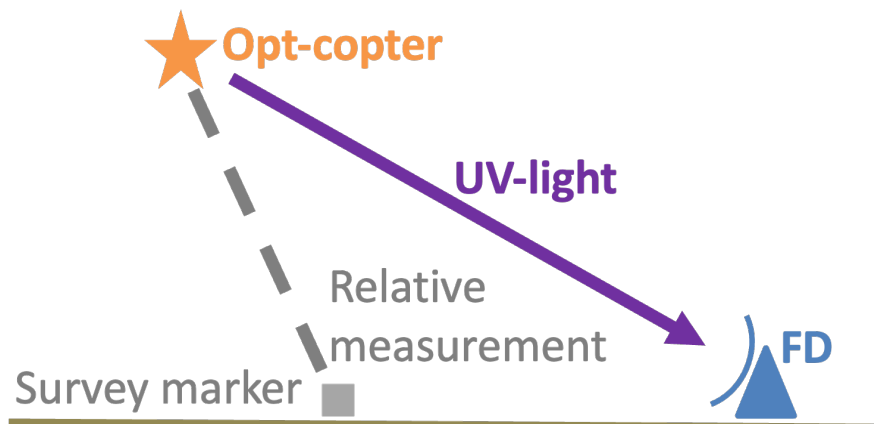


図 6.1: Opt-copter 実験のイメージ。

光源発光頻度 10 Hz

光源パルス幅 10 μ sec

FD 対象 FD 2018 年 TA-FD00~11@BRM, 2023 年 TA-FD00~FD07@LR,
2024 年 TA-FD08~11@LR, TA-FD01~14@MD, 2025 年 TA_{x4}-FD25
~36

撮影頻度 10 Hz

本実地試験は、TA 実験サイトにある 3 つのステーションにおいて実施された。背景光ノイズの低減および安全確保のため、実験条件は「無月夜、無降水、かつ風速 5 m/s 以下」とした。

図 6.2 に実験の様子を示す。実験にあたっては、座標が正確に既知であるサーベイマーカーを基準点とした。RTK-GPS の基準局アンテナはサーベイマーカー直上に設置し、移動局 (Opt-copter) との通信用アンテナは、通信の安定性を考慮し梯子上の高所に配置した。離着陸時は手動操作を行い、離陸前後にアンテナ間距離を確認することで測位精度の維持を図った。観測飛行は、各 FD ミラーの中心から約 250–300 m の距離を速度 1 m/s で自律飛行する。

飛行中、機体は 10 Hz で位置情報を記録し、搭載光源はパルス幅 10 μ s, 周波数 10Hz でパルス発光を行った。FD 側では光源の発光タイミングに同期してトリガーを生成し、撮影頻度 10Hz で観測データを蓄積した。2018 年度は BRM ステーションにある TA-FD00–11 の 12 台, 2023 年度は LR にある TA-FD00–07 の 8 台, 2024 年度は LR にある TA-FD08–11 と MD にある TA-FD01–14 の 18 台, 2025 年度は TA_{x4}-FD25–36 の 12 台を対象として観測を実施した。

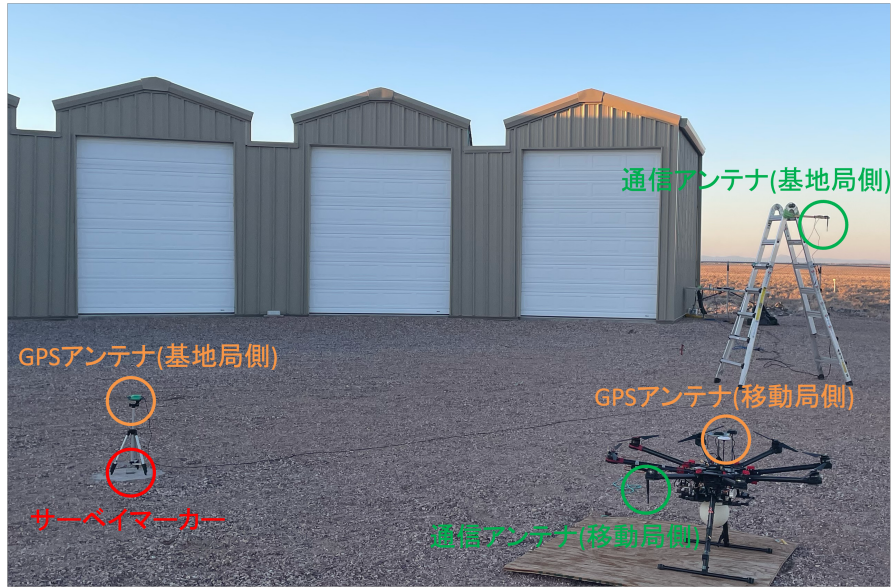


図 6.2: 実験の様子.

6.3 取得データ

6.4 光源位置の算出と座標変換

RTK-GPS 測位により得られた計測データは、基準局アンテナを基準とした移動局の相対位置（南北・東西・鉛直成分）を 10 Hz で記録したものである。これらの空間座標に対し、既知の基準点に基づく幾何学的補正および座標変換を施すことで、各 FD の視野上の光源の方向 $(\theta_{\text{copter}}, \phi_{\text{copter}})$ を算出した。

まず、TA 実験座標系における光源の絶対座標 $\mathbf{P}_{\text{copter}}$ を求める。基地局は、同座標系において既知の座標 $\mathbf{M}_{\text{survey}}$ を持つサーベイマーカー上に設置されている。基地局アンテナの三脚高による垂直オフセットを $h_{\text{tripod}} = 0.50 \text{ m}$ 、ドローン搭載の移動局アンテナから光源までの垂直距離を $d_{\text{drone}} = 0.40 \text{ m}$ とし、Piksi により計測された相対ベクトルを $\Delta\mathbf{P}_{\text{piksi}}$ とすると、 $\mathbf{P}_{\text{copter}}$ は次式で与えられる。

$$\mathbf{P}_{\text{copter}} = \mathbf{M}_{\text{survey}} + \Delta\mathbf{P}_{\text{piksi}} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ h_{\text{tripod}} - d_{\text{drone}} \end{pmatrix} \quad (6.1)$$

次に、各 FD ミラーの設置座標 \mathbf{P}_{FD} を基準とした光源への相対ベクトル $\mathbf{V}_{\text{copter}}$ を算出する。

$$\mathbf{V}_{\text{copter}} = \mathbf{P}_{\text{copter}} - \mathbf{P}_{\text{FD}} = \begin{pmatrix} x_{\text{copter}} \\ y_{\text{copter}} \\ z_{\text{copter}} \end{pmatrix} \quad (6.2)$$

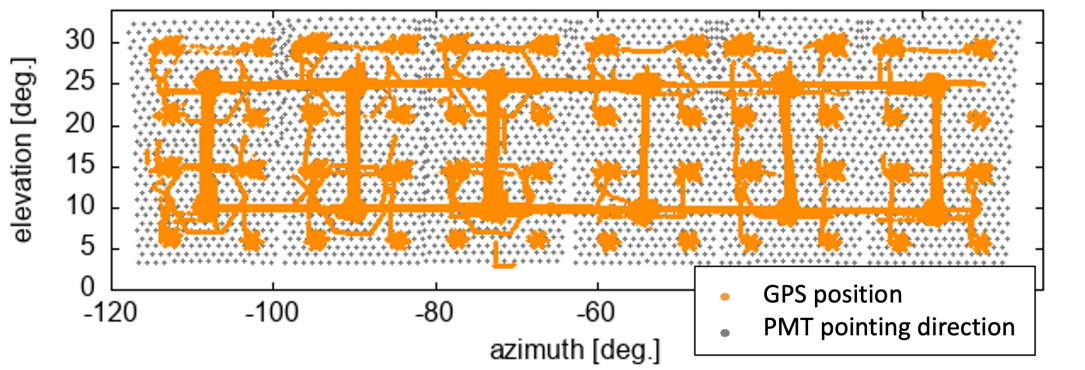
この相対ベクトル $\mathbf{V}_{\text{copter}}$ の成分を用い、各 FD の視野上の光源の方向（方位角 θ_{copter} および仰角 ϕ_{copter} ）を以下の通り決定した。

$$\theta_{\text{copter}} = \text{atan2}(x_{\text{copter}}, y_{\text{copter}}) \quad (6.3)$$

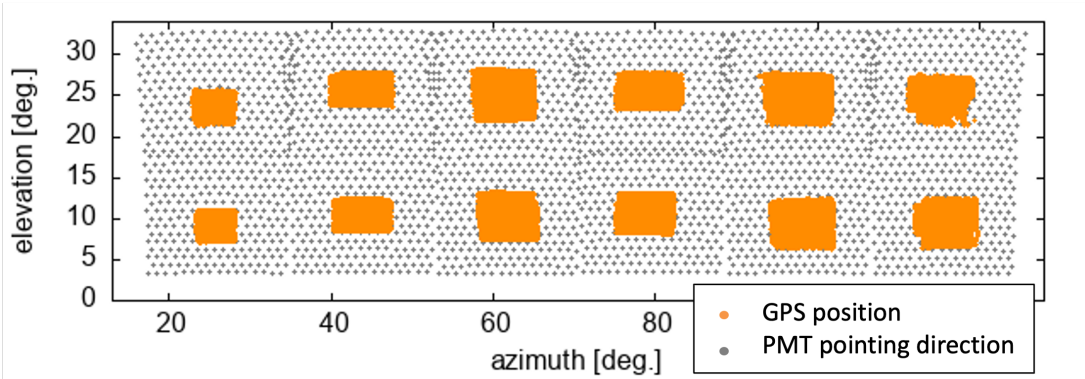
$$\phi_{\text{copter}} = \arctan \left(\frac{z_{\text{copter}}}{\sqrt{x_{\text{copter}}^2 + y_{\text{copter}}^2}} \right) \quad (6.4)$$

本稿では、これら一連の補正および変換を経て得られた $(\theta_{\text{copter}}, \phi_{\text{copter}})$ を「光源位置」と呼称する。

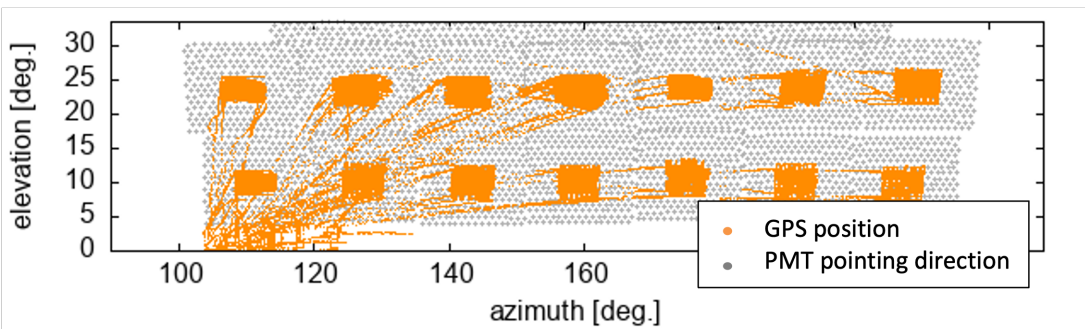
図 6.3 に、2018–2025 年度の実験で取得したデータを FD の視野平面上に投影した光源位置の軌跡を示す。フライトは視野中心付近を広くカバーしていることが確認できる。



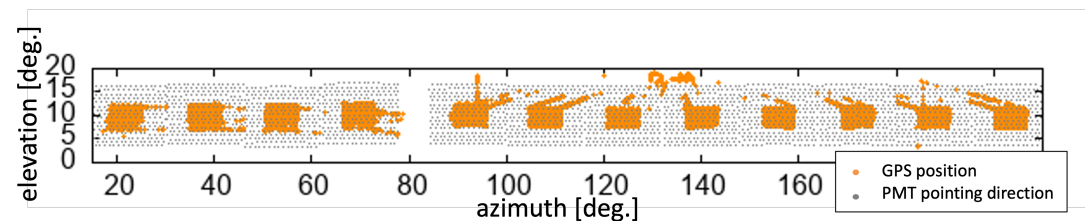
(a) 2018 年度の BRM ステーションで行われた Opt-copter 実験の光源位置データ。



(b) 2023, 2024 年度の LR ステーションで行われた Opt-copter 実験の光源位置データ。



(c) 2024 年度の MD ステーションで行われた Opt-copter 実験の光源位置データ。



(d) 2025 年度の TAx4 North South で行われた Opt-copter 実験の光源位置データ。

図 6.3: Opt-copter 実験の光源位置データ。

第7章

TA-FD のデータと視野方向解析手法

$$(\Delta\theta, \Delta\phi) = (\theta_{\text{copter}}, \phi_{\text{copter}}) - (\theta_{\text{FD}}, \phi_{\text{FD}}) \quad (7.1)$$

θ は FD 視野方向における方位角, ϕ は FD 視野方向における仰角である. RTK-GPS は正確な位置が分かっている基地局に対する移動局の相対的な位置を測定している. $(\theta_{\text{copter}}, \phi_{\text{copter}})$ は光源位置である. FD で観測した光源の位置を $(\theta_{\text{FD}}, \phi_{\text{FD}})$ とする. FD で観測した光源の位置を正確に求められる場合, FD の視野方向のズレは $(\Delta\theta, \Delta\phi)$ となる (式 7.1).

7.1 受光重心

7.1.1 受光重心の算出

TA-FD では図 7.1 のように各 PMT の信号が得られる. PMT に光が入ると出力電圧が上昇し, その出力電圧をアナログデジタルコンバーターによって変換し ADC 値として記録している. 図 7.2 は BRM ステーションの FD12 台分の設計値としての PMT の中心座標である.

$$(\theta_{\text{FD}}, \phi_{\text{FD}}) = \frac{\sum_{i=0}^{N_{\text{PMT}}} (\theta_{\text{PMT}_i}, \phi_{\text{PMT}_i}) \cdot Q_i}{\sum_{i=0}^{N_{\text{PMT}}} Q_i} \quad (7.2)$$

実際に FD で観測した光源の位置 $(\theta_{\text{FD}}, \phi_{\text{FD}})$ は「設計値としての PMT 中心座標に, それぞれの PMT の受光量で重みを持たせた重心 (受光重心)」としている

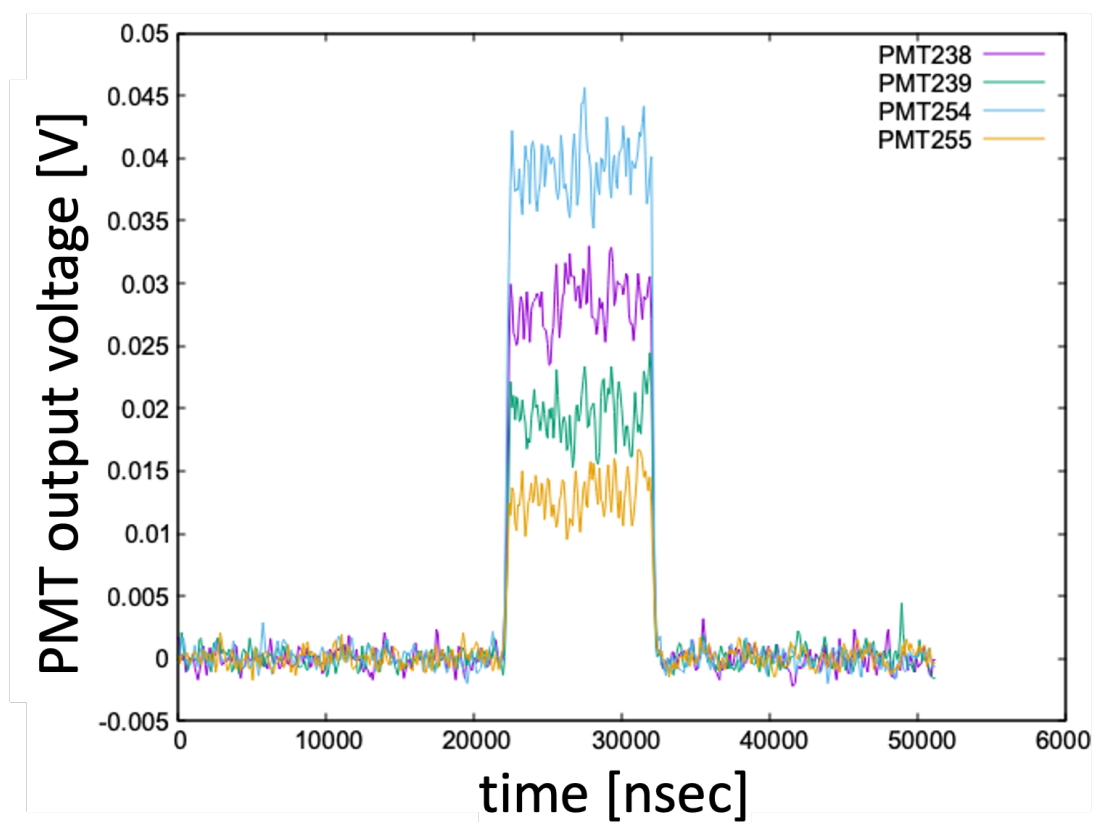


図 7.1: Opt-copter イベントの各 PMT の信号.

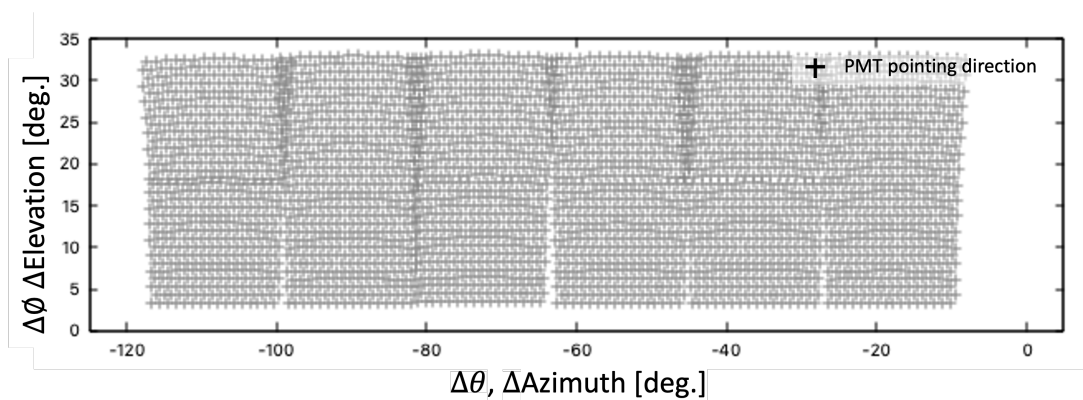


図 7.2: BRM ステーションにある TA-FD の設計値としての PMT の中心座標.

(式 7.2). i は PMT 番号, Q_i は PMT 番号 i の受光量, $(\theta_{\text{PMT}i}, \phi_{\text{PMT}i})$ が PMT 番号 i の設計値としての PMT の中心座標である. 図 7.3 は左図が FD1 台分の設計値としての PMT の中心座標, 右図が 1 イベントのイベントディスプレイで, 紫の点が受光重心, オレンジの点が光源位置である.

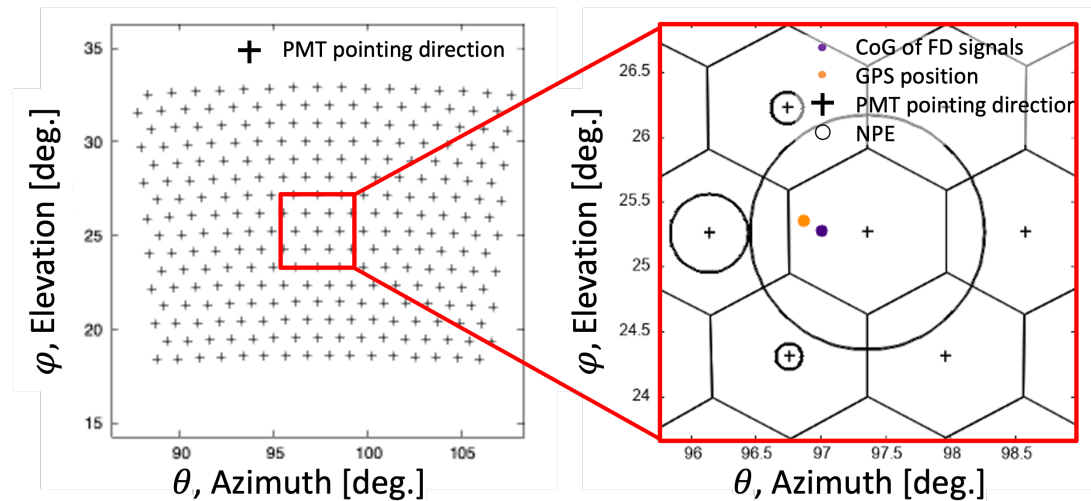


図 7.3: 左図: FD1 台分の設計値としての PMT の中心座標. 右図: Opt-copter イベントのイベントディスプレイ.

7.1.2 集光像の大きさと受光重心の関係

集光像の大きさに対して PMT の大きさが無限に小さい場合, FD で観測した光源の位置を正確に求められるので, $(\Delta\theta, \Delta\phi)$ が FD 視野方向のズレとなる. 実際には PMT は 1° 以上の幅をもつので, FD で観測した光源の位置は集光像の大きさによる影響を確認する必要がある.

集光像の大きさによる影響を確認するため, 望遠鏡の支柱などステーションの内部構造を考慮に入れた TA 実験のシミュレーターを使用して解析した. 図 7.4 にシミュレーターに実装されている FD ステーションの内部構造を示す. シミュレーションでは Opt-copter の光源を再現し, 直径 14cm. 光源のパルス幅は $10\mu\text{sec}$, 波長依存性は図 7.5 に示したように 375nm 付近にピークを持つ. 光源位置の指定は方位角・仰角で行い, 指定した方向の 250m 先に光源が設置される. 最終的に図 7.6 のような PMT の出力信号が得られる. 実際の計測データと同様に受光重心を計算し, 光源位置に対する受光重心が求まる. シミュレーションでは PMT 感光面上にできる集光像も得られる.

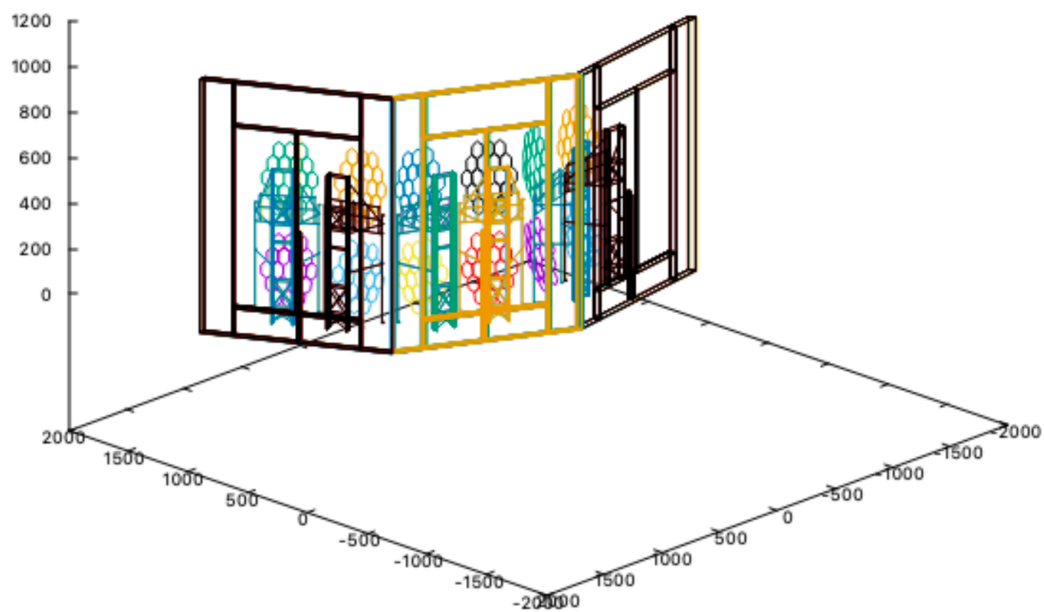


図 7.4: シミュレーターに実装された FD ステーションの内部構造.

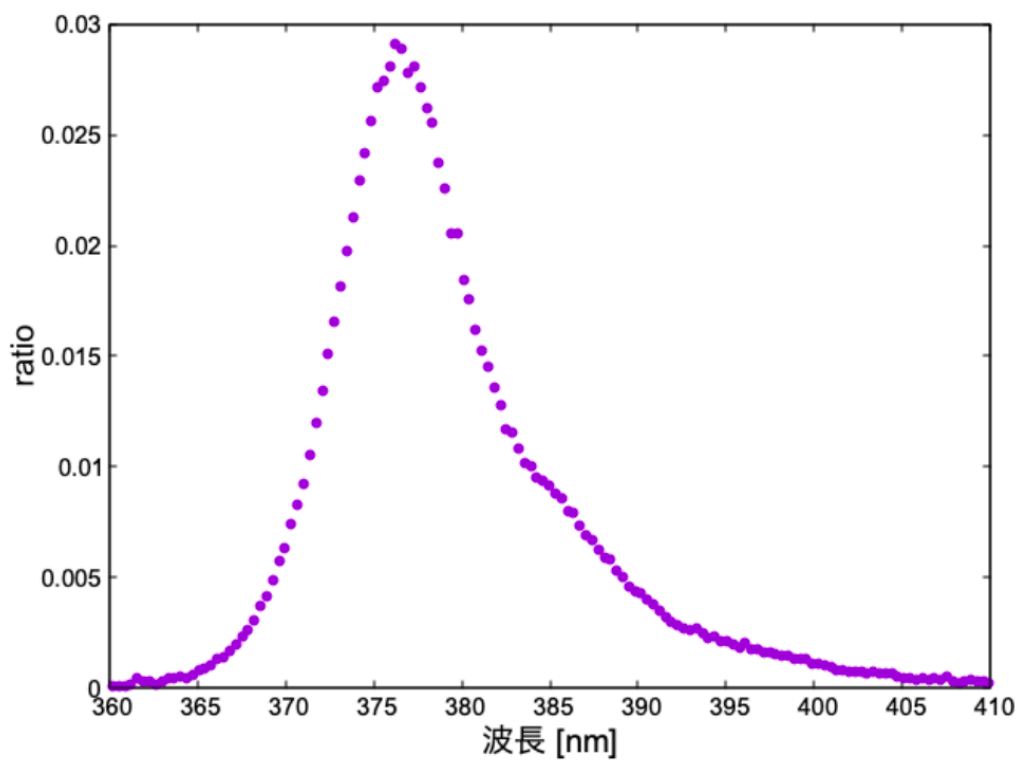


図 7.5: シミュレーターに実装された光源の波長依存性.

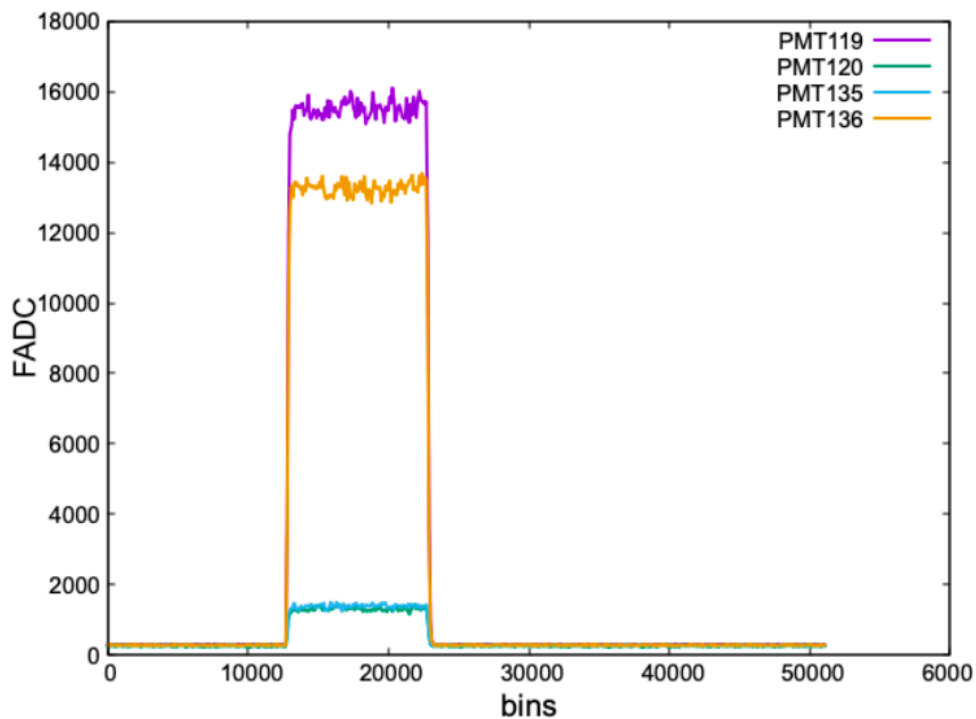


図 7.6: シミュレーションによって得られた各 PMT の出力信号.

集光像の大きさによって、光源位置に対し受光重心がどのように変化するかを確認するため、図 7.7 に示したように光源を移動させた。集光像の大きさは曲率半径を変化させることで調整した。図 7.8, 7.10, 7.12 にシミュレーションに使用された集光像の大きさ、図 7.9, 7.11, 7.13 に集光像の大きさに対応する光源位置と受光重心の関係を示す。

集光像が図 7.8 のように小さい場合、光の当たる PMT の数が少ない。もし 1 つの PMT にのみ光が当たった場合、受光重心はその PMT の中心となる。よって受光重心が PMT 中心に近い値をとり、図 7.9 のように光源位置と受光重心の Azimuth 方向の遷移は PMT 中心でステップ状となる。集光像が図 7.10 のような場合、図 7.8 に比べて光の当たる PMT の数が多い。よって光源位置と受光重心が全体的に近い値をとり、図 7.11 のように光源位置と受光重心の Azimuth 方向の遷移は直線に近い滑らかな遷移となる。集光像が図 7.12 のような場合、図 7.10 に比べてさらに光の当たる PMT の数が多い。すると受光重心が PMT と PMT の境界付近に近い値をとり、図 7.13 のように光源位置と受光重心の Azimuth 方向の遷移は PMT と PMT の境界付近でステップ状となる。ここから、集光像が図 7.10 のような大きさでは受光重心は光源位置に収束する途中段階であることがわかる。

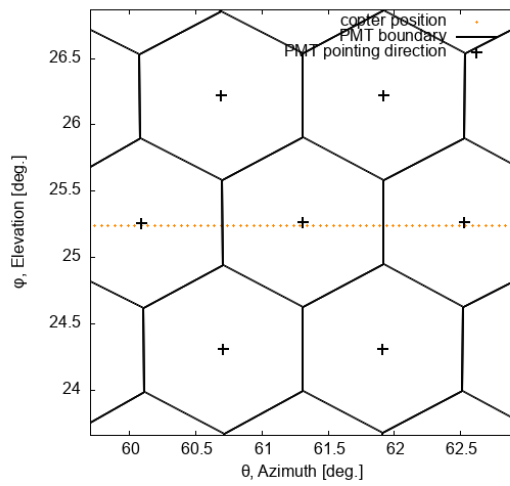


図 7.7: シミュレーション上での光源位置.

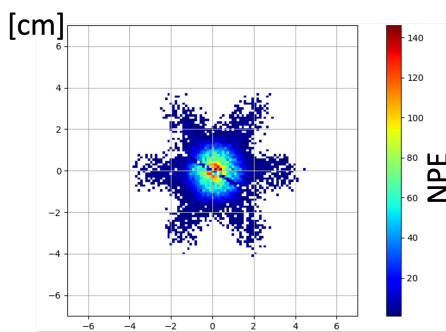


図 7.8: 曲率半径 6.067m の集光像.

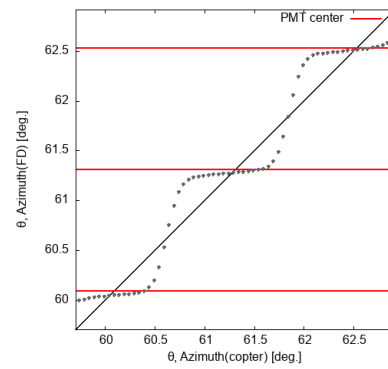


図 7.9: 光源位置と受光重心の遷移 (曲率半径 6.067m の集光像).

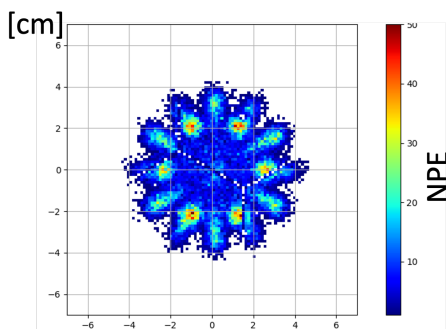


図 7.10: 曲率半径 6.190m の集光像.

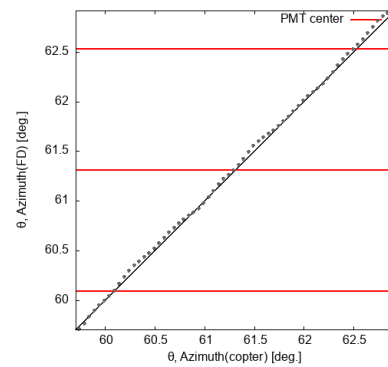


図 7.11: 光源位置と受光重心の遷移 (曲率半径 6.190m の集光像).

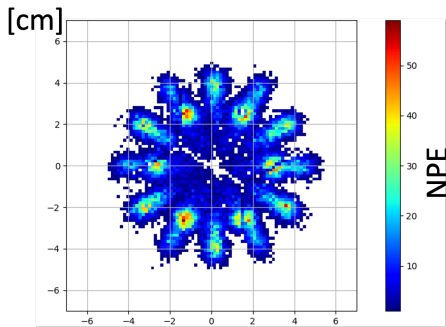


図 7.12: 曲率半径 6.250m の集光像.

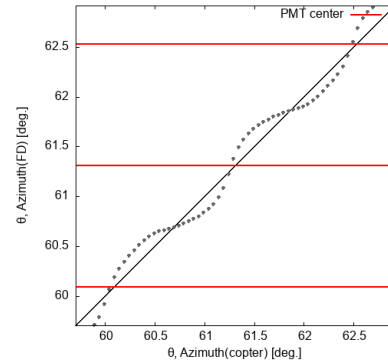


図 7.13: 光源位置と受光重心の遷移 (曲率半径 6.250m の集光像).

そして集光像の大きさによって、光源位置と受光重心の遷移が変化することがわかる。

すべての TA-FD の実データにおける光源位置と受光重心の遷移を図 7.14~7.51 に示す。実データにおいても、シミュレーションと同じような光源位置と受光重心の遷移を確認することができる。したがって、 $(\Delta\theta, \Delta\phi)$ を FD の視野方向のズレとすると、集光像の大きさによっては PMT 中心や PMT と PMT の境界にバイアスを含んだ推定値となる。

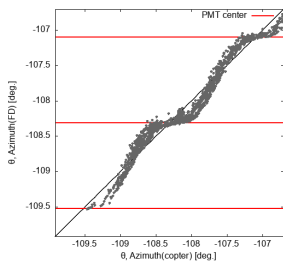


図 7.14: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD00).

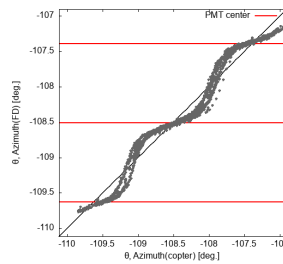


図 7.15: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD01).

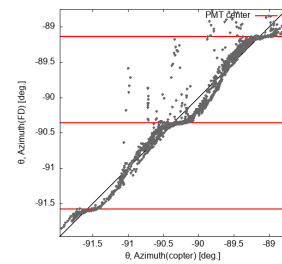


図 7.16: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD02).

7.2 解析手法

$$\overline{(\Delta\theta, \Delta\phi)} = \frac{\sum_{j=1}^{N_{\text{Data}}} \{(\theta_{\text{GPS}_j}, \phi_{\text{GPS}_j}) - (\theta_{\text{CoG}_j}, \phi_{\text{CoG}_j})\}}{N_{\text{Data}}} \quad (7.3)$$

1 イベントの光源位置と受光重心の差分から、FD の視野方向のズレを解析する

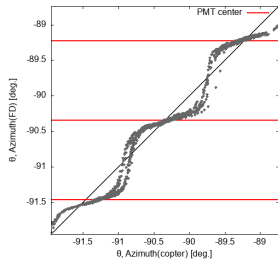


図 7.17: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD03).

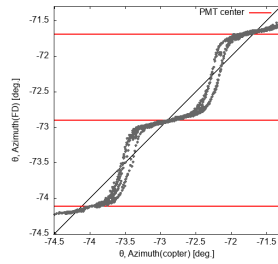


図 7.18: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD04).

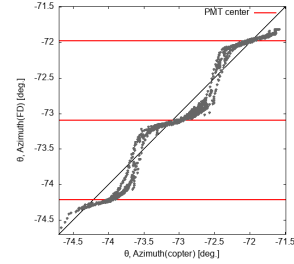


図 7.19: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD05).

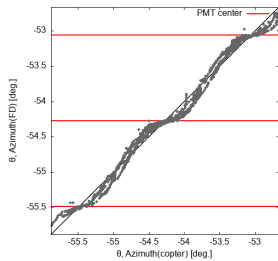


図 7.20: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD06).

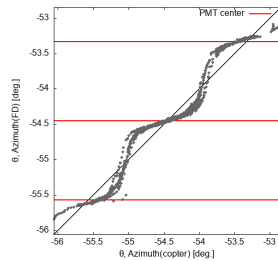


図 7.21: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD07).

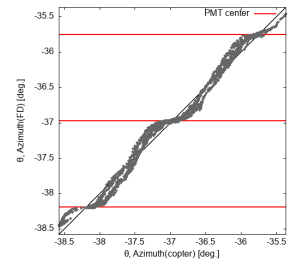


図 7.22: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD08).

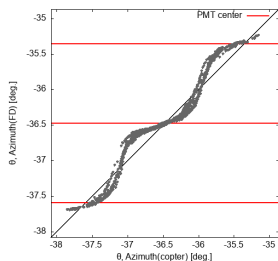


図 7.23: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD09).

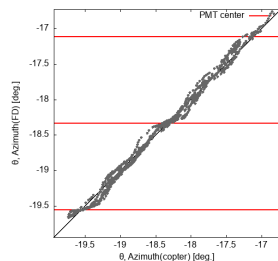


図 7.24: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD10).

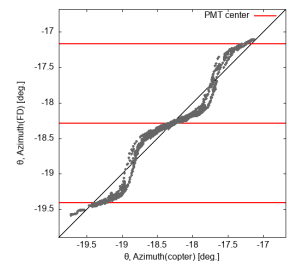


図 7.25: 光源位置と受光重心の遷移 (BRM FD11).

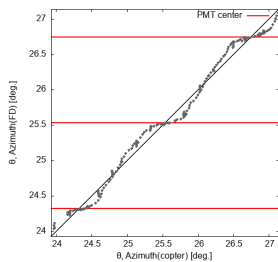


図 7.26: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD00).

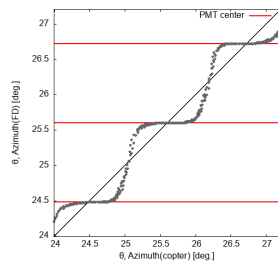


図 7.27: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD01).

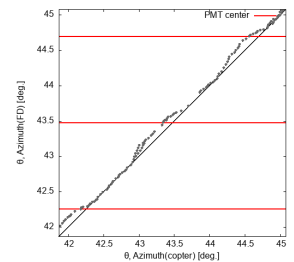


図 7.28: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD02).

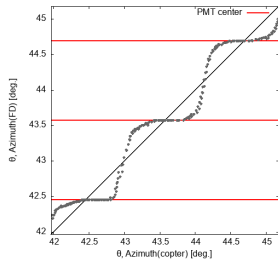


図 7.29: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD03).

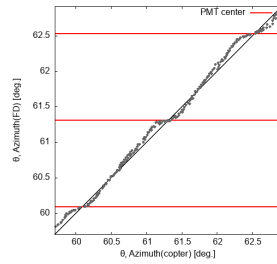


図 7.30: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD04).

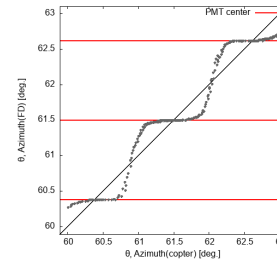


図 7.31: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD05).

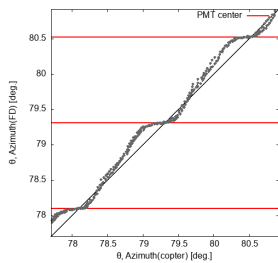


図 7.32: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD06).

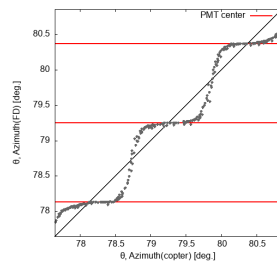


図 7.33: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD07).

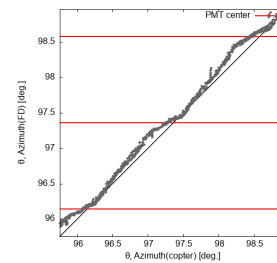


図 7.34: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD08).

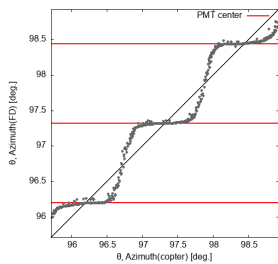


図 7.35: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD09).

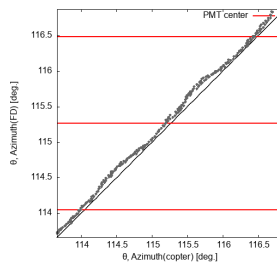


図 7.36: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD10).

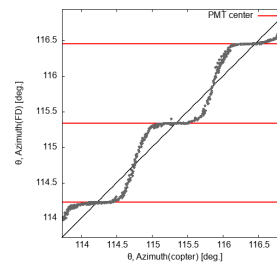


図 7.37: 光源位置と受光重心の遷移 (LR FD11).

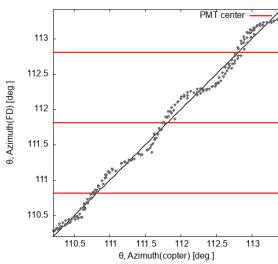


図 7.38: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD01).

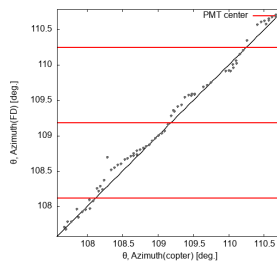


図 7.39: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD02).

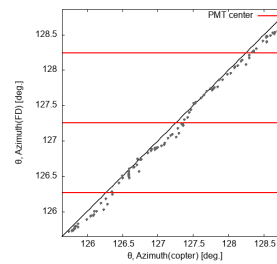


図 7.40: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD03).

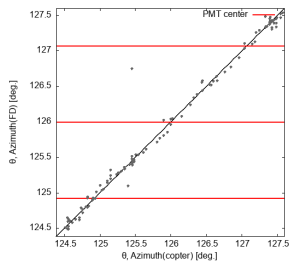


図 7.41: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD04).

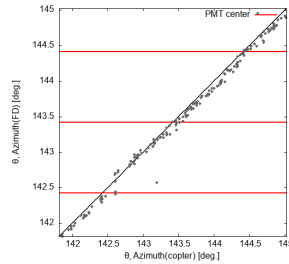


図 7.42: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD05).

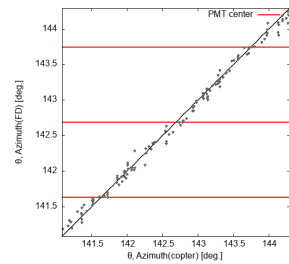


図 7.43: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD06).

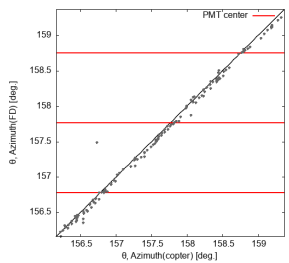


図 7.44: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD07).

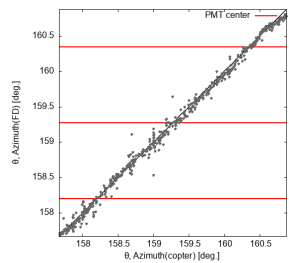


図 7.45: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD08).

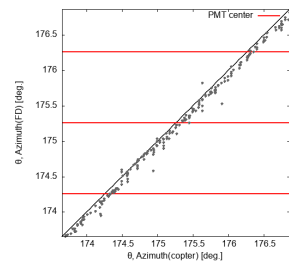


図 7.46: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD09).

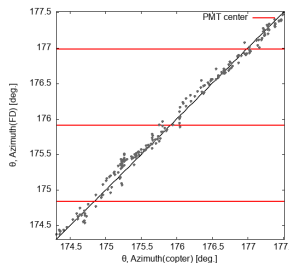


図 7.47: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD10).

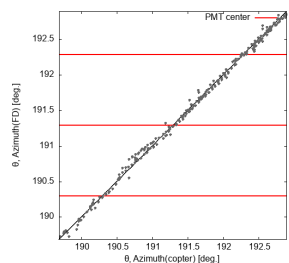


図 7.48: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD11).

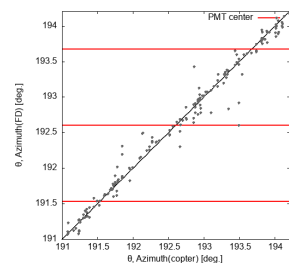


図 7.49: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD12).

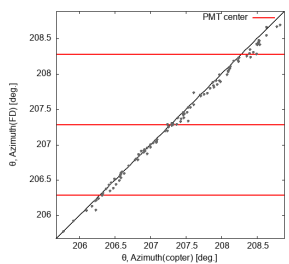


図 7.50: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD13).

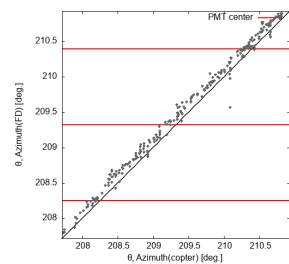


図 7.51: 光源位置と受光重心の遷移 (MD FD14).

ことはできない．そこで統計的にデータを処理することで，PMT 中心へのバイアスを限りなく減らして解析する (式 7.3)．図 7.52~7.89 に解析に使用するデータを示す．対称的なデータを解析に使用するため，解析対象の PMT 中心から $\pm 1.5^\circ$ の範囲でデータを使用する．集光像の大きさが隣接 1-2 層に相当する範囲であるため，使用するデータの範囲を解析対象 PMT と隣接 1 層の PMT を含む範囲に設定している．また，収差の影響を減らすため，各 FD の視野に最も近い PMT(PMT119) を解析対象の PMT としている．

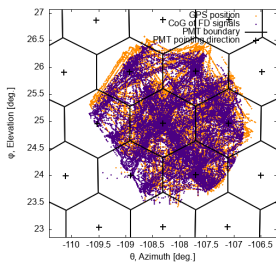


図 7.52: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD00).

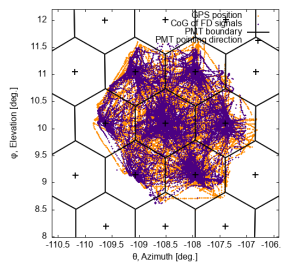


図 7.53: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD01).

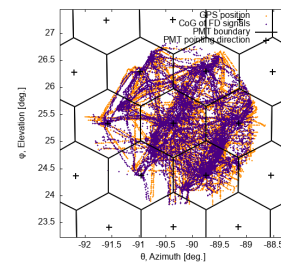


図 7.54: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD02).

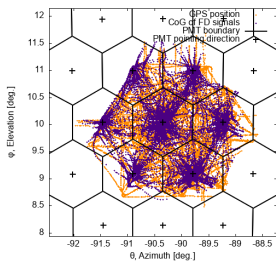


図 7.55: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD03).

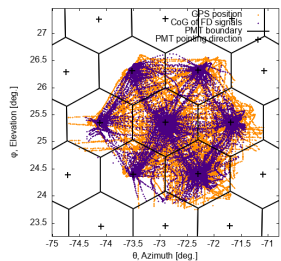


図 7.56: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD04).

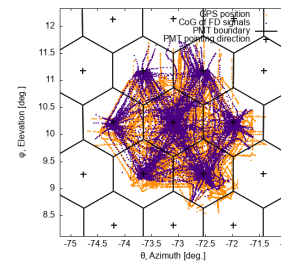


図 7.57: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD05).

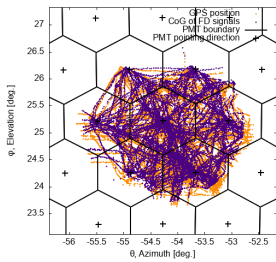


図 7.58: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD06).

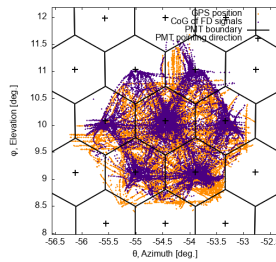


図 7.59: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD07).

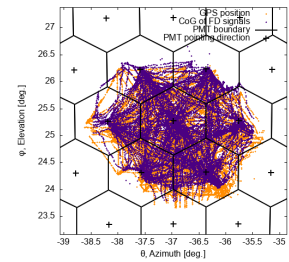


図 7.60: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD08).

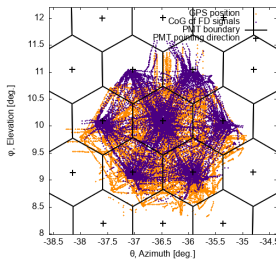


図 7.61: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD09).

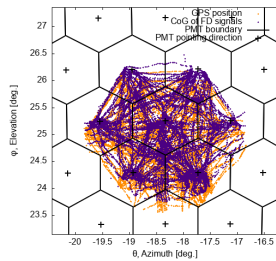


図 7.62: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD10).

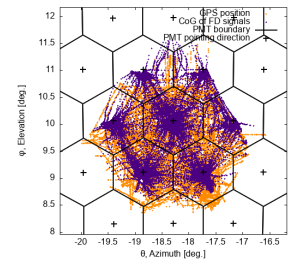


図 7.63: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (BRM FD11).

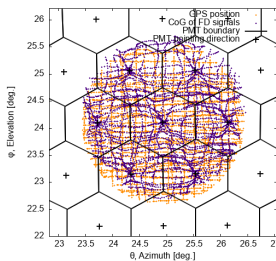


図 7.64: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD00).

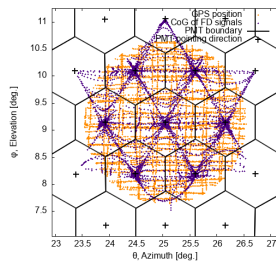


図 7.65: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD01).

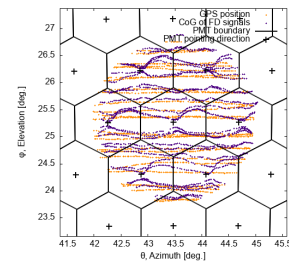


図 7.66: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD02).

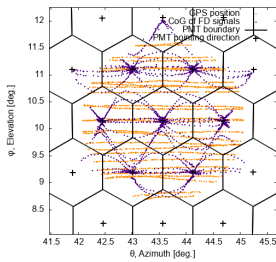


図 7.67: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD03).

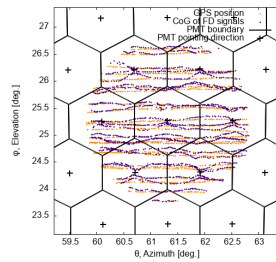


図 7.68: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD04).

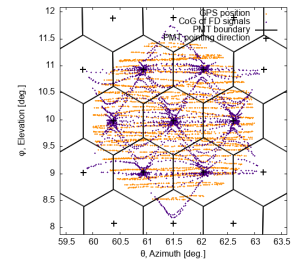


図 7.69: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD05).

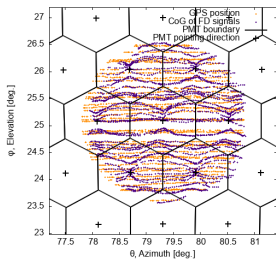


図 7.70: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD06).

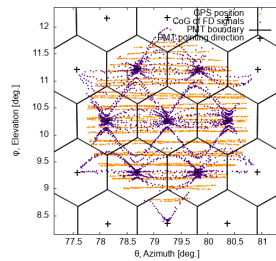


図 7.71: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD07).

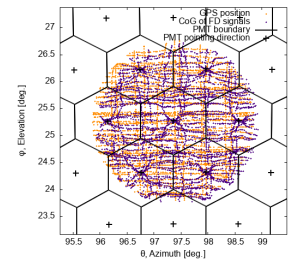


図 7.72: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD08).

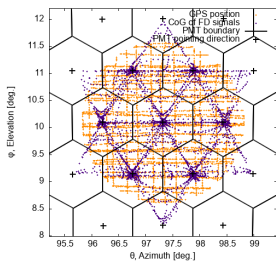


図 7.73: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD09).

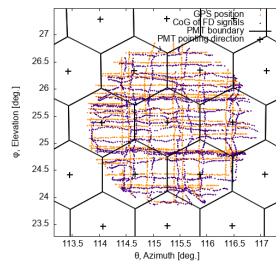


図 7.74: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD10).

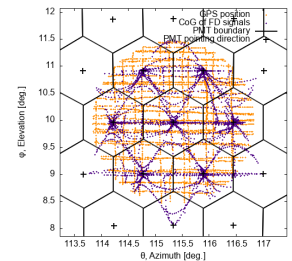


図 7.75: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (LR FD11).

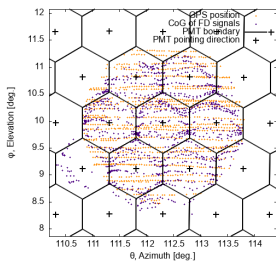


図 7.76: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD01).

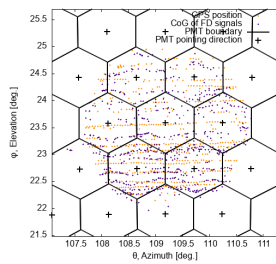


図 7.77: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD02).

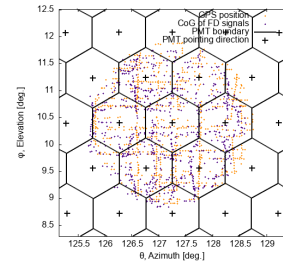


図 7.78: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD03).

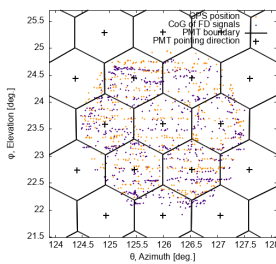


図 7.79: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD04).

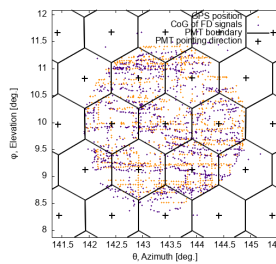


図 7.80: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD05).

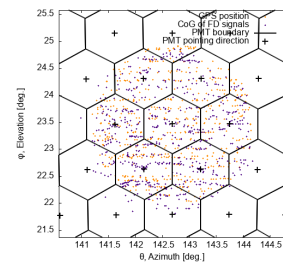


図 7.81: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD06).

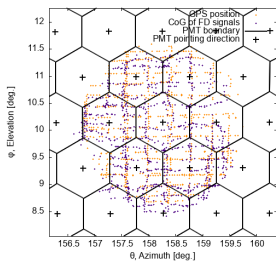


図 7.82: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD07).

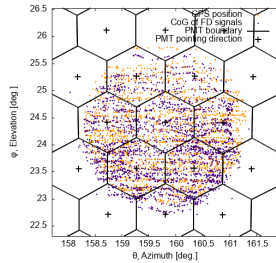


図 7.83: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD08).

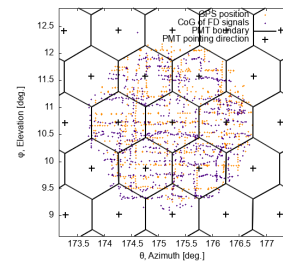


図 7.84: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD09).

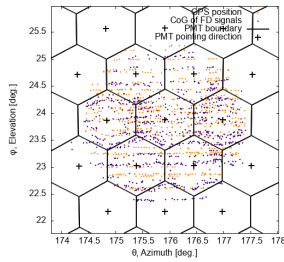


図 7.85: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD10).

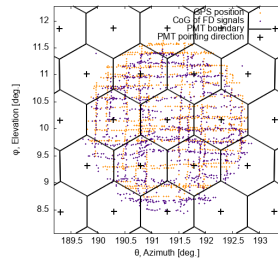


図 7.86: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD11).

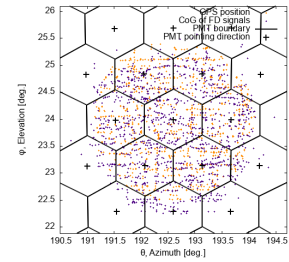


図 7.87: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD12).

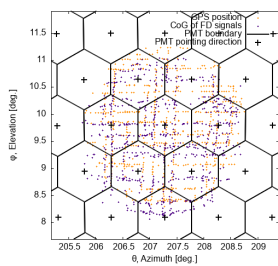


図 7.88: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD13).

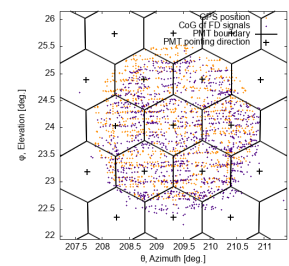


図 7.89: 解析に使用する光源位置と受光重心のデータ (MD FD14).

第8章

TA-FDの視野方向解析結果

8.1 解析結果

図 7.52–7.89 のデータを使用し、光源位置と受光重心位置の差を求めたデータを図 8.1–図 8.38 に示す。式 7.3 を用いて解析した FD の視野方向のズレの結果を表 8.1–8.3 に示す。例として LR FD00 について確認する。LR FD00 の光源位置と受光重心位置の差のデータが図 8.13 であり、差の平均は表??.(b) より方位角方向に -0.02° 、仰角方向に -0.12° である。本解析により、LR FD00 の実際の視野方向は設計値の視野方向から方位角方向に -0.02° 、仰角方向に -0.12° ズレていることがわかる。BRM ステーションの TA-FD は全体平均で Azimuth 方向 $+0.01^\circ$ 、Elevation 方向 -0.07° 、LR ステーションの TA-FD は全体平均で Azimuth 方向 -0.03° 、Elevation 方向 -0.01° 、MD ステーションの TA-FD は全体平均で Azimuth 方向 $+0.01^\circ$ 、Elevation 方向 $+0.18^\circ$ である。図 7.52–7.89 のばらつきの特徴は、図 7.14–7.51 で示した集光像の大きさの影響と一致している。

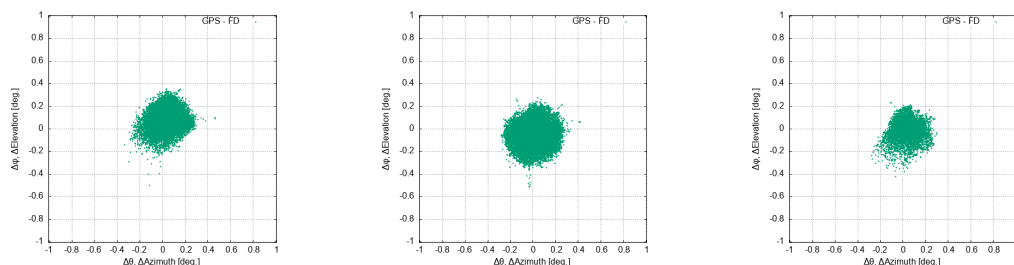


図 8.1: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD00). 図 8.2: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD01). 図 8.3: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD02).

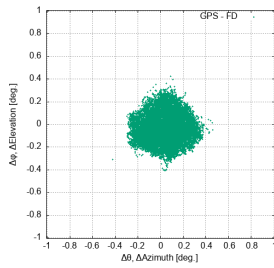


図 8.4: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD03).

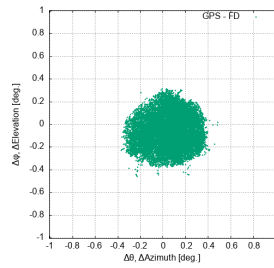


図 8.5: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD04).

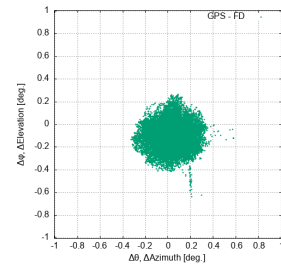


図 8.6: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD05).

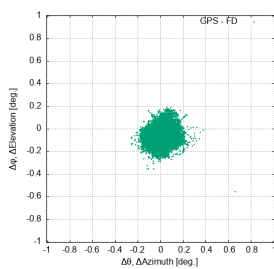


図 8.7: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD06).

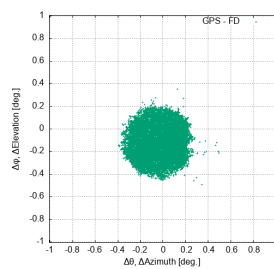


図 8.8: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD07).

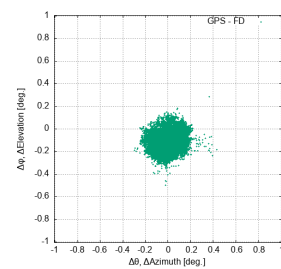


図 8.9: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD08).

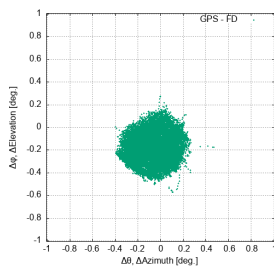


図 8.10: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD09).

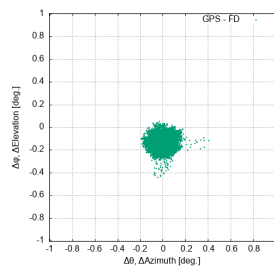


図 8.11: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD10).

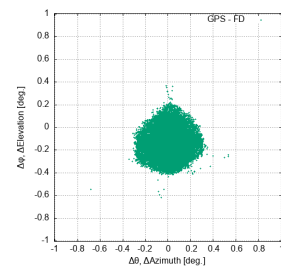


図 8.12: 光源位置と受光重心位置の差 (BRM FD11).

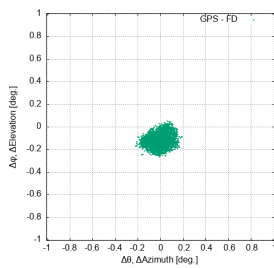


図 8.13: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD00).

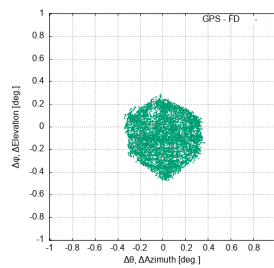


図 8.14: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD01).

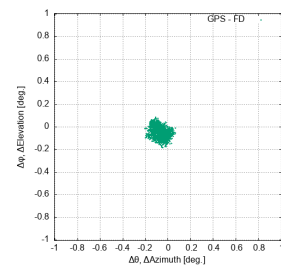


図 8.15: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD02).

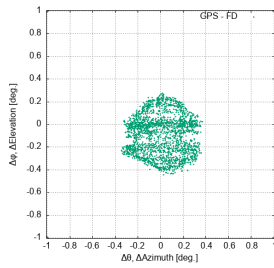


図 8.16: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD03).

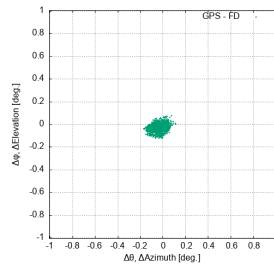


図 8.17: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD04).

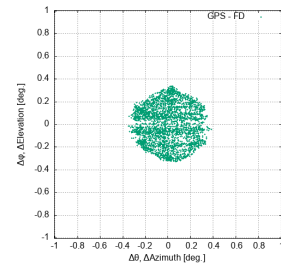


図 8.18: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD05).

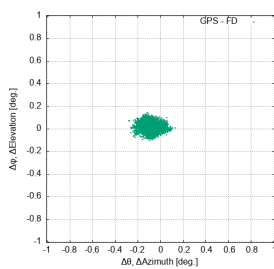


図 8.19: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD06).

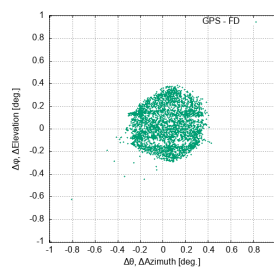


図 8.20: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD07).

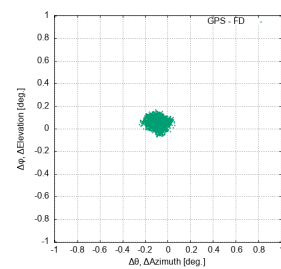


図 8.21: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD08).

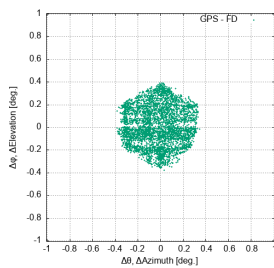


図 8.22: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD09).

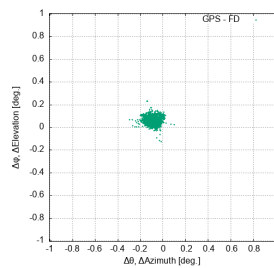


図 8.23: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD10).

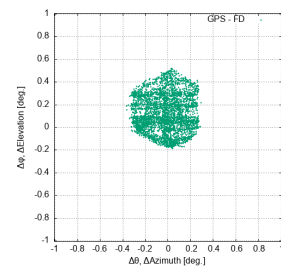


図 8.24: 光源位置と受光重心位置の差 (LR FD11).

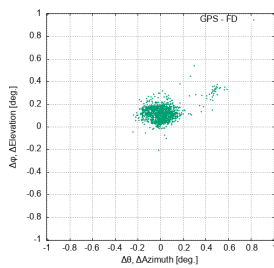


図 8.25: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD01).

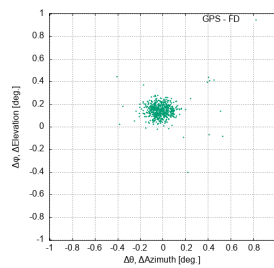


図 8.26: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD02).

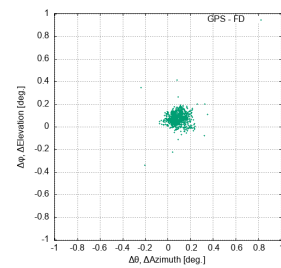


図 8.27: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD03).

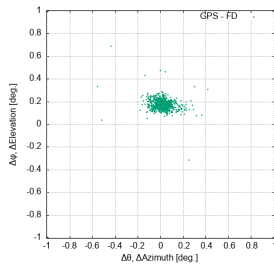


図 8.28: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD04).

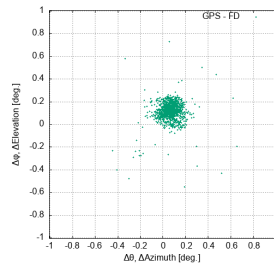


図 8.29: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD05).

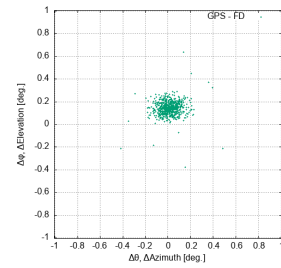


図 8.30: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD06).

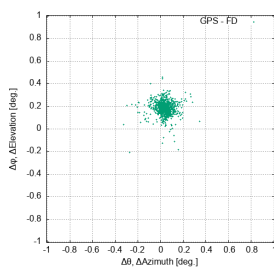


図 8.31: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD07).

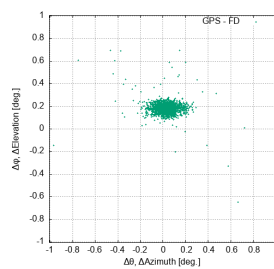


図 8.32: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD08).

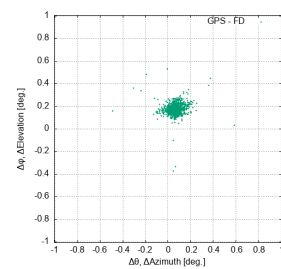


図 8.33: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD09).

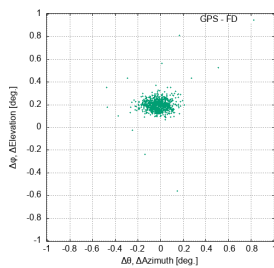


図 8.34: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD10).

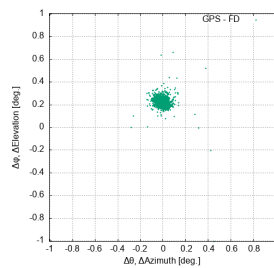


図 8.35: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD11).

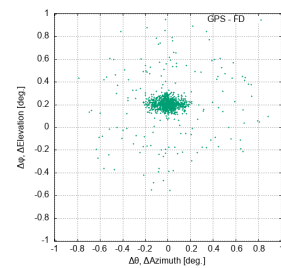


図 8.36: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD12).

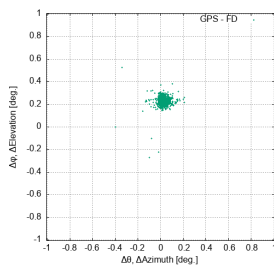


図 8.37: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD13).

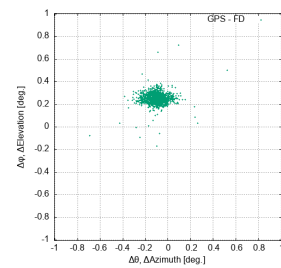


図 8.38: 光源位置と受光重心位置の差 (MD FD14).

表 8.1: TA-FD @ BRM の視野方向解析結果

CAMID	ΔAz [°]	ΔEl [°]	$SE_{\Delta Az}$ [°]	$SE_{\Delta El}$ [°]	# of data
00	+0.05	+0.11	0.001	0.001	11967
01	0.00	-0.04	0.002	0.002	10962
02	+0.04	+0.02	0.001	0.001	8267
03	+0.04	-0.03	0.002	0.002	10058
04	+0.04	-0.04	0.002	0.002	13448
05	+0.02	-0.12	0.002	0.002	10293
06	+0.01	-0.05	0.001	0.001	11745
07	-0.04	-0.14	0.002	0.002	12813
08	+0.01	-0.12	0.001	0.001	15513
09	-0.05	-0.19	0.002	0.002	11874
10	-0.02	-0.14	0.001	0.001	13840
11	+0.01	-0.15	0.002	0.002	14547

表 8.2: TA-FD @ LR の視野方向解析結果

CAMID	ΔAz [°]	ΔEl [°]	$SE_{\Delta Az}$ [°]	$SE_{\Delta El}$ [°]	# of data
00	-0.02	-0.12	0.001	0.001	4768
01	+0.01	-0.08	0.002	0.002	5853
02	-0.07	-0.05	0.001	0.001	2187
03	+0.01	-0.09	0.003	0.002	2380
04	-0.04	-0.03	0.001	0.001	1795
05	0.00	0.00	0.002	0.002	3090
06	-0.09	+0.02	0.001	0.001	3277
07	+0.03	+0.03	0.002	0.002	3441
08	-0.09	+0.05	0.001	0.001	4507
09	-0.03	+0.02	0.002	0.002	4158
10	-0.09	+0.06	0.001	0.001	2647
11	-0.03	+0.12	0.002	0.002	4370

8.2 解析精度

8.2.1 コマ収差およびフライトの偏りによる系統誤差

望遠鏡の特性上、光軸に対して斜めに入射した光線は像面において一点に収束せずコマ収差を生じさせる。この収差は視野の外縁に向かうほど顕著となり、結像の

表 8.3: TA-FD @ MD の視野方向解析結果

CAMID	ΔAz [°]	ΔEl [°]	$SE_{\Delta Az}$ [°]	$SE_{\Delta El}$ [°]	# of data
01	+0.01	+0.13	0.003	0.001	1177
02	-0.02	+0.15	0.003	0.002	625
03	+0.09	+0.08	0.002	0.001	834
04	+0.01	+0.18	0.003	0.003	731
05	+0.06	+0.12	0.002	0.002	1171
06	+0.02	+0.14	0.004	0.003	672
07	+0.03	+0.19	0.002	0.002	949
08	+0.03	+0.18	0.002	0.001	2348
09	+0.06	+0.18	0.001	0.001	928
10	-0.03	+0.20	0.003	0.002	837
11	-0.01	+0.22	0.002	0.001	1255
12	0.00	+0.21	0.004	0.003	1207
13	+0.03	+0.23	0.002	0.001	717
14	-0.10	+0.25	0.003	0.002	1335

表 8.4: BRM FD07 の計測データを使用した PMT119 番およびその周囲に隣接する PMT の解析結果

	PMT103	PMT118	PMT119	PMT120	PMT134	PMT135	PMT136
$\Delta Azimuth$ [deg.]	-0.03	-0.04	-0.04	-0.04	-0.05	-0.05	-0.04
$\Delta Elevation$ [deg.]	-0.13	-0.12	-0.14	-0.15	-0.13	-0.14	-0.15

歪みをもたらす。また、観測データの空間分布（フライト中の光源位置）に偏りがある場合、データ密度が高い領域へ解析結果が寄るという統計的なバイアスが生じる可能性がある。これらの影響を評価するため、本解析で主に使用した PMT119 番およびその周囲に隣接する計 7 本の PMT を基準としてデータを抽出し、比較検証を行った。抽出した受光量重心の分布を図 8.39 に、解析結果の比較を表 8.4 に示す。解析の結果、中心の PMT119 番と周辺 PMT の間には解析値において最大で $\pm 0.02^\circ$ の差があった。この差を光学系の収差および光源分布の偏りに起因する系統誤差として定義した。

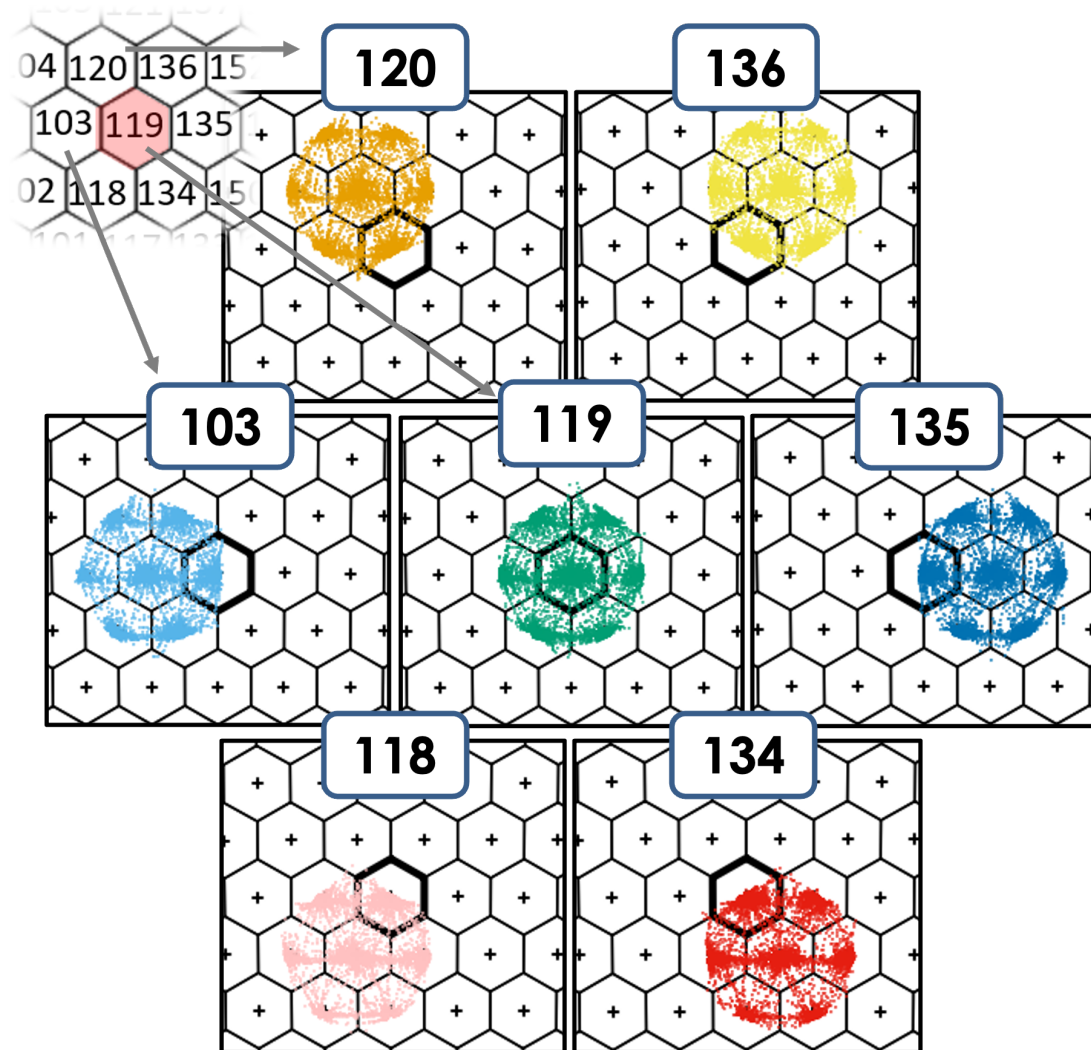


図 8.39: BRM FD07 の計測データを使用した PMT119 番およびその周囲に隣接する PMT の光源位置と受光重心位置

8.2.2 誤差幅の検討

本解析における最終的な解析精度の指標として、以下の 3 つの誤差要因を考慮し、誤差伝播法則（二乗和の平方根）を用いて総合的な不確かさを算出した。

1. 統計的誤差 (e_{stat}): 解析結果の標準誤差 (表 8.1–8.3). 本解析における全ての解析結果で $e_{stat} \leq 0.004^\circ$ である.
2. 測位精度に由来する誤差 (e_{pos}): Opt-copter の測位精度 (± 10 cm) に起因する不確かさ. これは $\pm 0.02^\circ$ と見積もられる.

3. 系統的誤差 (e_{sys}): 前節で評価した, データの抽出条件 (使用 PMT) の違いによる解析結果の変動. 最大値として $\pm 0.02^\circ$ を採用する.

これらの独立した誤差要因を合成した解析の誤差 u_c は, 式 8.1 により与えられる.

$$u_c = \sqrt{e_{stat}^2 + e_{pos}^2 + e_{sys}^2} \quad (8.1)$$

各値を代入すると, $u_c = \sqrt{0.004^2 + 0.02^2 + 0.02^2} \approx 0.03^\circ$ となる.

以上の検討より, 本解析における平均値の信頼性を示す誤差幅は $\pm 0.03^\circ$ であると評価した.

第9章

TA_x4-FD のデータと視野方向解析手法

9.1 TA_x4-FD のデータの特徴と TA-FD との違い

TA_x4-FD における各 PMT の出力波形の一例を図 9.1 に示す。TA_x4-FD の信号特性として、信号の立ち下がり後にオーバーシュートが発生していることが確認できる。また、TA-FD (図 7.1) と比較して、TA_x4-FD ではトリガー直後からデータが記録される仕様となっており、受光立ち上がりタイミングが相対的に早い。

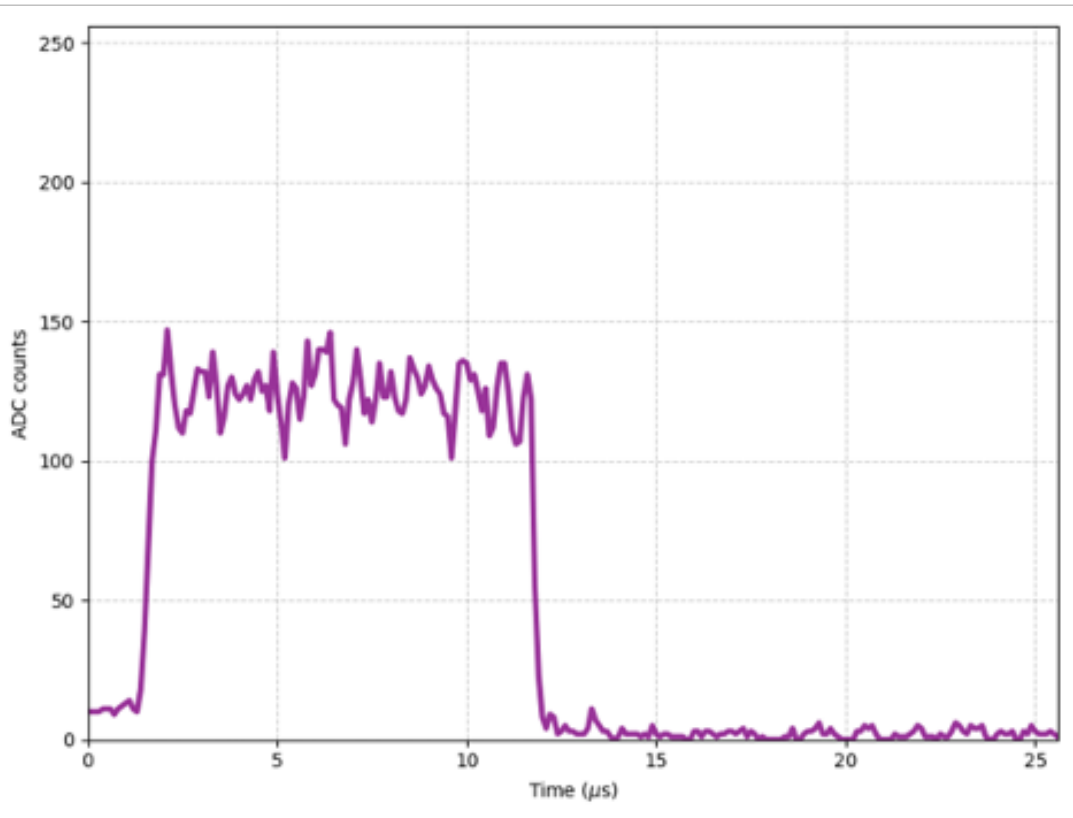
TA-FD のデータ形式では、トリガーの 25.6 μ s 前からの信号を保持しているため、同一イベント内の受光前区間から安定したペDESTAL 値を算出可能であった。これに対し、TA_x4-FD ではイベント内の受光前データのみではペDESTAL の統計的算出に不十分である。そこで TA_x4-FD の解析では、ノイズの影響を排除した安定したペDESTAL 値を得るため、フライト前に取得されたベースラインデータからペDESTAL を算出した。

フライト前データにおける低周波ノイズ、高周波ノイズ、およびペDESTAL イベントの各イベント波形を図 9.2 に示す。また、フライト前データの出力平均値および標準偏差の分布を図 9.3 に示す。

各イベントの平均値 μ_{pd} および標準偏差 σ_{pd} が、全フライト前データの平均 μ_{mean}, μ_{std} および標準偏差 $\sigma_{mean}, \sigma_{std}$ を用いて式 9.1 の条件を満たす場合、これを有効なペDESTAL イベントとして定義した。

$$\mu_{pd} < \mu_{mean} + 3\sigma_{mean} \quad \text{かつ} \quad \sigma_{pd} < \mu_{std} + 3\sigma_{std} \quad (9.1)$$

さらに、ペDESTAL に埋没するような微弱な信号の取り逃がしを防ぐため、受光

図 9.1: TA_x4-FD の PMT の信号.

量の算出には全イベントで共通の積分範囲を導入した．積分範囲は，データ記録開始から信号の立ち下がりタイミング t_{end} までとした．ここで， t_{end} は信号強度 $f(t)$ が以下の条件を初めて満たす時刻として定義される（式 9.2，図 9.4）．

$$f(t) < (\mu_{\text{pd}} + 6\sigma_{\text{pd}}) \quad \text{AND} \quad f(t+1) < \mu_{\text{pd}} \quad (9.2)$$

立ち下がりタイミングの分布を図 9.5 に示す．この分布から積分範囲を 0～11.9 μs とした．

以上の定義に基づき，Opt-copter イベントにおける各 PMT の受光量 Q_i を式 9.3 により算出した．

$$Q_i = \sum_{t=0}^{119} (f(t) - \mu_{\text{pd}}) \quad (9.3)$$

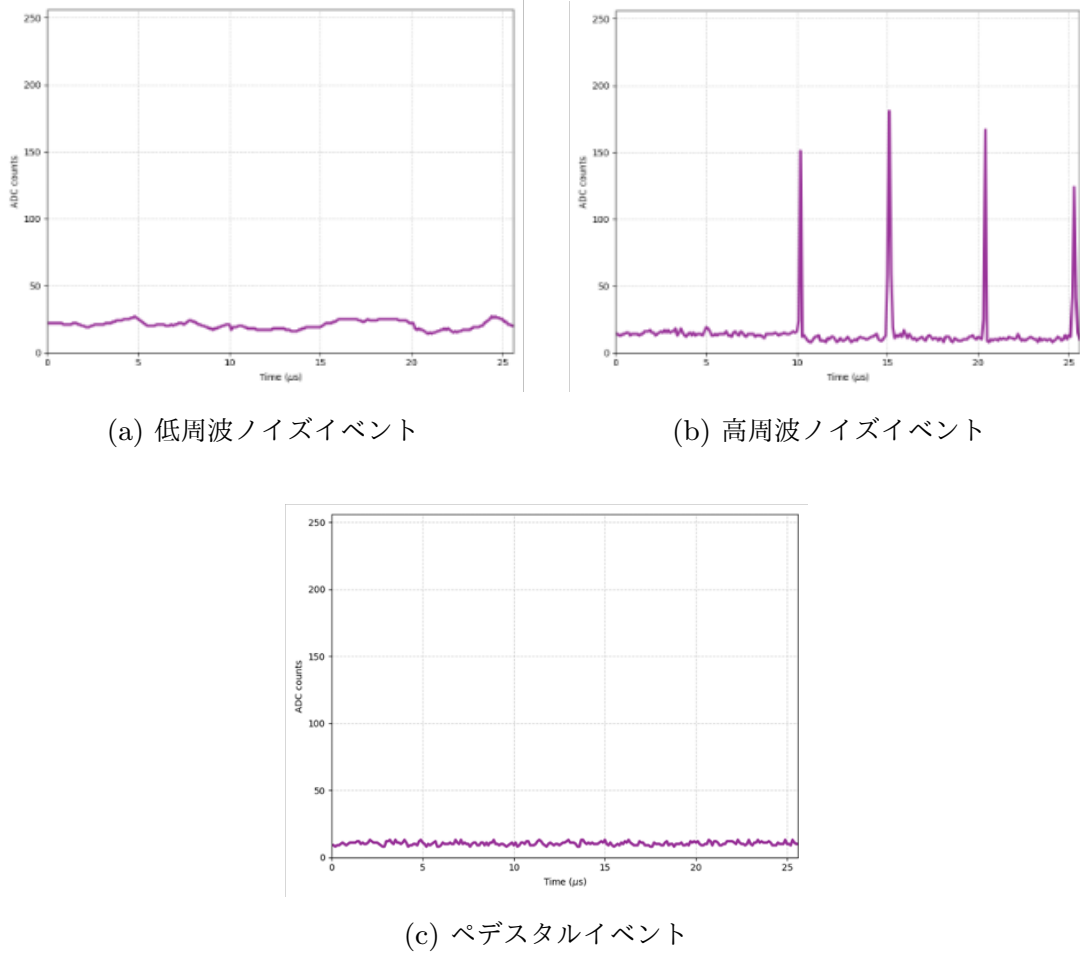


図 9.2: フライト前データから抽出された各イベント波形. (a)(b) ノイズ成分を含むイベント, (c) 安定したペDESTALイベントを示す.

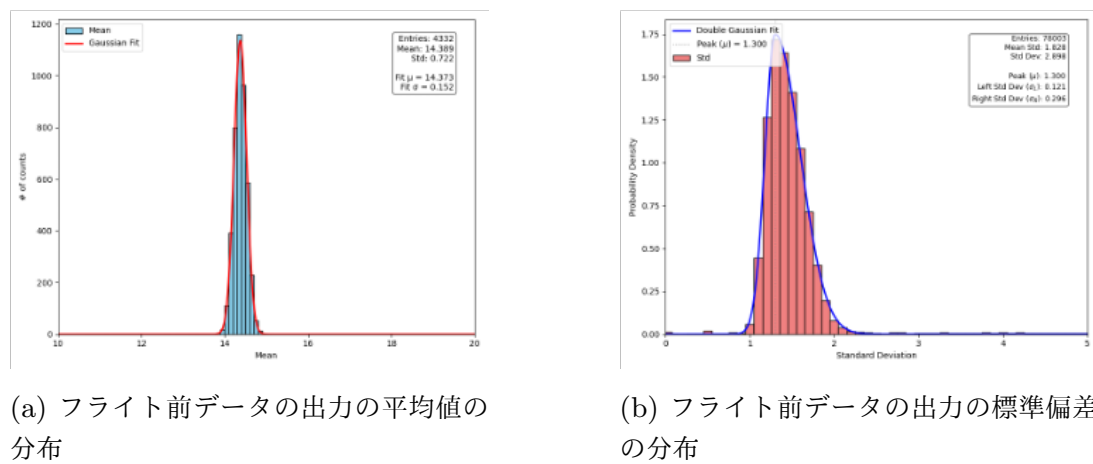


図 9.3: フライト前データにおける出力特性.

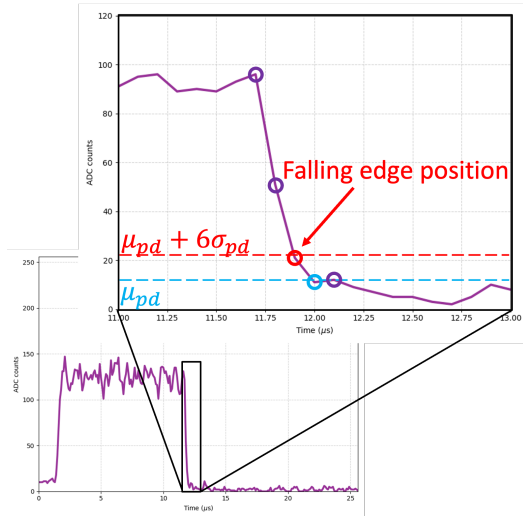


図 9.4: 立ち下がりタイミングのイメージ.

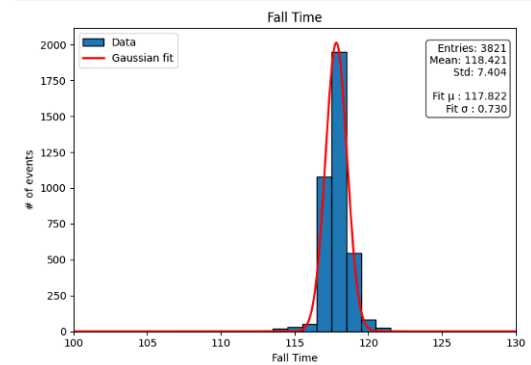


図 9.5: 立ち下がりタイミングの分布.

9.2 受光重心

9.2.1 受光重心の算出

TA_x4-FD の解析では、すべての PMT に対して積分範囲を固定して受光量を算出している。そのため、実際に光を受光していない PMT においてもペDESTAL の微小な変動が積算され、非零の受光量が算出される場合がある。

このような受光信号を含まない PMT による背景ノイズの影響を抑制した受光重心を得るため、解析に使用する PMT を限定した。イベント内で最大受光量を記録した PMT を中心とし、その隣接 2 層までの計 19 本の PMT のみを選択し、これらを用いて受光重心を算出した。この受光重心算出に使用する PMT の範囲は、FD の集光像の大きさに対して十分大きい範囲である。受光重心算出のイメージを図 9.6 に示す。受光重心 (θ_{FD}, ϕ_{FD}) は、選択された 19 本の PMT の座標 (θ_i, ϕ_i) および受光量 Q_i を用い、式 9.4 により求まる。

$$(\theta_{FD}, \phi_{FD}) = \frac{\sum_{i=1}^{19} (\theta_i, \phi_i) \cdot Q_i}{\sum_{i=1}^{19} Q_i} \quad (9.4)$$

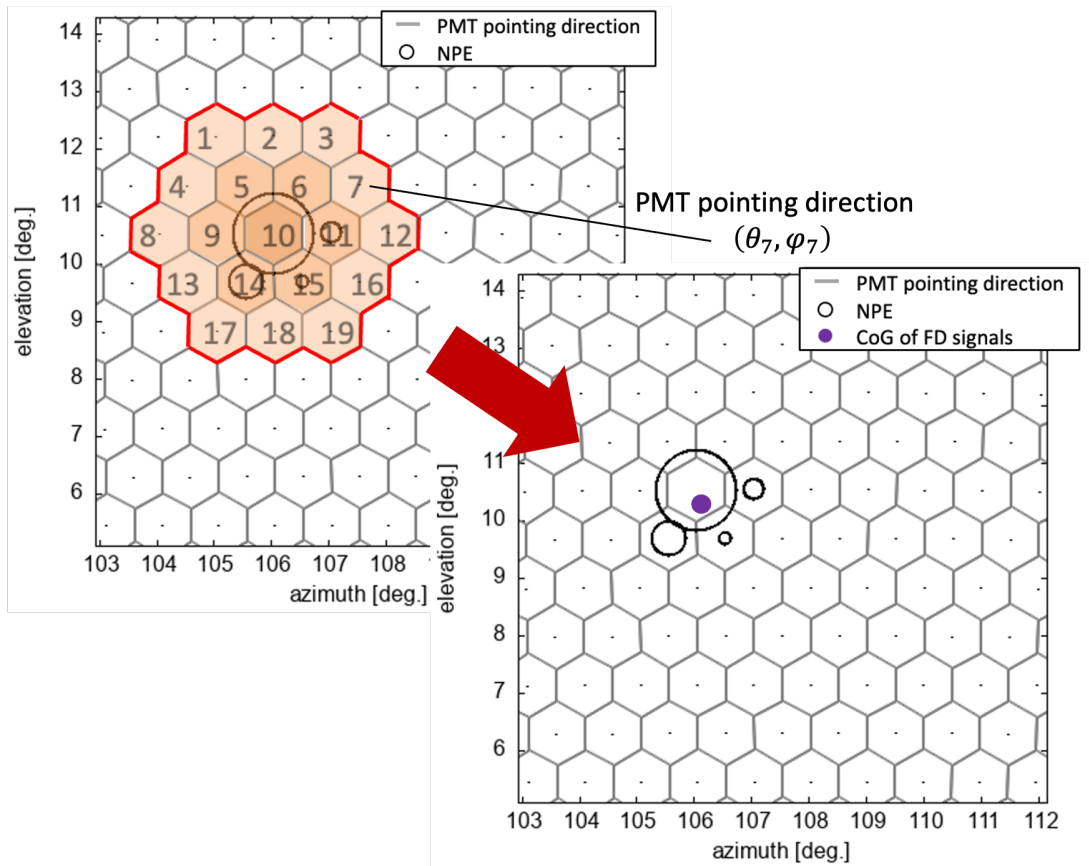


図 9.6: 受光重心算出のイメージ.

9.3 解析手法

TA_x4-FD の視野方向の解析は、第 7.2 節で詳述した解析手法と全く同一の手順を用いて行った。図 9.7~9.18 に解析に使用するデータを示す。

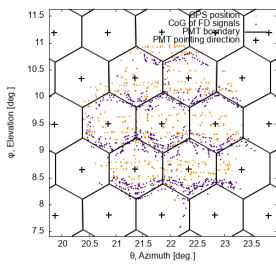


図 9.7: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 North FD25).

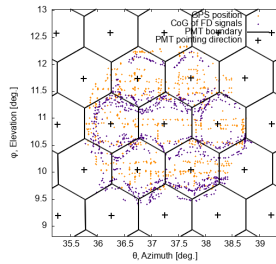


図 9.8: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 North FD26).

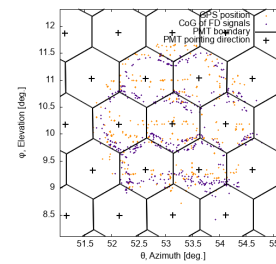


図 9.9: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 North FD27).

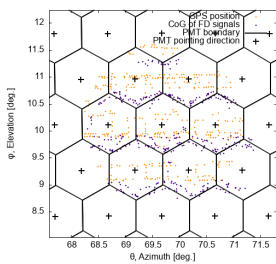


図 9.10: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 North FD28).

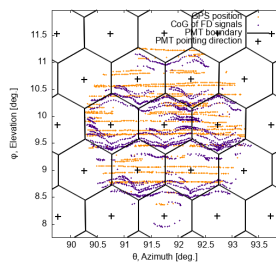


図 9.11: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD29).

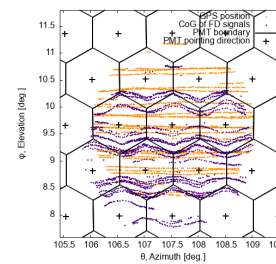


図 9.12: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD30).

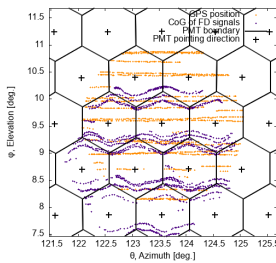


図 9.13: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD31).

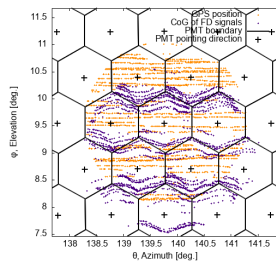


図 9.14: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD32).

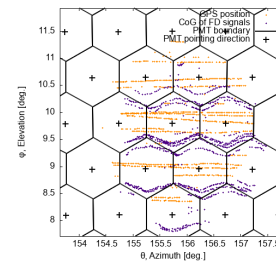


図 9.15: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD33).

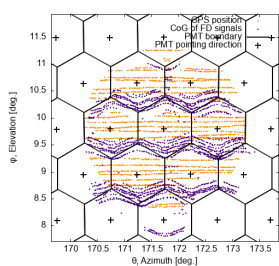


図 9.16: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD34).

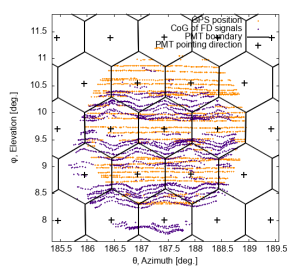


図 9.17: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD35).

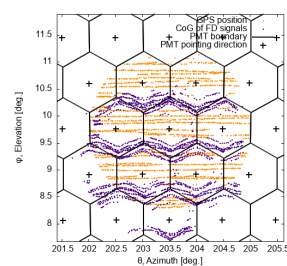


図 9.18: 解析に使用する光源位置と信号重心のデータ (TA_x4 South FD36).

第 10 章

TAx4-FD の視野方向解析結果

10.1 解析結果

図.9.7~9.18 のデータを使用し，光源位置と受光重心位置の差を求めたデータを図.10.1~図.10.12 に示す．式.7.3 を用いて解析した FD の視野方向のズレの結果を表.10.1, 10.2 に示す．North TAx4-FD は全体平均で Azimuth 方向 -0.08° ，Elevation 方向 $+0.26^\circ$ ， South TAx4-FD は全体平均で Azimuth 方向 $+0.04^\circ$ ，Elevation 方向 $+0.45^\circ$ である．

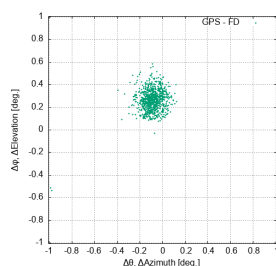


図 10.1: 光源位置と受光重心位置の差 (TAx4 North FD25).

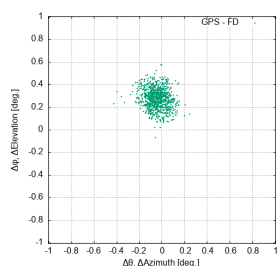


図 10.2: 光源位置と受光重心位置の差 (TAx4 North FD26).

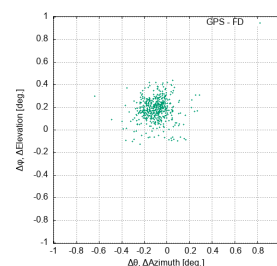


図 10.3: 光源位置と受光重心位置の差 (TAx4 North FD27).

10.2 解析精度

10.2.1 誤差幅の検討

TAx4-FD における解析精度の不確かさについても，第.8.2.2 節で述べた手法と同様に，統計的誤差，測位精度に由来する誤差，および系統的誤差の 3 要因を考慮

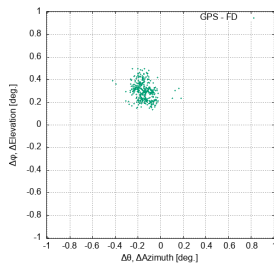


図 10.4: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 North FD28).

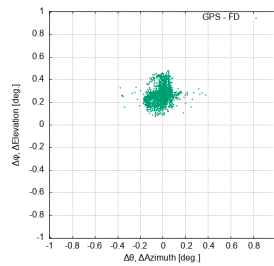


図 10.5: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD29).

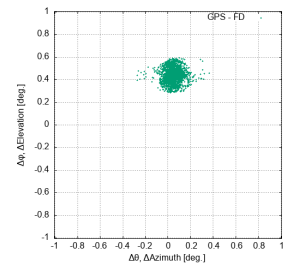


図 10.6: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD30).

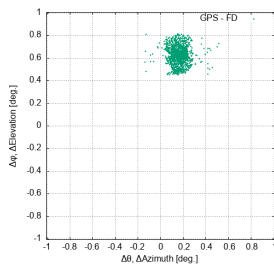


図 10.7: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD31).

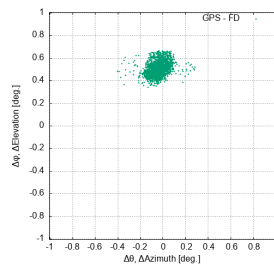


図 10.8: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD32).

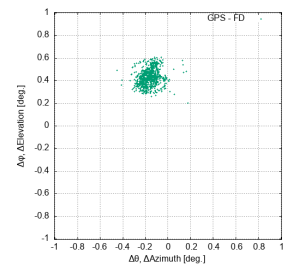


図 10.9: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD33).

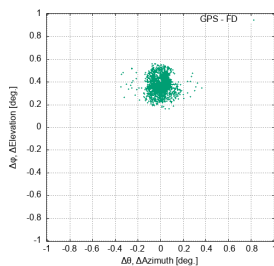


図 10.10: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD34).

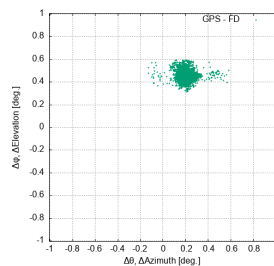


図 10.11: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD35).

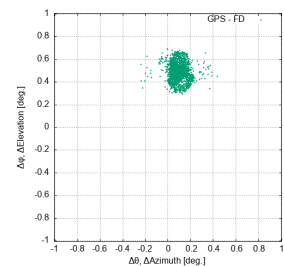


図 10.12: 光源位置と受光重心位置の差 (TA_x4 South FD36).

表 10.1: TA_x4-FD North の視野方向解析結果

CAMID	ΔAz [°]	ΔEl [°]	$SE_{\Delta Az}$ [°]	$SE_{\Delta El}$ [°]	# of data
25	-0.02	+0.26	0.002	0.002	849
26	-0.04	+0.28	0.002	0.002	914
27	-0.10	+0.18	0.003	0.003	478
28	-0.15	+0.30	0.002	0.003	386

表 10.2: TA_x4-FD South の視野方向解析結果

CAMID	ΔAz [°]	ΔEl [°]	$SE_{\Delta Az}$ [°]	$SE_{\Delta El}$ [°]	# of data
29	-0.02	+0.27	0.001	0.001	1875
30	+0.05	+0.44	0.001	0.001	2393
31	+0.16	+0.63	0.001	0.001	1479
32	-0.04	+0.51	0.001	0.001	2109
33	-0.16	+0.43	0.002	0.002	925
34	0.00	+0.37	0.001	0.001	1903
35	+0.20	+0.46	0.001	0.001	2426
36	+0.09	+0.49	0.001	0.001	2055

して算出した。

TA_x4-FD の解析結果における標準誤差は $e_{\text{stat}} \leq 0.003^\circ$ であり (表 10.1, 10.2), その他の誤差要因については第 8.2.2 節と同一の値を用いた。これらを式 (8.1) に基づき合成した解析の誤差 u_c は以下の通りとなる。

$$u_c = \sqrt{0.003^2 + 0.02^2 + 0.02^2} \approx 0.03^\circ \quad (10.1)$$

以上の検討より, TA_x4-FD においても平均値の信頼性を示す誤差幅は $\pm 0.03^\circ$ と評価した。

第 11 章

TA-FD と TA_x4-FD の結果のまとめ

本解析の結果，すべてのステーションにおいて設計値から 0.03° を超える視野方向のズレが確認された．これまでの章で見積もった解析の不確かさ $u_c \approx 0.03^\circ$ に対し，得られた視野方向のズレはこの精度を上回るものである．このことは，検出器の視野方向が設計値から有意にズレていることを示している．

このズレの要因を調査するため，図 11.1 に示す通り，FD の向いている方向に対する Elevation 方向のズレの依存性を確認した．各ステーション（LR, MD, North, South）は地理的に 35 km 以上離れた地点に位置しているが，LR と MD の TA-FD，および North と South の TA_x4-FD のズレの遷移は拠点の違いにかかわらず方位角に依存した同一の傾向を示している．

この結果は，FD 視野方向のズレが個々の検出器の設置精度といった局所的な要因だけではなく，観測方位に付随する系統的な要因があることを示唆している．従来の星を用いた FD の較正手法において，解析対象とする恒星の種類やその日周運動の軌跡が，方位角ごとに異なるバイアスを視野方向の推定に与えていた可能性が高いと考えられる．

設計値，および本解析によって得られた偏差に基づき補正を施した視野方向を表 11.1–11.5 および図 11.2 に示す．

表 11.1: TA-FD @ BRM の視野方向補正前後比較

CAMID	Azimuth [°]		Elevation [°]	
	補正前	補正後	補正前	補正後
00	251.69	251.74	24.96	25.07
01	251.49	251.49	10.10	10.06
02	269.64	269.68	25.34	25.36
03	269.65	269.69	10.04	10.01
04	287.10	287.14	25.36	25.32
05	286.90	286.92	10.23	10.11
06	305.73	305.74	25.22	25.17
07	305.55	305.51	10.08	9.94
08	323.03	323.04	25.27	25.15
09	323.52	323.47	10.10	9.91
10	341.67	341.65	25.25	25.11
11	341.71	341.72	10.06	9.91

表 11.2: TA-FD @ LR の視野方向補正前後比較

CAMID	Azimuth [°]		Elevation [°]	
	補正前	補正後	補正前	補正後
00	25.53	25.51	25.07	24.95
01	25.60	25.61	10.10	10.02
02	43.47	43.40	25.27	25.22
03	43.57	43.58	10.15	10.06
04	61.31	61.27	25.26	25.23
05	61.50	61.50	9.98	9.98
06	79.31	79.22	25.09	25.11
07	79.25	79.28	10.26	10.29
08	97.36	97.27	25.27	25.32
09	97.32	97.29	10.10	10.12
10	115.27	115.18	25.38	25.44
11	115.34	115.31	9.96	10.08

表 11.3: TA-FD @ MD の視野方向補正前後比較

CAMID	Azimuth [°]		Elevation [°]	
	補正前	補正後	補正前	補正後
01	111.31	111.32	9.97	10.10
02	109.18	109.16	23.59	23.74
03	127.25	127.34	10.40	10.48
04	125.99	126.00	23.59	23.77
05	143.42	143.48	9.98	10.10
06	142.69	142.71	23.47	23.61
07	159.25	159.28	10.15	10.34
08	159.27	159.30	23.56	23.74
09	175.26	175.32	10.72	10.90
10	175.91	175.88	23.88	24.08
11	191.29	191.28	10.16	10.38
12	192.60	192.60	23.99	24.20
13	207.28	207.31	9.80	10.03
14	209.32	209.22	24.04	24.29

表 11.4: TA_x4-FD North の視野方向補正前後比較

CAMID	Azimuth [°]		Elevation [°]	
	補正前	補正後	補正前	補正後
25	21.87	21.85	9.52	9.78
26	37.76	37.72	10.06	10.34
27	53.65	53.55	9.36	9.54
28	69.70	69.55	10.13	10.43

表 11.5: TA_x4-FD South の視野方向補正前後比較

CAMID	Azimuth [°]		Elevation [°]	
	補正前	補正後	補正前	補正後
29	91.77	91.75	9.86	10.13
30	107.54	107.59	9.69	10.13
31	123.57	123.73	9.57	10.20
32	139.78	139.74	9.57	10.08
33	155.75	155.59	9.82	10.25
34	171.75	171.75	9.82	10.19
35	187.45	187.65	9.72	10.18
36	203.52	203.61	9.78	10.27

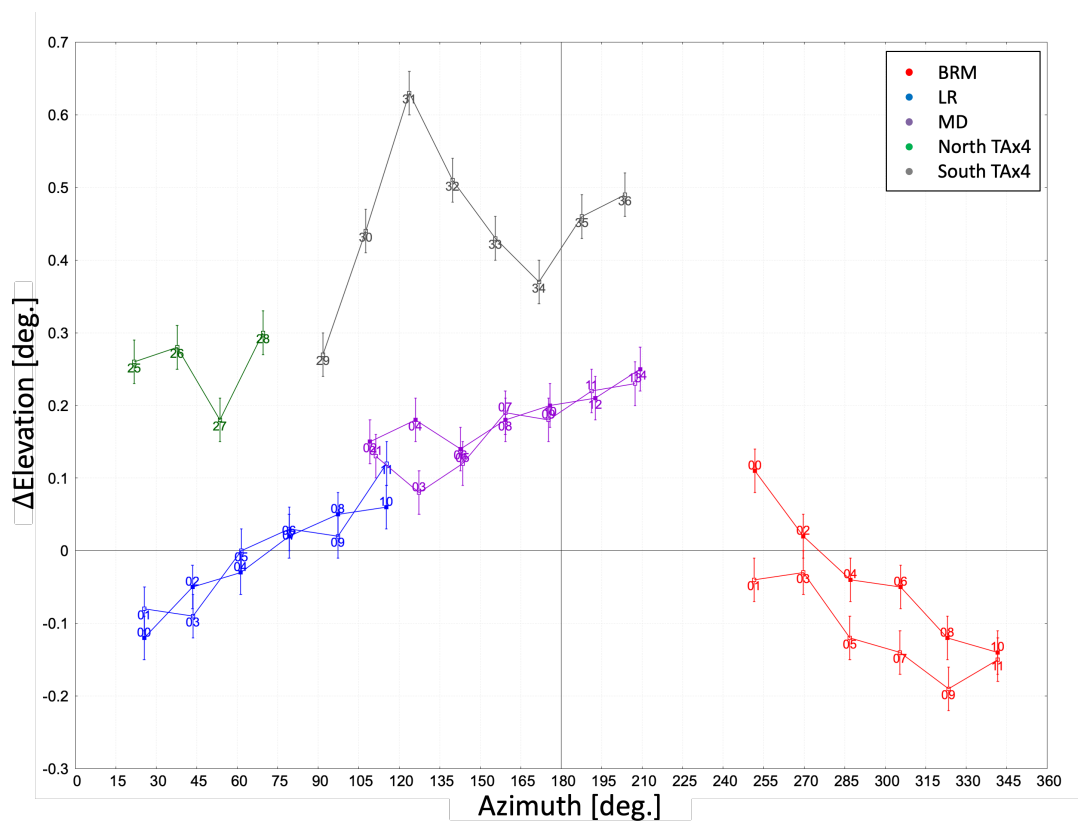
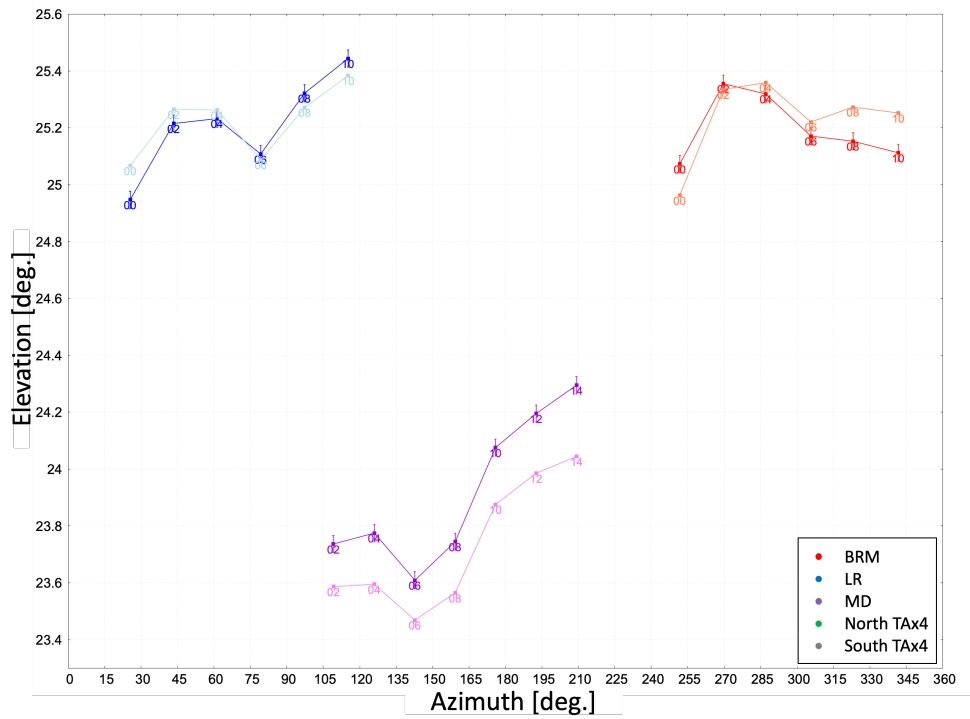
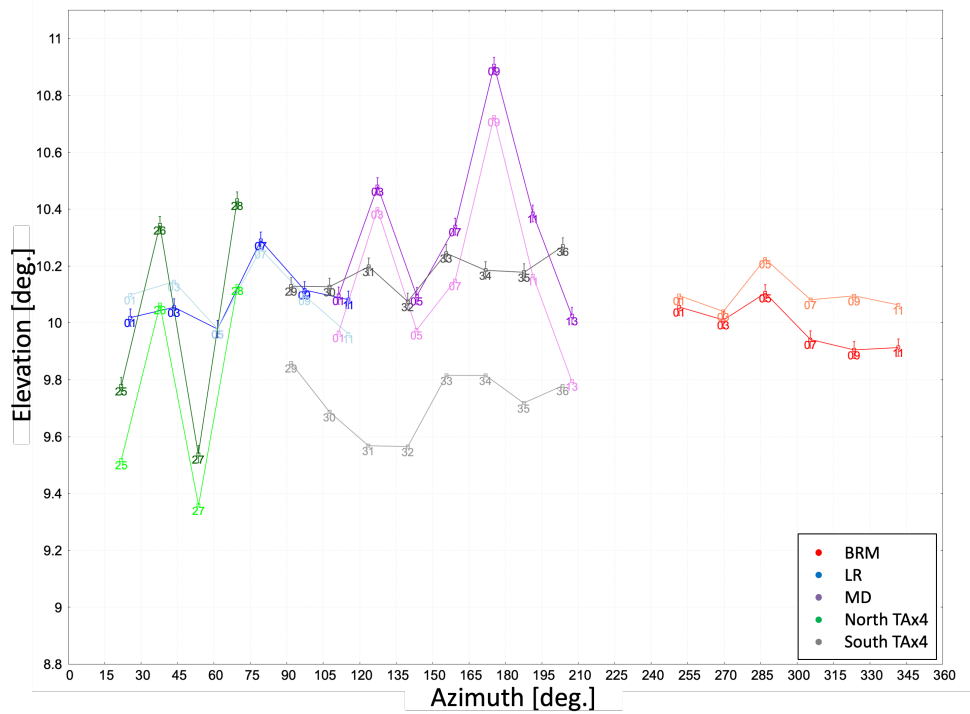


図 11.1: FD の向いている方向 (北が 0°) と FD の視野方向のズレ; エラーバーは ± 0.03°



(a) 高い角度を観測している FD の視野方向



(b) 低い角度を観測している FD の視野方向

図 11.2: FD の設計値と本解析による視野方向; 色の薄い点が設計値, 濃い点が本解析による視野方向, 本解析による視野方向にはエラーバーは $\pm 0.03^\circ$

第 12 章

結論

12.1 まとめ

FD の光学特性の較正装置として、Opt-copter が開発された。2025 年までに TA, TA_{x4} 実験のすべての望遠鏡で計測実験が行われ、FD の視野方向解析が完了した。FD の視野方向解析は測位用 RTK-GPS モジュールの測位精度や計測データの不均一性、コマ収差による影響、データ量による平均値の統計的誤差を受け、 0.03° の誤差を持つ。これは Opt-copter が目標としていた 0.1° の較正精度よりも一桁高い精度を達成することができた。すべてのステーションにおいて設計値から Opt-copter の較正精度 0.03° を超える視野方向のズレが確認された。FD の向いている方向に対する Elevation 方向のズレの依存性を確認したところ、地理的に 35km 以上離れた地点に位置している FD で方位角に依存した同一の傾向を示した。この結果は、FD 視野方向のズレが個々の検出器の設置精度といった局所的な要因だけではなく、観測方位に付随する系統的な要因があることを示唆している。

12.2 展望

Opt-copter を用いた光学特性解析によって集光に関するパラメータである SSP とミラーの曲率半径も解析する必要がある。FD の視野方向解析によって求められた実際の FD 視野方向を宇宙線解析に適用し、どの程度の影響があるかを見積もる必要がある。今後、全ての FD 対して視野方向解析を適用することで、さらに高精度な宇宙線解析が期待される。

参考文献

- [1] Kenneth Greisen. “End to the cosmic-ray spectrum?” *Phys. Rev. Lett.*, Vol. 16, pp. 748–750, Apr 1966.
- [2] G. T. Zatsepin and V. A. Kuz'min. “Upper Limit of the Spectrum of Cosmic Rays.” *Soviet Journal of Experimental and Theoretical Physics Letters*, Vol. 4, p. 78, August 1966.
- [3] Yuichiro Tameda, et al. “Trigger electronics of the new fluorescence detectors of the telescope array experiment.” *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A*, Vol. 609, No. 2, pp. 227–234, 2009.
- [4] 藤末紘三. 博士論文, 東京大学, 2023.
- [5] 楠森優貴. 修士論文, 大阪電気通信大学, 2025.
- [6] H. Tokuno et al., “New air fluorescence detectors employed in the Telescope Array experiment,” *Nucl. Instrum. Methods Phys. Res. A*, vol. 676, pp. 54–65, 2012. doi:10.1016/j.nima.2012.02.044
- [7] T. Tomida et al., “Development of the calibration device using UAV mounted UV-LED light source for the fluorescence detector,” *EPJ Web of Conferences*, vol. 210, p. 05015, EDP Sciences, 2019. doi:10.1051/epjconf/201921005015
- [8] 佐野賢吾. 修士論文, 信州大学, 2021.

謝辞

本研究を遂行するにあたり，日頃から熱心なご指導をしてくださった指導教員の富田孝幸助教に心より感謝申し上げます．毎週の Opt-copter ミーティングおよびユタでの現地作業でご指導，ご協力をしてくださった大阪電気通信大学の多米田裕一郎准教授に深く感謝いたします．解析およびユタでの現地作業でのご指導してくださった東京大学宇宙線研究所の藤田慧太郎研究員に深く感謝いたします．ユタでの実験でご協力してくださった神奈川大学の池田大輔特別助教に深く感謝いたします．同期の小磯光氏，小松晃一氏，中山翼氏は研究生活の支えあえる良き仲間でした．これからもよろしく願います．斎藤温氏，北川大夢氏，徳山康太氏，畑中比呂氏，森大和氏は研究生活を明るく楽しいものにしていただき，ありがとうございました．TA 実験のコラボレーターの皆様にはインナーミーティングでの指導や実験の手伝いをしていただきました．心から感謝いたします．最後に，ここまで支えてくださった家族に深く感謝いたします．