

平成 30 年度 修士論文

ドローン搭載型標準光源の性能評価と  
実用化に向けた研究



信州大学 総合理工学研究科  
工学専攻 電子情報システム工学分野

関 皓月

2019 年 01 月 31 日提出

# 目次

<b>第 1 章</b>	<b>超高エネルギー宇宙線</b>	1
1.1	エネルギースペクトル . . . . .	2
1.2	質量組成 . . . . .	2
1.3	到来方向 . . . . .	3
<b>第 2 章</b>	<b>テレスコープアレイ</b>	8
2.1	地表粒子検出器 (SD) . . . . .	9
2.2	大気蛍光望遠鏡 (FD) . . . . .	10
2.2.1	光学系 . . . . .	12
2.2.2	PMT カメラ . . . . .	13
2.2.3	データ収集システム . . . . .	13
<b>第 3 章</b>	<b>宇宙線望遠鏡の較正</b>	19
3.1	CRAYS . . . . .	19
3.2	YAP . . . . .	21
3.3	Xe-フラッシャー . . . . .	22
3.4	XY-スキャナー . . . . .	23
3.5	可搬 UV レーザーシステム . . . . .	24
3.6	UV-LED パルサーモジュール . . . . .	25
3.7	大気モニター . . . . .	27
3.7.1	CLF (Central Laser Facility) . . . . .	27
3.7.2	ELS (Electron Light Source) . . . . .	29
<b>第 4 章</b>	<b>ドローン搭載型標準光源</b>	32
4.1	ドローン . . . . .	34
4.2	光源 . . . . .	36

4.2.1	デザイン	36
4.2.2	LED	36
4.2.3	光源マウント	37
4.2.4	ディフューザー	38
4.3	光源駆動回路	38
4.3.1	10PPS 生成	40
4.4	温度ロガー	40
4.5	GPS	40
4.5.1	高精度 GPS モジュール	41
4.5.2	RTK 測位	43
4.6	トリガー信号生成モジュール	44
4.6.1	装置構成	44
<b>第 5 章</b>	<b>光源性能試験</b>	<b>47</b>
5.1	ディフューザーの有無による違い	47
5.2	光源一様性	51
5.2.1	方位角方向の一様性	51
5.2.2	仰角方向の一様性	56
5.2.3	機体の反射による影響	59
<b>第 6 章</b>	<b>高精度 GPS モジュールの性能評価試験</b>	<b>69</b>
6.1	地上での測位精度評価試験	70
6.1.1	水平方向の測位試験	70
6.1.2	垂直方向の測位試験	72
6.2	高精度 GPS モジュールとプロペラモーターの電波干渉試験	72
<b>第 7 章</b>	<b>TA 観測サイトでの試験</b>	<b>76</b>
7.1	空中での測位精度評価試験	76
7.1.1	試験概要	76
7.1.2	測位精度の評価方法と結果	77
7.2	スポットサイズ	82
7.3	データ取得率を向上させる	83
7.3.1	FD データの取得率を向上させる	84
7.3.2	GPS データの取得率を向上させる	86

結論

90

謝辭

91

## 第1章

# 超高エネルギー宇宙線

宇宙空間を飛び回る高エネルギーの放射線を宇宙線と呼ぶ。1912年にオーストリア人の物理学者 V.F.Hess らによってその存在が確かめられ、現在も宇宙線の観測、研究は続けられている。これまでに観測された宇宙線のエネルギーは  $10^8$  から  $10^{20}$ eV と広範囲にわたっており、その到来頻度はエネルギーの3乗に比例して小さくなる。地球上で観測される宇宙線は、太陽活動によって放出される太陽宇宙線、銀河系内の天体由来の銀河宇宙線、銀河系外由来の超高エネルギー宇宙線の3つに分けられる。宇宙線の成分は約90%が陽子で約9%が $\alpha$ 粒子、残りはそれより重い原子核である。

宇宙線の大規模な統計は地表検出器 (Surface Detector : SD) によって得られ、宇宙線のエネルギーは大気蛍光望遠鏡 (Fluorescence Detector : FD) を用いて測定される。このように、SD と FD を組み合わせた観測手法はハイブリッド観測と呼ばれる。この手法で両検出器の同時観測が行われ、高精度で大規模な宇宙線統計が行われている。

幅広いエネルギー範囲で観測されている宇宙線の中でも特にエネルギーの高い、 $10^{18}$ eV を超えるエネルギーを持つ宇宙線を超高エネルギー宇宙線と呼ぶ。これまでに  $10^{20}$ eV を超える宇宙線の観測もされており、これは地球上で実現可能なエネルギーより7桁も高い。超高エネルギー宇宙線の起源は活動銀河核やガンマ線バーストなどの超激的な天体現象が考えられているが、未だ起源天体や加速機構は解明されていない。

超高エネルギー宇宙線の起源を解明するため、これまでに AGASA (Akeno Giant Air Shower Array, 1991-2004) や High-resolution Fly's Eye (HiRes, 1997-2006) が、近年では日米韓露による国際共同実験テレスコープアレイ (Telescope Array : TA) や欧米中心の Auger 実験 (Auger, 2004-) によって超高エネルギー宇宙線の

観測が行われている。

## 1.1 エネルギースペクトル

宇宙線は様々な手法，機器によって観測される。10<sup>15</sup>eV 未満のエネルギーを持つ宇宙線は高高度飛行バルーン実験や衛星を用いて直接観測される。このエネルギー領域では陽子成分が支配的である。また，10<sup>15</sup>eV 以上のエネルギーを持つ宇宙線は，地上に設置された検出器によって空気シャワーが観測され，それをもとにスペクトルが決まる。

一次宇宙線のエネルギースペクトルを図 1.1 に示す。エネルギーの範囲は 10<sup>8</sup>eV から 10<sup>20</sup>eV であり，スペクトルはべき乗則分布で記述できる。10<sup>8</sup> 未満のエネルギー範囲には，太陽風や太陽フレアなど太陽から派生した低エネルギーの宇宙線が存在し，太陽活動の影響を受けない 10<sup>10</sup>eV 以上のエネルギー領域の宇宙線の到来頻度は  $F(E) = K \times E^{-\gamma}$  で近似される。

一次宇宙線の中で高エネルギー領域を拡大した図を図 1.1 に示す。γ は 10<sup>15.5</sup>eV 付近までは ~2.7，そこから 10<sup>19</sup> 付近までは ~3.0，10<sup>18.5</sup>eV 付近から ~2.7 となる。これら 2 箇所の γ の変化はエネルギースペクトルの特徴的な折れ曲がりであり，10<sup>15.5</sup>eV 付近を「knee」領域，10<sup>18.5</sup>eV 付近を「ankle」領域と呼ぶ。それぞれの変化は加速機構や宇宙空間における伝播の変化が関係しているのではないかと考えられている。

宇宙線はエネルギーによって到来頻度が大きく変化し，10<sup>11</sup>eV では 1 粒子/m<sup>2</sup>/秒，10<sup>15</sup>eV では 1 粒子/m<sup>2</sup>/年，10<sup>19</sup>eV では 1 粒子/100km<sup>2</sup>/年，となる。超高エネルギー領域の到来頻度は極めて低いため観測量が不足しており，未だエネルギースペクトルは定まっていない。

## 1.2 質量組成

超高エネルギー宇宙線の質量組成は空気シャワーの最大発達点 ( $X_{\max}$ ) の測定によって推定できる。 $X_{\max}$  は一次粒子の相互作用断面積と強く相関し，重い核が陽子と同じエネルギーを有する場合，核内の格子あたりのエネルギーは陽子エネルギーよりも小さい。その後，重い核はより早く発達し，陽子よりも小さな  $X_{\max}$  を生み出す。

図 1.3 は TA によるエネルギー範囲 10<sup>18.4</sup>eV~10<sup>21.0</sup>eV の再構成  $X_{\max}$  分布である。陽子と鉄のモンテカルロ法 (MC) 予測とデータを比較すると，データは陽

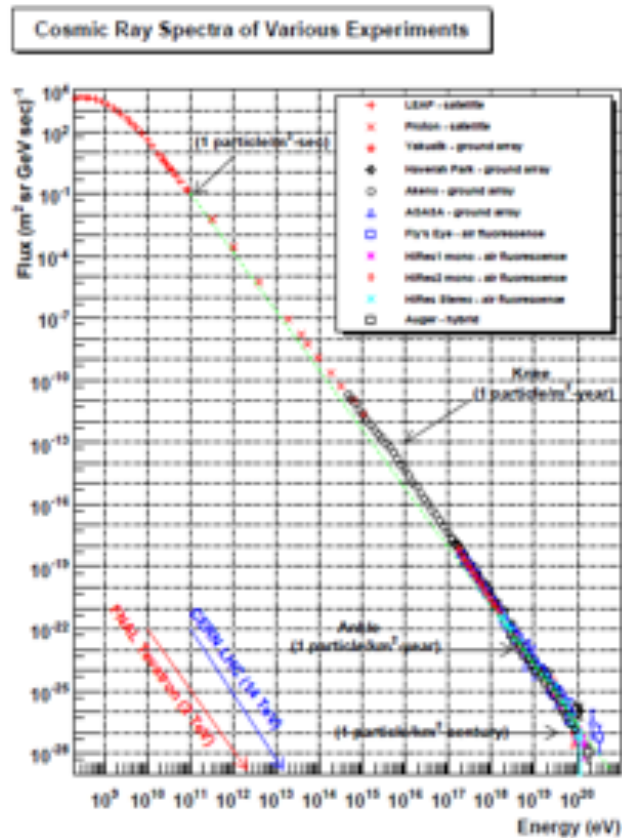


図 1.1 一次宇宙線のエネルギースペクトル。

子の MC 予測に近いことが分かる。

図 1.4 に BRFD と LRFD のハイブリッド解析による再構成  $X_{\max}$  分布を示す。これらの結果は、軽い組成が  $10^{18.2}\text{eV} \sim 10^{19.8}\text{eV}$  に支配的であることを示唆している。しかし、南半球で超高エネルギー宇宙線を観測している Auger では、重い原子核が到来している可能性も報告されており、これについては現在も議論が進められている。

### 1.3 到来方向

宇宙空間における電磁場は、宇宙線の化学組成において大部分を占める荷電粒子を変更させる。よって銀河宇宙線の到来方向は等方的であり起源天体や加速機構の同定は困難である。しかし、その中でも超高エネルギー宇宙線は銀河系内磁場の影響による偏向が小さいとされており、到来方向と起源天体との相関が見られるであろうと期待されている。

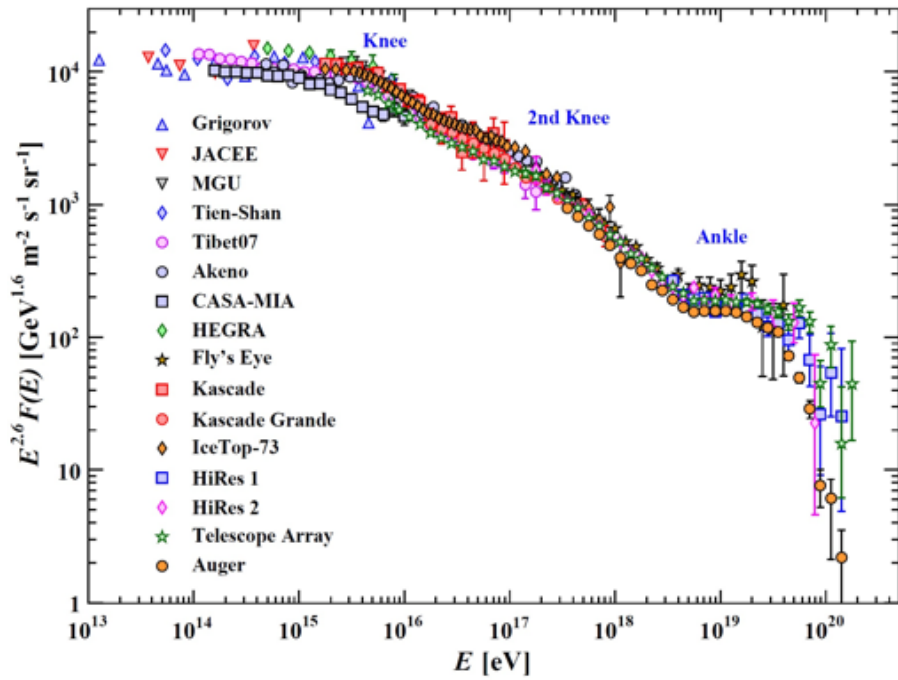


図 1.2 高エネルギー領域のエネルギースペクトル.

TA では、観測した 5 年間分のデータを用いて、 $57\text{EeV}$  を超えるエネルギーに半径  $20^\circ$  の広がりを与えて解析したところ、ホットスポットと呼ばれるイベント群を発見した。図 1.5 に TA が観測した 7 年間分の超高エネルギー宇宙線 ( $E \geq 57\text{EeV}$ ) の到来方向分布を示す。

等方的な宇宙線到来分布でそのようなイベント群が偶然に現れる統計的有意性は  $3.4\sigma$  であり、7 年間分の観測データを用いて再解析を行ってもなお存在している。



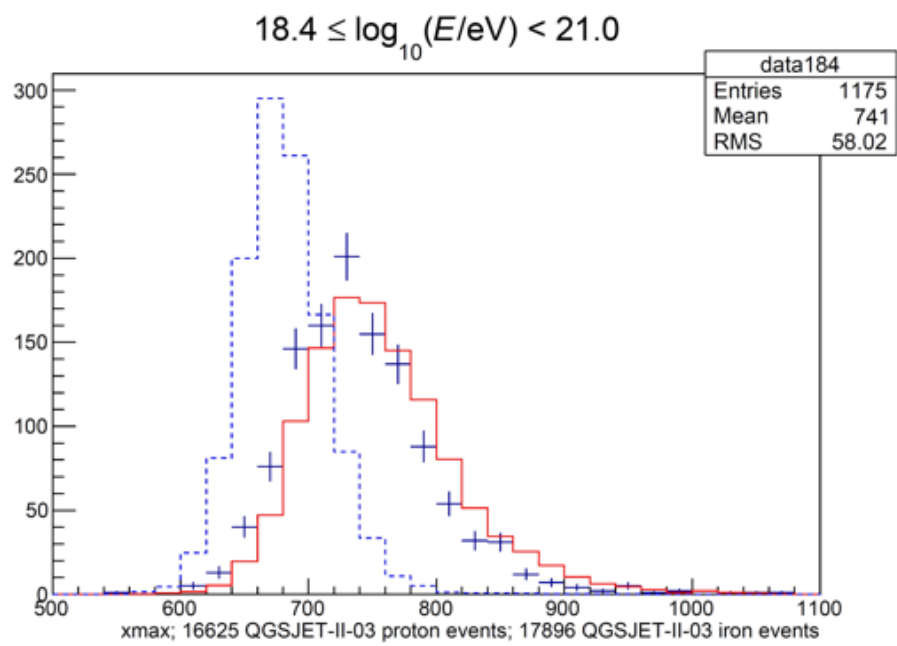


図 1.3 TA 大気蛍光望遠鏡のステレオ解析によるエネルギー範囲  $10^{18.4}\text{eV} \sim 10^{21.0}\text{eV}$  の再構成  $X_{\text{max}}$  分布. 青色の点は 7 年間分のデータ, 赤色の実線は QGSJET-II-03 モデルを用いた陽子の MC 予測, 青色の破線は QGSJET-II-03 モデルを用いた鉄の MC 予測を表している.

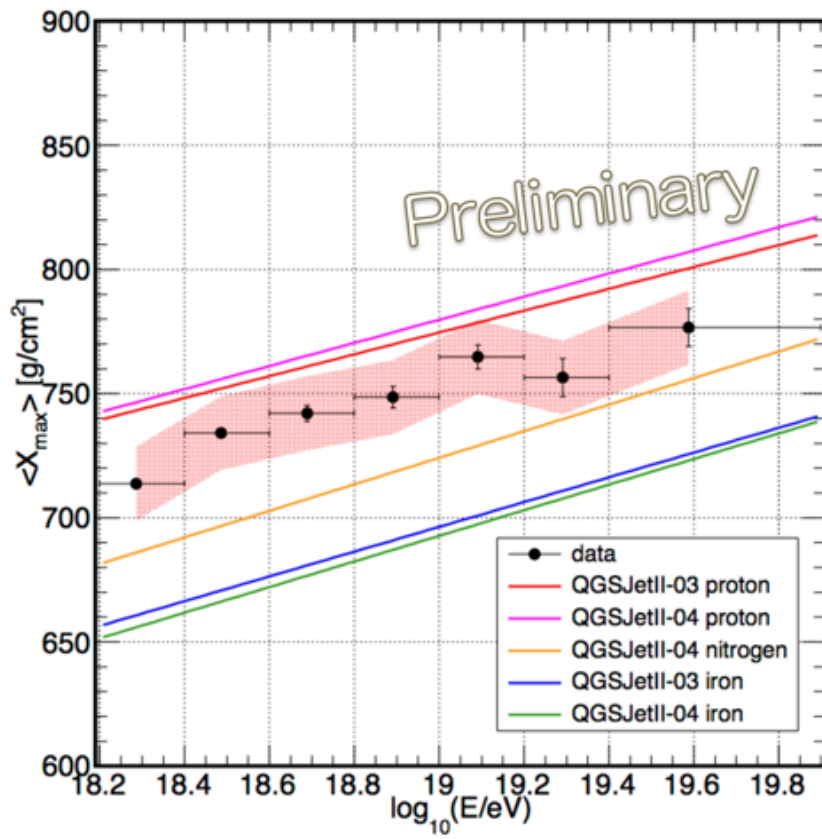


図1.4 BRFD と LRFD のハイブリッド解析による再構成一次エネルギーを用いた平均再構成  $X_{\max}$  分布.

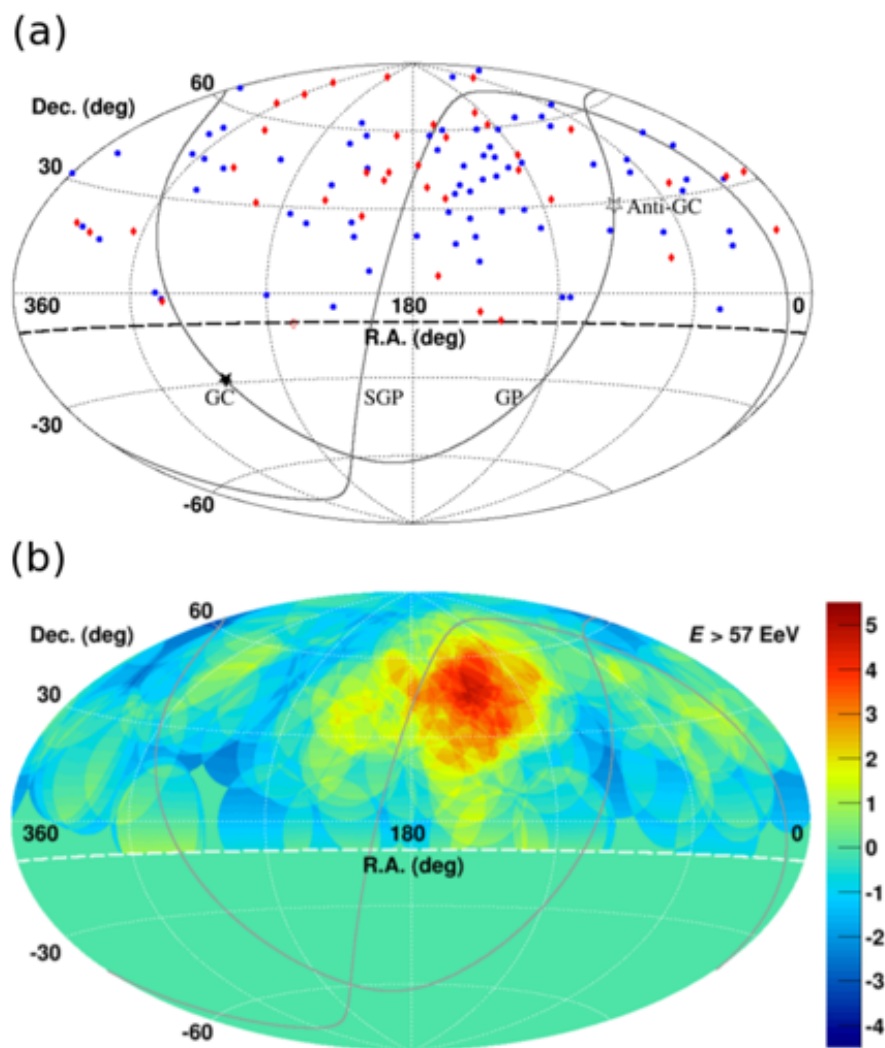


図 1.5 TA が観測した 7 年間分の超高エネルギー宇宙線 ( $E > 57 \text{ EeV}$ ) の到来方向分布。(a) 青色の点がはじめの 5 年間分に観測した超高エネルギー宇宙線の到来方向, 赤色の点が以後 2 年間で観測した超高エネルギー宇宙線の到来方向を赤道座標系で表したもの。(b) 到来方向から  $20^\circ$  の円でオーバーサンプリングした異方性の有意度マップ。

## 第2章

# テレスコープアレイ

超高エネルギー宇宙線の到来頻度は極めて低く，AGASA の観測によれば1 粒子/ $100\text{km}^2$ /年程度である．AGASA は $100\text{km}^2$  の地表に111 台のシンチレーション検出器を設置し，地上に降り注ぐ空気シャワーを観測した．結果として，検出感度を当時の世界基準から一気に5 倍以上広げること成功し，大きな成果を得た．しかし，建設以来十数年を経て，感度，装置性能ともに限界に達し，2004 年に観測を終了した．

そこで国際共同実験テレスコープアレイ (TA) が立案された．TA は宇宙線エネルギースペクトル，質量組成および到来方向を観測することによって，超高エネルギー宇宙線の起源を明らかにすることを目的としている．TA はAGASA の約4 倍の感度を持つ大気蛍光望遠鏡 (FD) と，約9 倍の感度を持つ地表検出器 (SD) を設置し，地球に到達する超高エネルギー宇宙線によって引き起こされた空気シャワーの観測を行っている．

TA 観測サイトは米国ユタ州ミラード郡に存在し，海拔1370m の場所に約 $700\text{km}^2$  にわたり507 台のSD と3箇所のFD ステーションで構成されている．

図2.1 にTA 観測サイトのレイアウトを示す．SD は1.2km 間隔に正方形のグリッド上に配置され，TA 観測サイト全域をカバーしている．それらを囲むようにFD ステーションはそれぞれ約35km 離れた位置に配置され，SD アレイの上空を見ている．3箇所のFD ステーションにはそれぞれ12 台または14 台のFD が設置され，TA 観測サイト内で計38 台存在する．地表近くで発生する霧などの影響をさけるために，FD ステーションは周囲から100~200m 高いところに設置されている．3つのFD ステーションは上から時計回りにMiddle Drum ステーション (MD)，Black Rock Mesa ステーション (BRM)，Long Ridge ステーション (LR) と呼ばれている．

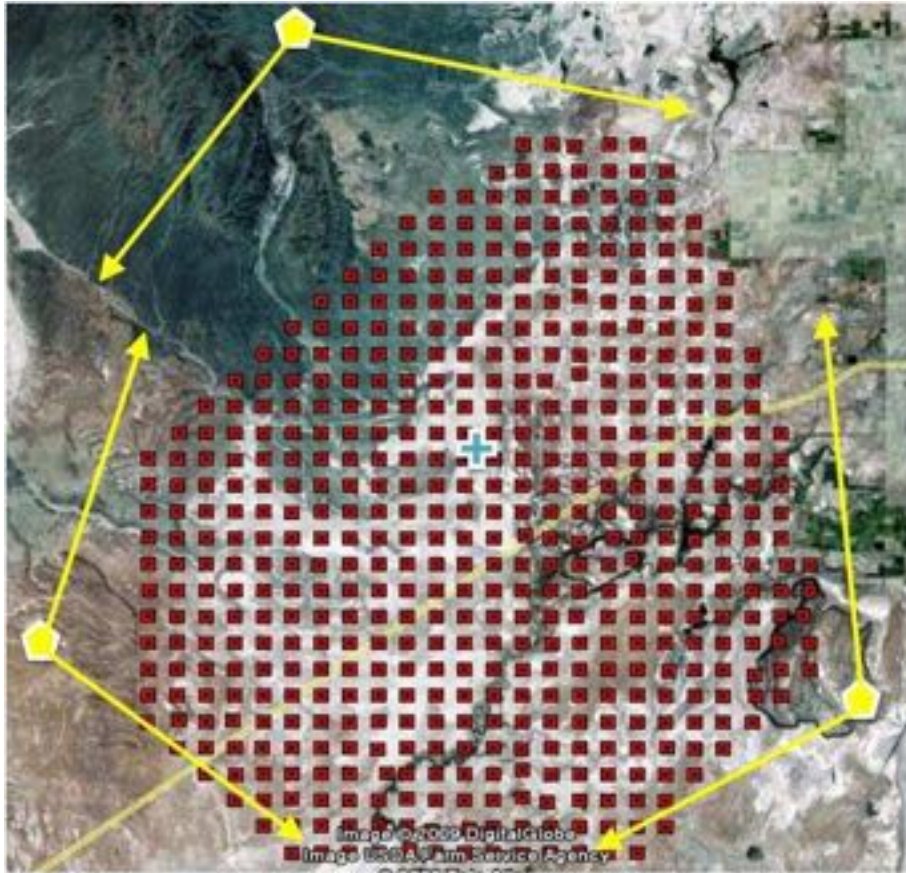


図 2.1 TA 観測サイトのレイアウト．黄色の五角形が FD ステーション，黄色の矢印は FD 視野を表し，赤色の四角形が地表検出器を表す．図の中心にある青色の十字は中央レーザー装置（Central Laser Facility）．

TA は 2008 年 3 月以降，SD と FD による定常観測が続けられている．また，LR は 2009 年 4 月以降，BRM は 2014 年から無人で運用され，デルタの滞在拠点や日本からリモート制御によって現在も観測が行われている．

## 2.1 地表粒子検出器（SD）

SD は面積  $3m^2$  のプラスチックシンチレーション検出器である．SD の概観を図 2.2 に示す．SD は  $1m \times 1.5m \times 1.2cm$  のプラスチックシンチレーターを 2 層にして使用する．2 層にすることでノイズイベントを減らすことができる．シンチレーターには  $2cm$  毎に波長シフトファイバーが張られ，PMT へと接続される．空気シャワー粒子がシンチレーターに到達すると，シンチレーターで生成された光子は波長シフトファイバーを介して収集され，PMT によって読み出される．



図 2.2 TA 観測サイトに設置されている Surface Detector(SD). SD の概観 (左図) と各部の説明 (右図).

電力源として 120W のソーラーパネルとバッテリーを使用しており、外部からの電源供給なしに 24 時間 365 日連続に自立可動している. 図 2.3 のように, ソーラーパネルの裏側にはステンレスボックスが置かれており, その中に SD を制御するエレクトロニクス (図 2.4) が入っている. TA 観測サイトには SD が 1.2km 間隔で合計 576 台が設置され, 有効検出面積は AGASA の約 9 倍となる. 各 SD は, FD ステーション内のデータ収集システムと通信塔を介してワイヤレス LAN (2.5GHz) により通信を行う. エレクトロニクスは 12bit, 50MHz サンプリングの FADC を使用し, 時間情報は GPS により取得する.

## 2.2 大気蛍光望遠鏡 (FD)

FD は空気シャワーによる大気蛍光を球面鏡で集光し, それを PMT カメラで撮像して観測する装置である.

FD の概観を図 2.5 に示す. TA 観測サイトの上空は 3 箇所の FD ステーションによってカバーされている. BRM と LR にはそれぞれ 12 台の FD が設置されており, 1 台の FD 視野 (Field Of View : FOV) は方位角約  $18^\circ$ , 仰角  $15.5^\circ$  である. この望遠鏡を 2 段に重ねることによって, 仰角は上段の望遠鏡が  $3^\circ \sim 18.5^\circ$ , 下段の望遠鏡が  $18.5^\circ \sim 33^\circ$  となり, 全体として仰角  $3^\circ \sim 33^\circ$  をカバーする. また, それら 12 台が扇形に設置されており, 方位角は全体で  $108^\circ$  をカバーしている. 対して MD には, HiRes が以前使用していた FD14 台が移設されており, ステーションの FOV は仰角  $3^\circ \sim 31^\circ$ , 方位角  $112^\circ$  となる. 観測時間外は FD ステーション



図 2.3 SD を背面から見た図. ソーラーパネルの後ろ側にエレクトロニクスとバッテリーが入った箱が取り付けられている.

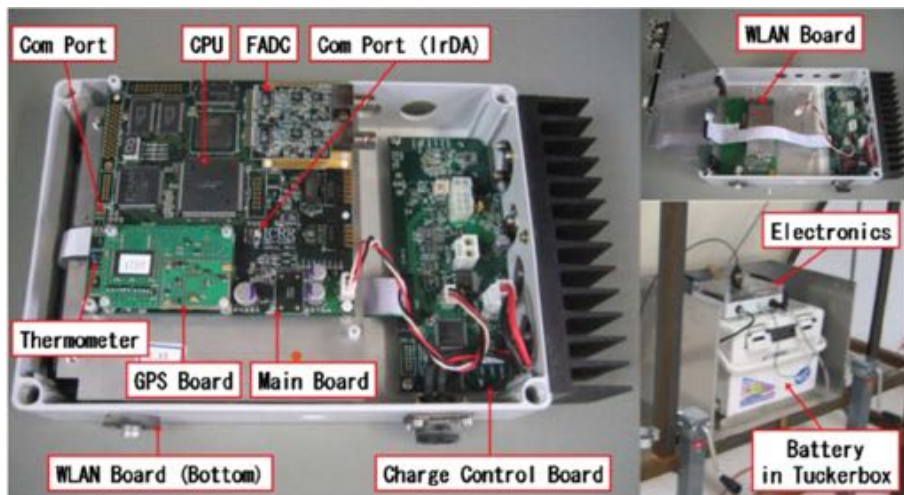


図 2.4 SD データ収集エレクトロニクス.

ンのシャッターが閉められ、望遠鏡は保護される。また、ステーション内にはデータ収集エレクトロニクスと観測制御装置が格納されているエレキ室と、実際にシフトを行うオペレーション室がある。



図 2.5 BRM ステーションの概観 (左上), BRM 内の FD (右上), MD の概観と望遠鏡 (下).

### 2.2.1 光学系

FD とミラーの構造と寸法を図 2.6 に示す。BRM と LR に設置された望遠鏡は 18 枚のセグメントミラーで構成された口径 3.3m の複合球面鏡を持つ。ミラーは Tenpax glass で作られ、ミラー表面は 200nm の  $\text{Al}_2\text{O}_3$  でコーティングされており、10.5mm のガラスがそれを覆っている。ミラーの反射率は 300nm~400nm の波長については 90% 以上である。ミラーの厚さは 11mm, 対辺間隔 660mm の六角形で面積は  $6.8\text{m}^2$  である。また、曲率半径は  $6067\pm 40\text{mm}$  で、焦点距離は 2960mm である。複合球面鏡中心にはミラーは設置されておらず、カメラが持つ光電子増倍管 (Photo Multiplier Tube : PMT) の相対ゲインを校正するための装置 (Xe フラッシャー) が取り付けられている。観測中はミラーは外気にさらされているため、ミラー表面に付着した汚れは徐々に増し、1 年間で反射率が約 10% 低下する。反射率を回復するために 1 年に 1 度、ミラー表面を純水で洗浄する。焦点面である PMT カメラで結ぶスポットサイズはほとんどの視野で半値幅 30mm 以



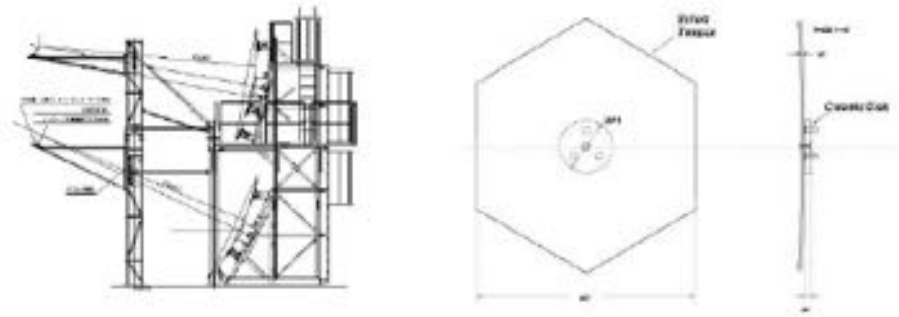


図 2.6 FD のデザイン (左) とセグメントミラーのデザイン (右).

下になるように調整されている。これは PMT の大きさ (六角形の幅 61mm) と比較して十分に小さい。

### 2.2.2 PMT カメラ

PMT カメラは  $16 \times 16$  のハニカムアレイ状に配置された 256 本の PMT から構成され、反射鏡の焦点面に設置されている。PMT カメラ筐体は密閉されており、PMT やカメラ内のエレクトロニクスを砂や埃から保護している。PMT は浜松ホトニクス製 R9508 を用い、PMT1 本の視野は約  $1^\circ$  で、これは撮像の分解能に相当する。観測対象である大気蛍光の波長域は主に  $300\text{nm} \sim$  から  $400\text{nm}$  であるため、その他の波長域の背景光をカットするために各 PMT の光電面上には SCHOTT 製 UV フィルター「BG3」が取り付けられている。更に、PMT カメラの表面には  $300\text{nm}$  以降の波長域に対して透過率 90% 以上のクラレ製パラガラス「UV00」を用いている。PMT カメラと BG3 が取り付けられた PMT を図 2.7 に示す。また、カメラ内の PMT 配置を図 2.8 に示す。

### 2.2.3 データ収集システム

データ収集システムの概略図を図 2.9 に示す。PMT への印加電圧はそれぞれ独立で、各 PMT でゲインが  $8 \times 10^4$  になるように LAN によって制御されている。PMT からの信号はプリアンプで増幅され、カメラ内部に設けられたパッチパネルを経由して Signal Digitizer and Finder (SDF) に送られる。プリアンプでのゲインは 5 倍で、PMT を含めたトータルでのゲインは  $4 \times 10^6$  となるように設計されている。

トリガーシステムには SDF, Track Finder (TF), Central Trigger Distributor



図 2.7 ハニカムアレイ状に配置された 256 本の PMT から構成されるカメラ (左) と, BG3 を取り付け PMT(浜松ホトニクス製 R9508) (右).

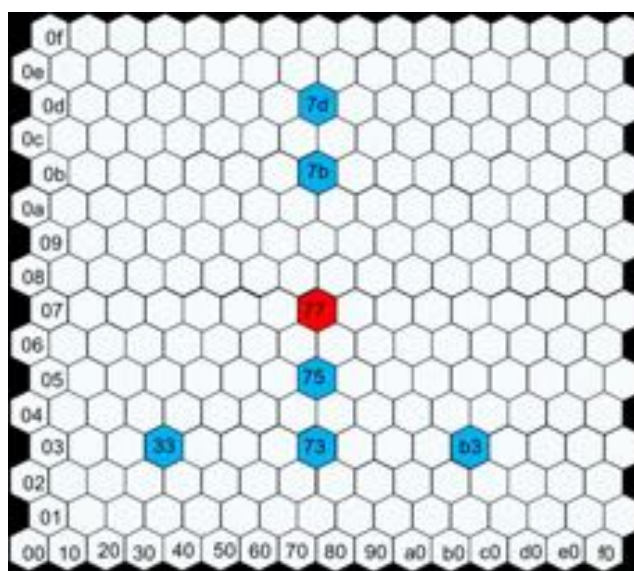


図 2.8 カメラ内の PMT 配置. 左下を 00 とし, 16 進数で数える.

(CTD) と呼ばれる 3 種類のモジュールが使用される. それぞれは 3 つのトリガーレベルで表現される. SDF はファーストレベルトリガーで, PMT の波形が大気蛍光によるものかを判定する. TF はセカンドレベルトリガーで, 空気シャワーのトラックを認識する. CTD はファイナルレベルトリガーで, 最終的に記録すべきデータかどうかを判断する.

空気シャワー現象は  $\sim \mu\text{s}$  にわたって観測される. よって, トリガー判断は  $12.8 \mu\text{s}$  毎に  $25.6 \mu\text{s}$  の時間幅に対して行う. トリガーされた  $25.6 \mu\text{s}$  分と前後  $12.8 \mu\text{s}$  の合わせて  $51.2 \mu\text{s}$  分をデータとして記録する.

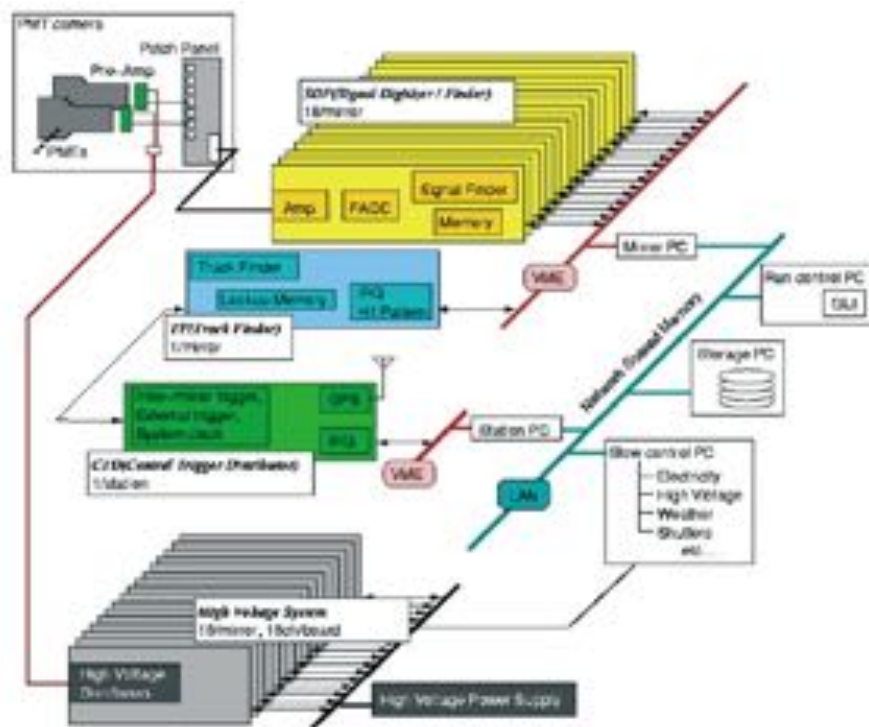


図 2.9 FD エレクトロニクスの概略図

### Signal Digitizer and Finder (SDF)

SDF モジュールの概観を図 2.10 に示す。SDF はメインアンプと FADC からなる信号記録系、データ収集制御のためのトリガー生成の最初の段階である信号認識のための論理回路系が実装された VME9U1 幅のモジュールである。1 モジュールで 16 入力を持ち、1 カメラあたり 16 枚の SDF を有する。メインアンプの出力信号は逐次 12bit、40MHz サンプリグの FlashADC によってデジタル化された後、メインバッファメモリーに記録される。イベントトリガーが発生するデータはバッファメモリーからオンライン計算機へと 100ns 毎に積分され 1 フレーム (12.8 $\mu$ s) 毎に転送され保存される。フレーム毎に S/N が計算され、大気蛍光による信号かを判断し (ファーストレベルトリガー)、その結果が TF へ転送される。

### Track Finder (TF)

TF モジュールの概観を図 2.11 に示す。1 モジュールで 1 基の望遠鏡 (=1 カメラ=256ch PMT) を担当する VME9U1 幅のモジュールである。カメラ毎に全 PMT のファーストレベルトリガーの判定結果がヒットパターン



図 2.10 Signal Digitizer and Finder (SDF)

として TF に集められ、空気シャワーのトラックかどうかを判断する。空気シャワーによるトラックかどうかの判断を、以下の 3 種類のトリガーコード（セカンドレベルトリガー）として分類する。これらのトリガーコードはファイナルトリガーへ受け渡される。

1. 連続した 5 本の PMT でシグナルがある。
2. カメラの端で連続した 3 本の PMT でシグナルがある。
3. しきい値を超えた信号を記録した PMT が 1 本以上ある。

判定結果は逐次、CTD に転送される。

#### Central Trigger Distributor (CTD)

CTD モジュールの概観を図 2.12 に示す。1 モジュールで 1 ステーション (=12 カメラ) を担当する VME9U1 幅のモジュールである。ステーション内の全ての TF からのセカンドレベルトリガーの結果をトリガーコードとして習得し、最終的にデータを取得するかを判断する。データ収集開始のためのトリガー信号（ファイナルトリガー）をステーション内の全信号記録系に

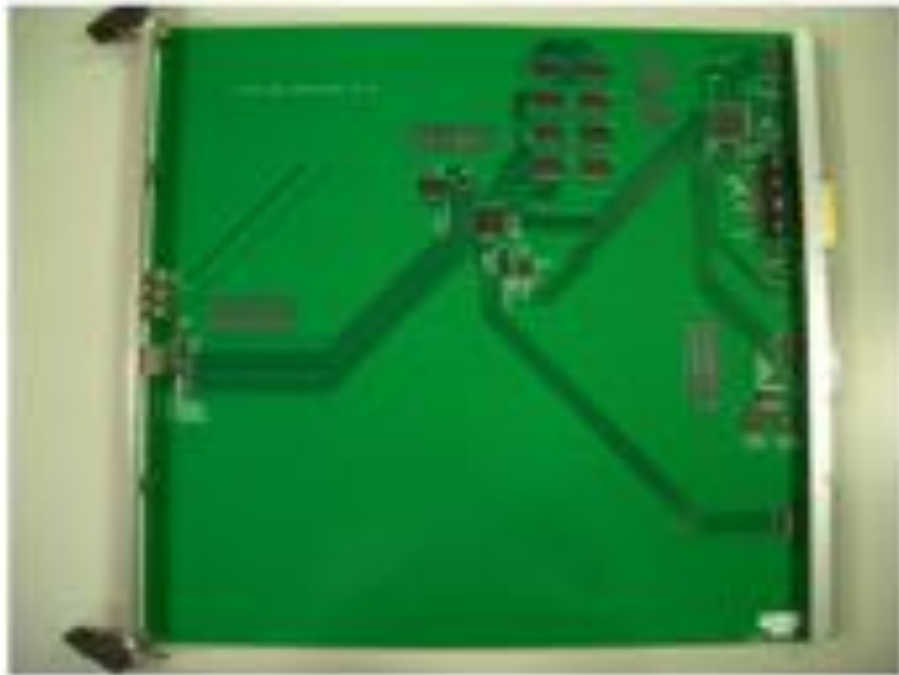


図 2.11 Track Finder (TF)

むけて送出する。CTD はカメラ間にまたがったトラックの判定をするための論理回路を持ち、またトリガー生成だけでなく全エレクトロニクスを同期させるための共通クロックの供給、初期化信号の送出などの働きも担う。また、GPS モジュールを持っておりイベント発生時の絶対時刻とデータ収集により生じるデッドタイムも CTD が記録する。



図 2.12 Central Trigger Distributor (CTD)

## 第3章

# 宇宙線望遠鏡の較正

大気蛍光法による空気シャワー観測から一次宇宙線のエネルギーを高精度で推定するためには、FDの感度較正や大気状態のモニターが重要である。SDFによって記録された信号からPMTに入射した光子数、さらに大気蛍光発光効率を考慮し大気中の各深さでの空気シャワーの粒子数分布を算出しなければならない。このためにはエレクトロニクスの応答や各部の増幅率、量子効率、望遠鏡光学系の透過率、反射率などをあらかじめ高精度に求められていなければならない。また、空気シャワーの発光量とそれらの光の大気中の物質による吸収・散乱を推定するために、様々な手法で地表から10km以上の上空までの大気状態を測定しておく必要がある。そこで、TA実験では様々な装置を用いて望遠鏡光学系の較正や大気モニター、大気蛍光発光効率の較正を行っている。以下にそれらの装置の概要をまとめる。

### 3.1 CRAYS

CRAYS (Calibration using RAYleigh Scattering) はレイリー散乱光を利用した絶対一様光源であり、基準PMTの較正を行う。

CRAYSは窒素ガスを充填したチェンバーと $N_2$ パルスレーザーからなる。レーザーの発光波長は337.1nmで光量は300nJ/pulse、パルス幅は4 $\mu$ secである。レーザーエネルギーは放射パルス毎にエネルギーメーターでモニターされており、我々が使用しているレーザーではパルス毎の発光量のばらつきは $\pm 5\%$ であることが分かっている。PMTの視野中心がレーザーの光路と垂直になるようにPMTがセットされ、レーザー光のレイリー散乱のみを検出する。レイリー散乱断面積は既に測定されており、理論計算値ともよく一致しているためレーザーの出力を測定す

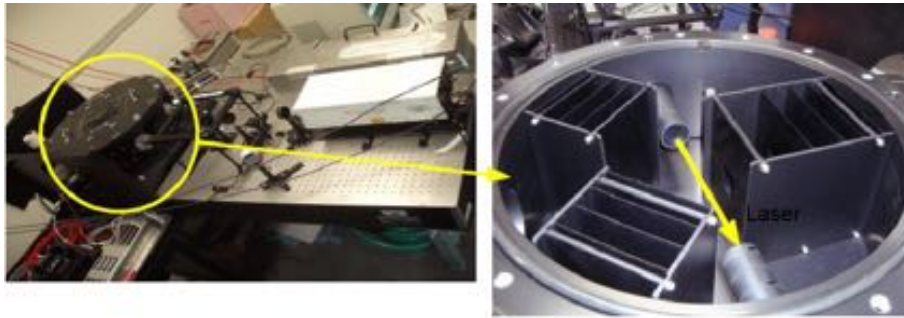


図 3.1 CRAYS の概観図。左図の右側からレーザーが照射され、レーザーの出力を較正するための光学系を通過し、黄色の円で囲まれた領域にレーザーが入射する。右図には左図の円で囲まれた領域の内部を示す。右図の黄色の矢印はレーザーの光路を表し、PMT は右側の絞りの奥に設置されている。絞りは構造物による多重散乱などを遮蔽し、レーザー軸に対して  $90^\circ$  方向の散乱光のみが PMT に入射するように設計されている。

ることで散乱光量を正確に求めることができる。この方法で 1 基の FD あたり 3 本取り付けられている基準 PMT の量子効率 (Quantum Efficiency: QE)  $\times$  収集効率 (Collection Efficiency: CE) の測定を行っている。レーザー光量以外にも実験装置の位置関係やガスの温度、圧力などが正確に測定されており、結果として本測定の系統誤差は  $\pm 8\%$  と見積もられている。CRAYS の概観を図 3.1 に示す。CRAYS の構成と仕様を表 3.1 に示す。

表 3.1 CRAYS の構成と仕様

Configuration	
$N_2$ pulse laser (Thermo Laser Science, VSL-3337ND-S)	
Energy meter (Laser Probe Inc.R.jp-435)	
Chamber filled with nitrogen gas	
Specification	
Wavelength(peak)	337.1 nm
Pulse width	$4 \mu s$
Intensity	300 nJ/pulse
Systematic error	$\pm 8\%$



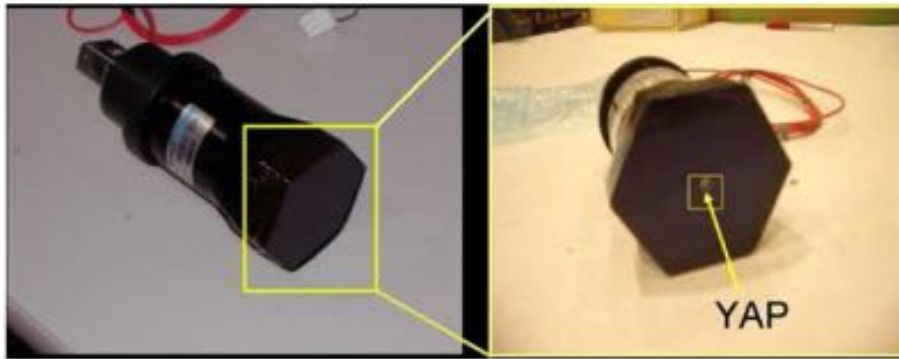


図 3.2 YAP の概観図. PMT の前面中央に設置し, 絶対光量光源として使用する.

## 3.2 YAP

YAP (Yttrium Aluminum Perovskite) は基準 PMT の光電面中心に貼付されている絶対光量光源であり, 観測中の絶対ゲインをモニターするために用いられる. TA 実験で使用されている YAP は  $\text{YAIO}_3 : C_e$  シンチレーターを窓とする直径 4mm, 高さ 1mm の円筒容器内に,  $^{241}\text{Am}$   $\alpha$  線源を入射粒子として封入したものである. ピーク波長は 370nm, パルス幅は約 20ns, PMT 光電面で発生する光電子数は約 450 個で, パルス毎のばらつきは  $\pm 5\%$  である. CRAYS を使った PMT のゲイン測定の際に, 同時にその PMT に貼付されている YAP の光量の絶対値も CRAYS の光量との比較によって測定されている. 実際に PMT 前面中央に YAP を設置したものを図 3.2 に示す. また, YAP の構成と仕様を表 3.2 に示す.

表 3.2 YAP の構成と仕様

Configuration	
$^{241}\text{Am}$ $\alpha$ ray source	
$\text{YAIO}_3 : C_e$ Scintillator	
Specification	
Wavelength(peak)	370 nm
Pulse width	20 $\mu\text{s}$
Intensity	450 number of photoelectron/pulse
Systematic error	$\pm 5\%$ /pulse

### 3.3 Xe-フラッシャー

Xe-フラッシャーはFDの複合球面鏡中心に取り付けられた一様光源であり、主鏡から約3m離れた位置からPMTカメラ面に一様な光を照射してPMTのゲイン調整およびモニターを行う。PMT増幅率と印加HV (High Voltage Supply) との関係が明らかになっている基準PMTを基準とし、残りの全てのPMTのゲインは $8 \times 10^4$ に揃えられている。具体的には基準PMTのゲインが $8 \times 10^4$ になるようにHVを印加したのち、PMTカメラ面上どの点でも同じ光子フラックスになるように調整された一様パルス光源でPMTカメラ全体を照らし、同一のパルス光に対してすべてのPMTが同じレスポンスをするように基準PMT以外のPMTの印加電圧を調整する。

Xe-フラッシャーは外部トリガーで制御されており、パルス幅 $2 \mu\text{s}$ 、光量 $2 \times 10^4 \text{ pe/pulse}$ のパルス光を25Hzで発射する。PMTカメラ面における光量一様性からのばらつきは2%である。

相対ゲインの調整 (=印加電圧の変更) は年3回程度の頻度で行われている。通常はこの光源を用いて全PMTのゲインがモニターされている (頻度は観測中1時間に1回)。Xe-フラッシャーの照射イメージを図3.3に示す。また、Xe-フラッシャーの構成と仕様を表3.3に示す。

表3.3 Xe-フラッシャーの構成と仕様

Configuration	
Xe lamp (Hamamatsu Photonics K.K. L4646)	
Socket	
Electronic circuit	
Teflon Diffuser plate	
Specification	
Wavelength(short)	185 nm
Wavelength(long)	2000 nm
Pulse width	$2 \mu\text{s}$
Intensity	$2 \times 10^4 \text{ pe/pulse}$
Frequency	25 Hz
Systematic error	2%/pulse



図 3.3 Xe-フラッシャーの照射イメージ。

### 3.4 XY-スキャナー

XY-スキャナーは、UV-LED 光源を用いて PMT カメラ面を 4mm 間隔で走査することで、PMT カメラの出力 2 次元不均一性を測定し較正する。この測定により  $QE \times CE \times PMT Gain$  の場所依存性が決定する。複合球面鏡のスポットサイズは 30mm 以下になるように調整されており、これはひとつの PMT 感面の大きさ 61mm より小さい。したがって、一様光源を照射して PMT 単位でゲイン調整するだけでなく、PMT 感面上の応答特性すなわち 2 次元不均一性をより高い位置分解能であらかじめ知っておく必要がある。そこでカメラに装着する UV-LED 光源を搭載した大型 XY-スキャナーが開発された。XY-スキャナーの位置決定精度は  $\pm 2\text{mm}$  (実測取り付け精度の系統誤差)、 $\pm 0.1\text{mm}$  (位置決定精度の系統誤差) となる。

この装置に搭載されている UV-LED 光源は波長  $365 \pm 10\text{nm}$  の単色光を発生し、そのパルス幅は 400ns、スポットサイズは 3.83mm ( $1.65\sigma$ , 90%)、光量は約 1000pe/pulse である。不均一測定は UV-LED 光源をカメラ有効感度面上を 4mm 間隔で 60 パルスずつ照射することで行われ、各測定毎の相対ゲインの決定精度は



図 3.4 XY-スキャナー

約 2.6% となる。この較正で求められた PMT カメラ感面の出力 2 次元不均一性は、観測から一次宇宙線の情報を推定する際に用いられる。具体的には、モンテカルロ法によって空気シャワーイメージと各 PMT の信号をシミュレートする際に 2 次元不均一性が考慮され、これらの較正結果が用いられる。XY-スキャナーの概観を図 3.4 に示す。また、XY-スキャナーの構成と仕様を表 3.4 に示す。

表 3.4 XY-スキャナーの構成と仕様

Configuration	
UV-LED (NICHIA, NSHU590B)	
XY-scanner mount	
Specification	
Wavelength(peak)	385±10 nm
Wavelength(long)	400 ns
Intensity	1000 pe / pulse
Frequency	3.83 nm (1.65σ, 90%)
Systematic error	2% / pulse

### 3.5 可搬 UV レーザーシステム

可搬 UV レーザーシステムは、ELS (Electron Light Source) による大気蛍光と UV レーザーを併用し、可搬な UV レーザーを標準光源とすることで FD ステーションの全 FD の感度を較正する。具体的には、ELS によって射出された電子ビームと同じ視野方向に、ELS と UV レーザーの軌跡が重なるようにレーザー

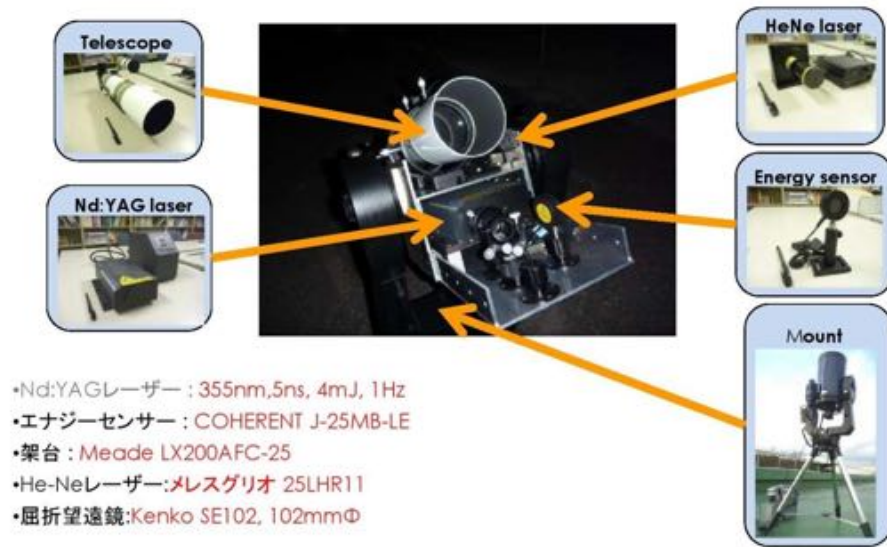


図 3.5 可搬 UV レーザーシステム

を射出し、ELS による観測データと UV レーザーによる観測データを比較する。これによって、UV レーザーを標準光源として各 FD 視野内で UV レーザーを射出することで FD の感度を較正する。この間、大気状態の変化による大気蛍光発光効率の変化は ELS によって常時モニターしているため、大気状態の変化による系統誤差は生じない。任意の場所に設置でき、レーザーの射出方向を可変にするために MEADE 社製の望遠鏡経緯台を用いてこれらを搭載する。これによって、制御ソフトウェアを用いて任意の方向にレーザーを射出することができる。可搬 UV レーザーシステムの概観を図 3.5 に示す。また、可搬 UV レーザーシステムの構成と Nd:YAG laser の仕様を表 3.5 に示す。

### 3.6 UV-LED パルサーモジュール

UV-LED パルサーモジュールは FD の PMT カメラのゲイン較正に用いられる。較正は UV-LED パルサーモジュールを複合球面鏡中心にある穴にマウントして行う。マウント方法は、付いている 2 つの ON/OFF が可能な磁石で固定し、さらに C クランプで固定する。マウントには取り外し可能な 521mm の長さの Extension があり、PMT カメラとの距離を 2 種類で設定可能である。

- Long (with Extension) :カメラとの距離 2192 mm (MD と同一設定)
- Short (without Extension) :カメラとの距離 2731 mm

表 3.5 可搬 UV レーザーシステムの構成と Nd:YAG laser の仕様

Configuration	
altazimuth mount (MEADE, LX200ACF-25)	
Guide telescope (Kenko Tokita, Achromatic refracting telescope SE102)	
laser (New Wave Research, Orion Nd:YAG laser)	
Digital oscilloscope	
Laser for optical axis adjustment (CVI Melles Griot, HeNe laser system 25LHR111)	
Specification of Nd:YAG laser	
Wavelength (peak)	355 nm (Triple harmonic)
Pulse width	4~6 ns
Beam diameter	2.5 mm
Beam spread	3 mrad
Energy (maximum)	4 mJ
Pulse rate	1 Hz
Jitter	±1 ns
Cooling system	Air-cooled

操作は PC からコマンドにより行う。また、以下のパラメータを設定できる。以下の値は MD で使用している設定である。

- AMPL (Forward Current) 44.0 (44 mA)
- WIDTH (Pulse width) 1.0 (1  $\mu$ s)
- PERIOD (Frequency) 0.05 (20 Hz)
- TSET (Temperature) 318.15 (318.15 K = 45 °C)
- HEAT (Heater on off) ON

UV-LED パルサーモジュールには温度調整用とモニター用に計 4 つの温度センサーが付いている。2 つは UV-LED に隣接して設置されており、1 つは駆動回路の入っているアルミボックスに、もう 1 つは外装とアルミボックスの間に設置されている。設定された温度は、LED に隣接された 2 つの温度センサーの平均値を使用し  $\pm 0.02^{\circ}\text{C}$  で安定する。電源を入れてから温度が安定するまで 30 分 ~ 45 分かかる。図 3.6 に UV-LED パルサーモジュールを、図 3.7 に UV-LED パルサーモジュールのマウントと Extention を示す。また、UV-LED パルサーモジュールの



図 3.6 UV-LED パルサーモジュールの概観図. 本体 (左図) の温度安定性を保つため, ケースに入れて使用する (右図).

構成と仕様を表 3.6 に示す.

## 3.7 大気モニター

空気シャワーによって生成された大気蛍光は大気中を伝播する際に, 大気中の微粒子によって散乱・吸収される. この散乱・吸収量を知るために TA ではいくつかの実験装置を TA 観測サイト内に設置し, 運用している. 以下ではそれらの装置の概要を紹介する.

### 3.7.1 CLF (Central Laser Facility)

CLF (Central Laser Facility) は TA 観測サイトの中心に設置され, 大気透明度の測定に用いられる. YAG レーザー (355nm) を垂直上方に射出し, 上方での側方散乱光を標準光源として 3ヶ所の FD ステーションで観測する. CLF は 3ヶ所の FD ステーションからほぼ等距離となる地点に設置されている. CLF から垂直上方に射出されたレーザーからそれぞれの FD ステーションの方向に散乱された側方散乱光をそれぞれの FD ステーションで観測する. この側方散乱を観測した結果を解析することで, ミー散乱の消散係数を求めることができる. レイリー散乱による散乱量は計算によって求めることができるので, 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



図 3.7 UV-LED パルサーモジュールのマウントと Extention



図 3.8 CLF の概観図 (左) と, CLF 内部の様子 (右)

からミー散乱の消散係数  $\alpha_{mie}$  を求めることができる。大気の状態が一次元的（大気状態が高さにのみ依存する）と考えた場合には LIDAR によって得られたミー散乱の消散係数と比較することが可能である。現在 CLF は FD 観測中、30 分毎に運用され、FD で観測されている。TA 観測サイトの中央に設置された CLF（左）と CLF 内部（右）の図 3.8 に示す。



表 3.6 UV-LED パルサーモジュールの構成と UVLED の仕様

Configuration	
UV-LED box	
Adapter box	
Mount	
RS232	
Specification of UV-LED (UVTOP355TO39FW, 25 °C, 20 mA)	
Wavelength	355 nm
FWHM (Typical)	15 nm
FWHM (Maximum)	20 nm
Optical Power (Minimum)	480 $\mu$ W
Optical Power (Typical)	800 $\mu$ W
Forward Voltage (Typical)	4.5 V
Forward Voltage (Maximum)	6.5 V
Viewing Angle	120 deg.
Power Dissipation, DC (Maximum)	180 mW
Forward Current, DC (Maximum)	30 mA
Pulse Forward Current (Maximum)	200 mA (duty factor = 1 %, frequency = 1 kHz)
Reverse Voltage	-6 V
Operating Temperature Range	-30~+55 °C
Storage Temperature	-30~+100 °C

### 3.7.2 ELS (Electron Light Source)

ELS (Electron Light Source) は BRM の前方 100m に設置された小型電子線形加速器で、FD のエネルギースケールの較正に用いられる。ELS は高エネルギー加速器研究機構との共同で開発され、2009 年夏に設置された。ELS は高精度で既知のエネルギーの電子ビームを大気中に射出し、その電子ビームによって発生する大気蛍光を FD で観測することによって FD のエネルギースケールを絶対較正する。これまで行われてきた大気蛍光観測では、TA 観測サイトとは別の場所で測定された大気蛍光の発光効率を仮定し、さらに鏡の反射率、フィルター透過率、量子効率、増幅率など様々な係数をそれぞれ求め、それらを掛け合わせてひとつの係数とし、測定した大気蛍光信号の大きさからシャワーを再構成する必要があった。しかし TA では、ELS を空気シャワー観測装置に隣接して設置したことで、これによる電子ビーム、すなわちエネルギーと粒子数があらかじめ設定された「擬似空気

表 3.7 ELS の仕様

Specification	
The energy of electrons in the beam	40 MeV
Pulse width	$\leq 2 \mu\text{s}$ (typical $1 \mu\text{s}$ )
Frequency	$\leq 1 \text{ Hz}$
Charge amount	$10^9 e^-/\text{pulse}$
Beam intensity	6.4 mJ/pulse

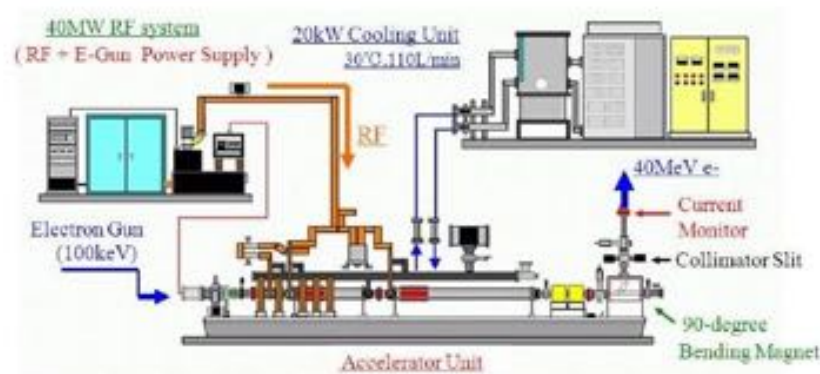


図 3.9 ELS の概観図

シャワー」を使って望遠鏡の各要素の係数の掛け算を、ひとつの係数として算出することを可能にし、結果としてエネルギー決定の系統誤差を小さくすることを可能にした。

BRM から ELS までの距離は 100m と近いので、ELS による擬似空気シャワーイベントに対する大気による蛍光の減衰は無視することができる。ELS から垂直上方に射出された電子ビームは、大気分子によって散乱されながら進み、ほとんどの電子が望遠鏡の視野内で電離損失によりエネルギーを失って止まる。パルス中の全電子のエネルギー損失は  $4 \times 10^{16} \text{ eV}$  のエネルギー損失に相当し、この時 FD で観測される大気蛍光量は 10km 先での  $4 \times 10^{20} \text{ eV}$  のエネルギー損失と等価であると見積もられ、擬似空気シャワーとして FD で観測される。空気シャワーの電磁成分はハドロン成分に比べてシミュレーションでよく再現できるため、実際に観測された光量とシミュレーションによって得られた光量とを比較することで、大気蛍光発光効率と FD の装置定数を一括して絶対較正できる。ELS の仕様を表 3.7 に示す。また図 3.9 に ELS の概略図を、図 3.10 に TA 観測サイトに設置された ELS を示す。

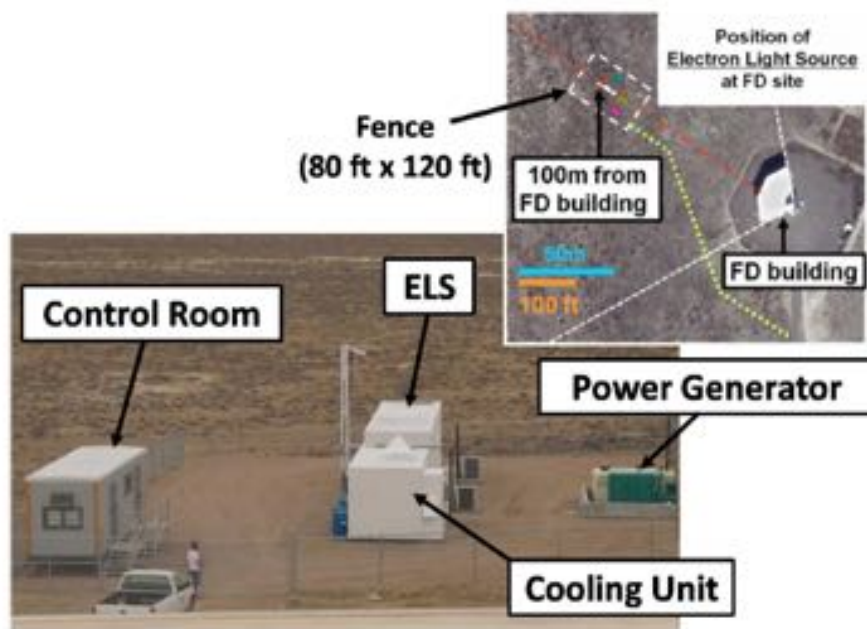


図 3.10 TA 観測サイトに設置された ELS

## 第4章

# ドローン搭載型標準光源

FDの絶対較正を行うためには、較正装置をそれぞれのFDステーションに運ばなければならないため可搬性能が求められる。また、FD視野内の任意の位置に光源を設置するために飛行性能が求められる。

そこで、TA実験で使用しているFDの較正を行う新たな装置として、ドローン搭載型標準光源の開発を行っている。この装置を「Optics (光学)」と「Octocopter (8つのモーターを搭載したマルチコプター)」から「Opt-copter」と呼んでいる。本装置の目的は、FDステーション間のゲイン値比較とFDの高精度なジオメトリ理解である。

FD較正を行うためには、較正装置の系統誤差が小さい必要がある。光源の発光量の決定精度は、FD較正に直接影響し、発光量の系統誤差をFD較正における系統誤差に計上できる。発光量は微小時間の光量×パルス幅で定まるため、とある時間での光量とパルス幅が重要となる。

TA観測サイトでの観測条件が良好な天候における消散係数は波長355nmにおいて、大気分子成分 $\alpha_M$ の $0.060 \pm 0.002 \text{ km}^{-1}$ とエアロゾル成分 $\alpha_A$ の $0.033 + 0.016 / -0.012 \text{ km}^{-1}$ と分けて計上されている。それぞれの系統誤差の区間確率は68%である。伝搬距離 $x$ あたりの透過光量 $I$ は、入射光量 $I_0$ とすると式4.1で消散係数 $\alpha$ との関係を表せる。

$$I = I_0 \cdot \exp\{-(\alpha_R + \alpha_M)X\} \quad (4.1)$$

大気分子成分とエアロゾル成分を合わせて $0.093 \pm 0.016 \text{ km}^{-1}$ と計上する。各距離における大気透過率と系統誤差の関係を表4.1に示す。

ドローンに搭載した光源が変化する要因として位置精度、ピッチ、ロール、ヨーがある。また、前後の位置決定精度は光源とFD間の立体角のバラツキとして系統

表 4.1 各距離における大気透過率と系統誤差.

距離 [m]	透過率			透過率の比		計上される誤差 [%]	
	地上の消散係数	消散係数 (+80%)	消散係数 (-40%)	(+80%)	(-40%)	(+80%)	(-40%)
100	0.9960	0.9928	0.9976	0.9968051145	1.0016012807	-0.3	0.2
200	0.9920	0.9857	0.9952	0.9936204364	1.0032051255	-0.6	0.3
300	0.9881	0.9786	0.9928	0.9904459329	1.0048115385	-1.0	0.5
400	0.9841	0.9716	0.9904	0.9872815716	1.0064205238	-1.3	0.6
500	0.9802	0.9646	0.9881	0.9841273201	1.0080320855	-1.6	0.8
600	0.9763	0.9577	0.9857	0.980983146	1.0096462278	-1.9	1.0
700	0.9724	0.9508	0.9833	0.9778490172	1.0112629548	-2.2	1.1
800	0.9685	0.9440	0.9810	0.9747249016	1.0128822706	-2.5	1.3
900	0.9646	0.9373	0.9786	0.9716107672	1.0145041795	-2.8	1.5
1000	0.9608	0.9305	0.9763	0.9685065821	1.0161286854	-3.1	1.6

表 4.2 各距離と前後の位置精度における受光量の系統誤差

	±0.1 m	±1 m	±10 m
100 m	±0.2%	±2%	±20%
200 m	±0.1%	±1%	±10%
300 m	±0.1%	±1%	±7%

誤差に計上され、上下左右の位置決定精度は光源の一様性に計上される。大気による影響を無視した場合、観測器の受光面単位面積の受光量  $I$  と距離  $R$  にある点光源より発生する光量  $I_0$  の関係は式 4.2 と表される。

$$I = \frac{I_0}{R^2} \quad (4.2)$$

各距離と前後の位置精度における受光量の系統誤差の関係を表 4.2 に示す。ピッチによる光量の系統誤差は前後の位置決定精度と光源の一様性、ロールによる光量の系統誤差は上下左右の位置決定精度、ヨーによる光量の系統誤差は光源の一様性が影響する。

以下、Opt-copter について使用しているドローン本体と搭載されている各モジュールについて説明する。



図 4.1 Opt-copter

## 4.1 ドローン

ドローンは DJI 社製 S1000+ を用いる。DJI 社製 S1000+ の仕様を表 4.3 に示す。S1000+ の総重量は 4.4kg, 最大過積載重量は機体を含めて最大 11kg, 飛行時間は 170000mAh の 6 セル LiPo バッテリー使用時に約 15 分間, 220000mAh の 6 セル LiPo バッテリー使用時に約 25 分間である。約 110cm の円周上に 8 つのモーターが配置されており, フロントアームのモーターには赤色の LED, 他のアームのモーターには緑色の LED が備わっており, 操縦者は飛行中のドローンの姿勢や方向, 高度がひと目で分かるようになっている。送信機による手動での操縦の他に, GPS 座標や高度などを設定することで自動飛行も可能である。全 8 本のフレームはカーボン素材でできているため軽く, 折りたたむことができるため可搬性能が高い。また, 飛行時は離着陸時に接地する脚が上がるため光源の邪魔にならないなど, 飛行型校正装置として適したドローンである。光源の取り付け場所は本体下の中心となる。

Opt-copter の外観を図 4.1 に, 飛行中の Opt-copter を図 4.2 に示す。

### 飛行性能

A3 flight controller を搭載し, これにより自身の制御を行っている。ホバリング精度は垂直方向に 0.5m, 水平方向に 1.5m である。また, 最大上昇速度は 5m/s, 最大下降速度は 4m/s である。

ドローンの位置は磁気探知機と気圧高度計センサー, GPS (Global Posi-



図 4.2 飛行中の Opt-copter

tioning System) 慣性計測装置によって測位されている。GPS は一般的なものを採用しているため GPS 座標の誤差は 2m~3m, 高度の誤差は 5m ほど生じると考えられるが, 他のデバイスによって位置安定化補正が行われ, 悪天候などによる厳しい環境下でも高い精度での飛行を可能にする。

TA 実験で用いられている PMT は 1 本  $1^\circ$  の視野を持つ。ELS と同様, FD より 100m 前方を Opt-copter が飛行すると仮定した場合, 100m 先の  $1^\circ$  は約 1.75m である。そのため, 飛行安定性が  $\pm 0.875\text{m}$  であると 1 本の PMT に対して較正が行える。

### 操作性

Opt-copter の操作は送信機とタブレットによって操作する。送信機の上部にタブレットを取り付け, 送信機では機体の操作を行い, タブレットには現在の機体の状態が表示される。送信機の操作は単純であるが, ひとつの操作ミスが大きな事故に繋がるため, 操縦者には十分な経験が必要である。

送信機で操作する際はアプリケーション (Ground Station Pro : GS pro) を用いる。GS pro は GPS 座標や高度, 機首方向, 速度など詳細に設定した自動飛行を可能にする。さらに, それらの設定したパラメータは飛行中, リアルタイムでモニタリングできる。

自動離着陸機能も備わっており, あらかじめ設定しておけば, 離陸から着陸までをすべて自動で行うことができる。GS pro と Opt-copter の通信が途切れた場合でも Opt-copter は予め設定したプログラムを実行し, 完了させる。また, 操縦者は危険を察知した場合, Opt-copter に帰還を命令すると

進行中のプログラムを中断し、離陸地点へと帰還させることもできる。

## 4.2 光源

ドローンに搭載される光源は一様性と安定性、軽量化が要求される。一様性が要求されるのはFDのアパーチャーにおける光束がFD視野内でOpt-copterの位置と姿勢に依存してはならないためである。安定性はFDの較正に直接影響し、また、軽量化が要求されるのは、Opt-copterの飛行時間は積載量に依存するためである。これらを要求を達成するために行ったことを以下にまとめる。

### 4.2.1 デザイン

光源の形状は、一様性を考慮した場合、球体が望まれる。しかし、完全に一様な球体光源は存在しないため、球体に近似した光源が必要である。そこで我々は、正十二面体の各面上にLEDを搭載したものを光源として使用することにした。また、光源の周りをディフューザーで覆い、LEDから発する光を拡散させて一様性を高める。

### 4.2.2 LED

LEDはFDのUV透過フィルターを考慮し、350nm~400nmの範囲で発光することが望まれる。また、より一様な光源に近づけるためLEDの光量の半値角が広いLEDが望まれる。FDがサチュレートすることなく検出できる光量の限界は $8 \times 10^{10} \text{ photon} \cdot 10 \mu\text{sec}^{-1} \cdot 12 \text{ LED}^{-1}$ である。この数値は、FDの前方100mで十二面体光源が10 $\mu\text{sec}$ のパルス幅で発光するとFDがサチュレートしてしまうphoton数である。これをワット数に直すと $3.53 \times 10^{-4} \text{ W} \cdot \text{LED}^{-1}$ （波長375nm、スペクトル半値全幅15nmの場合）となる。

以上を考慮し、我々はRoithner Lasertechnik社製H2A1-H375を用いる。LEDの外観を図4.3に示す。

このLEDは1W級の高出力LEDで波長は375nm、光量の半値角は75°となる。1 $\times$ 1mm<sup>2</sup>の大きさで、半径20mmの六角形アルミヒートシンクとLEDを覆うシリコン製の拡散レンズが特徴である。光量は55mWであり、FDがサチュレートする光量と比較すると2桁強い。そのため、定格電流以下での使用と、周囲を覆っての減光が必要である。





図 4.3 光源に使用した LED 「H2A1-H375」.

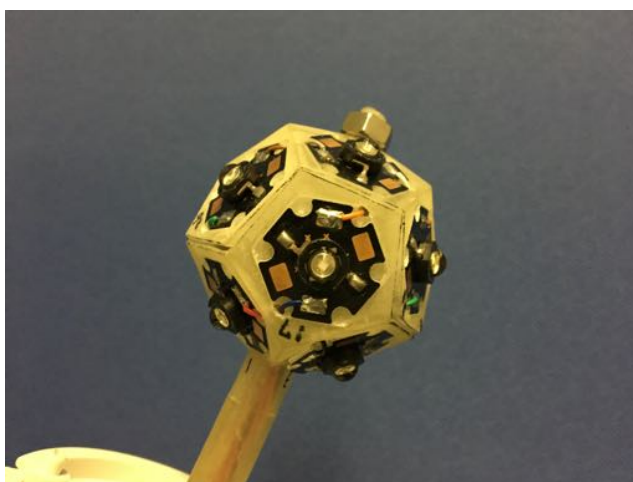


図 4.4 LED を搭載した正十二面体光源.

### 4.2.3 光源マウント

多面体の場合，各面に図 4.3 に示す LED を取り付けるため，面数を増やすほど光源のサイズは大きくなる．しかし，光源はドローンに搭載可能な大きさでなければならない．また，多面体の各面がそれぞれ違う形の場合，見る角度によって光源の立体角が変わってしまうため，正多面体が望まれる．よって，Opt-copter には正十二面体の光源マウントを用いる．正十二面体光源マウントの外観を図 4.4 に示す．

正十二面体光源マウントは 3D プリンターを用いて作成する．各面の中心に



図 4.5 光源を覆うディフューザー。

LED を配置できるようにし、内側に配線する。正十二面体光源マウントのサイズは半径は約 24mm, 1 面の五角形の辺の長さは 18mm である。このマウントの材質はアクリル系紫外線硬化樹脂である。

#### 4.2.4 ディフューザー

ディフューザーは光源の一様性を向上させるために必要であり、球体が望ましい。また、ドローンに搭載可能な大きさでなければならない。

そこで、Opt-copter では市販されている照明に付属している外装をディフューザーとして用いる。ディフューザーの外観を図 4.6 に示す。このディフューザーの大きさは半径 70mm, 材質はシリコンである。シリコンは柔軟で、輸送時に破損する可能性が低い。

### 4.3 光源駆動回路

光源駆動回路は 12 個の LED を安定的に光らせるために必要である。図 4.6 に Opt-copter に搭載している光源駆動回路を示す。

光源駆動回路に必要な機能としては以下が挙げられる。

#### 10 $\mu$ s でのパルス発光

FD のデータ収集システムは宇宙線による空気シャワーの観測に最適化されているため、パルス幅を約 10 $\mu$ s~30 $\mu$ s にする必要がある。

#### パルス毎の光量安定性



図 4.6 Opt-copter に搭載されている光源駆動回路類。右上は光源に電力を供給する回路，下はレギュレーター回路，左は GPS 信号 (1PPS) を 10PPS に変換するモジュール。

パルス毎の光量安定性が高いほど，較正装置としての信頼性も高まる。またデータ数を稼げる場合，系統誤差での評価も可能になる。

#### 12 個の LED への同一量の電力供給

正十二面体光源に取り付けられた 12 個の各 LED への同一量の電源供給は一様性に影響する。

#### GPS 信号 (1PPS) を 10PPS に変換

後述する高精度 GPS モジュールは 10Hz で位置情報の記録を行う。GPS が記録した光源位置と FD が記録した光源位置を紐付けるため，発光を 10Hz で行う。そこで，後述するパルス生成モジュールは GPS 信号 (1PPS) を 10PPS に変換して出力する。これにより，取得できるデータも 10 倍になる。

#### 10PPS に同期した発光

GPS の位置情報記録タイミングに合わせて光源を発光させるため，GPS が記録した光源位置と FD が記録した光源 (発光) 位置が一对一で対応する。また，FD のトリガータイミングを制御するパルス生成モジュールを，光源発光タイミングを制御するモジュールと同期した同製品を使うことで，発光データの取りこぼしが少なくなり，多くのデータ取得が可能になる。

### 4.3.1 10PPS 生成

光源発光タイミングを制御するパルス生成モジュールには、オライオンコーポレーション社製 GPS 受信機ボード「EVK-M8N 改」(以下、GPS 受信機ボード)を用いる。仕様を表 4.4 に示す。アルゴリズムは以下の流れである。

- GPS からの 1PPS を GPS 受信機ボードに入力する。
- 1PPS の立ち上がりを受けて、 $10\mu\text{s}$  の矩形波を 10 個生成する。
- 光源駆動回路に出力する。

GPS からの 1PPS が GPS 受信機ボードに入力される度に 10PPS を生成するため、内部クロックによる遅延が毎秒補正される。

## 4.4 温度ロガー

Opt-copter は FD 受光量や FD のジオメトリを理解するための装置であり、1 年を通してフライト試験を行う可能性が考えられる。TA 観測サイトの寒暖差は激しく、夏と冬で最大  $40^{\circ}\text{C}$  の気温差がある。Opt-copter に搭載されている LED 光源や光源駆動回路、LiPo バッテリーなどは温度の影響を大きく受けるため、各装置の温度情報は重要である。

Opt-copter に搭載可能な小型の温度ロガーとして、KN ラボラトリーズ社製「サーモクロン SL タイプ」(以下、温度ロガー)を用いる。これはボタン型の温度ロガーであり、温度センサー、記憶領域、電池が内蔵されているため、配線が不要でどこにでも設置可能である。専用のケーブルを用いてパソコンに接続し、アプリケーション「RhManager」を用いて計測開始時刻や計測間隔等の記録条件を設定する。温度データは CSV (Comma-Separated Values) 形式で保存され、パソコンと専用ケーブルを用いて回収する。記録可能時間は計測間隔によって決定する。表 4.5 に温度ロガーの仕様を示す。また、図 4.7 に温度ロガーの外観を示す。

## 4.5 GPS

ドローンに搭載されている GPS は機体を制御するために使用されており、飛行中の GPS 座標は外部記録領域に記録できる。ドローンに搭載されている GPS は単独測位を用いた通常のもので、ホバリング精度は A3 によって決定し、垂直方向に 0.5m、水平方向に 1.5m である。要求される位置精度は、FD 前方 100m で



図 4.7 温度ロガーの外観。ボタン型温度ロガー（左）と、温度データを回収する際に使われる専用ケーブル（右）。

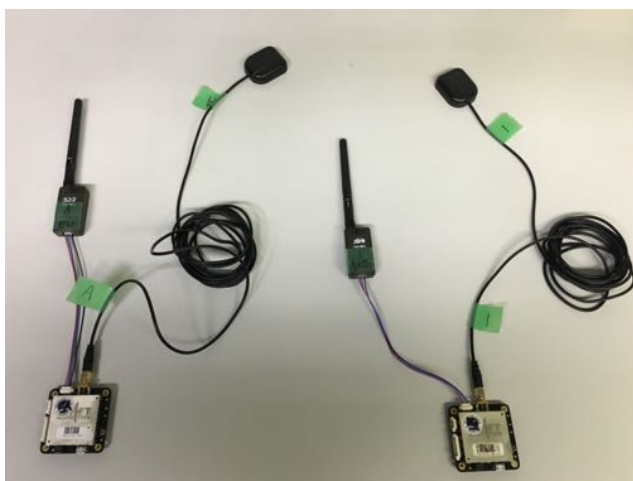


図 4.8 高精度 GPS モジュール「Piksi」の外観。

±0.1m である。そのため、単独測位を用いた通常の GPS とは異なる、より高精度な GPS を用いる必要がある。

#### 4.5.1 高精度 GPS モジュール

Opt-copter の位置情報を高精度で得るために、Swift Navigation 社製高精度 GPS モジュール「Piksi」（以下、高精度 GPS モジュール）を用いる（図 4.8）。これはオープンソースのソフトウェアとハードウェアを組み合わせた GPS モジュールである。

高精度 GPS モジュールは RTK (Real Time Kinematic) 測位を利用して位置測定を行う。RTK 測位に関しては後述する。

高精度 GPS モジュールは本体と GPS アンテナ、GPS モジュール間通信用 3DR アンテナで構成され、2つのモジュールを1つの組み合わせとして使用する。2つのモジュール間は 10Hz で通信を行い、誤差数 cm の高精度でモジュール間の相対的な位置関係を記録できる。高精度 GPS モジュールは基地局と移動局との相対的な位置関係を記録するモジュールであるため、我々は基地局を既知点に設置して使用する。Opt-copter で使用する場合、基地局は FD ステーションにある正確に測位されたモニメント上に設置し、測定を行っている。

高精度 GPS モジュールを使用する際には、はじめに較正を行わなければならない。較正は基地局と移動局の間を数 cm 程度まで近づけた状態で行い、10分～60分(現地での観測の際には余裕を持って90分)で完了する(ここでの完了とは、Float 解(位置を計算している状態)から Fix 解(位置が決定している状態)に変わり、Fix 解が安定して算出されている状態を指す)。その後、移動局を目的位置まで移動させ、2点間の相対的な位置情報を記録する。

基地局側の高精度 GPS モジュールはパソコンに接続し、アプリケーション「Piksi Console」を用いて較正及びデータ取得を行う。取得されたデータにはタイムスタンプが押され、この時刻は 1980 年 1 月 6 日の協定世界時 (Cordinated Universal Time, UTC) からの経過時間が記録される。しかし、タイムスタンプにはうるう秒補正がかけられていないため、現在 (2018 年 12 月 12 日) は GPS 時刻-19sec. の補正をかける必要がある。

高精度 GPS モジュールは合計 6 ファイルを出力する。Baseline ファイルは基地局-移動局間の距離と、基地局を中心に、移動局の位置を南北、東西、垂直(高度)成分のベクトルとして CSV 形式で記録する。Position ファイルは通常の GPS の単独測位の結果を CSV 形式で記録する。Velocity ファイルは移動局の南北、東西、垂直に対する速度を m/s 単位で CSV 形式として記録する。

Rover ファイルと Base ファイルは同様の形式であり、高精度 GPS モジュール各局に関する詳細な GPS データを RINEX (Receiver Independent Exchange Format) 2.10 形式で記録する。JSON (JavaScript Object Notation) 形式のファイルは、シリアルポート経由での高精度 GPS モジュールとコンソール間の通信ストリームを記録する。

### 4.5.2 RTK 測位

Opt-copter に搭載する高精度 GPS モジュールは RTK (Real Time Kinematics) 測位を利用して位置測定を行う。RTK 測位とは 2 台の GPS モジュールを基地局と移動局に 1 台ずつ用い、既知点からの補正情報を移動局に送信して移動局の位置をリアルタイムで測位する方法である。高精度 GPS モジュールで採用されている RTK 測位と通常の GPS で採用されている測位方法との違いを説明する。

通常の GPS モジュールで採用されている測位方式はコード測位方式で、複数の GPS 衛星から送信された航法信号を受信し、信号が送信された時刻とその時の GPS 衛星の座標を測定する。GPS 衛星の時刻と受信機の時刻が正確であると仮定すると、GPS 衛星の信号送信時刻  $T$  と受信機の信号受信時刻  $t$  の差分に光速  $c$  を掛けることで GPS 衛星から受信機までの距離が得られる。

次に、GPS 衛星  $i$  の座標を  $(X_i, Y_i, Z_i)$  とした時の受信機の座標  $(x, y, z)$  を求める。この時、受信機の座標  $(x, y, z)$  は未知数であるが、この情報は 3 つの GPS 衛星から取得できる。また、受信機の時刻  $t$  は正確でないため、こちらの値も未知数となる。よって最低 4 つの GPS 衛星から信号を受信することで受信機の座標が得られる。GPS 衛星から受信機の距離  $R_i$  を求める式を式 4.3 に示す。

$$R_i = \sqrt{(X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2} + C_{dt} \quad (4.3)$$

ここで、それぞれのパラメータは

- $X_i, Y_i, Z_i$  : GPS 衛星  $i$  の座標
- $x, y, z$  : 受信機の座標
- $R$  : 受信機と GPS 衛星  $i$  間の距離
- $C$  : 電波伝播速度
- $dt$  : 受信機の時計誤差

を意味する。

GPS 衛星は L1 波 ~L5 波の周波数を発信している。送られてくる周波数は、C/A (Coarse/Acquisition) コードと P (Precise) コードの組み合わせからなる。C/A コードは各衛星の認識コードで構成されており、航法メッセージも同時に送られてくる。

単独測位は、1 つの受信機で同時に 4 つ以上の GPS 衛星からの電波を受信し、各衛星から受信機までの距離を算出して測位する方法である。距離の算出には主

に GPS 衛星から送信される C/A コードを利用し、測位精度は概ね数 10m 程度である。

これに対し、RTK 測位は搬送波測位方式を複数台の受信機で行う干渉測位方式を用いる。RTK 測位の特徴として基地局から移動局間の相対距離を誤差数 cm で測位できることや、1つの基地局と複数の移動局を用いること、リアルタイムで測位できることなどが挙げられる。干渉測位方式では1つの基地局と複数の移動局から特定の GPS 衛星までの位相差を計算することで、基地局から移動局までの相対距離を誤差数 cm で測位できる。

## 4.6 トリガー信号生成モジュール

Opt-copter の発光データを可能な限り多く取得するためには、Opt-copter に取り付けられた光源の発光タイミングに同期したトリガー信号を FD に入力し、外部トリガーとして FD にトリガーをかける必要がある。

### 4.6.1 装置構成

トリガー信号生成モジュールは以下のもので構成される。

- GPS 受信機ボード
- 反転増幅回路
- 負電源
- ディスクリミネーター (710 Octal Discriminator)
- NIM (Nuclear Instruments Module) ビン電源

GPS 受信機ボードは Opt-copter に搭載されているものと同じ「EVK-M8N 改」を用い、GPS からの 1PPS を 10PPS に変換して出力する。現在使用しているディスクリミネーターは、あらかじめ設定した閾値 (-1V~-10mV) の範囲で立ち下がりがエッジに反応するため、GPS 受信機ボードから出力される 5V の立ち上がり波形を、負電源と反転減圧回路を用いて閾値範囲内電圧の立ち下がり波形に変換する。反転減圧回路からの信号を外部トリガーとして FD の TF モジュールに入力する場合、Lemo 規格の信号でなければ TF モジュールが破壊されてしまう危険性があるため、ディスクリミネーターの信号は Lemo 規格で出力する必要がある。また、ディスクリミネーターは NIM 規格の電源を使用しているため、NIM ビン電源を使用する。



表 4.3 DJI 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	[Length] 460 mm× [Width] 511 mm× [Thickness] 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 (1552/1552 R)	
Material	plastics
Size	15×5.2 inch
Weight	13 g
Flight	
Takeoff Weight	6.0 kg~11.0 kg
Parameters	
Total Weight	4.4 kg
Power Battery	LiPo (6S 10000 mAh~20000 mAh (Min.) 15 C)
Max Power Consumption	4000 W
Hovering Power Consumption	1500 W (at 9.5 kg Takeoff Weight)
Hover Time	15 min (at 15000 mAh&Takeoff Weight 9.5 kg)

表 4.4 GPS 受信機ボードの仕様

Temperature measurable range	-40 °C ~ +65 °C
Forward Voltage	4.75 ~ 5.25 V
Forward Current (Maximum)	250 mA
External dimensions / Weight	[Length] 60 mm × [Width] 99 mm × [Thickness] 18 mm, [Weight] 60 g
Pulse width	10 $\mu$ s
Output Pulse Voltage	+5 V
Output Pulse Frequency	10 Hz
Systematic error (Typical)	$\pm 25$ ns
Systematic error (Maximum)	$\pm 100$ ns

表 4.5 温度ロガーの仕様

Temperature measurable range	-40 °C ~ +80 °C
Minimum unit (Resolution)	Normal mode : 0.5 °C High resolution mode : 0.1 °C
Temperature accuracy	$\pm 1.0$ °C at -25 °C ~ -10 °C (High resolution mode : $\pm 0.7$ °C) $\pm 0.8$ °C at -10 °C ~ +60 °C (High resolution mode : $\pm 0.5$ °C) $\pm 1.5$ °C at +60 °C ~ +80 °C (High resolution mode : $\pm 1.0$ °C)
Measurement interval	1 sec. ~ 30 sec., 1 min. ~ 180 min.
Number of measured records	Normal mode : 8192 data High resolution mode : 4096 data
Maximum number of measured records	> 400,000 (High resolution mode : 80,000)
Power supply	3 V Lithium battery (about 3 years, Can not exchange battery)
Waterproof	IP56
Housing material	Stainless (SUS305)
External dimensions / Weight	[Diameter] 17 mm × [Thickness] 6 mm, [Weight] 3.3 g

## 第5章

# 光源性能試験

Opt-copter に取り付けられた光源は、装置そのものの性能や系統誤差に大きな影響を与えるため評価が必要である。要因としては、光源の発光安定性と機体のピッチ、ロール、ヨー起因の回転による光源の一様性と機体の反射による影響である。光源の発光安定性に関しては前任者が評価しているため、本研究では光源の一様性と機体の反射による影響を評価した。

### 5.1 ディフューザーの有無による違い

ディフューザーの有無による違いを調べるため、研究室に設置された暗室を使って、正十二面体光源のみの方位角方向の一様性試験と、正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態での方位角方向の一様性試験を行った（図 5.1）。

図 5.2 に装置系の簡易図を示す。光源を方位角方向に  $10^\circ$  毎、 $360^\circ$  まで回転させ各角度 1000 データずつ取得した。光源は GPS による 1PPS を基準に、前述した GPS 受信機ボードから送られた 10Hz 信号を受けて発光する。また、データの取りこぼしが少なくなるように外部トリガーを用いて、光源の発光タイミングと FADC (Flash Analog to Digital Converter) ボードのトリガータイミングを同期させて 10Hz でデータ取得を行った。外部トリガーにも光源の発光タイミングを制御しているものと同じ GPS 受信機ボードを用いた。

今回、正十二面体光源のみの光量を測定したところ光量が強すぎて PMT がサチュレートしてしまったため、正十二面体光源のみの一様性試験では PMT の前に SCHOTT 製 UV フィルター「BG3」を 3 枚取り付けた（図 5.3）。

図 5.4 に正十二面体光源のみの一様性試験で  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータを、図 5.5 に正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態の一様性試

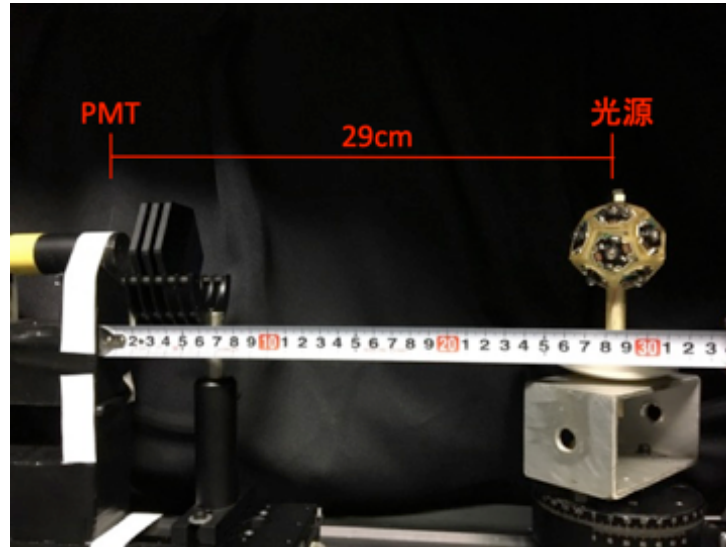


図 5.1 研究室に設置された暗室内の様子。図左側に PMT を、図右側に光源を設置した。

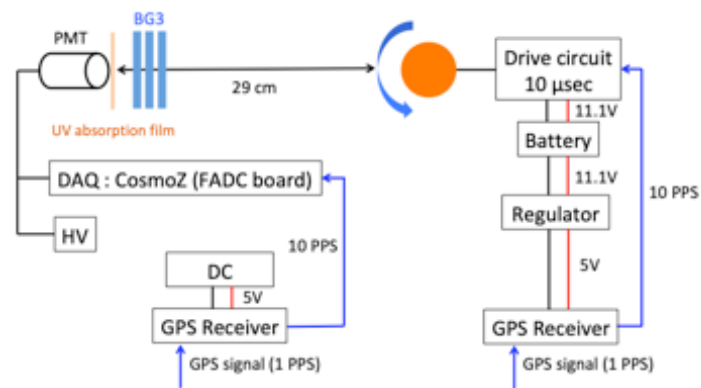


図 5.2 一様性試験の装置系の簡易図。

験で  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータを示す。

この波形に対し、以下の手順で解析を行う。

1. パルスの範囲で出力電圧を積分する。
2. ベースラインも同様の範囲で積分する。
3. パルスからベースラインの積分値を減算する。
4. 100 データの平均と標準偏差を算出する。

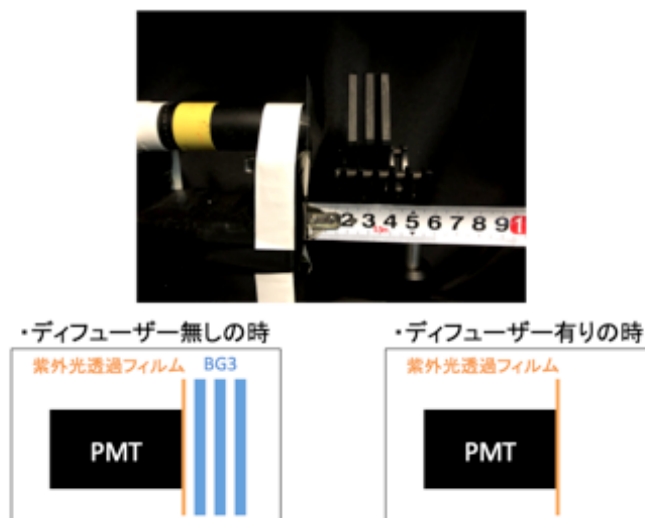


図 5.3 正十二面体光源のみの一様性試験では光量が強すぎたため、PMTの前に SCHOTT 製 UV フィルター「BG3」を 3 枚取り付けた。

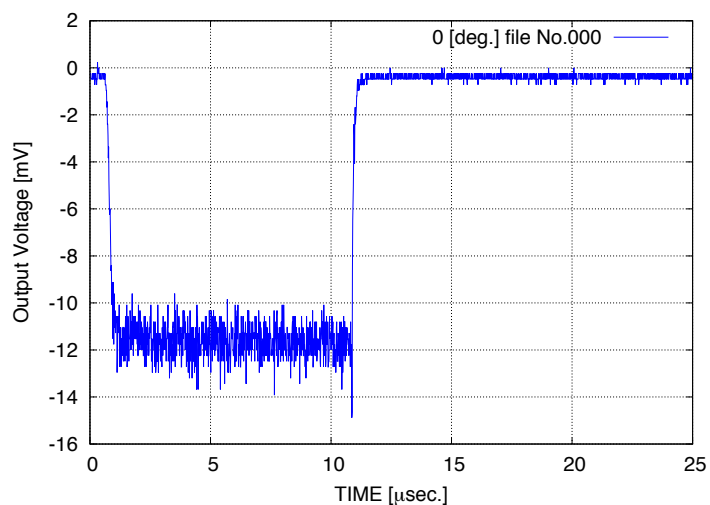


図 5.4 正十二面体光源のみの一様性試験で  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータ。

#### 5. 各角度で比較を行う。

図 5.6 に、2 つの一様性試験の結果を示す。それぞれの結果は、各試験全体の平均値で規格化したもので、各角度での標準偏差でエラーバーを表している。2 つの一様性試験は同傾向の結果となり、どちらも正弦波のような光量の変化が確認できた。角度毎の光量のばらつきは正十二面体光源のみの一様性試験の結果のほうが大きく、ディフューザーを取り付けたことで角度依存の影響を減らすことができた。

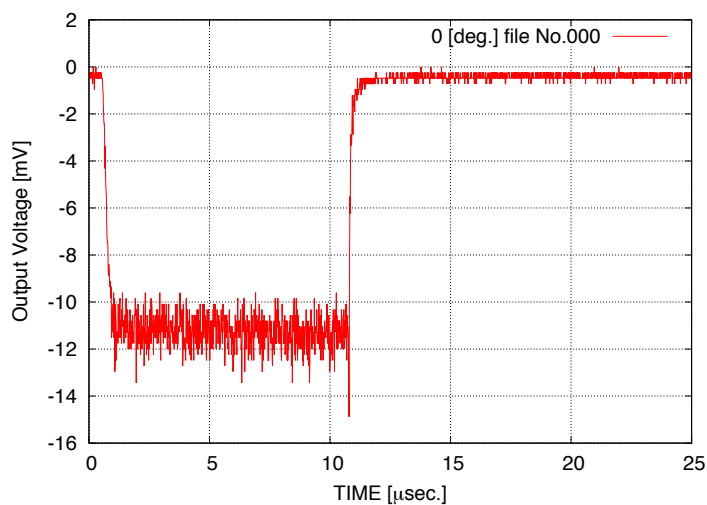


図 5.5 正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態の一様性試験で  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータ。

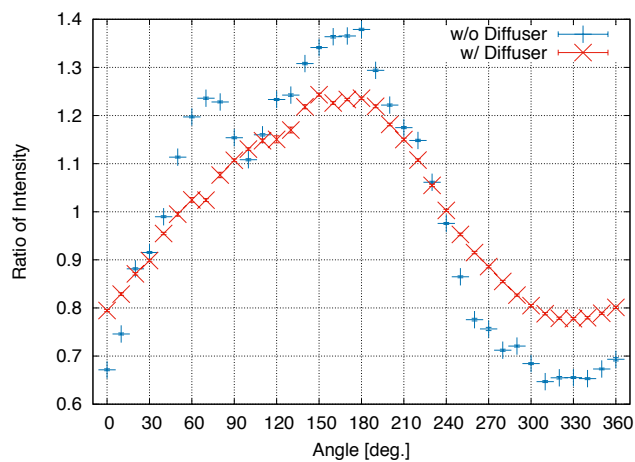


図 5.6  $0^\circ \sim 360^\circ$  の一様性試験の結果。青いプロットが正十二面体光源のみの一様性試験の結果，赤いプロットが正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態での一様性試験の結果。

よってディフューザーは取り付けるべきであると考えられる。



図 5.7 東京大学宇宙線研究所明野観測所の屋上の様子。青丸の位置に光源を，赤丸の位置に望遠鏡を設置した。光源は望遠鏡のレンズ中心と高さが合うように机の上に設置した（右図下）。

## 5.2 光源一様性

光源一様性の測定は現地を再現した観測立体角での測定が望まれる。ある点光源からの光が 200m 先の直径 3.3m の複合球面鏡に入射するという環境に近づけるため、 $0.5\text{m}^2$  のフレネルレンズを用いる単ピクセルの望遠鏡を用意し、光源を 30m 離して測定が理想である。

### 5.2.1 方位角方向の一様性

方位角方向の一様性試験は 2017 年 5 月と 2018 年 5 月の計 2 回、東京大学宇宙線研究所明野観測所の屋上で行った（図 5.7）。光源と望遠鏡間の距離 30m を確保するのが難しく、本試験では 2 点間距離 25m となった。また、両日とも正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態（以下、光源）で試験を行った。光量センサーには PMT を，データ取得には特殊電子回路株式会社製「Cosmo-Z」（以下，FADC ボード）を使用した。

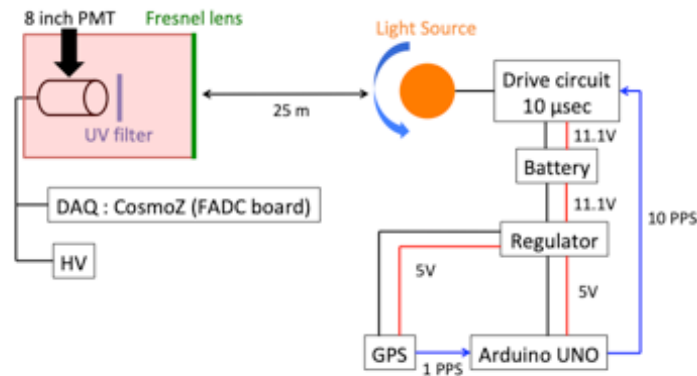


図 5.8 方位角方向一様性試験（2017 年 5 月）の装置系の簡易図.

### 2017 年 5 月の一様性試験

図 5.8 に装置系の簡易図を示す。試験内容は光源を方位角方向に  $10^\circ$  毎、 $360^\circ$  まで回転させて各角度 150 データずつ取得した。光源は GPS による 1PPS を基準に、Arduino から送られた 10Hz 信号を受けて発光する。試験手順を以下に示す。

1. 方位角方向に  $10^\circ$  毎、 $360^\circ$  まで回転させる。
2. 試験開始時と終了時に発光しない状態での背景光を取得する。
3.  $60^\circ$  毎に光源を発光させた状態で遮光し、背景光を取得する。

図 5.9 に、光源が  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータを示す。

この波形に対し以下の手順で解析を行う。

1. パルスの範囲で出力電圧を積分する。
2. ベースラインも同様の範囲で積分する。
3. パルスからベースラインの積分値を減算する。
4. 150 データの平均と標準偏差を算出する。
5. 各角度で比較を行う。

図 5.10 に、 $0^\circ \sim 360^\circ$  の一様性試験の結果を示す。全体の平均値で規格化したもので、各角度での標準偏差でエラーバーを表している。結果、光源の方位角方向の一様性は  $\pm 30\%/360^\circ$  となった。



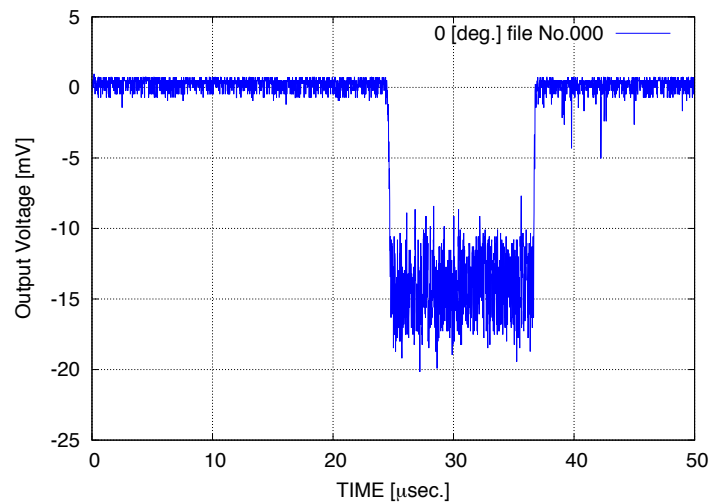


図 5.9 方位角方向一様性試験（2017 年 5 月）で  $0^\circ$  測定時に FADC ボードによって記録された 1 パルスのデータ。

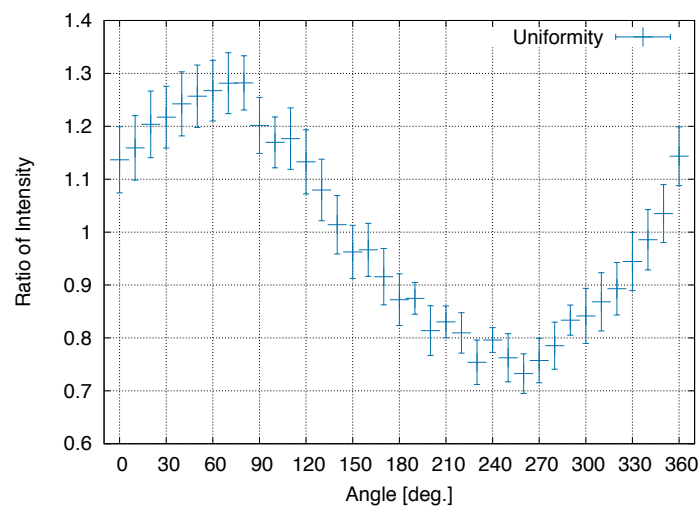


図 5.10  $0^\circ \sim 360^\circ$  の方位角方向一様性試験（2017 年 5 月）の結果。

しかし、この結果がそのまま FD 較正に影響するわけではない。現在の Opt-copter は、較正対象の FD 視野を飛行中、機首方向が常に FD ミラー中心に向くように設定されている。さらに、光源の取り付ける向きは決まっており、毎フライトにおいて光源の向いている方向は FD ミラー中心に対して同じである。よって光源の方位角方向の角度依存性が FD 較正に与える影響はほとんどないと考えて良い。

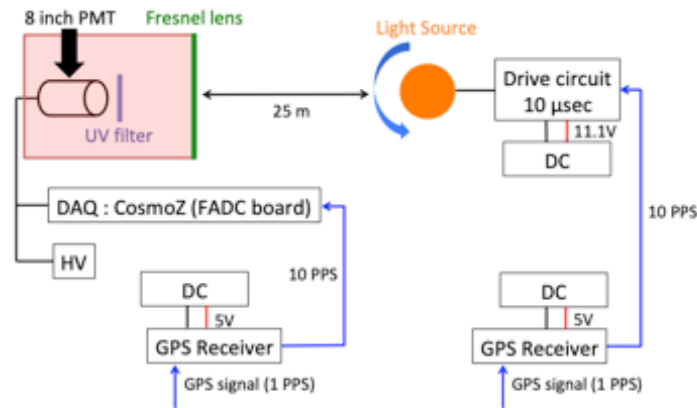


図 5.11 方位角方向一様性試験（2018 年 5 月）の装置系の簡易図.

### 2018 年 5 月の一様性試験

図 5.11 に装置系の簡易図を示す。前述した昨年度の試験とは異なり、光源を方位角方向に  $20^\circ$  毎、 $360^\circ$  まで回転させて各角度 100 データずつ取得した。光源は GPS による 1PPS を基準に、前述した GPS 受信機ボードから送られた 10Hz 信号を受けて発光する。また、データの取りこぼしが少なくなるように外部トリガーを用いて、光源の発光タイミングと FADC ボードのトリガータイミングを同期させて 10Hz でデータ取得を行った。外部トリガーにも光源の発光タイミングを制御しているものと同じ GPS 受信機ボードを用いた。試験手順を以下に示す。

1. 方位角方向に  $20^\circ$  毎、 $360^\circ$  まで回転させる。
2. 試験開始時と途中（光源が  $180^\circ$  の時）、終了時に発光しない状態での背景光を取得する。
3.  $180^\circ$  毎に光源を発光させた状態で遮光し、背景光を取得する。

図 5.12 に、光源が  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータを示す。この波形に対し以下の手順で解析を行う。

1. パルスの範囲で出力電圧を積分する。
2. ベースラインも同様の範囲で積分する。
3. パルスからベースラインの積分値を減算する。

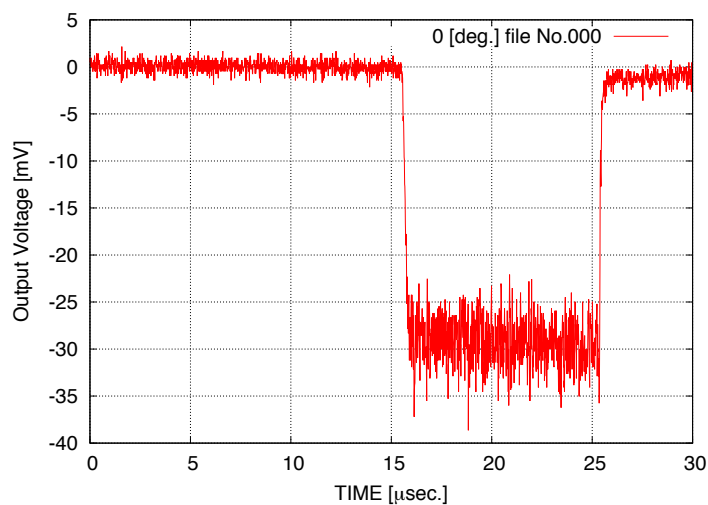


図 5.12 方位角方向一様性試験（2018 年 5 月）で  $0^\circ$  測定時に FADC ボードによって記録された 1 パルスのデータ。

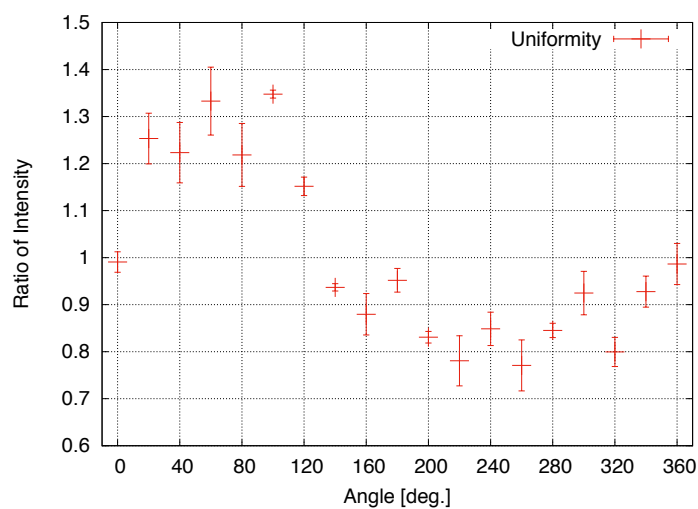


図 5.13  $0^\circ \sim 360^\circ$  の方位角方向一様性試験（2018 年 5 月）の結果。

4. 100 データの平均と標準偏差を算出する。
5. 各角度で比較を行う。

図 5.13 に、 $0^\circ \sim 360^\circ$  の一様性試験の結果を示す。全体の平均値で規格化したもので、各角度での標準偏差でエラーバーを表している。結果、光源の方位角方向の一様性は  $\pm 30\%/360^\circ$  となった。

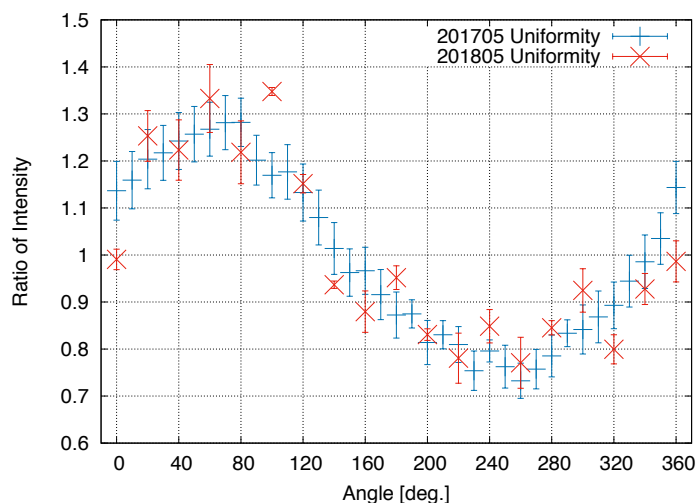


図 5.14 2017 年度と 2018 年度の方位角方向一様性試験結果の比較。同傾向の結果となり、どちらも正弦波のような光量の変化が確認できる。

図 5.14 に 2 回の方位角方向一様性試験の結果をまとめる。2 回の試験は同傾向の結果となり、どちらも正弦波のような光量の変化が確認できた。

## 5.2.2 仰角方向の一様性

仰角方向の一様性試験は 2018 年 12 月、東京大学宇宙線研究所明野観測所の倉庫で行った (図 5.15)。光源と望遠鏡間の距離 30m を確保するのが難しく、本試験では 2 点間距離 15m となった。また、正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態 (以下、光源) で試験を行った。光量センサーには PMT を、データ取得には特殊電子回路株式会社製「Cosmo-Z」(以下、FADC ボード) を使用した。

図 5.16 に装置系の簡易図を示す。光源を仰角方向に  $15^\circ$  毎、 $90^\circ$  まで回転させて各角度 1000 データずつ取得した。光源は GPS 受信機ボードから送られた 10Hz 信号を受けて発光する。図 5.17 に本試験での光源の取り付け方を示す。本試験において光源の  $0^\circ$  というのは地面に対して光源が垂直な状態を指し、また  $90^\circ$  というのは地面に対して光源が水平な状態を指す。試験手順を以下に示す。

1. 仰角方向に  $15^\circ$  毎、 $90^\circ$  まで回転させる。
2. 試験開始時と途中 (光源が  $45^\circ$  の時)、終了時に発光した状態で基準となる  $0^\circ$  の光量データを取得する。

図 5.18 に、光源が  $0^\circ$  の時に記録された 1 パルスのデータを示す。



図 5.15 東京大学宇宙線研究所明野観測所の倉庫内の様子。手前に望遠鏡，奥に光源が設置されている。地面の反射が影響しないように，望遠鏡と光源を机の上に設置した。

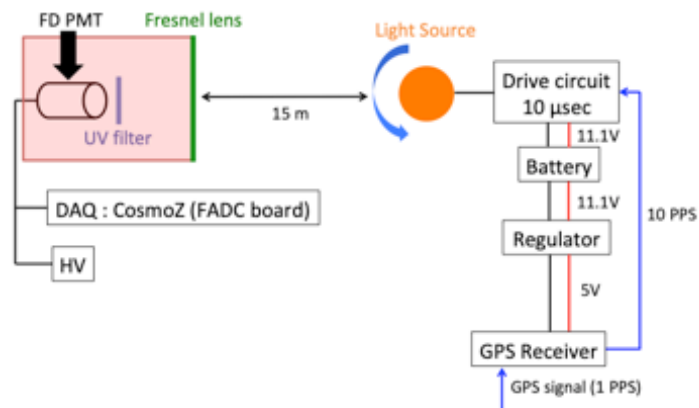


図 5.16 仰角方向の一様性試験の装置系の簡易図。

この波形に対し以下の手順で解析を行う。

1. パルスの範囲で出力電圧を積分する。
2. ベースラインも同様の範囲分積分する。
3. パルスからベースラインの積分値を減算する。

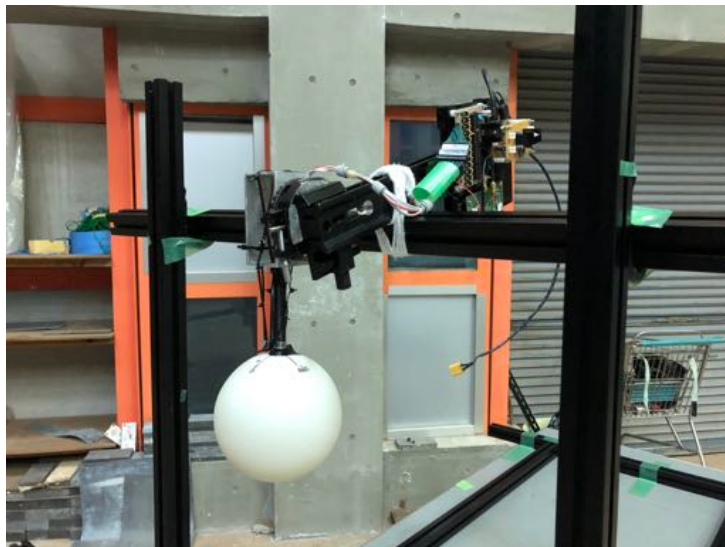


図 5.17 光源の固定方法。光源の奥に光源駆動回路が取り付けられている。光源をマウントしている台は回転式になっており角度目盛りが付いているため、この目盛りを基準に角度の調節を行った。

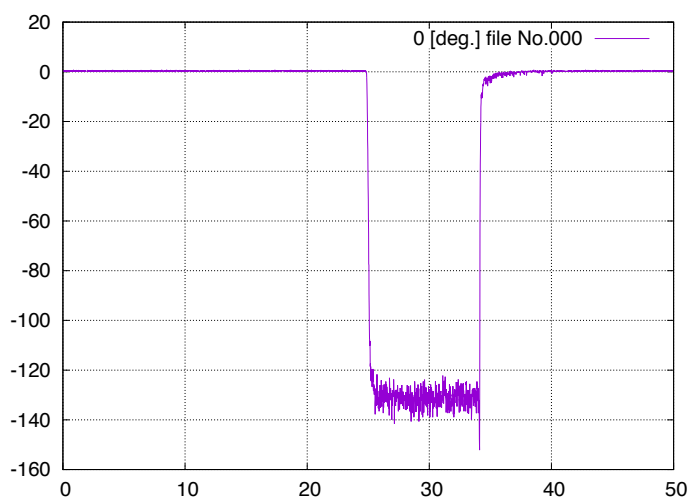


図 5.18 仰角方向一様性試験で  $0^\circ$  測定時に FADC ボードによって記録された 1 パルスのデータ。

4. 100 データの平均と標準誤差を算出する。
5. 各角度で比較を行う。

図 5.19 に、 $0^\circ \sim 90^\circ$  の一様性試験の結果を示す。全体の平均値で規格化したもので、各角度での標準誤差でエラーバーを表している。

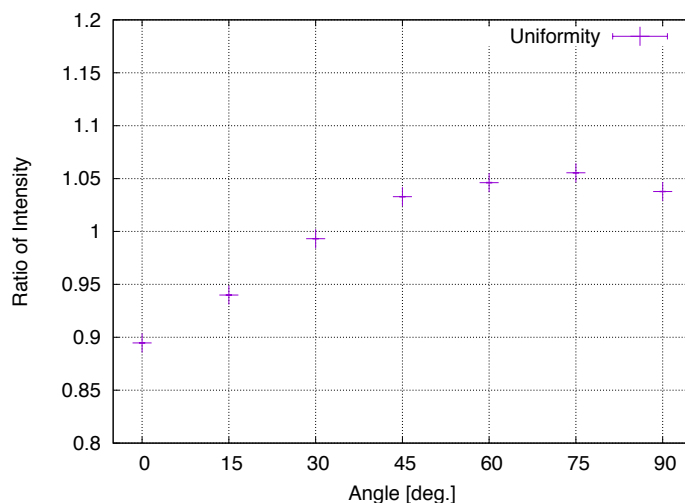


図 5.19 0°~90° の仰角方向の一様性試験の結果.

結果として、光源の仰角方向の一様性は  $\pm 8\%/90^\circ$  となった。

### 5.2.3 機体の反射による影響

Opt-copter を用いて FD の較正を行う場合、FD は Opt-copter を見上げるような位置関係になる。Opt-copter の光源は機体下側に取り付けられているため、機体に反射した光も合わせて FD が観測することが予想される。今後、実データとシミュレーションの比較などを行う場合には、機体の反射を考慮しなければいけないのか判断する必要がある。

そこで反射率測定器を用いて機体の反射率を測定した。さらに、Opt-copter に光源を取り付けた状態で仰角方向に回転させ、角度毎の望遠鏡の受光量を測定した。これらの結果を比較して FD 較正への影響を考える。

#### 機体の反射率測定試験

本試験では Opt-copter に使用しているドローン「S1000+」（以下、機体）の反射率と、FD 観測時に反射が影響すると予想される光源駆動回路マウントパネル（以下、マウントパネル）の反射率を測定した。反射率測定器はコニカミノルタ社製「CM-2600d」（以下、反射率測定器）を使用する（図 5.20）。この反射率測定器には正反射光含む（Specular Component Include, SCI）方式と正反射光を含まない（Specular Component Exclude, SCE）方式が記録される。測定（記録）波長域は 360nm~740nm（波長間隔 10nm）である。Opt-copter に搭載されている光



図 5.20 コニカミノルタ社製反射率測定器「CM-2600d」.

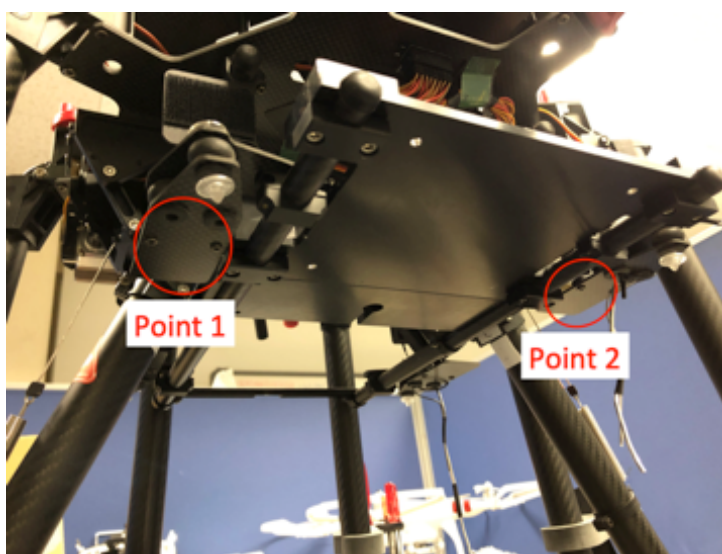


図 5.21 機体の反射率を測定した箇所.

源の発光波長は 375nm であり、また FD は紫外光を観測する望遠鏡であるため、本試験の解析には 360~400nm の波長域のみを使用する。

■機体の反射率測定 図 5.21 に機体の反射率を測定した箇所 (Point1, Point2) を示す。それぞれの箇所において、反射率を 5 回ずつ測定した。

まずはじめに、SCI 方式の結果をまとめる。機体 (Point1) の反射率について、計 5 回の測定結果 (SCI 方式) を図 5.22 に示す。同様に機体 (Point2) の反射率



について、計5回の測定結果（SCI方式）を図5.23示す。

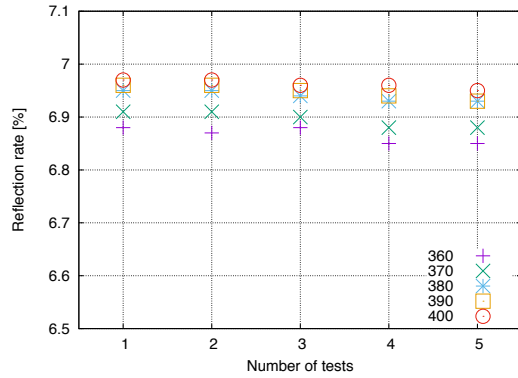


図5.22 機体 (Point1) の反射率測定結果 (SCI方式).

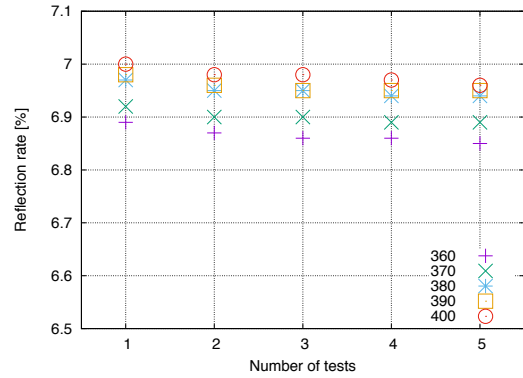


図5.23 機体 (Point2) の反射率測定結果 (SCI方式).

各 Point の反射率の平均を図5.24に示す。

次に、SCE方式の結果をまとめる。機体 (Point1) の反射率について、計5回の測定結果 (SCE方式) を図5.25に示す。同様に機体 (Point2) の反射率について、計5回の測定結果 (SCE方式) を図5.26示す。

各 Point の反射率の平均を図5.27に示す。結果、機体の反射率はSCI方式 (正反射光を含む) で6.9%程度、SCE方式 (正反射光を含まない) で5.0%程度となった。

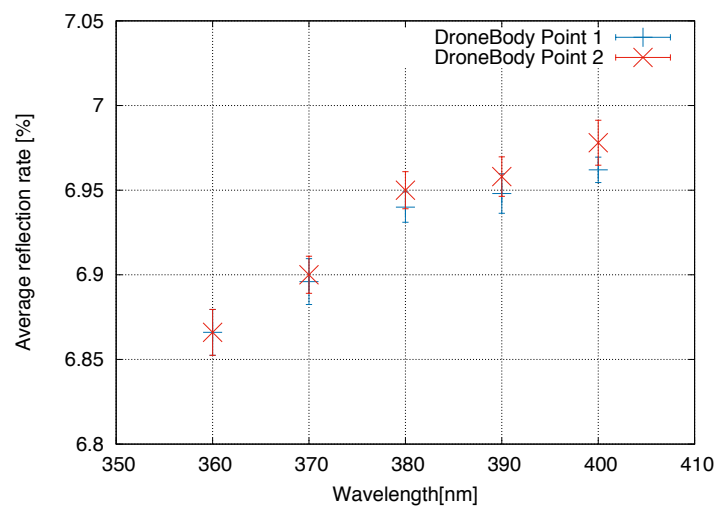


図5.24 機体 (Point1, Point2) の反射率測定結果の平均 (SCI方式).

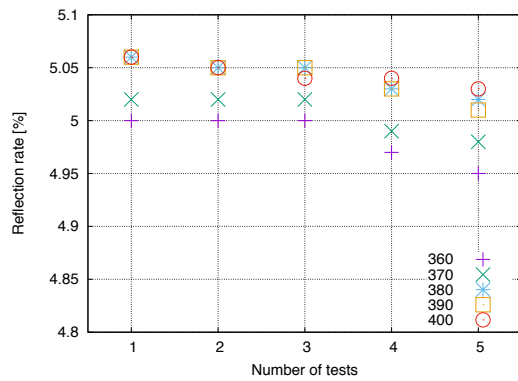


図 5.25 機体 (Point1) の反射率測定結果 (SCE 方式).

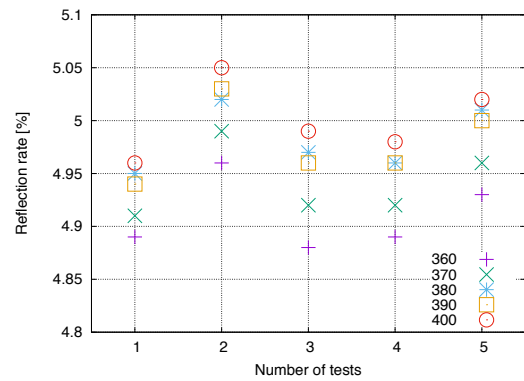


図 5.26 機体 (Point2) の反射率測定結果 (SCE 方式).

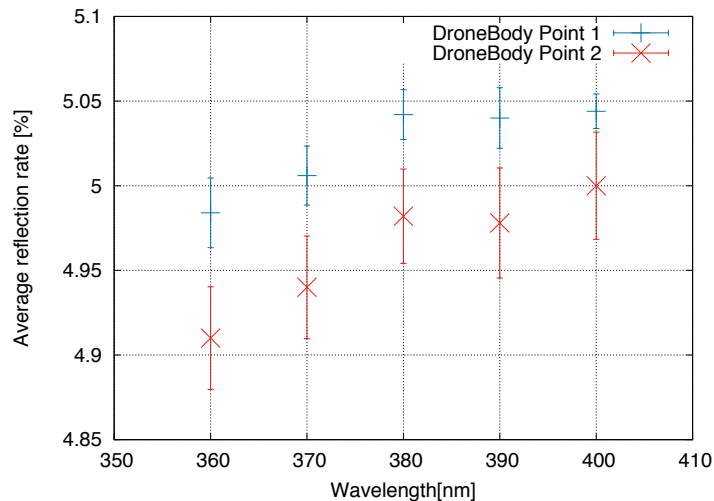


図 5.27 機体 (Point1, Point2) の反射率測定結果の平均 (SCE 方式).

**■光源駆動回路マウントパネルの反射率測定** 図 5.28 にマウントパネルの反射率を測定した箇所 (Point1, Point2) を示す. それぞれの箇所において, 反射率を 5 回ずつ測定した.

まずはじめに, SCI 方式の結果をまとめる. マウントパネル (Point1) の反射率について, 計 5 回の測定結果 (SCI 方式) を図 5.29 に示す. 同様にマウントパネル (Point2) の反射率について, 計 5 回の測定結果 (SCI 方式) を図 5.30 示す.

各 Point の反射率の平均を図 5.31 に示す.

次に, SCE 方式の結果をまとめる. マウントパネル (Point1) の反射率について, 計 5 回の測定結果 (SCE 方式) を図 5.32 に示す. 同様にマウントパネル (Point2)

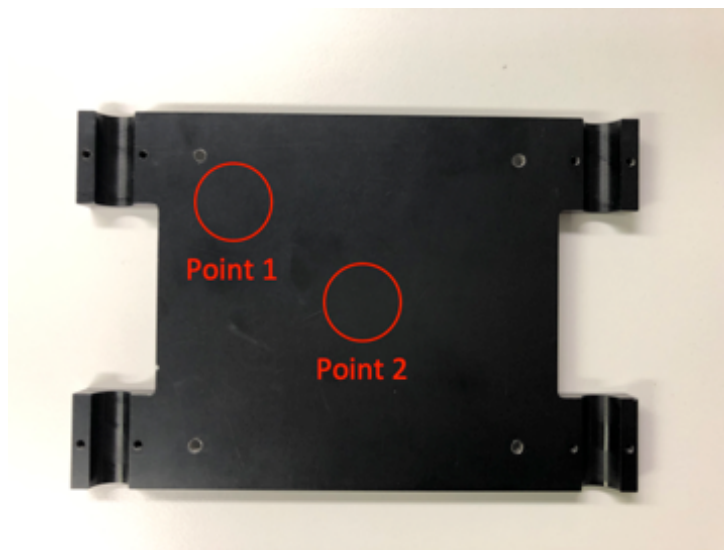


図 5.28 光源駆動回路マウントパネルの反射率を測定した箇所。

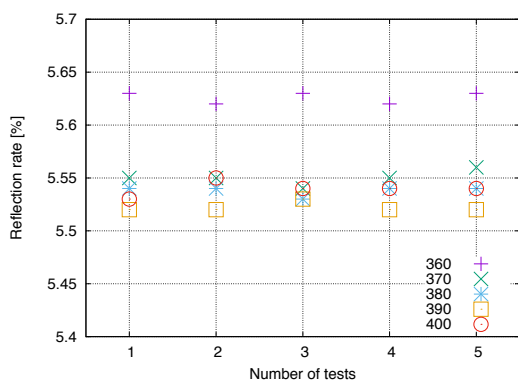


図 5.29 マウントパネル (Point1) の反射率測定結果 (SCI 方式).

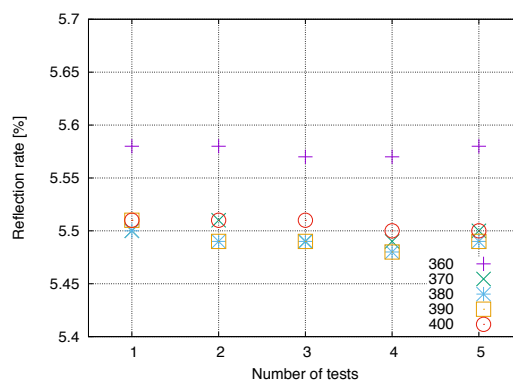


図 5.30 マウントパネル (Point2) の反射率測定結果 (SCI 方式).

の反射率について、計5回の測定結果 (SCE 方式) を図 5.33 示す。

各 Point の反射率の平均を図 5.34 に示す。結果、マウントパネルの反射率は SCI 方式 (正反射光を含む) で 5.5% 程度, SCE 方式 (正反射光を含まない) で 4.2% 程度となった。

#### Opt-copter に光源を取り付けた状態での光量測定試験

本試験は 2018 年 12 月 (仰角方向の一様性試験日と同じ), 東京大学宇宙線研究所明野観測所の倉庫で行った (図 5.15)。光源と望遠鏡間の距離 30m を確保する

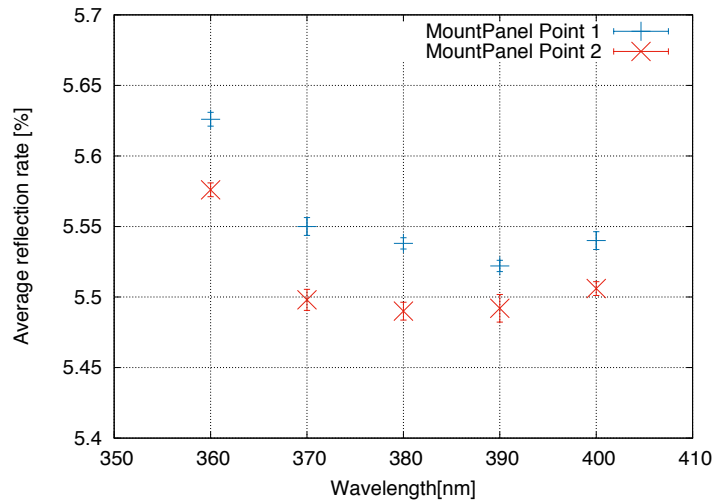


図 5.31 マウントパネル (Point1, Point2) の反射率測定結果の平均 (SCI 方式).

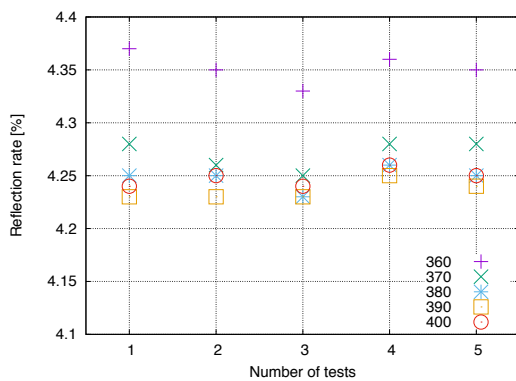


図 5.32 マウントパネル (Point1) の反射率測定結果 (SCE 方式).

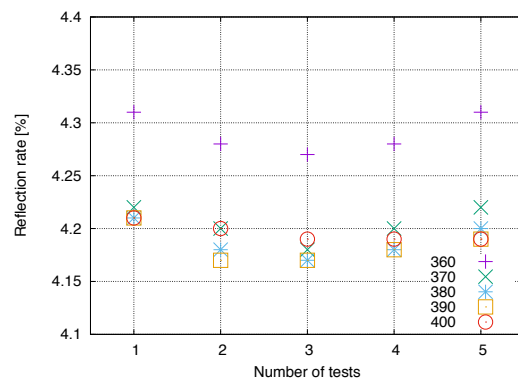


図 5.33 マウントパネル (Point2) の反射率測定結果 (SCE 方式).

のが難しく、本試験では 2 点間距離 15m となった。この環境の場合、また、正十二面体光源にディフューザーを取り付けた状態（以下、光源）で、Opt-copter（以下、機体）に取り付けて試験を行った。光量センサーには PMT を、データ取得には特殊電子回路株式会社製「Cosmo-Z」（以下、FADC ボード）を使用した。

図 5.35 に装置系の簡易図を示す。試験内容は光源を仰角方向に 15° 毎、90° まで回転させて各角度 1000 データずつ取得した。光源は GPS 受信機ボードから送られた 10Hz 信号を受けて発光する。図 5.36 に本試験での機体の設置方法を示す。本試験において光源の 0° というのは地面に対して光源が垂直な状態を指し、また 90° というのは地面に対して光源が水平な状態を指す。試験手順を以下に示す。

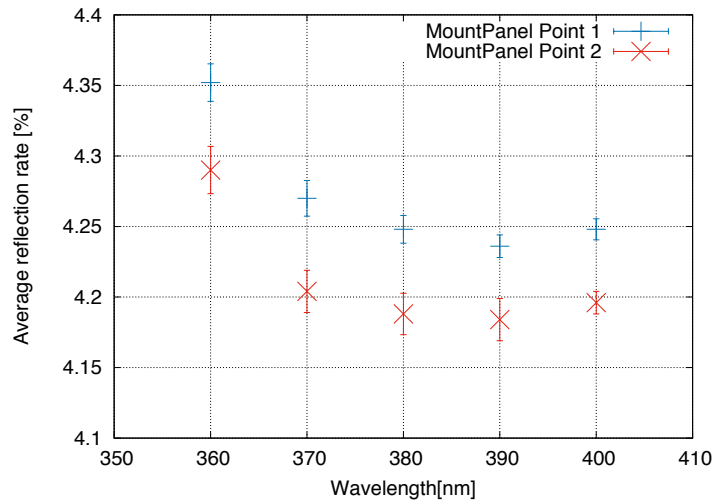


図 5.34 マウントパネル (Point1, Point2) の反射率測定結果の平均 (SCE 方式).

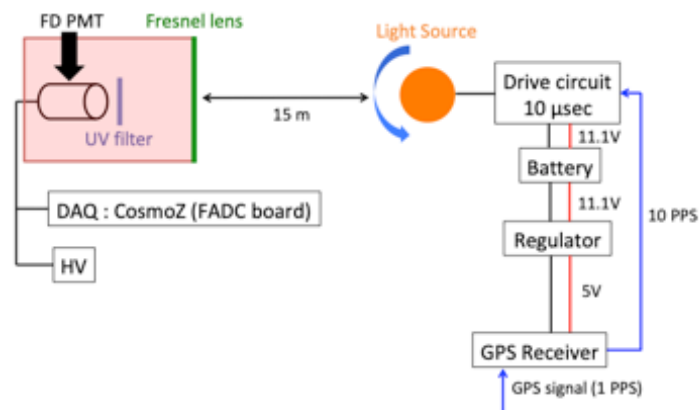


図 5.35 機体に光源を取り付けた状態での光量測定試験の装置系の簡易図.

1. 仰角方向に 15° 毎, 90° まで回転させる.
2. 試験開始時と途中 (光源が 45° の時), 終了時に発光した状態で基準となる 0° の光量データを取得する.

図 5.37 に, 光源が 0° の時に記録された 1 パルスのデータを示す.  
この波形に対し以下の手順で解析を行う.

1. パルスの範囲で出力電圧を積分する.



図 5.36 機体の固定方法。機体のアームを軸に、仰角方向に回転する。角度計測器を用いて角度の調節を行い、各角度での固定はロープを使用した。

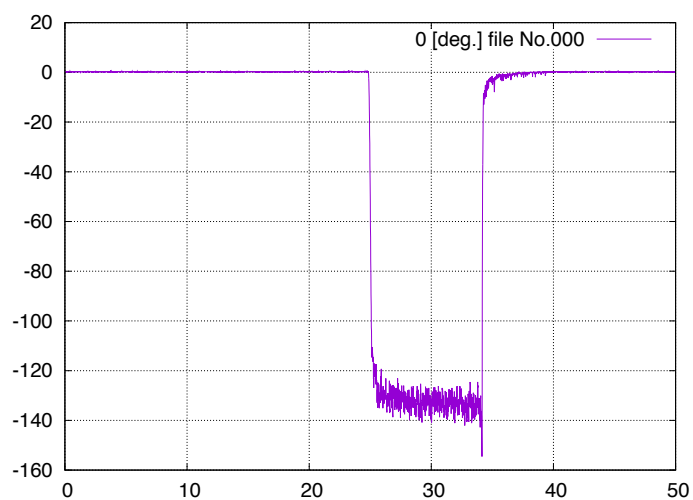


図 5.37 機体に光源を取り付けた状態での光量測定試験で  $0^\circ$  測定時に FADC ボードによって記録された 1 パルスのデータ。

2. ベースラインも同様の範囲分積分する。
3. パルスからベースラインの積分値を減算する。
4. 100 データの平均と標準誤差を算出する。
5. 各角度で比較を行う。

図 5.38 に、 $0^\circ \sim 90^\circ$  の機体に光源を取り付けた状態での光量測定試験の結果を

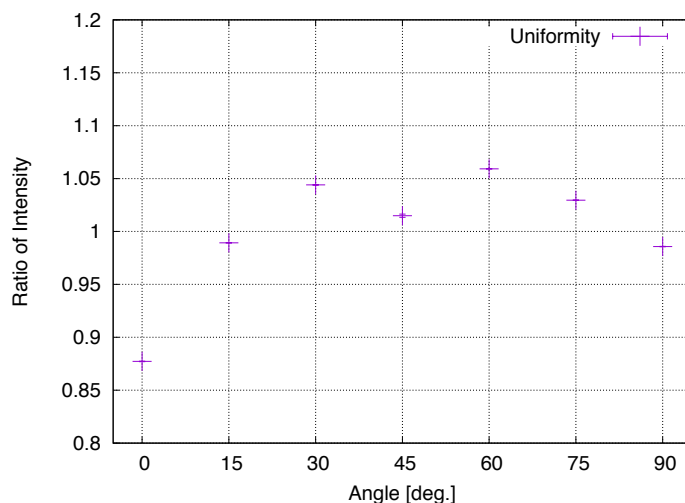


図 5.38 機体に光源を取り付けた状態での光量測定試験の結果.  $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$  の間で角度毎の望遠鏡の受光量の変化を表している.

示す. 全体の平均値で規格化したもので, 各角度での標準誤差でエラーバーを表している.

結果,  $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$  の間で受光量は増加し,  $60^{\circ}\sim 90^{\circ}$  の間で受光量は減少した. また,  $45^{\circ}$  での一時的な受光量の減少は, 実験系の精度によるものであると考える.

次に, 機体の反射のみが与える受光量への影響を考える. 本試験結果と, 仰角方向の光量測定試験結果を用いて, 角度毎の機体の反射による影響度を算出した.

図 5.39 に, それぞれの試験で取得した各角度の ADC 積分値 (以下, 受光量) をまとめる. 結果として  $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$  の間では機体に光源を取り付けた状態での受光量の方が多くなり,  $60^{\circ}\sim 90^{\circ}$  の間では光源単体の受光量の方が多くなった.

以上を踏まえ, 図 5.40 に機体の反射のみが与える受光量の変化を示す. 結果, 角度が大きくなるにつれて受光量が少なくなった.

機体の角度が大きくなるにつれて機体の反射が大きく影響し, 受光量は多くなると思っていたが, 予想とは異なる結果となった. しかし, 本試験は光源と望遠鏡間の距離が理想より近いこと,  $45^{\circ}$  での一時的な受光量の減少などいくつかの問題点がある. 今後改めてより高い精度での試験環境の構築と再試験が望まれる.

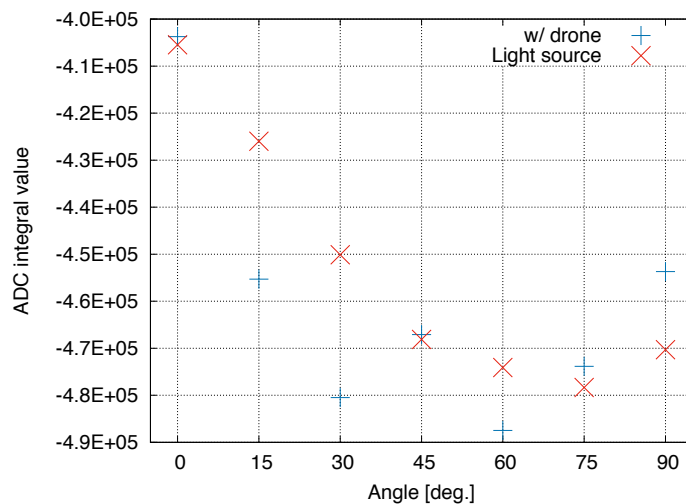


図 5.39 それぞれの試験で取得した各角度の ADC 積分値.

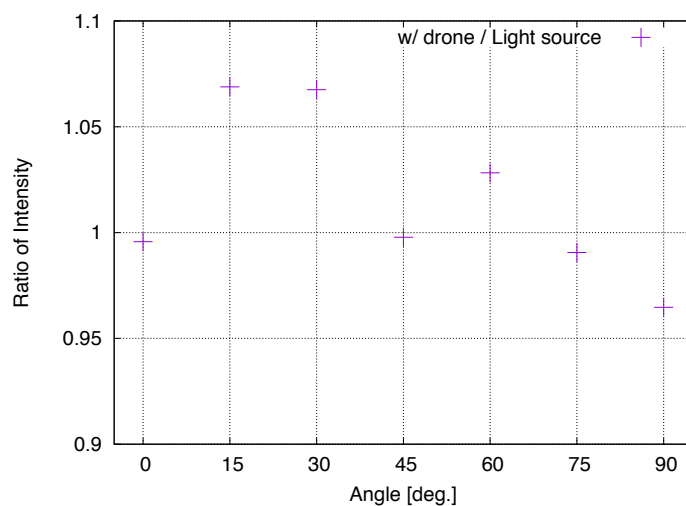


図 5.40 0°~90° の間での機体の反射による受光量の変化.



## 第6章

# 高精度 GPS モジュールの性能評価試験

Opt-copter の位置決定精度は光源と FD 間の立体角のバラツキとして系統誤差に計上される。そのため、Opt-copter が空中で飛行している時の位置を高精度で取得しなければならない。前述した高精度 GPS モジュールの位置決定精度は公称値で  $\pm 10\text{cm}$  である。

この精度を確かめるために、高精度 GPS モジュールの性能評価試験を以下のような手順で行う。

1. 高精度 GPS モジュール 2 台を用意し、1 台を基地局に、もう 1 台を移動局にする。
2. 基地局と移動局が最も近くなるように設置し、2 台間の距離を巻き尺を用いて測定する。
3. 移動先の地点を決め、基地局から移動先の地点までの距離を巻き尺を用いて測定する。
4. 高精度 GPS モジュールの較正を開始する。
5. 高精度 GPS モジュールが Fix 解を算出し終わった時、較正は完了したとする。
6. 高精度 GPS モジュールのデータ記録を開始する。
7. 移動局を 2. で決めた地点まで移動させる。
8. 再び移動局を 1. の地点に設置し、2 台間の距離を巻き尺を用いて測定する。

試験は水平方向と垂直方向に分けて行い、それぞれの方向に対して性能を評価する。移動前、移動先、移動後それぞれに対し、巻き尺で測定した真値と高精度 GPS



図 6.1 地上での測位精度評価試験の様子。

モジュールで記録されたデータを比較する。

高精度 GPS モジュールは受信衛星数が5つ未満になると Fix 解から Float 解になってしまう。1度 Float 解に戻ってしまうと、Fix 解に変わるまで再度一定の時間がかかってしまうため、試験中は GPS アンテナを遮らないように気を付けなければならない。

## 6.1 地上での測位精度評価試験

地上での測位精度を評価するため、信州大学工学部情報工学科棟の屋上で測位精度評価試験を行った。試験の様子を図 6.1 に示す。

### 6.1.1 水平方向の測位試験

はじめに、2つの高精度 GPS モジュール（基地局、移動局）を水平な台の上に置いて較正を行った（図 6.3）。較正完了後、移動局を移動先の地点（2.00m 先）に設置した（図 6.4）。移動先の地点で一定時間放置し、再度初期位置に戻した（図 6.3）。

高精度 GPS モジュールが記録した測位データとそれぞれの地点でのヒストグラ

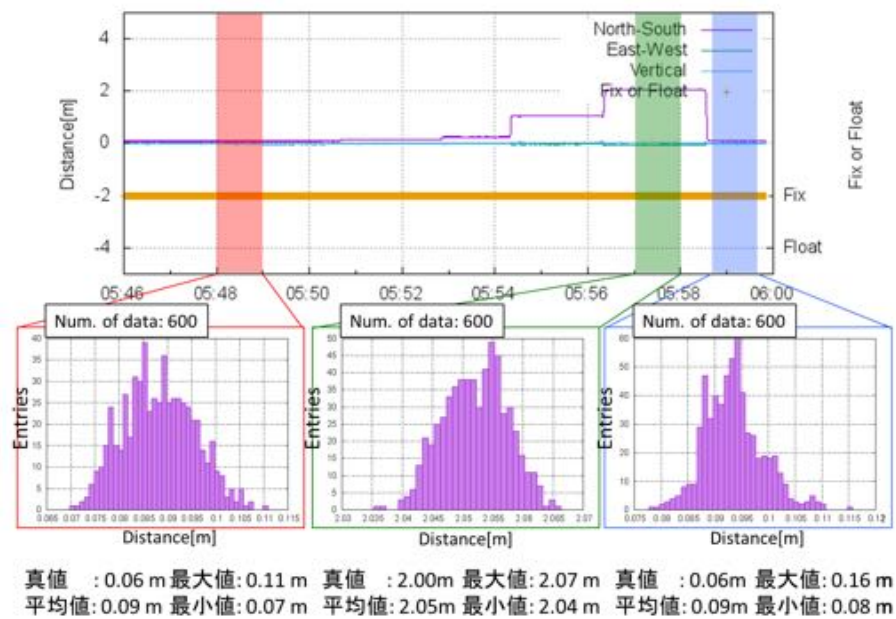


図 6.2 水平方向の測位試験で高精度 GPS モジュールが記録した測位データ。

図 6.2 に示す。図 6.2 の波形は北を正の値とした南北方向，東を正とした東西方向，垂直方向，相対距離，GPS の状態（Fix，Float）を表している。



図 6.3 2 台の高精度 GPS モジュールの初期較正位置。

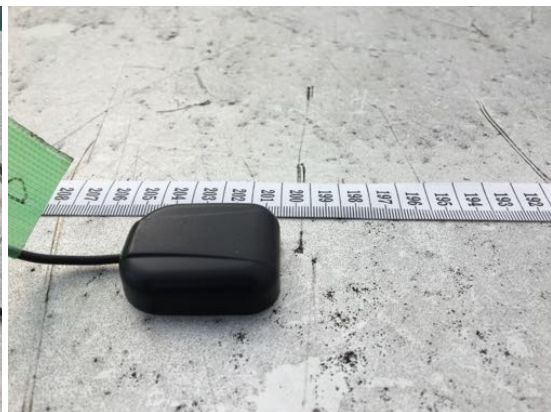


図 6.4 移動局を水平方向に 2.00m 移動させた。

実際に巻き尺で測定した真値と，高精度 GPS モジュールが記録した測位データを表 6.1 にまとめる。結果，水平方向の測位精度の誤差は最大で  $\pm 0.1\text{m}$  となった。真値と高精度 GPS モジュールが記録した最大値，最小値の差分を比較しても，要求値である  $\pm 10\text{cm}$  を満たしていた。

表 6.1 水平方向の測位精度 [m]

	移動前	移動先	移動後
真値	0.06	2.00	0.06
平均値 (高精度 GPS)	0.09	2.05	0.09
最大値 (高精度 GPS)	0.11	2.07	0.12
最小値 (高精度 GPS)	0.07	2.04	0.08
真値と平均値の差分	+0.03	+0.05	+0.03
真値と最大値の差分	+0.05	+0.07	+0.10
真値と最小値の差分	+0.01	+0.05	+0.02

### 6.1.2 垂直方向の測位試験

水平方向の測定試験同様、まずはじめに2つの高精度 GPS モジュール（基地局、移動局）を水平な台の上に置いて較正を行った（図 6.6）。較正終了後、移動局を高さ 0.23m の箱の上に動かした（図 6.7）。箱の上で一定時間放置し、再度初期較正位置に戻した（図 6.6）。高精度 GPS モジュールが記録した測位データとそれぞれの地点でのヒストグラムを図??に示す。図 6.5 の波形は北を正の値とした南北方向、東を正とした東西方向、垂直方向、相対距離、GPS の状態（Fix, Float）を表している。

実際に巻き尺で測定した真値と高精度 GPS モジュールが記録した測位データを表 6.2 にまとめる。結果、垂直方向の測位精度の誤差は最大で  $\pm 0.09\text{m}$  となった。真値と高精度 GPS モジュールが記録した最大値、最小値の差分を比較しても、要求値である  $\pm 10\text{cm}$  を満たしていた。

## 6.2 高精度 GPS モジュールとプロペラモーターの電波干渉試験

UAV に高精度 GPS モジュールを搭載する上で考えなければいけないのが、プロペラモーターが回転した時に発生する磁場の影響である。目的は飛行中の UAV の測位精度を高めることであり、プロペラモーター回転時に電波が干渉してしまっは意味がない。よって、プロペラモーター回転時の高精度 GPS モジュールに与える影響を調べる試験を行った。試験方法と試験結果を以下にまとめる。高精度

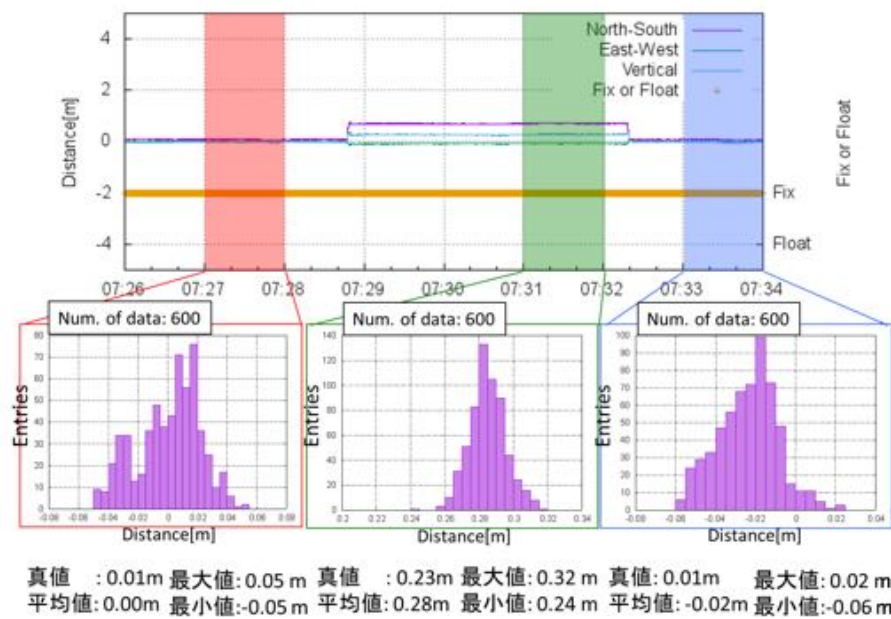


図 6.5 垂直方向の測位試験で高精度 GPS モジュールが記録した測位データ。

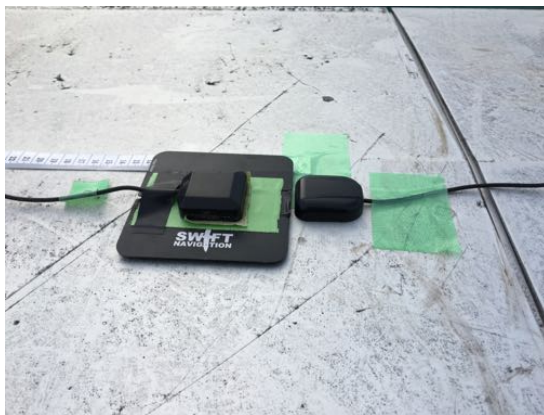


図 6.6 2 台の高精度 GPS モジュールの初期校正位置。



図 6.7 移動局を垂直方向に 0.23m 移動させた。

GPS モジュールと Opt-copter を用いて、信州大学工学部情報工学科棟の屋上で電波干渉試験を行った。

はじめに高精度 GPS モジュールの校正を行い、基地局と移動局が誤差  $\pm 10\text{cm}$  以下で測位できていることを確認した。次に、表 6.3 に示すように、プロペラモーターを「2 分間回転 → 3 分間停止」させる試験を計 6 回行った。

高精度 GPS モジュールが記録した測位データと、それぞれのタイミングでのヒ

表 6.2 垂直方向の測位精度 [m]

	移動前	移動先	移動後
真値	0.01	0.24	0.01
平均値 (高精度 GPS)	0.00	0.28	-0.02
最大値 (高精度 GPS)	0.05	0.32	0.02
最小値 (高精度 GPS)	-0.05	0.24	-0.06
真値と平均値の差分	-0.01	+0.02	-0.03
真値と最大値の差分	+0.04	+0.09	+0.01
真値と最小値の差分	-0.06	+0.01	-0.07

表 6.3 試験内容

時刻	モータ動作
16:10:00	回転
16:12:00	停止
16:15:00	回転
16:17:00	停止
16:20:00	回転
16:22:00	停止
16:35:00	回転
16:37:00	停止
16:40:00	回転
16:42:00	停止
16:45:00	回転
16:47:00	停止

ストグラムを図 6.8, 図 6.9 に示す。結果, 計 6 回の試験で高精度 GPS モジュールが記録した位置のバラツキは  $\pm 2\text{cm}$  となった。プロペラモーターを回しても高精度 GPS モジュールの測位誤差は  $\pm 10\text{cm}$  以内に収まっており, 高精度 GPS モジュールとプロペラモーターの電波干渉は起きなかった。

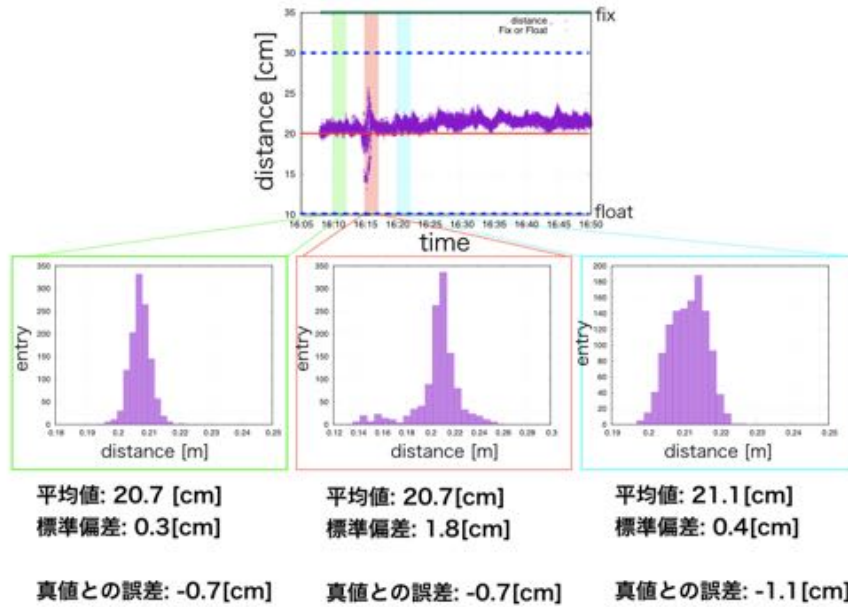


図 6.8 プロペラモーター回転中の高精度 GPS モジュールの位置のバラツキ (1).

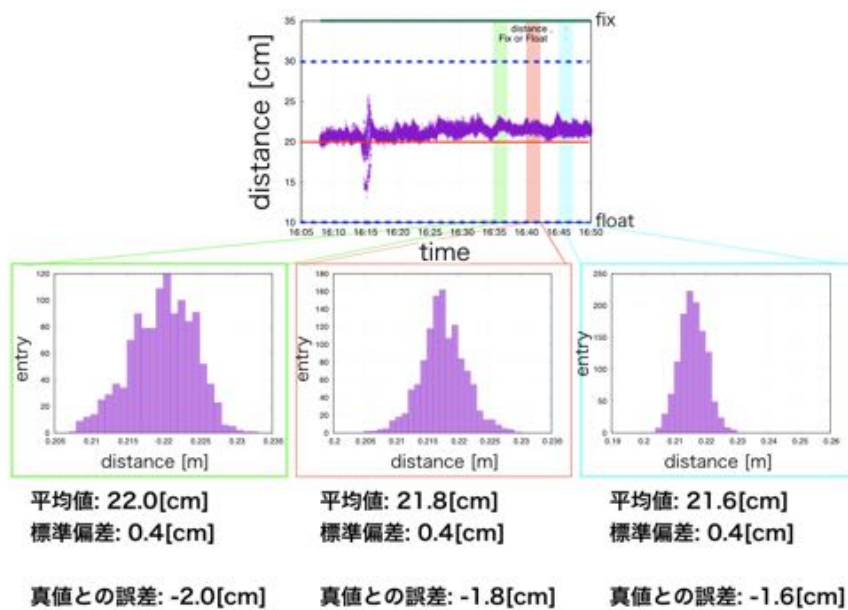


図 6.9 プロペラモーター回転中の高精度 GPS モジュールの位置のバラツキ (2).

## 第7章

# TA 観測サイトでの試験

地上で行った高精度 GPS モジュールの性能評価試験の結果から，地上レベルにおいて Opt-copter の測位精度は要求仕様に耐えられることが証明された．そこで，実際に Opt-copter を現地に運び，TA 観測サイト（BRM）で Opt-copter のフライト試験を行った．本試験の目的は，Opt-copter の空中での測位精度評価と運用手順の確立である．

### 7.1 空中での測位精度評価試験

地上での性能評価試験で得られた結果をもとに，TA 観測サイトで Opt-copter のフライト試験を行った．本試験の結果から，高精度 GPS モジュールの空中での測位精度を評価する．

#### 7.1.1 試験概要

試験は 2017 年 1 月 3 日，6 日と 2 日間行った．試験の条件や設定を以下に示す．試験内容を表 7.1 にまとめる．

**場所** : TA 観測サイト（BRM）

**風速** : 5m/s 以下

**対象 PMT** : 119（PMT カメラ中心）

**距離** : FD ミラー中心より 200m

フライトは安全を考慮し風速 5m/s 以下で行う．対象は PMT119，つまり PMT カメラ中央の PMT である．温度ロガーは光源駆動回路と Opt-copter 駆動用バッテリーに取り付ける．TF の外部トリガーと 10Hz の外部トリガーモジュール



表 7.1 2017 年 1 月 3 日の各フライトのプランとトリガーモード.

Flight No.	Flight plan	Trigger mode
1	Cam.07 (120 sec.) → Cam.06 (120 sec.) → Cam.07 (120 sec.)	Self
2	Cam.06 (180 sec.) → Cam.07 (180 sec.)	Self
3	Cam.07 (600 sec.)	TF's EXT
4	Cam.07 (600 sec.)	TF's EXT
5	Cam.06 (600 sec.)	TF's EXT
6	Cam.06 (600 sec.)	TF's EXT

ル (Arduino) を用いて観測する。バッテリーは温度の影響を大きく受けるため、使用直前まで暖房をかけた車内に置いておく。発光量の関係で本試験の光源は H2A1-H375 を使用する。

### 7.1.2 測位精度の評価方法と結果

計 6 回のフライト試験は Camera06 と Camera07 の PMT119 をターゲットに行ったが、Opt-copter の性能の問題により、実際に飛行した位置は Camera07 では PMT117, Camera06 は PMT116 と PMT132 の中間点を飛行していた。

空中での測位精度を評価するにあたり、今回は 1 回目のフライト試験の Camera07 の視野範囲内を飛行している時のデータを解析した。抽出条件は図 7.1 に示すように、PMT117 を含む PMT カメラ横 1 行の平均仰角  $8.17^\circ$  に PMT 感度面の縦幅  $0.4^\circ$  を持たせ、その範囲を Opt-copter が飛行している時のデータを抽出して解析した。本解析で使用する語句とその意味を以下にまとめる。

**GPS** : 高精度 GPS モジュールが記録した光源の位置。

**記録受光量** : FD が記録した ADC (Analog to Digital Converter) の値。

**受光量重心** : 記録受光量をもとに算出した重心。

図 7.2 は、高精度 GPS モジュールが記録した光源の位置 (以下, GPS) と、FD が記録した ADC (Analog to Digital Converter) 値 (以下, 記録受光量) と、それをもとに算出した重心 (以下, 受光量重心) の時間に対する方位角方向の移動を示している。GPS と受光量重心は同じように動いているが、GPS は滑らかな移動を描いているのに対し、受光量重心は階段状に描かれている。また、それらは PMT 境界では重なっている..

図 7.3 は、各角度上に GPS と受光量重心がどれだけ存在したかを表したヒスト

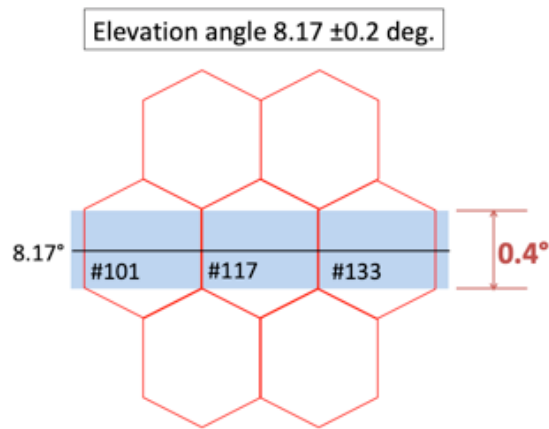


図 7.1 解析するデータの抽出条件. 抽出範囲は PMT117 を含む PMT カメラ横 1 行の平均仰角  $8.17^\circ$  に PMT 感度面の縦幅  $0.4^\circ$  (青色で示している) の範囲.

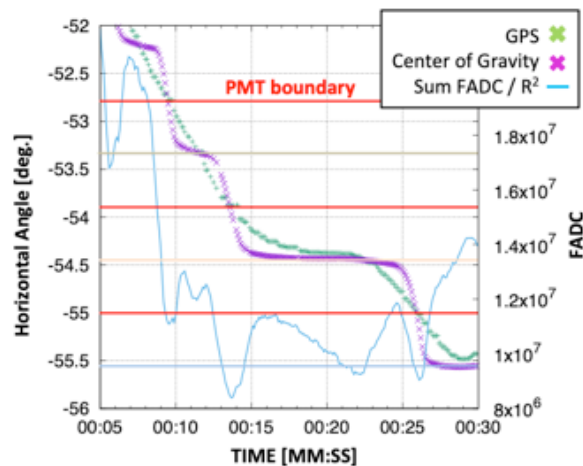


図 7.2 GPS と受光量重心と記録受光量の関係.

グラムである. GPS は各角度上に同じように存在していたのに対し, 受光量重心は PMT 中心に多く集まり, PMT と PMT の間にはあまり存在していない. 実際に Opt-copter は各 PMT の中心に止まって飛行していたわけではなく, ターゲット PMT に向かってスムーズに飛行していたため, GPS の方が光源位置をより正確に記録できていると考えられる.

また, 記録受光量の変化に注目すると, GPS と受光量重心が PMT の中心に存在する時, 記録受光量は大きくなり, PMT と PMT の間に存在する時は記録受光

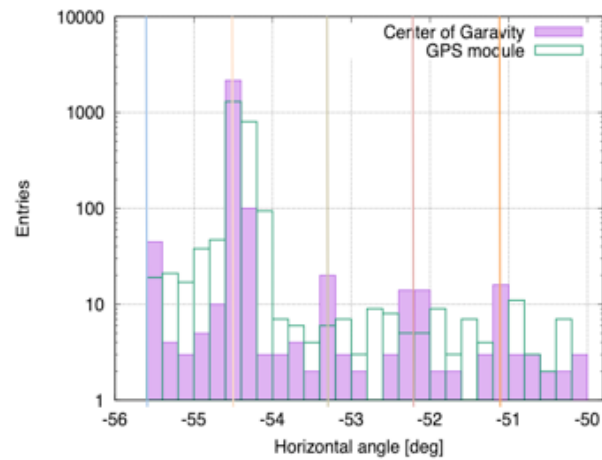


図 7.3 GPS と受光量重心が各角度上に GPS と受光量重心がどれだけ存在したかを表したヒストグラム。GPS は各角度上に同じように存在していたのに対し，受光量重心は PMT 中心に多く集まり，PMT と PMT の間にはあまり存在していなかった。

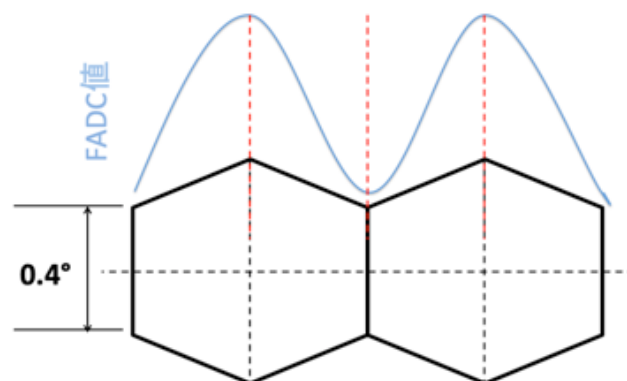


図 7.4 PMT の感度と記録受光量の関係。PMT の中心に光源が存在する時に記録受光量は最大になり，PMT の境界に光源が存在する時に記録受光量は最小になる。

量が小さくなっている (図 7.2)。この原因は PMT の感度特性によるものであると考え。各 PMT の感度に個体差がなく，スポットサイズが PMT 感面より小さいと仮定した場合，PMT の中心に光源が存在する時に記録受光量は最大になり，PMT の境界に光源が存在する時に記録受光量は最小になる (図 7.4)。これらの考察から，記録受光量が低くなった時の GPS 位置を確認する。

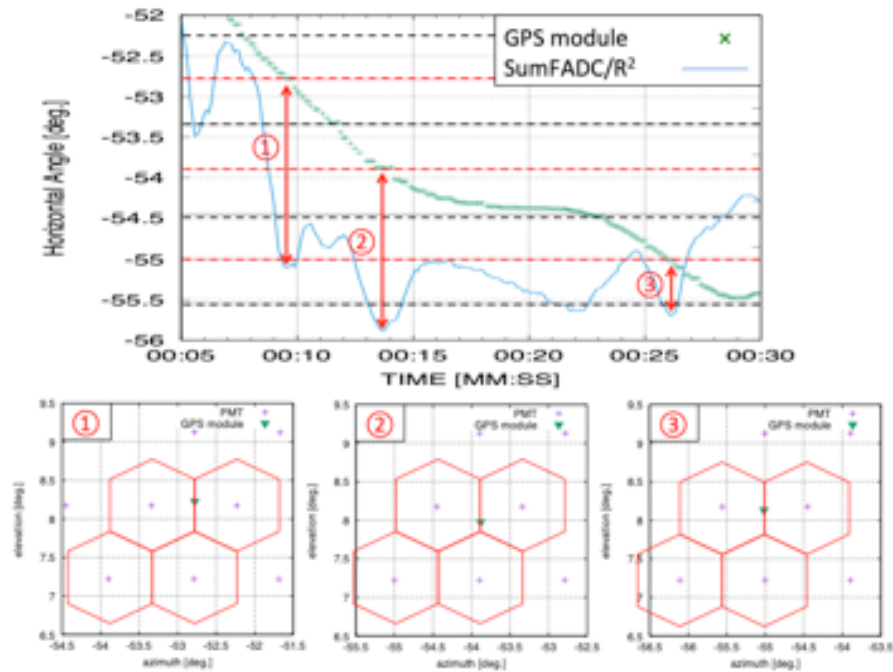


図 7.5 記録受光量が低くなった時の GPS と受光量重心の関係。

表 7.2 高精度 GPS モジュールの空中での測位精度。

	測位誤差 [deg.]
①	0.017
②	0.005
③	0.016

記録受光量が低くなった3箇所注目する(図7.5)。この3箇所のGPS位置をFD視野に投影したところ、それらはPMTとPMTの間に存在していた。

GPSの測位精度を求める。先程の抽出条件に加えて、FDミラー中心から200m先±40mという範囲で改めてデータを抽出した。これまでの結果より、記録受光量が最も低くなった時、GPSはPMTの境界付近に存在する、この時のGPSとPMTの境界との方位角方向の開き角を測位誤差とする(図7.6)。記録受光量が低くなった3箇所(図7.7)の、GPSの位置とPMTの境界との方位角方向の開き角を表7.2にまとめる。

結果、Opt-copterに搭載する高精度GPSモジュールの空中での測位精度の最大の誤差は、2箇所目の0.017°となり、±5.9cm(at 200m)となった。

この高精度GPSモジュールの季節(温度)依存性を確認するため、2017年冬の

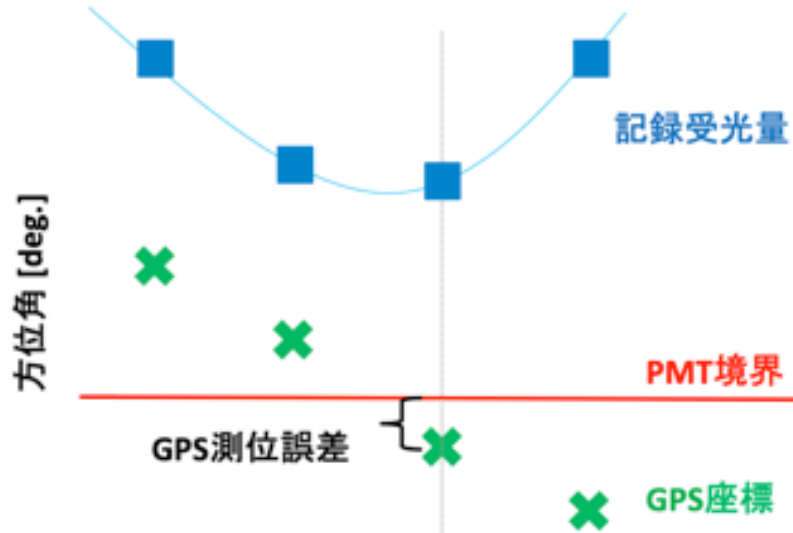


図 7.6 記録受光量が最も低い時，GPS は PMT の境界付近に存在することから，この時の GPS と PMT の境界との方位角方向の開き角を測位誤差とする。

表 7.3 高精度 GPS モジュールの空中での測位精度。

	測位誤差 [deg.]
①	0.020
②	0.028

観測データに対しても上記と同様の解析を行った。記録受光量が低くなった 2 箇所（図 7.8）の GPS の位置と PMT の境界との方位角方向の開き角を表 7.3 にまとめる。

結果，2017 年冬の観測データにおいて最大の誤差は，2 箇所目の 0.028° となり，±14cm (at 300m) となった。

2 つの異なる季節の観測データを用いて解析を行った結果，Opt-copter に搭載している高精度 GPS モジュールは季節（温度）に依存せず，高精度で測位できる。

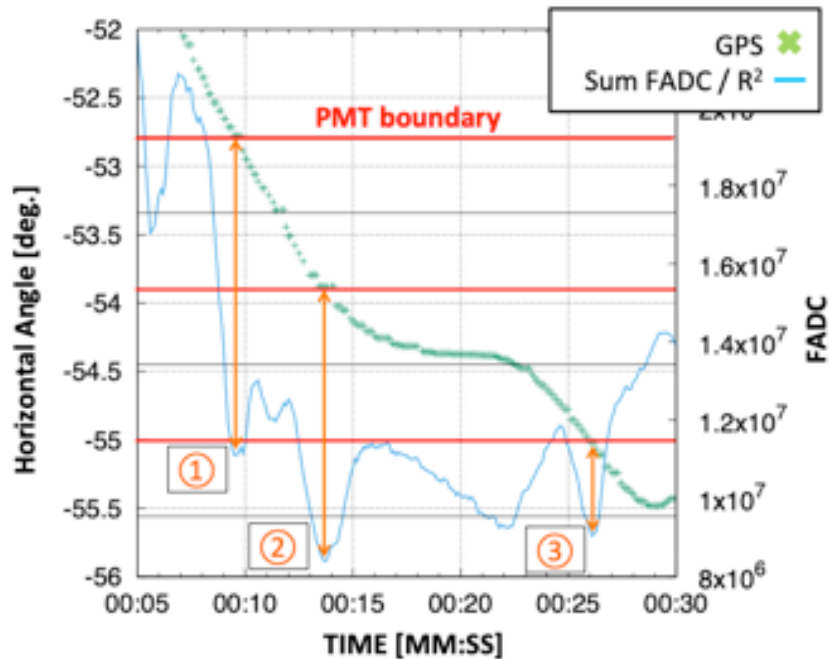


図 7.7 2017 年夏のデータで記録受光量が低くなった 3 箇所（橙色で示す矢印の箇所）.

## 7.2 スポットサイズ

スポットサイズとは Opt-copter の光を FD が受光した時、どれくらいのサイズで PMT カメラ感面上に映っているかというパラメータである。スポットサイズを評価するために、横軸を各 PMT 中心から GPS の開き角、縦軸を各 PMT 中心から受光量重心の開き角にとって散布図を描いた。

図 7.9 に Camera07PMT117 中心からの GPS と受光量重心の開き角の散布図を示す。PMT 中心から GPS の開き角が  $0.4^\circ$  より小さい時、受光量重心はほとんど変化していない。また、PMT 中心から GPS の開き角が  $0.4^\circ$  より大きい時、受光量重心は変化している。よって図 7.9 のように、PMT 中心から PMT 境界まで  $0.55^\circ$  であるとすると、Opt-copter のスポットサイズ径  $R$  は  $0.55^\circ - 0.4^\circ = 0.15^\circ$  となる。これは長さにして約 1.6cm である。

上記と同様の解析を、Camera06PMT116 と同 CameraPMT132 で行う。図 7.10 に Camera06PMT116 からの GPS と受光量重心の開き角の散布図を、図 7.11 に Camera06PMT132 からの GPS と受光量重心の開き角の散布図を示す。

図 7.10 と図 7.11 は図 7.9 と異なる傾向を示し、右肩上がりの相関がある。

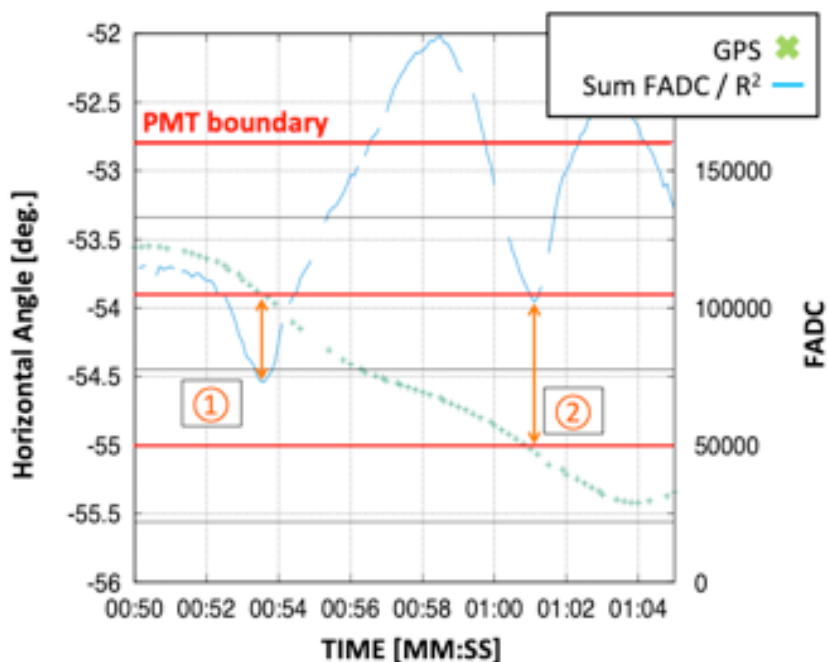


図 7.8 2017 年冬のデータで記録受光量が低くなった 2 箇所（橙色で示す矢印の箇所）。

Camera06 と Camera07 で異なる傾向を示した原因を考える。Opt-copter の光のほとんどが 1 本の PMT に集光している場合は図 7.9 のような傾向に、光が複数本の PMT に集光している場合は図 7.10 や図 7.11 のような傾向になると考える。Camera06 は観測視野が上方向であるため、Opt-copter を下から見上げている。今回の原因として、「Opt-copter の光源は機体下側に取り付けられているため、機体に反射した光も合わせて PMT カメラで集光され、スポットサイズが大きくなっている」ことや、「冬期に試験を行ったため湿度が高く、複合球面鏡や PMT カメラの表面が結露し、それによって光が散乱し受光面積が広がっている」ことなどが考えられる。

### 7.3 データ取得率を向上させる

これまでの結果から Opt-copter は FD の較正装置として十分な性能であることが証明された。これから本格的な運用を行っていくためには、解析に必要なデータを効率的かつ潤沢に取得する方法を考えなければならない。我々が FD 較正に必要なデータは FD が記録する Opt-copter の光源位置データ（以下、FD データ）と、Opt-copter に搭載された高精度 GPS モジュールが記録する飛行位置データ

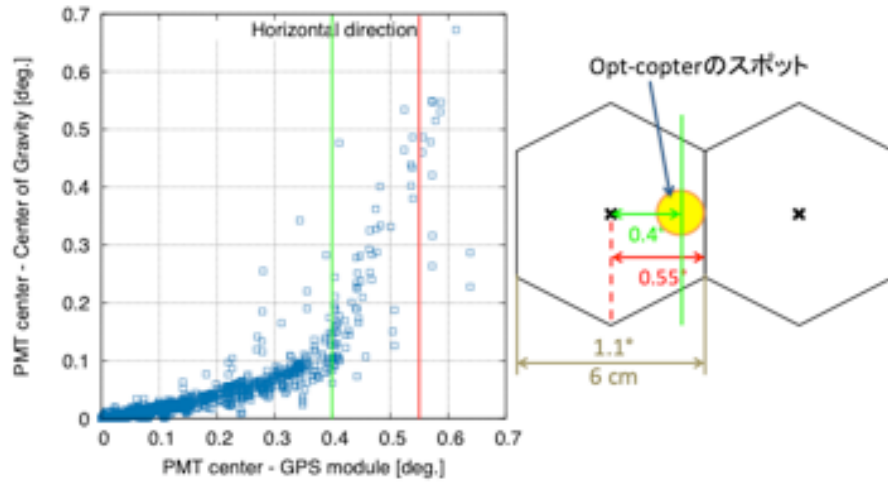


図 7.9 Camera07PMT117 からの開き角 (縦軸：PMT117 から受光量重心の開き角，横軸：PMT117 から GPS の開き角)。

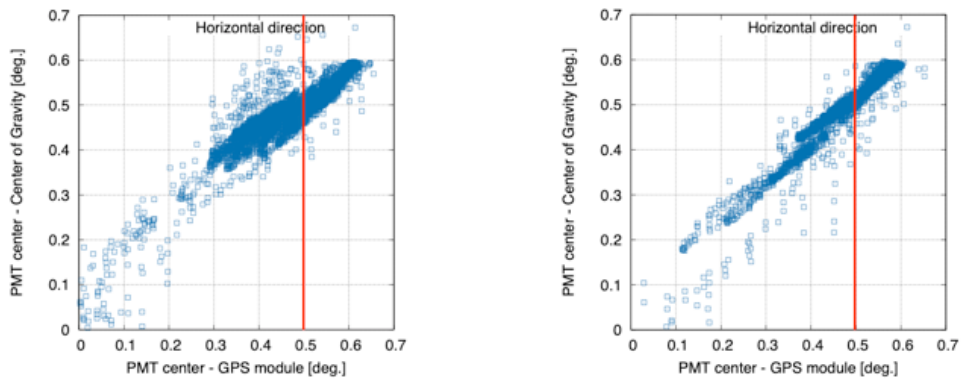


図 7.10 Camera06PMT116 からの開き角. 図 7.11 Camera06PMT132 からの開き角.

(以下，GPS データ) である。

### 7.3.1 FD データの取得率を向上させる

2017 年のフライト試験ではデータの取りこぼしが少なくなるように外部トリガーを用いて，光源の発光タイミングと FD のトリガータイミングを同期させて観



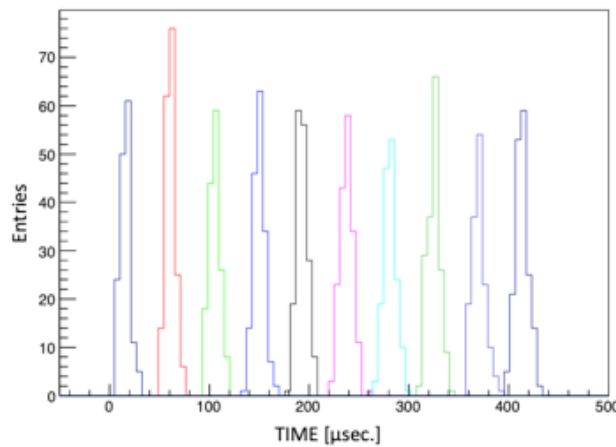


図 7.12 正確な 10PPS を基準とした時の FD のトリガータイミングのバラツキ. 各色のヒストグラムは 100ms 毎のバラツキを意味する. 100ms 毎に  $40\mu\text{s}$  の遅延が生じている.

測を行った, しかし観測データを確認したところ, 実際に解析に使用できるデータは全体を通して約 70% であった. この結果には様々な要因が考えられるが, 一番の要因は光源の発光タイミングと FD のトリガータイミングを制御するパルスモジュールにあると考えた. この時, パルスモジュールには Arduino を使用していた. 地上での Arduino 同期試験では最大で  $40\mu\text{s}$  程度のズレが生じることを確認している.

そこで, 正確な 10PPS を基準とした時, FD のトリガータイミングがどの程度のズレが生じるかを調べた. 結果を図 7.12 に示す. 各色のヒストグラムは 100ms 毎のバラツキを意味する. 結果, 1 パルス毎に  $40\mu\text{s}$  程度の遅延が生じ, 最大で  $450\mu\text{s}$  程度のズレが生じていた.

FD の仕様上, 2 台のパルスモジュールは  $50\mu\text{s}$  以内で同期させなければならない. Arduino のプログラム改良や, Raspberry Pi Foundation が開発しているシングルボードコンピュータ「Raspberry Pi」にリアルタイムカーネルを導入した新規のパルスモジュールの開発も行ったが, 要求値を満たすに至らなかった.

最後に見つけたのが, 現在 Opt-copter に搭載されているパルスモジュール「EVK-M8N 改」(以下, GPS 受信機ボード)である. このモジュールでも同様に, 正確な 10PPS を基準とした時, GPS 受信機ボードからの出力信号がどの程度のズレが生じるかを調べた. 結果を図 7.13 に示す. 平均して 200ns 程度, 最大で 600ns 程度のズレは生じていたが, 我々の要求していた  $50\mu\text{s}$  以内での同期は達成

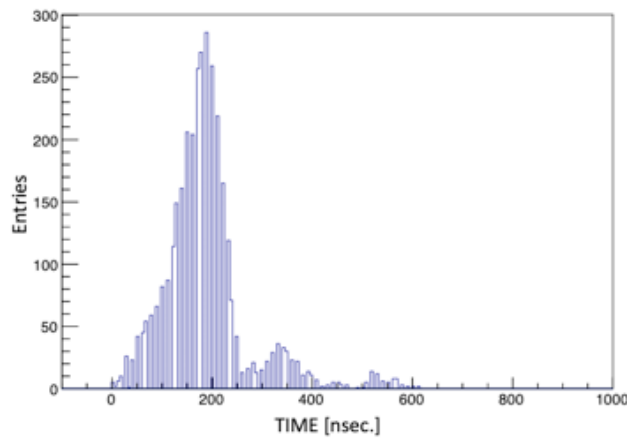


図 7.13 正確な 10PPS を基準とした時の GPS 受信機ボードの信号出力タイミングのバラツキ。

された。

以上の結果を踏まえ、2018 年夏はこの GPS 受信機ボードを Opt-copter に搭載してフライト試験を行った。すると解析に使用できるデータは全体を通して約 83% となり、昨年度と比較してデータ取得率が約 13 % 向上した。FD の通常観測時、宇宙線イベントが 2~3Hz でトリガーされていることを考慮すると、現在のデータ取得率が最大値に近いと言える。

### 7.3.2 GPS データの取得率を向上させる

2017 年の記録データを確認したところ、実際に解析に使用できるデータは全体を通して約 81% となった。GPS データの取りこぼしの原因は、高精度 GPS モジュールの通信アンテナの送受信強度の問題である。観測データを解析したところ、ドローンの機首が向く方向に依存してデータ取得率が変動していた。通信アンテナが機体の影になってしまう時や、基地局と移動局の 2 点を結ぶ線上に ELS や TA 観測サイトのフェンスが入った場合はデータ取得率が低下し、それ以外の状況ではデータを正しく取得できていた。

そこで、通信アンテナそのものの変更や機体取り付け位置を変更して、より安定したデータ通信の確立を目指した。以下に、昨年度までの試験から変更した点をまとめる。

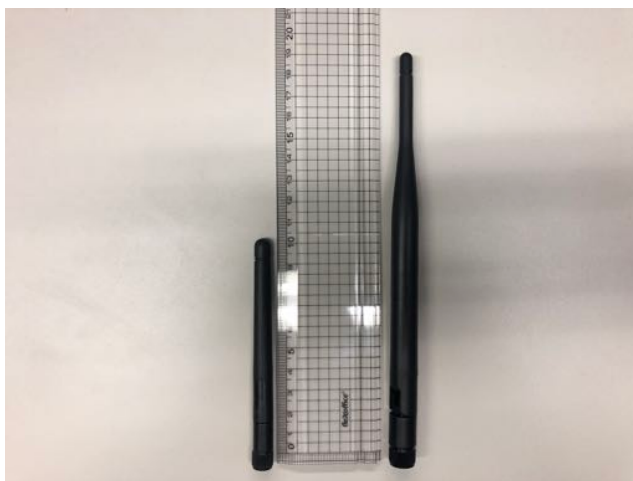


図 7.14 高精度 GPS モジュールの通信アンテナ。本体に付属している通信アンテナ（左）と、機体の影に隠れないように選定した通信アンテナ（右）。

### 通信アンテナの変更

高精度 GPS モジュールに付属している通信アンテナは長さが短く、機首方向によっては機体の影に隠れてしまう可能性がある。そこで機体の影に隠れないように付属アンテナより長い通信アンテナに変更した。図 7.14 に高精度 GPS モジュールに付属している通信アンテナと新たに選定した通信アンテナを示す。

### 基地局通信アンテナの取り付け位置変更

これまでは作業机の上に取り付けていたが、Opt-copter の飛行位置によって建物やフェンスが通信に影響することから脚立の上に取り付けた。三脚の高さは 180cm 程度であり、フェンスはもちろん、フライト試験従事者が近くで作業していても通信を妨げることはない。図 7.15 に基地局側に設置された通信アンテナの外観を示す。

### 移動局通信アンテナの取り付け位置変更

これまでは機体の胴体に取り付けていたが、機首方向によって機体の影に隠れてしまうことからプロペラアームの先に取り付けた。この位置に取り付けることで、アンテナが影に隠れることはなく安定した通信を行える。図 7.16 に Opt-copter に取り付けられた通信アンテナの外観を示す。



図 7.15 基地局側の高精度 GPS モジュールの通信アンテナの取り付け位置を変更した。これまでは作業机の上に取り付けていたが、Opt-copter の飛行位置によって建物やフェンスが通信に影響することから脚立の上に取り付けた。

### 離着陸ポイントの追加

図 7.17 に TA 観測サイト (BRM) の俯瞰図を示す。これまでは BRM 北側の Survey Marker (赤点) からのみフライトを行っていたが、前述したように Opt-copter の飛行位置によって建物やフェンスが高精度 GPS モジュールの通信に影響することから南側の Survey Marker (黄点) も用いてフライトを行うことにした。Camera00~05 までの Camera (左視野) をターゲットにフライトする場合は南側の Survey Marker を、Camera06~11 までの Camera (右視野) をターゲットにフライトする場合は北側の Survey Marker を使用する。

以上の項目を変更した結果、2018 年夏のフライト試験では、解析に使用できるデータは全体を通して約 98% となり、昨年度と比較してデータ取得率が約 17% 向上した。



図 7.16 Opt-copter の高精度 GPS モジュールの通信アンテナの取り付け位置を変更した。これまでは機体の胴体付近に取り付けていたが、機首方向によって機体の影に隠れてしまうことからプロペラアームの先に取り付けた。

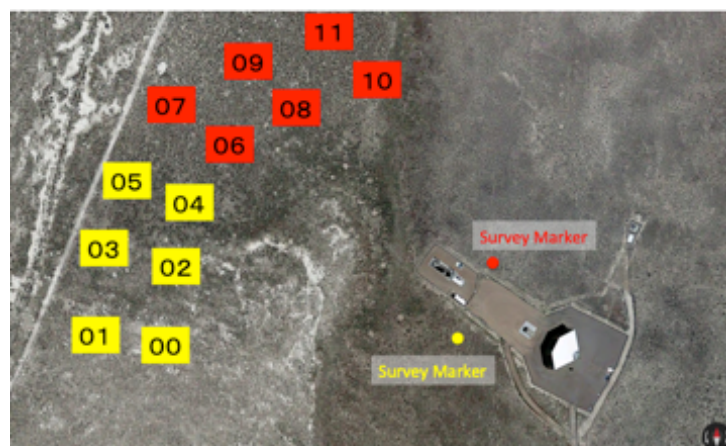


図 7.17 TA 観測サイト (BRM) の俯瞰図。2つの点は Survey Marker を、0~11 の数字は各 Camera の飛行位置を示す。飛行位置が前後にずれているのは、各 FD ミラー中心から等距離でフライトするためである。Camera00~05 までの Camera (左視野) をターゲットにフライトする場合は南側の Survey Marker (黄色) を、Camera06~11 までの Camera (右視野) をターゲットにフライトする場合は北側の Survey Marker (赤色) を使用する。

## 結論

ドローン搭載型標準光源「Opt-copter」の性能評価試験の結果を以下に示す。

標準光源の方位角方向の一様性は  $\pm 30\%/360^\circ$  である。

標準光源の方位角方向の一様性は  $\pm 8\%/90^\circ$  である。

高精度 GPS モジュールの地上での測位精度は水平方向  $\pm 0.1\text{m}$ 、垂直方向  $\pm 0.09\text{m}$  である。

高精度 GPS モジュールの空中での測位精度は  $\pm 5.9\text{cm}$  (at 200m) である。

高精度 GPS モジュールと UAV のプロペラモーターの電波干渉は見られなかった。

Opt-copter の TA 観測サイトでの試験の結果を以下に示す。

Opt-copter は季節（温度）に依存せず高精度で測位できる。

Opt-copter の Camera07 (at BRM) でのスポットサイズは約 3cm である。2017 年の FD データ取得率が約 70% だったのに対し、2018 年夏の GPS データ取得率は約 83% となり、昨年度と比較してデータ取得率が約 13% 向上した。

2017 年の GPS データ取得率が約 81% だったのに対し、2018 年夏の GPS データ取得率は約 98% となり、昨年度と比較してデータ取得率が約 17% 向上した。

本研究ではドローン搭載型標準光源の性能評価と、実用化に向けて改良を行った。結論として、Opt-copter は FD の較正装置として十分な性能であることが証明され、ジオメトリの確認に使用できることが示唆された。

## 謝辞

本研究において日々熱心なご指導を頂いた富田孝幸助教に深く感謝します。

本研究を遂行するにあたり、終始暖かく見守ってくださった齊藤保典教授に深く感謝します。

本研究において多大なご指導、ご助言をいただいた大阪電気通信大学の多米田裕一郎講師に深く感謝します。

本研究に関して有益なご助言をいただいた大谷武志技術専門職員、片岡圭司技術専門職員に深くお礼申し上げます。

研究室やユタ現地において常日頃サポートしていただいた林幹樹氏に深くお礼申し上げます。また、Opt-copter チームとして日々協力してくれた稲富大地氏、佐野賢吾氏、奥悠弥氏に感謝します。

日々の研究生生活の支えとなっていたいただいた中村凌氏、山本真周氏、西村彬氏に深く感謝します。また、研究室に新たな刺激をあたえてくれた上濱孝文氏、岩倉広和氏、宇都宮成弥氏に感謝します。

多くのご協力をいただいたコラボレーターの皆様に深く感謝します。

最後に私の研究生生活を支えてくれた家族、友人に深く感謝します。