平成30年度（2018年度）修士論文

MeV ガンマ線天体観測実証試験 SMILE-2+ に向けた気球システムの開発と上空における動作

京都大学大学院 理学研究科 物理学第二教室 宇宙線研究室

小野坂　健

2019 年 1 月 24 日 提出

論文要約

銀河系における電子・陽電子対消滅線 (0.511 MeV) の起源は未だに明らかになっていない。その解明には対消滅線分布の観測が重要であると考えられているが、従来の MeV ガンマ線検出器では入射ガンマ線の到来方向を統計的に推測することしかできないため雑音と信号の区別が不完全で、対消滅線分布を議論するのに十分な精度での観測ができなかった。

我々が開発している電子飛跡検出型コンプトンカメラ (electron-tracking Compton camera： ETCC) はコンプトン散乱における反跳電子の三次元飛跡とエネルギーを測定するガス検出器と、散乱ガンマ線の吸収位置とエネルギーを測定する位置感度を持ったシンチレータ検出器から構成され、従来のコンプトンカメラでは不可能だった入射ガンマ線の到来方向を他波長の望遠鏡と同様に点像分布関数 (Point Spread Function： PSF) で決定可能にし、確実な雑音除去を実現する。現在我々は ETCC の衛星搭載を目標としており、その性能実証試験のため気球実験計画 SMILE　(Sub-MeV and Mev gamma-ray Imaging Loaded-on-Balloon Experiment) を進行しており、2018 年 4 月に ETCC の天体イメージング能力の実証試験として豪州気球実験 SMILE-2+ を行った。

本論文では SMILE-2+ 気球実験に向けた気球システムの開発について述べる。本気球実験では気球高度 $\sim$ 38.5 km の-23 ℃、3 hPa の低温・低圧環境下において ETCC を 30 時間程度稼働させる事が必要であった。ETCC の消費電力は 214 W で、必要な稼働時間を確保可能な容量を持つ電池の搭載が必要とされたが、電池は温度が冷えると容量が減ってしまい、夜間にシステムの温度が冷えた場合に必要な稼働時間を確保できなくなる可能性がある。消費電力と重量の観点からヒーター搭載は不可能であるため、軽い断熱材を巻くことで保温を図った。夜間気球高度においては大気がほとんど存在しないため気球システムの熱収支は消費電力と地球放射によってのみ決定される。そこで過去の観測から地球放射の強度を 280 ± 29.9 W $\cdot$ m^{-2}[RMS] と見積もり、要求される稼働時間を確保するため電池の温度が 0 ℃を下回らないように熱設計を行った。そして断熱材の保温効果の実証と、気球高度環境下で観測システムが正常に動作することを確認するために熱環境試験を行った。実際の気球フライトにおいては電池の温度は熱設計の通り 0 ℃を下回らなかったことが確認された。さらに今回の観測でかに星雲を優位度 5σ 以上で検出するための上空での要求姿勢決定精度は $\sim 1^\circ$ であり、姿勢系センサーとして GPS アンテナ、GPS コンパス、傾斜計、磁場センサーに加えてピギーバックとして大阪大学の荘司氏らが開発した姿勢情報を測定可能な GPS ロガーを搭載した。気球実験前に行った性能試験の結果誤差は GPS コンパス、傾斜計、磁場センサーがそれぞれ $\sim 1.5^\circ$、$\sim 0.2^\circ$、$\sim 7^\circ$ [RMS] であった。実際のフライトでは搭載姿勢センサーは期待されていた動作をしなかったが、可能な補正を行うことで搭載姿勢センサーと GPS ロガーで同様な結果となり、GPS ロガーの動作が正常であると判明したため、観測器の姿勢としては GPS ロガーで測定したデータを採用することとした。GPS ロガーの姿勢決定精度は $\sim 3^\circ$ 程度と考えられる。

目次

第 1 章　銀河における電子・陽電子対消滅線 1
1.1　電子・陽電子対消滅 1

第 2 章　MeV ガンマ線の検出方法 3
2.1　ガンマ線と物質の相互作用 3
2.2　MeV ガンマ線イメージング 5
2.3　電子飛跡検出型コンプトンカメラ 11

第 3 章　SMILE 概要 16
3.1　SMILE 計画 16
3.1.1　SMILE-I 16
3.1.2　SMILE-2+ 16

第 4 章　気球実験 18
4.1　気球の方式 18
4.1.1　ゼロプレッシャー気球とその到達高度 18
4.1.2　成層圏気球の構成 19
4.2　観測器の設計 22

第 5 章　気球システムの開発 24
5.1　気球システム概略 24
5.2　ガス純化システム 28
5.3　搭載センサー 30
5.3.1　環境センサー 30
5.3.2　姿勢センサー 32
5.3.3　搭載センサー用 ADC ユニット 38
5.3.4　姿勢センサーによる観測器の姿勢測定 40
5.4　GPS ロガー 42
5.5　システムの消費電力と電池 44
5.6　熱環境試験 47
5.6.1　気球高度における熱収支 48
5.6.2　断熱材と熱環境試験 50
5.7　データ通信 56
5.8　噛み合わせ試験 59

第 6 章　豪州気球実験 64

6.1 気球実験の概要 64
6.2 搭載センサーの上空での動作 65
6.2.1 環境センサーの動作 65
6.2.2 姿勢センサーの動作 67
6.2.3 GPS ロガーの動作 73
6.3 姿勢データの検討 74

第 7 章 まとめと今後 79

謝辞 80

参考文献 81

第 1 章

銀河における電子・陽電子対消滅線

1.1　電子・陽電子対消滅

電子・陽電子対消滅とは電子と陽電子が出会い消滅し、全体のエネルギーの合計が 1.022 MeV となるように光子を 2 個あるい 3 個放出する現象である。電子・陽電子の直接対消滅の場合は 511 keV のエネルギーを持った光子をそれぞれ反対方向に 2 つ放出し、対消滅線として観測される。電子・陽電子はポジトロニウム (Ps) を構成することがある。定常状態のポジトロニウムは電子・陽電子のスピン状態によって 2 種類の状態を取り、シングレット状態では反平行スピンを持つパラポジトロニウム (p-Ps)、トリプレット状態では平行スピンを持つオルソポジトロニウム (o-Ps) になる。ポジトロニウムの対消滅によって放出される光子は、ポジトロニウムのスピンと運動量の保存に従う。パラポジトロニウムは 511 keV の光子を 2 つそれぞれ反対方向に放出する。オルソポジトロニウムの場合はスピン保存のため 3 つの光子を放出する。合計で 1022 keV のエネルギーを 3 個の光子に分配するので、その対消滅線は 511 keV 以下の領域に広がる連続スペクトルを作る。

電子・陽電子対消滅による 511 keV の放射は 1970 年代に気球実験によって初めて観測されて以来、今日まで対消滅を起こす陽電子の起源は未だ明らかになっていない [1]。

図 1.1 は SPI/*INTEGRAL* によって観測された電子・陽電子対消滅線の優位度マップである。このマップでは銀河面からの放射に比べて銀河中心のバルジ領域からの放射が優勢であり、その強度比は 1.4 程度と見積もられた [2]。このようにバルジ領域からの放射が優勢となる分布は他波長の領域では見られない特異な分布である。

この特異な分布を説明づけるために対消滅線を起こす陽電子生成源の候補として、放射性同位体の

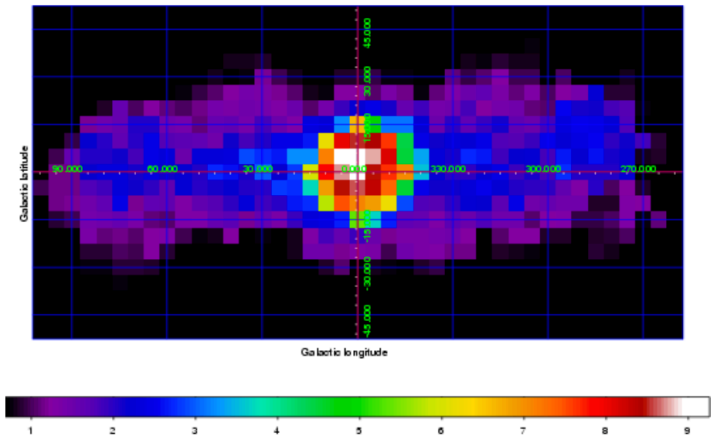

図 1.1　SPI/*INTEGRAL* による電子・陽電子対消滅線の優位度の分布 [2]

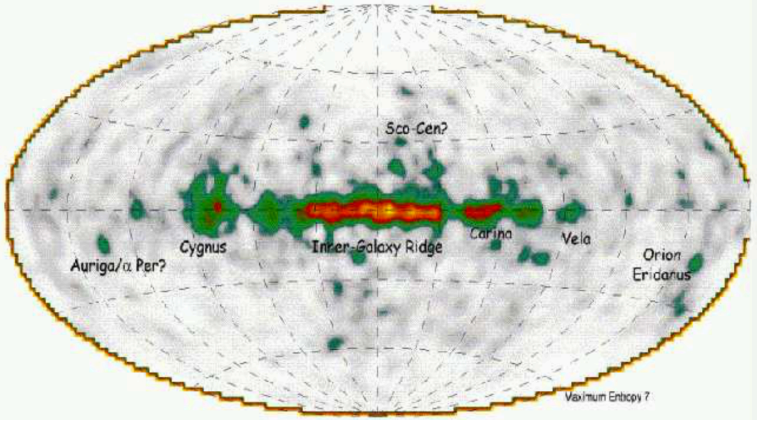

図 1.2　COMPTEL/CGRO で得た ^{26}Al が放出する 1.809MeV のマップ [3]

β^+ 崩壊、Ia 型超新星、マイクロクェーサー、X 線連星などの天体に加え、ダークマターなどといったものが挙げられた [1]。しかし、それらの物理的理解の不足や陽電子の伝播機構の不定性などのため、各陽電子生成源が銀河系の電子・陽電子対消滅線にどの程度の寄与を与えているかは明らかになっていない。

その中でも ^{26}Al の β^+ 崩壊によって放出される陽電子は銀河系における対消滅線への寄与は比較的不定性のすくない見積もりがなされている。大質量星で生成されると考えられている ^{26}Al は長い寿命（半減期 7.5×10^5 yr）を持つ同位体で、β^+ 崩壊をして 1.809 MeV のガンマ線と陽電子を放出する。銀河に広がる ^{26}Al からのガンマ線は *HEAO-C* に搭載された Ge 検出器によって検出され [4]、銀河において元素合成が行われている直接の証拠となった。そして *CGRO* に搭載された COMPTEL の 9 年間に渡る観測によって初めて ^{26}Al からの 1.809 MeV のガンマ線のマップが作成された（図 1.2)[5]。

^{26}Al の放射の銀河全体におけるフラックスは SPI によって観測されており、その観測結果は $3.1 \pm 0.4 \times 10^{-4}$ photon cm^{-2}s^{-1}rad^{-1} となっている [1]。^{26}Al の崩壊と生成が平衡状態にあると仮定すると SPI の観測結果から求めた ^{26}Al の生成量は $\dot{N}_{26} = 4.3 \times 10^{42}$ s^{-1}（2.7M$_\odot$/M$_{\rm yr}$）である [6]。^{26}Al は β^+ 崩壊を経て陽電子を放出するが、^{26}Al の生成量とその分岐比が $f_{e^+,26} = 82\%$ であることから銀河における ^{26}Al による陽電子生成量は $\dot{N}_{e^+,26} = f_{e^+,26}\dot{N}_{26} \sim 3.5 \times 10^{42}$ s^{-1} と求めることができる。この値は観測された対消滅線放射から計算された銀河系での陽電子の生成量の 17% にあたる [10]。

このように銀河系における対消滅線の放射を説明するには、^{26}Al の β^+ 崩壊による陽電子のみでは説明がつかない。そのため他の陽電子生成源からの寄与があるはずで、いくつかのシナリオが考えられているが、それらには不定性が多く、具体的な対消滅線への寄与は明らかになっていない。そこで陽電子生成源となる天体の分布と対消滅線分布の比較が対消滅を起こす陽電子起源の解明に繋がると期待されているが、詳しい分布を議論できる分解能での観測は未だ行われていない。そこで従来より優れた感度・角度分解能を持つ検出器での観測が必要とされている。

第 2 章

MeV ガンマ線の検出方法

ガンマ線は電荷を持たず、物質を直接電離することがないので直接検出をすることは難しい。しかしガンマ線と物質は相互作用をして電子や陽電子を放出し、これらが周囲の物質を電離させる。これを利用してガンマ線を検出する事ができる。この章ではガンマ線と物質の相互作用について述べてから、それらを利用した様々なガンマ線の検出・イメージングの方法とその問題点ついて実際に観測を行った検出器と共に述べる。そして最後に我々が現在開発を進めている電子飛跡検出型コンプトンカメラ (Electron-Tracking Compton Camera : ETCC) の検出原理について述べる。

2.1 ガンマ線と物質の相互作用

ガンマ線と物質の相互作用は主に光電吸収、コンプトン散乱、電子対生成の 3 種類である。以下でこの 3 つの相互作用について説明する。図 2.1 は Ar ガス中におけるそれぞれの相互作用の反応断面積のグラフである。このグラフから MeV 領域のガンマ線はコンプトン散乱が優位な相互作用であることがわかる。

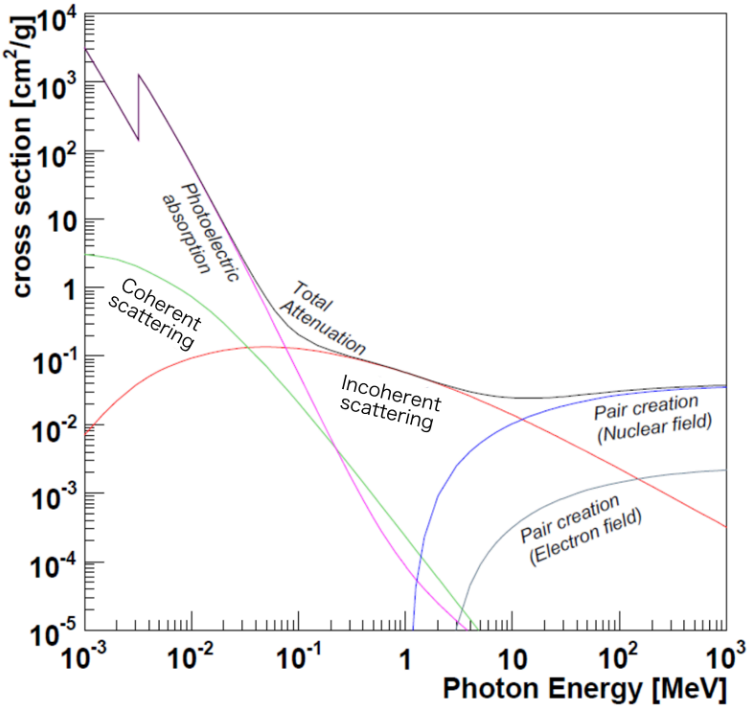

図 2.1 ガンマ線と物質の相互作用断面積 (Ar)[7]

100 keV 程度のエネルギーを持つガンマ線と物質の相互作用は光電吸収が支配的である。光電吸収とは物質に入射したガンマ線が物質中の原子核周りの電子に吸収され、その結果物質から電子が叩き出される現象である。その時の電子が持つエネルギー E_e は

$$K_e = E_\gamma - E_{bind} \tag{2.1}$$

と表される。式中の E_γ は入射ガンマ線のエネルギー、E_{bind} は物質中原子の束縛エネルギーである。光電吸収が起こる反応断面積 σ_{ph} は

$$\sigma_{ph} \propto \frac{Z^n}{E_\gamma^{3.5}} \tag{2.2}$$

と表される。ただし $n = 4 \sim 5$ であり、反応断面積は原子番号の $4 \sim 5$ 乗に比例する。E_γ が原子の K 殻の束縛エネルギーより大きい場合には K 殻の電子と光電吸収を起こす確率が最も高くなる。その反応断面積は

$$\sigma_K = 4\sqrt{2}Z^5 \left(\frac{8\pi}{3}r_e^2\right)\left(\frac{e^2}{4\pi\varepsilon_0\hbar c^2}\right)^4\left(\frac{m_e c^2}{E_\gamma}\right)^{7/2} \tag{2.3}$$

と表される。反応断面積は原子番号の 5 乗に比例し、入射ガンマ線のエネルギーの 7/2 に比例する。式中の $m_e c^2 = 511$ keV は電子質量、r_e は古典電子半径で

$$r_e = \frac{e^2}{4\pi\varepsilon_0 m_e c^2} \tag{2.4}$$

と表される。E_γ が K 殻の束縛エネルギーより低い場合、L 殻の電子と光電吸収を起こす確率が最も高くなる。したがって光電吸収の反応断面積は K 殻の束縛エネルギー付近で不連続なエッジができる。光電吸収が起きると叩き出された電子の準位が空になり、より高い準位にある電子遷移してくる。この時その準位差だけのエネルギーを持つ光子 (X 線) または電子が放出され、それぞれ特性 X 線、オージェ電子と呼ばれる。

入射ガンマ線のエネルギーが 100keV $\sim$ 10MeV になるとガンマ線と物質の相互作用はコンプトン散乱が支配的になる。コンプトン散乱とは入射ガンマ線がそのエネルギーの一部を電子に与え電子を弾き飛ばし、運動量保存則とエネルギー保存則に従い電子に与えた分だけエネルギーが小さくなったガンマ線が散乱される現象である。入射ガンマ線のエネルギーは原子の束縛エネルギーよりも十分大きいので、原子に束縛されている電子は静止しているとみなす事ができる。この時散乱角を ϕ として入射ガンマ線のエネルギー E_γ、散乱ガンマ線のエネルギーを E'_γ とすると、以下の関係がある。

$$E'_\gamma = \frac{E_\gamma}{1 + \frac{E_\gamma}{m_e c^2}(1 - \cos\phi)} \tag{2.5}$$

散乱ガンマ線の角度分布は σ を散乱断面積 Ω を立体角として微分散乱断面積により与えられる [8]。

$$\frac{d\sigma}{d\Omega} = Zr_0^2\left(\frac{1}{1 + k(1 - \cos\phi)}\right)^2\left(\frac{1 + \cos^2\phi}{2}\right)\left(1 + \frac{k^2(1 - \cos\phi)^2}{(1 + \cos^2\phi)[1 + k(1 - \cos\phi)]}\right) \tag{2.6}$$

なお式中の k は

$$k = \frac{E_\gamma}{m_e c^2} \tag{2.7}$$

である。コンプトン散乱が起こる確率は物質の原子番号に比例している。さらに入射ガンマ線のエネルギーが高い程前方散乱が優位になる (図 2.2)。

ガンマ線のエネルギーが電子の静止質量の 2 倍である 1.022 MeV 以上になると電子・陽電子対生成を起こすようになる。電子・陽電子対生成とはエネルギーを持ったガンマ線が原子核近傍の電場を通過した際に電子と陽電子が生成される現象であり、10 MeV 以上のガンマ線と物質の相互作用で支配的に

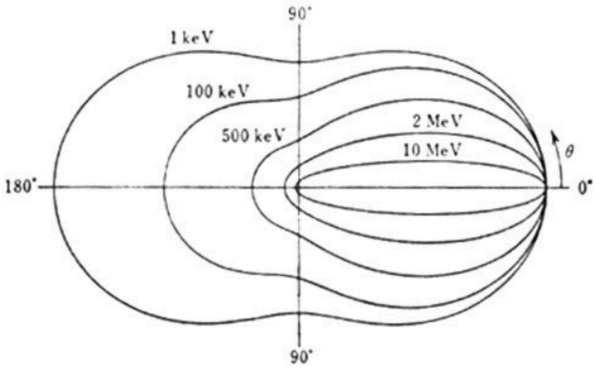

図 2.2　コンプトン散乱角度分布 [12]

なる。電子・陽電子対生成の反応断面積は以下のように表され、反応断面積は原子番号 Z の 2 乗に比例する。

$$\sigma_{pair} = \frac{Z^2 r_e^2}{137}\left(\frac{28}{9}\ln\left(\frac{2E_\gamma}{m_e c^2}\right) - \frac{218}{27}\right) \left(E_\gamma \ll \frac{137}{Z^{1/3}} m_e c^2\right) \tag{2.8}$$

$$\sigma_{pair} = \frac{Z^2 r_e^2}{137}\left(\frac{28}{9}\ln\left(\frac{183}{Z^{1/3}}\right) - \frac{2}{27}\right) \left(E_\gamma \gg \frac{137}{Z^{1/3}} m_e c^2\right) \tag{2.9}$$

2.2　MeV ガンマ線イメージング

ガンマ線はエネルギー、到来時刻、到来方向、偏光の情報を持ち、天体ごとの現象を観測するには到来方向を正確に測定することが最も確実である。可視光や X 線の観測においては到来方向を測定する代表的な手法としてミラーを用いた集光が挙げられるが、MeV ガンマ線はそれらに比べてエネルギーが非常に高く、透過力が強くほとんど反射しないため集光が出来ない。このため MeV ガンマ線の観測を行う際には特殊な手法を用いた検出器が必要である。このような背景のために様々な MeV ガンマ線のイメージング法が考えられてきた。この章ではコリメータ法、コーデッドマスク法、コンプトン法についてそれぞれの手法を採用した検出器と共に検出原理とその問題点について説明する。

コリメータ法とは遮蔽物（コリメータ）で視野を狭めてガンマ線の入射方向を制限するという手法である (図 2.3)。コリメータ法の問題点としては、視野外からのガンマ線をコリメータに吸収させようとしたときにコリメータを厚くする必要があり、開口率が小さくなってしまうことが挙げられる。さらに MeV ガンマ線は透過力が強いためコリメータを透過・散乱して検出器に入射してしまう事があり、この場合コリメータの方向からやってきたガンマ線と区別がつかないという問題点もある。他にも高エネルギー宇宙線とコリメータが相互作用してガンマ線を放出するなどしてコリメータ自身が雑音源になってしまうといった問題点も存在する。

コリメータ法を用いた観測器として Oriented Scintillation Spectrometer Experiment(OSSE)[9] が挙げられる。OSSE は *Compton Gamma Ray Observatory(CGRO)* 衛星に搭載されたガンマ線検出器で 0.05 ～ 10 MeV の範囲に感度を持つ。検出器の構成は図 2.4 の通りである。OSSE の検出器は直径 33 cm 厚さ 10.2 cm の NaI(Tl) シンチレータ (減衰時間 250 ns) の後ろに厚さ 7.6 cm の CsI(Na) シンチレータ (減衰時間 550 ns) を光学的に接合して CsI(Na) 側から 7 個の光電子増倍管で読むことでガンマ線を検出している。このように減衰時間の異なるシンチレータを接続した検出器をホスウィッチ検出器と呼ぶ。読み出された信号の立ち上がり時間から入射したガンマ線がどのシンチレータで吸収されたか判別することができ、開口側から入射したガンマ線は前段のシンチレータで吸収されることが多いため、そのようなイベントを抽出することで視野方向の逆向きから入射してきた雑音などを除去する

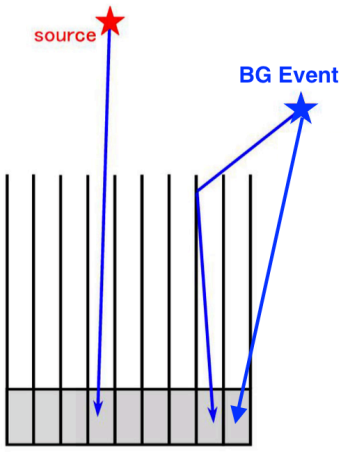

図 2.3　コリメータ法

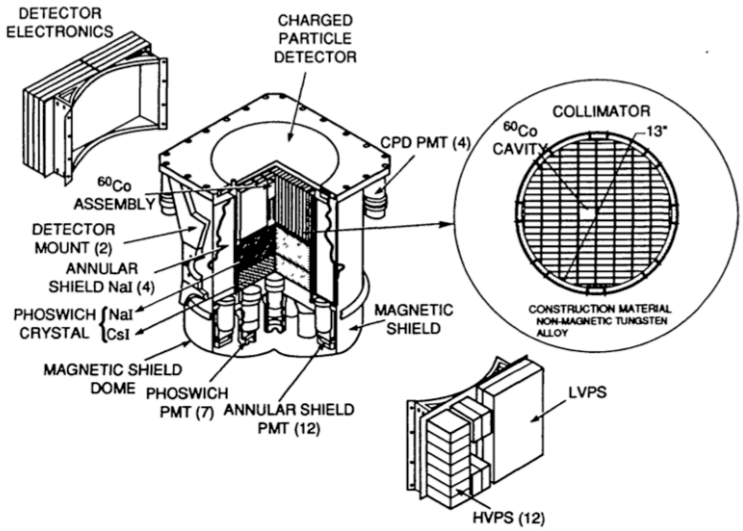

図 2.4　OSSE 搭載検出器 [9]

ことができる。コリメートと雑音除去はタングステンコリメータとアクティブシールドを用いることで行なっている。タングステンコリメータはホスウィッチ検出器の NaI(Tl) シンチレータの上部に取り付けられている。そしてアクティブシールドとしてホスウィッチ検出器の周りを環状に囲む NaI シンチレーターがあり、この信号で反同時計数をとっている。さらに荷電粒子を除去する為に開口部はプラスチックシンチレータで覆われている。以上のホスウィッチ検出器、アクティブシールド、光電子増倍管はミューメタルで作られた磁気シールドに覆われている。

OSSE はこの様な検出 4 個を図 2.5 の様に配置している。性能としては検出器 4 個合わせて有効面積 2000 cm^2 で、検出器単体の視野は 3.8° × 11.4° (FWHM) で、エネルギー分解能は 7.8%(0.661 MeV)、3.1%(6.13 MeV) である。

最も単純なガンマ線イメージング法はピンホールカメラである。ピンホールカメラとは小さな口径の穴を開けたマスクと、その下段に位置情報を取得可能な検出器を設置したものである。下段の検出器によって得られたガンマ線の検出位置とピンホールの位置関係からガンマ線の到来方向を決定する仕組みになっている。しかし、この方法で鋭い角度分解能の実現を図るにはピンホールの口径を非常に小さくしなくてはならないため、十分な有効面積を確保できなくなるという問題が生じてしまう。これを解決

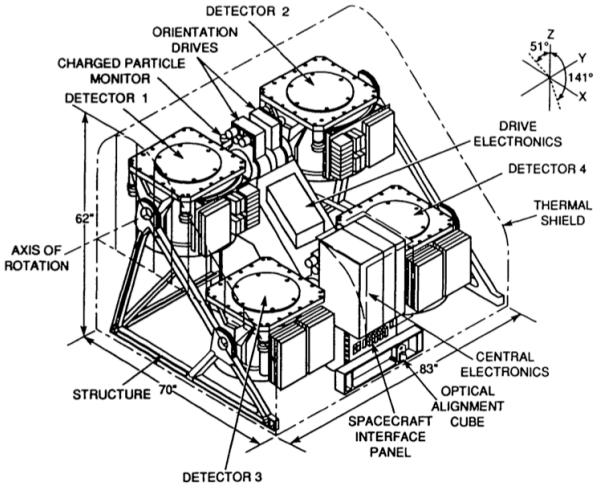

図 2.5　OSSE 検出器の配置 [9]

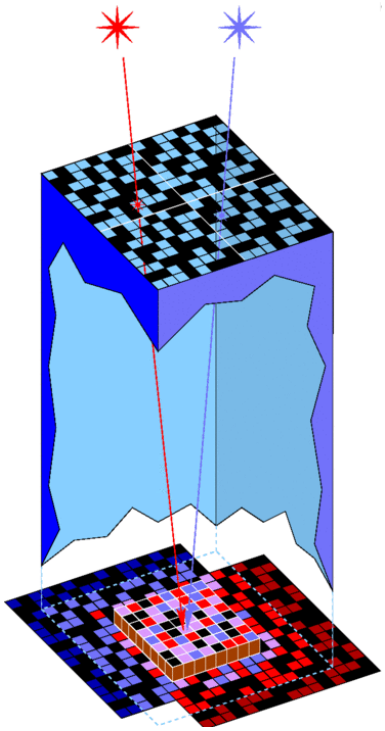

図 2.6　コーデッドマスク法の概念図 [13]

しようとしたのがコーデッドマスク法である。

コーデッドマスク法とは図 2.6 の様に有効面積を稼ぐためにあるパターン構造に従って多数の孔を開けたマスクを用いる手法である。しかし、この手法ではピンホールカメラの場合と違って光子がどの孔を通過してきたかを特定することが出来ないため、多数の光子がマスクを通過したときに下段の検出器部分にできるマスクの模様からガンマ線の到来方向を推測することになる。

ここで i を下段検出器の位置を表す添え字、j をガンマ線の到来方向を表す添え字としてマスクパターン行列 M_{ij} を定義する。

$$M_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{透明な部分} \\ 0 & \text{不透明な部分} \end{cases} \tag{2.10}$$

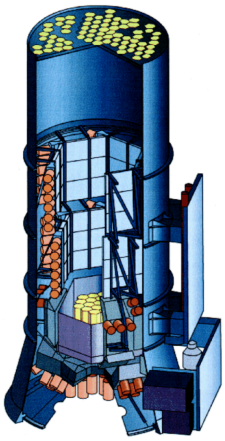

図 2.7　SPI 全体図 [14]

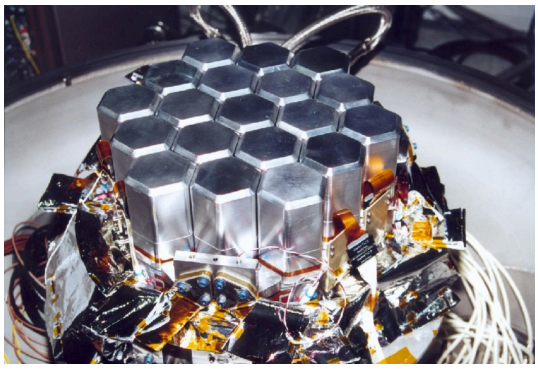

図 2.8　SPI のシンチレータ部分 [14]

この時 j 方向から強度 s_j のガンマ線が到来すると位置 i の下段検出器に $M_{ij}s_j$ 個の光子が検出される。バックグラウンドを b_i とすると位置 i の下段検出器で観測される光子の数 d_i は

$$d_i = M_{ij}s_j + b_i \tag{2.11}$$

と表される。検出器で得られた積分イメージ d_i から s_j を推測することでガンマ線イメージを得る。しかし、そもそもイメージを得るには $s_j \gg b_i$ を仮定する必要があるため、バックグランドの除去が非常に重要になる。マスクにはガンマ線を完全に吸収することが求められるが、光電吸収の反応断面積はガンマ線のエネルギーの 7/2 乗に反比例して小さくなってしまう。そのため高いエネルギーのガンマ線を観測するには分厚いマスクが必要とされるが、マスクが厚くなるとコンプトン散乱も引き起こしてしまい、エネルギーと到来方向の情報を失ったガンマ線がバックグラウンドとして検出されてしまうという問題がある。

コーデッドマスク法を利用したガンマ線望遠鏡として *INTErnational Gamma-Ray Astrophysics Laboratory(INTEGRAL)* 衛星に搭載された SPectrometer for INTEGRAL(SPI)[15] が挙げられる。SPI は 3cm 厚のタングステンマスク (Z=74)、下段検出器に 19 個の Ge シンチレータから構成されている (図 2.7、図 2.8)。観測領域は 20 kev - 8 MeV で角度分解能は 2.5° で視野は 16° である。エネルギー分解能は 1.3 MeV のガンマ線に対して 2.5 keV であった。また衛星筐体からのバックグラウンド対策として反同時計数用に BGO シンチレータを検出器周りに配置している。全体重量 1309 kg の内マスクの重量が 150 kg、Ge シンチレータが 20 kg、反同時係数検出器が 500 kg であり、多量の反同時係数検出器を搭載していたが、不十分なバックグラウンド除去しか実現できず、600 keV 以上で観測された定常天体は 4 例しか報告されていない [16]。

MeV ガンマ線と物質の相互作用はコンプトン散乱が優位であるため、コンプトン散乱を利用した検出器は有効面積を稼ぎやすい。コンプトン法とは位置情報とエネルギーを取得できる前段・後段検出器を用意し、前段検出器内で入射ガンマ線にコンプトン散乱を起こさせ、その散乱点と反跳電子のエネルギー K_e の情報を得る。さらに後段検出器で散乱ガンマ線を吸収させ、吸収点と散乱ガンマ線のエネルギー E_γ の情報から以下の式 2.12 と式 2.13 から入射ガンマ線を再構成する方法である（図 2.9)。

$$E_0 = E_\gamma + K_e \tag{2.12}$$

$$\cos\phi = 1 - m_e c^2 \left(\frac{1}{E_\gamma} - \frac{1}{K_e + E_\gamma} \right) \tag{2.13}$$

しかし、コンプトン法ではガンマ線到来方向を決定する 2 角の内 1 角の情報しか得ることができない

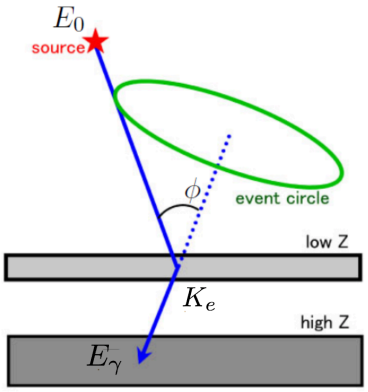

図 2.9　コンプトンカメラ概念図

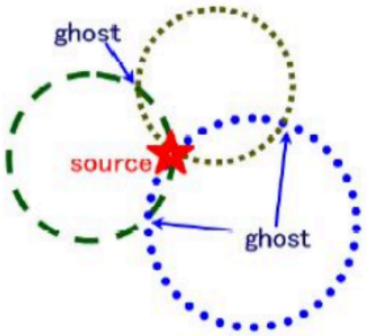

図 2.10　コンプトン法によるイメージング

ため、1 個の光子に対して到来方向を円環上にしか制限出来ないという問題がある。従って到来方向をイベントサークルの重ね合わせから統計的手法によって求める他はない。さらに真の像とは異なる像 (ghost) が現れてしまうという問題もある（図 2.10)。

コンプトン法を用いた検出器の例として *Compton Gamma Ray Observatory(CGRO)* 衛星に搭載された Imaging Compton Telescope(COMPTEL)[17] が挙げられる。COMPTEL は 1 MeV - 30 MeV の領域に感度を持っており、エネルギー分解能は 8.8%(FWHM at 1.27 MeV) で MeV 帯域における衛星に搭載された望遠鏡としては最高の感度を誇っている。COMPTEL の構成は図 2.11 の通りである。前段検出器（D1 module）として 7 個の円柱型有機液体シンチレータ (直径 27.6cm、厚さ 8.5cm）を搭載し、シンチレータ 1 個に対して 8 個の光電子増倍管が接続されており散乱点を測定することができる。後段検出器 (D2 module) として NaI シンチレータ (直径 28cm、厚さ 7.5cm）14 個を搭載し、シンチレータ 1 個に対して 7 個の光電子増倍管が接続されている。COMPTEL では D1 module と D2 module が 1.58m 離れており、二つの検出器における信号の発生タイミングの差 Time of Flight(ToF) を測定している。ToF を用いることで偶然同時計数などによるバックグラウンドを軽減している。V1–V4 は反同時計数用のプラスチックシンチレータであり、宇宙線などの荷電粒子によるバックグラウンドを除去している。

このように ToF や反同時計数検出器によってバックグラウンドの除去を行なっていたにも関わらず、衛星搭載時の COMPTEL の検出感度は地上試験時の性能よりも一桁悪い結果となってしまった。そのため、定常天体の検出も 32 天体にとどまっている [18]。その原因としては衛星筐体とガンマ線や陽子、中性子などの相互作用によって発生する多量のガンマ線が挙げられる。筐体由来のバックグラウンドの詳細を示したものが図 2.12 である。以下は A – D はそれぞれのバックグラウンド事象についての簡単な説明である。

A　D1 より上から入射してくる多重散乱した単発ガンマ線。天体からのガンマ線と区別がつかない。
B　D1 より下から入射してくる多重散乱した単発ガンマ線。散乱角 ϕ によって除くことができる。
C　D1 付近で起きた陽子や中性子と物質の相互作用によるシャワーなどの複数のガンマ線を放出する事象。天体からのガンマ線と区別がつかない。
D　D1 と D2 の間で起きた複数のガンマ線を放出する事象。
E　偶然同時事象
F　広い範囲で複数のガンマ線を放出する事象。宇宙線と物質の相互作用で生じるガンマ線などが挙げられる。

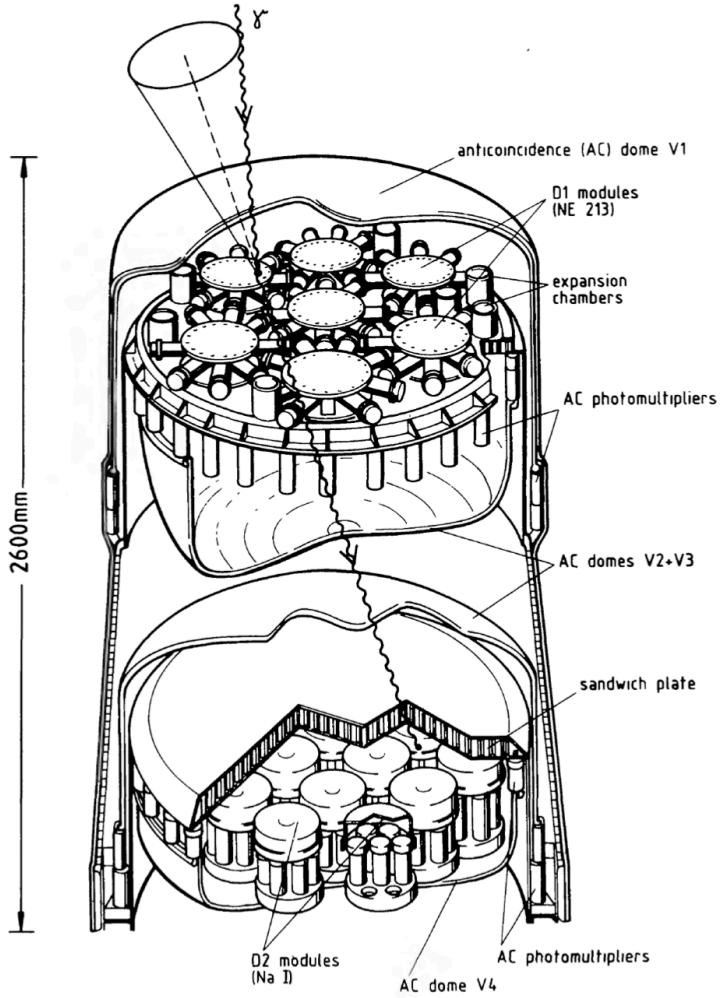

図 2.11　COMPTEL の構成図 [19]

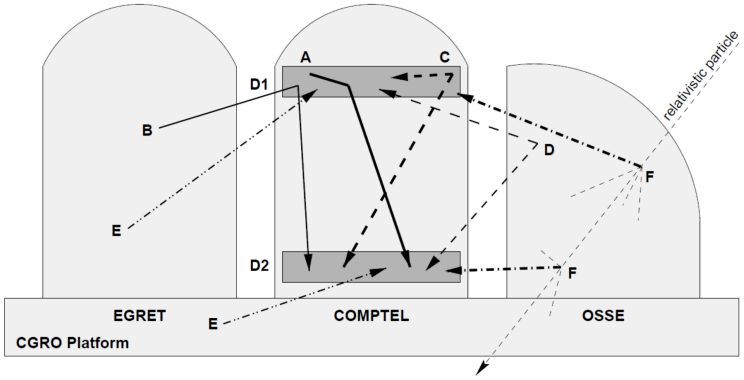

図 2.12　COMPTEL におけるバックグラウンドの概念図 [19]

これらのバックグラウンド事象の ToF のシミュレーションの結果が図 2.13 である。天体からのガンマ線事象のピークは 5 ns 付近だが、図 2.12 の A、C に由来するピークも同じ ToF を持つため ToF によるカットだけではバックグラウンドを除去しきれない。このようにバックグラウンドが非常に多い環境にも関わらず、それらを除去できないため十分に明るい天体でなければ検出できなかった。

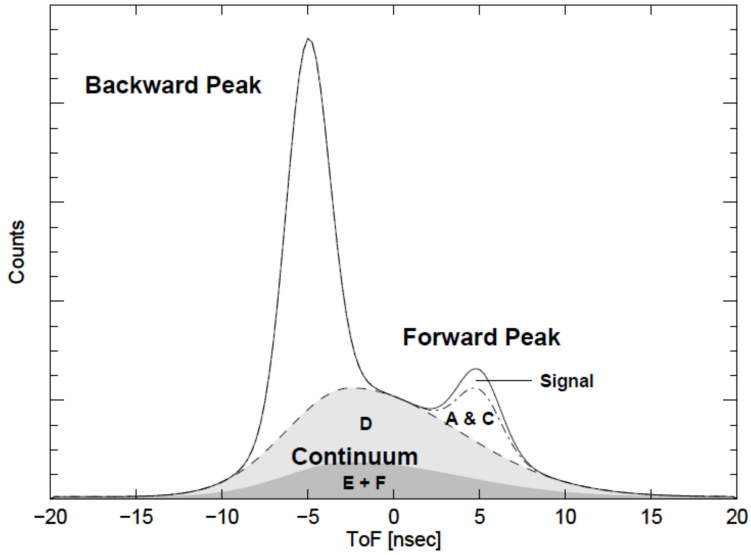

図 2.13　COMPTEL における ToF 分布（シミュレーション）[19]

2.3　電子飛跡検出型コンプトンカメラ

従来のコンプトンカメラでは反跳電子の方向を検出できないため入射ガンマ線の到来方向を 1 角でしか決定できない。そのためガンマ線の到来方向を円環状にしか制限できなかった。そこで反跳電子の飛跡を測定することで電子の反跳方向を求め、入射ガンマ線を 1 イベント毎に完全に再構成することを可能にした検出器が我々が開発を進めている電子飛跡検出型コンプトンカメラ (Electron-Tracking Compton Camera) である。

図 2.14 は ETCC の概念図である。ETCC は Time Projection Chamber:TPC と Pixel Scintillator Array:PSA という二つの検出器から構成されている。TPC はガス飛跡検出器であり、入射ガンマ線が TPC 内でコンプトン散乱を起こした際にその散乱点と反跳電子の飛跡とエネルギーを測定する。PSA はピクセル構造を持った位置情報測定可能なシンチレータ検出器であり、散乱ガンマ線の吸収点とエネルギーを測定する。ETCC は TPC と PSA で測定した散乱ガンマ線と反跳電子の飛跡とエネルギーから入射ガンマ線のエネルギーと到来方向を再構成する。TPC 領域には散乱体となるガスが充填されている。ガンマ線が TPC 領域内に入射するとガス分子とコンプトン散乱を起こす。散乱ガンマ線が周りのピクセルシンチレーターに吸収される事でトリガーがかかる。反跳電子はガス分子を電離させながらエネルギーを失っていく。この時反跳電子の飛跡に沿って電離電子が生成されていく。TPC 領域内には一様なドリフト電場がかけられており、電離電子はドリフト電場によって一定のドリフト速度で 2 次元検出器 (μ-PIC) へと向かっていく。ここで飛跡の 2 次元情報が得られる。さらにトリガーがかかってから検出されるまでの時間（＝ドリフト時間）とドリフト速度から飛跡の z 軸情報が得られるので、これらを合わせて反跳電子の 3 次元飛跡情報を得ることができる。さらに電離電子の数は反跳電子のエネルギーに比例していることから、反跳電子のエネルギーも同時に測定ができる。ETCC はこの様にして TPC によって得られた反跳電子の飛跡とエネルギーに加え、PSA で検出された散乱ガンマ線の位置とエネルギーからコンプトン散乱を再構成することが可能である。

図 2.15 のようにコンプトン散乱における変数を定義する。入射ガンマ線 (γ) の真の到来方向を $\vec{s}$、入射エネルギーを E_0、反跳電子の反跳方向を $\vec{e}$、エネルギーを K_e、散乱ガンマ線 (γ') の散乱方向を $\vec{g}$、エネルギーを E_γ とする。ガンマ線の散乱角を ϕ、電子の反跳角を ψ、散乱ガンマ線と反跳電子がなす

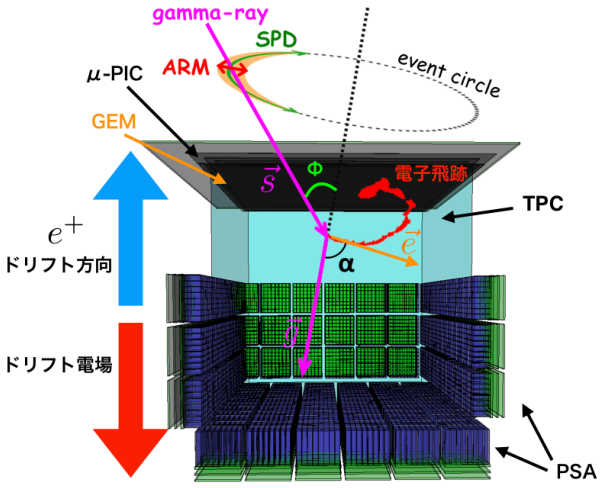

図 2.14　ETCC の概念図

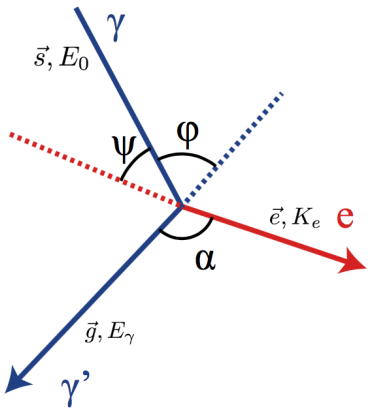

図 2.15　コンプトン散乱における変数定義

角を α と定義する。なお、以上のベクトルは全て単位ベクトルである。この時、再構成される入射ガンマ線の到来方向 $\vec{s}_{rcs}$ とエネルギー E_0 は以下の式から決定される。

$$\vec{s}_{rcs} = \frac{E_\gamma}{E_\gamma + K_e}\vec{g} + \frac{\sqrt{K_e(K_e + 2m_ec^2)}}{E_\gamma + K_e}\vec{e} \tag{2.14}$$

$$E_0 = E_\gamma + K_e \tag{2.15}$$

この様に、散乱ガンマ線と反跳電子の飛跡 $\vec{g}$、$\vec{e}$ とそれぞれのエネルギー E_γ、K_e の 4 つの情報から入射ガンマ線を再構成できる。なお、ガンマ線の散乱角 ϕ と電子の反跳角 ψ は反跳電子と散乱ガンマ線のエネルギー K_e と E_γ を用いて以下の式で表される。

$$\cos\phi = 1 - \frac{m_ec^2}{E_\gamma + K_e}\frac{K_e}{E_\gamma} \tag{2.16}$$

$$\cos\psi = \left(1 + \frac{m_ec^2}{E_\gamma + K_e}\right)\sqrt{\frac{K_e}{K_e + 2m_ec^2}} \tag{2.17}$$

コンプトンカメラの角度分解能は歴史的に散乱角の決定精度を表す Angular Resolution Measurement (ARM) とコンプトン散乱平面（$\vec{s}$ と $\vec{g}$ によって張られる面）を表す Scatter Plane Division(SPD) の 2 つで表されてきた (図 2.14)。ARM・SPD は以下の式 2.18、式 2.19 と定義される。

$$\mathrm{ARM} \equiv \arccos(\vec{s}\cdot\vec{g}) - \arccos\left(1 - \frac{m_ec^2}{E_\gamma + K_e}\frac{K_e}{E_\gamma}\right) \tag{2.18}$$

$$\mathrm{SPD} \equiv \mathrm{sign}\left(\vec{g}\cdot\left(\frac{\vec{s}\times\vec{g}}{|\vec{s}\times\vec{g}|}\cdot\frac{\vec{s}_{rcs}\times\vec{g}}{|\vec{s}_{rcs}\times\vec{g}|}\right)\right)\arccos\left(\frac{\vec{s}\times\vec{g}}{|\vec{s}\times\vec{g}|}\cdot\frac{\vec{s}_{rcs}\times\vec{g}}{|\vec{s}_{rcs}\times\vec{g}|}\right) \tag{2.19}$$

一方 ETCC は光子毎に到来方向を一意に決定する光学原理に基づく望遠鏡であるため、厳密に Point Spread Function : (PSF) を定義することができる。ガンマ線イメージの角度分解能としては PSF を用いるべきである。線源のイメージの広がりについて累積比率をとり、その累積比率が 50% となる角度を PSF の Half Power Radius : (HPR) と定義している [20]。HPR と ARM・SPD の関係は図 2.16 の通りである。ARM と SPD を改善することで PSF の向上に繋がる。

MeV ガンマ線の観測において大きな問題であった雑音だが、ETCC は α 角によるコンプトン事象の判別と荷電粒子の電離損失率の違いによる粒子判別という 2 つの強力な雑音除去能力を持つ。ETCC

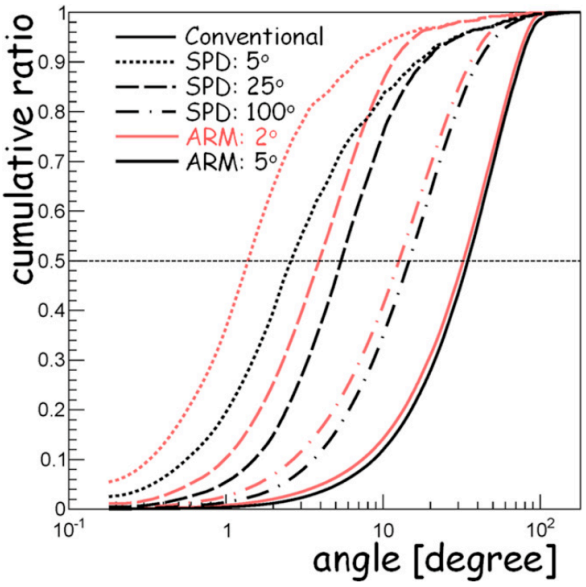

図 2.16　ARM・SPD と PSF の関係 [20]

で電子の α 角を測定する際には飛跡から幾何的手法によって求められる α_{geo} とエネルギーから運動学的手法によって求められる α_{kin} の 2 通りがあり、それぞれ

$$\cos\alpha_{geo} = (\vec{g}\cdot\vec{e}) \tag{2.20}$$

$$\cos\alpha_{kin} = \left(1 - \frac{m_e c^2}{E_\gamma}\right)\sqrt{\frac{K_e}{K_e + 2m_e c^2}} \tag{2.21}$$

という式で求められる。この α_{geo} と α_{kin} がある範囲以内で一致するようなイベントを選択することで偶然同時事象などを除外しコンプトン事象を抽出することができる。

図 2.17 は実際に ETCC で測定した荷電粒子の電離損失率 (dE/dx) のグラフであり、横軸が TPC 領域内でのエネルギー損失量、縦軸が飛程の長さ、カラーバーがカウント数である。グラフ中の赤い点線は Ar ガス中の電子の飛程とエネルギー損失量を示しており、この領域のイベントは検出器内で止まった電子を示す。図の左側の領域は最小電離粒子 (MIP) の傾きに沿ってイベントが集まっており、この領域のイベントはミューオンなどの宇宙線や抜け出してしまった電子などである。グラフ中の飛程が 30 cm の領域はガス検出器のサイズが 30 cm のため、検出器内で停止せず突き抜けてしまったような宇宙線などがこの領域に集中したものである。この様に荷電粒子の電離損失率から電子によるイベントのみを抽出することが可能である。

図 2.18(a) は ETCC から 2m 離れた地点に置いた ^{137}Cs : 0.86 MBq からの 622 keV を測定した時のイメージで、図中 (a) 左は SPD を導入した ETCC による解析、(a) 右は従来のコンプトン法による解析によるものである。ETCC は SPD を導入することで入射光子の到来方向を一意に決定することができるが、従来のコンプトン法では図中 (b) 青点線のように円環を重ねて到来方向を推測するため、観測対象からの光子を再構成した際に注目視野外への漏れ込みを防ぐことができない。図中 (a) 左右の赤線 1、2、3 の領域のスペクトルを示したものがそれぞれ図中 (c)、(d) である。ETCC ならば注目視野外への漏れ込みを防ぐことが可能なことが明らかである。さらに図 2.19 は 140　MeV のプロトンビームを水ターゲットに照射することで宇宙放射線環境に近い環境を作り、その環境下で ETCC で測定されたスペクトルを表す。黒線が ^{137}Cs 線源を置いた時の全測定事象であり、従来のコンプトン法では黒線から雑音除去を行うことは不可能である。図中の赤線は黒線から ETCC の dE/dx カットによって雑音除去をしたものであり、青線は ^{137}Cs 線源を置いていない時の測定データから雑音除去したものであ

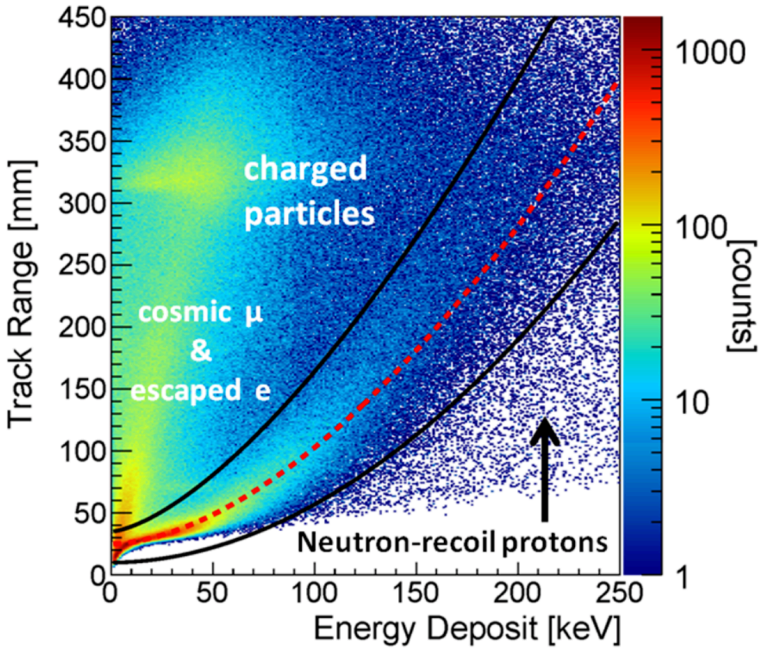

図 2.17　dE/dx に基づいた粒子判別

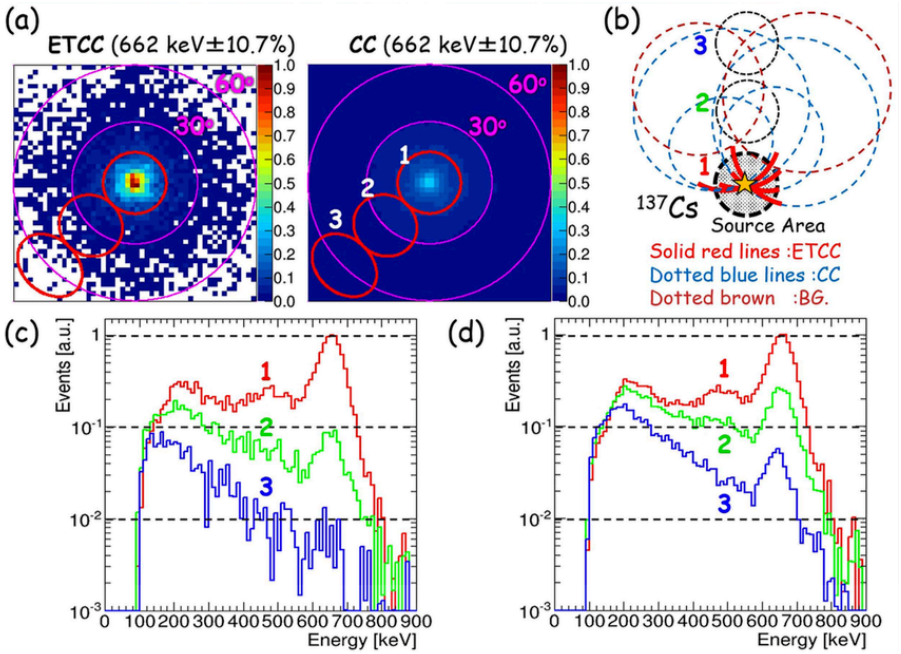

図 2.18　SPD 導入のイメージングへの有効性 [21]

る。その差分には ^{137}Cs 線源の 662 keV のピークが確認され (図中緑線)、これは宇宙空間での雑音過多環境下でも注目天体の ON 領域と OFF 領域を観測し、その差をとることで観測天体からのスペクトルを観測できることを示している。

図 2.20 は各検出器の観測時間 10^6 sec で有意度 3σ 検出可能な最低限のフラックスを表した感度のグラフである。衛星搭載 ETCC では ARM 5°、SPD 25° で HPR 4° を実現し、COMPTEL の 10 倍以上の感度での観測を目指す。

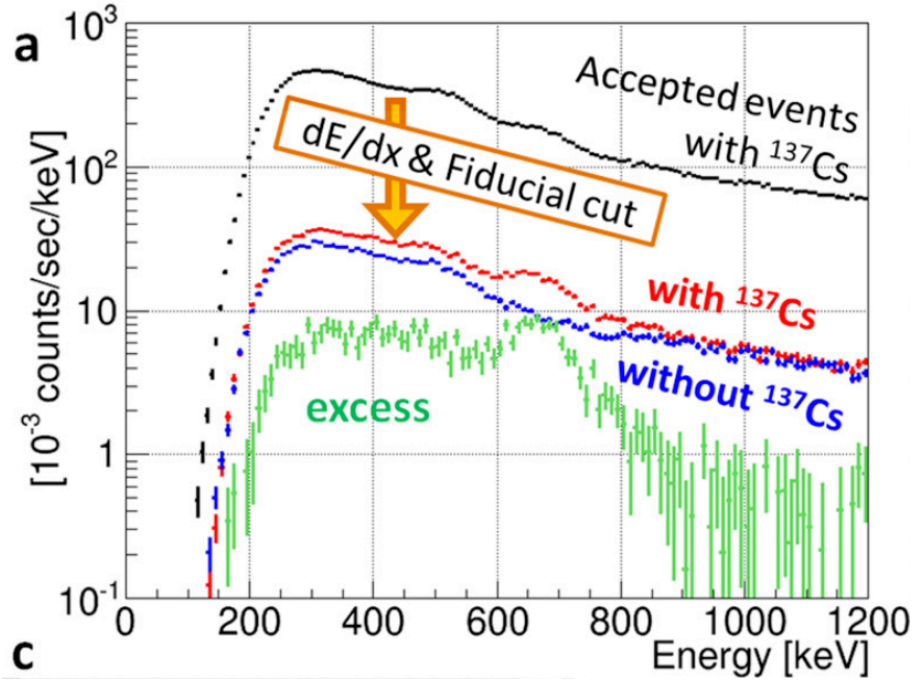

図 2.19　dE/dx カットによる雑音除去 [20]

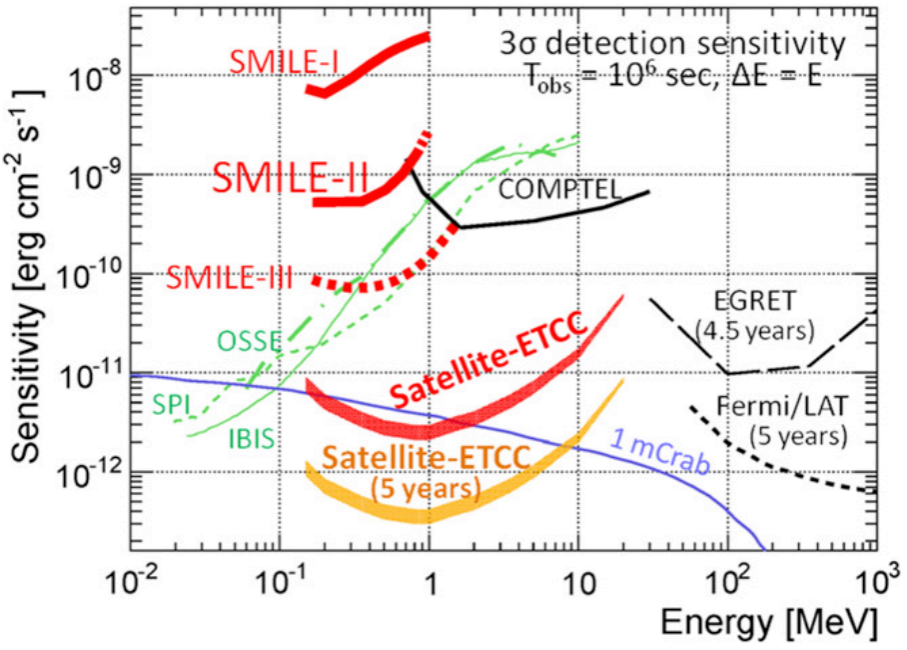

図 2.20　ETCC の目標感度 [20]

第 3 章

SMILE 概要

3.1 SMILE 計画

現在我々は衛星搭載 ETCC による全天観測を目指し、気球を用いた ETCC の性能実証実験計画 Sub-MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment:SMILE 計画を進行中である。2006 年には 10 cmETCC を用いて気球によって観測を行った [22]。この実験においては宇宙拡散ガンマ線や大気ガンマ線を観測して過去の別の観測と矛盾のない結果を得られた。この SMILE-I では雑音除去能力が示された。それに続き、2018 年の 4 月に行われた SMILE-2+ では銀河中心・かに星雲などの明るく既知の天体を観測する事で ETCC の天体撮像能力の実証を行うのが目的である。この章では過去に行われた SMILE-I について簡単に述べ、SMILE-2+ で使用する ETCC の性能と天体撮像能力を実証するためのフライトへの要求について述べる。

3.1.1 SMILE-I

まず ETCC の雑音除去能力と上空での動作の実証試験として 2006 年 9 月に気球実験 SMILE-I を行った。放球は ISAS/JAXA の三陸大気球観測所にて 2006 年 9 月 1 日 6 時 11 分 (JST) に行われた。8 時 56 分から 13 時 00 分までの間で平均して気圧 7.0 g/cm^2 の高度 32 – 35 km でフライトを行い、ライブタイムは 3 時間であった。図 3.1 と図 3.2 はそれぞれ SMILE-I ETCC による観測で得られた宇宙拡散ガンマ線と大気ガンマ線のフラックスを過去の観測と比較したもので、SMILE-I では過去の観測と矛盾しない結果を得る事に成功し [22]、その雑音除去能力と上空での動作を実証した。

3.1.2 SMILE-2+

SMILE-2+ では ETCC の天体撮像能力の実証が目的である。従って観測ターゲットは明るく既知の天体である銀河中心からの対消滅線とかに星雲が選ばれた。気球実験 SMILE-2+ の目的はかに星雲と銀河中心を優位度 5σ で検出し、ETCC の天体撮像能力を実証することである。

SMILE-2+ での目標を達成するための気球フライトへの要求の前に、SMILE-2+ ETCC について述べる。図 3.3、3.4 は SMILE-2+ ETCC の概念図である。$30 \times 30 \times 30$ cm^3 の TPC を搭載し、ガスは Ar(95%)CF_4(3%)isoC$_4$H$_{10}$(2%) が 2 気圧充填されており、μ-PIC は 30 cm 角のものを採用している。PSA には SMILE1 ETCC と同じく GSO シンチレータを採用しており、側面には $6 \times 6 \times 13$ mm^3 の GSO 結晶が 8×8 個と PMT として浜松ホトニクス社製の H8500 を組み合わせて PSA1 ユニットとしている。底面は GSO の厚さを側面の 2 倍にしてあり、1 つの GSO 結晶は $6 \times 6 \times 26$ mm^3 となっている。ドリフト電場は TPC 側面を囲む様に取り付けられたベリリウム銅線に電位を与える事で作っている。

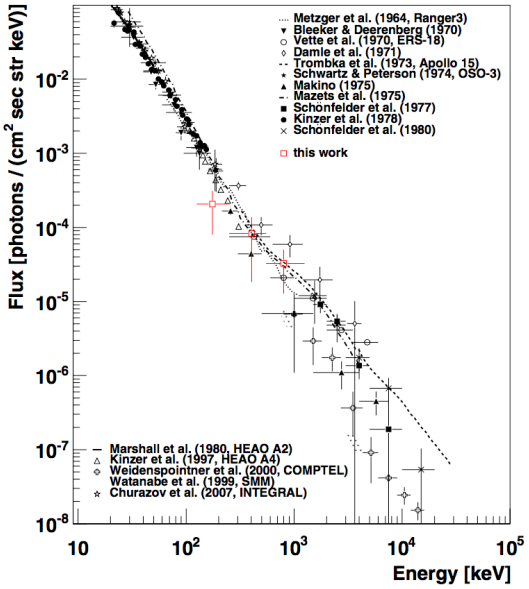

図 3.1　SMILE-I ETCC によって観測された拡散ガンマ線 [22]

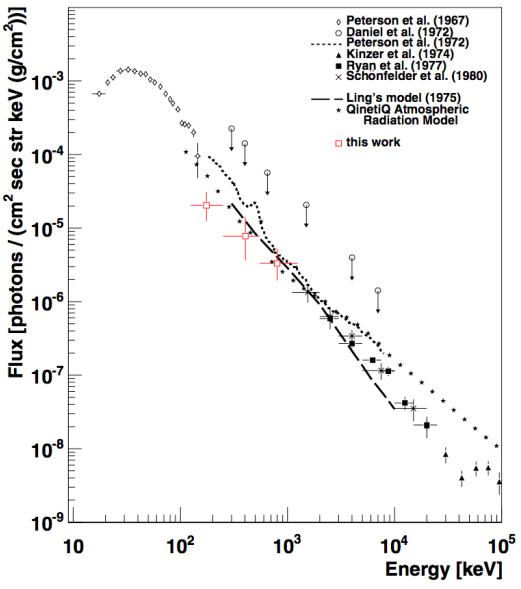

図 3.2　SMILE-I ETCC によって観測された大気ガンマ線 [22]

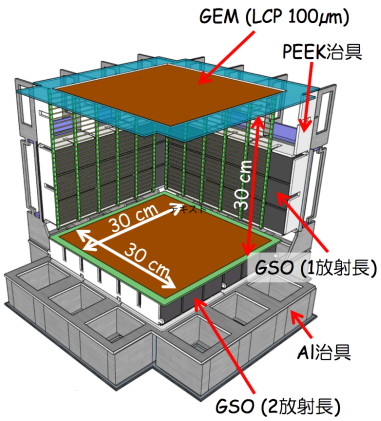

図 3.3　SMILE-2+ ETCC 概念図

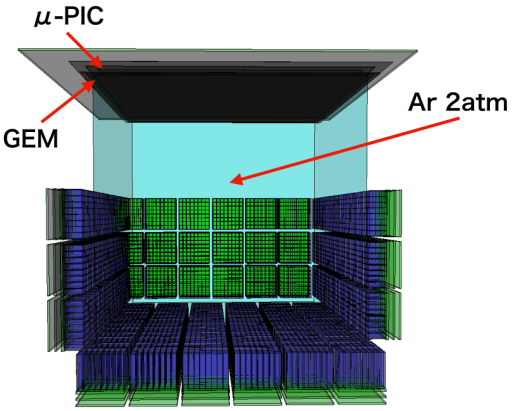

図 3.4　SMILE-2+ ETCC 概念図 2

SMILE-2+ ETCC の性能は 511 keV のガンマ線に対して HPR ～ 15° 、天頂角方向の有効面積が ～ 3cm^2、エネルギー分解能 ～ 11% (FWHM) 程度である。1 日の気球フライト中にかに星雲と銀河中心が ETCC の視野内である天頂角 60° 以内に入る時間は両天体とも 5 時間程度である。SMILE-2+ ETCC を用いた 5 時間の観測でかに星雲・銀河中心を有意度 5σ で検出するには残留大気圧 3.5 g/cm^2、高度 38.5 km での観測が必要である。従って SMILE-2+ 気球実験で使用する気球には高度 38.5 km での水平浮遊が要求される。

第 4 章

気球実験

SMILE-2+ では ETCC の天体撮像能力の実証のため、目標天体をかに星雲・銀河中心と定め、それぞれ有意度 5σ での検出を目標とした。1 日のフライトでそれぞれの天体が ETCC の視野内に入るのは両者とも 5 時間程度であり、SMILE-2+ ETCC による 5 時間の観測で目標天体を有意度 5σ には大気によるガンマ線の減衰を考えると高度 38.5 km での観測が必要になる。

そのため SMILE-2+ 気球実験で用いる気球には高度 38.5 km での水平浮遊が可能であることを要求した。この章では気球実験に用いられる気球の構成や仕組みについて述べ、要求した高度 38.5 km での水平浮遊を達成するために搭載する飛翔体（観測器）の設計時に考慮すべき事柄について述べる。

4.1 気球の方式

4.1.1 ゼロプレッシャー気球とその到達高度

現在、気球実験で用いられる主な気球はゼロプレッシャー気球と呼ばれる種類のものが主流である。その構造と特徴について説明していく。図 4.1 はゼロプレッシャー気球の模式図である。ゼロプレッシャー気球の大きな特徴として排気孔が設けられていることで、満膨張状態になった時にそれ以上気球が膨張しようとすると排気孔から浮揚ガスが排出される。従って排気孔の口と外気の気圧差がゼロになる。このためゼロプレッシャー気球と呼ばれる。

排気機構は気球底部より少し上の位置に取り付けられたダクトが気球底部まで伸びており、そこに排気孔を取り付けることによって気球底部に排気孔を取り付けた場合と等価にしてある。気球内圧力が大気圧より高い場合にはダクトが広がって浮揚ガスを排出し、圧力差が逆の場合にはダクトが潰れて平面状に張り付いて外気が気球内に入り込むのを防ぐ。従って気球と外気の間でガスの流入が起こるのは基本的には気球内圧力が大気圧より高い場合に気球内のガスが流れ出ていく場合のみである。

ゼロプレッシャー気球は上昇して満膨張状態になった後はガスを排気しながら体積を一定に保ちつつ上昇を続ける。浮力と全気球システムの重量が釣り合ったところで水平浮遊状態となる。この時何らかの原因で浮力が増大し気球が上昇しようとすると、気球内部のガスが排出され高度は一定に保たれる。逆に浮力が減少すると気球高度が下がり外気圧が上昇し気球の体積が減少して浮力は回復しない。なので気球は降下し続けることになる。

このような性質のためゼロプレッシャー気球を用いて長時間実験を行う際、日没後太陽の照射が無くなり浮揚ガスが冷えて気球の体積が減少すると気球の高度を維持できなくなるという課題がある。そこで失った浮力分の重量のバラストを投下することで夜間の高度維持を図る。これを日没補償と呼ぶ。

一方で日の出とともにガスが温められ浮力が回復し気球は上昇しようとしてガスを排気する。従って、数日間フライトを行う場合には日没時はバラストを投下して日の出の時にガスを排気というサイクルを繰り返すことになる。その結果ガスもしくはバラストがなくりフライトが続行出来なくなってしま

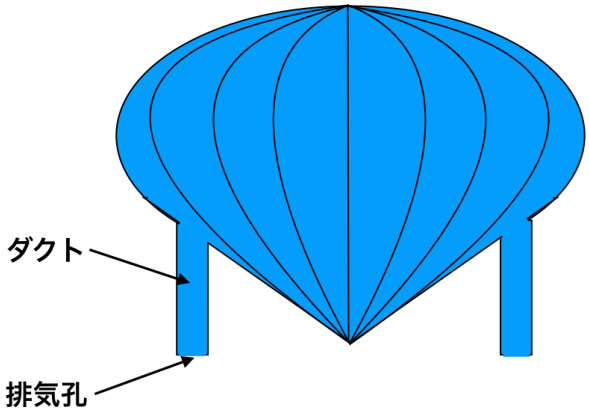

図 4.1　ゼロプレッシャー気球

うので、長期間の実験は不可能という欠点がある。例えば 100000 m^3 の容積を持つ気球を用いて全重量 810 kg 全てをバラストのみとした場合に高度を 31.2 km で維持しようとすると 9 日間しかフライトできない [24]。

気球の到達高度は気球の大きさと気球に使用するガス、観測器の重量で決定される。観測器・気球本体（ガスを除く）・バラストの質量を足した値を m_G とする。使用する気球の満膨張時の体積を V_{max} とすると、到達高度の大気密度 $\rho_{a'}$ は以下の式で表される [24]。

$$\rho_{a'} = \frac{m_G}{V_{max}(1 - \frac{M_g}{M_a}\frac{T_a}{T_g})} \tag{4.1}$$

なお、式中の M_g、M_a はそれぞれ浮揚ガスの分子量と大気の平均分子量で、T_g、T_a はそれぞれ浮揚ガスと大気の温度である。ゼロプレッシャー気球では全体の質量のうちバラストが占める割合を多くすればするほど長時間フライトが可能になるが、式 4.1 からわかる通り気球全体の質量が増えてしまうと到達高度が低くなってしまう。図 4.2 は浮揚ガスとしてヘリウムを用いて、気球システムの総重量の 16% をバラストとした場合の使用する気球の大きさ毎に観測器の重量と到達高度の関係を表したグラフである。現在 ISAS/JAXA で使用することができる最も大きい気球は B500A と呼ばれる満膨張時の体積 500,000 m^3 の気球であり、この気球を用いて高度 38.5 km での水平浮遊を行うには観測器の重量を 500 kg 以下に設計する必要がある。

4.1.2　成層圏気球の構成

気球には実験を計画通り安全に遂行するために様々な機器が取り付けられている。ここでは簡単に気球の構成について説明する。図 4.3 は気球の構成例である。気球の構成要素は以下のようになっている。

- 排気弁
  気球内部のガスを放出して気球の浮力を小さくするための装置である。主に予定より高度が高くなりすぎた際や、高度上昇を止める際や、何らかの事情で高度を下げる必要が生じた際、さらに上昇速度の調整にも使用される。排気弁によるガスの排気量は大気圧によって変動する。つまり高度が高いところ程排出量は少なくなり、同じ分の浮力を小さくするのに時間がかかることになる。(例えば高度 35 km においては地上の 70 倍の時間がかかる [24])
- バラスト投下装置
  気球フライト中に重量を減らし、上昇力を確保するための装置である。日没時など、高度を上げ

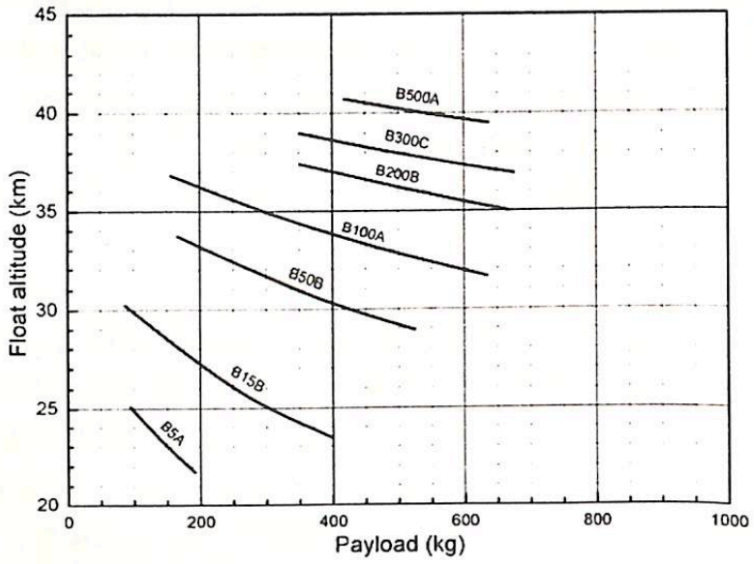

図 4.2　気球システム（ペイロード）全重量と到達高度の関係 [25]

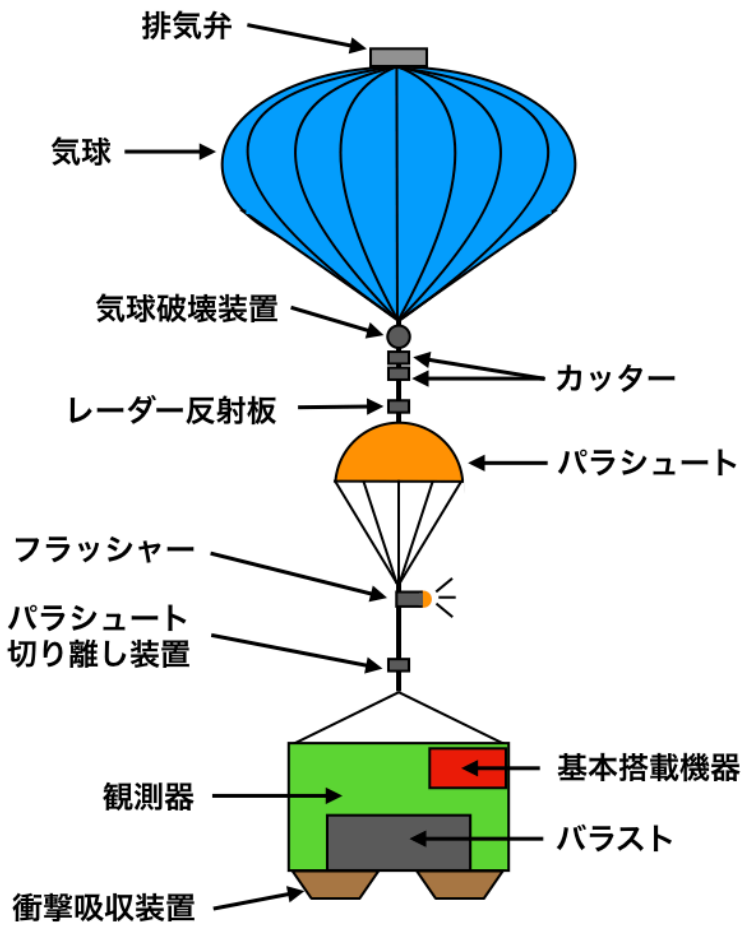

図 4.3　気球の構成例

る必要がある場合に使用する。比重の大きい砂や鉄粉などが利用される。バラスト箱にある穴の開閉を通信で制御し内部のバラストを落とす仕組みになっているので、単位時間あたりのバラス

トの投下量は高度に関わらず一定になる。従ってバラスト投下量は投下時間に比例する。

- 気球破壊装置
  気球フライトを終了する際にカッターによってつりひもが切断されパラシュート降下していく。その後気球がフライトし続けるのは危険なため、気球を破壊しこれも地上に降下させる必要がある。その際に使用する装置である。
- 航空安全対策機器（フラッシャーとレーダー反射版）
  成層圏気球がフライトする高度は民間の航空機が飛行する高度より高いが、気球の上昇・下降の際にはその高度を通過することになる。従って航空機に対する安全対策を施す必要があり、主にフラッシャーとレーダー反射版によってその役目が果たされる。フラッシャーは航空機のパイロットが目視で気球を確認できるようにするためのライトである。そしてレーダー反射版は航空機が放射するレーダーを反射するもので、これは民間航空連盟 (ICAO) の規則で規定されている。
- カッター
  気球フライトを終了させる際にパラシュートより上と気球を分離するための装置である。作動時に火薬によって切断刃物が押し出される仕組みになっている。フライト終了時に観測器をパラシュート降下させて安全に着地させるための重要な装置であるため、2 個搭載することで信頼性を強めている。
- パラシュート
  上記のカッターで気球を切り離した後安全に観測器を降下させるための装備で、伸びきった状態で気球に取り付けられる。成層圏気球の場合気圧が低い所で切り離すため、切り離し直後はほぼ自由落下をする。従って開傘するまでに切り離し部分はある程度加速していることになり、つり下げひも・観測器は強い開傘の衝撃 (5G 程度 [24]) を受けることになる。さらに着地点の風が強い場合パラシュートによって観測器が引きずられて破損する恐れがある。そのような事態を避けるために着地後パラシュートと観測器を切り離す装置が取り付けられている。
- 観測器
  上述の通りパラシュート開傘の衝撃の他、成層圏での熱収支、電力など、気球実験において正しく動作するように設計する必要がある。詳しくは後述する。
- 衝撃吸収装置
  パラシュート降下して着地する際の衝撃から観測器を守るための装置である。通常は軽量ハニカム構造のダンボールを数段積み重ねて使用する。
- 基本搭載機器
  気球フライトを制御・管理するシステムの状態や観測器からの出力を地上の受信基地へ送るためのデータ伝送システム、逆に地上から送られてきた気球フライト・観測器の制御・管理を行うためのコマンドの受信・実行システム、気球の位置を取得するための測位システム (主に GPS)、そして気球を航路管制業務に取り込ませるための航空交通管理用自動応答装置 (ATCRS)、そしてそれらを動作させるための電源などが挙げられる。
- オプション機器
  以上の記した機器の他、観測器を目標に向けるための姿勢制御装置や、観測器頭上にある気球が観測の妨げとなる場合に気球と観測器の距離を離す為の巻下げ機などをオプションとして搭載することがある。

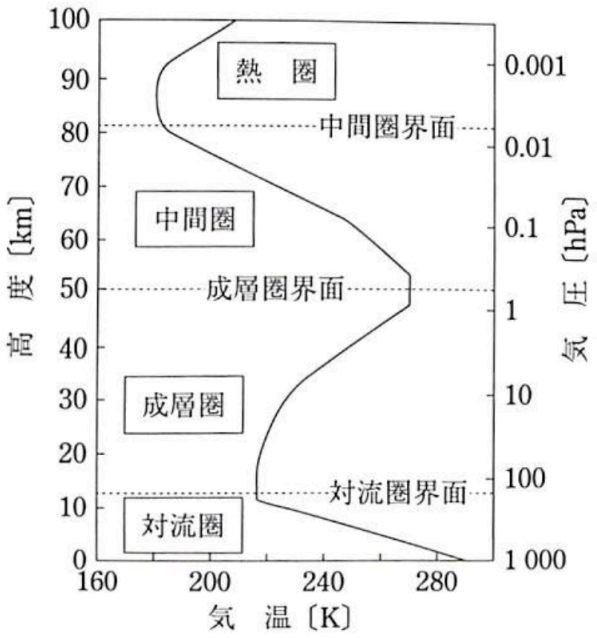

図 4.4　温度・気圧の高度変化 [24]

4.2　観測器の設計

高度 38.5 km での水平浮遊を行うには観測器の重量を < 500kg に抑えるように設計しなければならない。さらに観測器の設計を行う際には重量以外にも考慮すべき観点として熱・電力などがある。

図 4.4 は温度と気圧の高度変化を表したグラフであり、気球実験において観測器は気球高度 (~ 35 km) では-23 ℃、3 hPa の低温低圧環境下に晒される。観測器は気球高度で正常に稼働するように設計する必要があり、この章ではそのために考慮すべき事柄について簡単に述べていく。

気球高度では大気の密度が非常に薄く、真空に近い状態である。従って観測器が持つ熱は空気対流による冷却は期待できず、その熱収支は輻射と伝導のみ、つまり観測器の発熱量、太陽光吸収、アルベド、地球放射によって決まる。観測器の発熱量を W_p、I_S を太陽放射強度 ($[\mathrm{W \cdot m^{-2}}]$)、$I_E$ を地球放射強度、t_A をアルベド係数、S_S を太陽光を受ける観測器の面積、S_A をアルベドを受ける観測器の面積、S_E を地球放射を受ける観測器の面積、T を観測器の平衡温度、S を観測器の表面積、σ をステファン・ボルツマン定数、α_{op} を可視光吸収率、α_{IR}、ϵ_{IR} をそれぞれ赤外吸収率、赤外放射率とすると、観測器の熱収支の式は以下のように表される。

$$W_p + \alpha_{op} I_S S_S + \alpha_{op} t_A I_S S_A + \alpha_{IR} I_E S_E = \epsilon_{IR} \sigma T^4 S \tag{4.2}$$

フライトを行う地域によってアルベドや地球放射が異なるので、それを考慮して熱設計を行う必要がある。気球フライトの期間が日を跨ぐ場合、昼と夜では太陽照射の有無のため温度差が非常に激しくなる。その際に問題になるものとして、観測器搭載センサーの動作温度とバッテリーの容量が挙げられる。センサーの温度が動作温度範囲を超えてしまうと、センサーが正しく動作しなくなり、観測を行う上で致命的な事態に繋がりかねない。電池は温度が極端に冷えてしまうと容量が減ってしまい、十分な観測時間を確保できなくなる可能性がある。観測器の熱設計はこれらのことを念頭に置いて行う必要がある。熱設計の手段としては観測器表面に白色ペイントを施したり断熱材を巻くなどして α、ϵ を調節することや、観測器にヒーターを設置して W_p を増大させる、さらには大きな放熱版を取り付けることなどが挙げられる。

気球高度で観測器を動作させるための電源として電池を搭載する必要がある。電池は気球高度環境下にて観測期間中十分動作する容量があることを念頭に置いて選定する必要がある。気球実験で主に使われる電池としてリチウム一次電池、太陽電池、充電池などが挙げられる。リチウム電池は重量比容量が良いという大きな利点がある一方、容量は有限で高価である。太陽電池は長期気球実験 (∼1 ヶ月) に向いている。現在衛星用の太陽電池の開発も進んでおり、性能や利便性も向上している。充電池はエネルギー密度・電流強度共に優れているが、非常に高価である。観測器の消費電力が大きいとその分大量の電池を搭載する必要があり、重量が増えてしまう。要求する到達高度によって観測器の重量に制限される中、電池の重量が増加してしまうと検出器、観測器システムの重量がより強く制限されてしまうので、観測器を設計する場合には消費電力を少なくする様に努める必要がある。

気球実験において観測器は様々な衝撃を受ける。例えば、打ち上げ時には 0.5 ∼ 2 G、パラシュート開傘時には 5 ∼ 10 G、着地時には ∼ 30 G の衝撃を受ける。衝撃が加わった時に観測器や観測器を搭載するゴンドラが破損しない様に、力が分散する様な設計をし、材質としては強度があり扱いやすいアルミやステンレスを選択すると良い。

第 5 章

気球システムの開発

気球実験で用いる観測器は高度 38.5 km の-23 ℃、3 hPa 環境下で 24 時間程度の観測と放球前の準備時間の 6 時間程度稼働可能であることが必要である。今回使用する気球の大きさから高度 38.5 km で水平浮遊を行うには全体の重量が 500 kg 以下に制限され、30 時間以上システムが稼働するのに十分な電池容量を確保しなくてはならない。この章では気球実験で予定通りに観測を成功させるために行ったシステム開発について述べる

5.1 気球システム概略

今回の気球実験における気球システムの概略について述べる。図 5.1 に簡単なシステム全体の概念図、図 5.2 は実際の観測器を示す。検出器システムを与圧容器で覆い、それをクラッシュパッド・バラスト箱を取り付けたゴンドラに組み付けている。

与圧容器内部の検出器システムは大きく分けて上半分が検出器部分、下半分が検出器を動作させるためのシステム部分である (図 5.3)。検出器部分にはガス検出器 TPC とシンチレータ検出器 PSA があり、TPC には μ-PIC の高電圧供給基板・信号読み出し基板をアノード・カソードのそれぞれについて 3 個ずつ計 6 個ガス容器外部に取り付けた (図 5.3)。ガス容器内部にある PSA には光電子増倍管 (PMT) に高電圧を印可するための高電圧供給基板である HeadAmp ユニットを光電子増倍管 6 つに対して 1 個必要で 3 個 $\times$4 側面 + 底面 6 個の計 18 個取り付けた (図 5.4)。ガス容器上部には宇宙から降り注ぐ荷電粒子を取り除くため反同時計数をとるアンタイカウンターとしてプラスチックシンチレータを設置して Multi-Pixsel Photo Counter (MPPC) で読み出している。

図 5.5–図 5.9 はシステム部分の写真である。システム部分にはまずガス検出器内の 3 分割された μ-PIC の Anode 電極とドリフト電場のための高電圧を生成する HV ユニットを計 4 つと、それらを操作するための HV ユニット用 DAC 基板を取り付けた (図 5.6)。そして各検出器のデータ収集・操作のための機器として PSA で取得されるデータを読み出す PSA 読み出し基板が 4 側面+底面用の計 5 個、PSA の光電子増倍管、μ-PIC の Anode 部分、ドリフトケイジなどの印可電圧値をコントロールする電圧制御回路、各検出器のトリガーを操作するトリガー制御回路、各検出器が正しく動作しているか確認するため検出器からの信号の出力回数をカウントするスケーラーを取り付けた (図 5.7、図 5.8)。これらの機器の操作を一元的に行うために CPU(zeno) と、検出器のデータを収集して SSD に保存するための 2 つの CPU(calltt、killua) を搭載している。これらの CPU と各機器は Ethernet で接続し、データ収集・操作を可能にした。そのため Ethernet ケーブルを多数接続すための Ethernet ハブを搭載した (図 5.5)。図 5.10 に Ethernet で構築したシステムのネットワーク図を示す。なお、図中の搭載センサー用 ADC ユニットと R.S (Reed-Solomon) 符号機についてはそれぞれ搭載センサー、データ通信の節で述べる。以上の機器に加えて、上空での観測器の環境・姿勢情報を得るため各種センサーを搭載した。こ

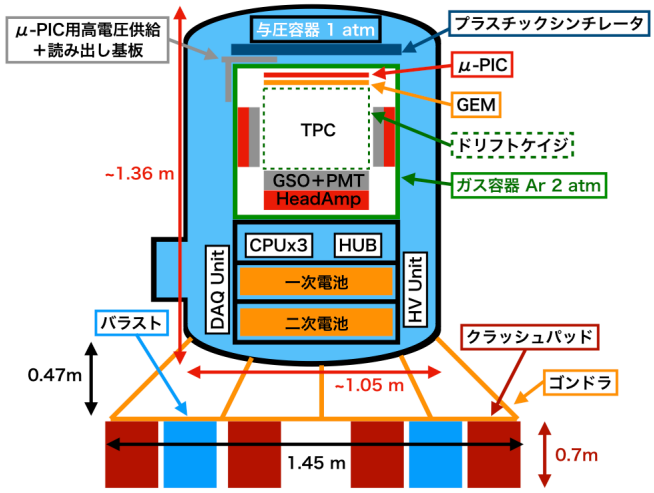

図 5.1　ETCC システム概念図

図 5.2　ETCC　ゴンドラ

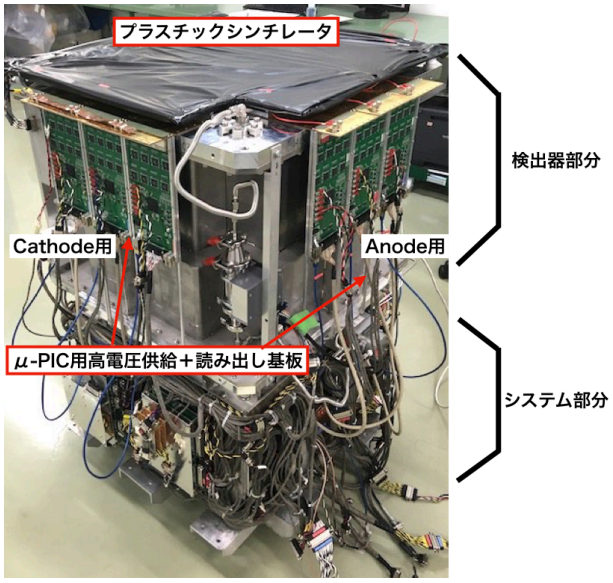

図 5.3　検出器システム

れについては搭載センサーの節で述べる。システム全体の消費電力は 214 W であり、その電力を供給する電池をシステム部分に搭載し、各機器に異なる電源電圧を供給するため DC/DC 変換基板搭載した (図 5.9)。これらについては電源開発の節で述べる。

SMILE-2+ ETCC では PSA の光電子増倍管に供給する高電圧はガス容器の中で生成しているが、TPC で使用する高電圧はガス容器の外部で生成している。このためシステムが暴露された状態では気球高度環境下で放電してしまう。さらに電池も減圧されると膨張して内部の電解溶液が蒸発してしまい電池容量が減少してしまう。そのため検出器システムを気球高度環境下で 1 気圧に保つためにアルミ製の与圧容器 (図 5.11) で覆った。図 5.12 は与圧容器とそれを組みつけるゴンドラのおおまかな図面である。ゴンドラには着地時の衝撃を吸収して観測器を保護するためのクラッシュパッド 4 個 (図 5.13) と、気球フライトの高度補償のための鉄粉が入ったバラスト箱 (図 5.14) が 4 個取り付けられた。クラッシュパッドは紙製でハニカム構造のものを採用し、NASA の資料 [26] を参考に、560 kg の観測器を想定してパラシュートによって秒速 6 – 7 m/s で落下する時の運動エネルギーを吸収できるように設計し

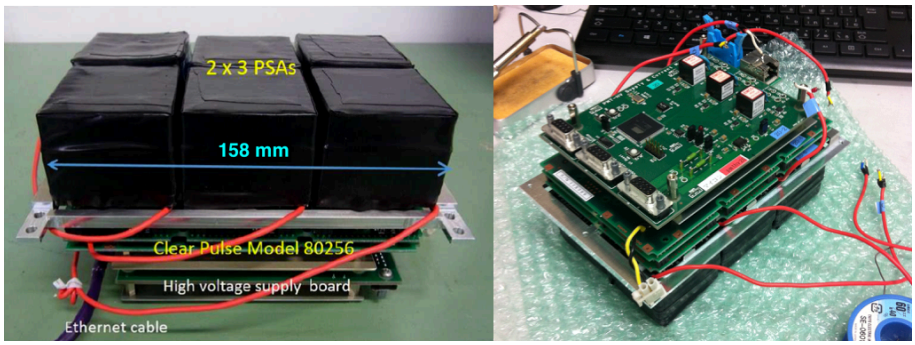

図 5.4　HeadAmp ユニット (左:シンチレータ側 右:基板側)

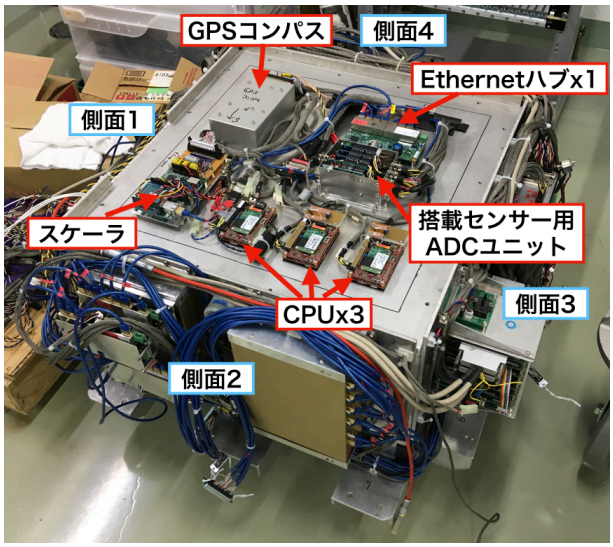

図 5.5　ETCC システム部分

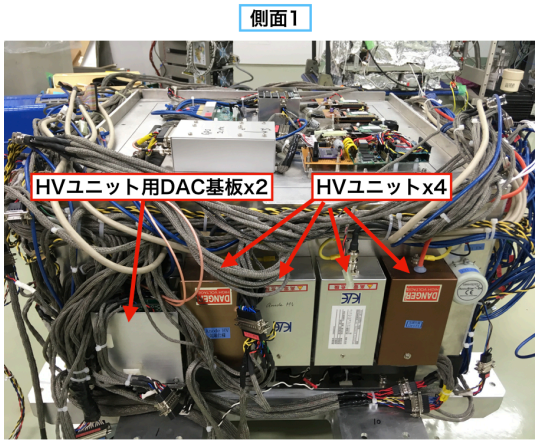

図 5.6　ETCC システム部分 (側面 1)

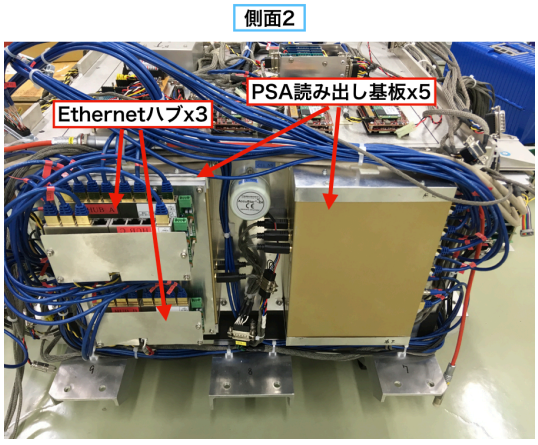

図 5.7　ETCC システム部分 (側面 2)

た。さらにフライト中に雲を通過する際に水分を吸収して強度が落ちないようにビニールラップで全体を覆った。与圧容器には試験時などに外部から電源を供給できるようにポートが設けられている。電源の他に、与圧容器外部に取り付けられたセンサーからの出力もこのポートを通じてシステムへと送られる。与圧容器は宇宙科学研究所から借用したものであり、内部システムの放熱のために白色ペイントが

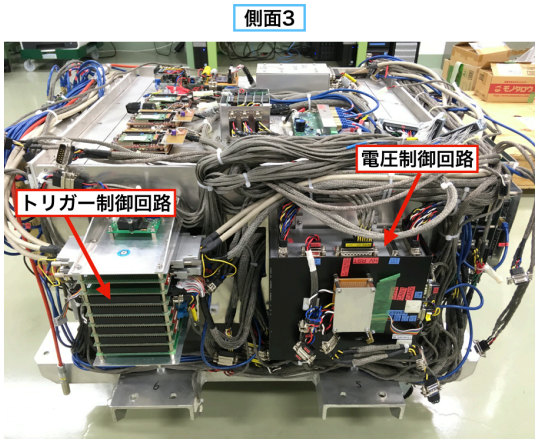

図 5.8　ETCC システム部分 (側面 3)

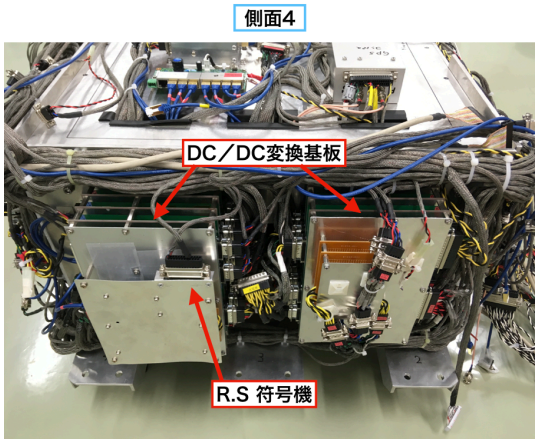

図 5.9　ETCC システム部分 (側面 4)

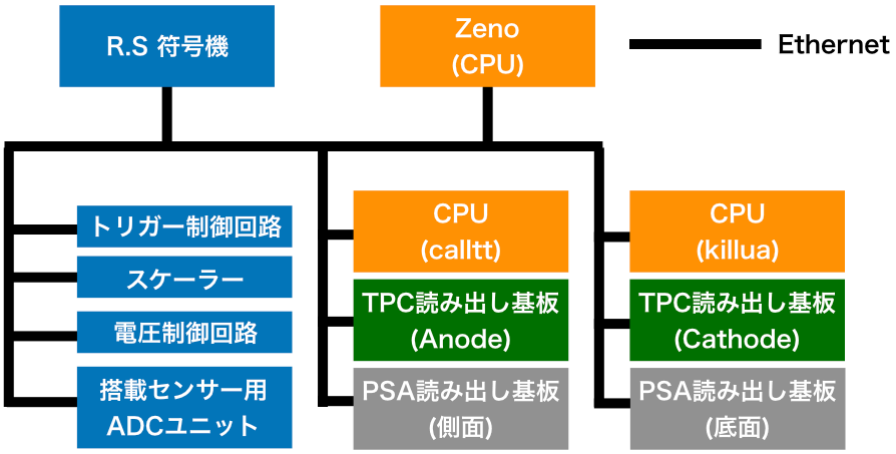

図 5.10　システムのネットワーク図

施されている。しかし夜間は内部システムが極端に冷えてしまうため部分的に断熱材で覆った。これについては熱環境試験の節で述べる。システムは電波ノイズを発生させ、地上の受信基地と観測器のデータ通信に影響を与えるが、システムを与圧容器で覆うことでその影響を減少させた。詳しくは噛み合わせ試験の節で述べる。

以上のシステム重量の内訳を表 5.1 にまとめた。合計重量は気球工学側搭載機器を除いて 467.3 kg で制限の 500 kg 以内に収めた。

項目	重量 [kg]
検出器部分	182.8
システム部分	132.2
与圧容器	95.9
ゴンドラ + クラッシュパッド	56.4
気球工学側搭載機器	(43.7)
合計	467.3 (511.0)

表 5.1　システム重量の内訳

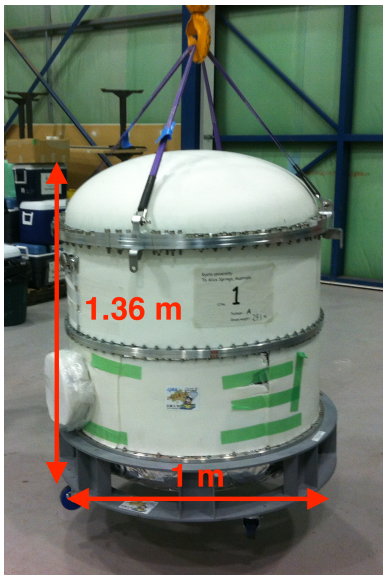

図 5.11　与圧容器

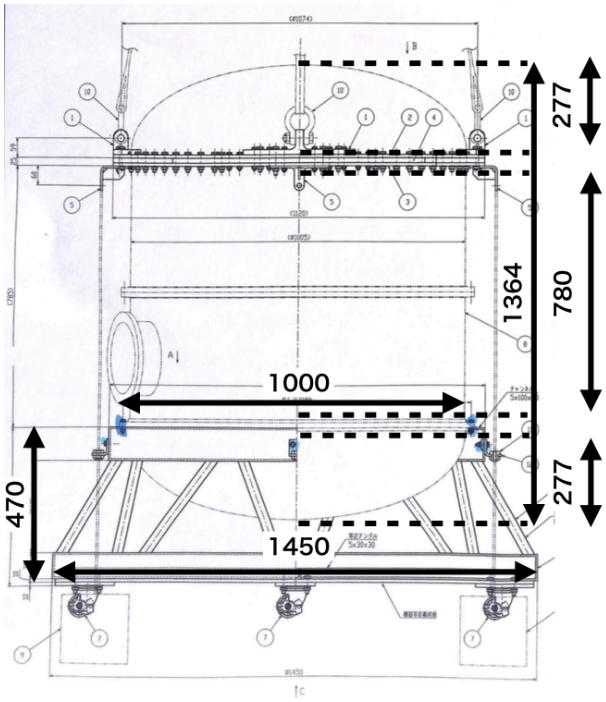

図 5.12　与圧容器 + ゴンドラの図面 (単位:[mm])

図 5.13　クラッシュパッド

5.2　ガス純化システム

今回の気球実験において使用する SMILE-2+ ETCC はガス検出器 TPC 内部にシンチレータ、光電子増倍管や基板を設置したため、H_2O を主成分とした多量のアウトガスが発生し、電子のドリフト速度・ガスゲインが減少してしまうことがこれまでの研究でわかっている [27]。これはガス交換を行うことで解決できるが、気球実験時には放球準備が整ってから放球するまでの期間は与圧容器の気密を破ることは許されないため、その期間はガス交換が不可能である。放球日は現地の天候状況によって大きく左右され、今回の気球実験では放球準備完了後に放球待ちの状態が最大一ヶ月間続く可能性があった。

図 5.14　バラスト箱

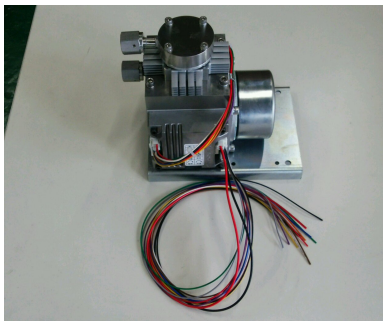

図 5.15　使用したポンプ (NKCV1S1P3230-14)

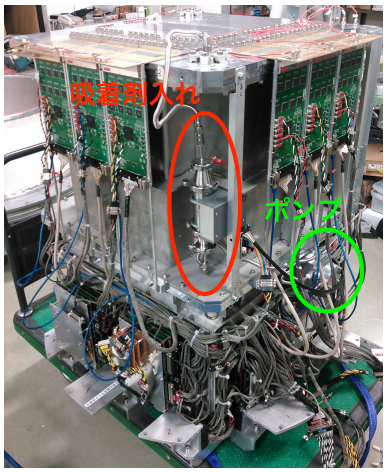

図 5.16　吸着剤入れとポンプ取り付け位置

そのためガス純化システムを実装した。

今回ガス純化システムとしては、ガス容器を吸着剤入れとガス管で接続し、ポンプを用いてガスを循環させる方式を採用した。ポンプは株式会社中央技研工業にて制作した NKCV1S1P3203-14（図 5.15）で、図 5.16 は実際のポンプと吸着剤入れの設置場所を示したものである。吸着剤としては合成ゼオライトである東ソー株式会社のゼオラム ®A-3 を使用している。ゼオライトとはアルミナケイ素と陽イオンからなる物質で、分子サイズの細孔を持つ。この細孔の直径より小さな物質が物理吸着され、細孔の大きさは陽イオンによって変更できる様になっている。今回は水分子が吸着されるようにした。

図 5.17 左は 2017 年 8 月頃にガス純化のテストとして 3 日間連続で ETCC を稼働させ、7 時間ガス純化を行うのを 1 サイクルとして数サイクル繰り返した時のドリフト速度と TPC の相対ゲインの変化を表したグラフである。確かにガス純化がなされてドリフト速度・ガスゲインが回復し、ETCC は 1 ヶ月間程度ガス交換をせず動作作することが確認された [27]。さらに純化を繰り返すことでドリフト速度・ガスゲインの落ち幅が減少していくことも確認され、放球 1 ヶ月前の 2018 年 3 月には 2 週間程度純化を行わないでもドリフト速度を維持可能な程度にガス純化がなされた (図 5.17 右)。ドリフト速度・ガスゲインの低下する速度はフライト時間に比べて遅いのでガス純化は放球前に行い、フライト中は行わないこととした。

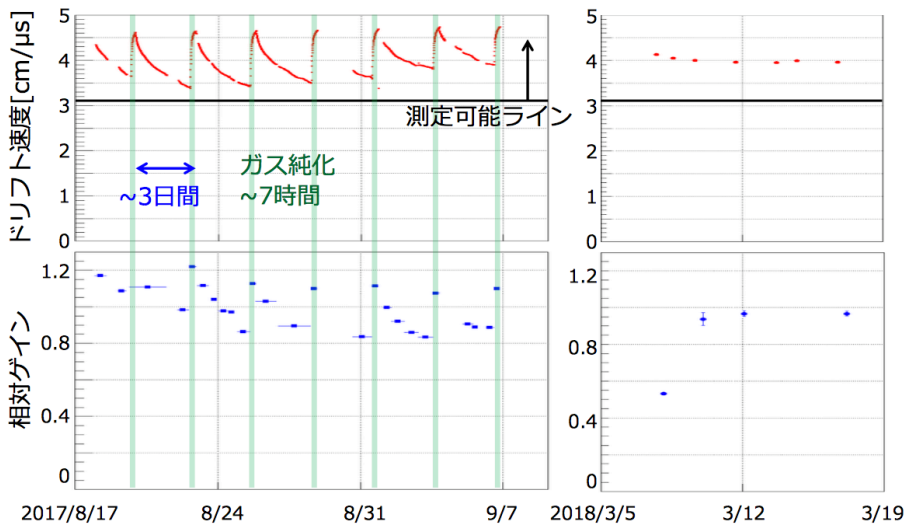

図 5.17　ガス純化によるドリフト速度・ガスゲイン回復の様子

図 5.18　温度計 AD590LF[28]

動作温度	-55 ℃ – +125 ℃
供給電圧	4 – 30 V
オフセット	298.2 μA (25 ℃)
出力電流	1 μA/K
絶対誤差 (外部校正なし)	±3.0 ℃

表 5.2　AD590LF の性能 [28]

5.3　搭載センサー

観測器には気球高度における観測器の環境・姿勢情報を得るためにセンサーが搭載した。そして各センサーから出力されるアナログ信号をデジタル信号に変換して CPU などで処理可能にするための搭載センサー用 ADC ユニットを搭載した。この章では搭載センサーを環境センサーと姿勢センサーに大きく分類して説明し、センサーからのアナログ信号を変換する搭載センサー用 ADC ユニットについて説明する。そして最後に姿勢センサーによる観測器の姿勢測定方法について述べる。

5.3.1　環境センサー

システムの温度環境と与圧容器外部環境を把握するため温度計を搭載した。温度計は ANALOG DEVICES 社の AD590LF(図 5.18) を使用した。AD590LF の性能を表 5.2 に示す。温度計は与圧容器内部各所の温度と外気温を測定するために全部で 8 ヶ所に設置した。図 5.19 はその設置位置を示したものである。AD590LF は温度に対して定常電流が流れるようになっている。図 5.20 は AD590LF と ADC の回路である。AD590LF から見た合成抵抗値は 2.8 kΩ なので、ADC で測定した電圧値を V [volt] とすると AD590LF による測定温度 T [K] は式 5.1 で求めることができる。

$$T = \frac{V}{2.8 \times 10^3} \times 10^6 + 298.2 \text{ [K]} \tag{5.1}$$

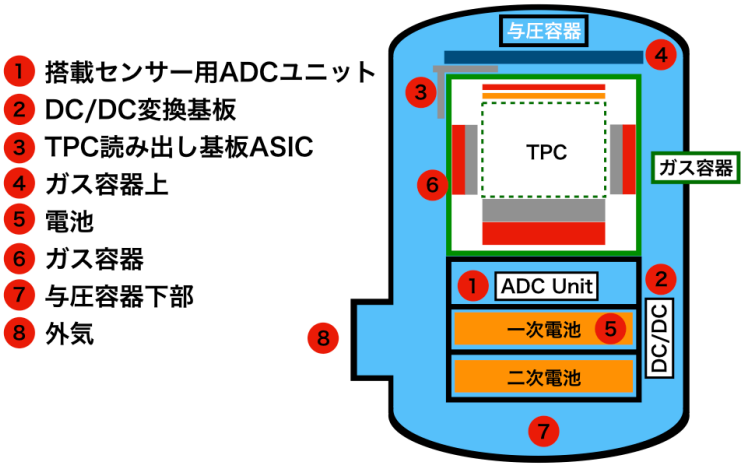

図 5.19　温度計の取り付け位置

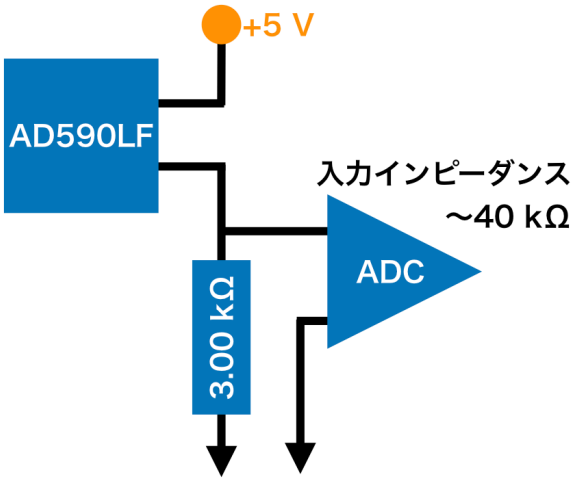

図 5.20　AD590LF を読み出す回路

図 5.21　外圧計 setra730

供給電圧	9 – 30 V
動作温度	0 ℃ – 80 ℃ (電子回路の温度)
保管温度	-20 ℃ – 85 ℃
圧力範囲	≤ 133.32 hPa
出力電圧	5 V
精度	±0.5%(読み値)

表 5.3　setra730 の性能

気圧計はガス容器と与圧容器の気密が保たれているかを監視するための TPC ガス圧計と内圧計に加えて、気球高度における宇宙からのガンマ線の大気による減衰量と大気ガンマ線量を見積もるための外気圧計の計 3 つを搭載した。特に外圧計はガンマ線観測データの解析に使用するため < 0.1 g/cm^2 の精度で気球高度の低圧環境を測定できるものを選んだ。外圧計、内圧計、TPC ガス圧計はそれぞれ SETRA SYSTEMS 社の setra730(図 5.21)、サヤマトレーディング社が販売している PTX800M-A(図 5.22)、ミネベアミツミ社の NS100A(図 5.23) を使用しており、それぞれの性能を表 5.3、表 5.4、表 5.5 にまとめた。

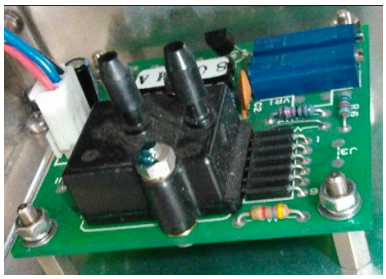

図 5.22　内圧計 PTX800M-A

供給電圧	12 V
動作温度	-25 ℃ – 75 ℃
圧力範囲	≤ 1000.29 hPa
出力電圧	1 – 6 V
直線性	±0.35% (F.S.)

表 5.4　PTX800M-A の性能

図 5.23　TPC ガス圧計 NS100A[29]

供給電圧	18 – 28 V
動作温度	-20 ℃ – 70 ℃
圧力範囲	≤ 5000 hPa
出力電圧	0 – 10 V
精度	0.2% (R.O.)

表 5.5　NS100A の性能

5.3.2　姿勢センサー

上空での観測器の姿勢を測定するために姿勢センサーを搭載した。SMILE-2+ ETCC の Half Power Radius (HPR) が ∼ 10°　であるため姿勢の決定精度としては ∼ 1°　が必要である。

観測器の位置を取得するため SPA 社の GPS アンテナ (図 5.24)2 つと Hemisphere GPS 社の GPS コンパス (図 5.27) を搭載している。GPS アンテナは地上で GPS 衛星からの電波とデータ通信用の電波が干渉しないようにアルミ板で製作したグランドプレーンの上に設置し、保護と保温のためにスタイロフォームで覆った (図 5.25、図 5.26)。GPS コンパスは 2 つの GPS アンテナの片方を Master、もう一方を Slave として、Master が GPS 衛星を受信すると緯度・経度・時刻・PPS 信号を出力し、加えて Slave が GPS 衛星を受信し始めると Master との位相差から Heading(方位) を出力する。それぞれの性能を表 5.6、表 5.7 にまとめた。GPS コンパスは過去の試験で実際に気球高度環境下で正常に動作し、その方位角測定精度もカタログ値と同様 1.5°　[RMS] であることが確かめられている [30]。今回の気球実験ではアリススプリングスにおいて動作させた際に Slave 側が GPS 衛星をほとんど受信しないという問題が発生した。しかし、方位角は後述する磁場センサーでも測定が可能なので問題はないと判断した。

傾斜計は Measurement Specialities 社の AccuStar Electric Clinometer(図 5.28) を使用した。この傾斜計の性能について表 5.8 にまとめた。観測器の鉛直方向に対する傾きを測定するため傾斜計を 2 つとりつけ、それぞれ傾斜計 x・y と呼ぶことにする。取り付け位置については後述する。2 つの傾斜計について STS 社のデジタル傾斜計 DL-155V を使用してキャリブレーションを行い電圧と角度の線型性を調査した (図 5.29)。一次関数でフィッティングを行い測定値とフィッティング結果の差から傾斜計 (x・y) の精度は 0.24°　[RMS] であることがわかった (図 5.30、図 5.31、図 5.32、図 5.33)。

さらに傾斜計の温度依存性について調査した。恒温槽の温度を 5 ℃、15 ℃、40 ℃に設定して傾斜

図 5.24　GPS アンテナ

供給電圧	5 V

表 5.6　GPS の性能

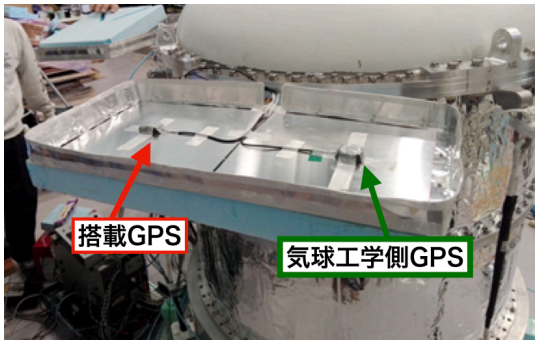

図 5.25　GPS アンテナ治具 (1)

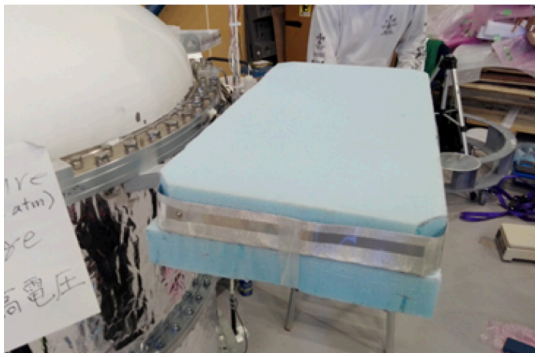

図 5.26　GPS アンテナ治具 (2)

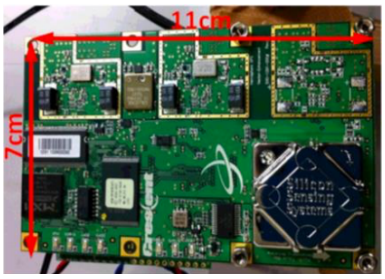

図 5.27　GPS コンパス

供給電圧	12 V
動作温度	-30 ℃ – 70 ℃
精度	<0.15° RMS (1.0 m antenna separation)

表 5.7　GPS コンパスの性能

図 5.28　傾斜計

供給電圧	±12 V
感度	30 mV/deg ± 10%
時間分解能	0.5 Hz
測定可能範囲	< ±60°

表 5.8　傾斜計の性能

計 (y) の角度を変えながら出力電圧を調べた (図 5.34)。得られた測定結果をプロットして一次関数でフィットした (図 5.35、図 5.36、図 5.37)。直線の傾き a の変化の幅 Δa は 5 ℃ – 40 ℃の範囲で $\Delta a < \pm 0.0001$ である。この変化量は傾斜角 ±30° において ±0.06° 分の変化量に相当し、必要な姿

図 5.29　傾斜計フィッティングの様子

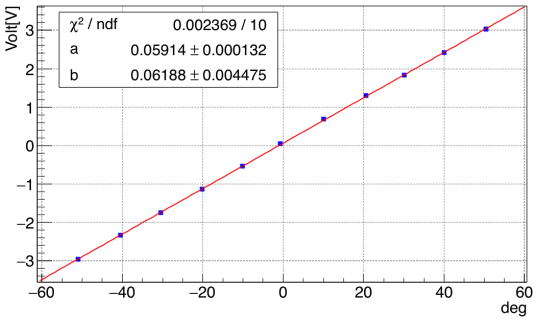

図 5.30　傾斜計 (x) の電圧と角度の関係

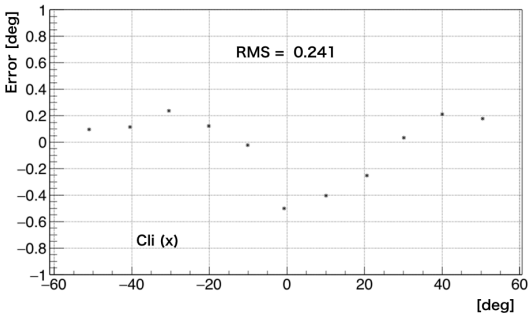

図 5.31　傾斜計 (x) の誤差のばらつき

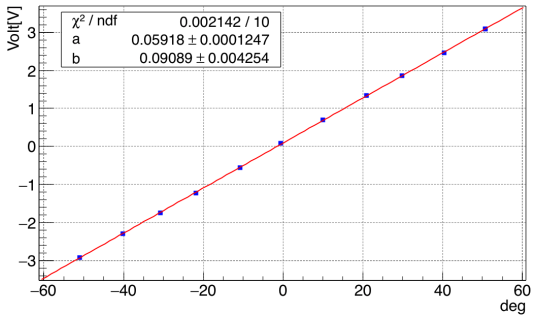

図 5.32　傾斜計 (y) の電圧と角度の関係

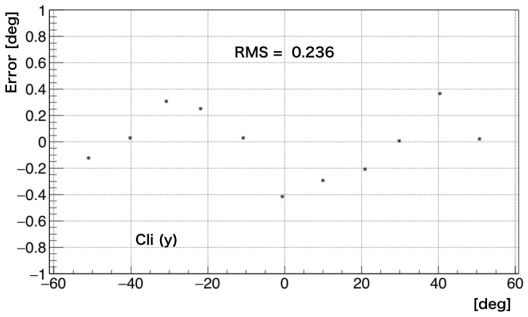

図 5.33　傾斜計 (y) の誤差のばらつき

勢決定精度に比べて十分小さい。従ってほとんど今回の実験ではほとんど影響がないと判断した。直線のオフセット b の変化の幅 Δb は 5 ℃ – 40 ℃の範囲で $\Delta b < \pm 0.04$ で、これを傾斜角の変化量に換算すると $\pm \sim 0.7^\circ$ に相当し、この影響は無視できない。従って傾斜計のオフセットの温度変化を調べた。傾斜計の角度を一定 (1.2°) に保った状態で、恒温槽の温度を 0 ℃–40 ℃の範囲で 5 ℃刻みに変化させ、2 つの傾斜計 x・y のそれぞれについての出力電圧を調べた。その結果が図 5.38、図 5.39 である。これで得られた結果に基づいて傾斜計の温度補正を行うことにした。

磁場センサーはアイチ・マイクロ・インテリジェント社のマイクロテスラセンサ MI-CB-1DM(図 5.40) を採用した。その性能を表 5.9 にまとめた。この磁場センサーで地磁気の 3 次元における向きを測定するため、磁場センサーを直行する 3 軸上に固定する専用の治具を作成した (図 5.41)。磁場セ

図 5.34　傾斜計温度依存性調査の様子

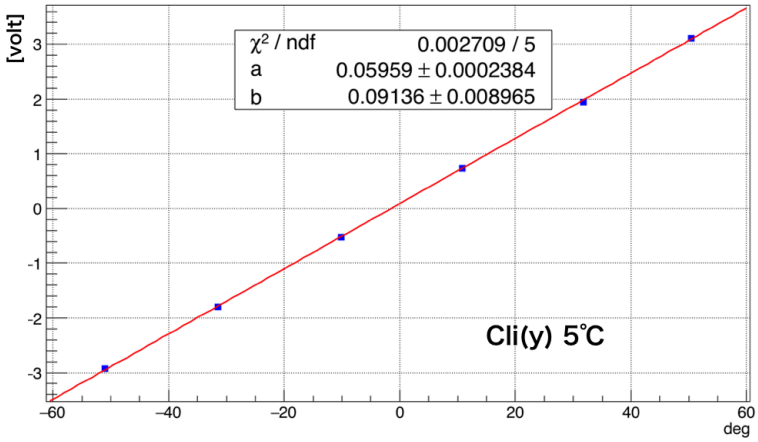

図 5.35　傾斜計の振る舞い (5 ℃)

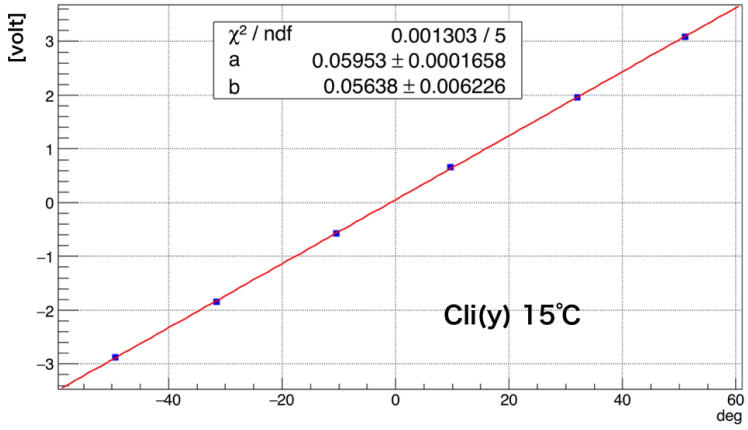

図 5.36　傾斜計の振る舞い (15 ℃)

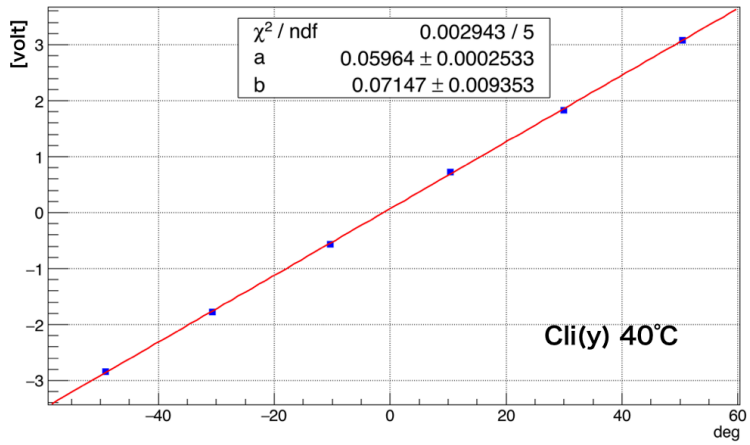

図 5.37　傾斜計の振る舞い (40 ℃)

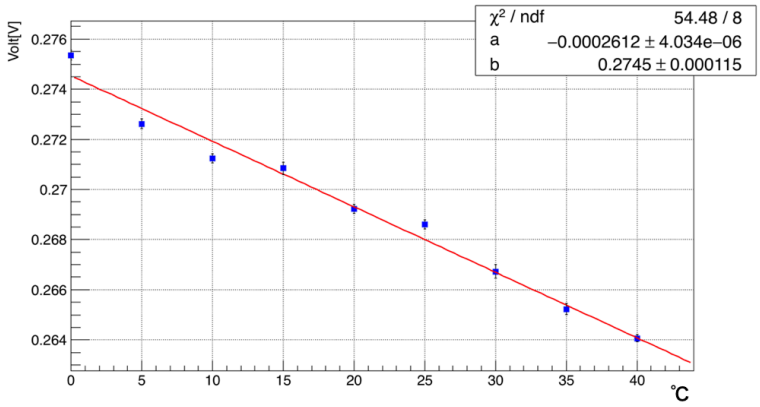

図 5.38　傾斜計 (x) のオフセット電圧の温度依存性

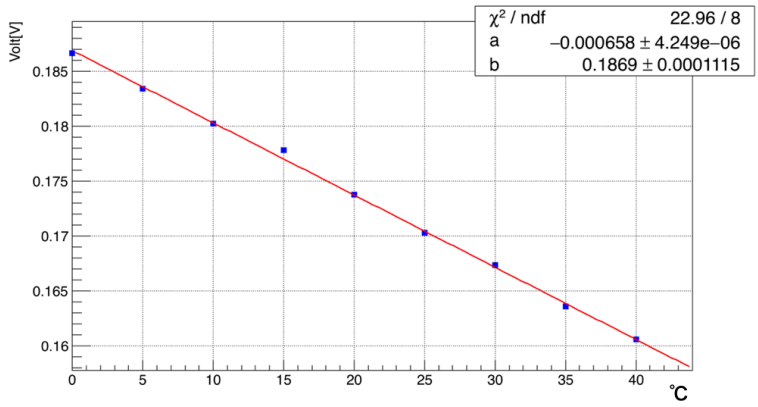

図 5.39　傾斜計 (y) のオフセット電圧の温度依存性

ンサーは与圧容器の外に設置する関係で、保護と保温のために周りをスタイロフォームで覆った (図 5.42)。この磁場センサーは磁性体に高周波電流を印可することで、そのインピーダンスが外部磁場によって変化する現象を利用したものである。これを複数個同時に使用する際には各磁場センサーに対し同時に高周波電流を印可しなければ周波数のずれによってセンサ回路上で干渉が起こってしまう。そ

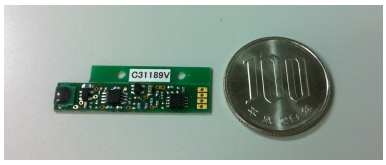

図 5.40　磁場センサー

供給電圧	±5 V
出力電圧	4.0 mV/μT
動作温度	-20 ℃ – 85 ℃

表 5.9　磁場計の性能

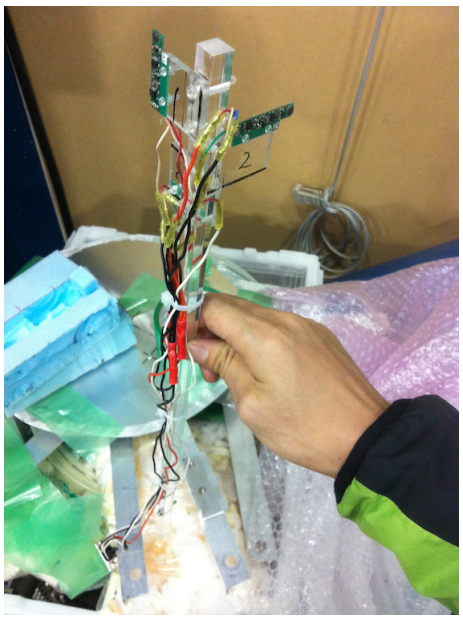

図 5.41　磁場センサーの治具

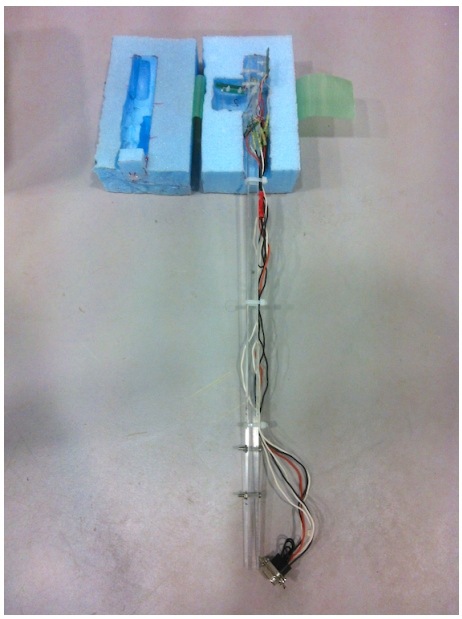

図 5.42　磁場センサーを覆うスタイロフォーム

のためのメーカー提供の制御回路も取り付けた。 磁場センサーは個体によって感度と出力電圧のオフセットの差が大きいので屋外にてキャリブレーションを行った。それぞれ直行する 3 つの磁場センサーをそれぞれ GA1、GA2、GA3 としてのうち GA1、GA2 が張る平面と GA2、GA3 が張る平面を水平方向にして回転し、それぞれの磁場センサーで得られた電圧値 V_1, V_2, V_3 を三次元空間上にプロットして楕円球の方程式 5.2 で磁場センサーのオフセット $h_{1,2,3}$ と感度 $s_{1,2,3}$ をパラメータとして最小二乗法を利用してフィッティングしたのが次の図 5.43 である。図の赤点がフィット関数をプロットした点、青点が磁場センサーの出力をプロットした点である。

$$\frac{(V_1 - h_1)^2}{{s_1}^2} + \frac{(V_2 - h_2)^2}{{s_2}^2} + \frac{(V_3 - h_3)^2}{{s_3}^2} = 1 \tag{5.2}$$

このフィッティングで得られたパラメータを使って GA1、GA2 平面と GA2、GA3 平面のそれぞれについて磁場センサーを回転させた時の磁場の強度比が図 5.44、図 5.45 である。横軸はスマートフォンの方位磁石で測定した方位角になっているが、この測定を行った時の磁場センサーの向きとスマートフォンの向きの間にはあるオフセット $offset$ が存在する。ここで測定した磁場を GA1、GA2 平面に射影した時の角度 $\theta_{1,2}$ と GA2、GA3 平面に射影した時の角度 $\theta_{2,3}$ を図 5.46 に示すように定義する。このとき、GAa、GAb が張る平面を水平にしたときのある測定 i での 2 つの磁場センサーの強度比 $GA_{a,i}$、$GA_{b,i}$ と $offset$ は以下の関係がある。

$$\begin{aligned} \theta_{a,b,i} &= \tan^{-1}\left(\frac{GA_{a,i}}{GA_{b,i}}\right) \\ offset &= \theta_{a,b,i} - \theta_i \end{aligned} \tag{5.3}$$

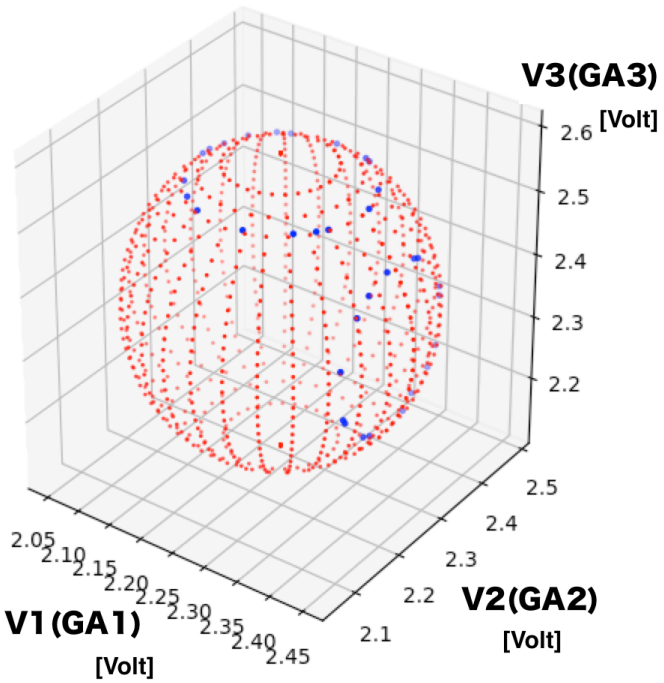

図 5.43　磁場センサーの球面フィッティング

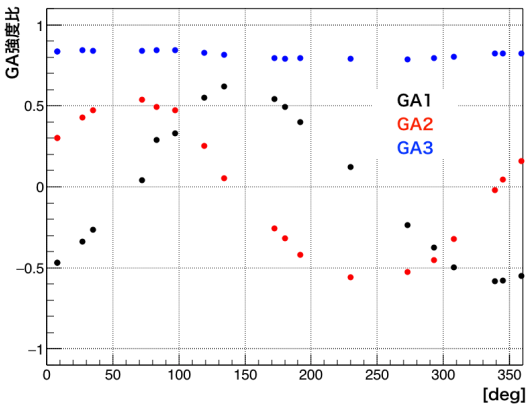

図 5.44　GA 強度比の変化 (GA1,GA2 平面について回転)

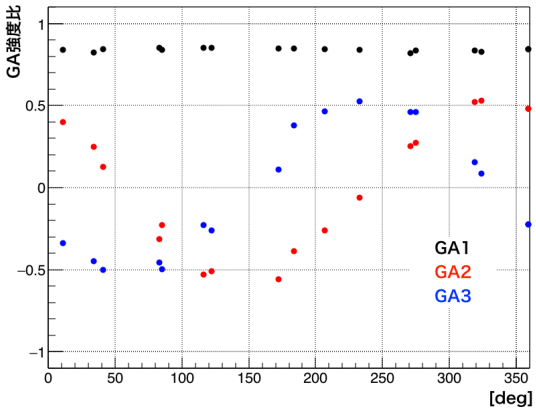

図 5.45　GA 強度比の変化 (GA2,GA3 平面について回転)

各点の測定値を式 5.3 に代入すると一定の値 $offset$ が得られることが期待される。測定で得られた $offset$ の平均値と $\theta_{a,b}$ の差のヒストグラムにしたものが次の図 5.47、図 5.48 である。$\theta_{1,2}$ と $\theta_{2,3}$ の決定精度はそれぞれ 7.34° [RMS]、6.11° [RMS] であることがわかった。

5.3.3　搭載センサー用 ADC ユニット

以上の搭載センサーが出力するアナログ信号をデジタル信号に変換する Analog Degital Converter (ADC) として Arduino Leonardo Ethernet (図 5.49) に Mayhew Labs による Extended ADC Shield (図 5.50) を 3 枚取り付けた搭載センサー用 ADC ユニットを利用している (図 5.51)。Arduino

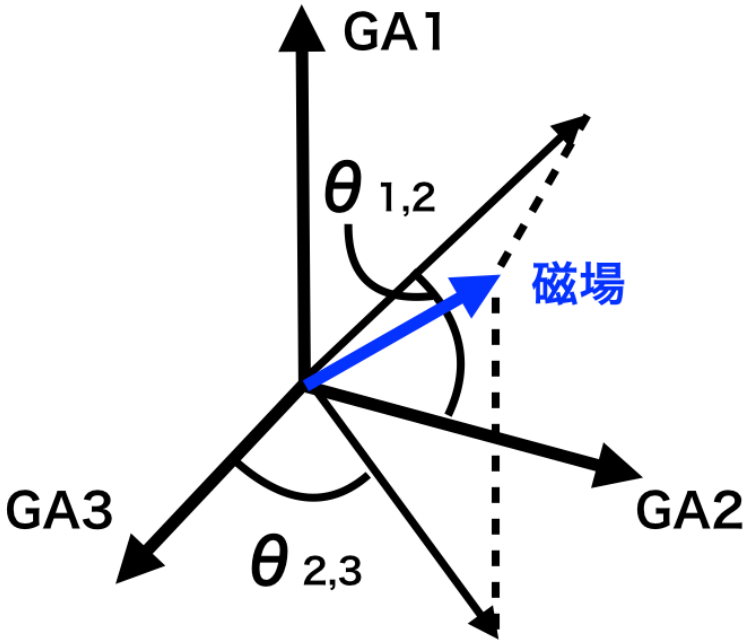

図 5.46　GA1、GA2 平面に射影した角度 $\theta_{1,2}$ と GA2、GA3 平面に射影した角度 $\theta_{2,3}$

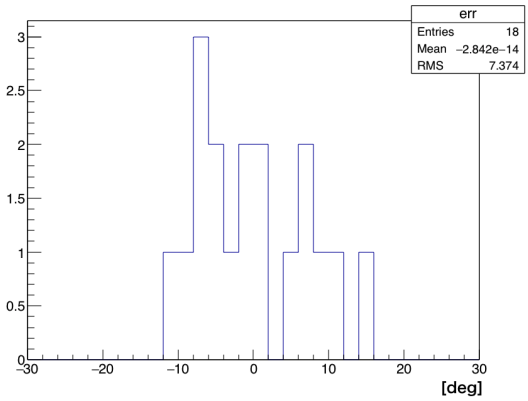

図 5.47　GA1,GA2 平面の誤差のばらつき

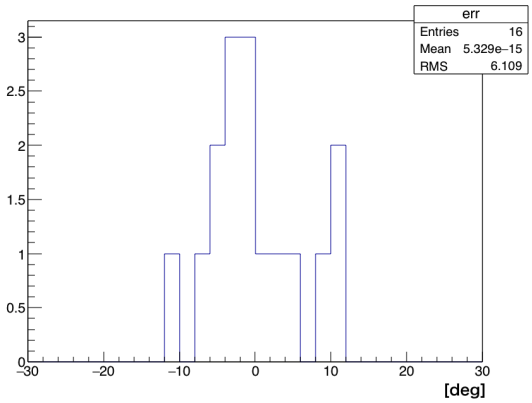

図 5.48　GA2,GA3 平面の誤差のばらつき

Leonardo Ethernet は独自の Arduino 言語でプログラム可能なワンボードマイコンであり、Ethernet 接続が可能であり、通信速度は 10/100 Mbps である。さらに MicroSD カードスロットも搭載されている。クロック周波数は 16 MHz である。Extended ADC Shield は [0 – 5 V]、[0 – 10 V]、[-5 – +5 V]、[-10 – 10V] の任意のレンジのアナログ信号を 16 bit のデジタル信号に 100 kHz で変換することができる。入力可能なチャンネル数は 1 枚につきシングルエンドで 8 チャンネル、差動入力で 4 チャンネルである。ADC ユニットで温度計を 0 – +5 V、その他のセンサーを-10 – +10 V のレンジで 16bit デジタル変換を行うようにした。GPS アンテナの出力は Arduino Leonardo Ethernet に直接入力している。

外気圧計を < 0.1 [g/cm^2]、傾斜計を $< 0.1^\circ$ の精度で測定するためには、それぞれのセンサーの出力電圧から ADC の精度は < 5 [mV] が必要である。そこで ADC ユニットの線型性を調査したのが次の図 5.52、図 5.53 でフィッティング直線との差分 (図 5.54) から ADC の誤差はレンジに関わらず ± 1 [mV] 以下であることがわかる。

図 5.49　Arduino Leonardo Ethernet[31]

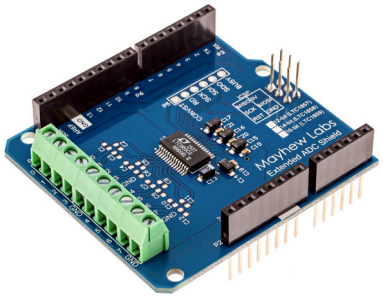

図 5.50　Exteded ADC shield[32]

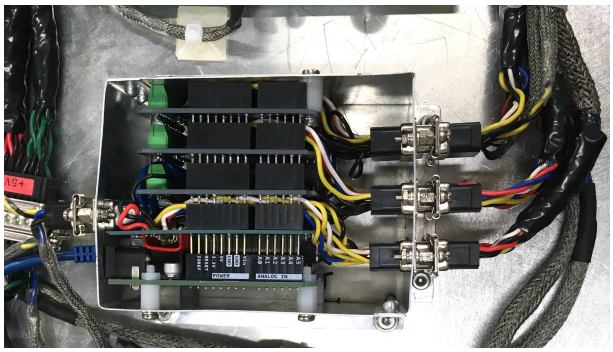

図 5.51　搭載センサー用 ADC ユニット

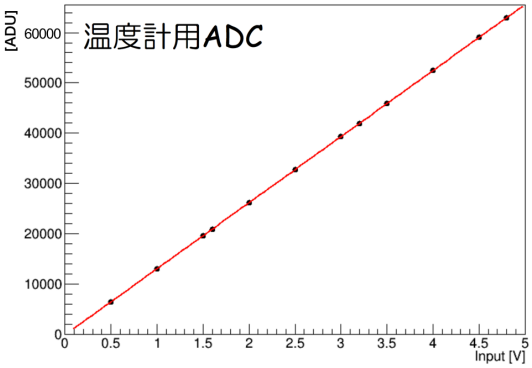

図 5.52　ADC の直線性調査 (温度計)

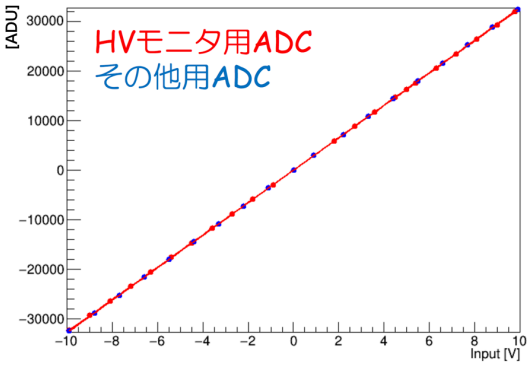

図 5.53　ADC の直線性調査 (その他センサー)

ADC ユニットではまず全チャンネルの ADC を 1 回ずつ読み出し、その後 16 回 ADC を読み出し最初の ADC 値との差分の平均を加算する。そして GPS データを読み取り、ADC データの時刻付を行う。こうして得られたデータを Arduino Leonardo Ethernet で整形し、Ethernet を通じて CPU に送信して (図 5.10)、SSD に保存している。さらにフライト中 Ethernet 接続がなんらかの原因で切断されてしまった時のために Arduino Leonardo Ethernet の MicroSD カードにもデータを保存している。以上のサイクルを 1 秒毎に行なう。

5.3.4　姿勢センサーによる観測器の姿勢測定

観測データを解析する際には検出器座標系で観測したガンマ線の到来方向を銀河座標系で見た時の方向に直す必要があり、そのためにはまず検出器座標系から真北を基準とした地上座標系に変換する必要

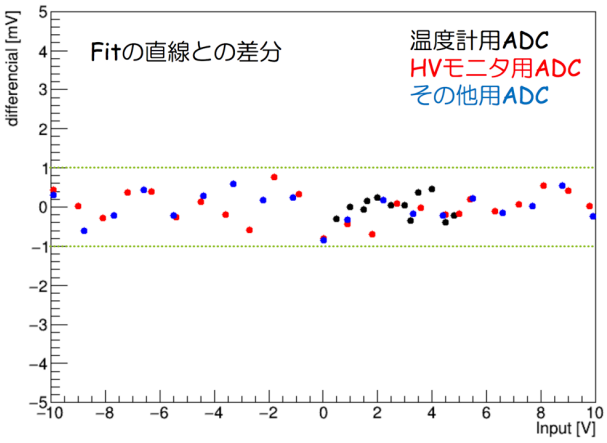

図 5.54　直線フィッティングとの差

がある。その変換を行うには検出器系から見た任意のベクトルを V_E として、それを地上系で見た時のベクトルを V_L とした時に式 5.4 を満たすような変換行列 $A_{convert}$ を求めればよい。

$$V_L = A_{convert} V_E \tag{5.4}$$

変換行列 $A_{convert}$ は搭載された GPS・傾斜計・磁場センサーの測定値から求める事ができる。

GPS・傾斜計・磁場センサーの取り付け位置を表したのが次の図 5.55 である。検出器座標系の座標軸 x_E, y_E, z_E を図のように定義し、地上座標系の座標軸 x_L, y_L, z_L をそれぞれ東、北、鉛直上方向と一致するものとして定義する。図中の Cli(x)、Cli(y) は傾斜計 (x・y) を表す。それぞれが左ネジの向きを正の方向とした検出器系 x_E, y_E 軸周りの傾き θ_x, θ_y を測定する。磁場センサーの GA1 の向きは検出器座標系 z_E 軸の向きと一致しているが、GA2、3 の向きは検出器座標系 y_E, x_E 軸に対して 33° 傾いている。GPS コンパスは GPS1 から GPS2 へ向かうベクトル V_{gps} と地上座標系 y_L 軸がなす角 $Heading$(方位) を測定することができる。検出器座標系 z_E 軸回りの回転角を検出器座標系 y_E 軸と地上座標系 y_L 軸がなす z_E 軸に対して左ネジの向きを正の方向とする角 phi として定義した。

検出器座標系から見た地磁気と平行なベクトル B_E はそれぞれの磁場センサーで測定した磁場の強度比を $GA1, GA2, GA3$ とすると式 5.5 を用いることで求める事ができる。

$$B_E = \begin{pmatrix} \cos(33^\circ) & \sin(33^\circ) & 0 \\ -\sin(33^\circ) & \cos(33^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} GA3 \\ GA2 \\ GA1 \end{pmatrix} \tag{5.5}$$

検出器座標系から見た鉛直上方向と平行なベクトル G_E は傾斜計で測定した θ_x, θ_y を使って式 5.6 を用いる事で求める事が出来る。

$$\begin{aligned} G_E &= \begin{pmatrix} -\cos\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha \end{pmatrix} \\ \beta &= \tan^{-1}\left(\frac{\tan\theta_y}{\tan\theta_x}\right),\ \alpha = \tan^{-1}\left(-\frac{\sin\alpha}{\tan\theta_y}\right) \end{aligned} \tag{5.6}$$

図 5.56 は変換行列を求める際に必要となるベクトルを図示したものである。ここで地上座標系における新たなベクトル x'_L, y'_L を定義する。このベクトルは x_L, y_L を z_L 軸に回りについて地磁気の偏角 D だけ回転させたベクトルで、y'_L は磁北の向き、x'_L は磁気東の向きを表す。x'_L, y'_L を検出器座標系から見たベクトルをそれぞれ $x'_{L,E}, y'_{L,E}$ とする。$x'_{L.E}, y'_{L,E}$ は地上座標系のベクトル z_L を検出器座標系で見た時のベクトルが G_E と一致し、B_E が検出器座標系から見た地磁気の向きであることから式 5.7、

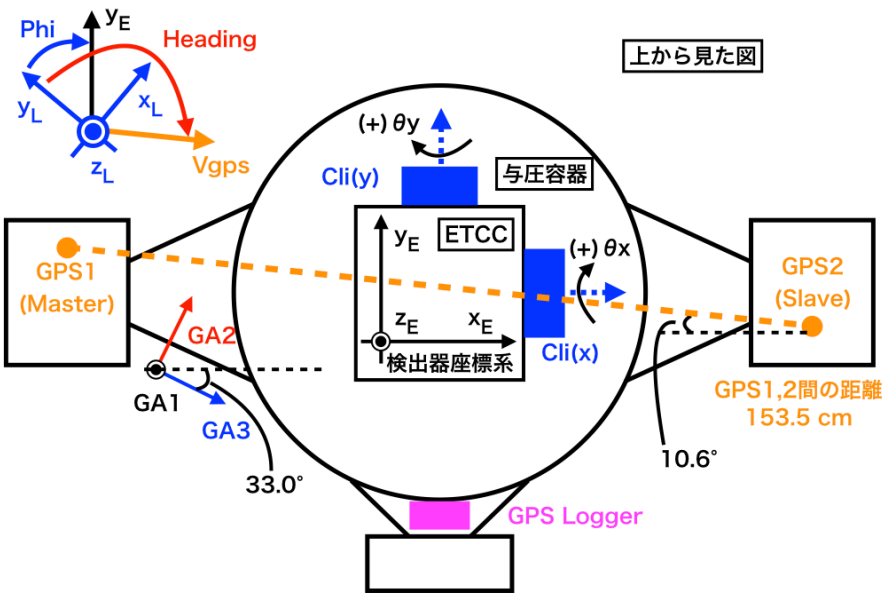

図 5.55　姿勢センサー取り付け位置

式 5.8 で求めることができる。

$$x'_{L,E} = B_E \times \quad G_E \tag{5.7}$$

$$y'_{L,E} = G_E \times \quad x'_E \tag{5.8}$$

そうして得られた 2 つの直行するベクトル $x'_{L,E}, y'_{L,E}$ を G_{ETCC} について反時計回りに偏角 D だけ回転させて得られたベクトルを $x_{L,E}$、$y_{L,E}$ として、検出器座標系ベクトル V_E の i 軸の成分を $V_{E,i}$ とすると、変換行列 $A_{convert}$ は以下の式 5.9 によって求めることができる。

$$A_{convert} = \begin{pmatrix} x_{L,E,x} & y_{L,E,x} & G_{E,x} \\ x_{L,E,y} & y_{L,E,y} & G_{E,y} \\ x_{L,E,z} & y_{L,E,z} & G_{E,z} \end{pmatrix}^{-1} = \begin{pmatrix} \cos(D) & -\sin(D) & 0 \\ \sin(D) & \cos(D) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x'_{L,E,x} & y'_{L,E,x} & G_{E,x} \\ x'_{L,E,y} & y'_{L,E,y} & G_{E,y} \\ x'_{L,E,z} & y'_{L,E,z} & G_{E,z} \end{pmatrix}^{-1} \tag{5.9}$$

観測器に搭載された GPS が測定した位置における地磁気情報 (偏角 D) については国際標準地球磁場 (IGRF12)[33] を元に GeographicLib[34] というライブラリーを用いて計算することで得た。

5.4　GPS ロガー

姿勢センサーの冗長系として大阪大学の荘司氏らが開発した GPS ロガー (5.57) を搭載した [35, 36]。これは GPS、磁場センサー、加速度センサー、ジャイロセンサーを搭載しており、それらによって姿勢を測定している。GPS ロガーは気球の数カ所に設置された。観測器部分には与圧容器外部 (図 5.55) に取り付け、観測器システムとは完全に独立して動作し、電池も GPS ロガー専用に独立ものを電源としている (図 5.58)。

GPS ロガーは地上座標系に対する姿勢を検出器座標系 x_E, y_E, z_E 軸周りのロール・ピッチ・ヨー角 θ_r, θ_p, θ_y で測定する。なお、検出器座標系が地上座標系と一致するような関係にある状態を θ_r, θ_p, $\theta_y = 0^\circ$ と定義した。GPS ロガーによって測定された θ_r, θ_p, θ_y を用いて検出器座標系から見た任意のベクトル V_E と地上座標系から見たベクトル V_L の関係は以下の式 5.10 で表される。この式

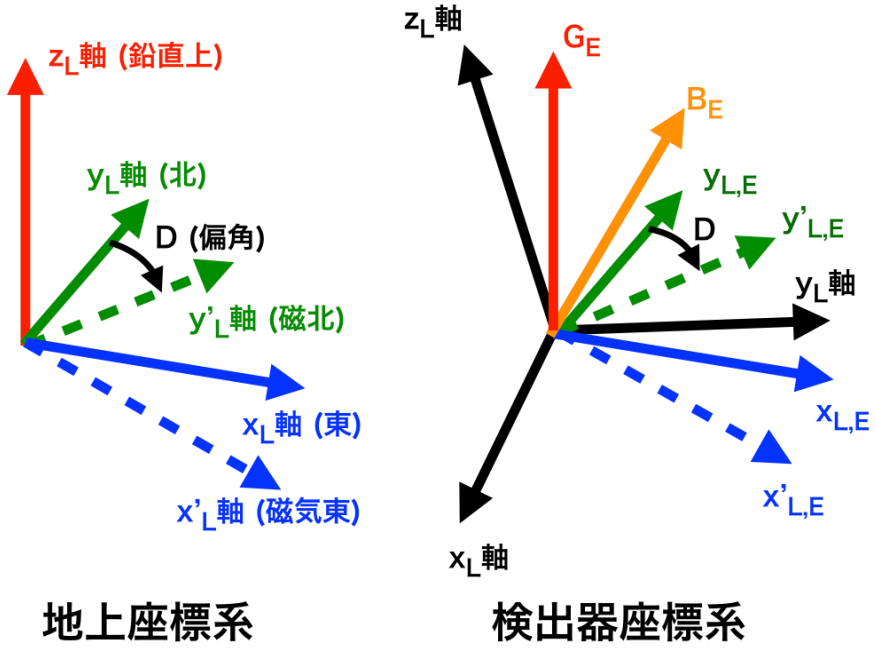

図 5.56　地上系と検出器系の座標変換

図 5.57　GPS ロガー

図 5.58　GPS ロガー用バッテリー

を用いることで、検出したガンマ線の検出器座標系から見た到来方向を地上座標系から見た到来方向に変換することができる。

$$V_L = \begin{pmatrix} \cos\theta_p \cos\theta_y & \sin\theta_r \sin\theta_p \cos\theta_y - \cos\theta_r \sin\theta_y & \cos\theta_r \sin\theta_p \cos\theta_y + \sin\theta_r \sin\theta_y \\ \cos\theta_p \sin\theta_y & \sin\theta_r \sin\theta_p \sin\theta_y + \cos\theta_r \cos\theta_y & \cos\theta_r \sin\theta_p \sin\theta_y - \sin\theta_r \cos\theta_y \\ -\sin\theta_p & \sin\theta_r \cos\theta_p & \cos\theta_r \cos\theta_p \end{pmatrix} V_B \tag{5.10}$$

5.5　システムの消費電力と電池

搭載機器の電源使用状況を表 5.10 にまとめた。消費電力の合計は 211 W とあるが、実際の消費電力は回路の逆流防止ダイオードなどによる分増加して 214 W になっている。なので全体の消費電力は 214 W として議論を進めていく。電池からの各電圧の生成は DC/DC 変換基板を用いて行った。電源系統は ±2.5 V、3.3 V、5 V、6.6 V、±12 V がデジタル 1、2 とアナログの 3 種類、24 V の計 12 系統で、24V は電池から直接供給している。±12 V は CPU に供給するため、アナログ出力を行う機器と電源を共有してしまうとノイズが乗ってしまう。これを避けるために ±12 V の電源は 3 種類に分け、センサー類には 12 V(アナログ)、CPU(zeno) には 12 V(デジタル 1)、CPU(calltt, killua) には 12 V(デジタル 2) から電源を供給した。DC/DC 変換基板は電圧の変換効率が $> 90\%$ と高い COSEL 会社の

表 5.10　各搭載機器の電源使用状況

モジュール	機器	電圧[V]	電流[A]	電力[W]	個数	合計電力[W]
PSA	PSA読み出し基板	5	0.36	1.8	5	9
	HeadAmpユニット	3.3	0.035	0.1155	18	2.079
		6.6	0.471	3.1086	18	55.9548
TPC	Drift HVユニット	12	0.22	2.64	1	2.64
	Anode用 HVユニット	12	0.1	1.2	3	3.6
	HVユニット用DAC基板	3.3	0.035	0.1155	2	0.231
		6.6	0.04	0.264	2	0.528
	TPC読み出し基板	2.5	0.437	1.0925	6	6.555
		-2.5	0.578	1.445	6	8.67
		3.3	1.31	4.323	6	25.938
アンタイカウンタ	電源	12	0.06	0.72	1	0.72
	読み出し回路	3.3	0.049	0.1617	1	0.1617
制御回路	電圧制御回路	5	0.75	3.75	1	3.75
	トリガー制御回路	24	0.14	3.36	1	3.36
	スケーラー	5	0.3	1.5	1	1.5
環境センサー	気圧計(外圧)	12	0.017	0.204	1	0.204
	気圧計(内圧)	12	0.01	0.12	1	0.12
	気圧計(TPCガス)	24	0.03	0.72	1	0.72
	傾斜計	12	0.004	0.048	2	0.096
		-12	0.004	0.048	2	0.096
	磁気センサ	5	0.03	0.15	3	0.45
	温度センサ	5	0.01	0.05	10	0.5
	GPSコンパス	3.3	1.0909	3.59997	1	3.59997
		12	0.5	6	1	6
	搭載センサー用ADCユニット	5	1	5	1	5
通信システム	CPU	12	0.42	5.04	3	15.12
	Ethernetハブ	3.3	1.515	4.9995	4	19.998
電源	リチウムポリマー電池(EPC100-7)	12	0.45	5.4	2	10.8
	DC/DC変換基板	24	0.14	3.36	7	23.52
気球工学側搭載機器	シリアルコマンド受信用絶縁	5	0.05	0.25	1	0.25
	シリアルテレメトリ送信用絶縁	5	0.05	0.25	1	0.25
					合計	211.41147

SFS シリーズを使用し (図 5.59)、TPC 検出器に印可する高電圧はマクセレック社の高電圧供給装置 (図 5.60) を用いて生成した。

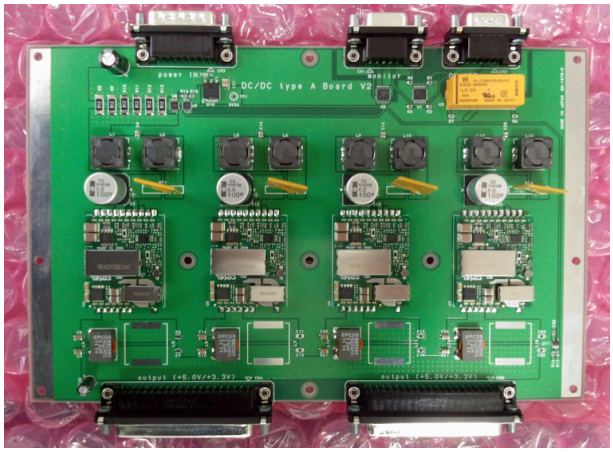

図 5.59　DC/DC 変換基盤

図 5.60　高電圧供給装置

図 5.61　一次電池 LSH20

回路電圧	3.67 V
公称電圧	3.6V
定格容量	13.0 Ah
重量	100 g
動作温度	-60 ℃ – +85 ℃

表 5.11　LSH20 の性能

今回の気球実験では消費電力 214 W を放球前の準備時間約 6 時間とフライト時間約 24 時間の計 30 時間以上を電池で供給する必要がある。さらに高度 38.5 km で観測を行うには観測器の重量を 500 kg に抑える必要がある。そこで使用する電池の候補として軽量で重量あたりのエネルギー密度が高いリチウム一次電池が挙げられる。しかし、フライト本番の前には噛み合わせ試験が複数回あり、その際観測器を本番と同じく電池を電源として稼働させる必要がある。噛み合わせ試験にかかる時間は天候や電波ノイズ次第で増減するため、噛み合わせ試験時に充電不可能な一次電池を消費してしまうと本番で使用する分の電力を確保できない事態に陥る可能性がある。なので充電可能な二次電池を搭載することとした。しかし、二次電池は一次電池に比べて重量あたりのエネルギー密度が小さいため、二次電池のみでフライト本番分の電力を補うのは観測器の重量制限の観点から難しい。なので今回は一次電池と二次電池を組み合わせて観測器に搭載した。

一次電池としては他のリチウム電池に比べて容量が大きく、安価で気球高度の-23 ℃低温環境下でも動作する Saft 社の LSH20(図 5.61) を採用した。この電池単体の主な性能をまとめたものが表 5.11 である。この一次電池を 7 直列 ×30 並列の一次電池パック (図 5.62) に組んで観測器に搭載した。一次電池パックは電圧 25.6 V、容量 390.0 Ah でその重量は ∼21 kg である。 二次電池は Edison Power 社による Kokam 社製リチウムポマー電池 SLPB を 7 直列にしたものを使用した (図 5.63)。二次電池の性能を表 5.12 にまとめた。

図 5.64、図 5.65、図 5.66 はそれぞれ、一次電池の様々な温度における電流とプラトー電圧の関係と

図 5.62　一次電池パック

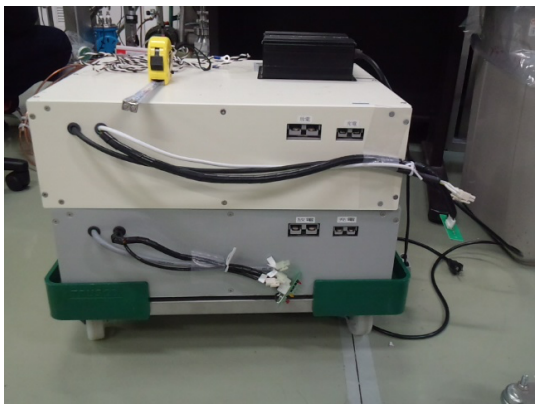

図 5.63　二次電池

定格電圧	25.9 V (7 直列)
定常時放電電流	≤25 A
定格容量	100 Ah
重量	∼22 kg
動作温度	-20 ℃ – +55 ℃

表 5.12　二次電池の性能

容量と電流の関係、二次電池容量の温度依存性を示したものである。これらの資料から観測器の消費電力を 214 W とした時の観測器の稼働可能時間 (電池容量) の温度依存性を求めた (図 5.67)。常温であれば一次電池と二次電池を組み合わせて観測器を 45 時間以上稼働させることが可能だが、-20 ℃を下回ってしまうと実験に必要な稼働時間 30 時間を確保できない。前述の通り夜間気球高度では-23 ℃低温環境下におかれるため、何かしらの対策を講じて電池を保温し ∼0 ℃以上に保つ必要がある。保温の手段としてはヒーター搭載などが考えられるが、ヒーターは消費電力と重量制限の観点から搭載することは不可能である。そこで軽い断熱材を巻いて保温をすることにした。

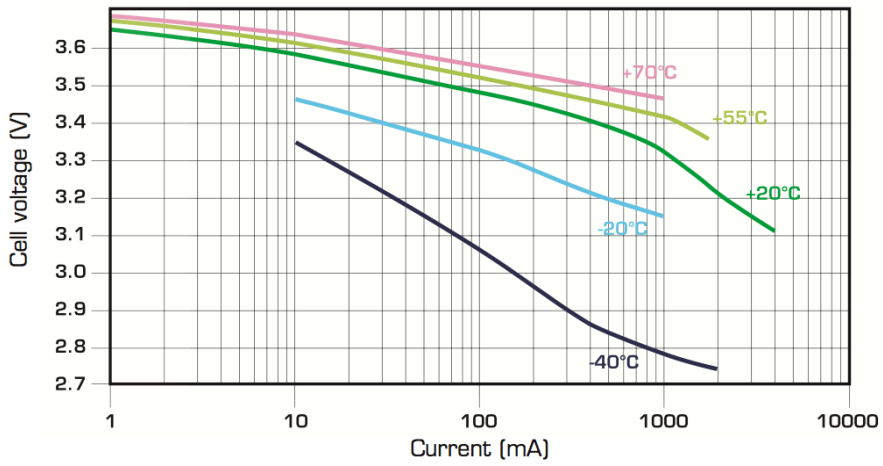

図 5.64　一次電池の各温度における電流とプラトー電圧の関係 [37]

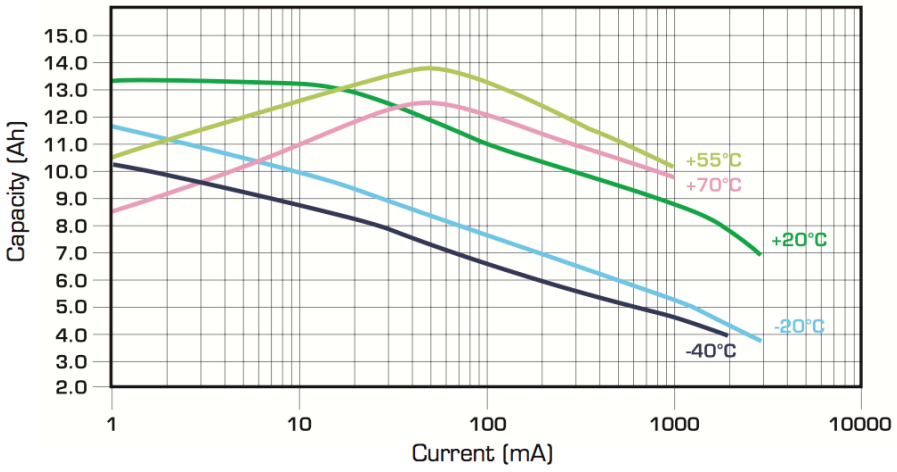

図 5.65　一次電池の各温度における容量と電流の関係 [37]

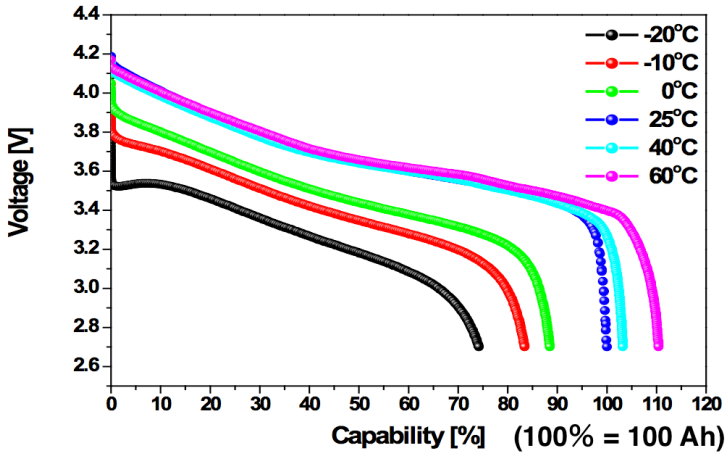

図 5.66　二次電池容量の温度特性 [38]

5.6　熱環境試験

前述の通り、電池の温度が 0 ℃を下回ってしまうと電池容量が減少し必要な稼働時間を確保できない。なので与圧容器内部を保温をする必要がある。ヒーター搭載は消費電力と重量制限の観点から不可

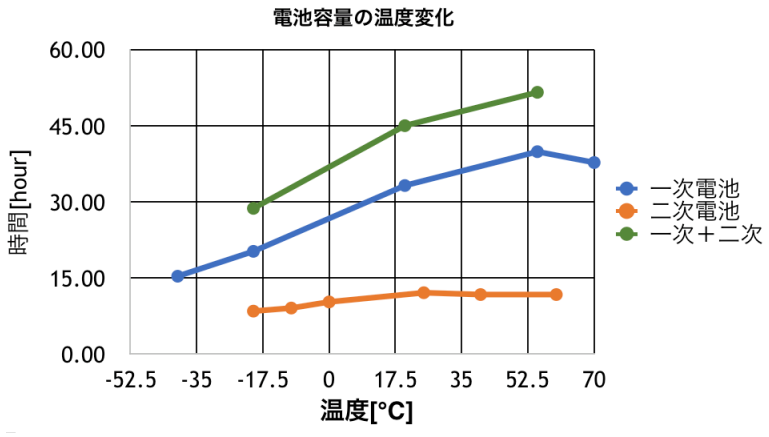

図 5.67　消費電力 214 W における稼働時間の温度依存性

能なので、軽い断熱材を巻いて与圧容器内部の保温をすることにした。なお、搭載機器の回路は 60 ℃ – 85 ℃程度の範囲が動作する上限温度である。気球フライト時上空での熱環境を見積もり、観測器システムが 0 ℃ – 60 ℃の範囲に収まるように熱設計を行い、熱環境試験によって熱設計の検討・検証と気球高度環境下におけるシステムの動作試験を行った。

5.6.1　気球高度における熱収支

夜間気球高度では太陽光吸収とアルベドを無視することができ、観測器が熱平衡状態にあると仮定するとキルヒホッフの熱放射則から赤外吸収率 α_{IR} と赤外放射率 ϵ_{IR} を等しいとして扱うことができる [39] ので、式 4.2 を変形して熱収支は式 5.11 で表される。

$$W_{ETCC} + \epsilon_{IR} I_E S_E = \epsilon_{IR} \sigma T^4 S \tag{5.11}$$

ここでの W_{ETCC} は観測器の消費電力、ϵ_{IR} は赤外放射率、I_E は地球放射の強度、S_E は地球放射を受ける観測器の面積、S は観測器の表面積、T は観測器の平衡温度である。

観測器の表面積 S は与圧容器上下の局面部分が回転楕円体であると仮定し、Knud Thomsen の近似式 5.12 を用いて計算する。この式は楕円体の 3 径の大きさ a、b、c に対して、p=1.6075 の時最大誤差 1.061 %でその表面積 S_{elps} を求めることができる。

$$S_{elps}(a,b,c) \approx 4\pi \left(\frac{a^p b^p + a^p c^p + b^p c^p}{3} \right)^{\frac{1}{p}} \qquad (p = 1.6075) \tag{5.12}$$

従って S は図 5.12 の値から与圧容器胴体部分の円筒部分と局面部分の表面積を合計して

$$\begin{aligned} S &= 0.78 \times \pi + S_{elps}(0.5, 0.5, 0.277) \\ &= 2.45 + 2.27 = 4.72 \ [\mathrm{m}^2] \end{aligned}$$

を得る。

次に地球放射の影響を見積もる。図 5.68 は NASA Earth Observatory [40] で公開されている 2016 年から 2018 年の 4 月に 1 日間の衛星による観測から求めた南緯 23° 東経 134° での地球放射の強度をヒストグラムにしたものである。なお、放球を行う実験施設の座標は南緯 23.5° 東経 133.53 である。このヒストグラムから 4 月のアリススプリングス上空における地球放射の強度を $I_E = 279 \ \pm 29.88 \ \mathrm{W \cdot m^{-2}}$ [RMS] と見積もった。

地球放射を受ける観測器の面積は、観測器が地球表面から高度 40 km の部分をフライトし、地球の半径を 6400 km と仮定すると観測器から地球を見込む角度 θ_E は 83.6° である (図 5.69)。さらに地球

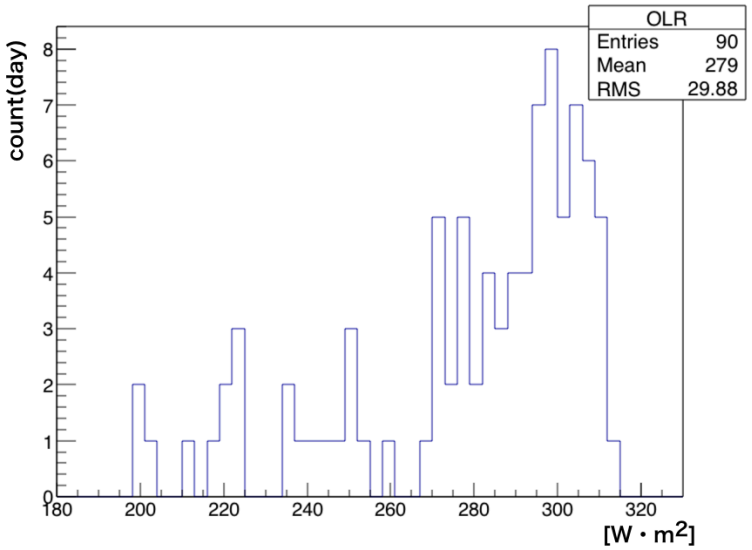

図 5.68　南緯 23° 東経 134° における 2016 – 2018 年 4 月の地球放射強度 (1 日おき) のヒストグラム

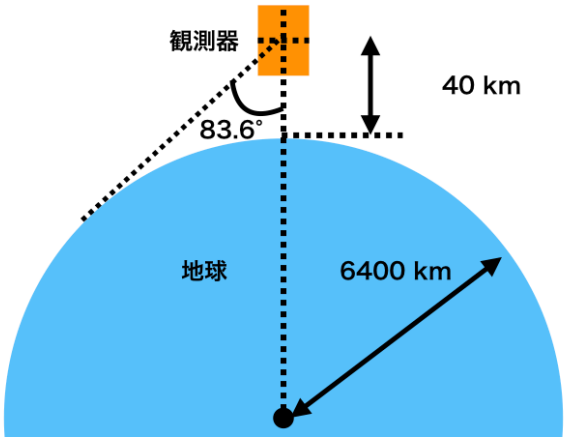

図 5.69　観測器から地球を見込む角度

放射の強度 I_E が観測器から地球を見込む範囲内で同じだと考えると、地球放射を受ける観測器の面積 S_E は S_{bottom} を観測器の底面を直下から見込む面積、S_{side} を観測器側面全体の面積とすると式 5.13 で求めることができる。

$$\begin{aligned} S_E &= \int_{-\theta_E}^{\theta_E} S_{bottom} \cos\theta d\theta + 2\int_{0}^{\theta_E} S_{side} \sin\theta d\theta \\ &= 3.74\ [\mathrm{m}^2] \end{aligned} \tag{5.13}$$

なお、図 5.70 は 2016–2018 年 4 月のある 1 日の地表の南緯 23° 東経 134° 地点の地球放射強度と高度 40 km から見込める範囲にある地表の地球放射強度の差を 30 日 ×3 年分ヒストグラムにしたものである。高度 40 km にある観測器が見込む範囲にある地表からの地球放射強度のばらつきは 22.2 $\mathrm{W \cdot m^2}$[RMS] 程度だと考えられる。これは先に見積もったアリススプリングス上空における地球放射強度の ∼ 10% 程度であり、今回は議論を簡単にするために地球放射強度は高度 40 km の観測器から見込む範囲内では一定と考える。

観測器の消費電力を 214W とし、計算した S、S_E を使って地球放射強度 I_E の強度別に式 5.11 に従って赤外放射率 ϵ_{IR} と夜間における観測器の平衡温度 T の関係を示したグラフが次の図 5.71 であ

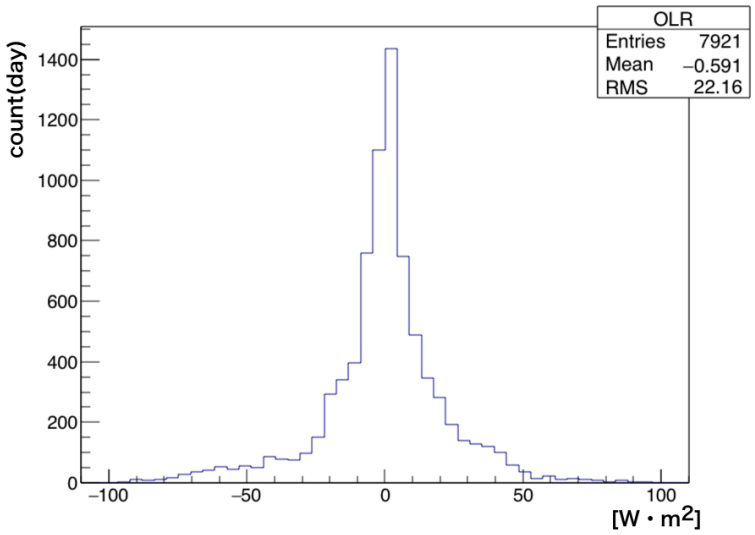

図 5.70　地球放射強度の南緯 23° 東経 134° 地点とその周辺との差

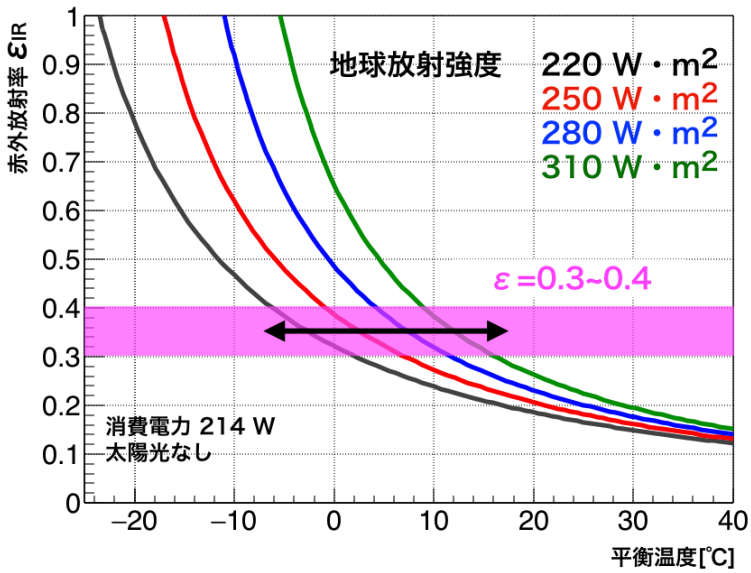

図 5.71　放射率と平衡温度の関係

る。赤外放射率を $\epsilon_{IR} = 0.3 \sim 0.4$ 程度に調整することで観測器の温度は 0 ℃以上に維持され要求稼働時間分のバッテリー容量を確保することが可能であると判断した。

5.6.2　断熱材と熱環境試験

前述の赤外放射率と平衡温度の議論を踏まえた上で熱環境試験を経て断熱材の選定とその巻き方の検討と、それに加えて気球高度環境下でのシステムの動作確認を行なった。断熱材の候補としてはカネカ社の Multi Layer Insulation (MLI) と東レ・デュポン社の厚さ 100 μm のカプトンが挙げられた。与圧容器には白色ペイントが施されており、断熱材を巻かない部分は放熱側となる。これらの赤外吸収率 ϵ_{IR} と可視光吸収率 α_{IR} をまとめたものが次の表 5.13 である。MLI とはアルミ蒸着ポリイミドフィルムを多層に重ねたもので、カプトンとは超耐熱、耐寒ポリイミドフィルムである。MLI は本来衛星用のもので、周囲及び内部が高真空状態にあることを前提で設計されている。真空度は熱侵入量に大きな影

断熱材	ϵ (IR)	α (Optical)
MLI	0.032[41]	0.115[41]
Kapton 100μm	0.755[41]	0.544[41]
アルミ白色塗装	0.83[42]	∼0.2[42]

表 5.13　断熱材の性能

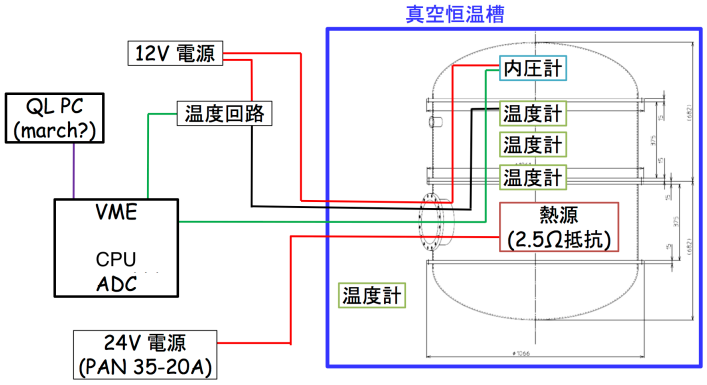

図 5.72　第一回熱環境試験における実験セットアップ

響を及ぼすことが知られており、気球高度の 3 hPa 環境下での断熱効果は保証されていない。なので、熱環境試験を行って断熱効果があることを確認しなければならない。

第一回熱環境試験

断熱材と赤外放射率 ϵ_{IR} のおおまかな関係と、3 hPa 環境下での MLI の断熱効果を調査するため 2017 年 3 月 6 日から 9 日にかけて宇宙科学研究所にて真空恒温槽を用いて第一回熱環境試験を行なった。気圧を 3 hPa に設定した真空恒温槽内で熱平衡状態にある系の熱収支は T_a を恒温槽の壁面温度として以下の式 5.14 に従う。

$$W_{ETCC} + \epsilon_{IR}\sigma T_a^4 S = \epsilon_{IR}\sigma T^4 S \tag{5.14}$$

与圧容器に巻く断熱材の種類・巻き方を変化させ、ある壁面温度 T_a に対する与圧容器内部の平衡温度 T を測定し、式 5.14 から赤外放射率 ϵ_{IR} を求めることが出来る。この熱環境試験は熱収支にのみ着目したものなので、試験を単純化するために熱源として想定した消費電力 $W_{ETCC} = 235$ W の抵抗を模擬熱源として与圧容器内に設置した。

実験のセットアップは図 5.72 の通りである。与圧用器内部の温度が対流の影響で測定位置によって異なると予想されたため上・中・下部に 3 つの温度計を設置し、恒温槽内部の温度を測定できるように与圧容器外部にも温度計を設置した。図 5.73 は使用した模擬熱源、図 5.74 は熱環境試験の様子である。

図 5.76 は巻き方 ① について恒温槽の壁面温度を 0 ℃、気圧を 3 hPa に設定して試験を行った時の温度計上・中・下 (Top, Middle, Bottom) と真空恒温槽に記録されている壁面温度 (Chamber) の変化を表したグラフである。恒温槽の設定温度を常温設定にした時刻 t_{end} から過去 2 時間分の各温度計の値をプロットしたものを一次関数でフィットし、その各フィット関数での時刻 t_{end} における温度 T_{Top}, T_{Middle}, T_{Bottom}, $T_{Chamber}$ を調べた。この時の与圧容器の平衡温度 T は与圧容器内部の温度が対流によって与圧容器下部の温度は平衡温度より低く、上部は高くなっていると仮定した。つまり平衡温度 T は $T_{Bottom} < T < T_{Top}$ の範囲にあると考えた。このようにして求めた平衡温度 T と恒温槽

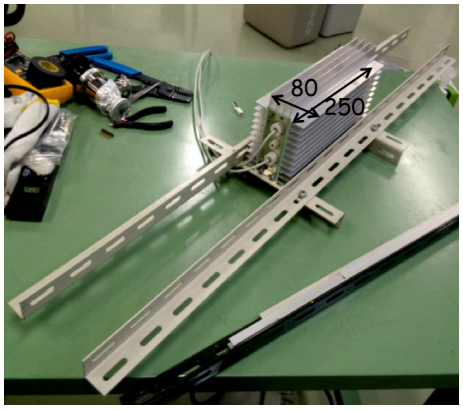

図 5.73　模擬熱源

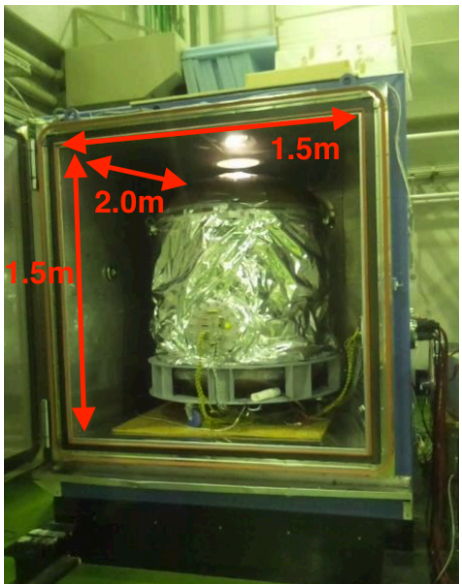

図 5.74　真空恒温槽内の与圧容器

図 5.75　第一回熱環境試験　断熱材の巻き方

壁面温度 $T_{Chamber}$ から式 5.14 を使って各断熱材の巻き方の赤外放射率 ϵ_{IR} を求めた。

表 5.14 は第一回熱環境試験の結果をまとめたもので、図 5.77 は恒温槽の壁面温度が 0 ℃と-40 ℃の時の式 5.14 の与圧容器の平衡温度と赤外放射率の関係を表したグラフの上に各試験結果をプロットしたものである。プロット点横の丸数字は断熱材の巻き方を表す。恒温槽を冷やすのは時間がかかるため、まずは恒温槽の壁面温度を 0 ℃にして巻き方 ①–⑤ について与圧容器内部の温度変化を調べた。巻き方 ①、② の平衡温度の比較から、カプトンの断熱効果は小さいと考えられる。巻き方 ③ は与圧容器内の温度変化の様子から平衡温度に近づくまでに他の巻き方に比べて高温になることが明らかであったので (図 5.78)、平衡温度は $>$ 40 ℃ としてその範囲は定めなかった。しかし、このことから巻き方 ③ 巻き方 ③ は断熱効果が高いと考えられ、MLI の 3 hPa 環境下での断熱効果を確認できた。巻き方 ④、

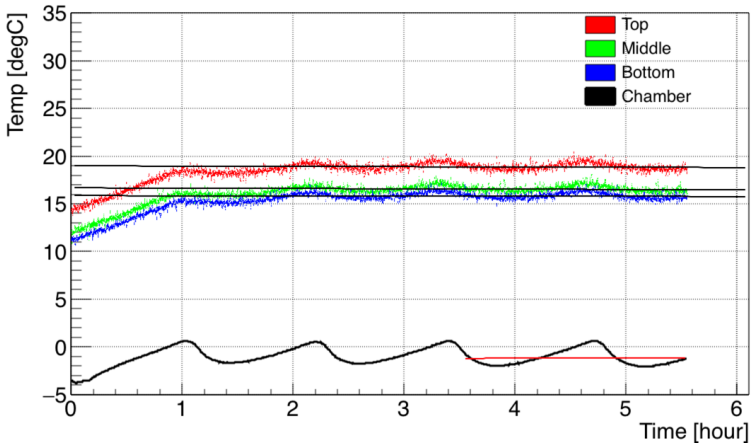

図 5.76　与圧容器と恒温槽壁面の温度変化 (巻き方 ①)

⑤ はその平衡温度から赤外放射率が $\epsilon_{IR} = 0.3 \sim 0.4$ 程度になると考えられる。そこで赤外放射率が小さくより保温効果が高いと思われる巻き方 ⑤ について、恒温槽の壁面温度を-40 ℃に設定して赤外放射率を測定し、$\epsilon_{IR} = 0.31 \sim 0.34$ であることを確認した。このことから与圧容器の面積のおよそ半分を MLI で覆うことによって、目標としていた赤外放射率を達成することができることが判明した。

カプトンは断熱効果が小さく、可視光吸収率 α_{op} が高いため日照中は与圧容器内部の温度が搭載機器の動作上限温度である 60 ～ 85 ℃ を超えてしまう可能性がある。そこで断熱材としては断熱効果が高く太陽光吸収量が少ない MLI を採用して、与圧容器の MLI で覆う部分とアルミ箔色塗装部分を調整することで熱設計を行う方針に決定した。

断熱材の巻き方	恒温槽壁面温度 [℃]	設定気圧 [hPa]	平衡温度 [℃]	赤外放射率
①	-1.2	3	15.8 – 18.8	0.49 – 0.59
②	-1.6	3	18.8 – 22.0	0.42 – 0.52
③	-1.2	3	> 40.8	< 0.19
④	-0.9	3	20.7 – 23.8	0.38 – 0.44
⑤	-1.7	3	26.9 – 30.5	0.29 – 0.33
⑤	-39.7	3	-0.5 – 2.4	0.31 – 0.34

表 5.14　第一回熱環境試験結果まとめ

第二回熱環境試験

第一回熱環境試験では与圧容器を MLI で覆うべき面積は判明したが、巻く部分については検討する必要があった。与圧容器内部には消費電力と重量の観点からファンを搭載していない。そのため与圧容器内部の熱循環は対流のみになるため、与圧容器上部の温度が高くなり、下部が低温になると考えられる。その上部と下部の温度差が大きくなってしまうと、与圧容器内部全体を適切な温度に調整することが困難になってしまう。そのためシステムを与圧容器内部に入れて気球高度の低温環境下に晒した時、断熱材を巻く部分を変えた時に本番システムの各部位がどのように温度変化をするか確かめ、できるだけ与圧容器内部の温度が均一になるように熱設計を行う必要がある。さらに気球高度環境下において必要な稼働時間である 30 時間問題なくシステムが動作することも確認しなければならない。そこで、気球高度環境下でのシステムの動作試験と断熱材を巻く部分の検討を目的として 2018 年 10 月 17 日から

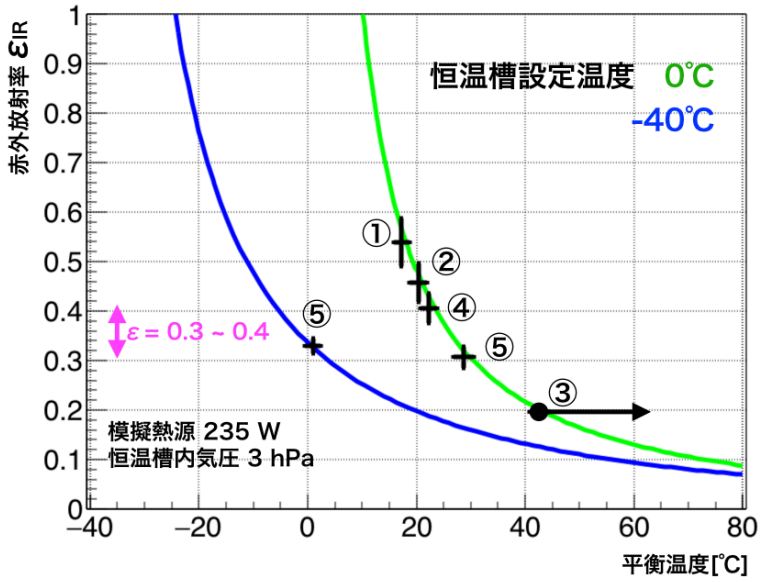

図 5.77　恒平衡温度と赤外放射率の関係と各断熱材の巻き方の試験結果

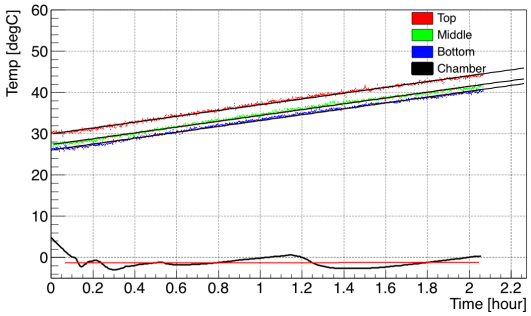

図 5.78　与圧容器と恒温槽壁面の温度変化 (巻き方 ③)

30 日にかけて宇宙科学研究所にて第二回熱環境試験を行なった。

実験は与圧容器内部の本番システムに外部から電源を供給して行なった (図 5.79)。当時の本番システムの消費電力はアンタイカウンターや気球工学側搭載機器などの未搭載の機器があったため 185W だった。図 5.80 に示す 3 通りの断熱材の巻き方について恒温槽の温度を-20 ℃もしくは-40 ℃に設定して試験を行った。なお、図中の値は MLI と白色ペイント部分の面積比から求めた赤外放射率である。なお、式 5.11、式 5.14 の比較から、恒温槽の壁面温度が-20 ℃の場合は地球放射の強度が 294 $W \cdot m^2$、-40 ℃の場合は 211 $W \cdot m^2$ の環境に相当し、それぞれ見積もった地球放射強度の上限と下限に近い環境を模擬できる。

図 5.81、5.82、5.83 は巻き方 ②、③ について恒温槽の設定温度を-20 ℃、-40 ℃にしたときの与圧容器外部と内部の各温度計の時間変化を示したグラフである。恒温槽の運転を開始してから 20 – 25 時間の範囲で一次関数でフィットを行い、フィット関数を用いて恒温槽の運転開始から 30 時間後の各部の温度を求め、これを下限温度とした。試験結果をまとめたものが表 5.15 である。与圧容器内上部と下部の温度差が最も小さくなるのは巻き方 ③ であることが判明した。巻き方 ③ の与圧容器下部の下限温度は-20.2 ℃であるが、日中は太陽光の影響があるため実際の気球フライトでは与圧容器内部がこの温度を下回ることはないと考えられる。さら与圧容器下部の温度が-20 ℃を下回ってから 20 時間程度システムは問題なく動作をしていたことから (図 5.82)、巻き方 ③ にすることで 30 時間程度の気球フライト中にシステムが温度低下によって停止することなく稼働すると考えられる。さらに熱環境試験時の

図 5.79　第二回熱環境試験　試験の様子

システムの消費電力は 185 W であったがフライト時には 214 W に増加する。消費電力が 185 W の時に与圧容器全体が熱平衡になった場合の平衡温度が T_{185} であるとすると、消費電力が 214 W に上昇した場合の平衡温度 T_{214} は式 5.15 で表される。

$$T_{214}^4 = T_{185}^4 + (214 - 185)/\epsilon_{IR}\sigma S \tag{5.15}$$

この式から $T_{185} = -3$ ℃ の場合には $T_{214} = 1.2$ ℃、$T_{185} = -20.2$ ℃ の場合には $T_{214} = -17.1$ ℃ であることがわかる。従って消費電力が 185 W から 214 W に上昇することで平衡温度は ∼3 ℃程度上昇すると考えられる。加えて巻き方 ② について恒温槽の温度を-20 ℃と-40 ℃に設定して行った試験の結果の比較 (図 5.81、図 5.82) から、地球放射強度の下限と上限で与圧容器の内部温度に ∼15 ℃程度の差ができると考えられる。実際のフライト中は日没している間は 12 時間程度であり、巻き方 ③ の試験では恒温槽の稼働開始 12 時間後には与圧容器下部の温度はおよそ-15 ℃程度であった (図 5.83)。従って消費電力が 185 W から 214 W に増加することを加味し、地球放射が下限と上限の中間程度の強度であると仮定すると本番フライトでは与圧容器下部の温度が ∼0 ℃付近が下限になると考えられる。この温度は電池容量を確保するのに十分な温度である。式 4.2 で日照中システムが熱平衡にあると仮定すると $\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}$ となるので、熱収支は式 5.16 で表される。

$$W_{ETCC} + \alpha_{op} I_S S_S + \alpha_{op} t_A I_S S_A + \epsilon_{IR} I_E S_E = \epsilon_{IR} \sigma T^4 S \tag{5.16}$$

太陽光強度はおよそ $I_S \sim 1.4 \times 10^3$ W $\cdot$ m^2 であり、地球のアルベド係数は ~ 0.3 であることが知られている [43]。今太陽光照射を受ける面積 S_S は、与圧容器真横から受けるとすると $S_s = 1.64$ [m^2] で、アルベドを与圧容器底面のみで受けるとすると $S_A = 0.79$ [m^2] である。MLI とアルミ箔色ペイント部分の面積比から巻き方 ③ を真横から見た時の可視光吸収率は $\alpha_{op,side} \sim 0.17$、底面から見た時の赤外吸収率は $\alpha_{op,bottom} \sim 0.16$ である。同様に与圧容器表面の MLI 部分とアルミ箔色塗装部の面積比から全体の赤外放射率 $\epsilon_{IR} = 0.32$ を得る。以上の仮定の下で式 5.16 を用いて地球放射強度が 220 ∼ 310 W $\cdot$ m^2 範囲で変化した場合の与圧容器の平衡温度 T は $T = 48.9 \sim 58.0$ ℃ と計算され、これは搭載機器の動作上限温度である $< 60 \sim 85$ ℃ を満たしている。以上のように与圧容器の熱環境への要求を全て満たすと考えられるため、断熱材の巻き方としては巻き方 ③ を採用することとした。

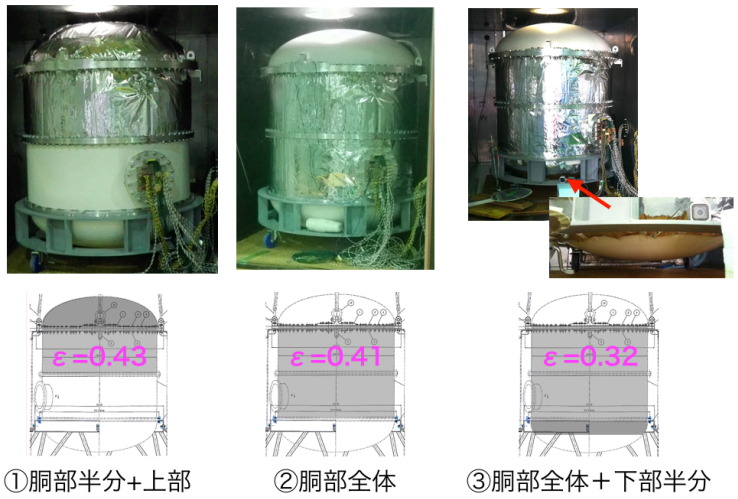

図 5.80　第二回熱環境試験　断熱材の巻き方

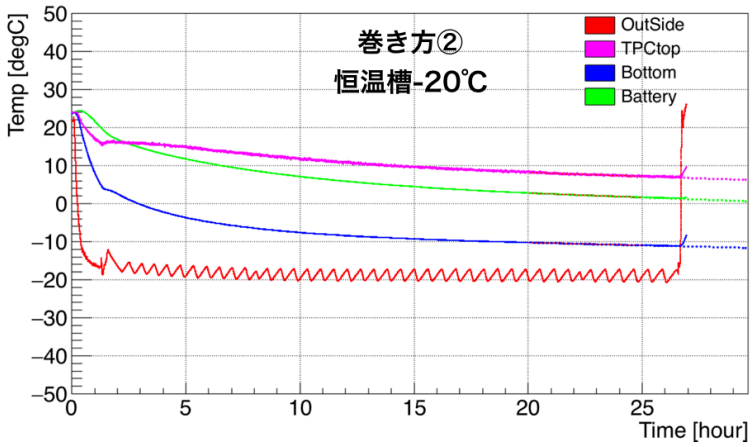

図 5.81　巻き方 ②　恒温槽設定温度 – 20 ℃

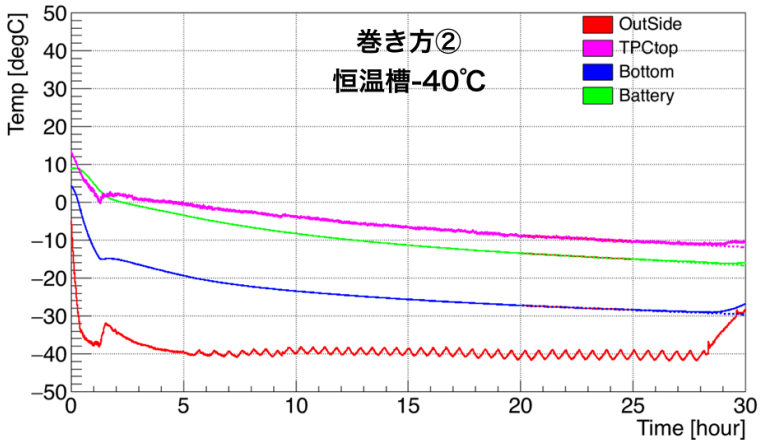

図 5.82　巻き方 ②　恒温槽設定温度 – 40 ℃

5.7　データ通信

観測器系と地上系 (受信基地) で気球工学側搭載機器を通じてデータ通信を行い観測器のコントロールのため地上系から観測器系へのコマンド送信、観測器のモニタリングのために地上系で観測器系から

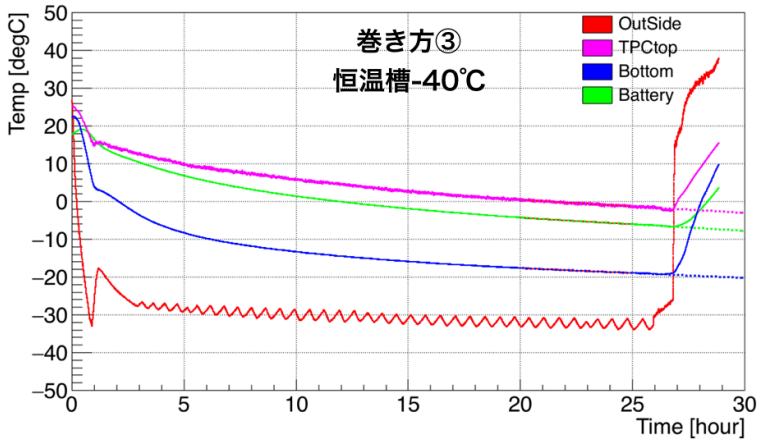

図 5.83　巻き方 ③　恒温槽設定温度 − 40 ℃

断熱材の巻き方	恒温槽設定温度 [℃]	設定気圧 [hPa]	与圧容器上部下限温度 [℃]	与圧容器下部下限温度 [℃]	電池下限温度 [℃]	温度差 [℃] (上部-下部)
①	-20	3	11.2	-16.3	-1.9	27.6
②	-20	3	6.1	-11.7	0.52	17.8
②	-40	3	-11.8	-29.6	-16.6	17.7
③	-40	3	-3.0	-20.2	-7.8	17.2

表 5.15　第二回熱環境試験結果まとめ

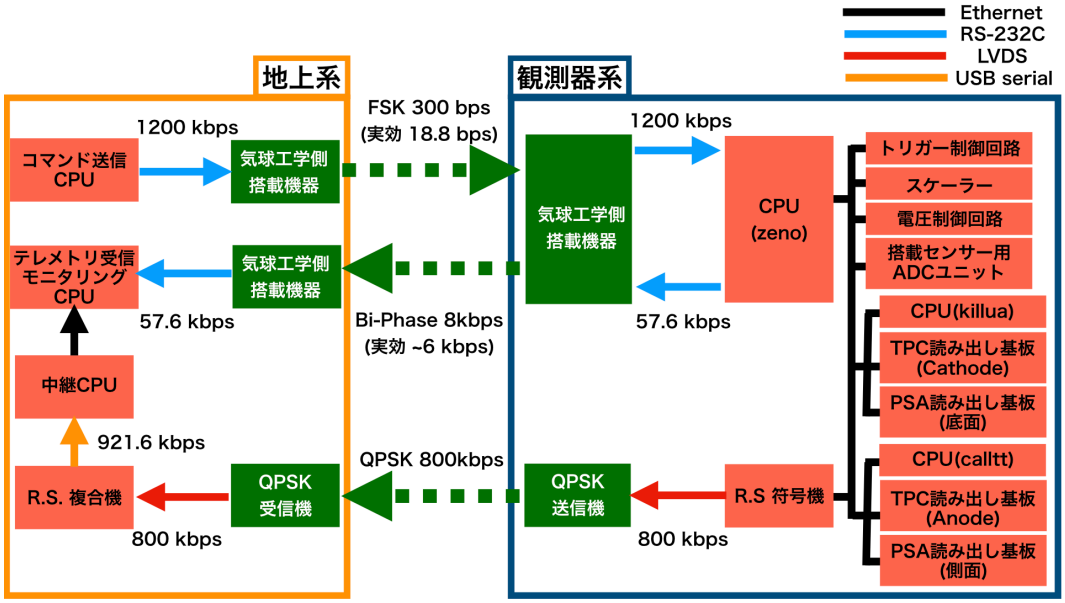

図 5.84　データ通信の概念図

のテレメトリ受信、そしてテレメトリとは別に観測器の取得したイベントデータをリアルタイムで地上系で表示するために高速データ通信を使ってイベント Quick Look (QL) を行った。図 5.84 はデータ通信の概念図で、図 5.85 はミッション受信卓の様子である。

地上系から観測器系へ送信するコマンドは 300 bps の Frequency Shift Keying (FSK) 通信で行う。ただし、冗長性を確保するために実効的な通信速度は 18.8 bps となる。コマンド通信は CRC-16-

図 5.85　ミッション受信卓の様子

CCITT による誤り判定を行っており、ビットエラーが検出されたらバイト単位でデータロスする仕様になっている。そのためコマンドとして連続したバイトを送信する場合にはデータロスを許容できるようする必要がある [44]。コマンドフォーマットとコマンドリストを表 5.16、表 5.17 に示す。コマンドは同期コードとして先頭に [0xeb 0x90 0x10 0xff 0x00 0x04]、末尾に [0x75 0x50 0x49 0x43] を持ち、その間に Menu と Parameter と誤り判定用の CRC コードの情報を保持し、この値によってコマンドを指定している。コマンドを通じて PSA 検出器、TPC 検出器の印可電圧とトリガーをかけるスレッショルド電圧を設定可能で、例えばフライト中に特定の HeadAmp (HA) に取り付けられた PMT が放電し続けてしまうというような事態になった場合には HA が出力する HV をオフにすることができる。HA はそれぞれ 4 側面と底面を 2 分割した計 6 個のグループに分け、一括で設定可能にした。さらにフライト終了直前に観測器の電源を落とす際にはその前に CPU をシャットダウンする必要がある上、何らかの原因で制御 CPU が正しく動作しなくなった場合のためには再起動する必要もある。そのためそれらもコマンドによって操作可能にした。そしてコマンドの誤実行を防ぐため、コマンド保持・コマンド実行の 2 段階を経なければコマンドが実行されないように設計した。

以上のコマンドを手動で入力するのは非常に煩雑で誤操作が多発してしまう可能性がある。そこで図 5.86 のようなコマンド送信用 GUI を作成し、この GUI を通して観測器へコマンド入力を行った。

表 5.16　コマンドフォーマット

	0	1	2	3	4	5	6	7
0	0xeb	0x90	0x10	0xff	0x00	0x04	#frame	
1	Menu	Parameter	CRC		0x75	0x50	0x49	0x43

観測器系から地上系へのテレメトリ通信は 8 kbps Bi-Phase 通信で行った。テレメトリ通信は気球工学側搭載機器の通信と同じ電波で行われるため、実効的な通信速度は ∼ 6 kbps である。テレメトリ通信では観測器のスケーラー、搭載センサー用 ADC ユニットからデータをそれぞれ 144 byte のデータにまとめて CPU(zeno) から 1 秒ごとに地上系へと送信し、搭載センサーの測定値と検出器のヒットレート・電圧・電流値をリアルタイムでモニタリング可能にした。さらに 10 秒ごとに検出器に印可している高電圧の DAC 値、CPU のストレージ残量、データ収集の動作、二次電池の残量などの情報もテレメトリ通信でモニタリング可能にした。図 5.87 と図 5.88 は受信したテレメトリ通信で取得した情報を視覚的に把握するための QL 画面である。

本実験では 800 kbps の QPSK 通信によって地上のミッション受信卓で観測データのクイックルックを行えるようにした。観測データは PSA のヒット点と ADC 値、電子飛跡情報からなり、これらをモニタリングすることでμ-PIC の ADC がサチレーションを起こしていないかどうか、ドリフト速度の様子を確認することができ、それによってフライト中の検出器の異常を察知し印可電圧などを操作

表 5.17　コマンドリスト

Menu		7	6	5	4	3	2	1	0	備考
0x00	Reset	μPIC	HA Gr 5	HA Gr 4	HA Gr 3	HA Gr 2	HA Gr 1	HA Gr 0	±2.5V	指定のマイコンをリセット
0x01	DAQ							Stop	Start	
0x02	DAQ mode						HA cal	TPC cal	ETCC	
0x03										
0x04	Anode	Anode 3	Anode 2	Anode 1			HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x05	Drift						HV-DAC set number			DAC値セット
0x06	Anti HV						HV-DAC set number			DAC値セット
0x07	HA Gr 0 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x08	HA Gr 1 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x09	HA Gr 2 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x0A	HA Gr 3 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x0B	HA Gr 4 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x0C	HA Gr 5 HV	HA sub number					HV-DAC set number			5-7ビットで指定のものにDAC値セット
0x0D										
0x0E	HV def								set	全てのHVをデフォルト値に設定
0x0F	HV off								set	全てのHVをoffにする
...										
0x13	DAC									
0x14	Vth(A)	Anode 3	Anode 2	Anode 1			V threshold DAC値			Anodeのスレッショルド電圧値をセット
0x15	Vth(C)	Cathode 3	Cathode 2	Cathode 1			V threshold DAC値			Cathodeのスレッショルド電圧値をセット
0x16	Anti th						V threshold DAC値			Antiのスレッショルド電圧値をセット
0x17	HA Gr 0 th	HA 3	HA 2	HA 1			V threshold DAC値			HA Gr 0のスレッショルド電圧をセット
0x18	HA Gr 1 th	HA 9	HA 8	HA 7			V threshold DAC値			HA Gr 1のスレッショルド電圧をセット
0x19	HA Gr 2 th	HA 15	HA 14	HA 13			V threshold DAC値			HA Gr 2のスレッショルド電圧をセット
0x1A	HA Gr 3 th	HA 21	HA 20	HA 19			V threshold DAC値			HA Gr 3のスレッショルド電圧をセット
0x1B	HA Gr 4 th	HA 27	HA 26	HA 25			V threshold DAC値			HA Gr 4のスレッショルド電圧をセット
0x1C	HA Gr 5 th	HA 33	HA 32	HA 31			V threshold DAC値			HA Gr 5のスレッショルド電圧をセット
0x1D										
0x1E	th set								set	全てのスレッショルドをデフォルト値に
0x1F										
0x20	PW on				±12 V(A)	calltt	killua	+6.6 V	±2.5 V	指定したものを電源ON
0x21	PW off				±12 V(A)	calltt	killua	+6.6 V	±2.5 V	指定したものを電源OFF
0x22	HA ena			HA Gr 5	HA Gr 4	HA Gr 3	HA Gr 2	HA Gr 1	HA Gr 0	指定したHA Grからのトリガーを有効にする
0x23	Init HA			HA Gr 5	HA Gr 4	HA Gr 3	HA Gr 2	HA Gr 1	HA Gr 0	指定したHA Grの初期設定を行う
...										
0x41	command			Execute				Reset		保持しているコマンドの実行、破棄
...										
0x49	killua		Shutdown			Reboot				CPUのシャットダウン、再起動
0x4A	calltt		Shutdown			Reboot				CPUのシャットダウン、再起動
...										
0x4C	zeno		Shutdown			Reboot				CPUのシャットダウン、再起動

することが可能になり、検出器による観測をより確実なものにする。1 イベントの容量は電子飛跡の長さによるが典型的には数 kbyte で、上空での ETCC ヒットレートは ∼ 500 Hz と見積もられており、観測データの全てを QPSK 通信で地上に送信するのは不可能なので一部のイベントのみを QPSK 通信で送信した。図 5.89 は開発したイベント表示ソフトである。観測データは観測器系の CPU から Reed-Solomon (R.S) 符号機へと送られ、データの誤り訂正を可能にするため R.S 符号化される。そのあと気球工学側搭載機器である QPSK 送信機に LVDS で送られて、QPSK 通信によって地上系の受信機へと入る。その後 R.S 複合機で複合され、bit 誤りが 16 bit 以下であれば中継 CPU に送る。図 5.90 は地上系で実際に使用した R.S 複合機と中継 CPU である。中継 CPU は USB Serial で送られてきたデータを Ethernet に送信するだけで大きな処理能力は必要ないので、ラズベリーパイ財団による安価なシングルボードコンピュータである Raspberry Pi 2B を使用した。

5.8　噛み合わせ試験

航空保安上、地上系のアンテナから見て遠方に気球が移動してしまってもシステムを確実に制御できなければならない。そのため、規定の感度で気球工学システムが制御できることを確認するため段階を踏んで噛み合わせ試験を行った。

図 5.86　コマンド送信用 GUI

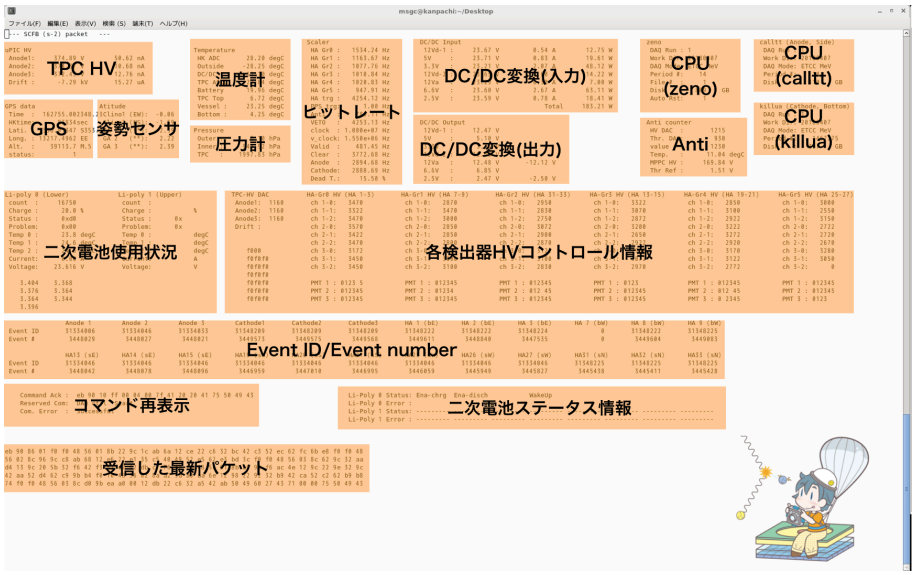

図 5.87　QL 画面 1

まずは地上系・観測器系 CPU の間でテレメトリ・コマンドの送受信を行うことが可能かどうか CPU 同士を RS-232C で接続して試験を行った。この結果問題なくテレメトリ・コマンドの通信が行えた。同時に R.S 符号機と複合機も互いをケーブルで接続し、観測データを通信可能なことを確認した。この段階で、気球工学側搭載機器を挟まない状態でのデータ通信は問題なく行えることが確認された。

次の段階として、地上系・観測器系 CPU の間に地上系・観測器系気球工学側搭載機器を挟んでデータ通信が可能かどうかを試験した。地上系・観測器系の気球工学側機器をケーブルで接続し、コマンド・テレメトリと観測データの通信が可能なことを確認した。この段階で、電波以外の通信が可能であ

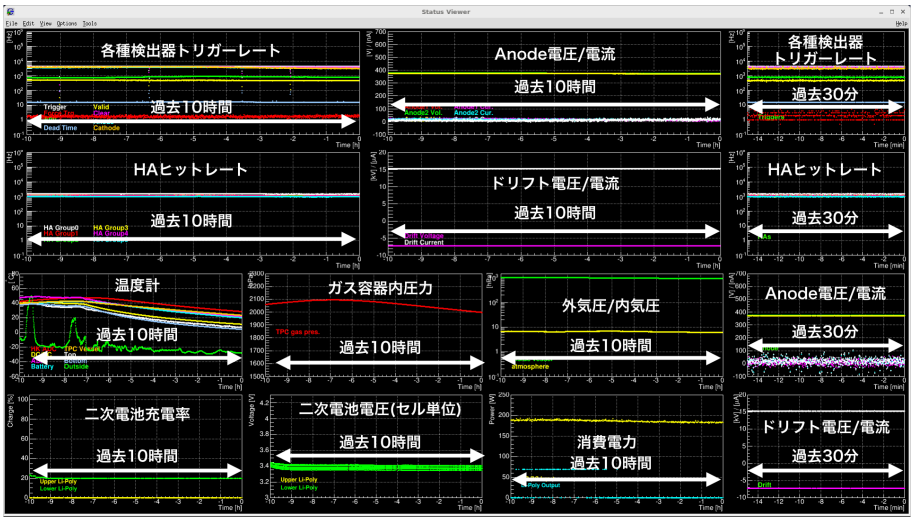

図 5.88　QL 画面 2

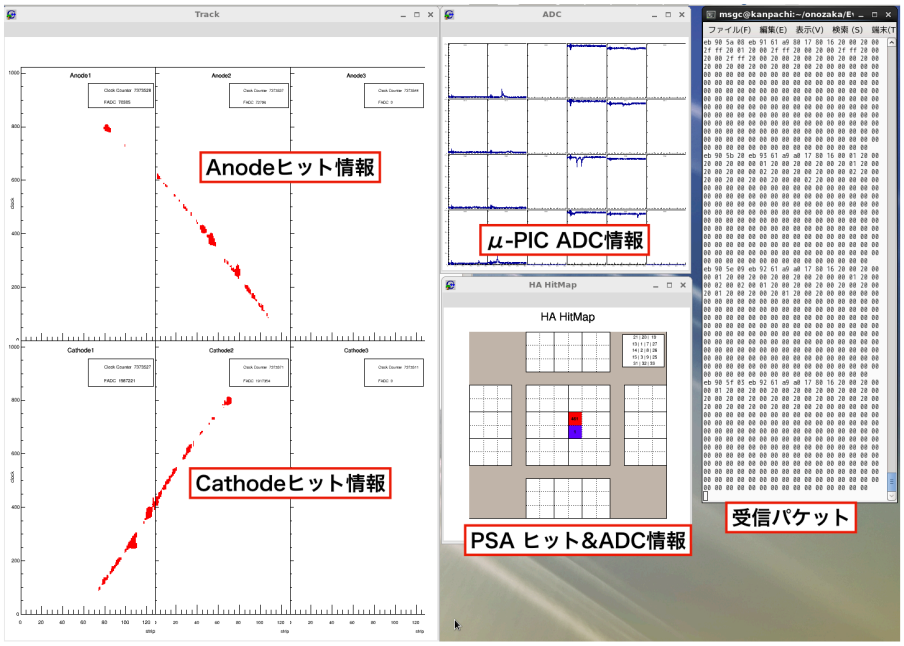

図 5.89　イベントクイックルック

ることが確かめられた。

加えて、アリススプリングス局から 1000 km 程度離れたロングリーチ局との通信試験も行った。今回の気球実験ではアリススプリングスで気球放球後、オーストラリア上空の風によってアリススプリングス局の電波が届かない領域まで気球が流されてしまう可能性を考慮していた。その際には受・送信局をロングリーチ局に切り替え、アリススプリングス局からロングリーチ局をネットワークを通じて経由し気球を運用することを想定していた。従ってロングリーチ局とアリススプリングス局間の通信試験を行った。試験の方法はアリススプリングス局からロングリーチ局へとあらかじめとり決めておいたコマンドを送信し、正しくコマンド送信がされることを確認した。さらにロングリーチ局から送られてきたテレメトリーと観測データの模擬データをアリススプリングス局で受信し、問題なく表示されることを確認し、両局間でデータ通信が可能であることを確認した。

電波通信試験を行う前に観測器から発生する電波ノイズの強度が電波通信を行う上で問題にならない

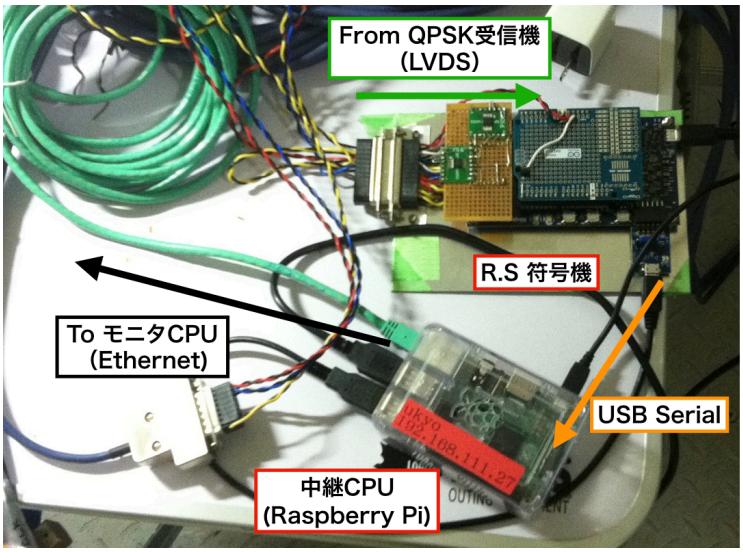

図 5.90　R.S 複合機と中継 CPU

かを確認した。搭載機器はほとんど与圧容器内に入っているため、ノイズ源としては与圧容器外部の機器と内部の機器を接続するケーブル部分と、与圧容器のポート部分からの高周波ノイズが考えられた。そこで可能な限りケーブルにシールドを施し、与圧容器のポート部分にはフィルターを取り付けた。電磁ノイズの許容範囲は-104 dBm 以下であり、観測器の搭載機器に順次電源を入れていきテスターで観測器周りの電磁ノイズを測定した。その結果、与圧容器外部に搭載した気球工学側搭載機器とカメラが強いノイズ源となって、許容範囲を超えてしまうことが判明した。そこで気球工学側搭載機器を与圧容器内部に搭載し、カメラを非搭載とすることで電磁ノイズを許容範囲内に収めることができた。

電波通信を行う上で電磁ノイズの強度が問題ないと判明してから電波通信の試験を行った。まずは室内で、フライト時に使用する電池を消費してしまわないように外部電源を供給して試験を行った。その結果 QPSK 通信以外は問題なく通信可能であることが判明した。QPSK 通信は、観測器系の QPSK 送信機をオンにすると搭載していた GPS アンテナが GPS 衛星からの電波を受信できなくなってしまうという問題があることが判明した。QPSK 送信機にアルミ板を取り付け、GPS アンテナ周りにはグランドプレーンを増強するなどの対策を講じたがどれも効果はなかった。GPS アンテナが受信できなくなってしまう原因として、GPS アンテナ内のアンプが QPSK 送信機の電波によって飽和状態になってしまっている可能性と、QPSK 送信機のスプリアスが GPS 衛星からの電波と干渉してしまっている可能性が挙げられた。室内の GPS リピーターの強度を上げることによって GPS アンテナが電波を受信できるようになったので、後者が原因であると考え、QPSK 送信機にスプリアス成分を遮断するフィルターを取り付けたが、問題は解決しなかった。GPS アンテナが受信が不可能だと観測器がどの位置で観測をしているのかが把握できなくなってしまい、今回の気球実験の目標を達成する上で致命的となる一方、QPSK 送信機は非搭載であっても観測を行う上では致命的な問題にはなり得ない。なので QPSK 通信機器は非搭載とすることに決定した。

その後の電波通信試験としては室内で観測器系の機器の電源を電池として電波通信試験を行った。これで電源をフライト時と同じ電池にしても電波で通信が可能であることが確認された。最後に実際のフライトでも問題なく通信が行えることを確認するため、屋外で搭載機器をフライト時と同じ構成にして最終噛み合わせ試験を行った。最終噛み合わせ試験は屋外でクレーンを使い観測機を吊り下げて行われた (図 5.91)。ゴンドラに搭載してあるメインアンテナとサブアンテナの設置距離が近く、お互いに干渉し合い、テレメトリ・コマンドにノイズが乗るという問題が発生したが、アンテナ同士の距離を離した

図 5.91　噛み合わせ試験の様子

ことにより、コマンド・テレメトリの通信が問題なく行われることが確認された。

　以上の一連の試験から、気球実験時に地上系と観測器系の間で問題なくテレメトリ・コマンドの送受信が行えることが確認された。

第 6 章

豪州気球実験

6.1 気球実験の概要

気球放球は 2018 年 4 月 7 日にオーストラリアのアリススプリングスにある Australian Balloon Launch Station (ABLS) にて行われた。放球は表 6.1 の放球スケジュールに沿って進められた。図 6.1 は放球前のゴンドラの様子で、図 6.2 は放球の様子である。気球跳ね上げ時に放球時に気球が展開してしまわないようにするためのスリーブが破れ、気球立て上げに時間を要したが、無事放球することができた。

項目	予定時刻 (ACST)	実際の時刻 (ACST)
	2018/4/7	2018/4/7
ゴンドラピックアップ	0:00	0:00
ゴンドラ放球ポイントへ移動開始	0:50	0:48
放球前確認試験開始	1:45	1:37
ガス注入開始	4:20	4:40
ガス注入完了	5:50	5:55
放球	6:15	6:26

表 6.1　放球スケジュール (ACST)

図 6.3、図 6.4 は搭載 GPS による観測器の高度変化を表したものである。気球は 4/7 日 6:26 (ACST) に放球され、順調に高度上昇し 8:43 (ACST) には高度 39.6 km に到達し、水平浮遊を開始した。その後 18:33 (ACST) 頃に日没を迎え高度が 38 km 程度に下がったが、日没補償の為にバラスト投下を行い高度 39 km まで回復させた。そして翌日 2018/4/8 の午前 6:41 分頃に日の出を迎え、気球のガスが温められたことによって高度が 40 km 程度まで上昇した。4/8 の 10:45 (ACST) に観測終了、11:06 (ACST) に気球を切り離し、11:40 (ACST) 頃着地した。計 26 時間程度高度 38 km 以上で水平浮遊が出来た。図 6.5 は搭載 GPS によって得られた航跡図と地図を重ね合わせたものである。図 6.6 は上空で満膨張状態になっている気球の写真である。

回収はトレーラーとトラックによって行われた。気球切り離し直前に回収に向かったが着地点にたどり着く前にトラックがスタックしてしまったため回収を中断した。翌日 4/9 に再度アタックし、13:10 (ACST) 着地したゴンドラに接触 (図 6.7)。約 1 時間で回収作業を終え、前日にスタックしたトラックを救出後 21:30(ACST) に BLS に到着した。

図 6.1　放球前のゴンドラ

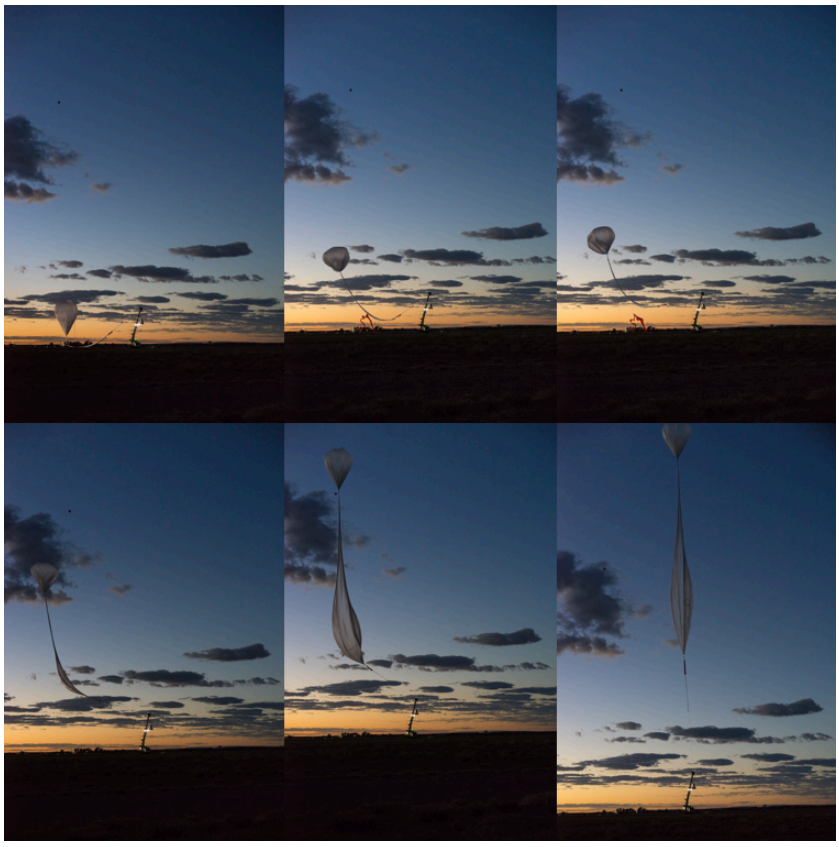

図 6.2　気球立て上げの様子

6.2　搭載センサーの上空での動作

6.2.1　環境センサーの動作

各気圧センサーの変化を図 6.8、図 6.9、図 6.10、図 6.11 に示す。外圧系のグラフから要求していた残留大気圧 2.4 – 3.8 g/cm^2 で観測ができたことがわかる。さらに与圧容器内とガス容器内の圧力の変

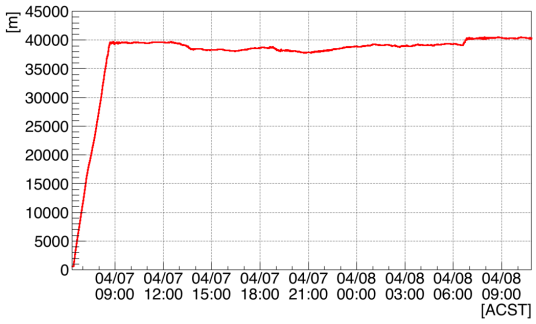

図 6.3　フライト時の高度変化

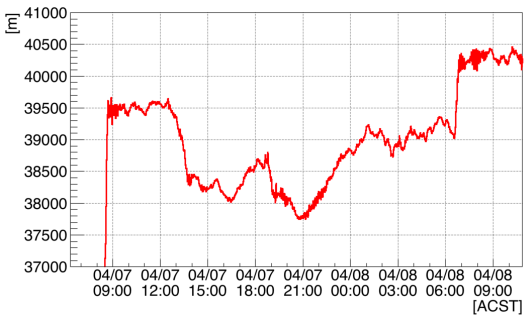

図 6.4　フライト時の高度変化（拡大）

図 6.5　フライトの飛跡 ©2018 Google、ZENRIN

図 6.6　水平飛行中の満膨張状態の気球 [45]

図 6.7　着地したゴンドラ

化は与圧容器内部の温度変化で説明がつく範囲内に収まるので、それぞれ気密が保たれていることがわかる。

図 6.12 はフライト時の各部位に取りつけた温度計の変化である。観測器は放球から気球高度到達までに対流圏を上昇する。その際対流圏を抜けるまでは温度が下がり続け、成層圏に入ってからは高度上昇に伴い外気温が上昇していくが (図 4.4)、その様子が確認できる。水平浮遊に入ってから日没までの期間では外気温計の示す値が振動していることがわかる。これは観測器が回転しているため外気温計が太陽光を直接受けたり観測器の影に入ったりしているのが影響している。18:59 頃に日没し与圧容器下

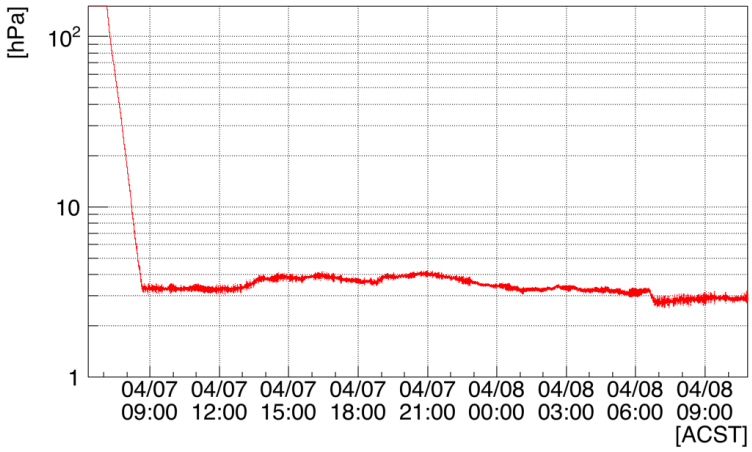

図 6.8　フライト時の外圧計の変化

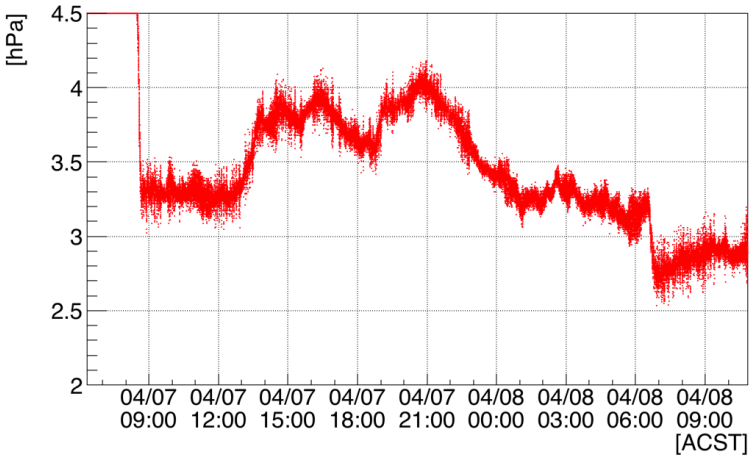

図 6.9　フライト時の外圧計の変化 (拡大)

部の温度は夜間に最も下がりおよそ 0 ℃付近になり、電池の温度も下がったが 0 ℃を下回る事がなかった。これは熱設計で意図した通りであり、熱制御は成功と言える。

6.2.2　姿勢センサーの動作

フライト中の傾斜計、磁場センサーの強度比の変化は次の図 6.13、図 6.14 の通りである。なお、DC/DC 変換基板付近に取り付けた温度計が最も傾斜計近くに取り付けられており、温度計の先が DC/DC 変換基板から数センチ離れた部分にあるので傾斜計の温度補正にはこの温度計の値を参照した。

磁場センサーの変化の様子から気球上昇中は ∼ 2 分で 1 回転し、水平浮遊中は ∼ 2 時間で 1 回転していることがわかる。さらに 3 軸ある磁場センサーのそれぞれで測定した磁場強度比を二乗して足し合わせた値は一定の値をとる事が期待されるが、±10% 程度の範囲で変化している。図 6.15 は IGRF12 の計算によるフライト中の観測器の位置での磁場強度の変化を示したものだが、その変化量は ±1.5% 程度である。従って磁場強度の変化では説明できないので、磁場センサーのオフセット・振幅が変化していると考えられる。

GA2、GA3 平面は地面に対して水平方向の面であるため、観測器が回転した時のそれぞれの出力の

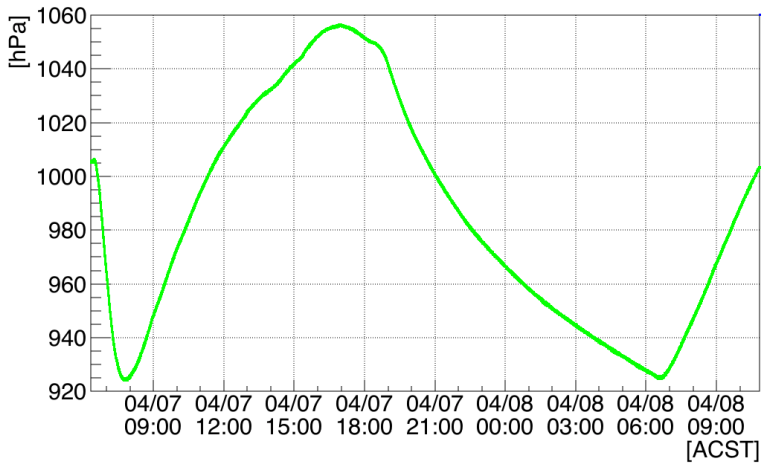

図 6.10　フライト時の内圧計の変化

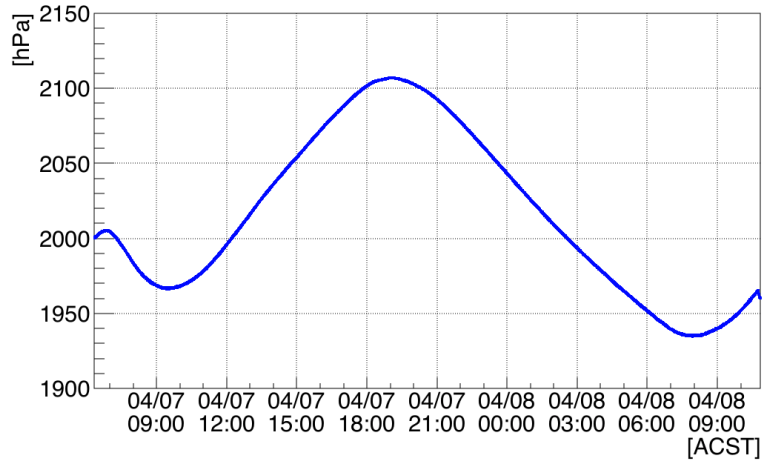

図 6.11　フライト時のガス圧計の変化

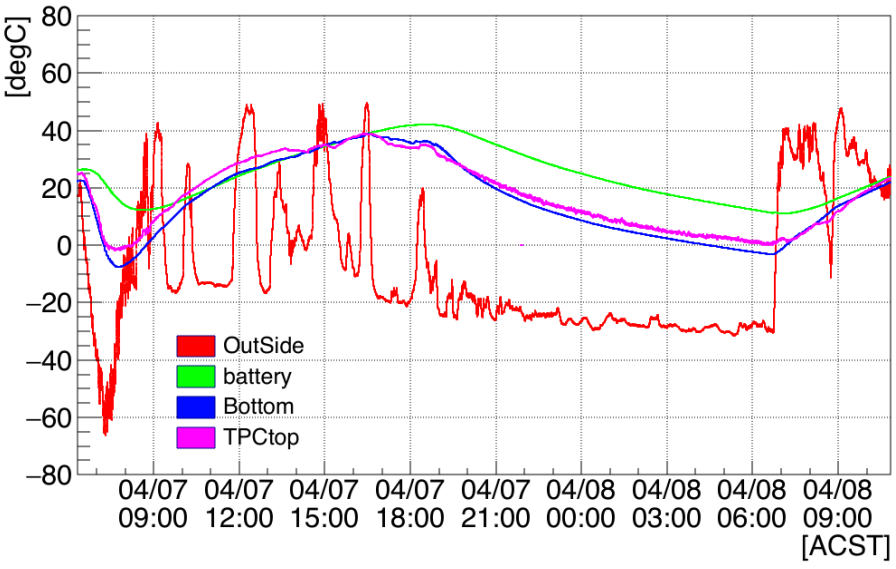

図 6.12　フライト時の各部位の温度変化

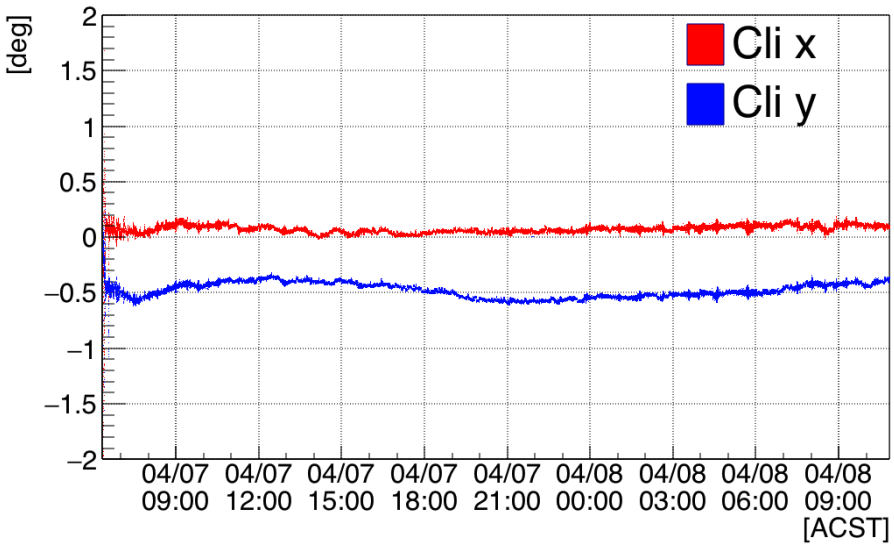

図 6.13　フライト時の傾斜計の変化

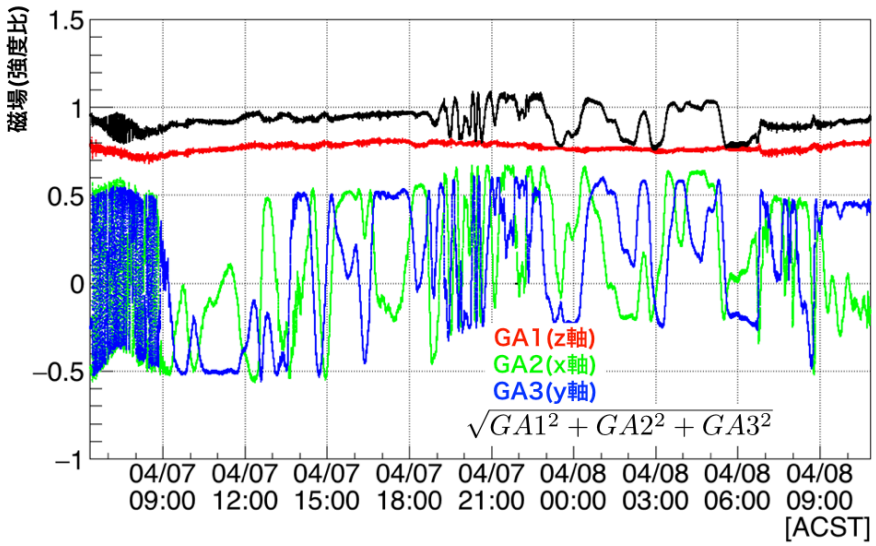

図 6.14　フライト時の磁場センサーの変化

値をプロットすると磁場強度の変化量に対応したある範囲内で楕円を描くことが期待される。図 6.16、図 6.17 はそれぞれ試験時とフライト時の GA2、GA3 の出力をプロットしたものである。試験時のものは楕円形になっているのに対してフライト時のものは楕円形が崩れており、前述の通りこの変化量は地磁気の強度変化のみでは説明がつかない。さらに図 6.18、図 6.19、図 6.20 はフライト時の GA2、GA3 の出力をそれぞれ上昇中・水平浮遊時 (日没前)・水平浮遊時 (日没後) の異なる 3 期間に分けてプロットしたものである。上昇中と水平浮遊時 (日没後) の期間は水平浮遊時 (日没前) に比べて楕円形が崩れている。図 6.17 からこの楕円の中心はある直線に沿って移動して、長軸・短軸の長さは中心の移動量と簡単な関係があるように見える。そこで上昇中と水平浮遊時 (日没後) の期間に対して楕円の中心の移動量から磁場センサーの補正を試みた。

図 6.21 は気球上昇中の GA2、GA3 の出力電圧の時間変化を表したグラフである。上昇中は高速で回転していたため、短い時間で出力電圧の振幅の最大値と最小値をとる。さらに磁場センサーのオフセッ

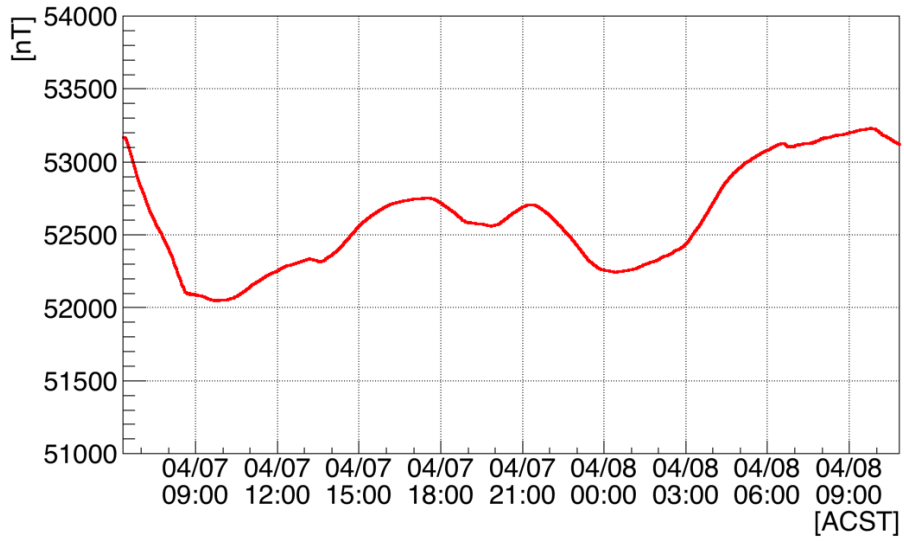

図 6.15　フライト時の磁場強度の変化 (IGRF12 による計算)

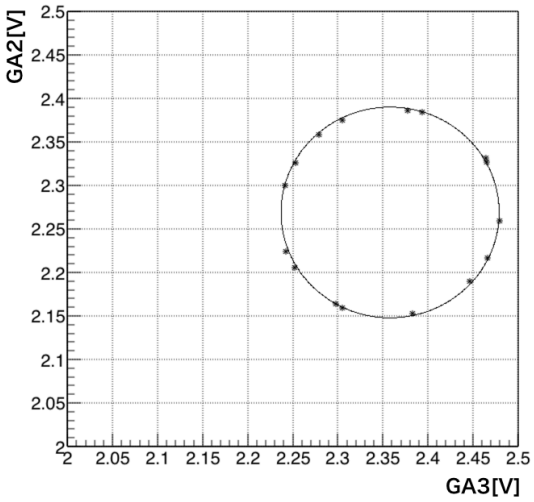

図 6.16　地上試験における磁場センサーの出力 (GA2,3 平面)

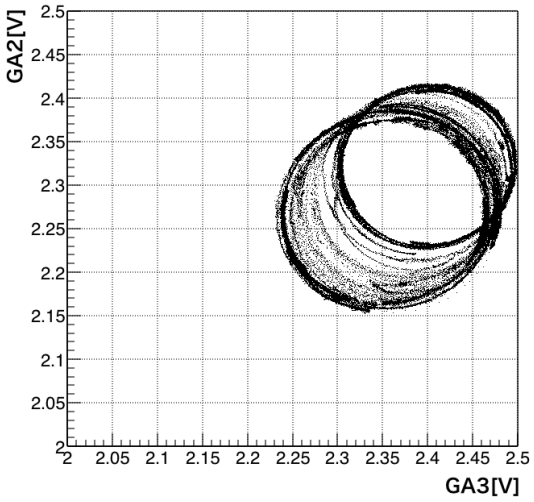

図 6.17　フライト時における磁場センサーの出力 (GA2,3 平面)

トと振幅の変化は上昇中に顕著であったため、上昇中のデータは出力電圧のオフセットと振幅の関係を調べるのに適している。図 6.22、図 6.23 はそれぞれ GA2、GA3 の上昇中 4000 秒間の間に 400 秒毎に出力電圧の最大値 $GA_{i,max}$ と最小値 $GA_{i,min}$ から次の式 6.1 を用いてオフセット $offset$ と振幅 $scale$ を求めて、それをプロットしたものである。GA のオフセットと振幅の間には明らかな負の相関がある。

$$offset_{GAi} = (GA_{i,max} + GA_{i,min})/2,\ scale_{GAi} = (GA_{i,max} - GA_{i,min})/2 \tag{6.1}$$

図 6.22、図 6.23 のそれぞれを一次関数でフィットした結果は以下の通りであった。

$$\begin{aligned} scale_{GA2} &= -0.56 \times offset_{GA2} + 1.40 \\ scale_{GA3} &= -0.61 \times offset_{GA3} + 1.57 \end{aligned} \tag{6.2}$$

式 6.2 の関係が水平浮遊中でも成立すると仮定し磁場の補正を試みる。しかし観測器の回転が遅い水平浮遊時では数十秒間 GA2、GA3 の出力電圧をプロットしても一箇所に固まってしまい $offset_{GA2}$、

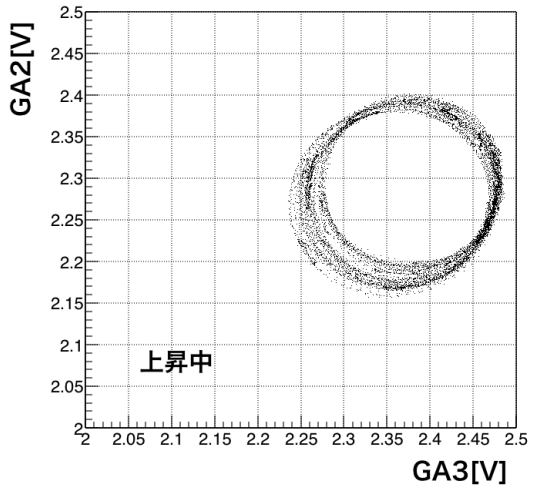

図 6.18　上昇中における磁場センサーの出力 (GA2,3 平面)

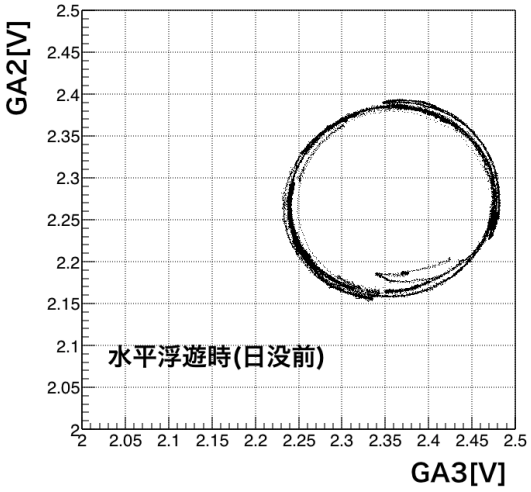

図 6.19　水平浮遊時 (日没前) における磁場センサーの出力 (GA2,3 平面)

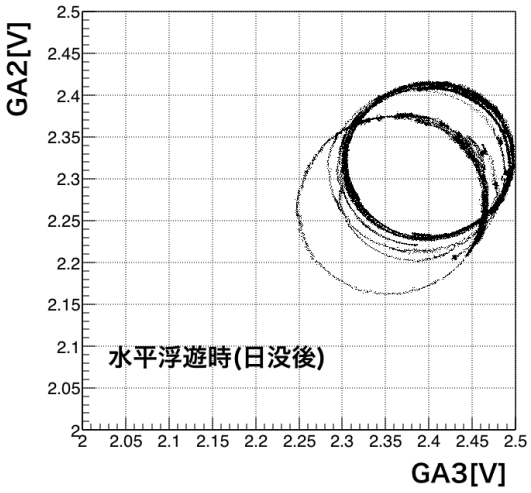

図 6.20　水平浮遊時 (日没後) における磁場センサーの出力 (GA2,3 平面)

$offset_{GA3}$ の二つをパラメータとして円形フィットを行うのは不定性が大きく難しい。そこで GA2 と GA3 の振幅の比が試験時と変わらないと仮定する。これを式で表すと以下のようになる。

$$scale_{GA2} = (0.23/0.21) \times scale_{GA3} \tag{6.3}$$

以上の式 6.2 と式 6.3 を用いることで片方の磁場センサーのオフセットをパラメータとして他方のオフセットと両方の振幅を決定することができる。以上の方法でフライト中の GA2、GA3 出力電圧を 10 秒毎にプロットし GA3 のオフセットをパラメータとした円に対して最小二乗法を用いてフィッティングを行った (図 6.24)。このようにしてフライト中の GA3 のオフセットを求めてグラフにしたものが図 6.25 上である。しかし、前述の通り水平浮遊時など円形フィットの不定性が大きい部分が存在するため、オフセットのグラフには値が急激な変化をする部分が現れている。図 6.17 から GA3 のオフセットは 2.35 – 2.4[V] の範囲に収まるはずなので、その範囲から外れないようにするため目視でモデル関数を定義した (図 6.25 上の赤線)。

このモデル関数を用いて上昇中・水平浮遊時 (日没後) の各時刻における GA2、GA3 の出力を補正

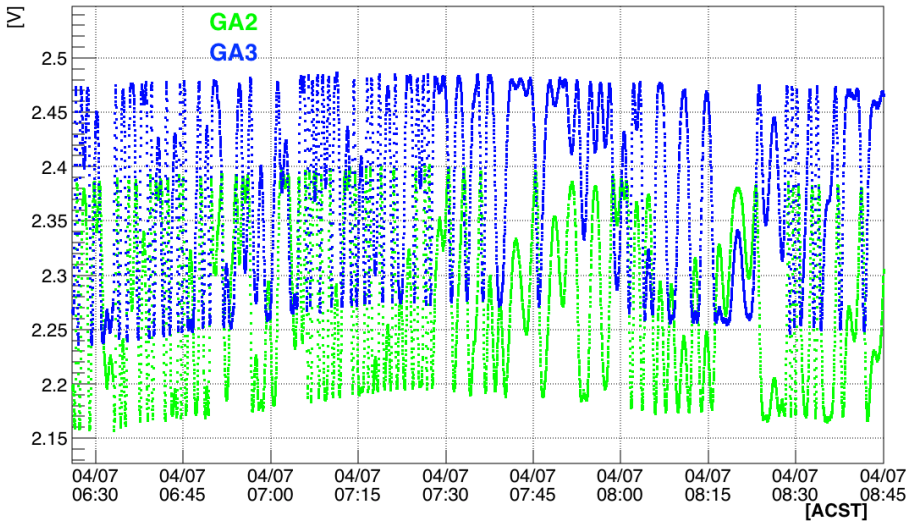

図 6.21　気球上昇中の GA2、GA3 の出力電圧

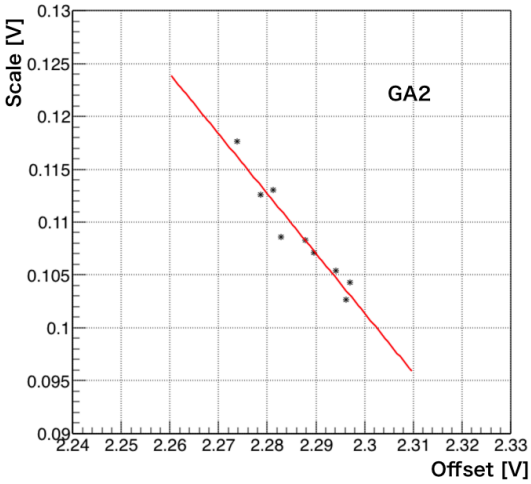

図 6.22　GA2 の上昇中におけるオフセットと振幅の関係

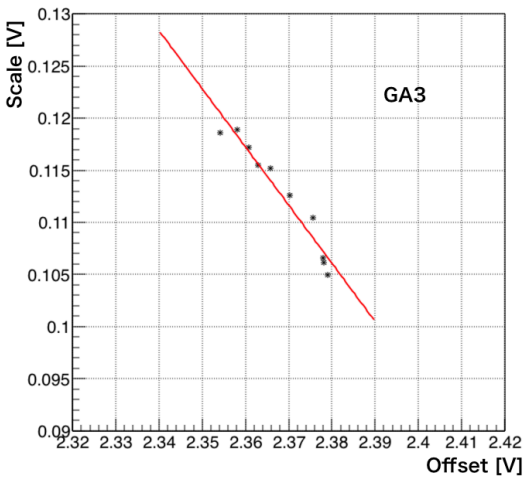

図 6.23　GA3 の上昇中におけるオフセットと振幅の関係

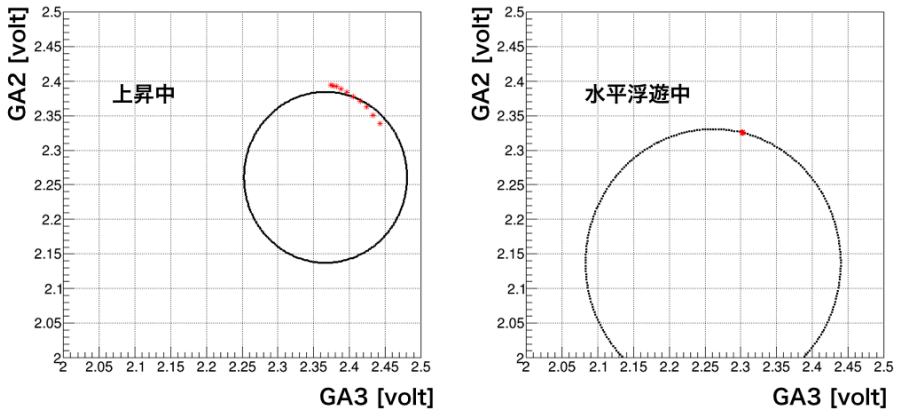

図 6.24　GA3 のオフセットをパラメータとした円形フィッティング

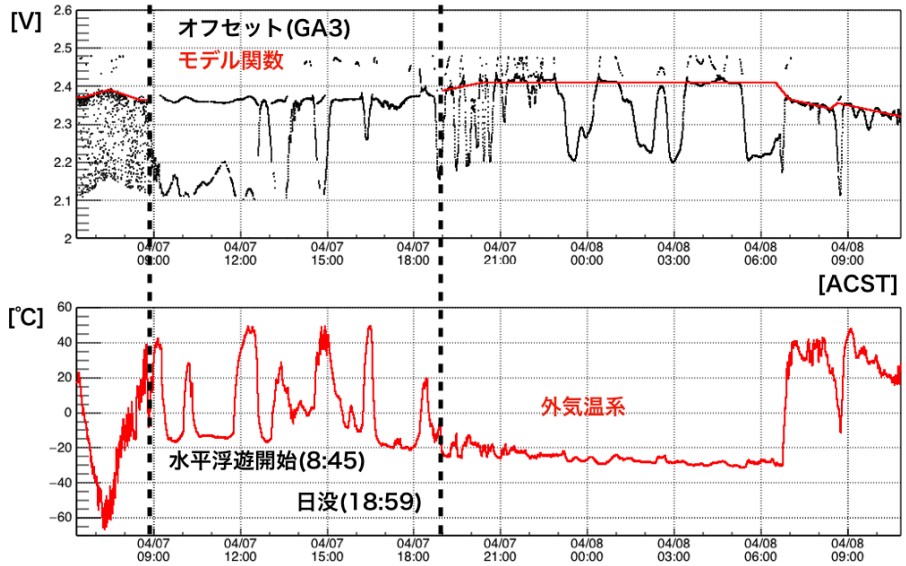

図 6.25　上:オフセット (GA3) の時間変化 (黒) と目視で定義したモデル関数 (赤) 下:外気温計の温度変化

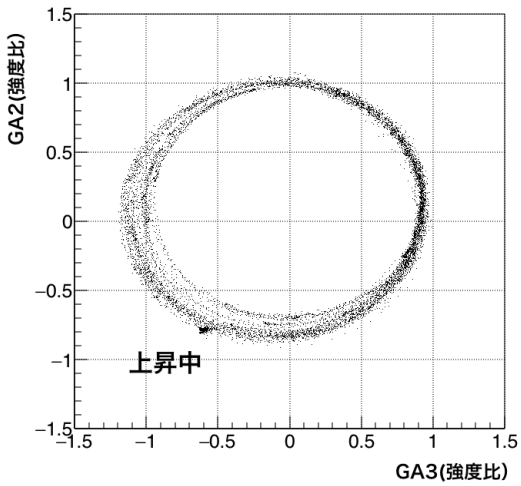

図 6.26　補正後の GA2、GA3 の強度比 (上昇中)

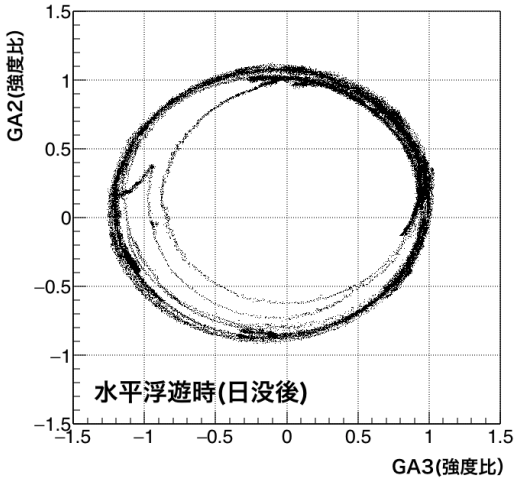

図 6.27　補正後の GA2、GA3 の強度比 (水平浮遊時 (日没後))

し、その強度比をプロットしたものがそれぞれ図 6.26、図 6.27 である。図 6.18、図 6.20 と比べて円の半径・中心の変化が小さくなっている。磁場センサーのオフセット・振幅の変化はフライト時の上昇中・日没・日の出の外気温が他の期間と比べて大きく変化するタイミングと磁場センサーのオフセットのモデル関数の変化は相関が見られることから (図 6.25 下) 温度変化による影響を受けていると考えられる。

6.2.3　GPS ロガーの動作

GPS ロガーは温度変化による影響は見られなかったが、4/7 14:30:35 (ACST) に GPS 衛星からの電波を受信できなくなった。従ってその時刻から内部クロックによる時刻に切り替わった。内部クロックによる時刻は GPS 程の精度はない。そこで、気球を切り離し観測器が降下を始めたタイミングを使っ

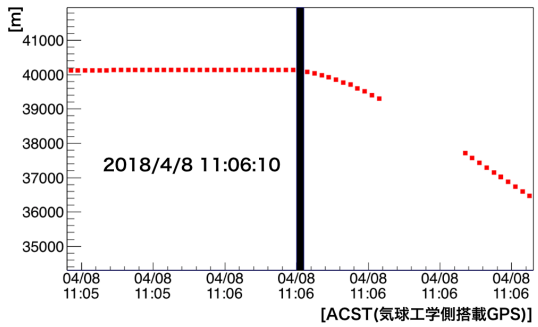

図 6.28　気球工学側 GPS の降下開始時刻付近の高度変化

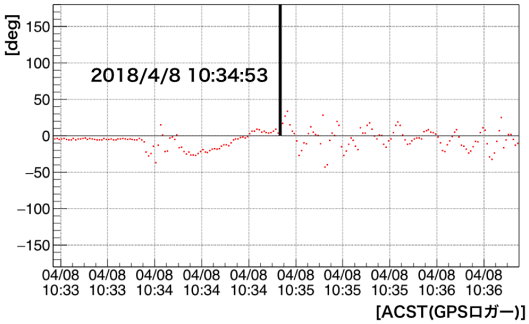

図 6.29　GPS ロガーの降下開始時刻付近のロール角変化

て GPS ロガーの時刻補正を行った。

図 6.28 は気球工学側搭載 GPS によって測定した観測器の高度で、図 6.29 は時刻補正を行う前の GPS ロガーによって測定された観測器のロール角である。気球工学側搭載 GPS で 4/8 10:30:00 から 4/8 10:40:00 までの 10 分間の 1 秒おきの高度の変化量の平均 Av と、Av からの差の二乗平均平方根 dev を求め、変化量の二乗が $(|Av| + dev)^2$ を 30 秒連続で超え始めた最初の時刻を気球工学側搭載 GPS での降下開始時刻とし、GPS ロガーの 4/8 10:10:00 から 4/8 10:20:00 までの 10 分間の 1 秒おきのロール角の変化を用いて同様の方法で GPS ロガーでの降下開始時刻を求めた。補正前の GPS ロガーによって測定された GPS ロスト時刻から降下開始時刻までの時間は (4/8 10:34:00) - (4/7 14:30:35) = 73251 sec であり、降下開始時刻における気球工学側 GPS による時刻と補正前の GPS ロガーによる時刻の差は (4/8 11:07:00) - (4/8 10:34:00) = 1877 sec である。従って補正前の GPS ロガーの時刻を t_{Logger}、補正後の GPS ロガーの時刻を t'_{Logger}、補正前の GPS ロガーによって測定された GPS ロスト時刻からの経過時間を $t_{interval}$ とすると以下の式 6.4 で t'_{Logger} を求める事ができる。

$$t'_{Logger} = t_{Logger} + (1877/73251) \times t_{interval} \tag{6.4}$$

以降の GPS ロガーのデータは全てこの時刻補正を施した後のデータを用いる。

図 6.30 は GPS ロガーによって測定されたフライト時における観測器のロール・ピッチ・ヨーのグラフで、図 6.31 は GPS ロガーの測定データから求めたフライト時における観測器の姿勢のグラフである。観測器の姿勢を表す角度の定義を図 6.32 に示す。

6.3　姿勢データの検討

図 6.33 は気球放球時刻付近における搭載傾斜計 (図中赤色) と GPS ロガー (図中青色) で求めた観測器の Elevation 角の比較である。気球跳ね上げ時刻と放球時刻は放球の様子を撮影したビデオ映像と測定値の時刻情報を参考に目視で決定した大まかな値である。この図から気球立て上げ時の Elevation 角の振幅は傾斜計・GPS ロガーのどちらも $\sim \pm 1^\circ$ である。しかし傾斜計による Elevation 角は放球後気球上昇中の振幅が $< \pm 0.5^\circ$ 程度に減少し、一方で GPS ロガーによる Elevation 角は $\sim \pm 3^\circ$ に増大しており、二つの独立した測定で矛盾した結果を得た。気球立て上げ時の振動はクレーンのアームを通じて観測器に伝わる。この振動の大きさは上昇中における気球の振動と同程度だと考えられるが、傾斜計の測定値はそれに反しているので正常な動作をしていなかったと考えられる。

フライト中全期間の検出器 z 軸周りの地上系座標に対する回転角 Phi を補正込みの GA2、GA3 から求めたものと GPS ロガーによって測定されたものを比較したものが次の図 6.34 で、それぞれの差をヒストグラムにしたものが図 6.35 である。それぞれの誤差はフライト中全期間で 7° [RMS] であった。

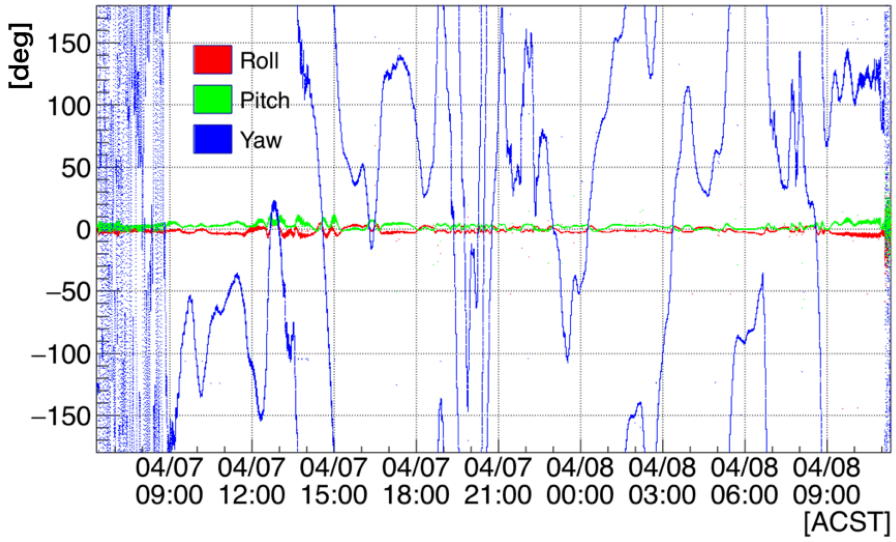

図 6.30　GPS ロガーによって測定された観測器のロール・ピッチ・ヨー角

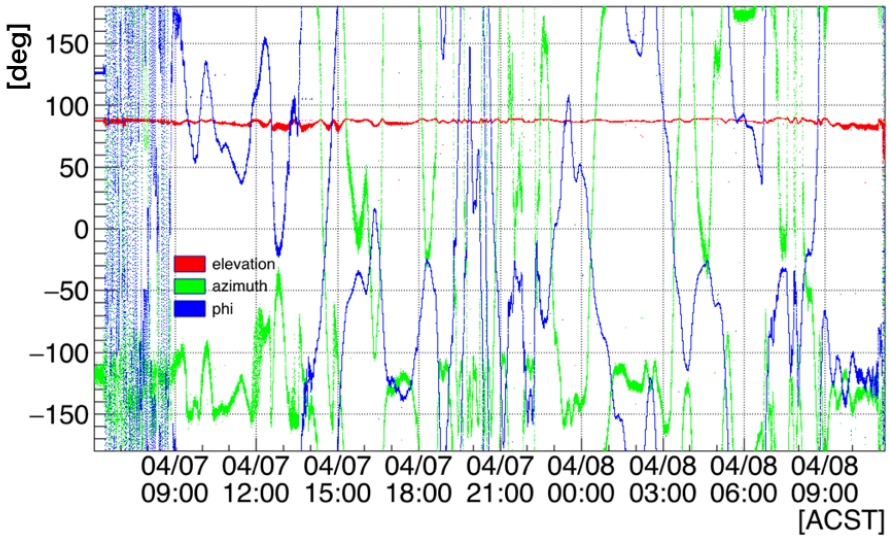

図 6.31　GPS ロガーによって測定された観測器の姿勢

GA2、GA3 をプロットした図がより単一の円形に近づき (図 6.26、図 6.27)、互いに独立した磁気センサーと GPS ロガーで矛盾のない測定結果を得たことから (図 6.35)、妥当な磁場センサーの補正を行うことができたと考えられる。しかし、磁場センサーの補正方法は円形フィット時やモデル関数の定義などの不定性が大きいので、補正後の磁場センサーから求めた観測器の姿勢も大きな不定性を含んでしまう。

加えて図 6.36 は GPS ロガーの測定による与圧容器の外気温計が取り付けてある方向が向いている方位角 (色付き線) と、その地点での太陽の方位角 (黒線) を重ねたもので、カラーバーは外気温計の値を示している。なお、太陽の方位角は太陽の仰角が 0° 以上の部分のみ描いている。この図から外気温計の値が $>\sim 320$K を示している時刻と外気温計と太陽光の方位角は相関があると思われる。このこともGPS ロガーが正常に動作している根拠の一つとなり得る。

放球時前後におけるゴンドラの運動に基づいた傾斜計と GPS ロガーによる Elevation 角についての

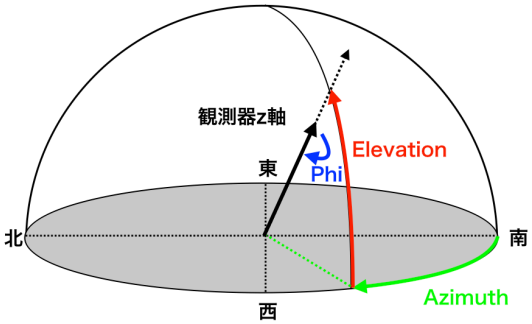

図 6.32　姿勢の定義

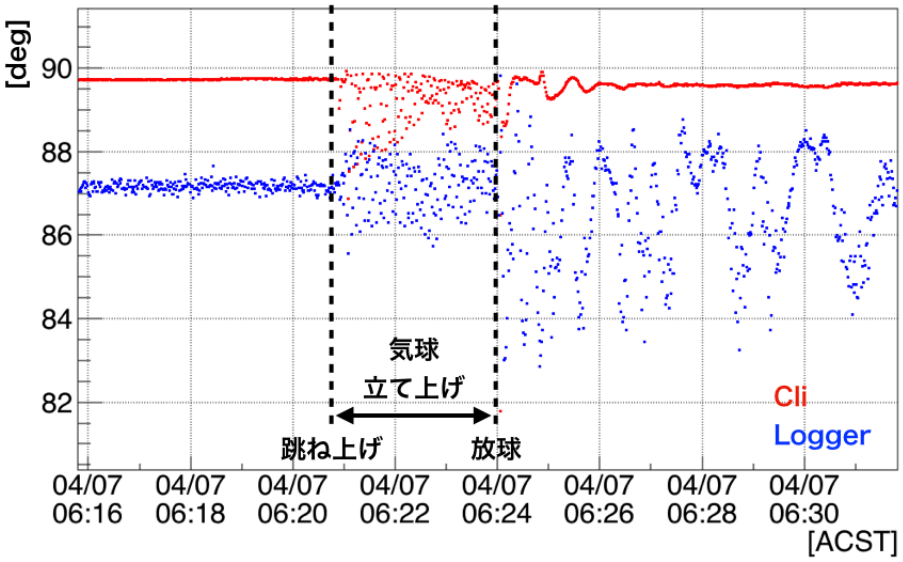

図 6.33　放球時刻付近に測定された Elevation 角の比較 (赤:搭載傾斜計 青:GPS ロガー)

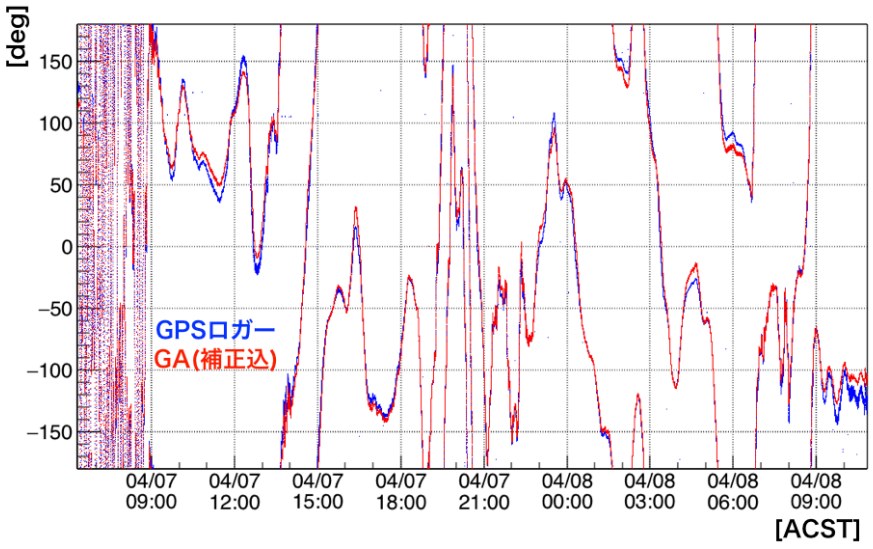

図 6.34　GA(補正込) による回転角と GPS ロガーによる回転角の比較

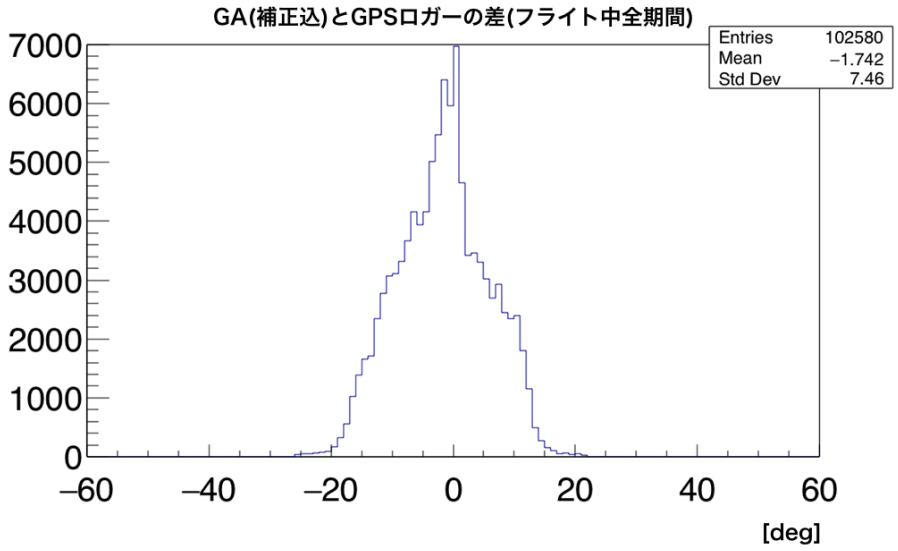

図 6.35　GA(補正込) による回転角と GPS ロガーによる回転角の差 (フライト中全期間)

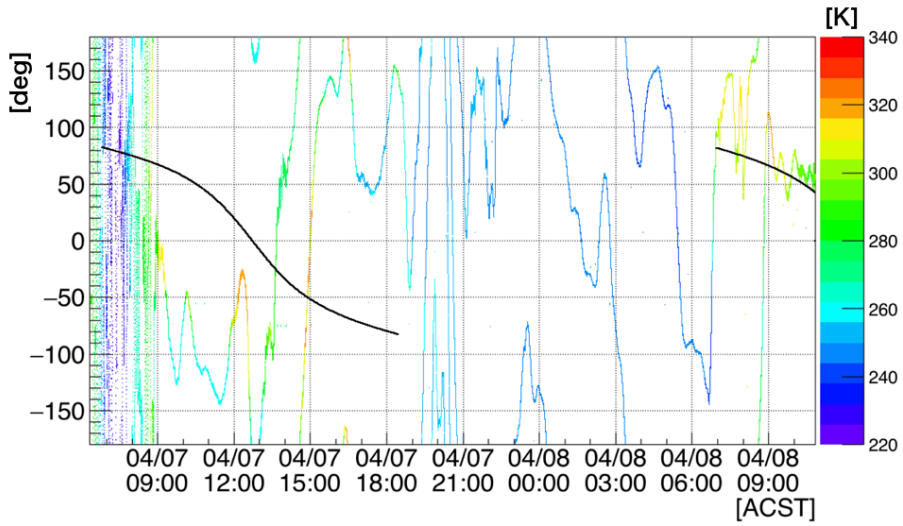

図 6.36　外気温計と太陽の方位角。カラーバーは外気温計の値

比較、補正込みの磁場センサーと GPS ロガーによる回転角 Phi が互いに矛盾しないこと、GPS ロガーによる温度計の方位角と太陽方向と外気温計の相関、以上の 3 つの観点から GPS ロガーは正常に動作していると判断し、今回の気球実験における観測器の姿勢としては GPS ロガーで測定したデータを採用することとした。

図 6.37 はかに星雲が SMILE-2+ ETCC の視野内 (天頂角 60° 以上) に入った時間の GA(補正込) と GPS ロガーによって測定された回転角 Phi の差を表している。かに星雲が視野内に入っていた期間 GPS ロガーと GA(補正込) による回転角の差は ∼ 6° [RMS] であり、お互いに矛盾のない測定結果となっている。このことから GPS ロガーは正常に動作していると考えられる。GPS ロガーの姿勢決定精度は <∼ ± 3° 程度であると考えられ、これは SMILE-2+ ETCC の HPR 15° に対して十分小さい。従って GPS ロガーによって測定された姿勢情報を利用して天体解析を行うことが可能であり、SMILE-2+ 気球実験の目的である ETCC の天体撮像能力の実証に貢献することができた。

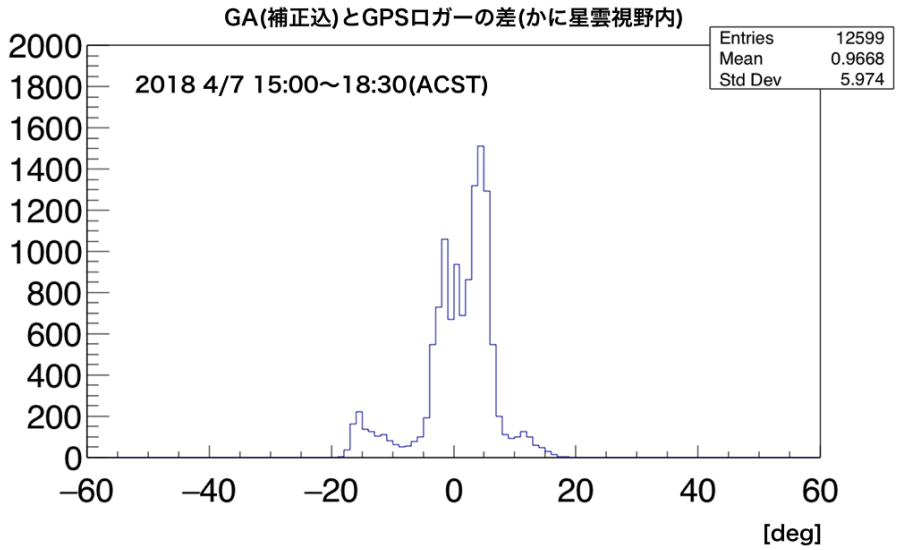

図 6.37　GA(補正込) による回転角と GPS ロガーによる回転角の差 (かに星雲視野内時)

第 7 章

まとめと今後

電子飛跡検出型コンプトンカメラ (ETCC) の天体撮像能力実証試験 SMILE-2+ に向けて気球システムの開発を行った。気球高度 38.5 km の-23 ℃、3 hPa 環境下で 30 時間程度観測器を稼働させるにあたり、断熱材の巻き方を熱環境試験を行うことで検討し、与圧容器胴部全体と底面半分を MLI で覆うことによって電池の保温を図り、実際のフライトではシステムの温度を意図した範囲に収めることができた。従って次期気球実験においても断熱材を巻く面積で赤外吸収率 ϵ_{IR} を調整しおおまかな熱設計を行うことが可能だと言える。

また上空で取得した観測データを QPSK 通信によって観測器系から地上系へと送信し、モニタリングを行うためのソフトウェアを開発した。しかし噛み合わせ試験において観測器に搭載した QPSK 送信機が発するスプリアスによって GPS アンテナが GPS 衛星からの電波受信が不可能になってしまう問題が発生した。観測データのモニタリングは今回の気球実験の目標である天体撮像実証を行う上で致命的にはなり得なかったが、GPS アンテナが機能しなくなってしまうと検出したガンマ線の到来方向を銀河座標系で決定できなくなり天体撮像能力の実証が不可能になってしまう。従って QPSK 通信機器は実装しないことにした。

観測器の姿勢を測定するために GPS コンパス、傾斜計、磁場センサーを搭載した。しかしこれらの姿勢センサーは期待されていた動作をしなかった。磁場センサーは温度変化の影響を受けたと考えられる。姿勢センサーに可能な補正を加えることで冗長系として搭載していた GPS ロガーの測定データと同じ結果を得ることができたため、今回の実験における観測器の姿勢としては GPS ロガーの測定によるものを採用することとした。GPS ロガーの姿勢決定精度は $\sim 3^\circ$ 程度であると考えられ、これは SMILE-2+ ETCC の HPR 15° に対して十分小さいので、GPS ロガーによって測定された姿勢情報を用いることで天体解析を行うことが可能である。今後さらなる GPS ロガーの解析と補正を加え、最終的に姿勢決定精度 $\sim 1^\circ$ を目指す。

次期気球実験においては磁場センサーの保温を行い、姿勢センサーの冗長性を高めるために傾斜計、GPS コンパスに加えて慣性センサー、スターカメラ、太陽センサーなどの搭載を検討している。GPS ロガーも今後の気球実験においても採用する予定である。今回 QPSK 送信機にフィルターを取り付けても GPS アンテナとの干渉を解決できなかったが、解決案として GPS アンテナにノッチフィルターを取り付けることを検討している。

謝辞

この論文を執筆するにあたりご指導、ご意見を頂いた谷森達教授に深く感謝いたします。高田淳史助教には論文指導以外にも実験に関することから発表資料の作り方など、研究生活を送る上で大変お世話になり大変感謝しております。気球実験においては吉田哲也様、小財正義様を始めとする JAXA 大気球実験グループの皆様に大変お世話になりました。この場をお借りして深く感謝致します。荘司泰弘大阪大学助教にはお時間を頂いて GPS ロガーについてお話を伺わせて頂いたり、その後メールなどでも快く質問に答えてくださり誠に感謝致します。オーストラリアでは Alice Springs YHA の皆様に大変お世話になりました。お陰様で快適な滞在ができました。宇宙ユニット特定助教水村様には熱環境試験についてやプライベートでも大変お世話になりました。株式会社京都 SpaceGamma の水本様、園田様、そして福島 SiC の古村様にも感謝申し上げます。MeV グループの先輩である竹村様、中村様、吉川様には研究を行う上で大変お世話になりました。同期の齋藤くんにはよく雑談にも付き合ってくれて感謝しています。後輩の阿部くんの研究に取り組む姿勢にはいつも刺激を受けていました。ありがとうございます。宇宙線研究室の皆様、とくに 325 号室の皆様にも大変お世話になりました。感謝致します。

参考文献

[1] N.Prantzos et al. *Reviews of Modern Physics* **83** (2010) 1001-1056.

[2] Bouchet et al. *ApJ* **720** (2010) 1772

[3] Plüschke et al. *ESA Special Publication* **459** (2001) 55-58

[4] Mahoney et al. *ApJ* **262** (1982) 742

[5] Diehl et al. *A&A* **298** (1995) 445

[6] Wang et al. *ArXiv e-prints eprint* (2009) 0902.0211

[7] http://physics.nist.gov/PhysRefData/Xcom/Text/XCOM.html

[8] Klein and Nishina. *Nature* **122** (1928) 398

[9] Johnson et al. *ApJS* **86** (1993) 693

[10] Weidenspointner et al. *New Astronomy Review* **52** (2008b) 454

[11] Leising and Clayton. *ApJ* **323** (1987) 159

[12] G. F. Knoll [放射線計測ハンドブック　第 3 版]　日刊工業新聞社 (2001)

[13] http://www.isdc.unige.ch/integral/gallery.cgi?ISDC

[14] http://www.isdc.unige.ch/integral/gallery.cgi?INTEGRAL

[15] Vedrenne et al. *A&A* **411** (2003) L63

[16] Bouchet et al. *ApJ* **679** (2008) 679

[17] Schönfelder et al. *ApJS* **86** (1993) 657

[18] Schönfelder et al. *A&AS* **143** (2000) 145

[19] Weidenspointner et al. *A&A* **368** (2001) 347

[20] T.Tanimori et al. *ApJ* **810:28** (2015) 12

[21] T.Tanimori et al. *Scientific Reports* **7** (2017) 41511

[22] A.Takada et al. *ApJ* **733** (2011) 15

[23] 上野一樹. 修士論文 サブ MeVγ 線コンプトンカメラを用いた気球観測装置開発 (2007)

[24] 矢島信之ほか [宇宙工学シリーズ 6　気球工学]　コロナ社 (2004)

[25] 吉田哲也, 大気球シンポジウム, 2008 年 10 月

[26] https://www.csbf.nasa.gov/documents/gondola/OM-220-10-H-A%20Structural%20Rqrmnts%20Gondola%20Design.pdf

[27] 中村優太. 修士論文 電子飛跡検出型コンプトンカメラにおける充填ガスの改良とガス純化システムの開発 (2017)

[28] https://www.digikey.jp/product-detail/ja/analog-devices-inc/AD590LF/AD590LF-ND/611799

[29] http://www.minebea-mcd.com/product/press/ns100a.html

[30] 松岡佳大. 修士論文 気球実験 SUMILE-II の力学モデルによる姿勢制御システムの開発 (2012)

[31] https://store.arduino.cc/usa/arduino-leonardo-eth

[32] http://mayhewlabs.com/products/extended-adc-shield

[33] Thébault et al. *Earth, Planets and Space* **67** (2015) 79
[34] https://geographiclib.sourceforge.io/html/index.html
[35] 荘司泰弘 飯嶋一征, 宇宙科学技術連合講演会, 3J15, 2017 年 10 月
[36] 荘司泰弘 飯嶋一征, 大気球シンポジウム, isas17-sbs-007, 2017 年 11 月
[37] https://www.saftbatteries.com/products-solutions/products/ls-lsh
[38] http://kokam.com
[39] 笹森宜文, 日本赤外線学会誌 第 9 巻第 1 号, (1999)
[40] https://neo.sci.gsfc.nasa.gov
[41] JAXA 岡崎氏による実測
[42] 大西昇, 宇宙科学研究所報告第 113 号, 2000 年 12 月
[43] 浅野正二 [大気放射学の基礎]　朝倉書店 (2010)
[44] 田村啓輔, 大気球シンポジウム, isas11-sbs-026, 2011 年 10 月
[45] JAXA 梯氏提供