

平成18年度修士論文

# サブMeV $\gamma$ 線コンプトンカメラを用いた 気球観測装置開発

上野一樹

京都大学大学院理学研究科物理学・宇宙物理学専攻  
物理学第二教室 宇宙線研究室

平成19年1月31日

## Abstract

サブ MeV から数十 MeV 領域のガンマ線を観測することで、活動銀河核、ブラックホール近傍の重力場、超新星残骸による元素合成などの解明が可能となる。しかし、この領域は X 線や GeV/TeV ガンマ線の領域と比べて 1 桁感度が悪い。そこで我々は、従来の 10 倍の検出感度を目標とし、高感度 MeV ガンマ線イメージング検出器を開発している。これは、従来のコンプトンカメラでは測定しなかった反跳電子の方向も捉えることによりコンプトン散乱を完全に再構成でき、ガンマ線の到来方向を光子毎に一意に決定することができる高いバックグラウンド除去能力をもつ。この検出器は反跳電子の 3 次元飛跡とエネルギーを測定するガス検出器と、散乱ガンマ線の位置とエネルギーを検出するシンチレーションカメラから構成される。将来的には衛星搭載を目標としているが、まずは 10cm 角サイズの装置を用いた上空での動作試験およびバックグラウンドの観測という目的のもと気球実験計画 SMILE(Sub MeV and MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-Balloon Experiment) を立ち上げ、それに向けフライトモデルの開発を行った。06 年 9 月に JAXA 大気球観測所より初フライトを行った

本論文では、気球実験で重要課題となる消費電力と熱の問題を踏まえて、フライトモデル検出器において散乱ガンマ線の吸収体であるシンチレーションカメラの改良・エネルギー較正方法の構築、気球全系における電源システム、環境系センサーの開発と性能評価、および初フライトにおけるシステムの性能評価について述べる。シンチレーションカメラは、抵抗分割を用いた改良を行い 192 ピクセルの GSO(Ce) シンチレータアレイを 4ch で読み出すことに成功した。エネルギー分解能が従来の 10.5% @ 662keV (FWHM) から 11% へと低下したが、コンプトンカメラの角度分解能への寄与を考えるとわずか  $0.1^\circ$  (RMS) の低下で納まっており、性能を落とすことなく消費電力をこれまでの 4 分の 1 に下げること成功したと言える。そして、気球実験での目的であった 80keV ~ 800keV という入力ダイナミックレンジが得られた。電源システムは、リチウム電池から検出器、回路系への電圧変換モジュールを開発した。また、温度計、気圧計、磁場センサー等の環境センサーの選定・性能評価を行い、検出器回路系の気球実験用モジュールの開発、テストを行った。高度 30km の上空では、空気対流が起こらないので熱収支はほぼ輻射のみで決まる。そのため、検出器全体および電源システムの熱について考慮しなければならず、上空と同等の条件の下環境試験を行った。その結果を踏まえて改良を重ね、上空でも正常動作するシステムを完成させた。そして、以上のものを用いて気球実験を行い、最後までトラブルなく約 6 時間のフライト(水平浮遊はそのうち 4 時間程度)を行った。シンチレーションカメラで得られたデータは予想通りのトリガーレートとスペクトルを示しており、上空での正常動作が確認できた。

# 目次

第 I 部	序論	4
第 1 章	MeV ガンマ線天文学	5
1.1	これまでの MeV ガンマ線観測	5
1.1.1	MeV ガンマ線領域	5
1.1.2	MeV ガンマ線全天観測	6
1.2	各天体からの MeV ガンマ線	9
1.2.1	超新星残骸	9
1.2.2	パルサー	10
1.2.3	ブラックホール	13
1.2.4	銀河中心	14
1.2.5	活動銀河核	14
1.2.6	太陽フレア	15
1.2.7	ガンマ線バースト	16
第 2 章	MeV ガンマ線の検出方法	19
2.1	ガンマ線と物質の相互作用	19
2.1.1	ガンマ線と物質の相互作用	19
2.1.2	光電効果	19
2.1.3	コンプトン散乱	20
2.1.4	電子・陽電子対生成	21
2.2	MeV ガンマ線イメージング	22
2.2.1	検出方法	22
2.2.2	Coded Aperture Imaging	22
2.2.3	ガンマ線レンズ	23
2.2.4	Compton Imaging	24
2.3	COMPTEL	27
2.3.1	COMPTEL の性能と結果	27
2.3.2	COMPTEL のバックグラウンド	28
第 3 章	気球実験	30
3.1	気球実験の歴史	30
3.2	気球実験の利点・意義	31
3.3	気球の方式	31
3.3.1	成層圏気球	31
3.3.2	ゼロプレッシャー気球	33
3.3.3	スーパープレッシャー気球	34
3.4	ゴンドラ設計	34
3.4.1	重量	34
3.4.2	電力	34

3.4.3	熱	35
3.4.4	強度	35
<b>第 II 部 気球実験 SMILE</b>		<b>36</b>
<b>第 4 章 SMILE 概要</b>		<b>37</b>
4.1	MeV ガンマ線コンプトンカメラ	37
4.1.1	検出原理	37
4.1.2	検出器への要求	38
4.1.3	電子飛跡測定型コンプトンカメラ	39
4.2	$\mu$ -PIC	40
4.2.1	$\mu$ -PIC(Micro Pixel Chamber)	40
4.2.2	$\mu$ -PIC の性能	42
4.3	$\mu$ -TPC	45
4.3.1	$\mu$ -TPC	45
4.3.2	電子のドリフト	45
4.3.3	飛跡検出	46
4.3.4	$\mu$ -TPC に求められる性能	47
4.3.5	前置増幅器	47
4.3.6	GEM+ $\mu$ -TPC の性能	48
4.4	シンチレーションカメラ	50
4.4.1	シンチレータ	50
4.4.2	マルチアノード PMT	50
4.4.3	抵抗チェーンによる H8500 の読み出し	51
4.5	プロトタイプの性能	53
4.5.1	プロトタイプ MeV ガンマ線コンプトンカメラ	53
4.5.2	ガンマ線イメージング	55
4.5.3	バックグラウンド除去	57
4.5.4	従来との比較	58
4.5.5	諸性能	59
4.6	SMILE 計画	60
<b>第 5 章 シンチレーションカメラの開発</b>		<b>62</b>
5.1	読み出しシステムの改良	62
5.1.1	192 ピクセル 4ch 読み出し	62
5.1.2	読み出し方法	63
5.1.3	位置検出	64
5.1.4	ダイナミックレンジ	66
5.1.5	192 ピクセル 4ch 読み出しシンチレーションカメラの性能	68
5.2	シンチレーションカメラユニットの小型軽量化	69
5.2.1	HV 供給システム	69
5.2.2	ユニットの小型軽量化	73
5.3	気球搭載用シンチレーションカメラ	75
5.3.1	有効面積の拡大	75
5.3.2	エネルギー較正	75

<b>第 6 章</b>	<b>気球システムの開発</b>	<b>78</b>
6.1	気球全システム概略	78
6.2	電源システム開発	81
6.2.1	電源システム構成	81
6.2.2	電圧変換モジュール	82
6.2.3	電池	87
6.2.4	環境試験	90
6.2.5	昼放球へ向けた電圧変換モジュールの改良	92
6.3	環境センサー性能評価	93
6.3.1	モニター用 ADC	94
6.3.2	温度計	95
6.3.3	気圧計	95
6.3.4	GPS	97
6.3.5	傾斜計	98
6.3.6	磁場センサー	98
6.4	全系環境試験	99
6.4.1	常温常圧下での環境試験	100
6.4.2	上空を想定した環境試験	100
6.4.3	最終環境試験	101
<b>第 7 章</b>	<b>初フライト</b>	<b>103</b>
7.1	フライトモデル	103
7.2	気球	106
7.3	データ通信	107
7.3.1	地上から気球へのコマンド	107
7.3.2	テレメトリー	109
7.4	噛み合わせ試験	110
7.5	放球	110
7.6	フライト概要	111
<b>第 8 章</b>	<b>フライトにおける動作性能</b>	<b>114</b>
8.1	環境センサーデータ	114
8.1.1	高度、気圧	114
8.1.2	検出器の回転	114
8.2	シンチレーションカメラのデータ	118
<b>第 III 部</b>	<b>まとめと今後</b>	<b>121</b>
<b>第 9 章</b>	<b>まとめと今後</b>	<b>122</b>
9.1	まとめ	122
9.2	次期 SMILE にむけたシンチレーションカメラの開発	122
<b>Appendix A</b>		<b>124</b>
A.1	ARM の見積もり	124
<b>Appendix B</b>		<b>126</b>
B.1	クリアパルス社製 VA/TA ヘッドアンプを用いた測定	126

# 第I部

## 序論

# 第1章 MeVガンマ線天文学

かつての天文学は、可視光という限られた電磁波のみで宇宙を観測するものであった。しかし、現在では観測技術、観測方法の発展に伴い電波・赤外線・X線といった様々な波長での観測が行われるまでに進歩した。こうした様々な波長のうちのひとつとしてガンマ線がある。特にサブ MeV ~ 数十 MeV 領域のガンマ線で宇宙を観測することで、ブラックホール・活動銀河核・宇宙線起源・超新星爆発といった天文学で非常に興味を持たれている事象の解明が可能になると考えられている。

## 1.1 これまでのMeVガンマ線観測

### 1.1.1 MeVガンマ線領域

ガンマ線は、一般的に数百 keV 以上のエネルギーを持つ電磁波のことを指し、どのエネルギー帯域のガンマ線を観測するかによって見えてくるものが異なってくる。特に、MeV 領域においてはブラックホールや中性子星の降着円盤で見られる高エネルギー現象、活動銀河核の中心付近におけるシンクロトロン放射が逆コンプトン散乱に変化する領域といったものが見えてくる。

ただし、この領域のガンマ線は天体から地球大気の外まではほとんど吸収されることなく到達することができるが、大気を透過することはできない(図 1.1)。そのため、観測するには観測装置を空へ上げる必要がある。すなわち衛星や気球に観測装置を載せる必要があるということである。また、この領域は可視光・X線と比べ光子数が少なく、逆に透過力が強い分宇宙全体に広がったガンマ線が存在し、そのようなガンマ線や宇宙線と衛星本体との相互作用などによるバックグラウンドが多くなってしまいう問題がある。こうしたことから、この領域の観測は難しく進歩が待たれている状態であり、現在も観測装置の開発が進められている。

実際の観測例であるが、X線領域では2005年にすざく衛星、1999年にチャンドラ衛星、XMM-newton衛星など既にたくさんの衛星が打ち上げられており数多くの成果を出している。GeV領域でも1972年にSAS-2衛星、1975年にCOS-B衛星が打ち上げられ、さらに1991年に打ち上げられたCGRO衛星に搭載

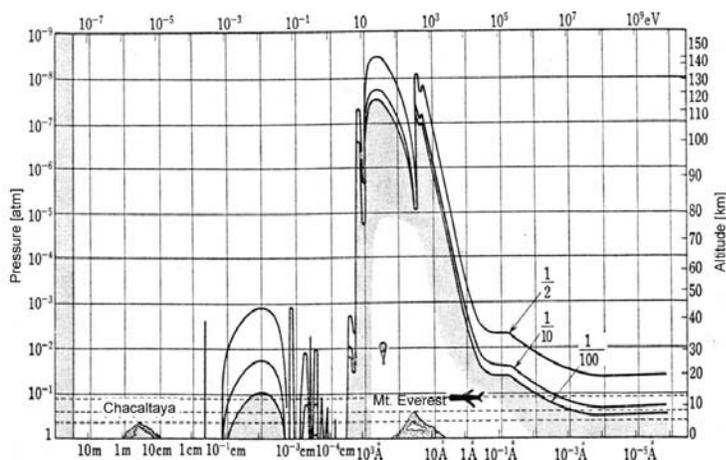


図 1.1: 様々な波長の電磁波の透過 [1]

された EGRET 検出器によっても成果があり、2007 年には GLAST 衛星に打ち上げが予定されている。それ以上の領域においても、CANGAROO、H.E.S.S などのチェレンコフ望遠鏡が活躍しており成果も残してきた。それらに対し、MeV 領域では CGRO 衛星に搭載された COMPTEL 検出器が成果を残したぐらいである。さらに、上に挙げたようにバックグラウンド等の問題から検出感度は他の領域より 1 桁以上悪い。図 1.2 に他波長領域における感度の違いをまとめておいた。現在では、INTEGRAL 衛星による観測が行われているが、高い角度分解能を持ち、硬 X 線領域では良い成果を出しているものの、やはり MeV 領域での感度はあまり変わっていない。

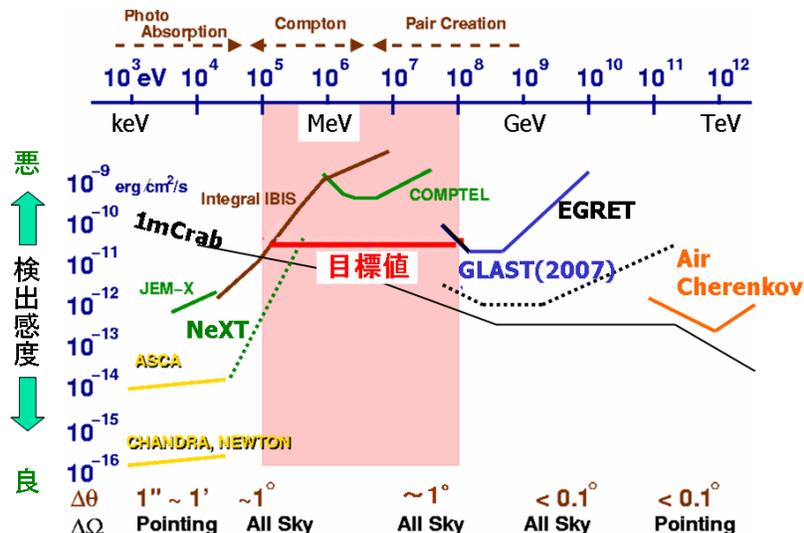


図 1.2: X 線・ガンマ線領域における現在までの観測および到達感度。破線はこれから観測が予定されているもので、目標値は京都大学のものである。

### 1.1.2 MeV ガンマ線全天観測

MeV ガンマ線領域での全天観測が行われたのは、上に挙げた CGRO 衛星搭載 COMPTEL による 0.75 ~ 30MeV の観測のみである [2]。この観測により約 60 個の天体を観測し、そのうち定常的な MeV ガンマ線天体が約 30 個、GRB ソースが約 30 個発見された (図 1.3) [3]。また、一方で銀河面全体からのガンマ線放射も観測されており、図 1.4、1.5 のようなイメージが得られている。

この広く分布しているガンマ線放射のスペクトルを図 1.6 に示す。サブ MeV ~ MeV の領域において、電子による制動放射と逆コンプトン散乱による放射が起源であるとされており、それが良く説明されている。また、銀河面に広がっているガンマ線放射は連続的なスペクトルを持つものだけではなく、図 1.5 のように 1.8 MeV のガンマ線が広く分布していることが観測された。これは、超新星爆発の際の元素合成により生じた  $^{26}\text{Al}$  (半減期  $\sim 10^6$  年) によるものと考えられている。この 1.8 MeV の強い領域の中には Cygnus のような星生成の活発な領域も含まれており、超新星爆発と星生成との関係を知る手がかりの一つになると考えられている。一方で、このように銀河面全体に広がっているガンマ線放射は、銀河面に近い天体の MeV ガンマ線観測においてバックグラウンドとなってしまう。

銀河系内の話をしてきたが、ガンマ線は銀河系外からも到来している。銀河系外から一様な分布で到来するガンマ線のスペクトルを図 1.7 に示す。このスペクトルは、非常に遠くの活動銀河核と Ia 型超新星爆発によるものとされ、特に MeV ガンマ線領域においては Ia 型超新星爆発由来のガンマ線が支配的とされている。この銀河系外からのガンマ線放射も MeV ガンマ線観測におけるバックグラウンドとなる。

Type of Source	Number of Sources	Comments
Spin-Down Pulsars:	3	Crab, Vela, PSR B1509–58.
Stellar Black Hole Candidates:	2	Cyg X–1, Nova Persei 1992 (GRO J0422+32).
Supernova Remnants: (Continuum Emission)	1	Crab nebula.
Active Galactic Nuclei:	10	CTA 102, 3C 454.3, PKS 0528+134, GRO J 0516–609, PKS 0208–512, 3C 273, PKS 1222+216, 3C 279, Cen A, PKS 1622–297.
Unidentified Sources: • $ b  < 10^\circ$  • $ b  > 10^\circ$	4  5	GRO J1823–12, GRO J2228+61 (2CG 106+1.5), GRO J0241+6119 (2CG 135+01), Carina/Vela region (extended). GRO J1753+57 (extended), GRO J1040+48, GRO J1214+06, HVC complexes M and A area (extended), HVC complex C (extended).
Gamma-Ray Line Sources: • 1.809 MeV ( $^{26}\text{Al}$ )  • 1.157 MeV ( $^{44}\text{Ti}$ ) • 0.847 and 1.238 MeV ( $^{56}\text{Co}$ ) • 2.223 MeV ( $n$ -capture)	3  2 1 1	Cygnus region (extended), Vela region (extended, may include RX J0852–4621), Carina region. Cas A, RX J0852–4621 (GRO J0852–4642). SN 1991T. GRO J0317–853.
Gamma-Ray Burst Sources: (within COMPTEL field-of-up to Phase IV/Cycle-5)	31	Location error radii vary from $0.34^\circ$ to $2.79^\circ$ (mean error radius: view $1.13^\circ$ ).

図 1.3: COMPTEL により観測された天体 [3]

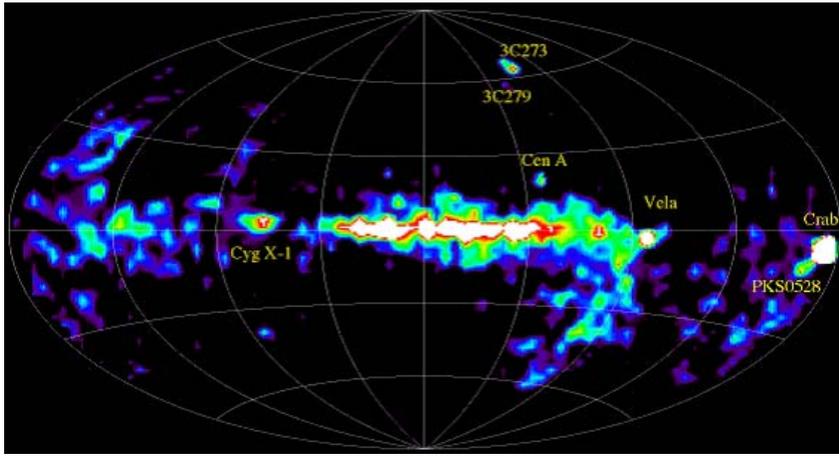


図 1.4: COMPTEL により得られた分布 (1-30MeV)[36]

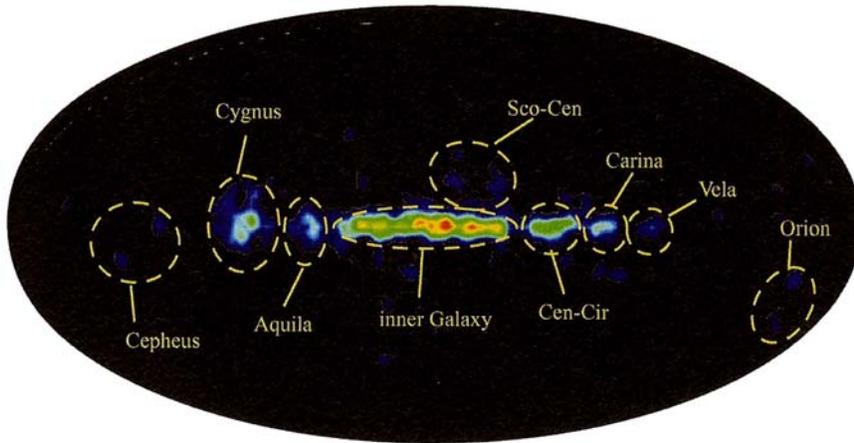


図 1.5: COMPTEL による 1.8MeV の全天観測 [4]

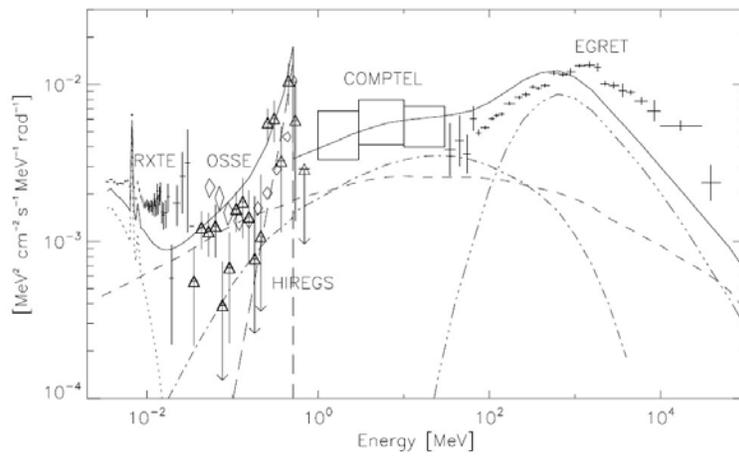


図 1.6: 銀河面に広がったガンマ線スペクトル [5]

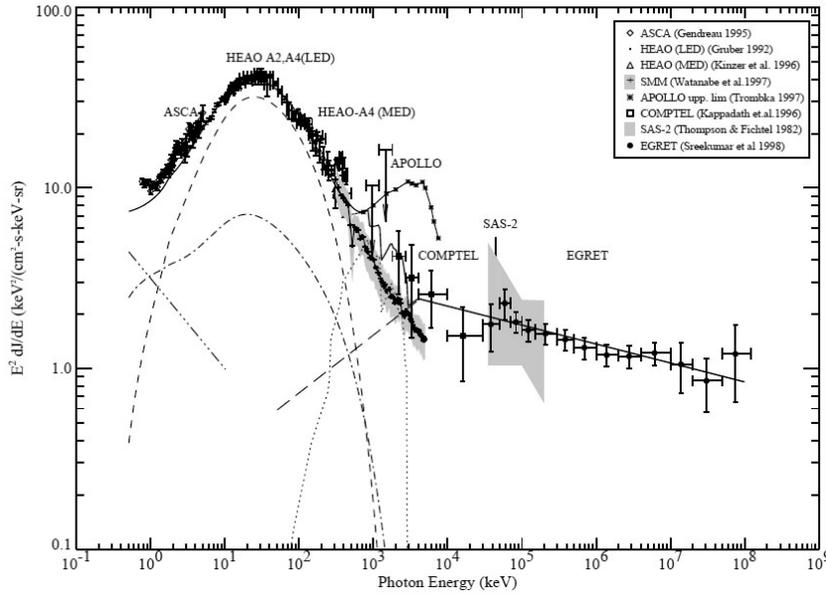


図 1.7: 銀河系外の広がったガンマ線スペクトル [6]

## 1.2 各天体からの MeV ガンマ線

### 1.2.1 超新星残骸

超新星爆発時では、普通の星では作られない Fe よりも重い元素が作られると考えられ、重要な元素合成の現場とされている。この元素合成の際に放射性同位体も作られるため、大量に生産された放射性同位体からの核ガンマ線が観測される。

白色矮星が恒星と連星系を成している、恒星から白色矮星へと物質が流れ込み、白色矮星に物質が降り積もる。このとき、白色矮星の内部では次第に圧力が高くなっていき、あるとき熱核反応が起こり爆発する (Ia 型超新星爆発)。この Ia 型超新星爆発が起こると、 $\sim 0.6M_{\odot}$  の  $^{56}\text{Ni}$  が生成される [7]。この  $^{56}\text{Ni}$  は、



という崩壊をすることが知られており、Ia 型超新星の光度曲線はこの反応により説明されている。一方、非常に重い星の中心にある Fe のコアが重力崩壊することにより起きる II 型超新星爆発においても、Ia 型ほど多くはないが  $^{56}\text{Ni}$  が作られる。事実、II 型超新星と考えられている SN1987A の光度曲線は図 1.8 のように  $^{56}\text{Co}$  によって説明され、また、表 1.2.1 にあるように、SN1987A から  $^{56}\text{Co}$  の崩壊に伴う核ガンマ線が観測されている。

超新星爆発が起こると、星の中心部から大量の中性子が放出されるため、星の外縁部の原子は崩壊する間もなく、次々と中性子を吸収し、中性子過多の原子核となる。このような原子核は不安定であるため、 $\beta$  崩壊を繰り返し安定な原子核になる。このような過程は反応が急激に進むことから r 過程と呼ばれ、Fe よりも重い元素はこの過程により生成される [7]。

これまでの核ガンマ線の観測から、超新星残骸に表 1.2.1 のような放射性同位体が存在することが確認されている。特に  $^{26}\text{Al}$  は図 1.5 のような銀河面全体に広がった分布も観測されており、この強度分布から、どのような元素合成が起きているかの推定も試みられている。

Source	エネルギー [keV]	半減期	detected source
$^{56}\text{Ni}$	158,270,480,759,812	6.10day	
$^{56}\text{Co}$	847,1238,2598	77.2day	SN1987A, SN1991T
$^{57}\text{Co}$	122,136	271.7day	SN1987A
$^{44}\text{Ti}$	1157	63year	Cas A SNR
$^{26}\text{Al}$	1809	$7.4 \times 10^5$ year	galactic plane, Vela SNR

表 1.1: MeV 領域における主な核ガンマ線 [8]

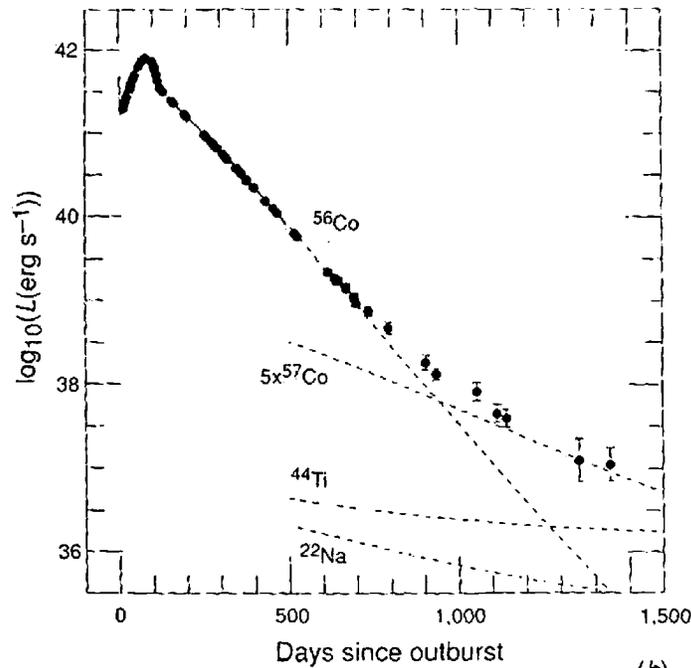


図 1.8: SN1987A の光度曲線 (赤外 ~ 紫外線) [9]

## 1.2.2 パルサー

### パルサー

パルサーは電波や可視光で1.6 m 秒 ~ 数秒という非常に短い周期のパルスを出している天体であり、高速で自転する質量  $\sim 1.4M_{\odot}$ 、半径  $\sim 10\text{km}$  の中性子星と考えられている。中性子星は強い磁場 ( $\sim 10^{12}\text{G}$ ) を持っており、磁極付近で放射が起こっている。しかし、この磁極と自転の回転軸とがずれているため、観測をしたとき磁極付近が見え隠れするのでパルス状に見える (図 1.9 は概念図である)。このようなパルサーのうち、ガンマ線を放射しているものが幾つか見つかった (表 1.2.2)。

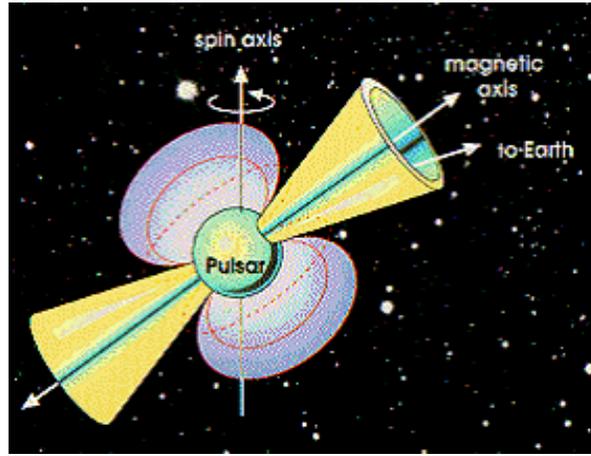


図 1.9: パルサーの概念図 [10]

パルサー	周期 $P$ [msec]	周期減衰率 $\dot{P}$ [ $10^{-15}$ ]	距離 $d$ [kpc]
Crab	33.34	421.2	2.0
PSR B1509-58	150.65	1537	4.4
Vela	89.29	124.3	0.5
PSR B1706-44	102.4	93.0	1.8
PSR B1951+32	39.53	5.849	2.5
Geminga	237.1	10.98	0.16
PSR B1055-32	197.1	5.8	1.5

表 1.2: ガンマ線パルサー [3]

なかでも Crab パルサーは電波から GeV ガンマ線まであらゆる波長の電磁波で観測されており、最もよく調べられている天体である。Crab パルサーの X 線～ガンマ線のパルスプロファイルを図 1.10 に示す。

この図より、サブ MeV～MeV ガンマ線の領域において2つの特徴がわかる。1点目は、他波長では1つ目のピークが支配的であるにもかかわらずこの領域では2つ目のピークが支配的である。2点目は、この2つのピークの中に「ブリッジ」と呼ばれる一定強度で放射する位相が存在する、ということである。しかし、パルサーの放射機構はまだ完全ではなくこの特徴も説明はついていない。

#### パルサー周囲の星雲

Crab パルサーの周囲には星雲が存在している。この星雲は電波から TeV ガンマ線領域まで広く観測されており、そのスペクトルは中性子星の強い磁場に起因するシンクロトロン放射と逆コンプトン散乱によるものと説明されている (図 1.11)。MeV ガンマ線においても、COMPTEL によりシンクロトロン放射によるものと思われるスペクトルが得られている。

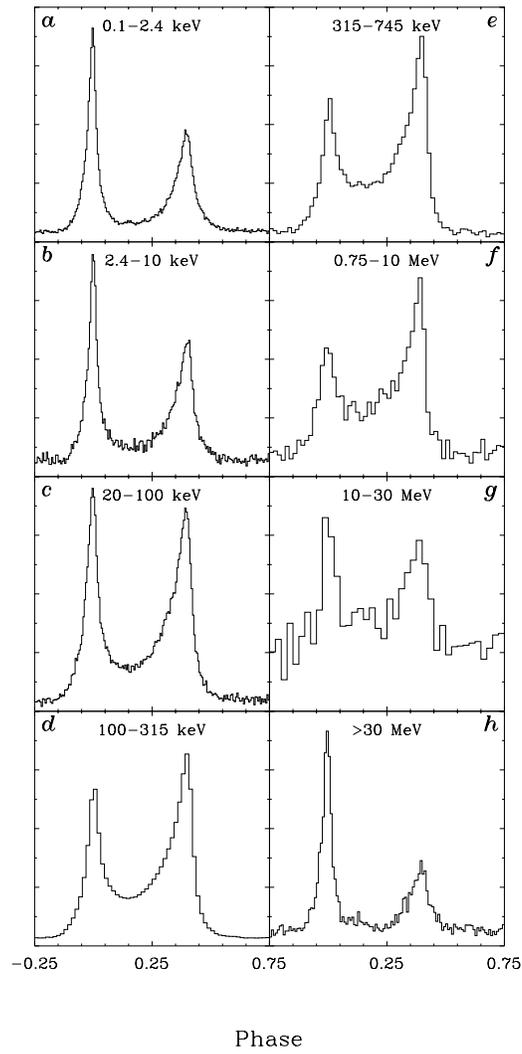


図 1.10: Crab パルサーのエネルギー領域毎のパルスプロファイル [11]

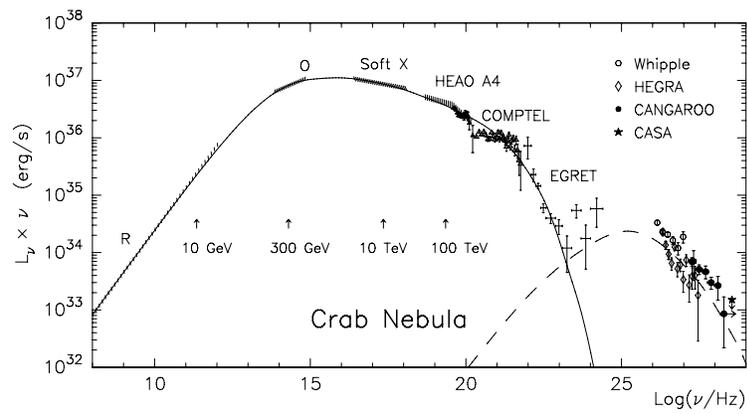


図 1.11: かに星雲のスペクトル (実線: シンクロトロン放射モデル・破線: 逆コンプトン散乱モデル) [12]

### 1.2.3 ブラックホール

太陽の30倍以上の質量を持つような非常に重い星は、II型超新星爆発の後、ブラックホールになると考えられている。ブラックホールには「事象の地平線」という境界線があり、その内側に入ってしまうと電磁波さえも外には出られない。従って、ブラックホール自身を観測することはできない。しかし、ブラックホールが恒星と連星系を成していると、恒星から物質がブラックホールの方へと流れ込み降着円盤が形成され、この降着円盤によりX線やガンマ線が放射される。(図1.12は概念図)

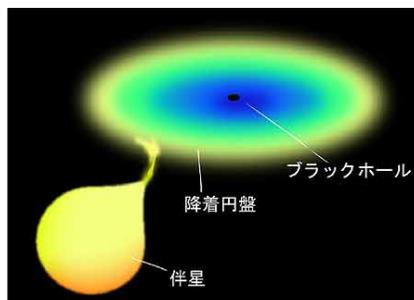


図 1.12: ブラックホールと降着円盤の概念図 [13]

現在のところ、ブラックホール特有の決定的な証拠が存在しないため、「ブラックホール」として同定された天体はないが、その質量と大まかな大きさから「ブラックホール候補天体」と呼ばれる天体が幾つか存在し、中でも Cyg X-1 は恒星質量のものとしては最も知られている。Cyg X-1 をはじめ、ブラックホール候補天体は図 1.13 のような激しい時間変動をすることが知られている。また、時間変動に伴いスペクトルも大きく変化し、数 keV の X 線で明るくなる Soft State と数百 keV にピークを持つ Hard State の 2 状態 (図 1.14) の間を行き来する。Hard State では、熱的な電子とのコンプトン散乱による成分が卓越し (図 1.15)、Soft State のスペクトルでは、降着円盤からの黒体放射と、非熱的な電子によるコンプトン散乱が卓越する (図 1.16)。また、どちらの状態においても、X/ガンマ線が冷たいディスクでコンプトン散乱 (Compton reflection) する成分が存在するとされる。[14]

降着円盤の内側では 100MeV 程度のエネルギーを獲得した陽子同士が衝突し、生成された  $\pi^0$  の崩壊により、70MeV 付近にピークを持つような熱的なガンマ線の放射があるとされる。 $\pi^0$  による放射はブラックホール近傍の強い重力場を必要とするため、ブラックホールであることの強い証拠になりうる。

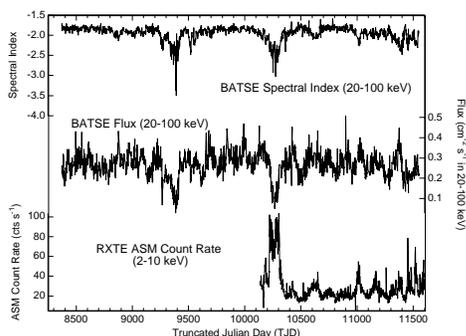


図 1.13: Cyg X-1 の時間変動 [14]

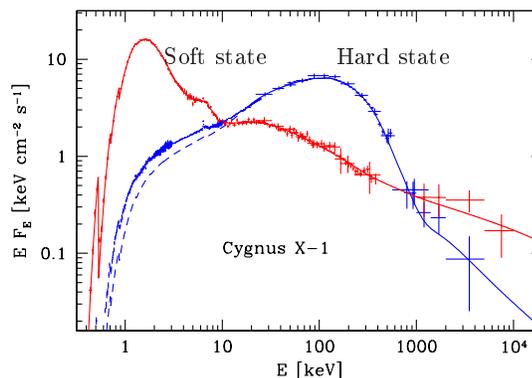


図 1.14: Cyg X-1 の Soft state 及び Hard state のスペクトル [14]

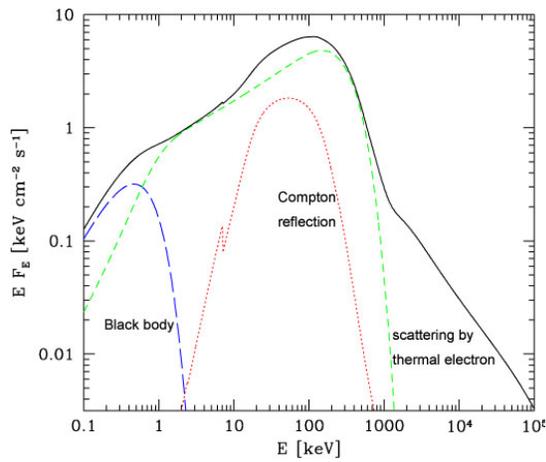


図 1.15: Hard (Low) State の放射モデル [14]

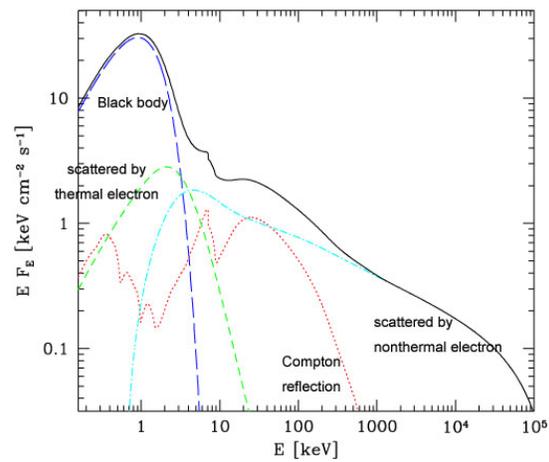


図 1.16: Soft (High) State の放射モデル [14]

### 1.2.4 銀河中心

電子とその反物質である陽電子とが出会うと、ガンマ線を放出して消滅する。このときガンマ線を2つ放出することが多く、そのエネルギーは電子の静止質量 511keV である。OSSE などによる銀河中心方向の観測から、図 1.17 のようなスペクトルが得られており、電子・陽電子対消滅が起きていることは明らかである。

この 511keV ガンマ線は図 1.18 のように銀河面に広く分布し、銀河中心が特に強く放射している。511keV の放射はすなわち陽電子の存在を示すが、この陽電子は、超新星爆発や重い星での核融合などにより生じた  $\beta^+$  崩壊をする放射性同位体によるものと考えられている。

また、銀河中心には  $\sim 3 \times 10^6 M_{\odot}$  の大質量ブラックホールがあるとされている。従って、質量降着があれば、降着円盤による放射も期待できる。

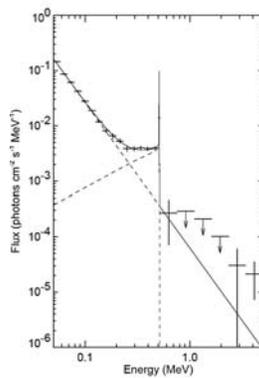


図 1.17: OSSE による銀河中心のスペクトル [15]

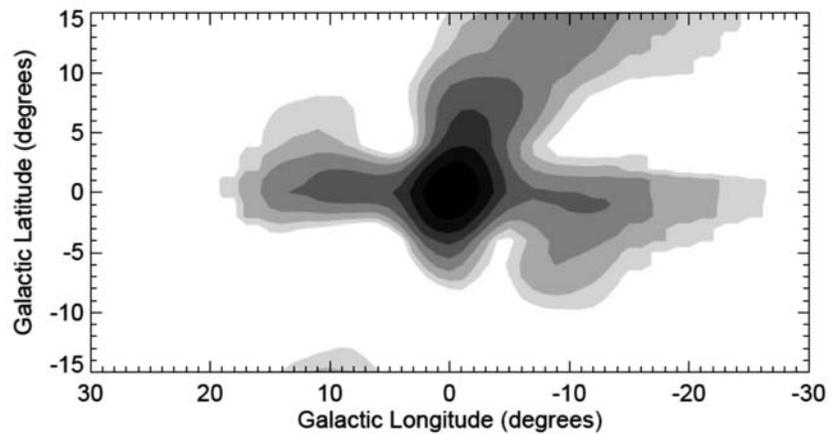


図 1.18: OSSE による 511keV の map [15]

### 1.2.5 活動銀河核

銀河の中には、中心が異様に明るく輝いているものがあり、これらは活動銀河と呼ばれている。その中心 (Active Galactic Nuclei) には  $10^6 \sim 10^9 M_{\odot}$  という大きな質量を持った巨大なブラックホールが存在しているとされている (図 1.19 は概念図)。

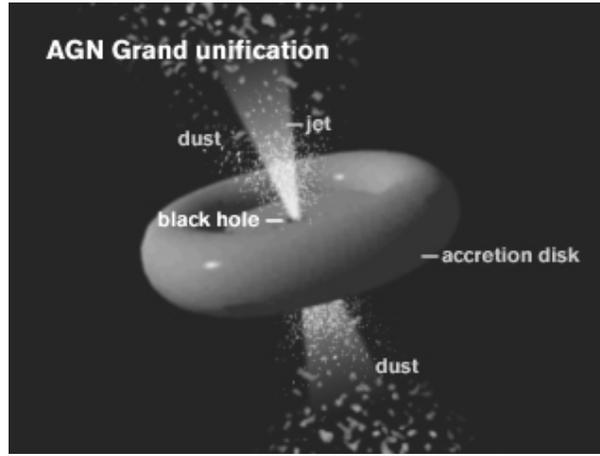


図 1.19: 活動銀河核の概念図 [16]

多くの AGN では、中心核から細く絞られたジェットが放出されていることが電波により観測されている。このジェットからの放射が強く、降着円盤やその周りの熱放射を凌駕するような AGN からは、図 1.20 や図 1.21 のように、シンクロトロン放射 (周波数の低いほうのピーク) と逆コンプトン散乱 (周波数の高いほうのピーク) で説明できるような非熱的なスペクトルが得られている。しかし、ジェットはその形成機構などわかっていない事も多い。AGN は、COMPTEL で 10 個・EGRET では 94 個が同定されており、sub MeV ~ MeV 領域 ( $1\text{MeV} \approx 10^{20}\text{Hz}$ ) のガンマ線においても重要な観測可能な天体の一つである。

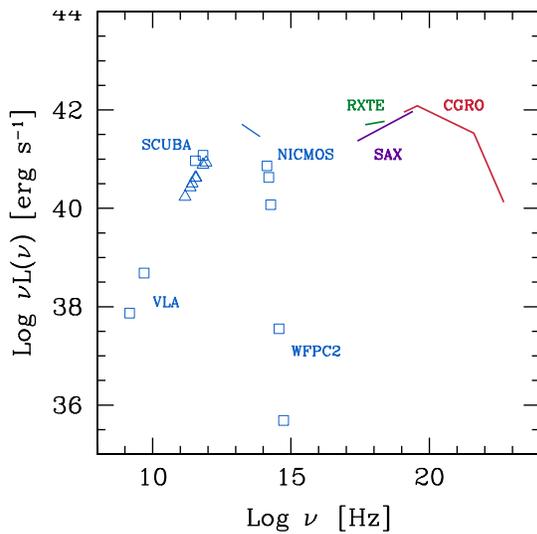


図 1.20: 電波銀河 Cen A の多波長スペクトル [17]

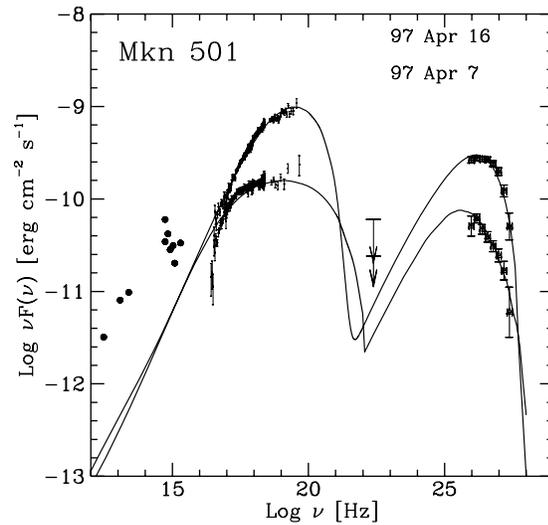


図 1.21: Blazar Mkn501 の多波長スペクトル [18]

### 1.2.6 太陽フレア

最も身近な天体の一つである太陽からも MeV ガンマ線は放射される。1970 年代から既に、太陽フレアに伴い核ガンマ線がときおり放射されることが知られており、これまでに表 1.3 のようなものが観測されている。

図 1.22 に太陽フレアのスペクトルの例を示す。これらの観測から、フレアの起きる領域では中性子や陽電子が大量に生成されると考えられている。また、太陽フレアに伴いコロナ中のプラズマ粒子の加速・加熱も起こり、高いエネルギーまで加速された電子からは制動放射により X 線やガンマ線を放射する。この X

線やガンマ線を観測することにより、電子が磁力線に沿ってどのように伝播するかということも調べられている。太陽は宇宙で最も近い恒星であるため、詳しく調べるとこのできる非常に重要な天体である。

process		Energy [MeV]
陽子の中性子捕獲	${}^1\text{H} + \text{n} \rightarrow {}^2\text{H} + \gamma$	2.223
電子・陽電子対消滅	$e^+ + e^- \rightarrow 2\gamma$	0.511
$\pi^0$ の崩壊	$\pi^0 \rightarrow 2\gamma$	平均 $\sim 70$
励起された原子核からの放射	${}^{12}\text{C}$	4.43
	${}^{14}\text{N}$	1.63, 2.31
	${}^{16}\text{O}$	7.12
	${}^{20}\text{Ne}$	1.63

表 1.3: 太陽フレアに伴う核ガンマ線 [19]

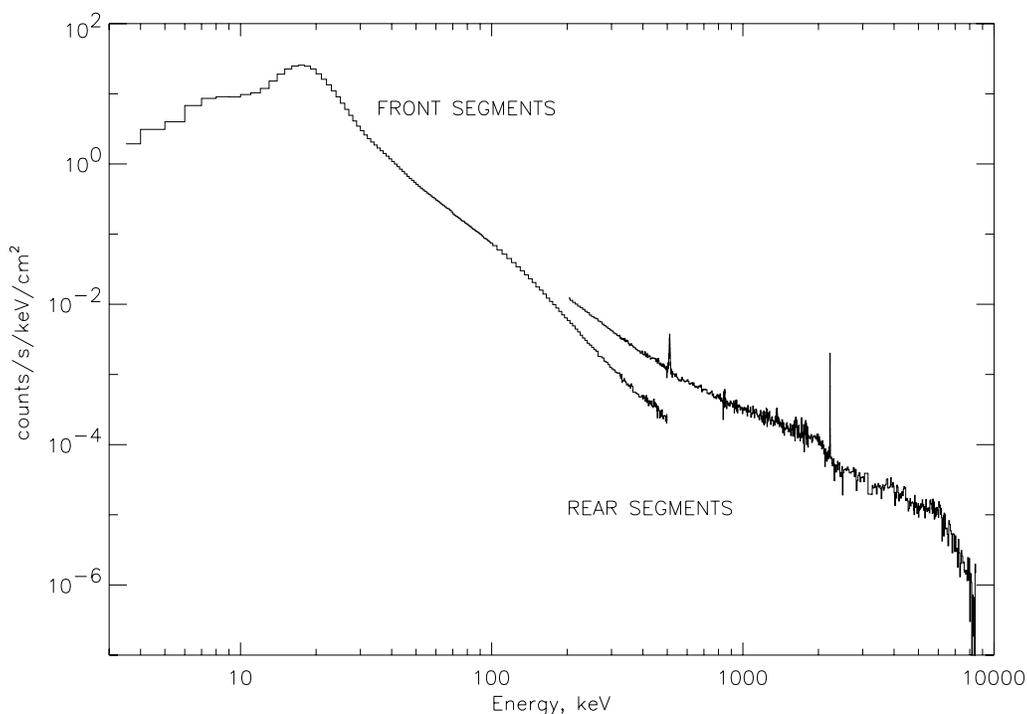


図 1.22: 太陽フレアのスペクトルの例 (2002.7.23) [20]

### 1.2.7 ガンマ線バースト

ガンマ線バーストは、1970年代初めに大気圏核実験監視衛星 Vela により発見された、ある方向から突然ガンマ線が爆発的に放射される現象であり、ミリ秒程度の短く激しい時間変動を示し、バーストの継続時間も図 1.23 のように数十秒と短い。

これまでのガンマ線の観測や X 線・赤外線等による残光の観測から、宇宙論的な距離の遠方で起こる非常に大きな爆発である、所属する銀河があるらしい、といったことが判明している。sub MeV ~ MeV の領域においては図 1.24 のようなシンクロトロン放射と考えられているスペクトルも観測されている。GRO 衛

星の BATSE では 2700 個もの GRB が発見され、その分布は非常に等方的である (図 1.25)。しかし、現在でもその正体や放射機構がわかっていない未知の現象であり、観測・研究が進められている。

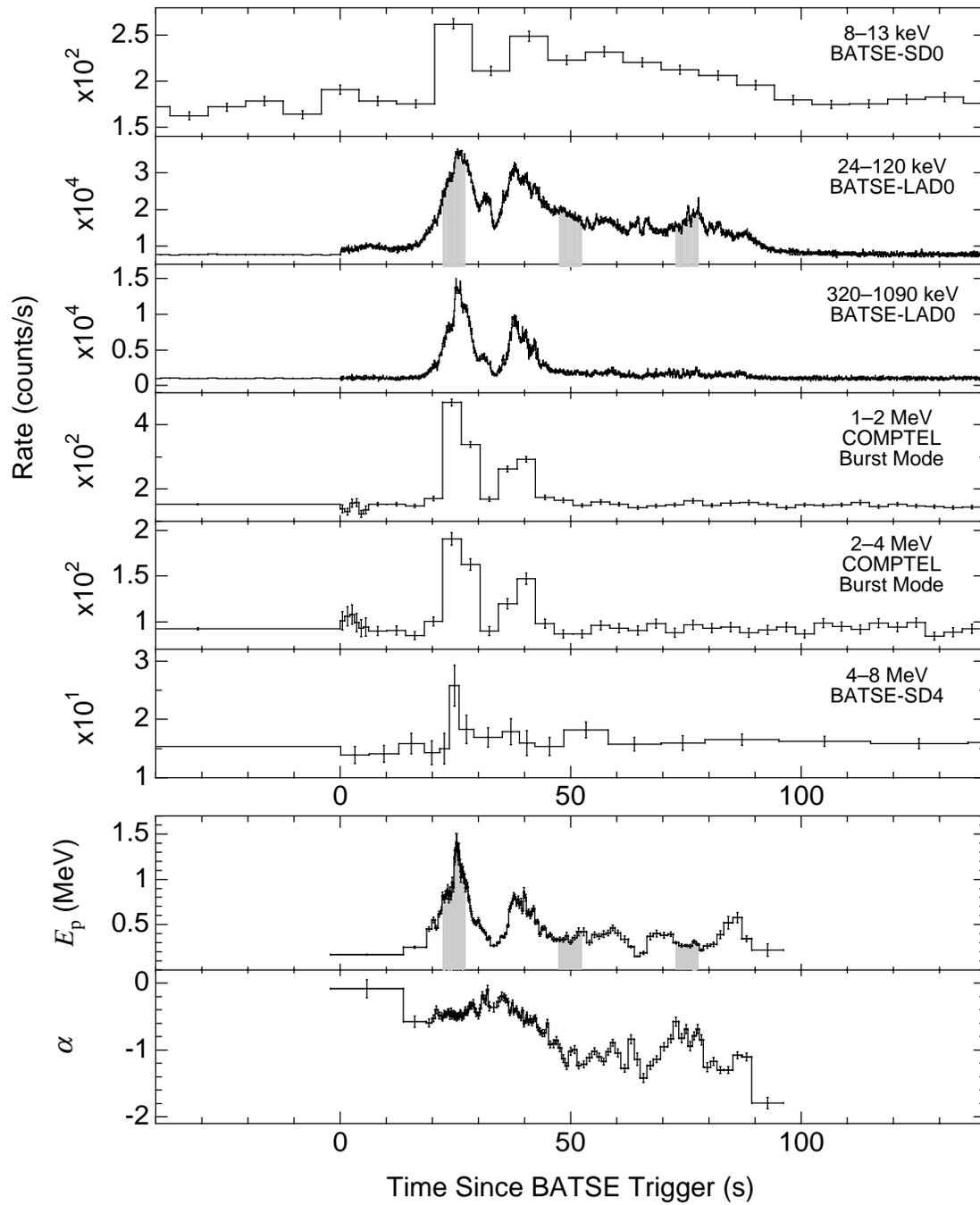


図 1.23: BATSE・COMPTEL により観測された GRB の光度曲線 [21]

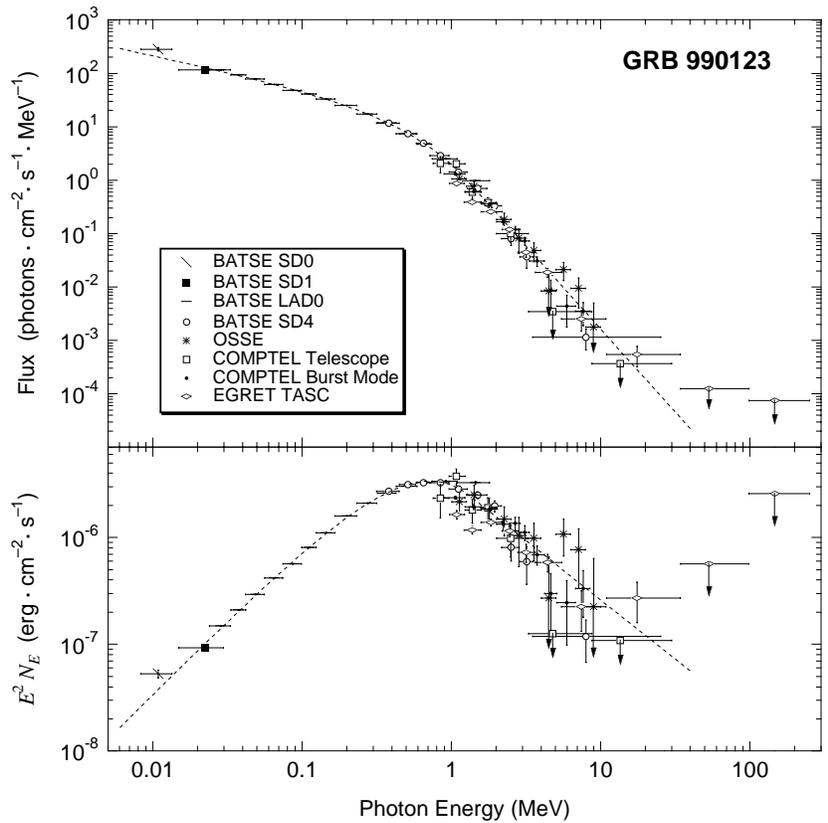


図 1.24: GRO 衛星によるガンマ線バースト GRB990123 のスペクトル [21]

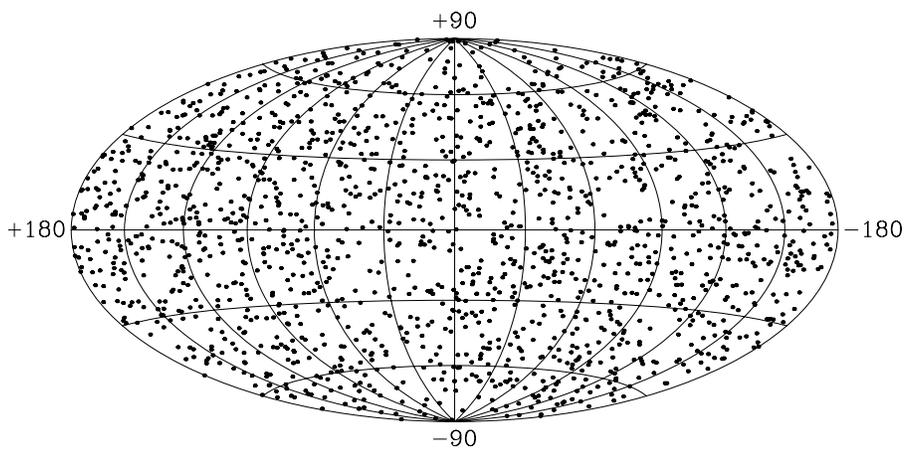


図 1.25: BATSE により観測された GRB の分布 [22]

## 第2章 MeV ガンマ線の検出方法

X線やガンマ線は電荷を持たず、荷電粒子のように物質を直接電離することがないため直接検出は難しい。しかし、X線やガンマ線が物質に入射するとその物質と相互作用を起こし、電子や陽電子を放出する。これらが周囲の物質を電離することを利用し、間接的にX線やガンマ線を検出することが可能となる。この章では、こういったX線、ガンマ線と物質の相互作用について述べ、その後そうした相互作用を利用したMeVガンマ線イメージング方法について述べる。

### 2.1 ガンマ線と物質の相互作用

#### 2.1.1 ガンマ線と物質の相互作用

ガンマ線が物質に入射したときに起こす相互作用は主に光電効果、コンプトン散乱、電子陽電子対生成の3種類である。これらの相互作用が起こる確率は、入射するガンマ線のエネルギーや物質の原子番号  $Z$  に依存しており、図 2.1 のように優位度が決まってくる。また、1つの例としてアルゴンにガンマ線が入射したときのそれぞれの相互作用の起こる確率（断面積）を図 2.2 に示した。これらの3つの相互作用について以下で説明する。

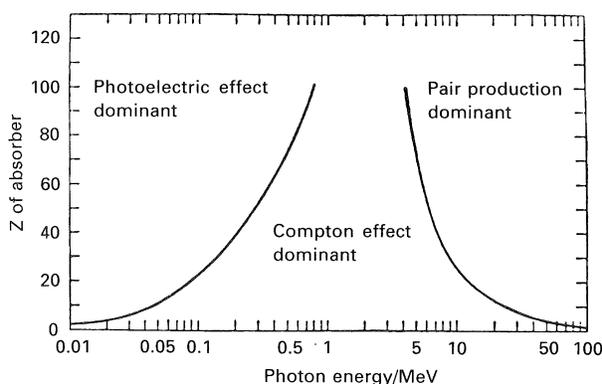


図 2.1: ガンマ線と物質の優位な相互作用 [23]

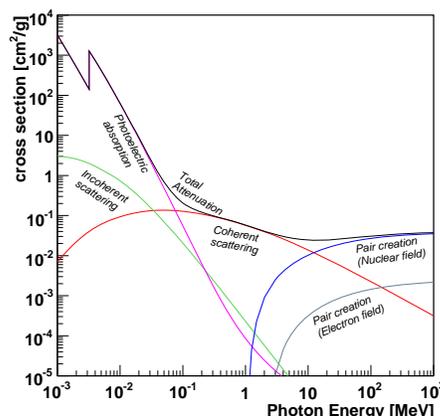


図 2.2: ガンマ線と物質の相互作用断面積（アルゴン） [24]

#### 2.1.2 光電効果

100keV以下のエネルギーのX線と物質との相互作用は光電効果が支配的である。光電効果とは、光子が物質に入射すると物質中の電子に全てのエネルギーを与え、その結果物質から電子が叩き出される現象であり、電子のエネルギー  $K_e$  は、

$$K_e = E_\gamma - E_{\text{bind}} \quad (2.1)$$

と表される。ここで、 $E_\gamma$  はガンマ線のエネルギー、 $E_{\text{bind}}$  は物質を構成する原子の束縛エネルギーとする。この相互作用が起こる反応断面積  $\sigma_{ph}$  は一般的に

$$\sigma \propto \frac{Z^n}{E_\gamma^{3.5}} \quad (2.2)$$

と表される。ただし  $n$  は 4~5 である。 $E_\gamma$  が原子の K 殻の束縛エネルギーよりも大きい場合、K 殻の電子と反応する確率が最も高くなり、その断面積は、

$$\sigma_K = 4\sqrt{2}Z^5 \left(\frac{8\pi r_e^2}{3}\right) \left(\frac{e^2}{4\pi\epsilon_0\hbar c}\right)^4 \left(\frac{m_e c^2}{E_\gamma}\right)^{7/2} \quad (2.3)$$

と表され、物質の  $Z$  の 5 乗に比例し、 $X$  線のエネルギーの  $7/2$  乗に反比例する。ただし、 $r_e$  は電子の古典半径で

$$r_e = \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 m_e c^2} \quad (2.4)$$

である。また、 $E_\gamma$  が K 殻の束縛エネルギーよりも小さい場合には、L 殻の電子と反応する確率が高くなるため、図 2.2 のように K 殻の束縛エネルギー付近で不連続なエッジができる。

光電効果により弾き飛ばされた電子の準位は空になっているため、より高いエネルギー準位にある電子が  $X$  線を放出し遷移してくる。このときに放出される  $X$  線のエネルギーは、2 つの準位のエネルギー差に等しく、通常この蛍光  $X$  線も光電吸収される。また内部転換によって、同程度のエネルギーの電子が放出されることがあり (Auger 効果)、この電子を Auger 電子と呼ぶ。

### 2.1.3 コンプトン散乱

数百 keV ~ 10MeV の領域では、ガンマ線と電子の弾性散乱であるコンプトン散乱が優位になる。ガンマ線がコンプトン散乱を起こすと、持っていたエネルギーの一部を電子に与えて弾き飛ばし、ガンマ線は電子に与えた分エネルギーを失い、方向を変える。

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せる。このとき、エネルギー  $E_\gamma$  のガンマ線がコンプトン散乱を起こすと、散乱角を  $\phi$  として、散乱された後のガンマ線のエネルギー  $E'_\gamma$  は、

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

と表される。散乱ガンマ線の角度分布は  $\sigma$  を散乱断面積、 $\Omega$  を立体角として微分散乱断面積により与えられる [25]。

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

ただし、

$$k = \frac{E_\gamma}{m_e c^2} \quad (2.7)$$

とする。これより、散乱断面積が  $Z$  に比例していることが分かる。また、この角度分布は図 2.3 のようになり、 $E_\gamma$  が大きいほど前方散乱が支配的になる。

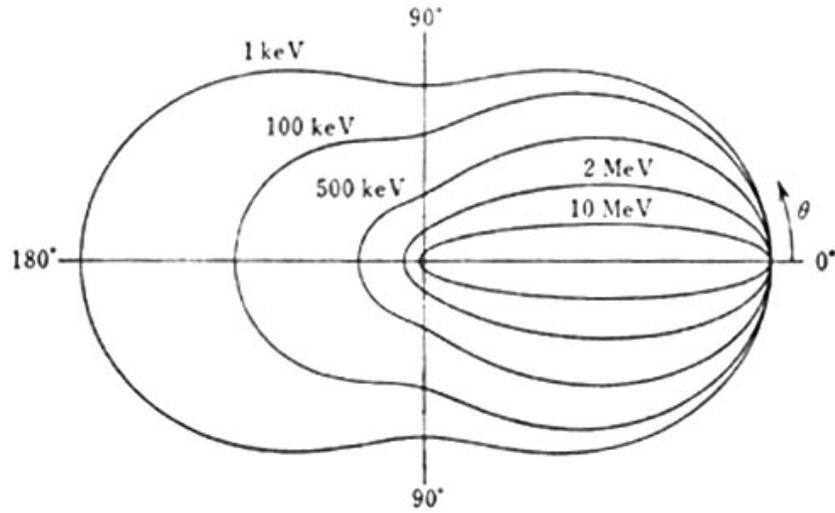


図 2.3: 散乱角  $\phi$  の単位立体角内へコンプトン散乱される光子数を極座標で示したもの [23]

#### 2.1.4 電子・陽電子対生成

1.02 MeV 以上の領域では電子・陽電子対生成が起こるようになる。このようなエネルギーを持ったガンマ線が原子核近傍の電場を通ると、電子と陽電子が対になって生成されることがあり、この現象のことを指す。10MeV 以上におけるガンマ線と物質との相互作用は、この電子・陽電子対生成が優位である。入射したガンマ線のエネルギー  $E_\gamma$  と、電子・陽電子のエネルギー  $E_-, E_+$  とには、

$$E_\gamma = E_- + E_+ + 2m_e c^2 \quad (2.8)$$

の関係が成立する。反応断面積  $\sigma_{pair}$  は

$$E_\gamma \ll \frac{1}{\alpha Z^{\frac{1}{3}}} \text{ のとき}$$

$$\sigma_{pair} \propto Z^2 (\ln E_\gamma - const) \quad (2.9)$$

$$E_\gamma \gg \frac{1}{\alpha Z^{\frac{1}{3}}} \text{ のとき}$$

$$\sigma_{pair} \propto Z^2 \left( \ln \frac{1}{Z^{\frac{1}{3}}} \right) \quad (2.10)$$

となる。ただし

$$\alpha = \frac{e^2}{2\epsilon_0 h c} \text{ (微細構造定数)} \quad (2.11)$$

である。これより反応断面積は基本的に  $Z$  の 2 乗に比例し、入射エネルギーが高くなると複雑になってくることがわかる。

## 2.2 MeV ガンマ線イメージング

### 2.2.1 検出方法

サブ MeV ~ MeV 領域のガンマ線イメージング観測を考えた場合、上で述べたように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。コンプトン散乱は光電効果や電子・陽電子対生成と異なり散乱という事象であるため、ガンマ線が検出器や衛星の筐体に入射したときに散乱されるものも多く、バックグラウンドが増えてしまう。さらに、宇宙線と筐体との相互作用によって生じるガンマ線もバックグラウンドとなってしまうため、バックグラウンド事象はかなり多くなってしまい、この領域のガンマ線イメージングは難しいものとなっている。従って、こういったバックグラウンドに強いイメージング方法を考えなければならない。

現在では、この領域のガンマ線イメージングの方法として、Coded Aperture Imaging (統計的手法)、Compton Imaging (運動学による再構成)、Gamma-Ray Lens (Bragg 反射による集光) といった方法が考えられ、様々な研究が進められている。

### 2.2.2 Coded Aperture Imaging

現段階で最も高い角度分解能を達成している方法が Coded Aperture Imaging であり、ガンマ線観測衛星 INTEGRAL やガンマ線バースト観測衛星 Swift 等で採用されている。Coded Aperture Imaging の検出器は、位置検出型検出器と、到来方向と影の絵が 1:1 対応しているような coded mask によって構成される。マスクは検出するガンマ線にとって透明な物質と不透明な物質とを組み合わせる構成され、

$$M_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{透明な部分} \\ 0 & \text{不透明な部分} \end{cases} \quad (2.12)$$

という行列で表せる。

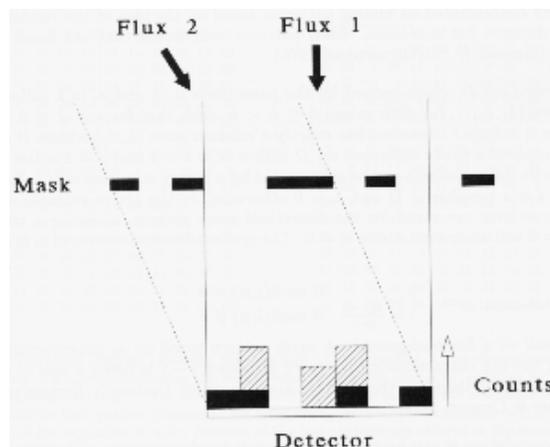


図 2.4: Coded mask によるガンマ線到来方向のコード化 [26]

$j$  という方向から  $s_j$  という強度で到来したガンマ線は、このマスクを通ることにより到来方向は影の絵に変換され、検出器の  $i$  番目の要素に  $M_{ij}s_j$  個の光子が到達する (図 2.4)。よって、検出器の  $i$  番目の要素には

$$d_i = \sum_j M_{ij}s_j + b_i \quad (2.13)$$

で表される数の光子が観測される。ここで、 $b_i$  は視野外から到来したガンマ線などのバックグラウンドとする。検出器で得られた積分イメージ  $d_i$  から、解析により  $s_j$  を推定することでガンマ線イメージが得られる。ただし、不定なパラメータは  $s_j$  と  $b_i$  の2つあり、バックグラウンド  $b_i$  の見積りが重要になってくる。

角度分解能はマスクの要素の大きさとマスク-検出器間の距離で決まり、視野も検出器とマスクの配置によって決められるため、広い視野と高い位置分解能を実現でき、INTEGRALのIBISでは、 $9^\circ \times 9^\circ$ の視野 (full coded) と  $0.2^\circ$  (FWHM) の角度分解能が実現されている [27]。

その一方で、その解析方法から光子毎の到来方向は全く知りえず、方向の特定には少なくとも (検出器の要素数)  $\times$  (マスクの開口率) 程度の光子数が必要になる。また、特定の天体のスペクトルを得るにはエネルギー帯域毎にイメージングしてガンマ線強度分布を知る他にないので、スペクトルの細かい構造はわからない。

マスクの不透明部分は一種のコリメータと考えることができ、到来するガンマ線を完全に吸収することが望まれる。しかし、光電吸収の断面積は光子のエネルギーの  $-\frac{7}{2}$  乗で急激に減るため、基本的には透過力の強い高エネルギー光子のイメージングには向かない。高エネルギーの光子に対してはマスクを厚くしなければならず、IBIS (INTEGRAL: 20keV  $\sim$  10MeV) では 1.6cm 厚、SPI (INTEGRAL: 3keV  $\sim$  8MeV) では 3cm 厚のタングステンをマスクに用いている [27]。ただし、マスクでコンプトン散乱を起こし到来方向とエネルギーの情報を失ったガンマ線が、バックグラウンドとして観測されてしまうという問題点が残る。

### 2.2.3 ガンマ線レンズ

X線のように全反射で集光することのできないガンマ線であるが、Bragg反射を利用することで集光することは可能である。この図 2.5 のようなガンマ線集光系はガンマ線レンズと呼ばれる。集光によるイメージングは可視光や X線など他波長で既に用いられている最も実績のある方法であり、今後高い位置分解能が期待できる。

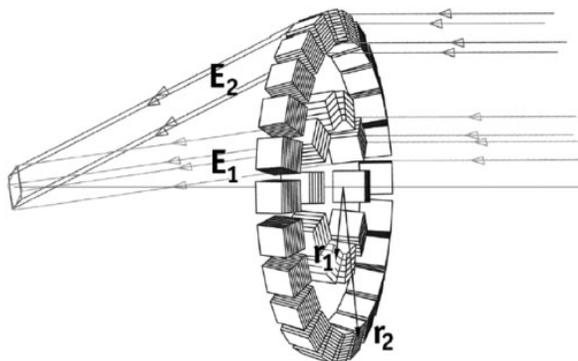


図 2.5: Gamma-Ray Lens (CLAIRE [28])

しかし、MeV ガンマ線においては Bragg 反射を利用するために、特定の狭い範囲のエネルギーにしか感度を持たず、広い範囲のスペクトルは取得できない。また、他の方法に比べ視野が狭いという欠点もある。実際に 2001 年に気球実験が行われた CLAIRE のレンズは、視野  $45''$ 、エネルギー帯域 169  $\sim$  171keV、焦点距離  $\sim$  3m というものである [28]。

また、気球実験のレンズを拡張した、より広いエネルギー帯域に対応したレンズの設計も行われており、シミュレーションにより図 2.6 のような結果が得られている。しかし、このときの焦点距離は 133m と非常に長く [28]、実現は難しい。

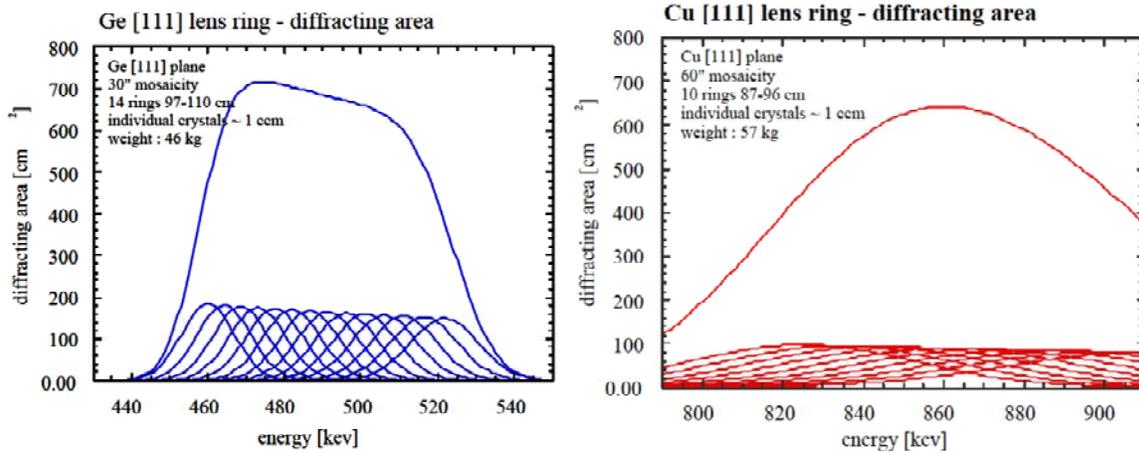


図 2.6: Ge レンズ (左) と Cu レンズ (右) の有効面積 [28]

## 2.2.4 Compton Imaging

MeV ガンマ線と物質との相互作用において最も優位であるのはコンプトン散乱である (図 2.2) が、検出器中でコンプトン散乱を起こすとガンマ線の一部のエネルギーしか検出されないために通常の検出器ではあまり歓迎されない。

しかし、コンプトン散乱に関する反跳電子と散乱ガンマ線の両方の情報が得られれば、エネルギーと到来方向の 2 つの情報を同時に得る事ができる。このコンプトン散乱を利用する手法を Compton Imaging と呼んでいる。Compton Imaging は、基本的にコリメータを必要としないため広い視野を実現でき、COMPTEL(GRO) では 1str という大きな視野が実現された [2]。

sub MeV ~ MeV の領域において、スペクトルを取ると同時に、ガンマ線の到来方向も光子毎に制限できる唯一の方法であるため、現在、MeV ガンマ線イメージングにおいて最も注目されている手法であり、MEGA・ACT・TIGRE・LXeGRIT・狭視野コンプトンカメラといった数々の検出器が開発されている。

### Classical Compton

COMPTEL で用いられた Classical Compton 法とは、一度だけコンプトン散乱させる方法であり、原子番号  $Z$  の異なる 2 つの位置検出可能な検出器を組み合わせで行う。図 2.7 のように、前段に  $Z$  の小さな検出器をおきコンプトン散乱させ、後段の  $Z$  の大きな検出器で散乱ガンマ線を光電吸収させる。このとき、2 つの検出器からは、

- 前段の検出器：反跳電子のエネルギー  $E_1$ 、コンプトン点 (散乱点)
- 後段の検出器：散乱ガンマ線のエネルギー  $E_2$ 、散乱ガンマ線の吸収点

という情報が得られる。よって、エネルギー情報から入射ガンマ線のエネルギー  $E_0$  とガンマ線の散乱角  $\phi$  は

$$E_0 = E_1 + E_2 \quad (2.14)$$

$$\cos \phi = 1 - m_e c^2 \left( \frac{1}{E_2} - \frac{1}{E_1 + E_2} \right) \quad (2.15)$$

となる。一方、コンプトン点と散乱ガンマ線の吸収点から、散乱ガンマ線の方向が分かる。ただし、電子の反跳方向という 2 自由度は捨てられてしまう。以上の情報から、図 2.7 のように入射ガンマ線の到来方向を

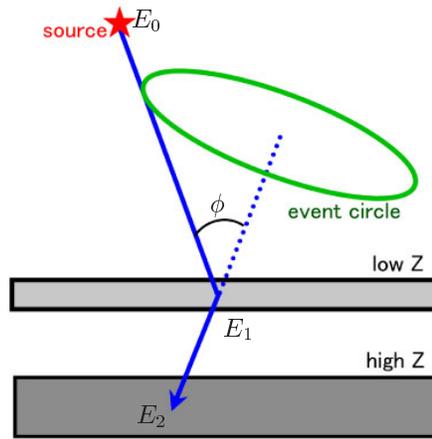


図 2.7: Classical Compton 概念図

円 (event circle) の形に限定することができる。ただし、得られる情報の自由度が1つ足りないため、円状の何処からガンマ線が到来したのかまでは分からない。

この Classical Compton 法でガンマ線源の方向を知るには、図 2.8 のように最低でも3つの光子が必要になる。また、バックグラウンドの除去は、2つの検出器の time of flight (ToF) のみによる [2]。従ってバックグラウンド除去能力は弱く、COMPTEL は様々なバックグラウンドに悩まされた。

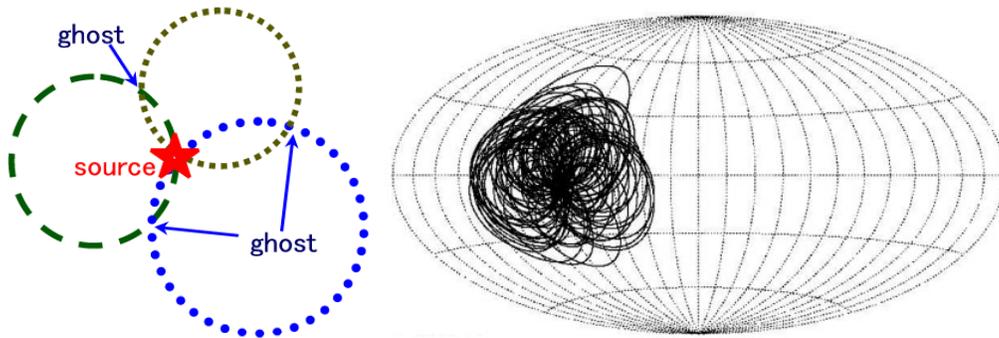


図 2.8: Classical Compton によるイメージングと COMPTEL での実際の観測 (GRB910505[29])

### Multiple Compton

Classical Compton 法では、前段の検出器でコンプトン散乱、後段の検出器で光電吸収することを期待している。しかし、後段の検出器でもう一度コンプトン散乱する可能性は十分に考えられる。ところが Classical Compton 法では、後段検出器において吸収されたのか散乱したのかを判定する術がない為、バックグラウンドとなってしまう。

この Classical Compton 法を少し改良した方法が Multiple Compton 法 [30] である。

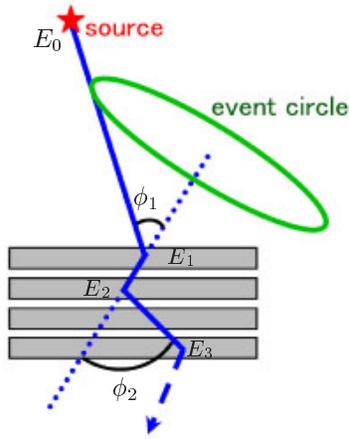


図 2.9: Multiple Compton 概念図

検出器の構成は図 2.9 のようになっており、CdTe や Si strip といった、薄型の位置検出可能な半導体検出器でコンプトン散乱させるようにしている。このとき、コンプトン散乱を 2 回以上要求すると、

$$E_0 = E_1 + \frac{E_2 + \sqrt{E_2^2 + \frac{4m_e c^2 E_2}{1 - \cos^2 \phi_2}}}{2} \quad (2.16)$$

$$\cos \phi_1 = 1 - m_e c^2 \left( \frac{1}{E_2 + E_3} - \frac{1}{E_1 + E_2 + E_3} \right) \quad (2.17)$$

$$\cos \phi_2 = 1 - m_e c^2 \left( \frac{1}{E_3} - \frac{1}{E_2 + E_3} \right) \quad (2.18)$$

となり、ガンマ線のエネルギーの一部が検出器からもれてしまっても、入射ガンマ線のエネルギーを推定することが可能になる。さらに、幾何学的な角度情報と運動学的なエネルギー情報とを比較することで、ある程度、バックグラウンドを落とすことができる。

一方で、再構成により得られるのは、Classical Compton 法の時と同様の event circle であり、到来方向を決定するには少なくとも 3 つの光子が必要であることに変わりはない。ガンマ線再構成においても、複数回起きた散乱の順番をどう考慮するかという大きな問題があり、検出効率を大きく損なう原因になっている。

### Advanced Compton Imaging

Classical Compton 法から、エネルギー情報の向上を図った Multiple Compton 法に対し、ガンマ線の到来方向の決定精度の向上を図ったのが Advanced Compton 法である。Classical Compton 法や Multiple Compton 法では、コンプトン散乱における反跳電子の情報は、エネルギーのみであったため、event circle 上の何処からガンマ線が来たのか知ることができなかった。

この反跳電子の飛んだ方向の情報も得ることで、コンプトン散乱を完全に再現し、光子毎に到来方向とエネルギーを決定可能にしようというのが Advanced Compton 法である。検出器は、反跳電子の飛跡とエネルギーを得るための飛跡検出器と、散乱ガンマ線の吸収点とエネルギーを得る散乱ガンマ線検出器とで構成される (図 2.10)。

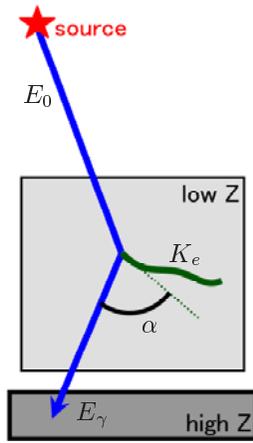


図 2.10: Advanced Compton 概念図

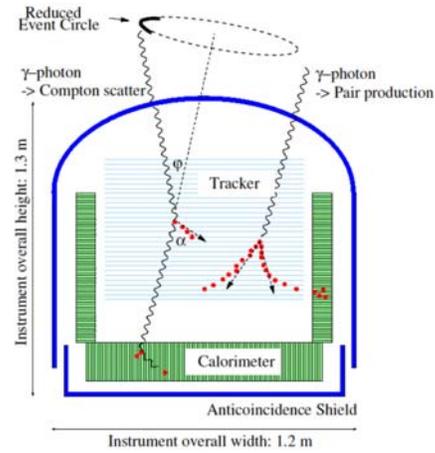


図 2.11: MEGA 検出器概念図 [31]

ここで、ガンマ線の散乱方向と電子の反跳方向との間の角  $\alpha$  は、幾何学的な測定値とコンプトン散乱を仮定したときの運動学的な値の、完全に独立な 2 通りの方法から求めることができる。従って、この角  $\alpha$  により、幾何的情報と運動学的情報とに矛盾のない事象のみを選び出すことが可能になり、アンチカウンタを用いずともバックグラウンドを落とすことができる。

光子毎にエネルギーと到来方向の情報が得られる Compton Imaging の中でも、Advanced Compton 法は、到来方向を一意に特定でき、他の検出器を使わずに強力なバックグラウンド除去が可能という、大きな特徴を持つ。

この Advanced Compton 法を用いる検出器として、MEGA (Medium Energy Gamma-ray Astronomy) がある (図 2.11)。MEGA では Si strip を重ねた飛跡検出器 (Tracker) と CsI(Tl) シンチレーション検出器 (Calorimeter) を組み合わせ、2MeV 以下では Classical Compton 法 (図 2.12)、2 ~ 8MeV において Advanced Compton 法 (図 2.13) によりイメージを得ている [31]。ただし、Si による多重散乱の効果が大きいため、 $\alpha$  の精度は低く、Advanced Compton 法としては不完全である。

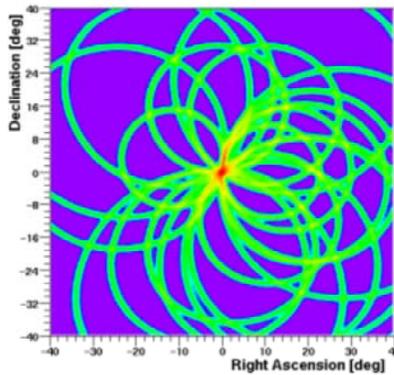


図 2.12: MEGA による Classical Compton 法を用いたイメージ ( $\leq 2\text{MeV}$ :シミュレーション)[32]

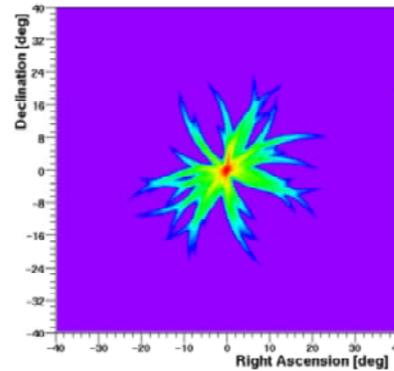


図 2.13: MEGA による Advanced Compton 法を用いたイメージ (2 ~ 8MeV:シミュレーション)[32]

## 2.3 COMPTEL

### 2.3.1 COMPTEL の性能と結果

現在のところ、MeV 領域のガンマ線の観測で最も成果を挙げているのは COMPTEL (図 2.14) である。COMPTEL は宇宙より到来する 1 ~ 30MeV のガンマ線を捉えるように設計されたコンプトン望遠鏡であり、

OSSE・EGRET・BATSE と共に GRO 衛星に搭載され、1991～2000 年の間観測を行った。COMPTEL は主に 2 つの検出器から成り、上段の液体シンチレータと下段の NaI シンチレータである。上段でコンプトン散乱させ、散乱ガンマ線を下段で吸収するという Classical Compton 法を用いた検出を行う。COMPTEL の主なパラメータを表 2.3.1 にまとめる。

この COMPTEL により観測された定常的な天体は前述のように (図 1.3) 32 個である。同じ衛星に搭載された EGRET が約 270 個の天体を検出した [33] のに対し、1 桁少ない結果になっている。

sub MeV～MeV の領域では、銀河面全体に広がったガンマ線の放射があることが知られており、銀河系外においても AGN などによるガンマ線背景放射が存在する。従って、観測はこれらのバックグラウンドによって制限されてしまう。その上、この領域では、衛星本体でのコンプトン散乱や宇宙線と衛星本体との相互作用によるガンマ線バックグラウンドなど、この領域での観測を妨げるバックグラウンドも非常に多いため、観測自体も困難である。COMPTEL もこれらのバックグラウンドに悩まされ、感度の良い観測にはならなかった。

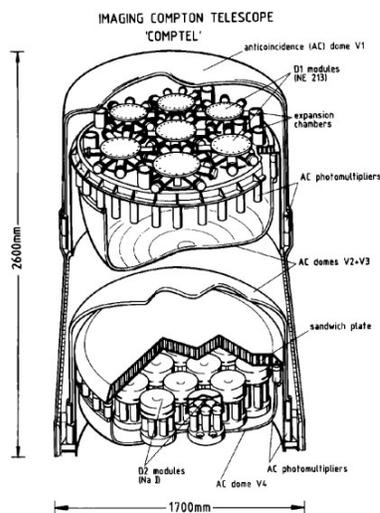


図 2.14: COMPTEL 概観 [2]

上段の検出器	NE213A (有機液体 Scintillator)
	4188cm <sup>2</sup> , 50keV～20MeV
下段の検出器	NaI
	8744cm <sup>2</sup> , 500keV～30MeV
energy band	0.7～30MeV
energy resolution	5～10% (FWHM)
separa 表 angle	≥ 3～5°
angular resolution (ARM)	1.2～3° (σ)
effective detection area	20～50cm <sup>2</sup>
FOV	1str

図 2.15: COMPTEL の性能 [2, 34]

## 2.3.2 COMPTEL のバックグラウンド

MeV ガンマ線の領域においては、様々な過程によりバックグラウンドが生み出される。COMPTEL では図 2.16 に挙げるようなバックグラウンドがあったと考えられている [35]。

- A 内部からのガンマ線: 検出器内部で陽子の中性子捕獲に伴うガンマ線や <sup>40</sup>K などの放射性同位体などにより生じたガンマ線が、上段の検出器 D1 でコンプトン散乱、下段の検出器 D2 で光電吸収を起こしたもの。
- B 外部からのガンマ線: 他の検出器や衛星本体でコンプトン散乱したガンマ線や同位体によるガンマ線が、D1 でコンプトン散乱、D2 で光電吸収されたもの。
- C 2 ガンマ崩壊 (内部): 検出器内部で <sup>27</sup>Al(n,α)<sup>24</sup>Na や <sup>27</sup>Al(n;n',γ,...)<sup>27</sup>Al といった、2 つ以上のガンマ線が放出されるような反応が起こり、2 つのガンマ線がそれぞれ D1・D2 に入射、相互作用を起こしたもの。
- D 2 ガンマ崩壊 (外部): 他の検出器や衛星本体で C と同様の崩壊があり、2 つのガンマ線がそれぞれ D1・D2 に入射、相互作用を起こしたもの。
- E random coincidence: 偶然同時計数によるもの。

F 宇宙線による放射: 相対論的速度を持った宇宙線が他の検出器や衛星本体に入射、宇宙線と物質との相互作用により生じたガンマ線が D1・D2 に入り検出されたもの。

また、これらガンマ線バックグラウンドの他に中性子・電子や地球大気からのガンマ線がバックグラウンドとして存在する。

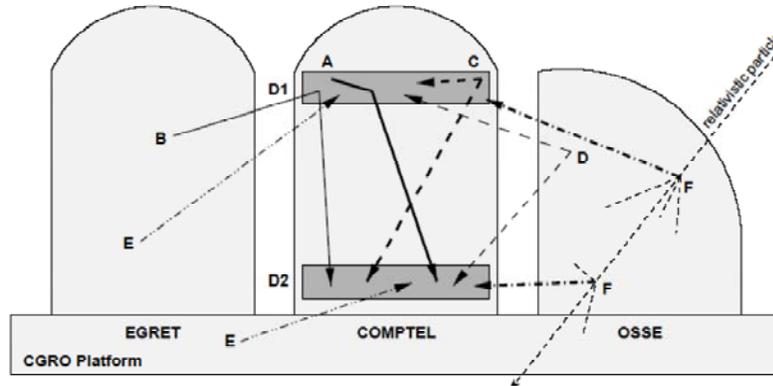


図 2.16: COMPTEL におけるバックグラウンド (D1・D2 は検出器)[35]

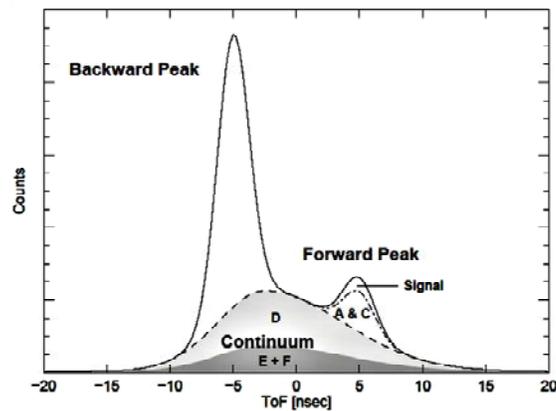


図 2.17: バックグラウンドの内訳 [35]

COMPTEL では、これらのバックグラウンドを落とすのに使える情報は上下の検出器の TOF しかなく、この TOF によりこれらを落としていた [2]。この TOF の分布とその内訳を図 2.17 に示す。最も多い D2 で散乱した後 D1 で相互作用したようなイベントは、TOF 分布の前方ピーク (Forward peak) を取り出すことでカットできる。しかしながら、D・E・F といったイベントは広く連続的な TOF 分布になっており、前方ピークを取り出しても 1/3 程度は残る。さらに、A や B は期待すべき相互作用を起こしたガンマ線であるので、元々落としようのないバックグラウンドでありカット後も全て残る。また、C についても D1 で崩壊が起こればガンマ線イベントと区別がつかない。従って、図 2.17 にあるように、前方ピークを取り出しても、そのほとんどはバックグラウンドであり、よほど明るい天体でない限り観測が難しかったことが伺える。

## 第3章 気球実験

1章でも述べたように、MeVガンマ線領域での天体観測を行うには観測装置を空へあげる必要がある。もちろん人工衛星や宇宙ステーション、ロケットなどに観測装置を搭載できれば大気吸収の影響なしに観測することが可能である。しかしながら、必ずしもそうした方法が良い面だけを持っているとは限らない。それでは他に何か方法があるのかということであるが、その一つとして現在もまだ進歩を続けている気球を用いた観測が挙げられる。この章では以上を踏まえ、気球実験の利点、意義等について述べる。

### 3.1 気球実験の歴史

気球の歴史 [37] は、1783年にフランスのモンゴルフィエ兄弟 (J.M. & J.E. Montgolfier) が熱気球をあげたことにはじまる。そして同年のほぼ同時期にシャルル (J.Charles) によってガス気球があげられるようになった。この頃は気球本体の材質に絹や紙を使い、表面にゴムを塗ることで気密性を高めていた。その分重量の問題が生じ、到達高度は3000mほどであった。その後気球本体のフィルムの開発などが進められ、遂に1862年にはイギリスのグレイシャー (J.Glaisher) が到達高度10000mを達成した。それからも気球の高高度化に向けた開発が進められた。また、このような高高度化と同時に気球を用いた上空での科学実験も行われるようになった。

特に、気球による科学実験としてはじめて宇宙物理につながる発見をしたものは1912年にオーストリアのV..F.Hessにより行われた宇宙線の観測である [38]。電離箱を持って上空5000mまで上昇し、宇宙線の量と高度の関係を測定した。この実験は、高高度まで上がれば、大気に妨げられることなく真の宇宙を観測できるということを示したということからも意義深いものである。他の分野においても、例えば地球大気の研究として1902年にフランスのテスラン・ド・ポール (Teisserenc de Bort) によって成された成層圏の発見は画期的なものであった。このときの到達高度は約11000mであった。

このように、約100年も前から既に気球は科学に大きな貢献をしてきたのである。しかし、これらの実験は有人で行ってきたものであり、空気の密度の薄さや、それに伴う観測時間の制約からこれ以上の高度にあがることは難しくなってきた。

高高度化に関しては、1930年代にイギリスの化学会社インペリアル・ケミカル・インダストリが開発した低密度ポリエチレンフィルムにより気球の大幅な軽量化が実現し、高度30kmを到達するまでに至った。気球は高高度まで到達できるのに対し、そういった場所での科学観測ができないという状態に陥ったかのように思えた。ところが、ちょうどその頃エレクトロニクスの技術の進歩により、気球に搭載可能な小型・軽量で信頼性が高く、かつ遠距離まで通信可能な無線通信機が実現した。その結果、大型の気球を用いた無人長時間飛翔実験が可能になった。

以後、気球のフィルムの技術、通信技術の発展を続けながら、1960年代になると宇宙物理も宇宙線の測定だけでなく、赤外線観測もされるようになり、他の分野としても地球の大気の研究、気象学の研究など非常に様々な分野の実験が行われるようになった。

そして現代においては、多波長での宇宙の観測にも気球が使われるようになり、他の分野も含めて気球を用いた科学実験をするグループは増えている。現在最も使われている気球の方式はゼロプレッシャー気球というガス気球で (後述)、成層圏まで上げられる。記録としては2002年に日本の挙げたものが世界最高の53kmを達成しており [39]、より高高度へ上げられるように現在も開発が進められている。さらにより長時間とばせることを目指し、スーパープレッシャー気球というガス気球 (後述) も開発中である。

## 3.2 気球実験の利点・意義

上で述べたように、気球は現在最も上空での科学研究のために用いられる飛翔体のうちのひとつとなっている。しかし、宇宙を観測するという点ではやはり衛星や宇宙ステーション、あるいはロケットなどに搭載し、大気の影響を受けないようにすれば良いのではないかと考えられる。しかし、1つの衛星を打ち上げるには多額の費用、マンパワー、長期開発期間が必要である。さらに日々新しい技術が取り入れられる観測装置に関して、一度打ち上げてしまうと途中触ることも出来ず、しかも回収も無理である。また、ロケットに関しても高度は200～400kmという十分な高度を達成されるものの、観測時間が10分程しか取れないために検出感度の小さい観測には適さない。

逆に気球の場合、費用、マンパワー、開発期間は衛星ほど必要ではない。そして、気球実験は1日～10日で行うものが多く回収もできるので、長期観測には適さないがすぐに新しい技術を投入することが可能である。表 3.2 に今挙げた比較をまとめる。

	観測時間	制約	機動性	回収	コスト
気球					
ロケット	×	×		×	
衛星		×	×	×	×

表 3.1: 実験に用いる飛翔体の比較

これより、飛翔体を用いた宇宙観測において、気球実験による観測は十分意義のあるものであることがわかる。そして、実際に現在気球を用いた宇宙観測が数多く行われている理由でもある。

## 3.3 気球の方式

### 3.3.1 成層圏気球

現在科学気球として使われている気球はこれであり、名前の通り成層圏まで上昇する。大気構造を図 3.1 に示す。成層圏まで気球が上がると、図 3.1、図 1.1 より、軟 X 線、紫外線などを除けば大気吸収の割合が十分小さく観測に適していることがわかる。

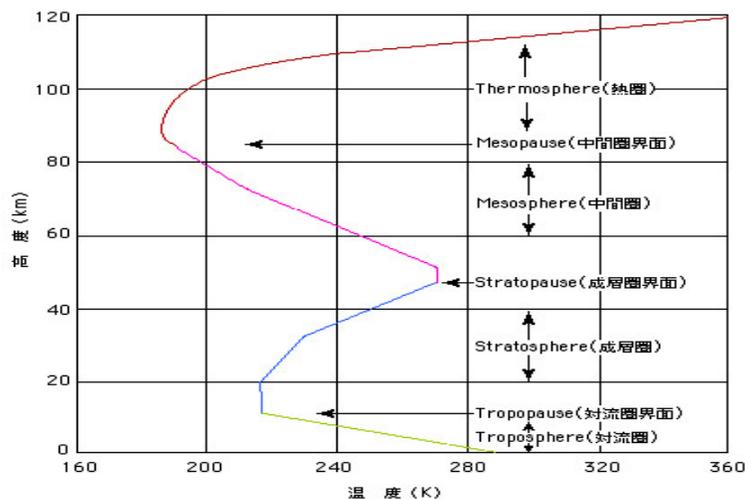


図 3.1: 大気構造 [40]

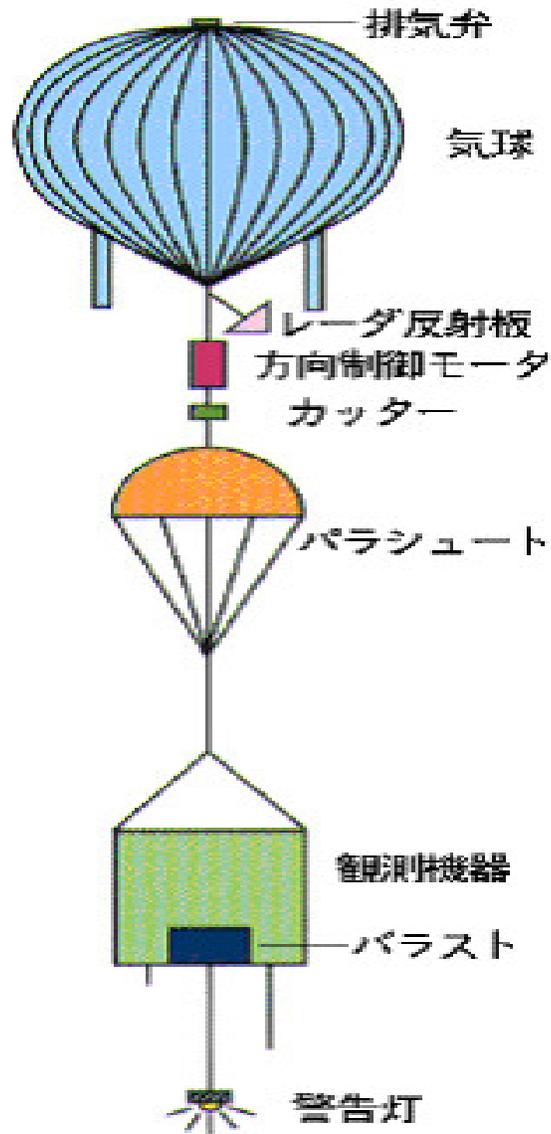


図 3.2: 気球構成図 [41]

成層圏気球の本体およびその周辺には制御に必要な機器、航空保安用機器が取り付けられる。気球の構成図を図 3.2 に示す。

- 排気弁

気球頭部にガスを放出し浮力を減少させる制御用につけられる。弁は電気モーター等により開閉され、その指令は無線による遠隔操作、あるいはガス量を自動的に制御する搭載制御装置からの操作信号によってなされる。主な用途は、上昇速度が規定より速すぎる場合の減速、上昇途中での減速ないし停止、水平飛翔から高度を下げる必要が生じた場合の浮力削減である。

- バラスト投下装置

排気弁とは逆に浮力を上昇させる制御用の装置である。バラストとは錘のことであり、比重の大きく細かい砂や鉄粉などが使われる。この錘を箱に入れ、底部に小さな孔をもった排出バルブを取り付ける。排出バルブは排気弁同様電氣的に制御される。

- 気球破壊機構、分離機構

気球実験の終了のときはカッターにより気球の下の部分で分離して搭載機器をパラシュートで降下させる。その際、気球をそのまま飛ばし続けるのは危険であるので気球本体も破壊し、降下させるのが通例となっている。

- 基本搭載機器

飛翔目的によらず共通に搭載する機器類のことである。気球から地上へデータを送るテレメータ、地上から気球へ指令を出すためのコマンド受信機といった通信機器や、飛翔中の気球の状態を知るための測位システムなどがある。

- 観測機器

パラシュートの下に取り付けられる。特に定まった方式はないが、上空の環境に耐えうること、パラシュートが開くときに発生する5G程度の衝撃に耐えうることなどに注意して設計すべきである。

- オプション機器

必要に応じて、観測機器を目的の方向に向け続けられるようにするための方向制御システムや、観測機器の頭上にある気球本体が観測の障害になる場合に、気球、観測機器間の距離を長くするための観測器の巻き下げシステムなどを取り付ける。

- 航空安全対策機構

成層圏気球の飛翔高度は航空機のそれと比べて高いが、上昇、下降時には航空機の領域を通過する。そのため、安全対策としてレーダー反射板や警告灯を取り付ける。

### 3.3.2 ゼロプレッシャー気球

成層圏気球の中で最もよく使われているタイプの気球であり、ヘリウムガスを封入する。上空では大気圧が小さいために気球内部のヘリウムの体積は増加する。気球容積まで増加（満膨張状態）し、それを超えると気球底部に取り付けられた排気孔から捨てられる。これによって気球のフィルムにかかる圧力を小さく保ち、気球が破裂するのを防いでいる。排気孔において気球内外の圧力差がゼロであることよりゼロプレッシャー気球と呼ばれる。

満膨張状態から、ガスを排気しながら同一体積を保って上昇し、浮力と全気球システムの重量が等しくなったところで上昇をやめ水平浮遊状態に入る。この状態になり、なんらかの理由により浮力が増大してさらに上昇をしようとしてもガスが排気孔からあふれ出て浮力を減らし、一定の高度を保つ。逆に浮力が減少すると気球の高度が下がる。高度が下がると大気圧の上昇により気球の体積も減少するので浮力は回復せず、降下を続ける。このように、ゼロプレッシャー気球の場合、気球と浮力のつりあいを考えると高度の高い方向にしか安定点をもたない。

もし、気球実験が1日もしくはそれより短期間以内で終わるならばあまり問題はないが、長期実験を考えた場合問題が起こる。上で述べたようにゼロプレッシャー気球は上昇方向にしか高度の安定点がないので、気球実験中に日没を迎えるとガスが冷却され体積が収縮し、それに伴って浮力が減少することから高度維持ができなくなる。実際の気球実験ではバラストを積んであるので、それを投下することによって減少した浮力分気球重量を減少させ高度維持を図る。日出と共にガス温度が上昇し、バラストで投下した重量分の浮力が回復するので、ガスを排気する。この繰り返しが行われるといつかはバラスト、あるいはガスがなくなってしまうので飛翔できなくなる。すなわち、長期実験は不可能ということである。例えば、気球容積100000m<sup>3</sup>、システム全重量810kgとして、高度が31.2kmの飛翔を考えたとき、システム全てがバラストだったとしても9日間しか飛べない[37]。

### 3.3.3 スーパープレッシャー気球

このタイプの気球は、ゼロプレッシャー気球同様ヘリウムガスを封入するが、排気孔を持たず排気は行わない。上空に上がると、ガスを排気できない分膨張を全て気球の皮膜で押さえなければならず、その分外気との圧力差が増大する。気球内外の圧力差が大きいためにスーパープレッシャー気球と呼ばれる。この気球は、今挙げたものの他に昼夜間のガスの圧力変化も考慮しなければならない。こういったことから高い耐圧性を持った気球皮膜が必要となってくる。しかし高い圧力差に耐え、かつ重い重量にも耐える皮膜を作るとは難しく現在も開発段階である。ところが、最近では皮膜の耐圧性だけではなく、同時に皮膜にかかる張力をいかに減少させるかという形状についての研究が進められ、遂にスーパープレッシャー気球の実現が見える段階にまで達している。

この気球は、満膨張状態になってもそのまま上昇を続け、大気密度の減少で浮力が小さくなり、この浮力と全気球システムの重量が等しくなったところで水平浮遊状態に入る。温度変化などで気球が上昇しても大気密度の減少により浮力が小さくなるため、下降して水平状態へと戻る。逆に下降しても大気密度の増加により浮力が大きくなるので、上昇して水平状態へ戻る。このように、スーパープレッシャー気球は上昇と下降両方に安定点をもつ気球である。

今述べたように、高度維持の際にバラストを投下する必要がないので、長時間飛翔が可能となる。つまり長期実験をする場合はスーパープレッシャー気球のような気球が必要不可欠となってくる。

## 3.4 ゴンドラ設計

上では気球そのものについて述べてきたが、ここでは実際に気球を用いた実験をするにあたってPI(観測器系)側がゴンドラ設計をする上で注意すべき点について述べる。

気球実験は、地上実験とは異なり様々な制限があるため、その制限内に納まるように検出器およびその周りの機器を設計・開発しなければならない。特にそうした制限の中で注意すべき点は、

- 重量
- 電力
- 熱
- 強度

といったものが挙げられる。以下ではこれらについて述べていく。

### 3.4.1 重量

気球は、技術の進歩によりかなり皮膜が強くなったとはいえ壊れる可能性はゼロではない。そのため、なるべく重量の軽いシステムを構成し、気球に負荷をかけないようにすべきである。実際に、重量が軽いほど打ち上げの際には時間がかからず、かつ衝撃も少ないので気球実験の成功率は上がっている。また、気球上昇スピードや高度の調整といった気球運用手段はバラストが主である。そのため、少しでも多くのバラストを搭載するのが良い。バラストを含めたゴンドラの重量は気球の大きさに決まってしまうので、検出器系のみで制限重量の大半を占めていると、バラスト量はそれに伴い少なくなってしまう。

### 3.4.2 電力

地上とは異なり各機器類に電力を与える手段がないため、電力源を用意しなければならない。その電力源として電池が挙げられる。電池といっても、上空の過酷な環境の中で使用するため何でも良いというわけではない。また、気球実験を行う期間にもよるが、長期で行う場合は容量についても考慮しなければならない

い。実際に使われているものとして、リチウム電池、太陽電池、充電池がある。リチウム電池は高価ではあるが重量比容量が大きいので、上で述べた条件とあわせても好都合である。ただし、容量は有限であるので長期気球実験には向いていない。太陽電池は、逆に長期気球実験に向いている電池である。衛星用の太陽電池も開発されており、性能、扱いやすさ共に高いものとなっている。充電池は、エネルギー密度、電流密度は高いがとても高価であるので、あまり積極的には使用されていない。

こうした電池により電力が各機器類に供給されるわけであるが、電池の電圧値は決まっており、必ずしも使用機器の必要電圧がそれと一致しているとは限らない。機器類に必要な電圧を作るために、レギュレータやDC/DCコンバータが使用される。レギュレータはノイズに強いが熱を持ちやすく、DC/DCコンバータは変換効率が良いため発熱は少ないが、スイッチングによるノイズがのりやすい。このようにそれぞれ一長一短であり、必要に応じて使い分ける必要がある。

機器類の消費電力は、なるべく少なくすべきである。消費電力が多いと、電力源である電池の量が増えるので重量も増えてしまい、さらにレギュレータやDC/DCコンバータも増えるので発熱量も増えてしまう。最近の機器はFPGAやPLDといった低電力回路を用いたものが増えており、高性能CPUの低電力化も開発が進んでいるため、そういったものをなるべく多く選択するのが良い。

### 3.4.3 熱

成層圏気球が飛翔するのは上空20 km以上であり、そこは空気の密度も薄くほぼ真空状態である。そのため、ゴンドラが熱を持っても空気対流による冷却効果は期待できず、輻射と伝導のみが効いてくる。さらに、昼放球を行う場合は太陽光の影響があり、 $1000 \text{ W/m}^2$ の熱を受けることになる。こういったことを考慮し、熱対策を行わなければならない。具体的には、熱を持たないように消費電力を少しでも削減するのはもちろんのことであるが、熱を発する原因がわかっているならば、その熱をなるべく逃がせるように放射面積を大きくすべきである。また、熱の少ない部分への接触面積を大きくするなど伝導による効果も利用するのが良い。太陽光の影響を少しでも減少させるには、ゴンドラの表面を白色にするなどしてなるべく反射させるようにするのが良い。

### 3.4.4 強度

気球実験は、地上のような静的条件での実験とは異なり様々な衝撃を受ける。特に、打ち上げ時には0.5–2 G、パラシュートが開く時には2–5 G、着地時には衝撃吸収をしても10 Gといった衝撃を受けてしまう。そのため、ゴンドラにかかる力は分散させないようにし、強度があり、かつ扱いやすいアルミやステンレスといった材質を選ぶようにするのが良い。また、溶接はなるべく使わない方が良い。

## 第II部

# 気球実験SMILE

## 第4章 SMILE 概要

この章では、京都大学宇宙線研究室にて開発している MeV ガンマ線コンプトンカメラのこれまでについて簡単にまとめ、それを元に 2005 年に立ち上がった MeV ガンマ線コンプトンカメラを用いた気球実験プロジェクト SMILE (Sub-MeV and mev gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment) について述べる。

### 4.1 MeV ガンマ線コンプトンカメラ

#### 4.1.1 検出原理

Advanced Compton 法は、反跳電子の飛跡とエネルギー・散乱ガンマ線の方法とエネルギーを得ることによりコンプトン散乱を再構成し、入射ガンマ線の方法とエネルギーを得る。この検出原理は、詳しくは [42, 43] で述べられているが、ここでも少し触れておく。以下では、図 4.1 のように入射ガンマ線の到来方向を  $\vec{s}$ 、エネルギーを  $E_0$ 、反跳電子の反跳方向を  $\vec{e}$ 、運動エネルギーを  $K_e$ 、散乱ガンマ線の散乱方向を  $\vec{g}$ 、エネルギーを  $E_\gamma$  とし、ガンマ線の散乱角を  $\phi$ 、電子の反跳角を  $\psi$ 、 $\vec{e}$  と  $\vec{g}$  のなす角を  $\alpha$  とする。ここで、 $\vec{e}$ 、 $\vec{g}$  は単位ベクトルとする。

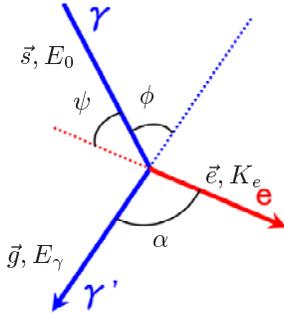


図 4.1: 変数定義

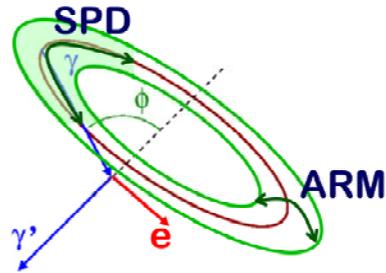


図 4.2: ARM と SPD

このとき、入射ガンマ線の再構成により得られる到来方向  $s_{rcs}$ 、エネルギー  $E_0$  は

$$s_{rcs} = \left( \cos \phi - \frac{\sin \phi}{\tan \alpha} \right) \vec{g} + \frac{\sin \phi}{\sin \alpha} \vec{e} \quad (4.1)$$

$$E_0 = E_\gamma + K_e \quad (4.2)$$

と一意的に表される。ここで、散乱角  $\phi$  は

$$\cos \phi = 1 - \frac{m_e c^2}{E_\gamma + K_e} \frac{K_e}{E_\gamma} \quad (4.3)$$

である。このように、得られる 4 つの情報からコンプトン散乱を再構成できるので、1 イベント毎に入射ガンマ線の到来方向、エネルギーを知ることができる。また、 $\vec{e}$  と  $\vec{g}$  の離角  $\alpha$  は、幾何学的に

$$\cos \alpha_{geo} = \vec{e} \cdot \vec{g} \quad (4.4)$$

一方、 $E_\gamma$  と  $K_e$  から運動学的に

$$\cos \alpha_{kin} = \left(1 - \frac{m_e c^2}{E_\gamma}\right) \sqrt{\frac{K_e}{K_e + 2m_e c^2}} \quad (4.5)$$

とも表される。(4.4)、(4.5)により得られる  $\alpha$  は、互いに独立な方法で求められるため

$$\alpha_{geo} \simeq \alpha_{kin} \quad (4.6)$$

という条件を課すと、純粋なコンプトン散乱のイベントのみを選び出すことができ、バックグラウンドや偶発イベントなどを落とすことができる。そのため、veto counter を用いることなく強力なバックグラウンド除去が可能となる。

Advanced Compton 法において、各イベント毎の角度分解能は以下の2つの成分によって定義される(図4.2)。

- ARM(Angular Resolution Measure) : 散乱角  $\phi$  の決定精度

$$ARM = \phi_{geo} - \phi_{kin} \quad (4.7)$$

- SPD(Scatter Plane Deviation) :  $\vec{e}$  と  $\vec{g}$  の張る散乱平面の決定精度

$$SPD = \text{sign} \left( \vec{g} \cdot \left( \left( \frac{\vec{g} \times \vec{s}_{rcs}}{|\vec{g} \times \vec{s}_{rcs}|} \right) \times \left( \frac{\vec{g} \times \vec{s}}{|\vec{g} \times \vec{s}|} \right) \right) \right) \arccos \left( \left( \frac{\vec{g} \times \vec{s}}{|\vec{g} \times \vec{s}|} \right) \cdot \left( \frac{\vec{g} \times \vec{s}_{rcs}}{|\vec{g} \times \vec{s}_{rcs}|} \right) \right) \quad (4.8)$$

ただし、 $\cos \phi_{geo} = \vec{g} \cdot \vec{s}$ 、 $\cos \phi_{kin}$  は式(4.3)の値である。

#### 4.1.2 検出器への要求

Advanced Compton 法を用いた MeV ガンマ線コンプトンカメラは、次のような検出器から構成される。

- 飛跡検出器 : ガンマ線をコンプトン散乱させ、反跳電子の飛跡とエネルギーを得る
- 散乱ガンマ線検出器 : 散乱ガンマ線を吸収させ、吸収点とエネルギーを得る

これらの検出器を用いて MeV ガンマ線を捉えるには以下のような性能が要求される。

飛跡検出器は、反跳電子を捉えなければならないので、クーロン多重散乱の影響の少ないガス検出器が適している。しかし、ガスだとその分コンプトン散乱の散乱断面積が小さいのではないかと心配される。50 cm 立方のガスでコンプトン散乱の有効面積を考えた場合、封入ガス Xe1 気圧、入射ガンマ線のエネルギー 1 MeV とすると  $\sim 30 \text{ cm}^2$  [42] となる。これは COMPTEL の有効面積  $\sim 40 \text{ cm}^2$  [34] と同程度であり、ガスでも十分コンプトン散乱することがわかる。また、電子の飛跡を正確に捉えるためにはコンプトン散乱後数 mm のうちに捉えなければならない。反跳電子のエネルギーは数百 keV になることが期待されるので、MIP(Minimum Ionizing Particle) の数 mm の飛跡を数百  $\mu\text{m}$  の分解能で捉えられる検出器であればよい。散乱ガンマ線検出器は、飛跡検出器でコンプトン散乱した散乱ガンマ線を効率よく捉えるために飛跡検出器の周囲を大きく覆える必要がある。また、目的のエネルギー領域においてコンプトン散乱は前方散乱が優位になってくるため [25]、散乱ガンマ線のエネルギーもそれに伴い数百 keV  $\sim$  数 MeV というエネルギーになる。したがってそういった広いエネルギー範囲にわたって吸収できる物質を選ばなければならない。そして、もちろんではあるが、コンプトンカメラ全体の角度分解能に効いてくる位置分解能、エネルギー分解能はなるべく良いものを選ぶべきである。

### 4.1.3 電子飛跡測定型コンプトンカメラ

以上を考慮した上で、京都大学宇宙線研究室では散乱体および反跳電子飛跡検出器に  $\mu$ -TPC(Time Projection Chamber) (後述) 散乱ガンマ線の吸収体にシンチレーションカメラ(後述)を採用した(図 4.3) MeV ガンマ線コンプトンカメラを開発している [44, 45]。

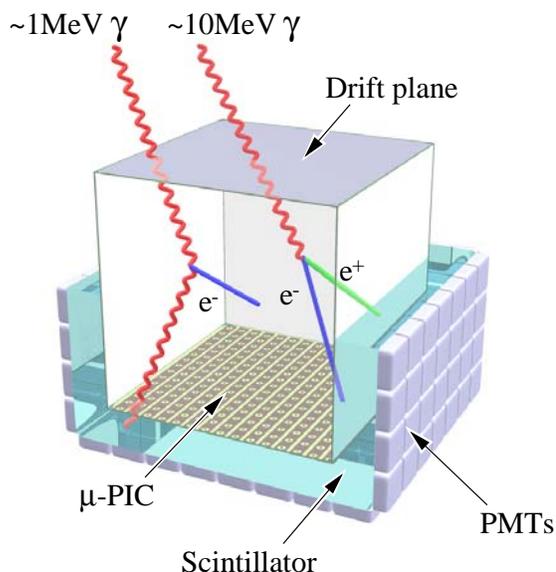


図 4.3: MeV ガンマ線コンプトンカメラの概念図

$\mu$ -TPC はガス検出器であり、反跳電子の飛跡およびエネルギーを検出する。電子の読み出し部には京都大学で独自に開発している  $\mu$ -PIC(micro Pixel Chamber) (後述) を用いている。これは  $\sim 100\mu\text{m}$  という高い位置分解能を持ち、さらに微細な構造を持つ検出器としては高い gain を得ることができる。また、プリント基板の技術で作られるので大型化が容易でかつコストもかからない。さらに  $\mu$ -TPC としても、ガスを用いているので大型化に適している。周りを囲むシンチレーションカメラでは散乱ガンマ線の方向とエネルギーを検出する。半導体検出器ほどのエネルギー分解能はないが、コストの点では大型化しやすく厚みのあるものも作ることができるので、散乱ガンマ線を効率よく捉えることができる。

この電子飛跡測定型コンプトンカメラである MeV ガンマ線コンプトンカメラは、上でも述べたように  $\alpha$  角による強力なバックグラウンド除去が原理的に可能である。そして、このことから COMPTEL のように ToF を用いる [35] 必要がないので飛跡検出器とシンチレーションカメラの配置を比較的自由に決定できる。また、このことと検出原理からコリメータを必要としないため、 $\sim 3 \text{ str}$  という広視野を持つことが可能になる [46]。さらには、1 光子毎にガンマ線の到来方向とエネルギーを測定可能である。以上のような利点を活かし、sub MeV  $\sim$  MeV 領域において COMPTEL の 10 倍の感度を目指して開発を進めている。電子の飛跡を捉えられるため、電子陽電子対生成によるイメージングが可能であり  $> \text{MeV}$  の領域にも感度を持つ。

## 4.2 $\mu$ -PIC

### 4.2.1 $\mu$ -PIC(Micro Pixel Chamber)

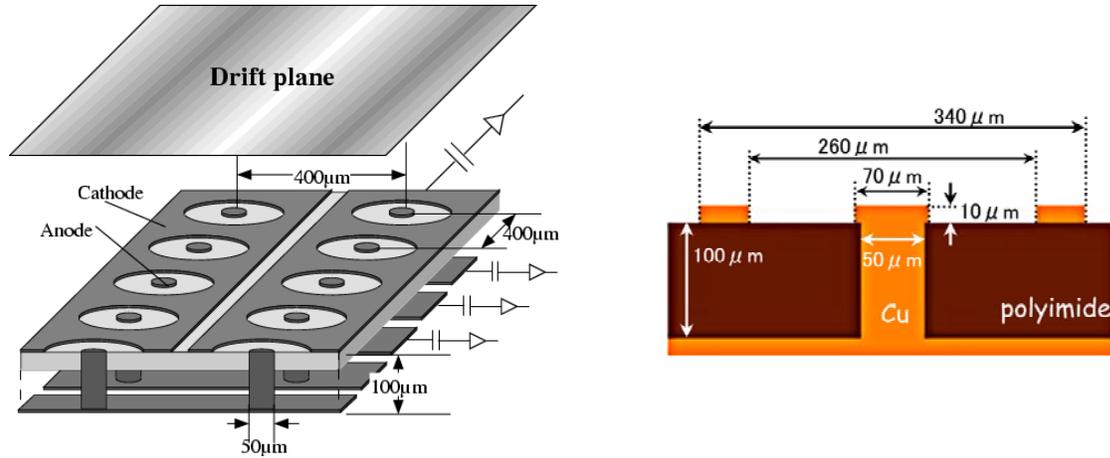


図 4.4:  $\mu$ PIC の構造

$\mu$ -PIC[47] は、1999 年から開発が始められた微細電極構造を持った Micro Pattern Gas Chamber の 1 種である。図 4.4 のように比例係数管を輪切りにして並べた構造をしており、基盤はポリイミド、電極は銅にニッケルをめっきしたものとなっている。各ピクセルは  $400\mu\text{m}$  間隔で並んでおり、アノードとカソードは直行する方向に strip 構造を成している。これにより高い位置分解能での 2 次元読み出しが可能となっている。また、ピクセル型の電極構造にしたことで、MSGC(Micro Strip Gas Chamber) で問題になっていた放電による電極破壊 [48, 49] は起きなくなり、 $\mu$ -PIC 単体で高いガス増幅率を長時間安定に得ることができる。さらに、avalanche はアノードのごく近傍のみでしか起こらないので、 $\sim 10^7 \text{count}/(\text{sec}\cdot\text{mm}^2)$  という大強度入射に対しても強い。製造に関しても、上でも述べたようにプリント基板の技術で作られるので安価に大きなものを作りやすいという特徴がある。現在は  $10\text{cm} \times 10\text{cm}$  のものが稼働中であり (図 4.5)、大型化した  $30\text{cm} \times 30\text{cm}$  のものも稼働を開始した。

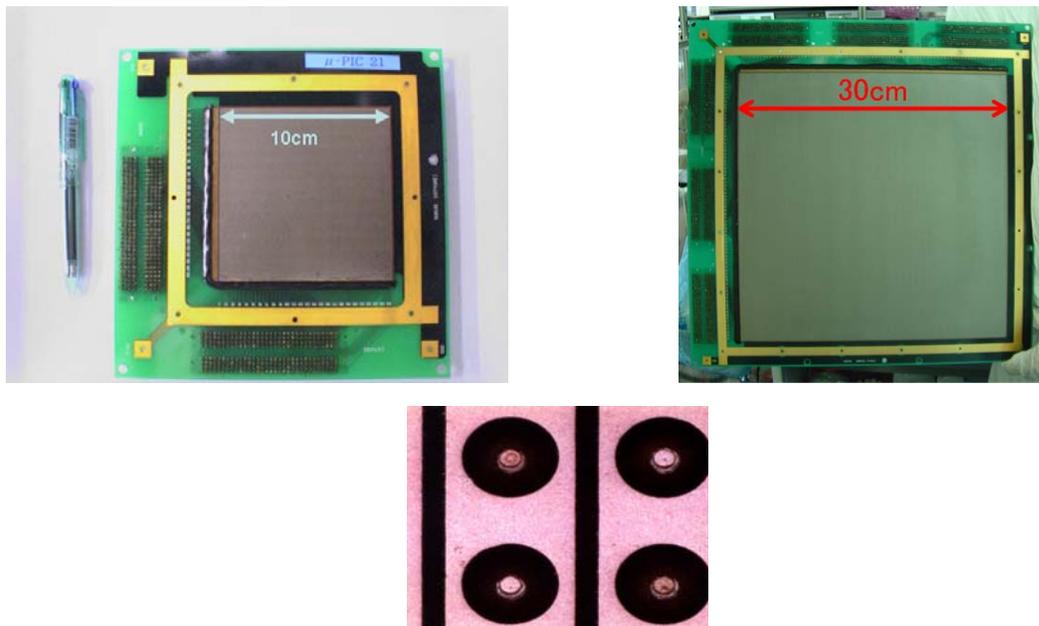


図 4.5:  $10\text{cm}$  角  $\mu$ -PIC (左) および  $30\text{cm}$  角  $\mu$ -PIC (右) と検出部の顕微鏡写真

また、 $\mu$ -PIC の読み出し回路も開発しており、プリアンプとして CERN LHC ATLAS 実験の Thin Gap Chamber 用に開発された時定数 16ns の ASD (Amplifier Shaper Discriminator) [50] chip を用いている。また、これを元に時定数 80ns のものも開発 [51] された。これらは図 4.6 のように基板に実装して用いている。このプリアンプボードからはプリアンプの出力のアナログ信号とデジタル信号の両方を同時に取り出せるようになっている。デジタル信号は独自に開発しているエンコーダー (図 4.7) へと送られる。エンコーダーは、8 つの FPGA (Field Programmable Gate Array) から構成され、 $\mu$ -PIC のアノード、カソードからの信号を 6 つの FPGA にて受け取り、それらを残りの FPGA で座標情報へと変換する。この情報をヒットした時間情報と共に VME 上のメモリーボードへと送られる (図 4.8 はこの構成図)。エンコーダーは、1 枚で 1536ch の入力が可能であり、100MHz のクロックでパイプライン方式の高速演算を行う。一方、アナログ信号は VME 上の FADC にてサンプリングされる。図 4.9 のようなシステムにより、 $\mu$ -PIC のヒット位置情報およびアナログ信号情報が得られる。

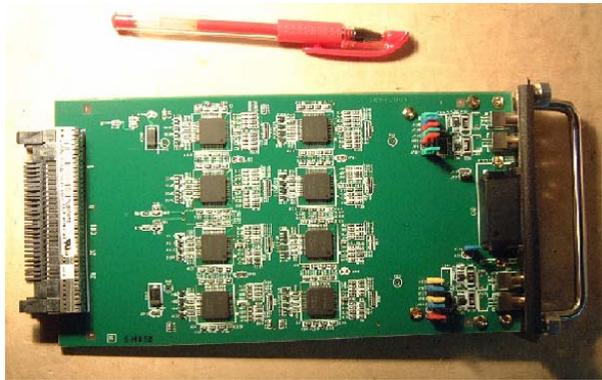


図 4.6: ASD プリアンプボード



図 4.7: エンコーダー

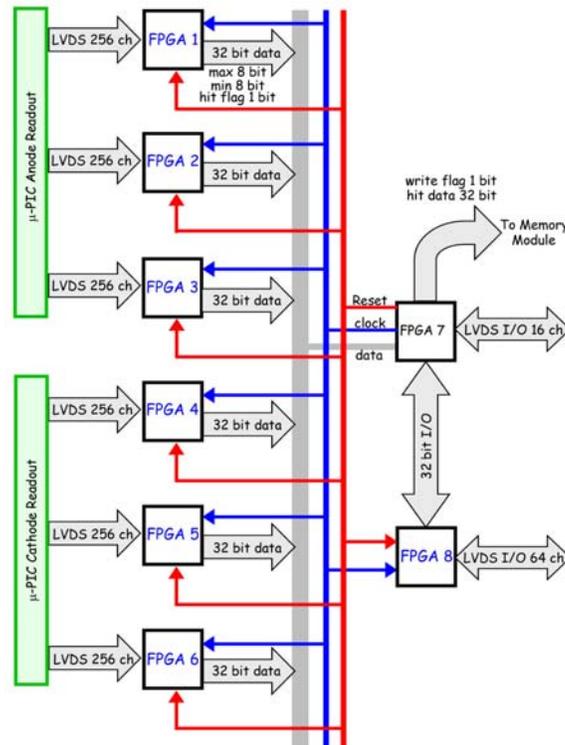


図 4.8: エンコーダーのデータ取得構成図

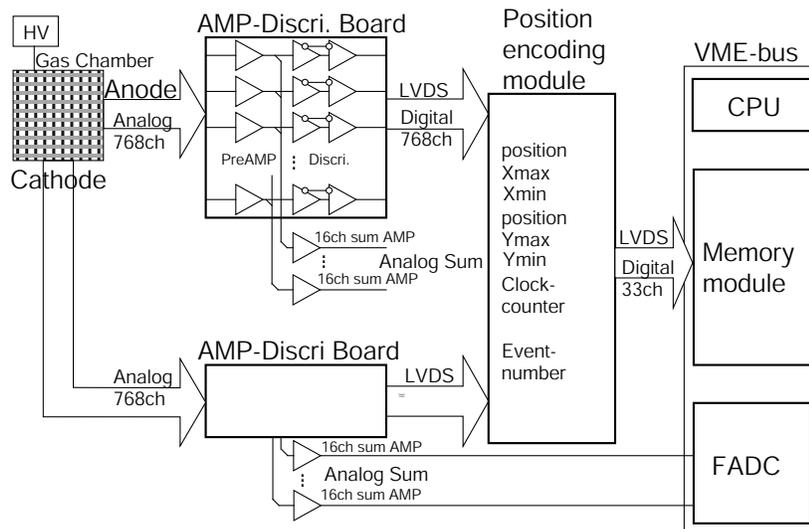


図 4.9:  $\mu$ -PIC データ取得システム

#### 4.2.2 $\mu$ -PIC の性能

##### ガス増幅率

$\mu$ -PIC は、比例計数管のような増幅により信号を得る検出器である。増幅率の大きさは信号とノイズの比 (S/N 比) そしてそれに伴ってエネルギー分解能にも効いてくる。そのため、検出器の性能を示す重要な指標の一つである。 $\mu$ -PIC を含めた微細電極構造を持つガス検出器は、アノード-カソード間が数百  $\mu\text{m}$  と非常に近いので放電が問題になる。特にガスと電極と絶縁物が集まっている点 (三重点) は放電を起こしやすく、こういった検出器は構造上三重点は避けられない [52]。よって、一般的に微細電極構造を持つガス検出器は放電による増幅率の制限があり、例えば MSGC では  $\sim 1000$  が限界であった (図 4.10 左)。

しかし、 $\mu$ -PIC は図 4.10 (右) のように、ほぼ放電せずに  $2 \times 10^4$  というガス増幅率を達成している。また、安定性という面についても、ガス増幅率を  $\sim 6000$  に保ったまま 1000 時間以上もの連続安定動作が実現されている。このように、 $\mu$ -PIC は安定かつ高いガス増幅率が得られる検出器である。

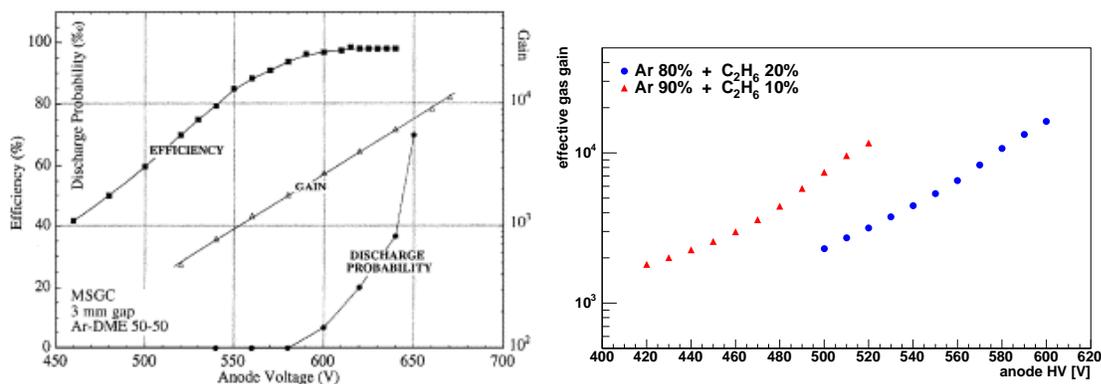


図 4.10: MSGC のアノード電圧に対するゲインおよび放電率と MIP の検出効率 [53] (左)  
 $\mu$ -PIC のアノード電圧に対するゲイン (右)

## 一様性

$\mu$ -PIC は、10 cm  $\times$  10 cm の面積に 400  $\mu$ m 間隔でピクセルを配置しているため、ピクセル数は 256  $\times$  256=65536pixels にもなる (30 cm 角はこの 9 倍の面積であるのでピクセル数も 9 倍である)。それぞれのピクセルには共通に電圧を与えているので、ピクセルの形状の不揃いなどがあるとガス増幅率は場所により異なってしまい大面積であることを活かしかれなくなってしまう。

この一様性を調べたものが図 4.11 である。検出器全面で  $\pm 5\%$  (RMS) という非常に一様なガス増幅率が得られていることがわかる。

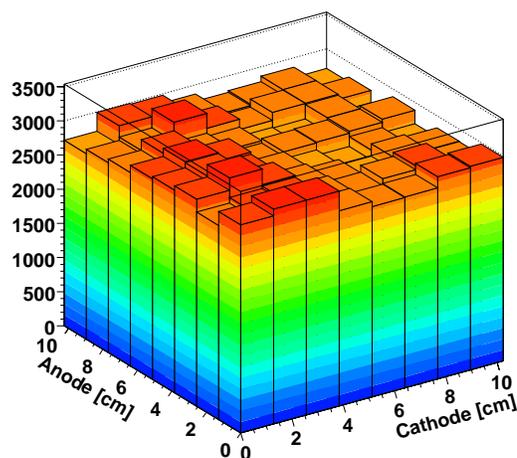


図 4.11: ガス増幅率の場所依存性

## 分解能

$\mu$ -PIC に薄いガスパッケージを取り付けることで、高い位置分解能で X 線イメージングができ、スペクトルも同時に取得する検出器として動作させることができる。

図 4.12 に、 $^{55}\text{Fe}$  を照射したときの検出器全面で得られたスペクトルを示す。場所による増幅率の違いが小さいため、検出器全面から得られたスペクトルでもエネルギー分解能は 5.9keV で 30 % (FWHM) となっており、一般的なガス検出器と同等の分解能を示している。

また、X 線ジェネレータを用いて得られた X 線透過イメージを図 4.13 に示す。プローブの X 線透過イメージは、プローブ内部のバネや端子の構造がはっきりと見てとれる。電極間の間隔は 400  $\mu$ m であるので理論的位置分解能は  $\frac{400 \mu\text{m}}{\sqrt{12}} \simeq 115 \mu\text{m}$  となるが、このテストチャートの端の部分のプロジェクトをとった図 4.14 を見ると、位置分解能は 120  $\mu$ m と理論値に近い値が得られている。また、2.0 本/1mm のスリットが分離できていることも確認できる。

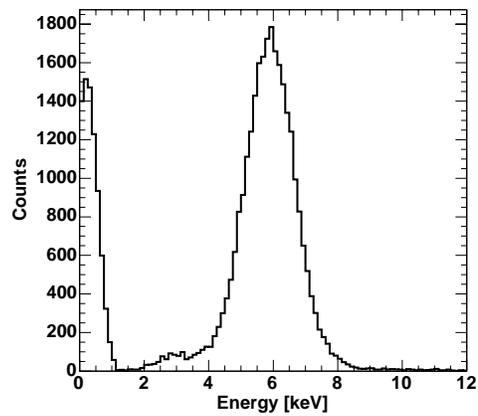


図 4.12:  $^{55}\text{Fe}$  のスペクトル (検出器全面で取得) [54]

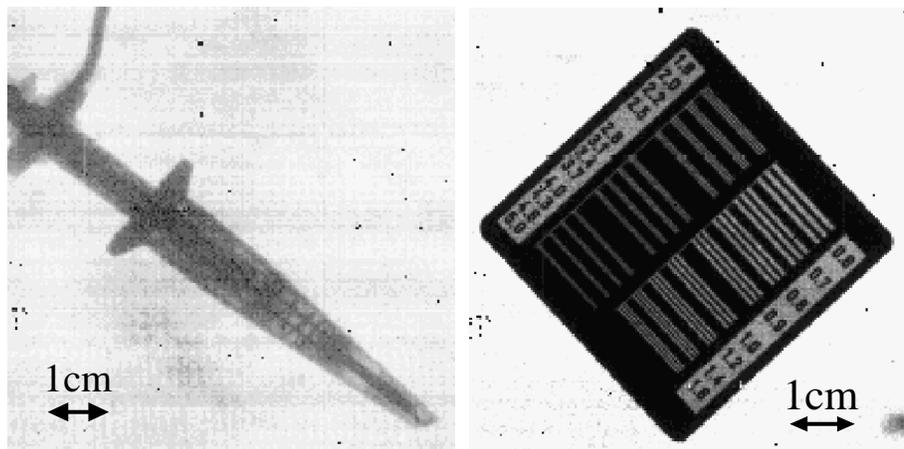


図 4.13: X線透過イメージ (Xe 1mm厚) 左: プロブ 右: テストチャート [54]

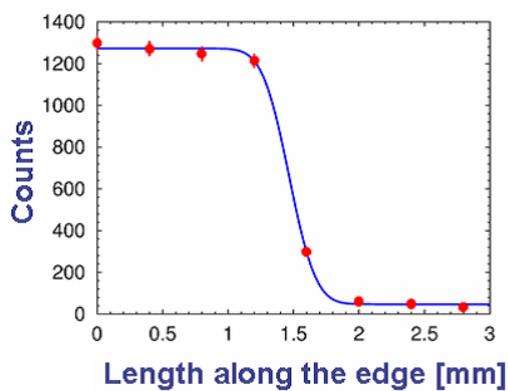


図 4.14: テストチャートイメージ端部分のプロジェクトン [54]

## 4.3 $\mu$ -TPC

### 4.3.1 $\mu$ -TPC

荷電粒子がガス中を走り抜けると、その飛跡に沿って電子が電離される。この電子雲に対して定電場を与えると一定の速度で移動するため、電離した点から到達点の距離によって到達時刻が異なってくる。到達点に検出器を置き、電子が到達するごとに別個のトリガーをかけて読み出すということをするれば電子の到達した時刻情報が得られる。この情報から電子の電離した位置を計算でき、荷電粒子の電場方向に対して走った飛跡という1次元情報が得られる。読み出し部の検出器として2次元情報が得られる MWPC(MultiWire Proportional Counter) や MSGC などを用いれば、荷電粒子の3次元飛跡を測定できることになる。こういったシステムを TPC(Time Projection Chamber) と呼ぶ。

$\mu$ -PIC は2次元情報を得られる検出器であるので、TPCの検出部として利用することができ、 $\mu$ -PICを用いた TPCのことを  $\mu$ -TPC (micro Time Projection Chamber) と呼んでいる(図 4.15)。

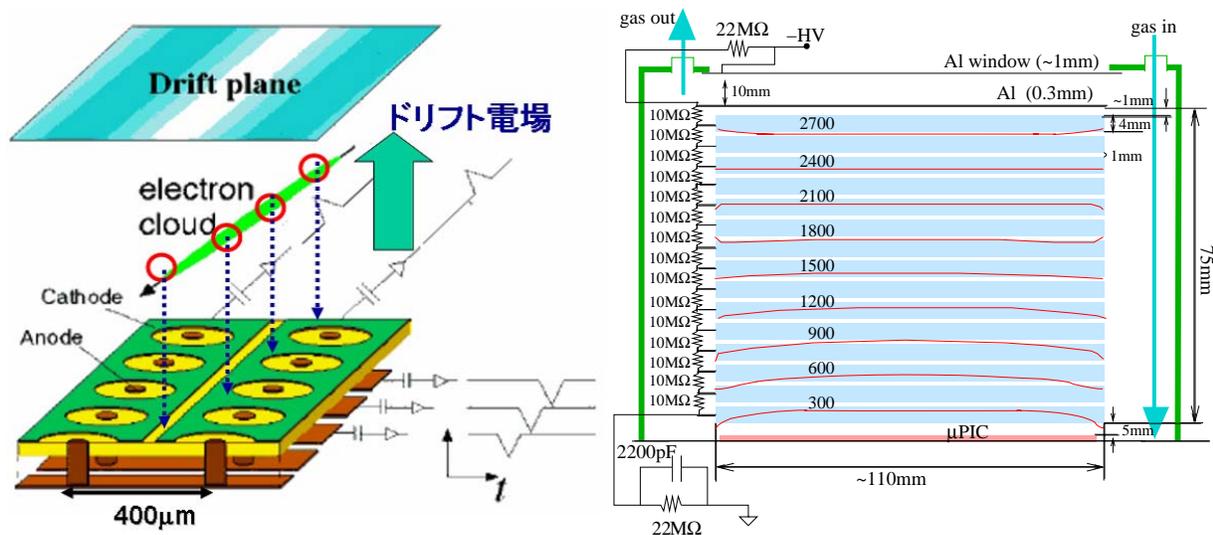


図 4.15:  $\mu$ -TPC の概念図 (左) とドリフト領域に与えられる電場の概念図 (右)

### 4.3.2 電子のドリフト

TPC 内において、荷電粒子の電離によりガス中にできた電子は、電場をかけることで電場の方向へ移動する。電場  $E$  の下、この電子のドリフト速度  $v$  はガス分子との衝突平均時間間隔を  $\tau$  として、

$$v = \frac{eE}{m_e} \tau \quad (4.9)$$

と表される。この  $E$  に対するドリフト速度の様子を図 4.16 に示す。 $\tau$  はガスに依存する量なので、ガスの種類や混合比によって  $v$  は大きく変わってくる。

また、ガス中を電子が移動する際、ガス分子との多重散乱によって拡散し、時刻  $t = 0$  でドリフトをはじめた電子は時刻  $t$  には  $\sigma = 2\sqrt{Dt}$  という幅を持って広がってしまう。ただし、 $D$  は拡散係数でガスの種類、電場  $E$  に依存する量である。図 4.17 に電場  $E$  に対する電場と平行な方向 (transverse) と垂直な方向 (longitudinal) への拡散を示す。拡散は TPC の位置分解能を決定する量となり、拡散が小さいほど位置分解能は良くなる。

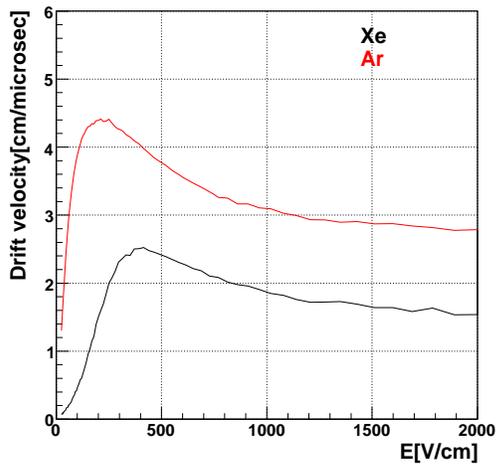


図 4.16: 電子のドリフト速度(シミュレーション) [43]

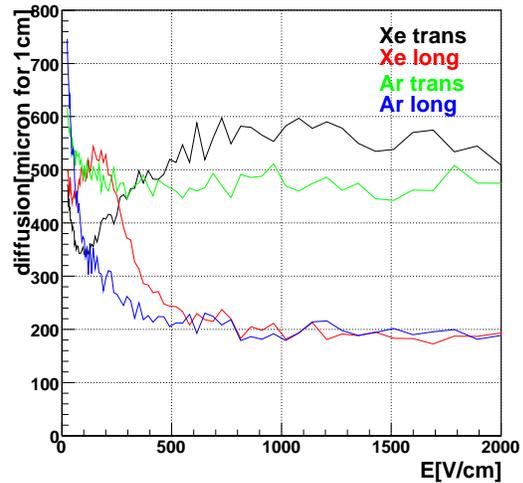


図 4.17: 電子の拡散(シミュレーション) [43]

### 4.3.3 飛跡検出

$\mu$ -PIC に、電子を移動させるドリフト電場を与えるためのパッケージ(図 4.18)をつけることで  $\mu$ -TPC として機能する。

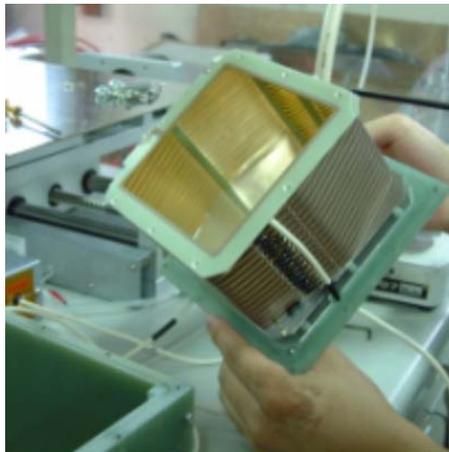


図 4.18: ドリフトパッケージ

位置のデータ取得は上で述べた通りエンコーダーにより得られる位置情報および時刻情報による。そのため、ドリフト方向の分解能は電子のガス中でのドリフト速度とエンコーダーで取得できる早さ、すなわちエンコーダーのクロックによって決まってくる。

上で述べた拡散についても考慮した上でドリフト電場を 400 V/cm としており、このときのドリフト速度は図 4.16 より  $\sim 4 \text{ cm}/\mu\text{m}$  である。エンコーダーのクロックは 100 MHz であるので、ドリフト方向の各点の間隔、すなわちドリフト方向の分解能は  $\sim 0.4 \text{ mm}$  となる。実際にこの条件で荷電粒子の飛跡をとった様子を図 4.19 に示す。これを見ると、電子、陽子の飛跡がきれいにとれていることがわかる。

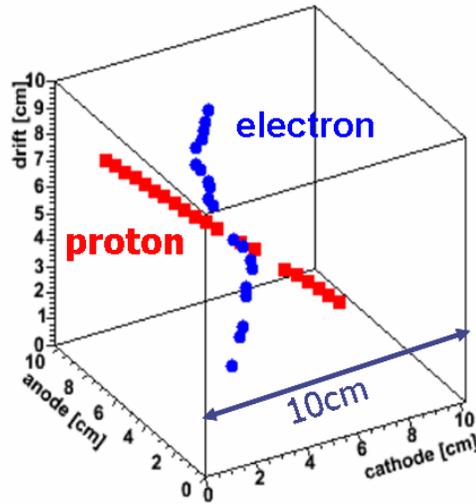


図 4.19: 飛跡の例

#### 4.3.4 $\mu$ -TPC に求められる性能

既に述べたように、MeV 領域のエネルギーのガンマ線がコンプトン散乱を起こしたとき、反跳電子のエネルギー損失は MIP の数倍程度であるので、 $\mu$ -TPC では MIP が検出できなければならない。MIP の Ar、Xe ガス中でのエネルギー損失はそれぞれ 2.44 keV/cm、6.76 keV/cm であり、電子・イオンペアを作るのに必要な平均エネルギーはそれぞれ 26 eV、22 eV である [55]。よって、MIP により作られるペアの数は ~100-300 個/cm である。 $\mu$ -PIC の電極間のピッチは 400  $\mu$ m であるので、一つの電極あたり ~10 個となる。これらを検出するためには、読み出し回路のノイズを考慮すると  $2 \times 10^4$  の増幅率が必要であることがわかる [43]。

#### 4.3.5 前置増幅器

TPC でコンプトン反跳電子を捉えようとしたとき、分解能に関しては前節で述べたように条件を満たしているが、増幅率に関しては 4.2.2 節で述べたように、条件を満たしてはいるものの完全に安定であるとは言いきれない。そこで、 $\mu$ -PIC でガス増幅をする前に前置増幅器を置き、 $\mu$ -PIC は安定であることが確かめられている増幅率 ( $\leq 6000$ ) で動作させるようにした。

この前置増幅器として GEM (Gas Electron Multiplier) [56] を採用した。GEM は様々なところで開発が進んでいるが、その中で東京大学 CNS で開発されたもの [57] を使用した。ジオメトリーは CERN のものと同じであり [58]、50  $\mu$ m のカプトンフォイルの両面に 5  $\mu$ m の銅を蒸着させ、70  $\mu$ m の穴を六角状に 140  $\mu$ m ピッチであけたものである (図 4.20)。上下の電極に電位差を与えることで、図 4.21 のように電気力線が穴を通るので強電場が生じ、穴の中を電子が通るときに雪崩増幅を起こす。

この GEM を前置増幅器とした、 $\mu$ -PIC+GEM の増幅率を測定したものを図 4.22 に示す。ただし、左図は  $\mu$ -PIC の増幅率を  $2.6 \times 10^3$  一定にし、GEM の電極間に電圧を変えたときのもの [43]、右図は GEM の増幅率を 10 一定にし、 $\mu$ -PIC のアノード電圧を変化させたものである。これを見ると、 $\mu$ -PIC の増幅率を  $\leq 6000$  に保ったまま全ガス増幅率が  $2 \times 10^4$  を達成していることがわかる。また、GEM に関して ~10 程度の増幅率を与えてやれば十分であり、この増幅率は通常 GEM を使用するときの増幅率 ( $\geq 1000$ ) と比べて十分小さいため、安定に使用することができる [53]。

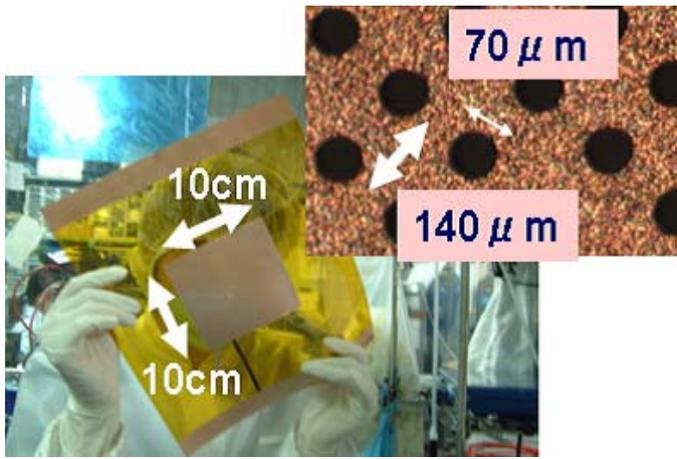


図 4.20: 10cm 角 GEM とその光学顕微鏡写真

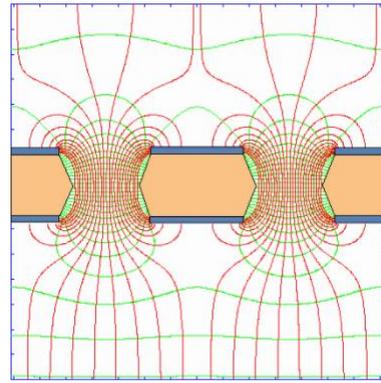


図 4.21: 電場の様子 [59]

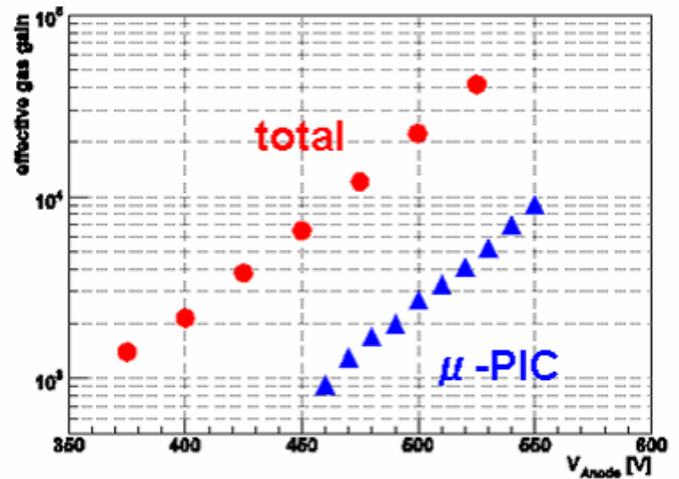
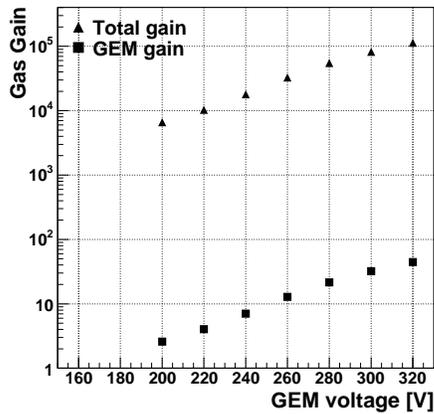


図 4.22: GEM、 $\mu$ -PIC、GEM+ $\mu$ -PIC の増幅率

#### 4.3.6 GEM+ $\mu$ -TPC の性能

$\mu$ -TPC に GEM を取り付けたもの (図 4.23) を用いたときの性能について述べる。封入ガスは  $\text{Ar} + \text{C}_2\text{H}_6$  (9:1, 1 atm) で  $\mu$ -PIC の増幅率を 2000、GEM の増幅率を 10 とし、ドリフト電圧 400 V/cm の条件の下、 $^{109}\text{Cd}$  線源を照射させたときのスペクトルを図 4.24 に示す。エネルギー分解能は 22 keV で 20 % (FWHM) という値が得られている。

次に、上と同条件でミュオンの飛跡をとったものの例を図 4.25 に示す。この結果を直線でフィットし、位置分解能を求めると  $\sigma \sim 370 \mu\text{m}$  となった [43]。これは、図 4.16、4.3.3 節より  $\sim 400 \mu\text{m}$  の分解能を持つこと期待されることを考えると妥当である。

以上から、 $\mu$ -TPC を用いて sub MeV ~ MeV 領域のガンマ線のコンプトン反跳電子を捉えることが可能であることがわかる。

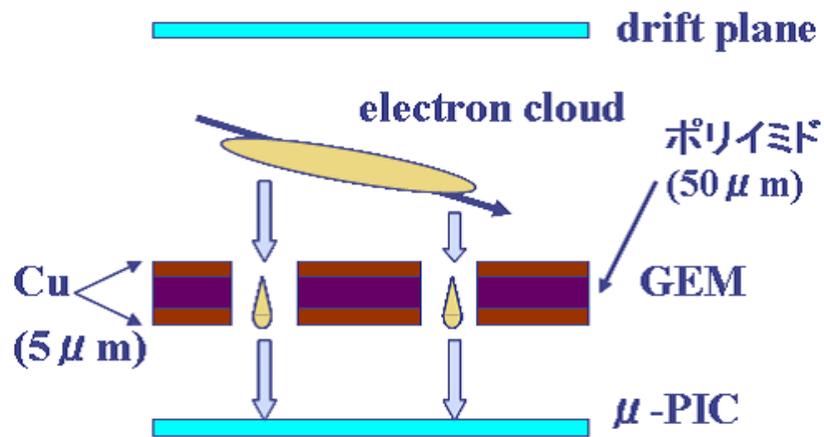


図 4.23: GEM+ $\mu$ -TPC の概念図

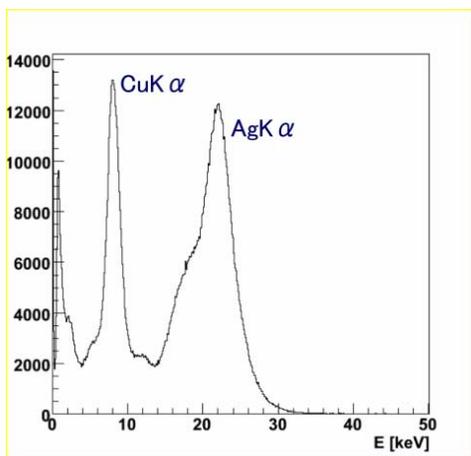


図 4.24:  $^{109}\text{Cd}$  のスペクトル

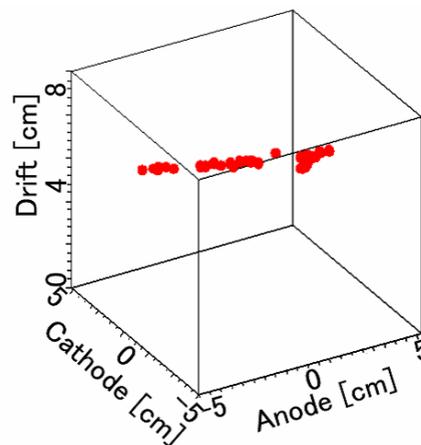


図 4.25: ミューオンの飛跡の例

## 4.4 シンチレーションカメラ

### 4.4.1 シンチレータ

MeV ガンマ線コンプトン散乱の散乱ガンマ線を捉えるシンチレーションカメラのシンチレータとして、宇宙環境での利用も考慮した放射線耐性のある GSO(Ce) ( $\text{Gd}_2\text{SiO}_5:\text{Ce}$ ) を採用し [60]、これをピクセルシンチレータアレイにしたものを使用している。

このピクセルシンチレータアレイに用いる GSO(Ce) 結晶 (日立化成社製) は、使用するマルチアノード PMT (後述) のピッチに合わせて縦×横を 6 mm × 6 mm、500 keV のガンマ線の吸収長を考慮して厚さを 1 放射長である 13 mm としたものである。この結晶を 65 $\mu\text{m}$  厚の 3M 社製反射材 ESR(Enhanced Specular Reflector)®により区切り、使用する PMT の大きさに合わせ 8 × 8 に並べ一つのアレイとしている (図 4.26)。

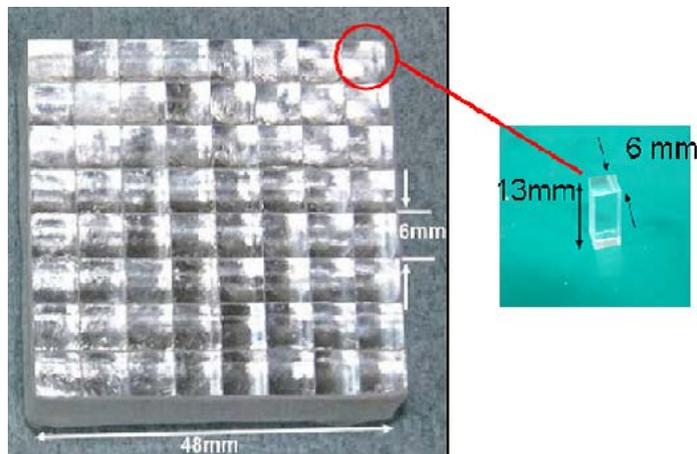


図 4.26: 6mm 角 GSO(Ce) シンチレータアレイ

### 4.4.2 マルチアノード PMT

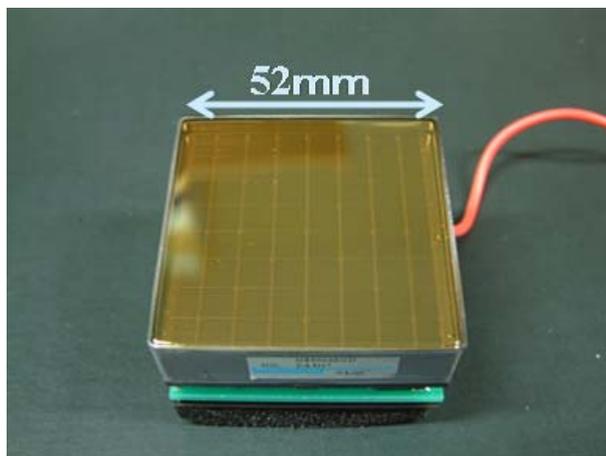


図 4.27: H8500 フラットパネル PMT

上で述べたピクセルシンチレータアレイに取り付ける PMT として、浜松ホトニクス社製マルチアノード PMT H8500 ( 図 4.27 ) を用いた。これは 49mm × 49mm の正方形光電陰極に対し、12 段のメタルチャンネルダイノードと 64ch のアノードという構成から成る。外寸は 52 mm × 52 mm であるので、有効感度領域が 89% と従来の PMT と比べて 2 倍近くあり [61]、複数並べたときにデッドスペースを小さくできる。増幅率は典型的なもので  $10^6$  と通常のシングルアノード PMT と同等の値を持つが、光電陰極およびダイノードには一律に電圧を与えるため、ダイノードやアノードの特性による増幅率のばらつきが出てしまう。このばらつきは、64ch の中で最大 ~ 5 倍となっており [61]、京都大学ではこのうちばらつきが ~ 3 倍以内のもののみを選定して使用した。実際にシンチレータと PMT を取り付けたものが図 4.28 である。

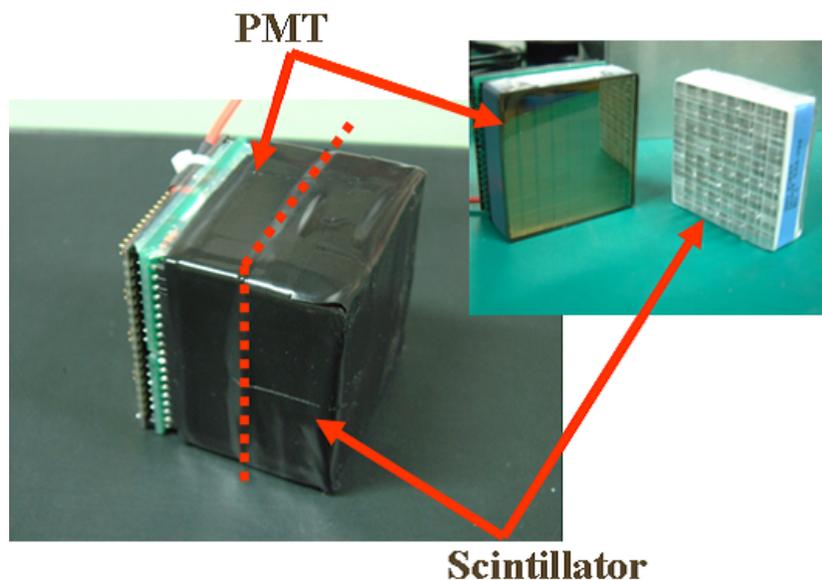


図 4.28: GSO + H8500 によるシンチレーションカメラ

#### 4.4.3 抵抗チェーンによる H8500 の読み出し

H8500 により得られる 64ch の信号情報を処理するために、VA/TA と呼ばれるシリコンストリップ検出器などの信号読み出し用に開発された ASIC (Application Specific Integrated Circuit) の利用や開発が考えられる。しかし、これは用途により入力電荷のダイナミックレンジや周波数などを最適化する必要がある。こういったものを使用することを考えると、京都大学で開発しているシンチレーションカメラに合わせるための改良とそれに伴うコストや時間がかかりすぎる。そこで、将来的には導入する予定ではあるが (詳しくは今後の予定)、先に抵抗チェーンを用いた読み出し回路 (図 4.29) を製作した [60]。この抵抗チェーンを用いると、各アノードで得られる電荷の和、そして抵抗分割法によるイベントの平均位置情報が得られる。全チャンネル別個に読み出しをしているわけではないので、電荷の分布情報は得られずマルチヒットなどの判定はできなくなるという欠点はあるが、MeV コンプトンカメラに組み込んだときには  $\alpha$  角を用いたバックグラウンドイベントの除去ができるため特に問題にはならない上に、低コスト、短時間で製作が可能であり、さらに読み出しチャンネルを減らしている分、後段の回路のチャンネル数が少なくて済むという利点がある。



図 4.29: H8500 の背面 (左) および抵抗チェーン (右)

### 読み出し方法

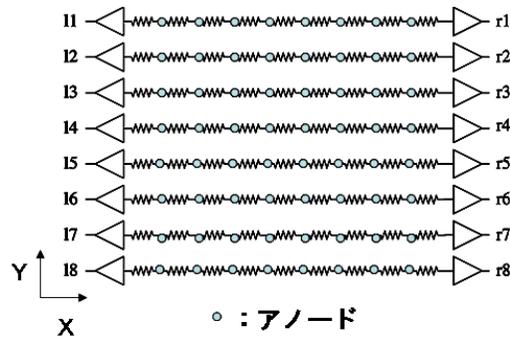


図 4.30: H8500 の抵抗チェーン読み出し概念図

図 4.30 のように、横 8 個のアノードをそれぞれ抵抗でつなぎ、それを両端で読み出す。ただし、この図の XY 方向は図 4.29 の XY 方向に対応している。両端で読み出された信号をそれぞれ図 4.30 のように  $l_i$ 、 $r_i$  とすると、各ヒットイベント毎に位置 (X,Y) と電荷情報 P は

$$Y = \frac{\sum_i i \times (l_i + r_i)}{\sum_i (l_i + r_i)} \quad (4.10)$$

$$X = \frac{\max(l_i)}{\max(l_i + r_i)} \quad (4.11)$$

$$P = \max(l_i + r_i) \quad (4.12)$$

と表される。ただし  $i = 1 \sim 8$  である。

$^{137}\text{Cs}$  線源をシンチレーションカメラに全面照射させ、それにより得られたデータに上の方法を用いて解析したガンマ線再構成図およびスペクトルの例を図 4.31 に示す。図に示された各点が上の (X,Y) を表しており、 $8 \times 8$  のピクセルに対応している。これを見ると、X 方向も Y 方向もきれいに分離していることがわかる。また、例として上で言う P に関して 1ch 分のヒストグラムを表してある。他のチャンネルも同様のものが得られ、エネルギー分解能は平均で 10.5 % @ 662 keV(FWHM) である [60]。

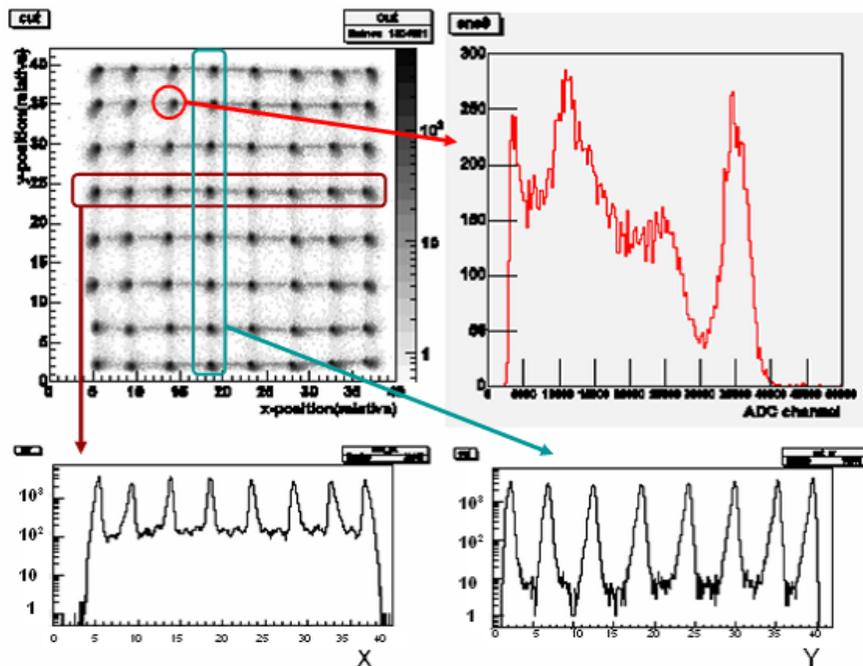


図 4.31:  $^{137}\text{Cs}$  全面照射時のガンマ線再構成図および X、Y 方向のスライスとスペクトルの例

この方法を応用し、3つのシンチレーションカメラを横につなげ、 $64 \times 3 = 192\text{ch}$  を  $16\text{ch}$  で読み出すようにした(図 4.32)。性能は特に変わることなく、エネルギー分解能  $10.5\% @ 662\text{ keV}$  (FWHM) であった[60]。この3つを1ユニットとし、 $\mu$ -TPCの底面に3ユニット(底面シンチ)、側面に4ユニット(エリマキシンチ)おき(図 4.33)、プロトタイプコンプトンカメラにおけるシンチレーションカメラとした。このシンチレーションカメラの改良およびその詳細については次章で述べる。

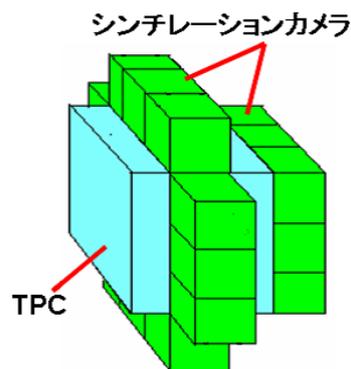


図 4.32:  $192\text{ch}$  を抵抗チェーンで  $16\text{ch}$  読み出し 図 4.33: プロトタイプシンチレーションカメラ概念図

## 4.5 プロトタイプの性能

### 4.5.1 プロトタイプ MeV ガンマ線コンプトンカメラ

以上で挙げてきた  $\mu$ -TPC、シンチレーションカメラそれぞれの検出器について表 4.5.1、4.5.1 にまとめておく。

ガス	Ar 90% + C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> 10% 1atm
サイズ	10cm × 10cm × 8cm
増幅率	≥ 20000
エネルギー分解能	20% @ 22keV(FWHM)
空間分解能	370μm(RMS)

表 4.1:  $\mu$ -TPC

シンチレータ	GSO(Ce) 6mm × 6mm × 13mm
PMT	浜松ホトニクス マルチアノード PMT H8500
底面シンチ	3 ユニット (1 ユニット=3(シンチ+PMT) )
エリマキシンチ	4 ユニット
エネルギー分解能	~10.5% @ 662keV(FWHM)
位置分解能	6mm

表 4.2: シンチレーションカメラ

この  $\mu$ -TPC とシンチレーションカメラを用いてプロトタイプの MeV ガンマ線コンプトンカメラを構築した。以下のプロトタイプの説明については、この表の値を使用して話を進める。プロトタイプの構成および写真を図 4.34、4.35 に示す。 $\mu$ -TPC の底面部および側面部にシンチレーションカメラを配置し、検出面から 40cm の部分に放射線源を置いてデータを取得する構成となっている。これを用いた性能評価の結果について次節からまとめるが、詳しい解析、評価等は [62] にまとめてある。

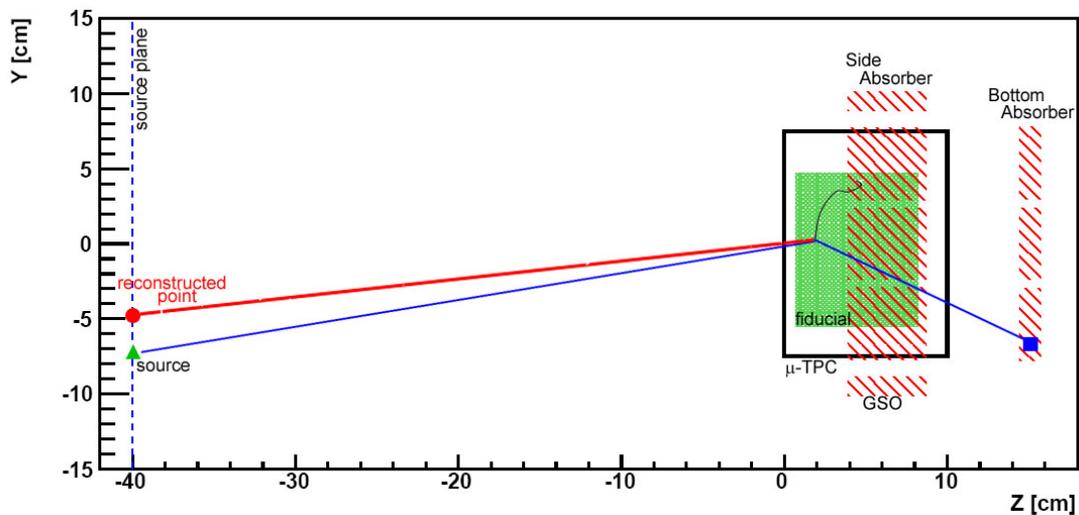


図 4.34: MeV ガンマ線コンプトンカメラプロトタイプの配置図

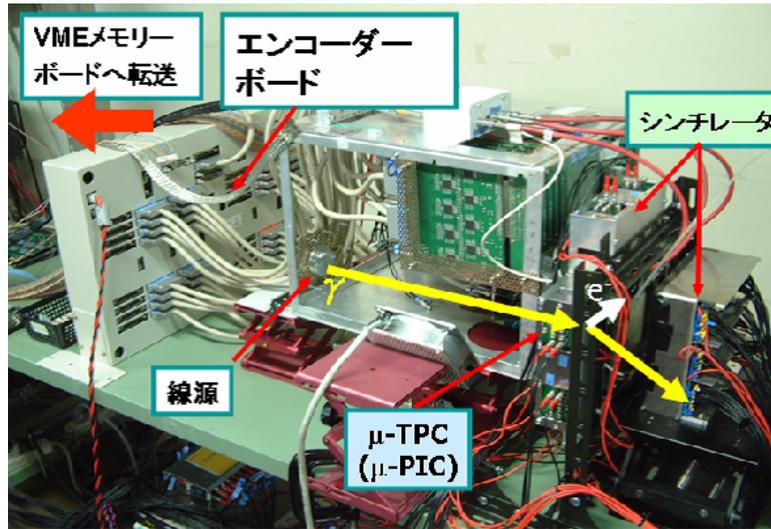


図 4.35: MeV ガンマ線コンプトンカメラプロトタイプの写真

#### 4.5.2 ガンマ線イメージング

図 4.36 にデータ取得構成を示した。詳しくは [62] に書かれているが、大まかにはシンチレーションカメラでのヒットした上で、さらに  $\mu$ -TPC で荷電粒子の飛跡が得られたというのみをトリガーとし、 $\mu$ -TPC、シンチレーションカメラで得られる情報を取得するという構成である。

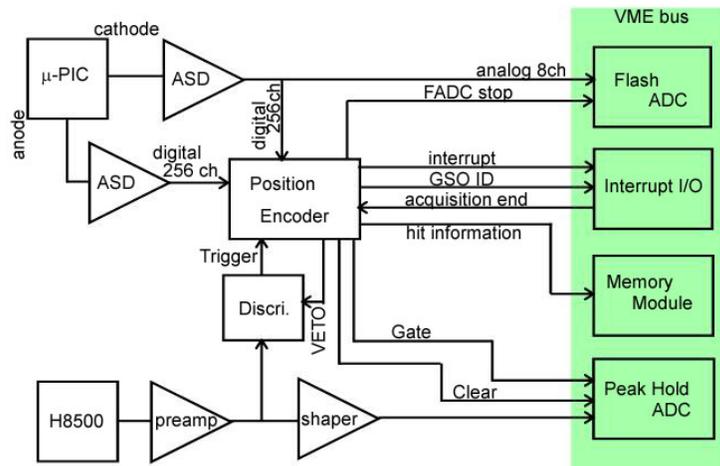


図 4.36: データ取得構成

検出面から 40 cm 離れたところに  $^{137}\text{Cs}$  を置き、得られた反跳電子の飛跡、エネルギーおよび散乱ガンマ線の位置、エネルギーからコンプトン散乱を再構成した例を図 4.37 に示す。線源を置いた位置 (緑丸印) に対して、再構成位置 (赤星印) が対応していることがわかる。つまり、位置情報、エネルギー情報が正確に得られており、コンプトン散乱が正確に再構成されているということである。このことを踏まえて、次のような 2 次元イメージ取得を行った。検出面から 40 cm 離れたところに異なる線源 ( $^{57}\text{Co}$ :122 keV、 $^{133}\text{Ba}$ :356 keV、 $^{137}\text{Cs}$ :662 keV、 $^{54}\text{Mn}$ :835 keV) を置いて、それぞれイメージングした (図 4.38)。さら

に、検出面から 40 cm のところに  $^{137}\text{Cs}$  と  $^{54}\text{Mn}$  を 12cm 離して置いたときのイメージとスペクトルを図 4.39 に示す。このスペクトルより、662 keV 付近と 835 keV 付近のエネルギーをそれぞれ取り出し、そのイベントのみを取り出してエネルギー範囲ごとのイメージングをすると図 4.39 の右のようになった。これらから、イメージングができていことがわかり、100 keV ~ 1 MeV 程度の入力ダイナミックレンジでガンマ線を検出できることがわかった。さらに、2 次元位置情報およびエネルギーも正確に測定できることがわかった。

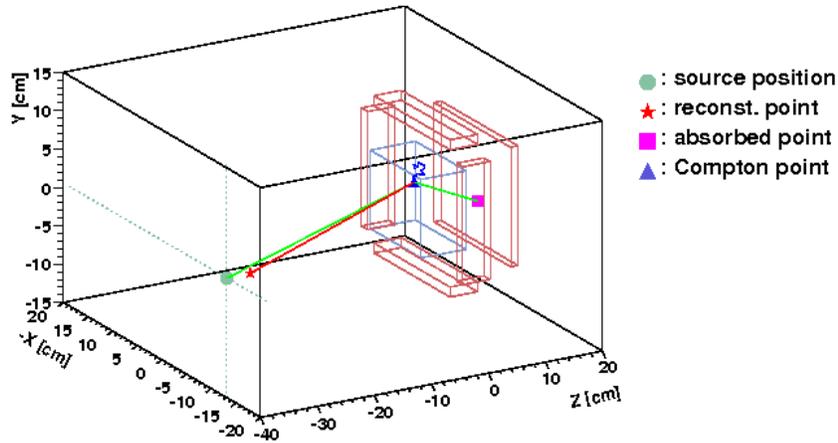


図 4.37: ガンマ線再構成の例

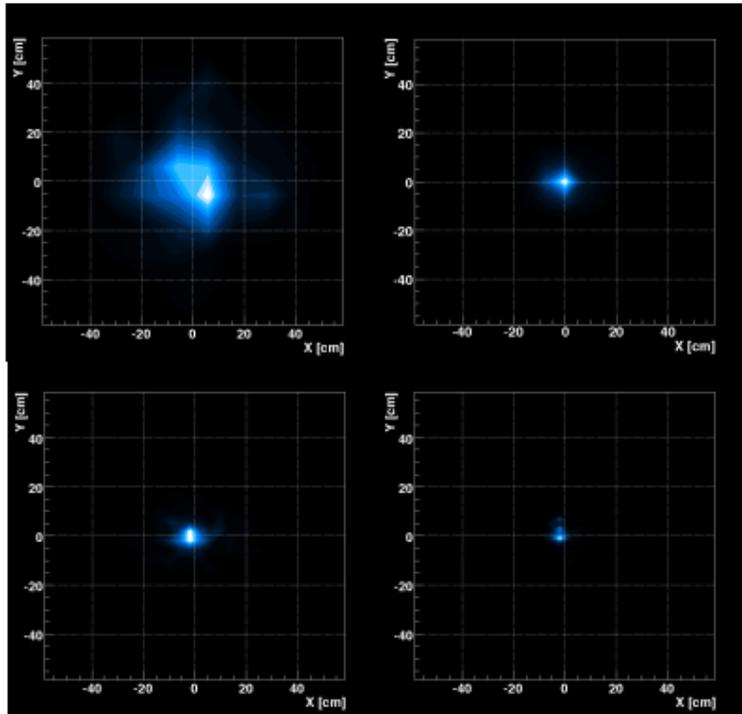


図 4.38: 異なる線源を照射させたときのガンマ線再構成画像 (左上:  $^{57}\text{Co}$  右上:  $^{133}\text{Ba}$  左下:  $^{137}\text{Cs}$  右下:  $^{54}\text{Mn}$ )

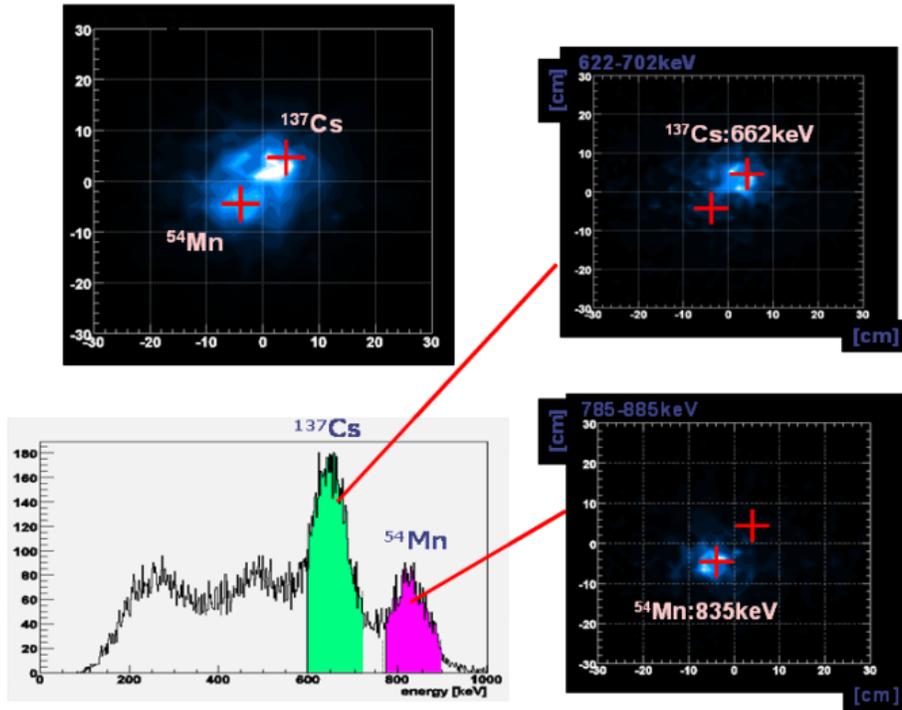


図 4.39: 2 つの線源を同時に照射させたときのガンマ線再構成画像およびスペクトル

### 4.5.3 バックグラウンド除去

プロトタイプ MeV ガンマ線コンプトンカメラは4.1.1 節で述べたように  $\alpha$  角を用いることによりバックグラウンドを除去できる ( $\alpha$  カット)。得られたデータに対して  $\alpha$  カットを行うときと行わないときの違いを見ておく。図 4.40 は、幾何学情報から求まる  $\alpha$  の分布と運動学からもとまる  $\alpha$  の分布の差分分布である。このうち、それらの分布の重なる部分、すなわち差分分布の 0 付近のみを取り出せばコンプトン散乱を起こしたイベントのみ選び出される。図 4.41 が  $\alpha$  カットをする前とした後の  $^{137}\text{Cs}$  照射イメージである。これを見てわかるように、大幅に S/N 比がよくなりイメージのピークがはっきりと見ることがわかる。

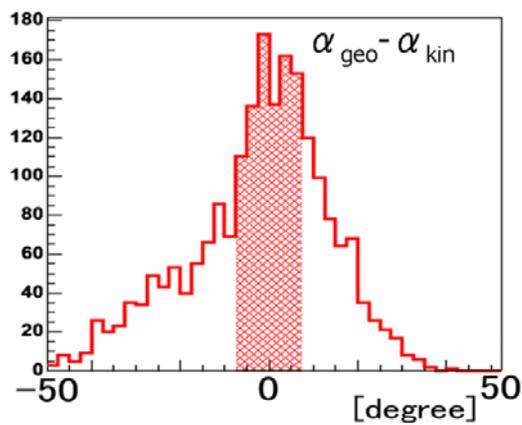


図 4.40:  $\alpha$  角の差分分布

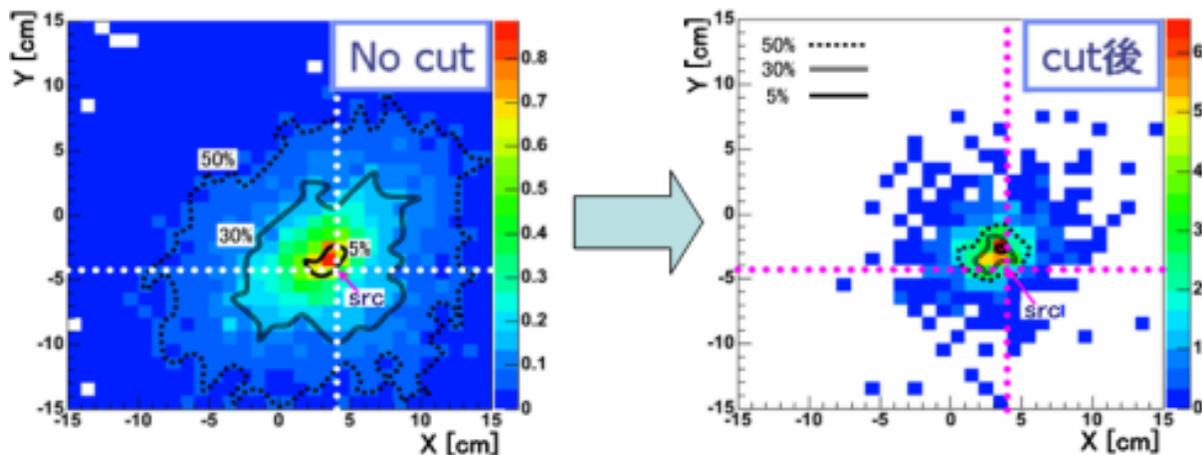


図 4.41:  $\alpha$  カット前後のイメージ

#### 4.5.4 従来との比較

従来のコンプトンカメラとは違い、京都大学のコンプトンカメラはコンプトン反跳電子の飛跡を捉えているために、ガンマ線の到来方向が円ではなく円弧情報として得られる（図 4.42）。

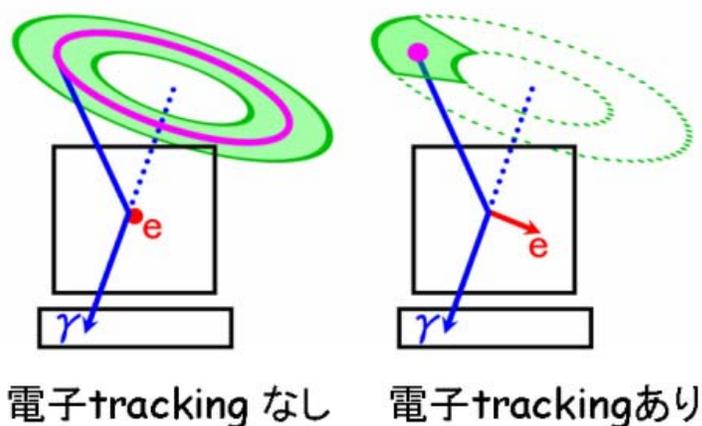


図 4.42: 電子 tracking ありとなしのガンマ線到来方向再構成概念図

二つの線源を置いて同時に測定したとき、反跳電子の飛跡情報がある場合とない場合のイメージは図 4.43 のようになる。従来の方法では、円形の情報しか得られないため二つの線源からのイベントが重ね合わさり、全体的にぼけたイメージとなってしまふ。一方、反跳電子の飛跡を取得する方法では、円弧状の情報が得られるので二つの線源からのイベントがはっきりと区別できる。さらに図のように約10分の1という少ないイベント数でイメージが得られていることがわかる。このように従来の方法と比べ、同じイメージを得ようとした場合、バックグラウンド（重なりによる広がったイベント）が少なく統計が少なくても良い。

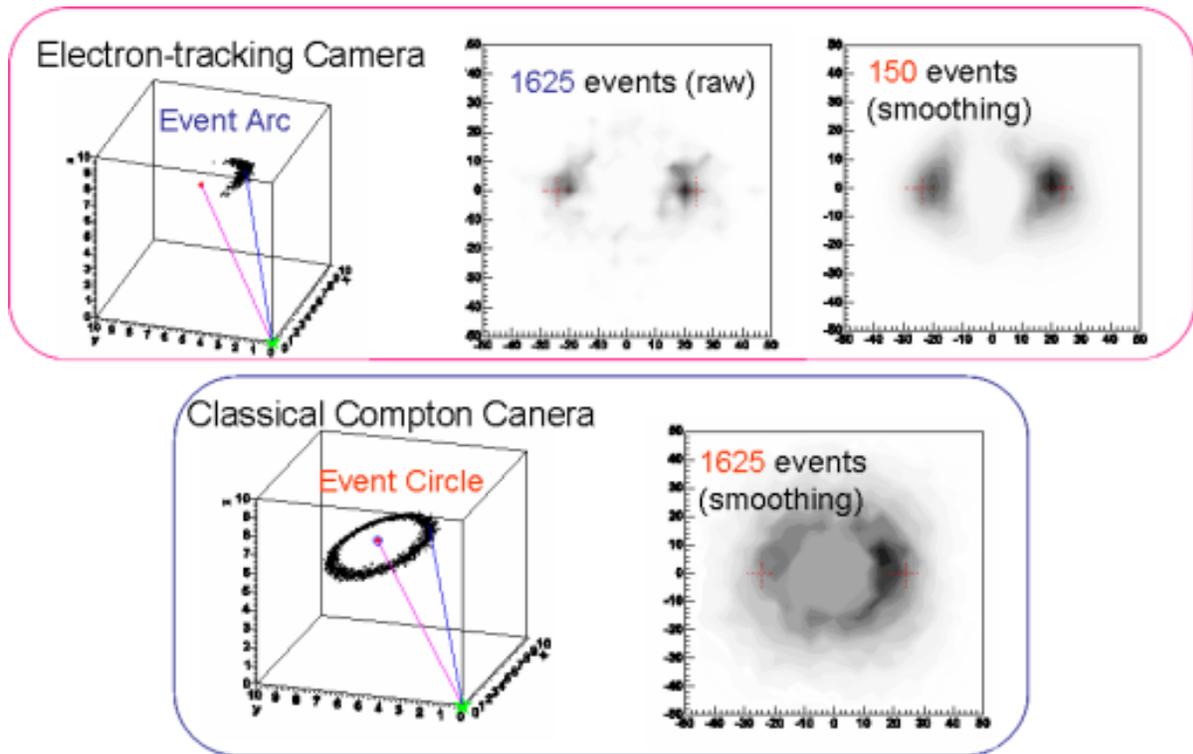


図 4.43: 従来のコンプトンイメージングとの比較 (上: 京都大の方法 下: 従来の方法)

#### 4.5.5 諸性能

プロトタイプ MeV ガンマ線コンプトンカメラを用いて得られた諸性能について挙げる。図 4.44 にエネルギー分解能を示してある。それぞれ、青が  $\mu$ -TPC、茶がシンチレーションカメラ、ピンクがトータルの分解能である。MeV ガンマ線カメラとしては 662 keV で 13.7 % (FWHM) であった。これを見ると、MeV ガンマ線カメラのエネルギー分解能はシンチレーションカメラで制限されているようである。次に、角度分解能を図 4.45 に示す。青が SPD、赤が ARM を表す。また、黒は MEGA の SPD、ARM[63] である。662 keV に対して ARM は  $8.4^\circ$ 、SPD は  $90^\circ$  であった。

そして、図 4.46、図 4.47 はそれぞれ検出効率、有効面積を表す。検出効率は  $\sim 5 \times 10^{-6}$  @ 662keV であった。また、プロトタイプカメラのエネルギーダイナミックレンジに対して最大検出効率は 350 keV のときの  $\sim 3 \times 10^{-5}$  であった。有効面積は HWHM で  $35^\circ$  となり、視野としておよそ 1str という値を得た。

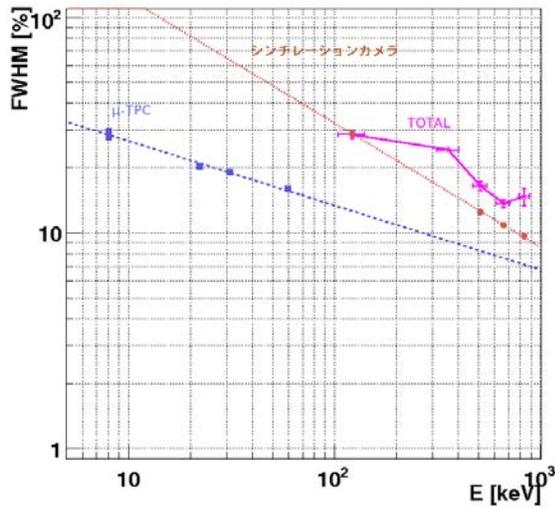


図 4.44: エネルギー分解能

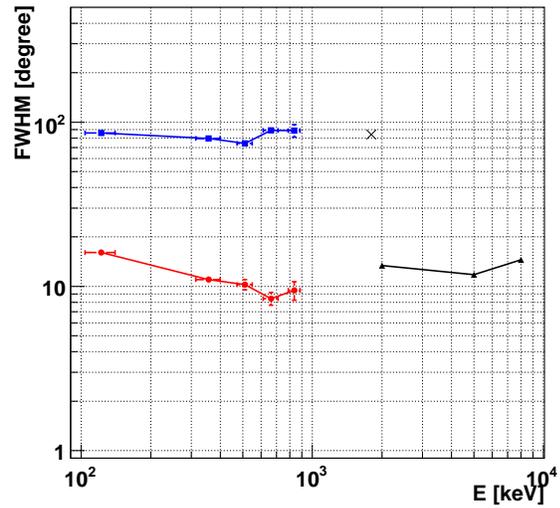


図 4.45: ARM (赤) と SPD (青)

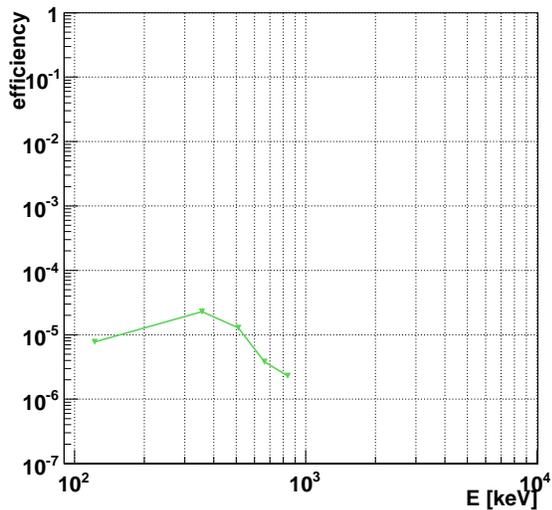


図 4.46: 検出効率

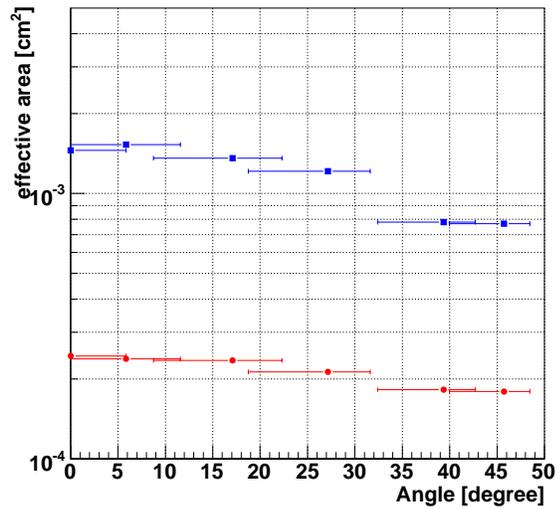


図 4.47: 有効面積 (入射ガンマ線のエネルギーはそれぞれ、青: 356keV 赤: 662keV)

## 4.6 SMILE 計画

天体からの sub MeV ~ MeV ガンマ線を検出しようとした場合、1 章でも挙げたように空へ上げる必要がある。そのため、将来的にはこれまでに挙げてきたコンプトンカメラの性能をさらに上げ、衛星搭載を計画している。その前段階として、既に述べたように比較的容易にできる気球での観測を考え、気球実験計画 SMILE (Sub-MeV gamma-ray Imaging Loaded-on-balloon Experiment) を立ち上げた。

SMILE の大まかな流れは、以下の通りである。まずは 10cm 角のサイズの検出器を用いて上空で検出器が正常動作するのか、そして宇宙背景ガンマ線および大気ガンマ線を検出できるのかを検証する。その後、30c m (40 cm) 角のサイズの検出器を用いて 6 時間程度の観測で Crab、Cyg X-1 といった天体を観測する。そして、同様のサイズの検出器で長時間観測を行い、いくつかの天体を観測する。という流れである (図 4.48 にまとめておいた)。

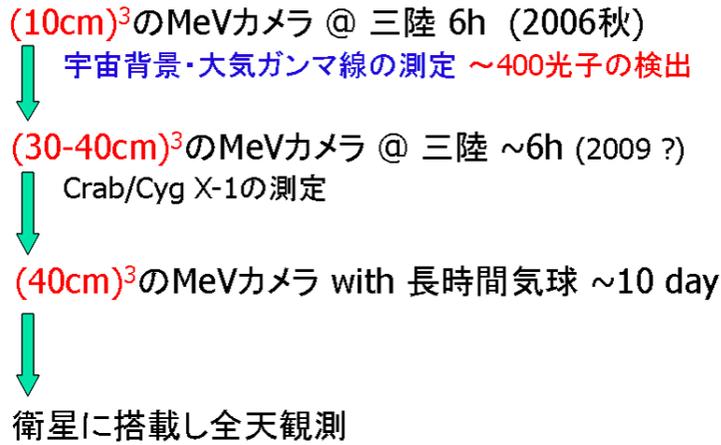


図 4.48: SMILE 計画

今回は、この SMILE の第一回目ということで、検出器の動作確認および宇宙背景・大気ガンマ線観測を目的とし、宇宙背景ガンマ線の大气吸収や散乱の影響が少なくなる上空 ~35 km (高度 34 km で宇宙背景ガンマ線と大気ガンマ線の割合が 1:1 となり、高度が上がるにつれ大気ガンマ線の割合が減る [62]) での気球観測を計画した。

検出器は、プロトタイプより検出器の検出感度が上がるよう、 $\mu$ -TPC のガスを Ar から散乱断面積が ~3 倍の Xe ベースへ、 $\mu$ -TPC の大きさを 10 cm × 10 cm × 8 cm のものから ~2 倍である 10 cm × 10 cm × 15 cm のものへ変更、そして  $\mu$ -TPC の周りを囲むシンチレーションカメラの面積を ~2 倍に増やすため、7 ユニットから 11 ユニットへと増やす。これらの改良により、プロトタイプの ~10 倍の感度が期待できる。その感度で入力ダイナミックレンジ 0.1–1 MeV (シンチレーションカメラのダイナミックレンジ 80–800 keV) とした場合、上空でどれくらいのガンマ線が捉えられるか計算されており、6 時間の観測で宇宙背景ガンマ線 ~200 光子、大気ガンマ線 ~200 光子の合計 ~400 光子の検出が期待されている [62]。これだけのガンマ線の検出を目的とし、以上を元にフライトモデルを開発および完成させ気球実験を行った。

以下の章より、主に担当したフライトモデルにおけるシンチレーションカメラの開発、気球全系の電源開発、環境センサーの評価、全系での環境試験について述べ、そして第一回フライトについての概要を述べる。 $\mu$ -TPC、および MeV ガンマ線コンプトンカメラ全体についての詳しいことは [62] を参照されたい。

## 第5章 シンチレーションカメラの開発

MeV ガンマ線コンプトンカメラにおいて、散乱ガンマ線を捉えるシンチレーションカメラのエネルギー分解能および位置分解能は全体としてのエネルギー分解能、角度分解能に大きく関わってくる。このシンチレーションカメラを気球に搭載しようとした場合、上空で重要となる読み出し回路の消費電力の問題について考えなければならない。そのため、分解能を下げずに消費電力を落とす改良を加えなければならない。さらに、気球搭載をする上で重量、サイズについても考慮しなければならない。この章では、以上を考慮した改良を行ったのでそれについての性能評価について述べる。さらにそれを用いて大面積化シンチレーションカメラを構築、エネルギー較正を行ったのでそれについても述べる。

### 5.1 読み出しシステムの改良

#### 5.1.1 192 ピクセル 4ch 読み出し

これまで、シンチレーションカメラの読み出しは、192 ピクセルを抵抗で 16ch に分割し読み出していた。そして、この後に前置増幅器で増幅（時定数  $\sim 5\mu\text{s}$ ）し、豊伸電子製の波形整形増幅器（Shaping Amp 整形時定数  $1\mu\text{s}$ ）にて増幅整形を行う。そしてそこで得られた信号を豊伸電気製のピークホールド ADC（入力ダイナミックレンジ 0-5V）に入力するという方法を用いていた（各モジュールの詳細は後述）。

気球実験を考えた場合、前章で述べたように視野はまだ 1str でしかないので、まだ大型化する必要がある。そこで、底面カメラ 3 ユニットと側面カメラ 4 ユニットだったものから、側面ユニットをさらに 4 ユニット増やすことにした（図 5.1）。こうすることで、 $\mu$ -TPC の上面を除いた面が全て覆えるので広視野化が望める。しかし、用いている波形整形増幅器およびピークホールド ADC の消費電力は 1ch あたり 1.5W であり、16ch  $\times$  11 ユニット = 176ch から 264W もの電力を消費してしまう。気球実験全システムで 200 ~ 300W 程度に抑えなければならないので、これでは気球搭載は不可能である。

そこで、さらに抵抗で分割することで 192 ピクセルを 4ch 読み出しにするという改良を加えた（図 5.2）。

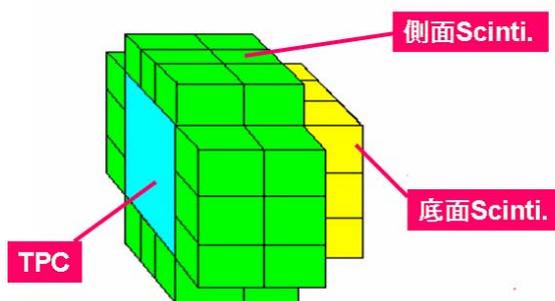


図 5.1: シンチレーションカメラ 11 ユニット使用時概念図

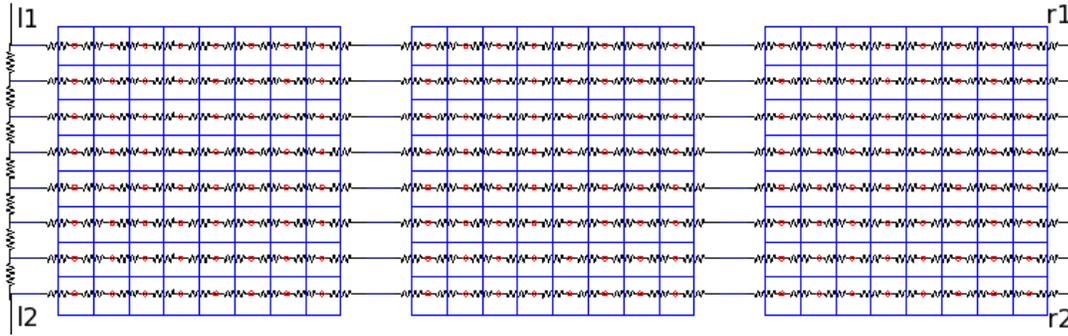


図 5.2: 抵抗チェーン 4ch 読み出し概念図 (赤丸がアノードに相当)

### 5.1.2 読み出し方法

4ch で読み出す場合は解析方法が異なってくる。抵抗で分割され 4 端で得られた信号をそれぞれ図 5.2 のように  $l_i$ ,  $r_i$  とすると、ヒットイベント毎の位置情報  $(X, Y)$ 、電荷情報  $P$  は、

$$Y = \frac{l_2 + r_2}{l_1 + l_2 + r_1 + r_2} \quad (5.1)$$

$$X = \frac{l_1 + l_2}{l_1 + l_2 + r_1 + r_2} \quad (5.2)$$

$$P = l_1 + l_2 + r_1 + r_2 \quad (5.3)$$

と表される。

これを用いた性能評価を行った。セットアップは基本的に上で述べたものと同じであり、図 5.3 のように、シンチレーションカメラの 4ch 読み出し信号を前置増幅器にて増幅する。同時に 4ch の sum 信号をトリガー信号とする。増幅された信号は波形整形増幅器にてガウシアンに整形され、ピークホールド ADC にてデジタル信号になり、そして CPU にて処理される。H8500 の電圧供給には林栄精器製安定直流高圧電源 (RPH-030) を用いた。

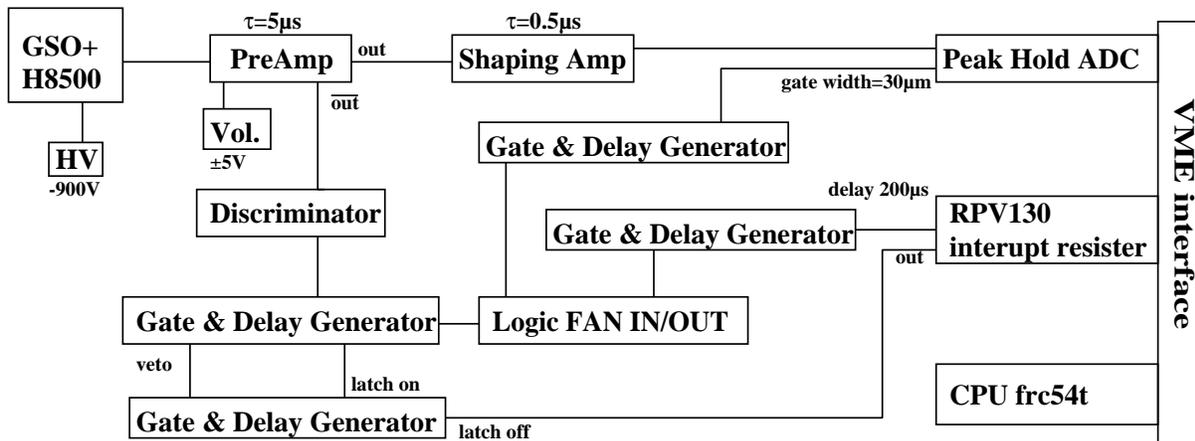


図 5.3: シンチレーションカメラ DAQ

前置増幅器は自作したものであり、図 5.4 が回路の概略である。入力される 4ch の信号をそれぞれ時定数  $5 \mu s$  の電荷積分型増幅器により増幅する。この時定数は、GSO(Ce) カメラに  $662 \text{ keV}$  のガンマ線を照射

させたときの前置増幅器における信号の大きさと時定数の関係が調べられており（図 5.5）、十分な積分時間を得られ、かつ高係数処理も可能である  $5\mu\text{s} \sim 6\mu\text{s}$  の間を選ぶことにより決定してある。波形整形増幅器は、豊伸電子製のもので、整形時定数は  $0.5\mu\text{s}$ 、入力電圧ダイナミックレンジは  $0 \sim 5\text{V}$  である。ピークホールド ADC も豊伸電子製のものであり、同様に入力電圧ダイナミックレンジは  $0 \sim 5\text{V}$ 、分解能は 14bit である。

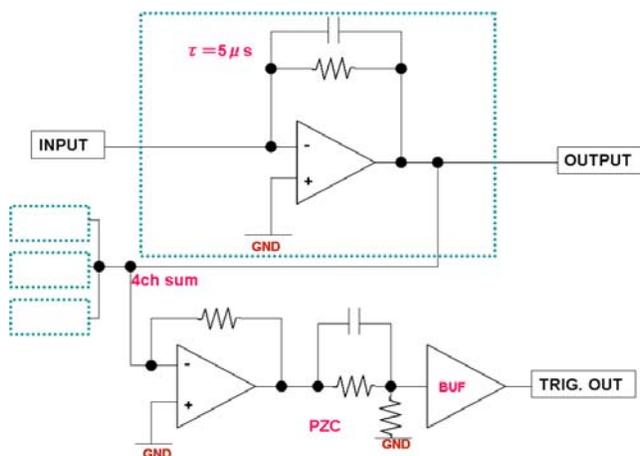


図 5.4: 前置増幅器の概略図

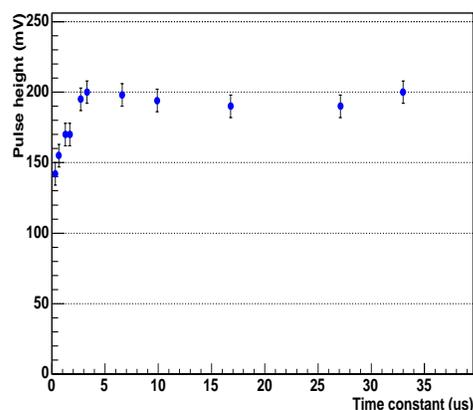


図 5.5: 前置増幅器時定数と出力信号の関係 (662keV ガンマ線照射時)[60]

### 5.1.3 位置検出

このセットアップのもと、 $^{137}\text{Cs}$  を全面照射させガンマ線を再構成したものが図 5.6 である。これは電荷の重心により得られたものなので、それぞれのピークおよびその付近が各ピクセルに対応する。この図を見ると、192 個のピークがきれいに分かれており、それに対応する 192 ピクセルが全て分離されていることがわかる。

しかし、イメージ全体が真ん中に引っ張られたような形となっており、各ピクセルに対してエネルギー較正を行うことを考えると容易ではない。そのため、全ユニットをこの方法で読み出した場合、エネルギー較正だけに膨大な時間をかけることになってしまう。

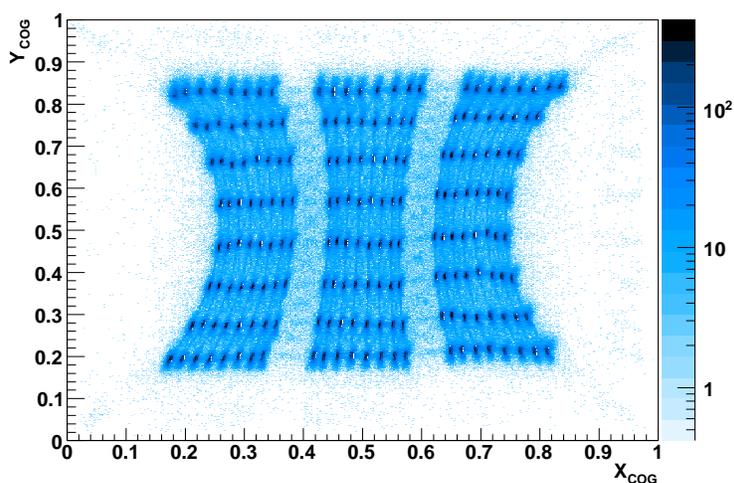


図 5.6:  $^{137}\text{Cs}$  全面照射時のガンマ線再構成図 (4ch 読み出し)

そこで、次のような方法を用いてイメージを補正した。得られたイメージによる  $(X, Y)$  平面に対して 2 次元座標変換を用いて新しい  $(X', Y')$  へ変換する。具体的には、イメージからピークを抽出しその点の張る  $(X, Y)$  平面に対し、 $(X', Y')$  を用意する (図 5.7)。そして  $(X, Y)$  から  $(X', Y')$  への変換写像  $f, g$

$$X' = f(X, Y) \tag{5.4}$$

$$Y' = g(X, Y) \tag{5.5}$$

を求めればよい。この  $f, g$  として  $X, Y$  の  $n$  次多項式

$$f(X, Y) = \sum_{i=0}^n a_i X^i + b_i Y^i \tag{5.6}$$

$$g(X, Y) = \sum_{i=0}^n c_i X^i + d_i Y^i \tag{5.7}$$

を仮定し、図 5.7 の各点に対してフィッティングすることで係数  $a_i, b_i, c_i, d_i$  を得る。得られた  $f, g$  を元のイメージに作用させ、補正イメージを得る (図 5.8)。図 5.9 に補正イメージの上から 4 列目のプロジェクションをとったものを示す。これより、各ピークがきれいにわかれていることがわかる。前述のように、このピークとピーク付近がピクセルに対応しているので、各ピクセル毎にきれいに分離していることがわかる。

今回は、ピークだけを抽出して変換写像を求めるための  $(X, Y)$  を与えたが、この点は多い方がよりきれいにイメージ補正をかけられる。また、フィットさせる多項式の次数も最適点があるはずであるが、計算時間との兼ね合いにより今回は 12 次として計算した。しかし、データの扱いという点だけを考えれば図 5.8 より補正は十分であると言える。

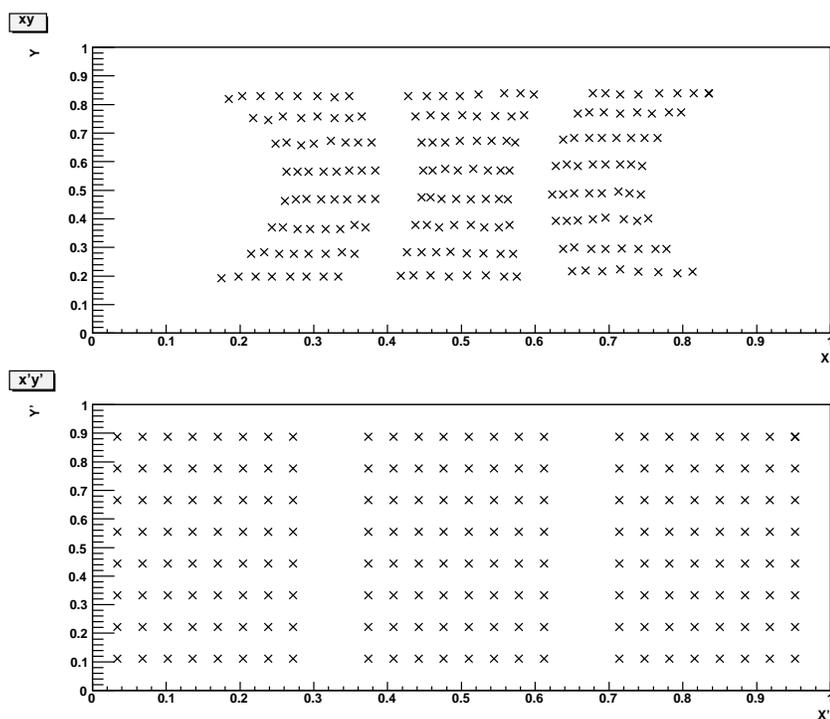


図 5.7:  $(X, Y)$  と  $(X', Y')$

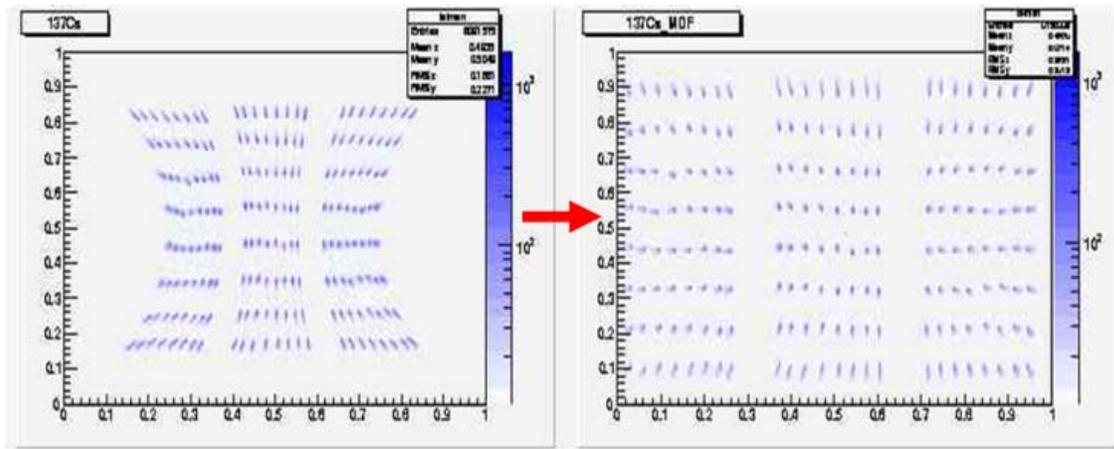


図 5.8: 補正前と補正後のガンマ線再構成イメージ

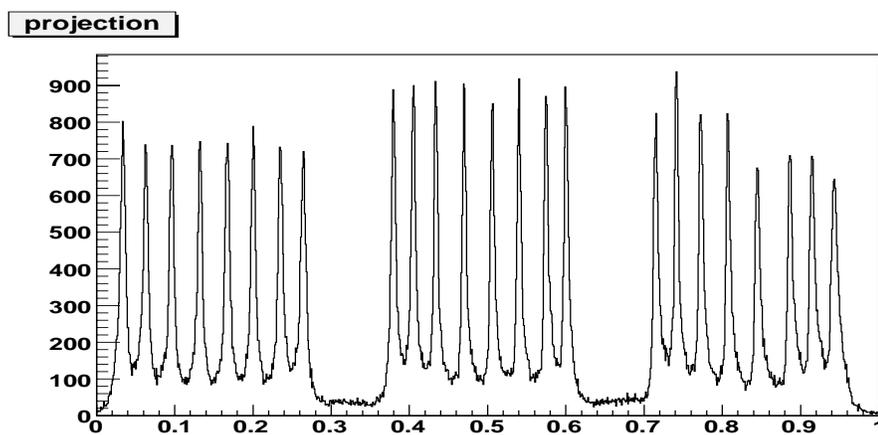


図 5.9: 補正イメージの X 方向スライス (上から 4 列目)

#### 5.1.4 ダイナミックレンジ

192 ピクセル 4ch 読み出しシステムは、以上からイメージングという点では使えることがわかった。次にエネルギー情報について考えていく。

図 5.3 と同様のセットアップで、複数の放射線源をそれぞれ照射させてスペクトルをとった (図 5.10)。これより、それぞれ 356 keV (左上) 122 keV (右上) 511 keV、1275 keV (左下) 662 keV (右下) に対応するが、122 keV を除いてピークが見えていることがわかる。この結果より、エネルギー分解能を見ると、662 keV で 11.4 % (FWHM) であり、16ch 読み出しからあまり変化はなかった。しかし、200keV 以下の低エネルギーは S/N 比が悪く使えないことがわかった。

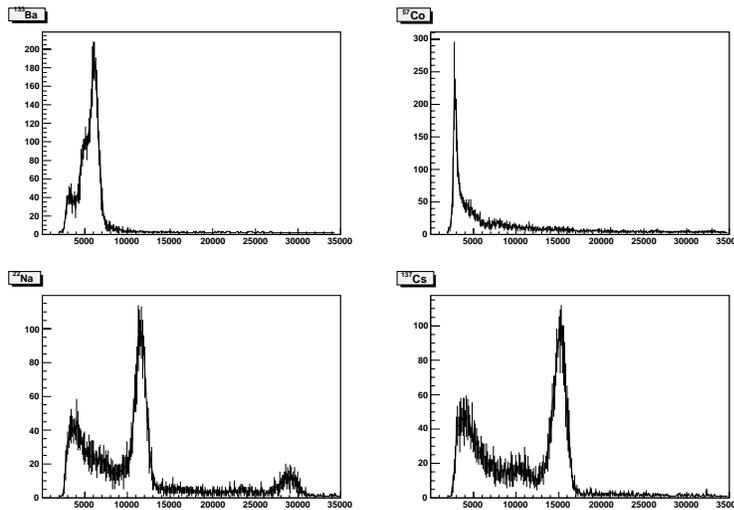


図 5.10: 各種線源を照射させたときのスペクトル。左上： $^{133}\text{Ba}$  右上： $^{57}\text{Co}$  左下： $^{22}\text{Na}$  右下： $^{137}\text{Cs}$

4.6 節より、第一回フライトの入射ガンマ線エネルギーダイナミックレンジは100keV～1MeVであり、シンチレーションカメラで吸収すべきエネルギーレンジは80keV～800keV程度である。この要請から、低エネルギーも捉えられるようにしなければならず、それを満足させるためにはなるべく早い段階で信号を増幅させ、S/N比を上げる必要がある。そこで、これまで用いていた前置増幅器を改良することにした。

上にも述べたように時定数は5～6 $\mu\text{s}$ が良いので、この条件でフィードバックコンデンサーの値を変えていき、835keVのガンマ線を照射させたときの静電容量と信号の大きさの関係を見た(図5.11)。これによると、静電容量を120pF以下にすると発振が起き低周波ノイズがのってしまうため使えないことがわかった。これより、発振が起きず、かつ増幅率を稼ぐことのできる180pFを採用することにした。

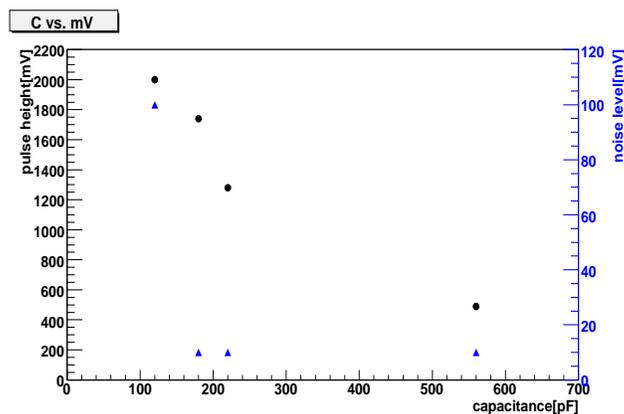


図 5.11: 前置増幅器フィードバックコンデンサー静電容量と出力信号、ノイズの関係 (835keV ガンマ線照射時)

この新しい前置増幅器を用いて、上と同様各種線源を照射させスペクトルをとったものが図5.12である。これより、81 keV、356 keV (左上) 511 keV (右上) 662 keV (左下) 835 keV (右下) のピークが見てとれ、線形性も確認できた。さらに $^{57}\text{Co}$ の照射によるスペクトルもとった上でエネルギー分解能を見ると、図5.13のようになっており、662keVで11% (FWHM) という結果でこれまでとあまり変わらないものとなった。以上より、目的の入力ダイナミックレンジでスペクトルが得られることがわかった。

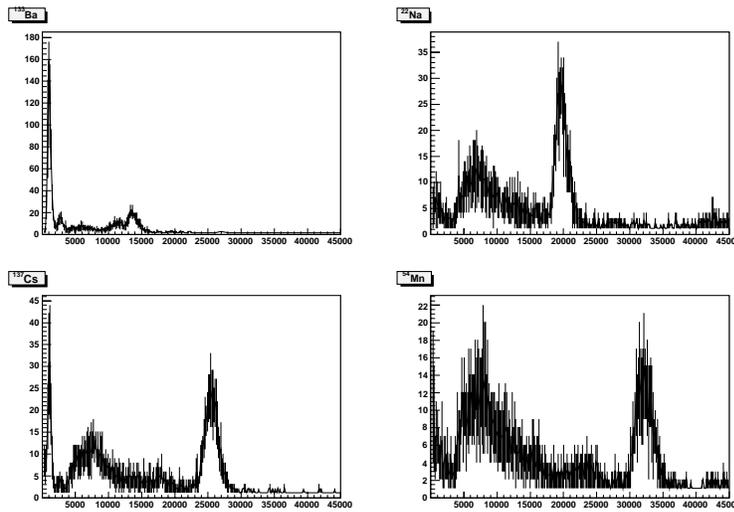


図 5.12: 各種線源を照射させたときのスペクトル。左上： $^{133}\text{Ba}$  右上： $^{57}\text{Co}$  左下： $^{22}\text{Na}$  右下： $^{137}\text{Cs}$

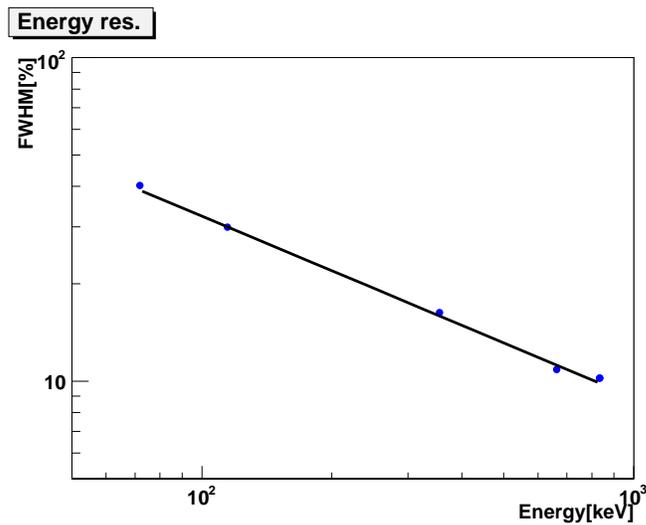


図 5.13: エネルギー分解能

### 5.1.5 192 ピクセル 4ch 読み出しシンチレーションカメラの性能

以上から、192 ピクセル 4ch 読み出しシンチレーションカメラの性能を表 5.1.5 にまとめる。

入力エネルギーダイナミックレンジ	80keV ~ 800keV
エネルギー分解能	~ 11% @ 662keV(FWHM)
位置分解能	6mm

表 5.1: 192 ピクセル 4ch 読み出しシンチレーションカメラの性能

エネルギー分解能が 10.5% から 11% へとわずかに悪くなったが、この変化が MeV ガンマ線コンプトンカメラにどれだけ影響を与えるのかを調べた。特にシンチレーションカメラのエネルギー情報が効いてくる角度分解能 ARM について考えた。

具体的には、コンプトン散乱に対して、入射ガンマ線のエネルギー、検出器の分解能といったパラメータを変化させたとき、ARM がどのように変化するかを見積もった。ただし、簡単のためコンプトン散乱は 1 つの平面内で起こるものとして計算した。この計算方法等については Appendix にまとめている。

入射ガンマ線のエネルギーを 662 keV とし、反跳電子検出器の分解能を固定したとき、散乱ガンマ線検出器の分解能に対して ARM がどのように変化するかをシミュレーションしたものを図 5.14 に示す。これより ARM の値は、散乱ガンマ線検出器の分解能が 11% (FWHM) のとき 2.69° (RMS)、10.5% (FWHM) のとき 2.58° (RMS) であった。

この結果より、シンチレーションカメラのエネルギー分解能の劣化は ARM に対してわずか 0.1° しか影響を与えないことがわかった。つまり、今回の改良により、シンチレーションカメラの性能を落とすことなく消費電力を下げることに成功したと言える。

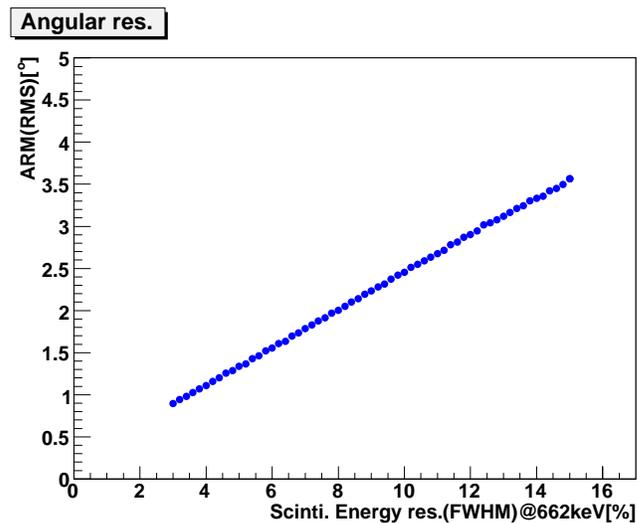


図 5.14: 散乱ガンマ線検出器の分解能に対する ARM(RMS) (シミュレーション)

## 5.2 シンチレーションカメラユニットの小型軽量化

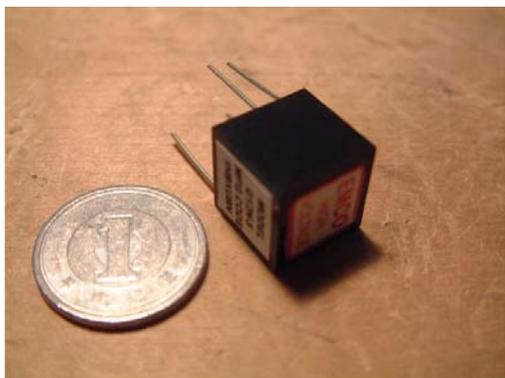
気球搭載を考えた場合、重量、サイズについても考慮しなければならない。重量は、気球の到達高度に関わってくるためなるべく軽い方が良い。サイズに関しては、有効面積を考えた場合 MeV ガンマ線コンプトンカメラの構成上大きい方が良いが、それに伴い読み出し回路系まで大きくなってしまえば他の機器類を搭載できなくなってしまうため、読み出し回路系を含めたユニット毎にはなるべく小型である方が良い。そこで、こうしたことを考慮して HV 供給システムの軽量化を行い、それも含めてシンチレーションカメラユニットの小型化を行った。

### 5.2.1 HV 供給システム

#### DC/HV コンバータの利用

これまで、シンチレーションカメラの PMT の HV 供給として、林栄精器製の高圧電源 RPH-030 を用いていた。しかし、これは 4ch で NIM 規格 2 幅のサイズ (105 mm × 245 mm × 295 mm)、重量 2 kg のモ

ジュールであり、気球搭載用 PMT33 個全てを満たそうとすると、それだけで NIM18 幅が埋まってしまうほどの体積となってしまう、それに伴い重量も 20 kg となり HV システムだけで気球搭載機器の 1 割を占めてしまう。これをそのまま上空まで上げることはサイズの的にも重量的にも不可能である。そこで、DC/HV コンバータ EMCO Q12N-5 (図 5.15) を用いることにした。これは、直流電源を与えることによって高圧を得られるもので、この諸性能は表 5.2 の通りであり、非常にコンパクトなものとなっている。図 5.16 は、EMCO Q12N-5 と林栄精器製高圧電源 RPH-32010 を PMT の高圧電源とし、シンチレーションカメラに  $^{137}\text{Cs}$  を照射させたときのスペクトルの比較である。これより、エネルギー分解能は共に 662 keV で 11 % (FWHM) であり劣化は見られない。よって、この DC/HV コンバータは十分使えることがわかる。



電源入力	0 ~ 5V (< 175mA)
出力電圧	0 ~ -1200V (< 400 $\mu$ A)
リップル	0.25%
変換効率	60%
重量	4.25g
体積	1.27 × 1.27 × 1.27cm <sup>3</sup>
動作温度	-25 ~ 70°C

表 5.2: EMCO Q12N-5 の性能

図 5.15: DC/HV コンバータ EMCO Q12N-5

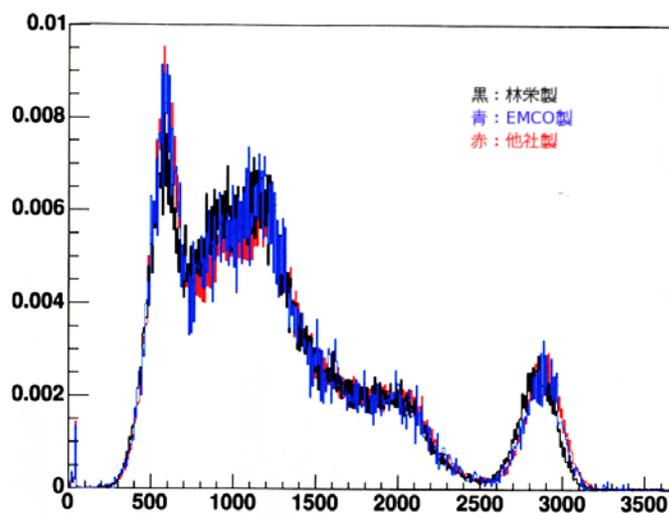


図 5.16: 高圧電源を変えたときのスペクトル ( $^{137}\text{Cs}$  照射)

## DC 供給

以上から EMCO Q12N-5 を用いることにしたが、HV 供給システムとしてはこれだけではまだ十分ではない。というのも、気球搭載 PMT は全部でシンチレーションカメラ 11 ユニット × 3 = 33 個存在する。それぞれに必要な電圧を別々に作るようにすると、その分直流電源を用意しなければならない。それに伴い、気球上での電源である電池からその電圧を作り出すために、レギュレータや DC/DC コンバータも用意しなければならなくなりサイズが大きくなってしまふ。また、全てを調整をするのも容易ではない。そこで、



図 5.17: 開発した 40chDAC(Digital Analog Converter) モジュール

DAC(Digital Analog Converter) (ANALOG DEVICES 社 AD5382 を利用) を用いて直流電圧を作りだし、33 個全てを PC で制御できるような DAC モジュールを開発した (図 5.17)。これは NIM 規格に合わせてあり、1 幅のサイズ、900 g の重量である。この DAC モジュールはチャンネル数が 40ch あり、背面にあるプリンタポートを使って PC から制御することで、それぞれ 0~5V を前面にある D-sub コネクタを通じて出力することが出来る。

この DAC について性能試験を行ったので以下で述べる。

まず、テスターを用いて DAC からの出力レベルを見た。図 5.18 は上に PC からの設定値と得られた出力値の関係および線形性を、下に 1 次関数でフィットした結果とのずれを示している。このずれを見ると、全てのレンジ内で 1% 以下のずれでおさまっており線形性が保たれていることがわかる。また、この DAC の出力を EMCO Q12N-5 に入力し、そのとき得られた電圧についても調べた。図 5.19 は先程と同様、上に PC からの設定値に対する EMCO Q12N-5 の出力値の関係および線形性を、下にフィットした結果とのずれを示してある。この結果からも線形性は保たれていることがわかり、フィット結果からのずれも 200V 以上のレンジでは 2% 以内に収まっていることがわかる。よって、目的のレンジで十分使えることがわかった。

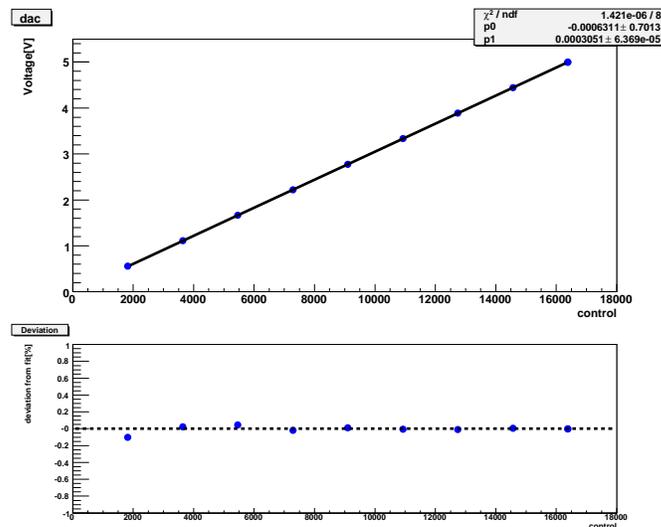


図 5.18: 上: DAC の線形性 下: フィットの結果からのずれ

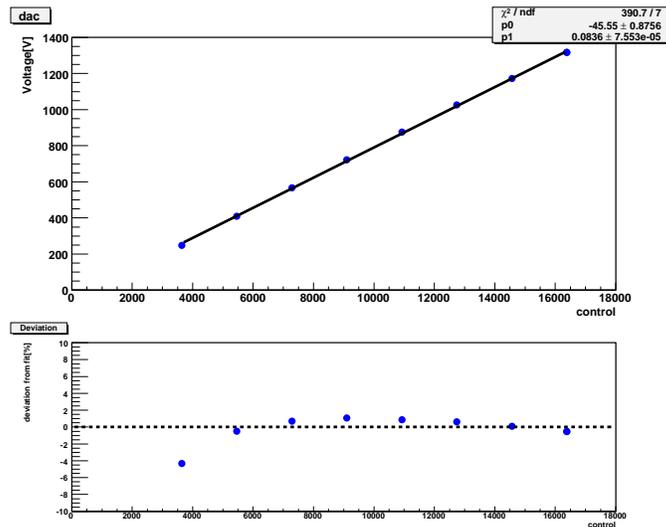


図 5.19: 上 : DAC+EMCO の線形性 下 : フィットの結果からのずれ

次に、DAC 出力をプローブを用いてオシロスコープにて測定し、ノイズレベルを見た。もしノイズレベルが大きいと、最終的に得られる PMT 用 HV の値がゆらいでしまう。PMT は電圧変化に敏感であるので、この辺も考慮しなければならない。図 5.20 に、DAC で 5V 出力したときの様子およびノイズレベルを示した。

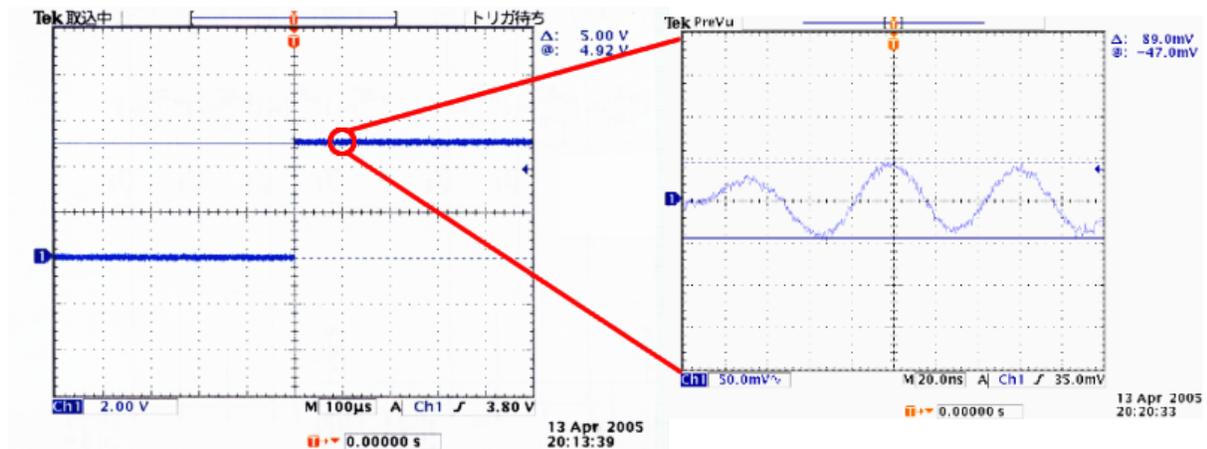


図 5.20: DAC 出力およびノイズレベル

これより、peak to peak で  $\sim 90\text{mV}$ 、半値幅  $\sim 10\text{ns}$  の早いノイズがのっていることがわかる。そこで、このノイズを落とすためにコンデンサーを並列にはさむことにした。このコンデンサーの直後のノイズレベルを上と同様測定したところ、図 5.21 のようになり、peak to peak で  $\sim 10\text{mV}$  のノイズのみになった。よってノイズレベルは大幅に改善されたことがわかる。

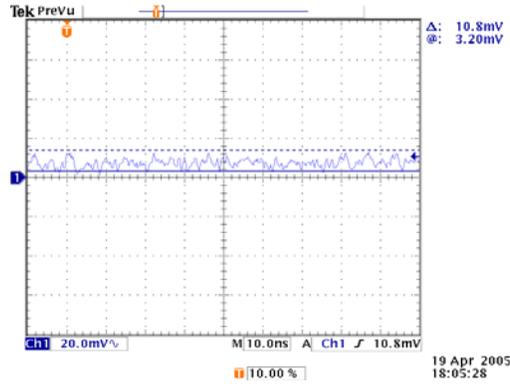


図 5.21: コンデンサーを通した後の DAC 出力ノイズレベル

以上から、EMCO Q12N-5、DAC モジュールを用いたシンチレーションカメラの HV 供給システムを構成し、性能の劣化なしにサイズ、重量の軽減に成功した。これより、気球搭載用として使用可能であることがわかった。

### 5.2.2 ユニットの小型軽量化

気球搭載化に向け、上で述べた HV 供給システムを元に、シンチレーションカメラ、前置増幅器、HV 供給システムを全て一つのユニットにまとめた。この構成図を図 5.22 に示す。図の 1 の部分では電源供給部は EMCO Q12N-5 をノイズフィルターと共に基盤に配置し、さらに前置増幅器電源  $\pm 5V$  と DAC 出力を D-sub9pin ケーブルで受けるようにした (図 5.23)。2 の部分では、シンチレーションカメラ 1 ユニット分の 4ch 前置増幅器を製作し (図 5.24)、HV 基盤の下に配置した。そしてそのすぐ下にシンチレーションカメラ (3 の部分) を配置するようにした。これらを組み合わせたものが図 5.25 である。 $5 \times 15 \times 12\text{cm}^3$  という非常にコンパクトなサイズでシンチレーションカメラ 1 ユニットの構成することができた。ケーブル、コネクタ類も最小限に留めており、このシンチレーションカメラから外に出ているコネクタについて考えると、D-sub コネクタによる電源供給とレモコネクタによる信号出力の部分のみであり取り扱いの面でも非常に有利なものとなっている。

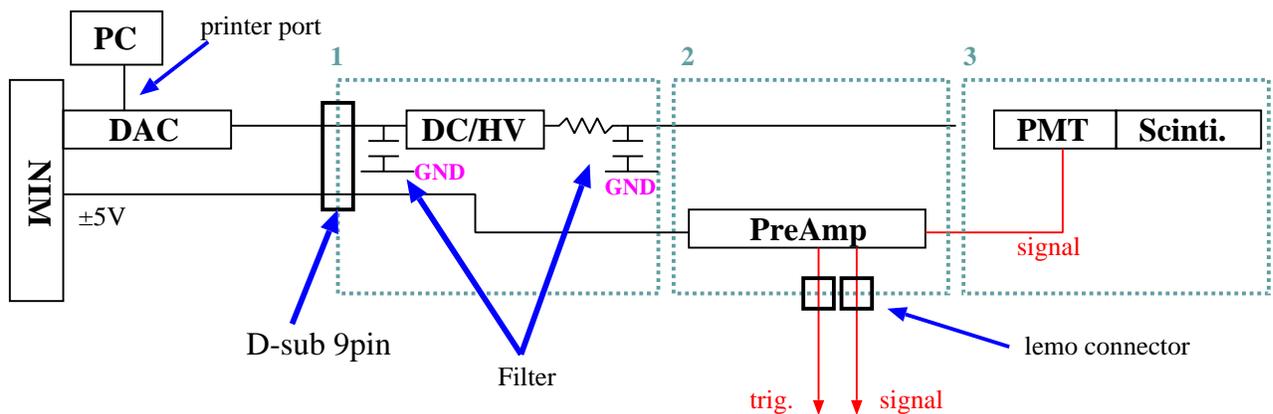


図 5.22: コンパクト化シンチレーションカメラ構成図

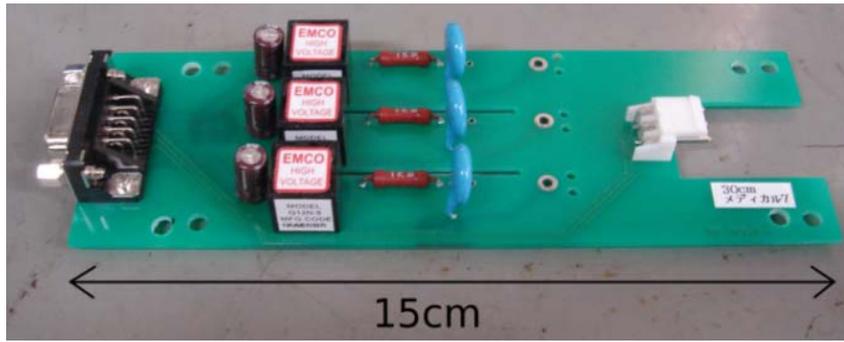


図 5.23: HV 供給基盤

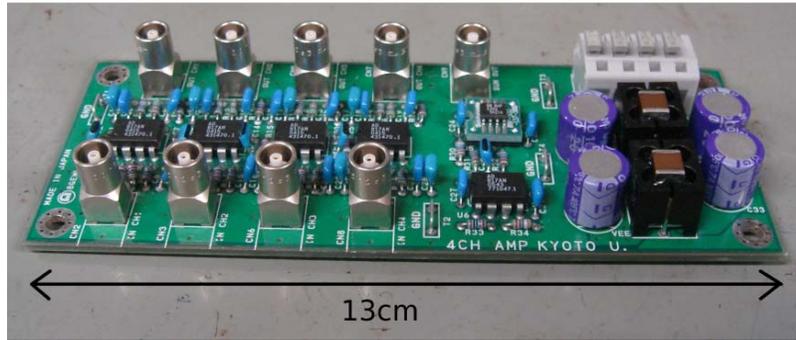


図 5.24: 4ch 前置増幅器

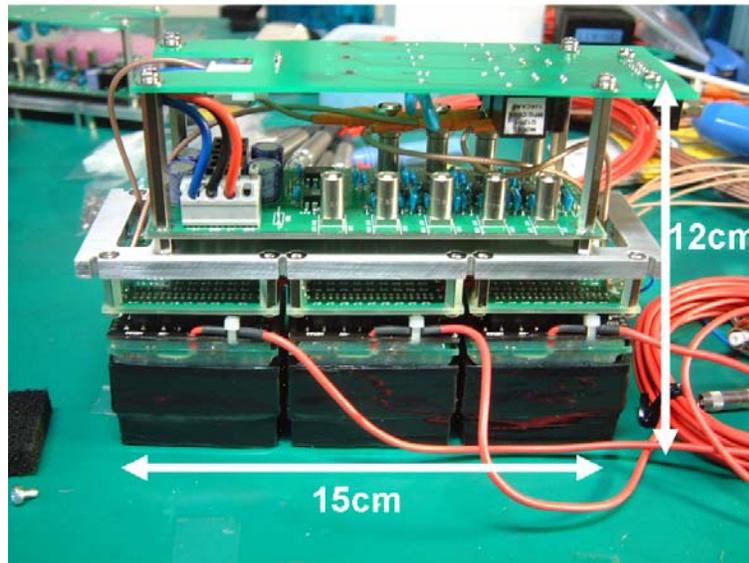


図 5.25: コンパクト化したシンチレーションカメラ

## 5.3 気球搭載用シンチレーションカメラ

### 5.3.1 有効面積の拡大

以上より、プロトタイプのスチレーションカメラから性能を落とすことなく消費電力を4分の1に下げ、各カメラユニットのコンパクト化に成功した。このカメラを並べることによってシンチレーションカメラの有効面積の拡大が可能となる。前述のように底面カメラとして3ユニット、側面カメラとして8ユニットを配置した大型シンチレーションカメラを作成した。図5.26が作成したそれぞれのカメラの写真である。底面カメラは15cm × 15cm (全572ピクセル)の大面积を持ち、 $\mu$ -TPCの底面側を十分に覆うことができる。また、572ピクセルをわずか12chで読み出すことが可能となっている。側面カメラは $\mu$ -TPCの1側面あたり10cm × 15cmで覆うことができ、これも十分な面積を持つ。側面カメラ全体として1536ピクセルあり、これを32chで読み出すことが可能である。

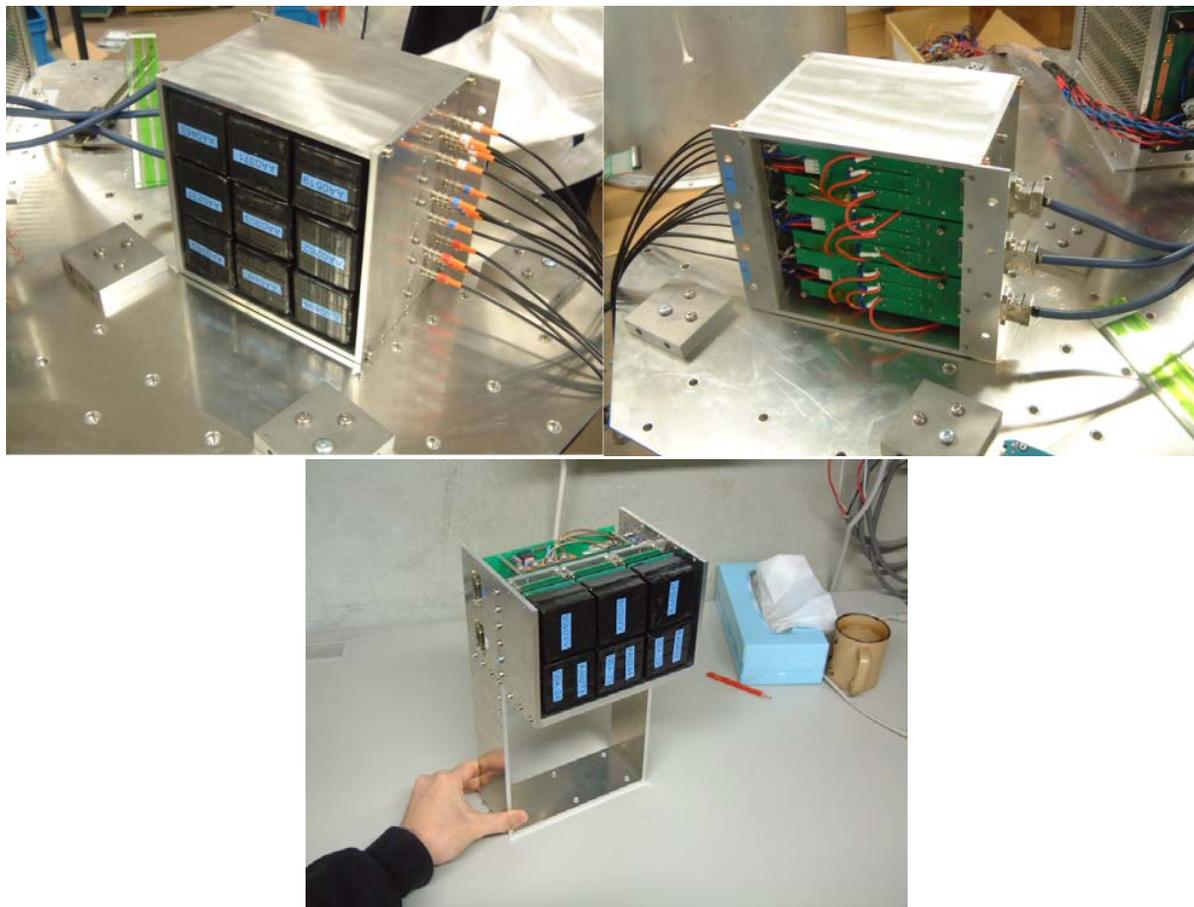


図 5.26: 気球搭載用シンチレーションカメラ (上: 底面カメラ (図 5.1 の黄色部分に対応) 下: 側面カメラ (図 5.1 の緑色部分に対応))

### 5.3.2 エネルギー較正

気球搭載用シンチレーションカメラのエネルギー較正を行った。H8500 はそれぞれ増幅率が異なるので、全て平均的な増幅率を  $1.3 \times 10^6$  に揃えるように HV を調整した。それぞれのカメラに対して図 5.3 と同様のデータ取得システムを組み、 $^{133}\text{Ba}$ 、 $^{57}\text{Co}$ 、 $^{137}\text{Cs}$ 、 $^{54}\text{Mn}$  の各放射線源を前面照射させた。そのときのガンマ線再構成図は図 5.27、図 5.28 であり、左が底面カメラのイメージ、右が側面カメラのイメージであ

る。また、全てのピクセルにおいて得られたスペクトルに対して、ピーク値のエネルギー 122keV、662keV、835keV と ADC 値の関係をそれぞれのピクセル毎に 1 次関数でフィットし、エネルギー較正関数を得た。そして、この関数により変換したシンチレーションカメラ全体の足し合わせによる平均的なスペクトルは図 5.29 のようになった。エネルギー分解能は 662keV で 11% (FWHM) であり、エネルギーごとには図 5.30 のようになった。これをフィットし、エネルギー分解能のエネルギー依存性を見ると、全ピクセルの足し合わせ平均で

$$\frac{\Delta E}{E}[\%] = 3.0 \times 10^2 \left( \frac{E}{\text{keV}} \right)^{-0.50} \quad (5.8)$$

となった。以上から、気球搭載用シンチレーションカメラは全体として目的通りの 80 keV–800 keV の入力ダイナミックレンジを持ち、性能を落とすことなく以前よりも低電力（プロトタイプの 4 分の 1）、各ユニットがコンパクト（HV 供給システム、前置増幅器のコンパクト化）でかつ有感面積を大面積（プロトタイプの 1344 ピクセルの約 1.5 倍である全 2112 ピクセル）にすることが実現できた。このシンチレーションカメラで得られた気球実験でのデータ等については章 で述べる。

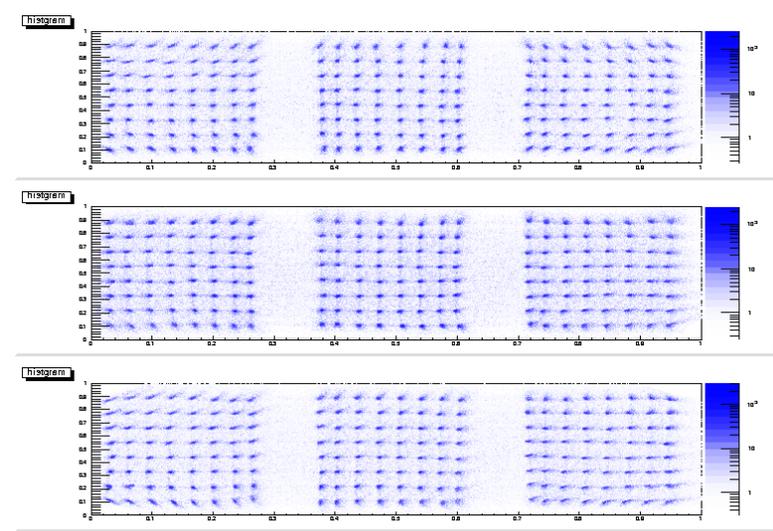


図 5.27: 気球搭載底面シンチレーションカメラ 572 ピクセルガンマ線再構成図 ( $^{137}\text{Cs}$  照射時)

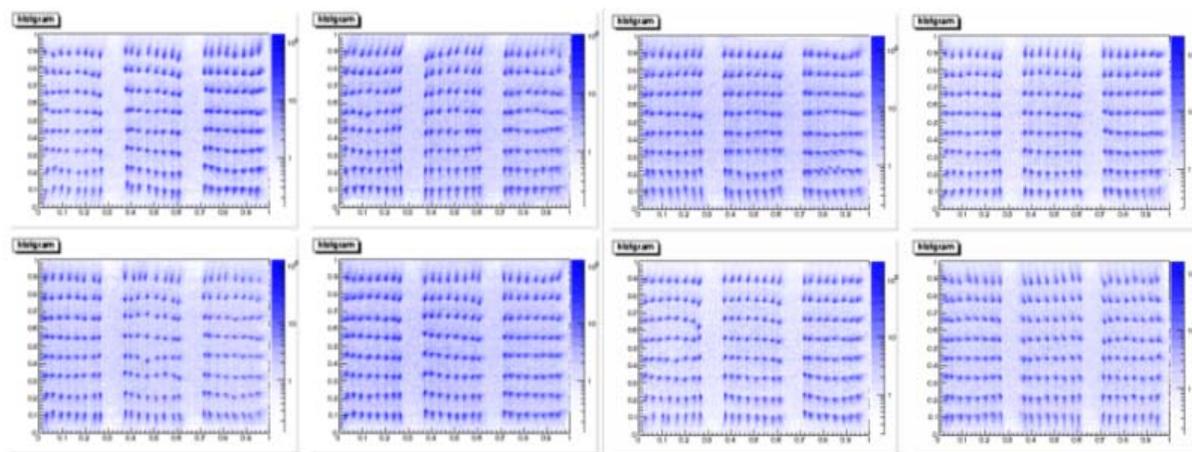


図 5.28: 気球搭載側面シンチレーションカメラ 1536 ピクセルガンマ線再構成図 ( $^{137}\text{Cs}$  照射時)

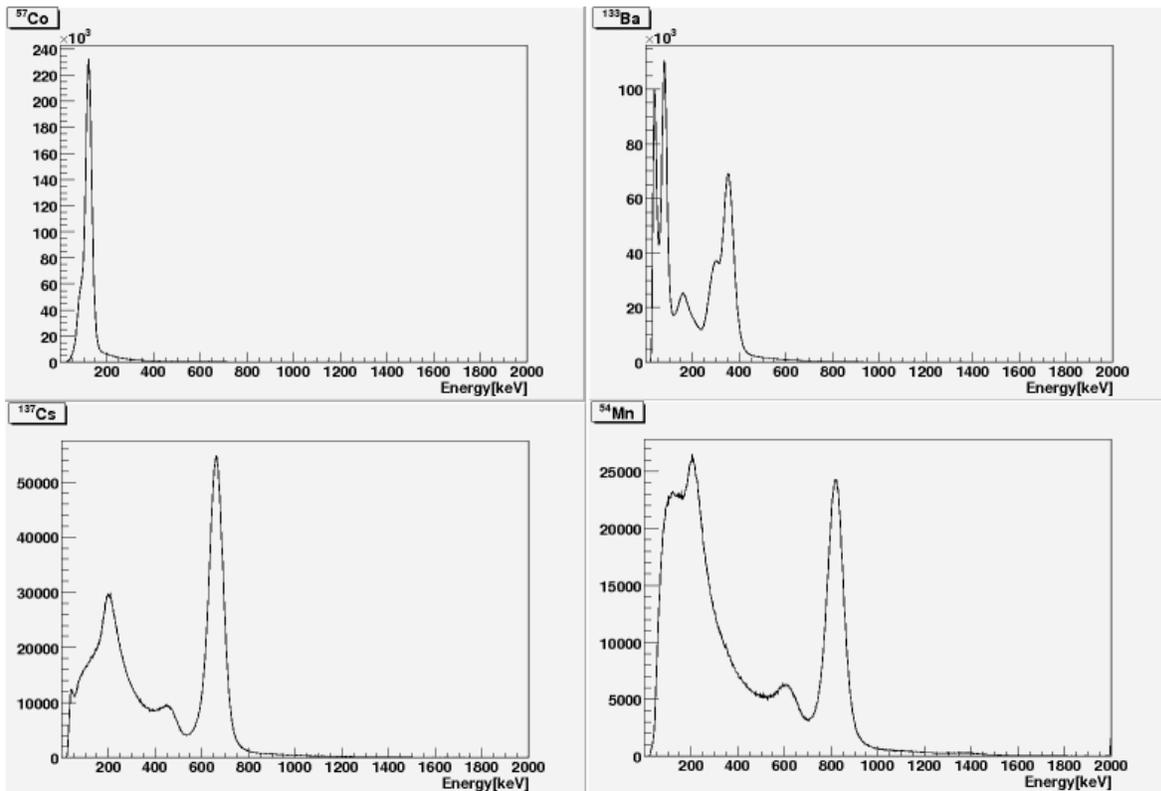


図 5.29: 気球搭載シンチレーションカメラ前面で得られた平均的なスペクトル左上： $^{57}\text{Co}$ 、右上： $^{133}\text{Ba}$ 、左下： $^{137}\text{Cs}$ 、右下： $^{54}\text{Mn}$

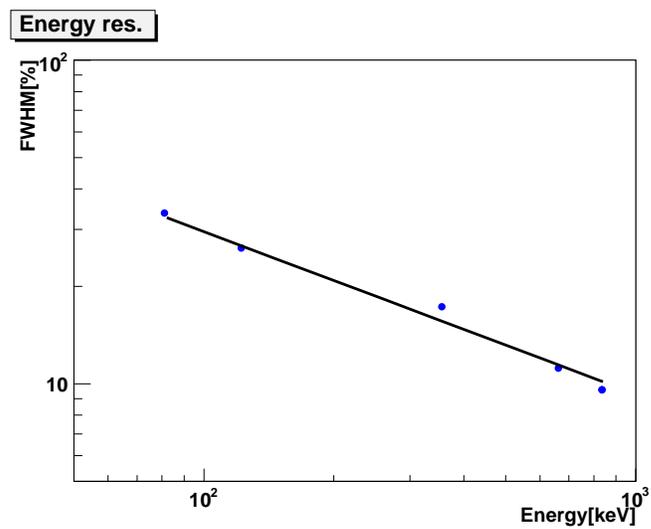


図 5.30: エネルギー分解能

## 第6章 気球システムの開発

気球実験を行う場合、観測装置は上空の低温真空条件の中でも耐えうるシステムでなければならない。また、地上とは異なり電源も用意しなければならない。よって、これらを考慮し、検出器の開発だけでなく上空でも動作する観測システム、上空での状況を常に把握するために必要な環境センサー、全系への電源供給システムの用意が必要である。この章では、開発した気球観測装置について、主に行った全系への電源供給システムの開発、環境センサーの性能評価について述べる。

### 6.1 気球全システム概略

気球実験系全システムの構成について概略を述べる。上空 35 km での実験を想定しているが、そこは  $-40^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3}$  atm という非常に過酷な環境であり、このような環境でシステムが耐えなければならない。なるべく地上と似た環境でシステムを動かすことを考えた場合、耐圧容器（ベッセル）を用いることが考えられる。その中であれば、環境に関しては温度のことだけを考えれば良いので比較的開発は容易である。ただし、ベッセルの材質によって観測しているものを遮断してしまう可能性はあるので注意しなければならない。今回観測を行うものは 100 keV 以上のガンマ線であるので、耐圧容器の材質としてアルミニウムを選べば、100 keV のガンマ線の減衰係数が  $0.16 \text{ cm}^2/\text{g}$  であり 2 cm 以上の厚みでようやく光子数が  $\frac{1}{e}$  に落ちる程度であるため、数 mm の厚さであれば十分観測可能である。過去の気球実験の例から、数 mm の厚さがあれば強度に関しても保障されている。そういう理由で、今回検出器系全てをベッセルに入れることにした。

上空で考えなければならないことがもう一つあり、それは電源供給システムである。前述のように、電力源のない気球実験では電力源として電池を利用し、その電圧からレギュレータや DC/DC コンバータを用いて各モジュールに必要な電圧を作り出さなければならない。そのため、電池および電圧変換を行うためのモジュールを用意する必要がある。この変換の過程は効率が 100% ではないため、どうしても熱を作り出してしまい、もし耐圧ベッセルのように機密性の高い容器内に電圧変換モジュールを配置すると、その他の機器に影響を与える可能性がある。そこで今回は電源供給システムは全てベッセル外に設置することにした。

また、今挙げたものの他に、今回気球実験が初めてであるので上空での様々な環境を知るための環境センサーを導入し、そのデータを検出器のデータと共に取得するようにした。具体的には、GPS、磁場センサー、傾斜計、気圧計、温度センサーを用意することにした。GPS は気球観測中の高度、位置および時刻情報を知るために、磁場センサー、傾斜計はゴンドラの傾きを知るために設置する。気圧計ではベッセル内外、 $\mu$ -TPC の気圧を測定し、温度センサーで気球系全体の数箇所の温度を測定する。

これらを開発するわけであるが、気球実験はそれだけでは十分ではなく気球そのものの制御系、気球地上間のやりとりをするための通信系も用意しなければならない。これらに関しては、今回宇宙科学研究本部大気球グループの協力により担当を任せることにした。

以上を基に、図 6.1 のような全システム構成をとることにした。外側には  $1200 \text{ mm} \times 1450 \text{ mm} \times 1350 \text{ mm}$ 、厚さ 3 mm のアルミ製の枠を設けてあり、3 層の構造を持つ（図 6.2）。2 階、3 階部分には全系に電源を供給するための電池、電池から各モジュールに必要な電圧を作り出す電圧変換モジュールを載せる。そして、1 階部分には気球工学系担当の、地上との通信をするための送受信機（テレメトリー、コマンド）、パラスト等を載せる。また、環境センサーである GPS アンテナ、磁場センサー、気圧計、温度センサーをこの外側部分の各部に設置する。枠の内側には  $\phi 992 \text{ mm}$ 、高さ 1400 mm、厚さ 3 mm（胴体は 4 mm）のアルミ製耐圧容器であるベッセル（図 6.3 を設置し、2 箇所にフランジを設け、ここからベッセル内外の電源、信号

ラインのやりとりを行う。フランジのコネクタには真空でも耐えられる D-sub コネクタを使用するようにした。ベッセル内は2層構造になっており、上の層に MeV ガンマ線コンプトンカメラとアンプボードを置く。下の層には DAQ を構成するエンコーダーボード (FPGA ボード) NIM モジュール、VME モジュールを置き、取得データをためるためのハードディスクを2つ、耐圧容器の中に設置する。さらに、環境センサーである傾斜計、気圧計、温度センサーも必要な場所に取り付ける。全てのモジュールに用いられる素子は、上空の環境でも耐えられるように工業仕様の $-40\sim 85^{\circ}\text{C}$ の温度範囲を持つものを使用した。

観測データは上記のデータ以外に、検出器の様子を知るためにスケアラを用いてトリガーカウント情報も取得することにした。検出器のデータはベッセル内のハードディスクにためるだけでなく、一部をテレメトリーで地上に送りモニターするようにした。また、トリガーカウントデータおよび環境センサーのデータも同様に地上へ送ることとし、上空で何が起きているかを常に把握しておくために 1 Hz でデータを送り常時モニターするようにした。

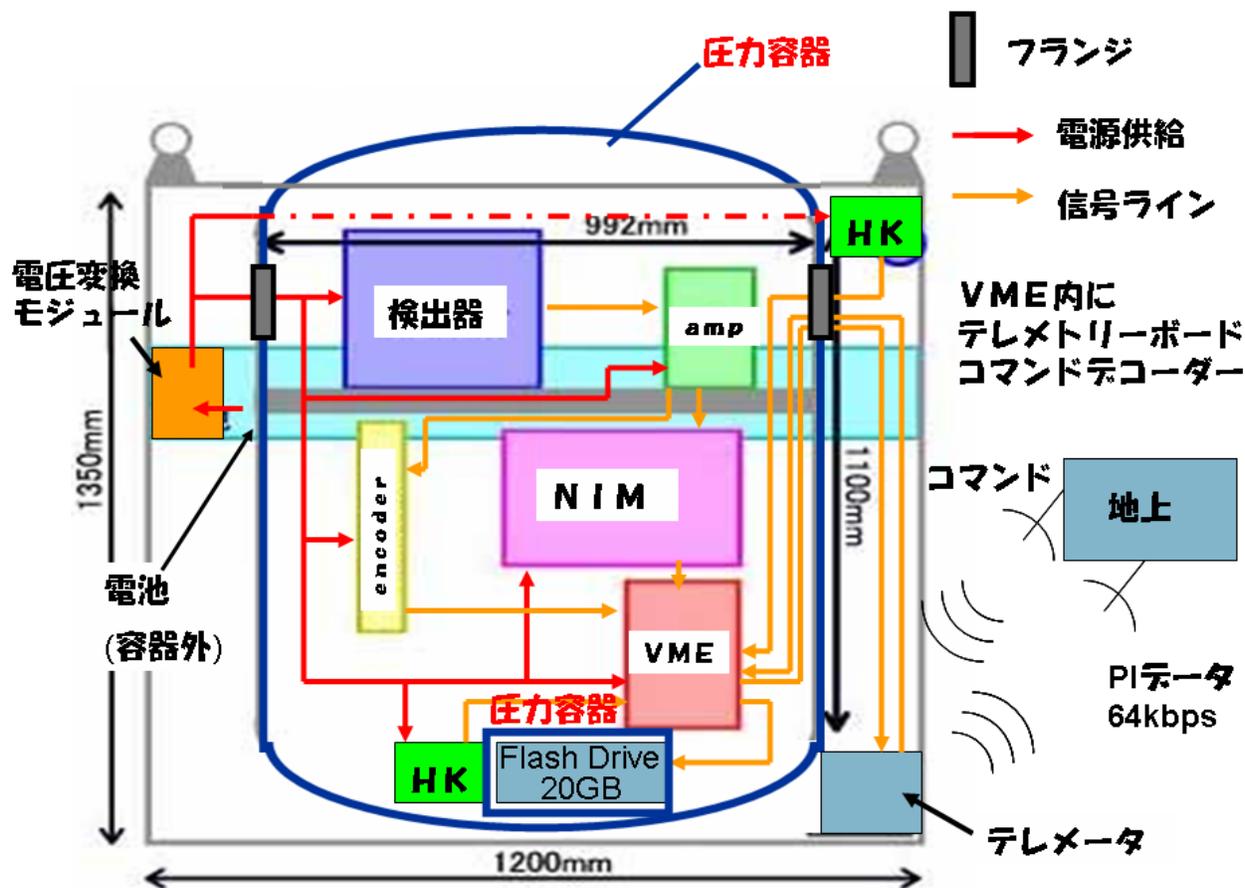


図 6.1: 気球実験全システム構図

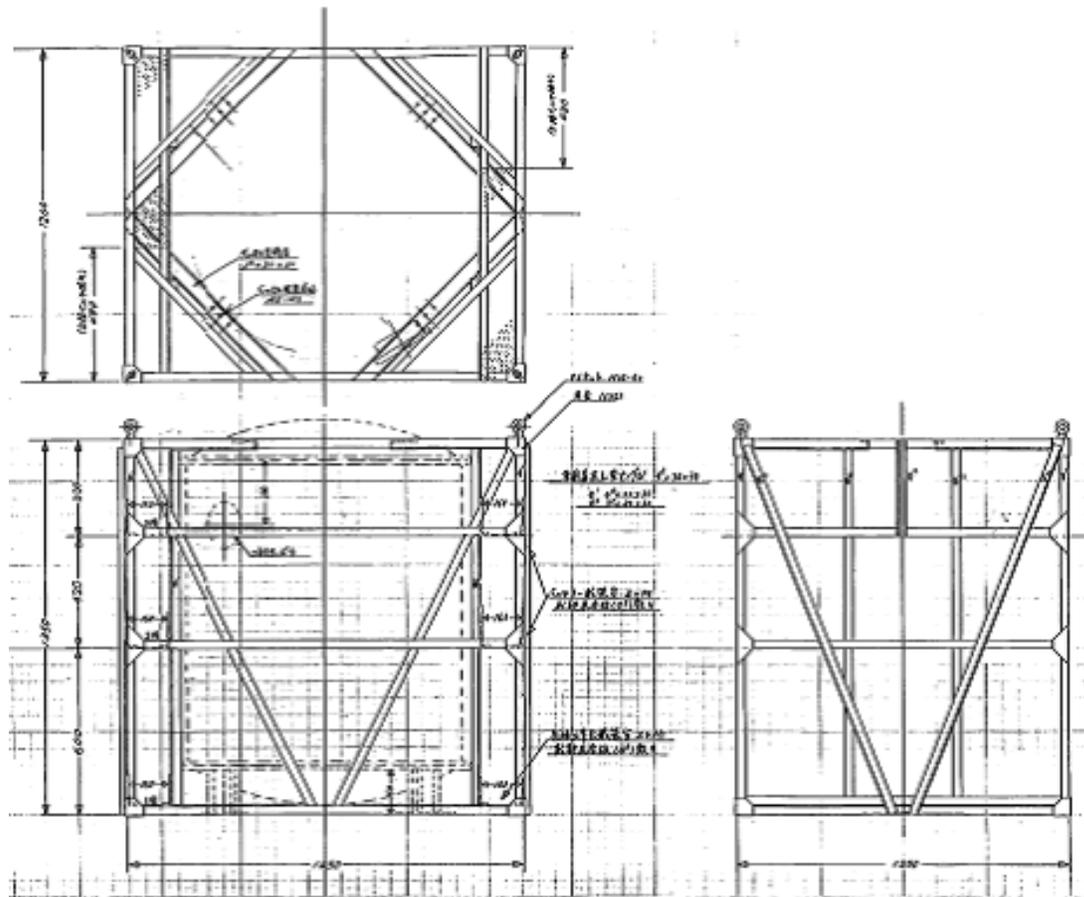


図 6.2: 気球ゴンドラ外枠図面



図 6.3: 耐圧ベッセル

## 6.2 電源システム開発

### 6.2.1 電源システム構成

気球実験における電源システムを構築するにあたり、以下の点について考慮した。

- 消費電力および電力源

全システムでどれだけ電力を消費するかを把握し、さらにその消費電力でどれだけの時間消費し続けるのかを知る必要がある。それにより、大雑把にどのくらい電力を用意しなければならないかがわかる。上空での電力源として考えられるものは、3章でも述べたように太陽電池やリチウム電池であり、これらの決められた電圧からレギュレータや DC/DC コンバータによって必要な電圧を作りださなければならない。短期間の実験であればリチウム電池で十分であるが、単純にフライト時間分だけではなく余裕を持った容量の電池を用意すべきである。

- 出力電圧の種類

各モジュール類が要求する電圧を知り、それに合うレギュレータや DC/DC コンバータを選定しなければならない。そして、電圧のケーブルによるドロップやレギュレータによるドロップがあるため、出力電圧はそれらを考慮して決定する必要がある。

- 環境への対応

上空では真空低温の状況であるので、それに耐えうる素子を選ばなければならない。また、放熱はほぼ輻射のみによるものなので、高温にも耐えられなければならない。つまり、広い温度範囲を持ち、真空下でも使用可能な素子を選定する必要がある。レギュレータを使用する場合は、変換効率が高くない分、ドロップ電圧が熱に変わるのでその影響も考えるべきである。通常、DC/DC コンバータの変換効率は ~80–90 %、レギュレータの変換効率は ~60–70 % である。

- ノイズ

なるべくアナログ機器系とデジタル機器系とを分けるようにし、グラウンドからノイズが回り干渉することを避ける必要がある。また、DC/DC コンバータを使用する場合は、スイッチングによるノイズの影響も考えるべきである。通常、DC/DC コンバータのリプルノイズレベルは ~50 mVrms、レギュレータは ~0.1 mVrms である。

これらの要求を満たすようにまず、必要な消費電力について調べ、それを基に電源システムを構築、開発、および評価を行った。それらについて以下で述べていく。

#### 消費電力

気球搭載機器全系の消費電力について表 6.1 にまとめた。シンチレーションカメラ系、 $\mu$ -TPC 系、その他 VME モジュール、その他 NIM モジュール、アンタイカウンター系、環境センサー系別で色分けしてある。また、この表における数値は基本的に公称値による最大値を記しており、実際の合計消費電力値はこの値よりも小さい値である。この表より、全消費電力は ~250 W であり、必要出力電圧値は  $\pm 3$  V、 $\pm 6$  V、 $\pm 12$  V、 $+5$  V、 $+3.3$  V、 $+24$  V の 9 種類である。

#### 電圧変換

今回の実験は、予定フライト時間が 6 時間程度であるので、電力源としてリチウム電池を用いることにした。水平フライト以外の浮遊時間（約 6 時間）および準備時間（2 時間程度）等の時間を含めると約 14 時間分の電池容量が必要である。万が一トラブルが起こったり、準備に時間がかかってしまったりしたときのために必要容量の倍以上の容量を持つ 30 時間分の容量を持たせることに決定した。

この電池は、上でも述べたように出力電圧値が決まっている（定格電圧 3.3 V）ので、その電圧値の倍数の電圧しか供給できない。そのため、電池からレギュレータや DC/DC コンバータを用いて電圧変換を行い 9 種類の電圧を作りださなければならない。これらはそれぞれ長所と短所を持っており、レギュレータはノイズが少ないが変換効率の悪さから熱を作り出しやすく、DC/DC コンバータは変換効率が良いから熱を作り出しにくい。そこで、初めはノイズに弱いアナログ系のみと、ノイズの影響を受けにくいデジタル系および環境センサー系の 2 系統に分け、それぞれレギュレータ、DC/DC コンバータを用いた電圧変換モジュールを作ることにより熱とノイズをなるべく下げる方向で開発を進めた。しかし、DC/DC コンバータのノイズは予想以上に検出器側に回ってきてしまい、使えないことがわかった。そこで、全てレギュレータを用いて作ることにした。ただし、ノイズの回り込みのことを考慮して、上の 2 系統は分けて作ることにした。その結果、ノイズの問題はなくなったがやはりレギュレータのみを用いているために熱問題が浮上してしまっただけで、ベッセル内に影響を与えないためにゴンドラ枠に取り付けることにし、放熱面の確保をすることで夜放球は可能となった。ところが、宇宙科学研究本部大気球グループの助言により、気球回収率を上げるために昼放球をすることが決定し、さらに放射面積の拡大および吸収係数の低い白色ペイントという対策をもって太陽光の影響を緩和する改良を行った。そして最終的には熱問題も解消することができ、気球実験として用いる電圧変換モジュールが完成した。

今回の気球実験における電源供給システムは図 6.4 のような構成となった。青破線で囲んだ部分はベッセル内のモジュールであり、それ以外は外に配置した。電圧変換モジュール、電池についての詳しい説明は以下で述べる。

## 6.2.2 電圧変換モジュール

### 構成

上で述べたように、各モジュールに必要な 9 種類の電圧を電池から作りだすためにレギュレータを用いた電圧変換モジュールをクリアパルス社と共同開発した。図 6.4 のようにノイズを考慮した 2 系統から成り、主にアナログ信号を取り扱う NIM モジュール、検出器系用のものと、デジタル信号を取り扱う VME モジュールおよび環境センサー用の 2 系統である。9 種類の電圧をこの 2 つの系統ごとに、NIM およびシンチレーションカメラの前増幅器用  $\pm 6$  V、NIM 用  $\pm 12$  V、 $\mu$ -TPC 用  $\pm 3$  V、+3.3 V、+12 V の 8 種類と、VME 用 +5 V、 $\pm 12$  V、環境センサー用 +5 V、 $\pm 12$  V、+24 V の 7 種類に分けて作り出すことにした。さらに、環境センサーは消費電力が小さいので +5 V と +12 V に関しては同じ電池から作るようにし、入力側としては 8 種類と 6 種類の電圧をそれぞれ作り出す構成とした。

全ての系統に関して、突入電流の影響が出てしまったり、もしこれらの系統のうちの一つでも挙動がおかしくなってしまうと、検出器に影響を与えてしまったりしてはいけなないので、PLD (programmable logic device) 回路およびリレー回路を用いて制御するようにした。必要電圧が正常に輸入された場合に PLD 回路にてリレー回路を制御し、各系統のスイッチの ON/OFF ができるような形である。この制御系に関しては簡易化のため、他の系統とグラウンドを独立にとるようにし、DC/DC コンバータにて各電圧を供給することにした。ただし、念のためコンデンサーとコイルによるフィルターは入れることにした。

以上の構成において、必要な電圧・電力に対してどういったレギュレータ、どれくらいの電池容量が必要かについてまとめたものが表 6.2 である。

### 使用レギュレータ

必要電圧（二次電圧）および電流容量から、用いるレギュレータが決まってくる。また、今回は気球実験で使用するため真空下でも使え、かつ使用温度範囲の広いものが求められる。そうしたことを考慮した上で、主な系統ではシリーズレギュレータである LINEAR TECHNOLOGY 社の LT1083[64] を採用し、消費電流の少ない環境センサー系は、それに伴い同社の LT1084 を採用した。逆に消費電流の大きい  $\mu$ -TPC+3 V、

物	電圧 [V]	電流 [A]	電力 (個 or モジュール) [W]	個数	電力 (合計) [W]
DAC	6	1.82	10.920	1	10.92
	12	0.02	0.240	1	0.24
	-12	0.02	0.240	1	0.24
シンチプリアンプ	6	0.043	0.258	11	2.838
	-6	0.043	0.258	11	2.838
シンチ Shaper	12	0.59	7.080	3	21.24
	-12	0.59	7.080	3	21.24
シンチ ADC	5	0.2	1.000	3	3
	12	0.3	3.600	3	10.8
	-12	0.4	4.800	3	14.4
μ-PICHV(Anode)	12	0.0925	1.110	1	1.11
μ-PICHV(D r i f t)	12	0.245	2.940	1	2.94
ASD(80ns)	3	10	30.000	1	30
	-3	3.9	11.700	1	11.7
μ-PIC メモリ	5	0.4	2.000	1	2
μ-PIC エンコーダー	3.3	4.25	14.025	1	14.025
FADC	5	1.7	8.500	1	8.5
VME CPU	5	3.5	17.500	1	17.5
パラレルポート	5	0.55	2.750	1	2.75
	12	0.072	0.864	1	0.864
	-12	0.096	1.152	1	1.152
lvds I/O	5	0.5	2.500	1	2.5
scaler	5	2	10.000	1	10
monitor ADC	5	1.5	7.500	2	15
	12	0.048	0.576	2	1.152
	-12	0.033	0.396	2	0.792
discriminator	5	0.6	3.000	1	3
	12	0.02	0.240	1	0.24
	-12	0.3	3.600	1	3.6
LVDS TTLNIM	6	0.5	3.000	1	3
	-6	0.3	1.800	1	1.8
気圧計	12	0.05	0.600	1	0.6
	24	0.01	0.240	1	0.24
傾斜計	12	0.004	0.048	2	0.096
	-12	0.004	0.048	2	0.096
GA	5	0.03	0.150	2	0.3
GPS	5	0.09	0.450	1	0.45
温度センサ	5	0.01	0.050	20	1
ファン	12	0.37	4.440	4	17.76
				合計	243.123

表 6.1: 各モジュール類消費電力

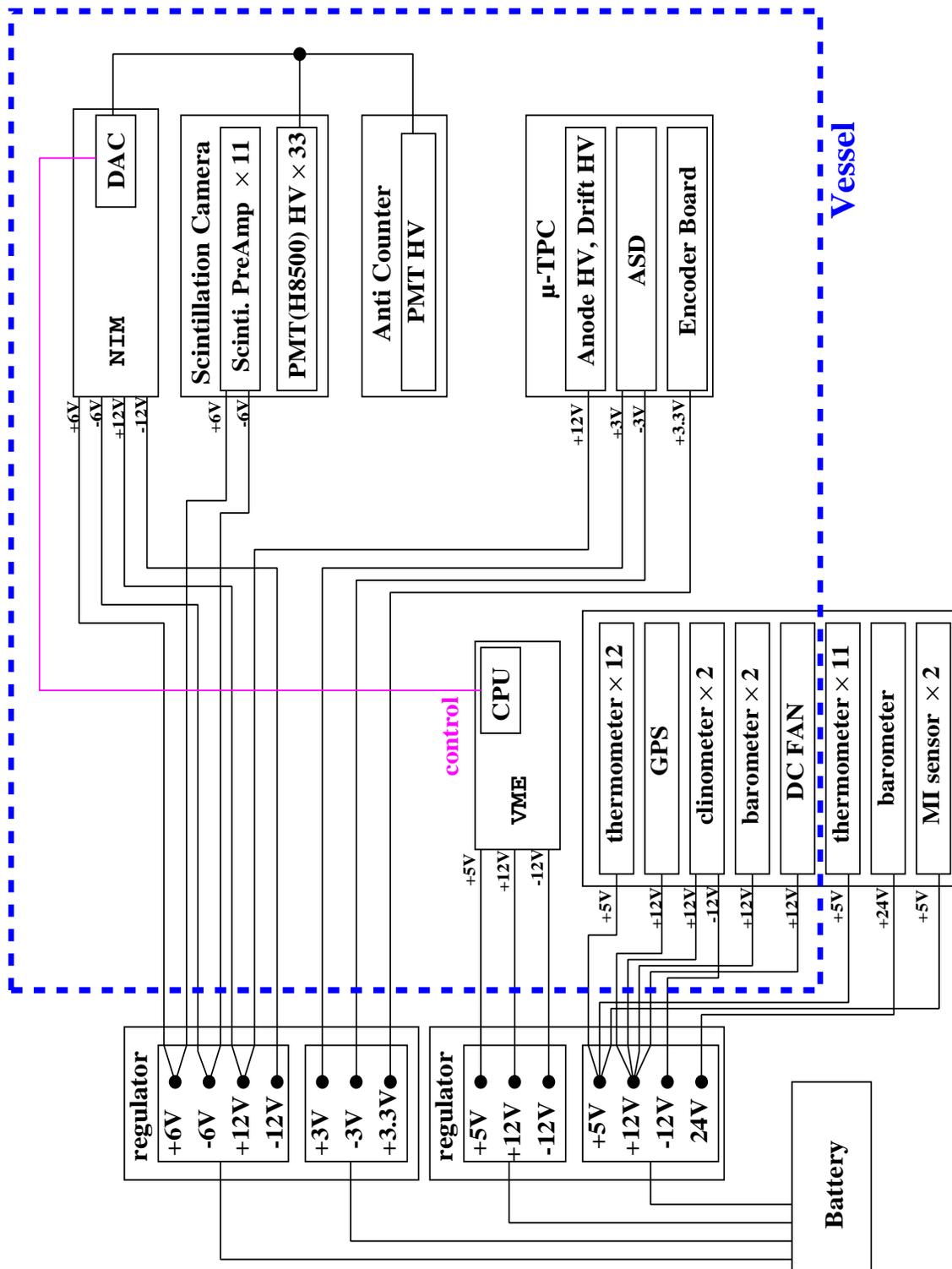


図 6.4: 電源供給システム構成図

用途	電圧 [V]	電流 [A]	電力 [W]	レギュレータ	入力電圧 [V]	電池電圧 [V]	1次電力 [W]	消費電力 (ロス) [W]
NIM, Scinti. PreAmp	6	2.793	16.758	LT1083	≥ 7.4	9.9	27.6507	10.8927
	-6	0.773	4.638	LT1083	≥ 7.4	9.9	7.6527	3.0147
NIM	12	1.79	21.48	LT1083	≥ 13.4	16.5	29.535	8.055
	-12	1.79	21.48	LT1083	≥ 13.4	16.5	29.535	8.055
μ-TPC	3	10	30	LT1085	≥ 4.9	6.6	66	36
	-3	3.9	11.7	LT1083	≥ 4.4	6.6	25.74	14.04
	3.3	4.25	14.025	LT1083	≥ 4.7	6.6	28.05	14.025
	12	0.3375	4.05	LT1083	≥ 13.4	16.5	5.56875	1.51875
電源制御 ( N I M 箱 )			6.6	DC/DC+filter		6.6	6.6	1.98
		合計	130.731			合計	226.33215	97.58115

VME	5	12.85	64.25	LT1085	≥ 7.4	9.9	127.215	62.965
	12	1.088	13.056	LT1083	≥ 13.4	16.5	17.952	4.896
	-12	1.662	19.944	LT1083	≥ 13.4	16.5	27.423	7.479
環境センサー系	5	0.38	1.9	LT1084	≥ 13.4	16.5	6.27	6.921
	12	1.538	18.456					
	-12	0.008	0.096	LT1084	≥ 13.4	16.5	0.132	0.036
	24	0.01	0.24	LT1084	≥ 25.4	26.4	0.264	0.024
電源制御 ( V M E 箱 )			6.6	DC/DC+filter			6.6	1.98
		合計	124.542			合計	185.856	84.301

1次電力 412.188 W  
2次電力 255.273 W  
ロス 181.882 W

表 6.2: 電圧変換モジュールの各電圧に対する構成

VME+5 Vには同社のLT1085を用い、トランジスタ(東芝製2SA1012、2SB434)を接続させることで、レギュレータへの流入電流をおさえるようにした。

このレギュレータでの最小ドロップ電圧は1.4 V(レギュレータのドロップ+逆電流を防ぐダイオードによる)であり、電池1つの定格電圧は3.3 Vであるので、それぞれのシステムに必要な電池電圧(一次電圧)は表6.2のように決まってくる。それと同時に、一次電圧と二次電圧の差分よりレギュレータでロスしてしまう消費電力も決まる。このロス分は主に熱に変わってしまうため、熱について考えなければならない。

## 熱

電圧変換モジュールの熱による検出器系への影響を考え、ベッセル外へ置くことにした。このとき、表6.2のロス分の熱から電圧変換モジュールの上空での温度を考え、電圧変換モジュールの大きさをどれくらいにすれば良いかを見積もった。上空~35 kmでは、ほぼ真空状態( $6.0 \times 10^{-3}$  atm)であり空気対流による冷却は期待できず、熱収支は輻射のみで決まってしまう。電圧変換モジュールが熱平衡状態にあり、全ての熱のやりとりはロスなく起こるものとする、ロス分の電力を $P_W[W]$ 、放射熱を $P_o[W]$ 、大気の輻射を $P_a[W]$ 、太陽光の吸収を $P_S[W]$ として、

$$P_W + P_a + P_S = P_o \quad (6.1)$$

が成立する。ただし、夜の場合は太陽による影響がないため左辺の $P_S$ は考えなくてもよい。電圧変換モジュールの入熱・放熱面の面積を $S[m^2]$ 、平衡温度を $T[K]$ 、輻射率を $\epsilon$ 、吸収率を $\alpha$ 、大気温度を $T_a[K]$ 、太陽光強度を $L[W/m^2]$ 、ステファンボルツマン定数を $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}[W/m^2K^2]$ とするとそれぞれ、

$$P_W = (\text{電圧変換モジュールでのロス分}) \quad (6.2)$$

$$P_a = \epsilon\sigma T_a^4 S \quad (6.3)$$

$$P_S = \alpha L S \quad (6.4)$$

$$P_o = \epsilon\sigma T^4 S \quad (6.5)$$

と表される。

夜放球を想定しているので、太陽の影響を考えない場合について考える。温度が高くなる方のみを考えれば十分であるので、NIM側のみを扱う。ロス分の熱は、表6.2より97.6 Wである。電圧変換モジュールの放熱面が黒体であると仮定すると、上空35 kmでは気温-40°Cなので、

$$P_a = 168S \quad (6.6)$$

$$P_o = 5.67 \times 10^{-8} T^4 S \quad (6.7)$$

となる。ここで、上で述べたように用いている全ての素子は工業仕様であり85 °Cまで耐えうるので、

$$T = 85 \quad (6.8)$$

とすると、

$$S = 0.13[m^2] \quad (6.9)$$

が求まる。最も熱くなった場合を仮定しているので、放熱面積としてはこの値に近いものにすれば問題なく動作することがわかる。

以上より、どういったレギュレータを用いてどれくらいの放熱面積を持つものを作ればよいかがあった。ゴンドラ枠の大きさを考慮し、NIM側、VME側の電圧変換モジュールはそれぞれ160 mm × 420 mm × 365 mm ( $S = 420 \text{ mm} \times 365 \text{ mm}$ )、160 mm × 370 mm × 375 mm ( $S = 370 \text{ mm} \times 375 \text{ mm}$ )とした。レギュレータはそれぞれ放熱面に接するようにし、上で求めた放熱面を得られるような配置を取るようにした。

## 夜放球用電圧変換モジュール

以上のことを踏まえて製作した電圧変換モジュールが6.5であり、左がNIM側、右がVME側のモジュールである。



図 6.5: 電圧変換モジュール 左：NIM側 右：VME側

気球上昇中の空気があるうちの冷却効果を期待し、放熱板も取り付けた。この放熱板の底部に直接レギュレータ、トランジスタを配置しており、上で求めた面積で放射できるようにした。電圧の入出力であるが、図 6.5 表面に取り付けられた D-sub コネクタにてやりとりをする。気球実験本番前にも使用できるように、入力側は電池用だけではなく直流電源用のコネクタを用意した。図 6.5 のフロントパネルの右側にある 3 色のボタンは、それぞれ上からスタンバイ、電源 ON、電源 OFF スイッチである。スタンバイスイッチを押すことで、モジュール内の PLD およびリレーの電源が入る。そして、入力電圧がきているかどうかを PLD で判断し、正常な入力が行われていると、電源 ON ボタンを押すことで出力電圧が出てくる。電源 OFF ボタンを押すと、PLD で全ての入力電圧が正常であることが確認された後にシャットダウンし、出力がとまる。この電源 ON/OFF に関しては、フロントパネルにある D-sub を通じてコマンド入力により制御することも可能である。また、CPU を含む特に重要だと思われる VME 系の電圧 +5 V、±12 V については、モジュール内に取り付けたフォトカプラを用いて完全孤立化させた状態の信号を D-sub から出力するようにし、気球工学システムでモニターできるようにした。この信号を確認することで正常動作確認ができる。

### 6.2.3 電池

使用電池は、使用温度範囲が広く真空下でも使え、かつ容量の大きいものという条件から Electrochem 社の CSC シリーズ 3B36 (図 6.6) を選定した。性能に関しては表 6.3 の通りである。この電池を、電圧変換モジュールに必要な電圧を与えるために直列につなぎ、さらに必要な時間の容量を確保するために並列につなぐことによって電池パックを構成する。電圧変換モジュールからの要請により、30 時間駆動させるのに必要な直並列の構成は表 6.4 のようになった。



図 6.6: 使用電池 Electrochem 社製 3B36

開放電圧	3.9 V
定格平均負荷電圧	3.3 V
定格放電電流	1000 mA
定格容量	30 Ah
最大連続放電電流	4 A
動作温度範囲	-32°C – 93°C
重量	213 g
直径	33.5 mm
長さ	111.4 mm
安全ヒューズ	7 A

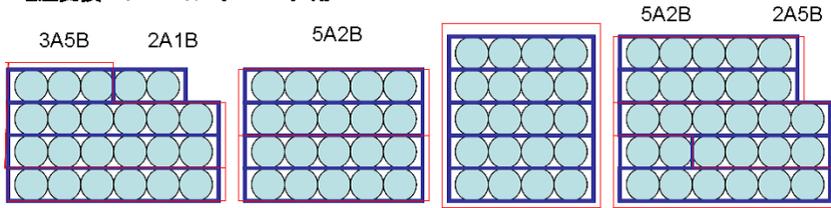
表 6.3: 3B36 の性能

用途	直列	並列	用途	直列	並列
NIM、Scinti. PreAmp +6V	3	5	VME +5V	3	17
NIM、Scinti. PreAmp -6V	3	2	VME +12V	5	2
NIM +12V	5	2	VME -12V	5	2
NIM -12V	5	2	環境センサー系 +5V, +12V	5	2
$\mu$ -TPC +3V	2	10	環境センサー系 -12V	5	1
$\mu$ -TPC -3V	2	4	環境センサー系 +24V	8	1
$\mu$ -TPC +3.3V	2	5	電圧変換モジュール ( VME ) 電源	2	1
$\mu$ -TPC HV +12V	5	2			
電圧変換モジュール ( NIM ) 電源	2	1			

表 6.4: 電池パックに必要な直並列数

この構成に沿って電池パックを構成すれば良いのであるが、実際にはこの電池パックをゴンドラ枠に載せるため、形状を考慮しなければならない。また、消費電流の多いものは、あまり電池を密集させすぎると熱がこもってしまう可能性があるためパッキングする個数も考慮しなければならない。そこで、後に電池パック全体の形状を変えやすく、かつ一つ一つのパックは電池の数が多くならないように図 6.7 のような構成にした。それぞれ、青線で囲まれる 2–6 個ごとの塊から成り、並列につながる部分はメイテンロックコネクタにて結合され、D-sub コネクタで出力される構成である。図 6.8、6.9 にパッキングの例と電池パックから D-sub へのケーブルを示した。気球実験の際には、この電池パックをゴンドラ枠に取り付けられた発泡スチロールの箱 10 個の中に分散させて配置させた。

電圧変換モジュール (NIM) 用



電圧変換モジュール (VME) 用

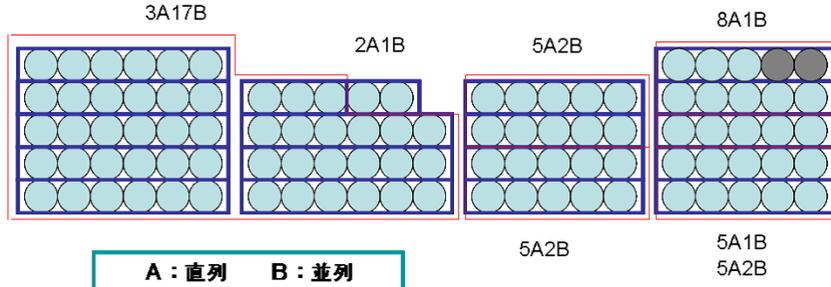


図 6.7: 電池パック構成図



図 6.8: 電池パックの例

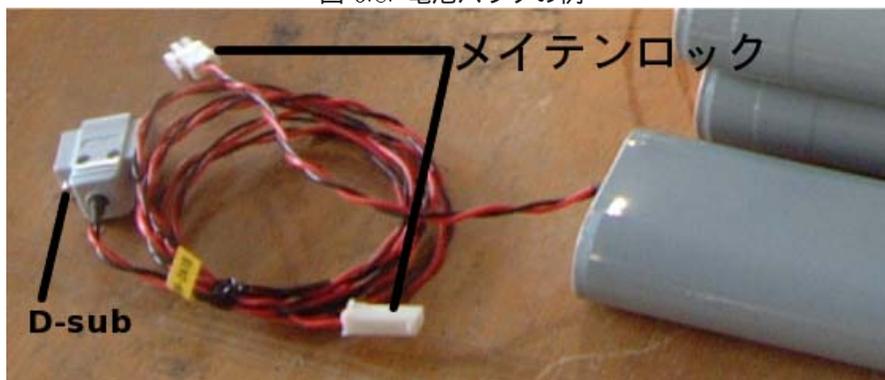


図 6.9: 電池と電圧変換モジュールをつなぐケーブル

## 6.2.4 環境試験

以上の電圧変換モジュールおよび電池を用いて、動作試験、環境試験を行った。まずは直流電源を入力側に用いて、何も負荷をかけずに電圧変換モジュールの電源を入れた。このときの出力電圧をテスターで測ったところ表 6.5 のようになった。これより、必要な電圧を得られていることがわかる。次に、6.2 と同様の電流を流せるようにセメント抵抗を配置した負荷装置を用いて（図 6.10）同様の試験を行った。結果は表 6.5 と特に変わることなく、正常動作を確認できた。また、直流電源の代わりに電池を用いても変化は見られず、正常であることがわかった。

電圧変換モジュール (NIM)		(VME)	
電圧値 [V]	テスターの値 [V]	電圧値 [V]	テスターの値 [V]
6	6.388	5	5.458
-6	-6.199	12	12.198
12	12.135	-12	-12.233
-12	-12.197	5	4.987
3	3.456	12	12.103
-3	-3.242	-12	-12.03
3.3	4.32	24	24.031
12	11.992		

表 6.5: 電圧変換モジュールの出力電圧値

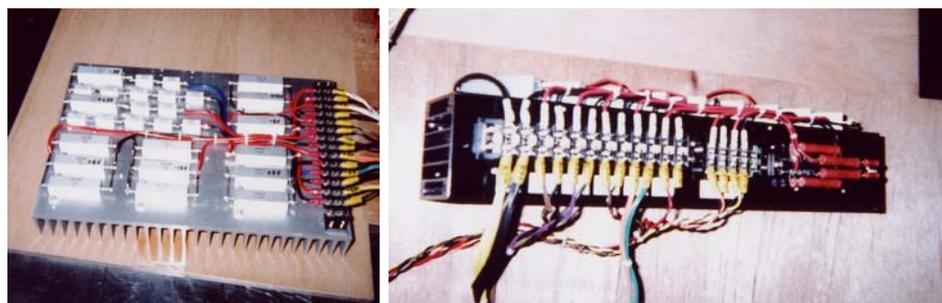


図 6.10: 用いた負荷装置

正常に電圧を返すことがわかったので、次に上空と同様の環境で温度が上がり過ぎないかを見るための試験を行った。宇宙科学研究本部特殊実験棟にある恒温槽（ダバイ社製 MZT-33S）に電圧変換モジュールと電池を入れ、上空と同様の環境（ $6.0 \times 10^{-3}$  atm、 $-40^\circ\text{C}$ ）でのそれぞれの温度変化を見た。図 6.11 がそのときのセットアップであり、電圧変換モジュールの放熱板、最も熱くなりそうな消費電流の多いレギュレータ部および電池パックの側面に温度計をつけて時間変化を測定した。そのときの結果が図 6.12 と図 6.13 である。それぞれ電圧変換モジュール、電池の温度変化を表す。この結果より、電圧変換モジュールの温度の最も高くなるところで  $\sim 10^\circ\text{C}$  程度であることがわかり、夜放球に関しては問題なく動作するということが保障された。電池に関しても、 $\sim 20^\circ\text{C}$  程度で平衡に達していることがわかり、問題ないことが保障された。

電圧変換モジュールの温度が上で計算した  $85^\circ\text{C}$  と比べてずれているが、その理由としては、実際には電圧変換モジュールのロスは全て熱には変わらない、放熱板のひだの分の面積も放射に効いている、計算とは異なり実際は黒体ではない、恒温槽の壁面への熱の伝導といったことが挙げられる。特に、まわりに何も置いていないため放射面積が大きく、さらに恒温槽の壁面に近かったため、そこから熱が逃げたのではない

かと考えられる。あくまで今回の評価については最大温度が重要であるので、詳しくは今後の課題とする。



図 6.11: 電圧変換モジュールおよび電池の環境試験のセットアップ

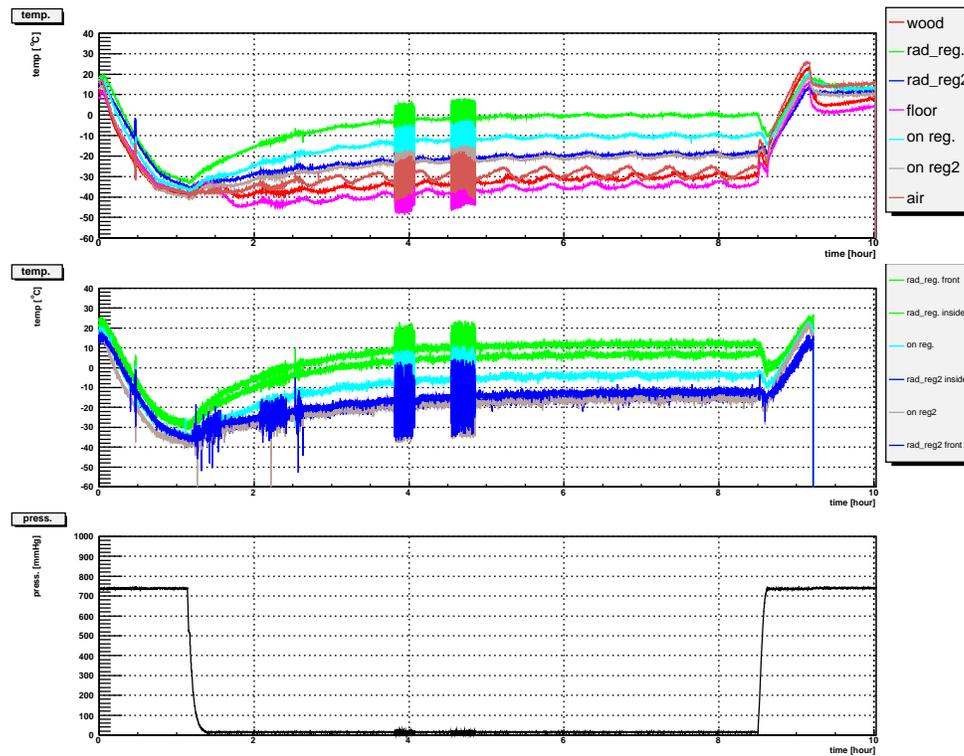


図 6.12: 電圧変換モジュールの  $6.0 \times 10^{-3}$  atm、 $-40$  °C 下での温度変化。緑色・水色が電圧変換モジュール (NIM) の温度、青色・灰色が電圧変換モジュール (VME) の温度、茶色が空気の温度、赤色・桃色は恒温槽の壁面の温度を表す。また、下図は恒温槽内の気圧の変化である。

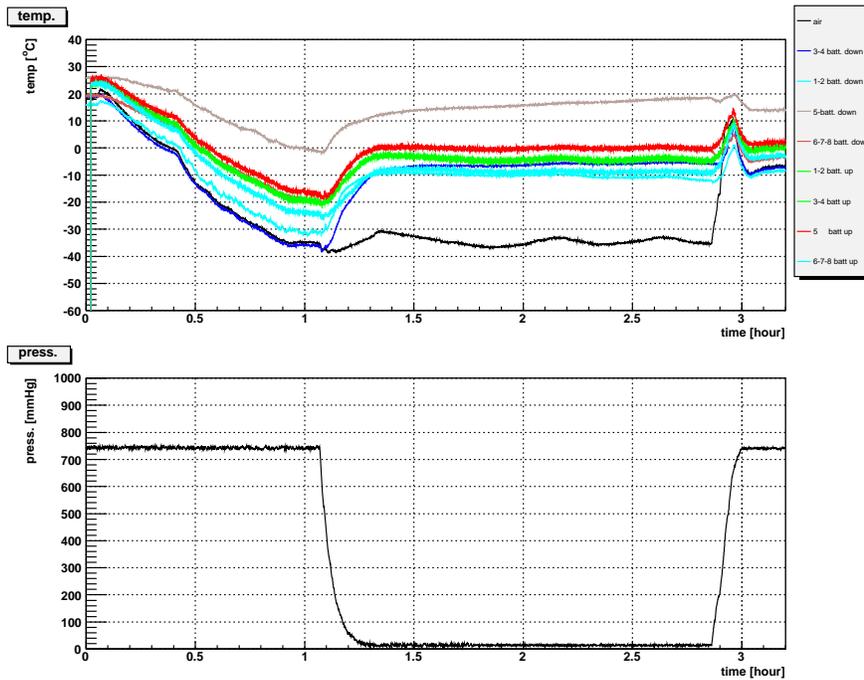


図 6.13: 電池の  $6.0 \times 10^{-3}$  atm、 $-40$  °C 下での温度変化。灰色が最も消費電流の高い ASD3V 系統、黒は空気の温度である。下図は恒温槽内の気圧の変化である。

### 6.2.5 昼放球へ向けた電圧変換モジュールの改良

当初は今回の気球実験を夜に行う予定であったが、宇宙科学研究本部大気球グループの助言から、検出器の回収率を上げるには昼放球の方が良いということで昼放球への変更が決まった。

上で述べてきたことは全て夜放球を念頭に置いてきたため、太陽の影響を考えていなかった。そこで太陽の影響を入れたときの電圧変換モジュールの温度について考え、それを踏まえて改良を行った。

#### 熱再計算

6.2.2 節では、式 6.1 の太陽の項を除いて考えていたが、ここではこの項を入れて考える。上と同様放射面積が  $0.13 \text{ m}^2$  で、太陽光が常に放射面に均等に入射している場合、熱平衡状態での電圧変換モジュールの温度を求める。ただし、太陽強度は  $L = 1000 \text{ W/m}^2$  である。

$$P_S = 1000 \times 0.13 = 130 [\text{W/m}^2] \quad (6.10)$$

なので、式 6.1 より、

$$T = 156 [^\circ\text{C}] \quad (6.11)$$

となる。上と同様最も厳しい条件で、かつ最も熱くなった場合を仮定しているためかなり高温となっている。夜放球用のときの環境試験の結果から考えると、このままでも正常に動作する可能性はある。しかし、上空ではどのようなことが起こるか予測できないため安全とは言い切れない。そこで、やはり夜放球用のときと同じように温度の制限を設け、それに対して求まる面積の放射面を持つように電圧変換モジュールの放射面を拡張させることにした。さらに、放射面に白色ペイントをすることによって太陽光をなるべく吸収しないような改良を加えることにした。

放射面が白色の場合、 $\epsilon = 0.9$ 、 $\alpha = 0.2$  であるのでそれを考慮し、電圧変換モジュールの平衡温度を素子の限界温度である  $85^\circ$  とすると、式 6.1 より、

$$S = 0.2[m^2] \quad (6.12)$$

となる。つまり、放射面の面積を夜放球用の  $\sim 2$  倍にし、表面に白色ペイントをすれば問題なく動作すると考えられる。

## 改良

上の計算結果を基に、銅板を用いて放射面積を拡大させ、表面に白色ペイントを施すという改良を行った。図 6.14、6.15 がその写真である。元々放射板に取り付けてあったレギュレータ、トランジスタも全て銅板に直接取り付け、少しでも熱を逃がせるようにした。また、図 6.14 のように、ゴンドラに取り付ける際はフレームへも熱を逃がせるような工夫もした。最終的には、ゴンドラの大きさに合わせて放射面の面積は  $S = 0.36 m^2$  としたところ、上と同様の計算を行うと

$$T = 60[^\circ C] \quad (6.13)$$

となり、太陽光が当たったとしても余裕をもって正常動作できる値を得た。これを用いた環境試験に関しては、全系の環境試験と共に述べる。



図 6.14: 銅版により放射面を拡張した電圧変換モジュール



図 6.15: 白色ペイントを施した放射面

## 6.3 環境センサー性能評価

今回、環境センサーとして、温度計、気圧計、傾斜計、磁場センサー、GPS を用意した。温度計、気圧計は上空で各機器が異常動作をしないかを知るための指標になる。温度は  $1^\circ C$  程度の精度で測定できれば十分であり、これまでの気球実験で使用されてきた信頼性のある温度計を用いることにした。気圧計はベッセル内外を知るためのものと、 $\mu$ -TPC のガス圧を知るためのものを用意した。 $\mu$ -TPC ガス圧用の気圧計は、検出器の性能に関わってくるため数% F.S. 程度の精度で測定できる気圧計を用いた。ベッセル内の気圧計は、ベッセル内が  $1 \text{ atm}$  に保たれているかを見るだけなので、精度はあまり気にせず温度範囲が広くベッセル内温度の影響を受けないものを選んだ。そして、ベッセル外の気圧計はガンマ線の吸収に関わってくる上空の大気の厚みを知る指標となるので、低圧でも測定でき信頼性のあるものが必要となる。よって、温度計同様これまでの気球実験で使用されたことのあるものを用いた。GPS は高度および検出器の位置を知るために必要である。

MeV ガンマ線コンプトンカメラは視野が広く入射ガンマ線をコリメートする必要がないため、検出器の姿勢制御を必要としない。そして今回は広がったガンマ線検出が目的であるために検出器の向いている方向は数度程度でわかっているだけで良い。しかし、次回以降の実験では天体を捉えることが目的であるため数度以内の精度で方向を知る必要がある。よって、準備段階という意味も含めて今回の実験で検出器の向いている方向を大雑把にでも知っておくことは十分に有益である。そこで、検出器のエレベーション方向の傾きを調べるために傾斜計を、アジマス方向の傾きを調べるために磁場センサーを用意した。これらも過去の気球実験で使われたことのある信頼性の高いセンサーである。

GPS 以外のセンサーに関しては全て電圧で値を返すようにし、VME モジュールである AD 変換ボードにてデータを取得するようにした。そしてハードディスクにデータをためるだけではなく、テレメトリーを介して地上でもモニターできるようにした。以下では各センサーの性能について述べ、動作試験を行ったのでそれについて述べる。

### 6.3.1 モニター用 ADC



図 6.16: 開発したモニター用 ADC

チャンネル数	32ch 差動
入力レンジ	10V
入力コネクタ	D-sub 37pin × 2
分解能	16bit
寸法	VME 1 スロット幅
動作温度	-40-85

表 6.6: モニター用 ADC の性能

上で述べたように、GPS 以外の環境センサーのデータ取得は全て ADC を用いて行った。用いた ADC は ARKUS 社と共同開発した A061B01A-SP001 (図 6.16) であり、表 6.6 が性能である。入力ダイナミックレンジ  $\pm 10$  V に対して分解能が 16 bit であるので  $\sim 0.3$  mV の分解能でデータを取得できる。この ADC を用い、各環境センサーのデータを 1 s おきに取得するようにした。また、環境センサーのデータ以外に電圧変換モジュールより供給される電圧および検出器の HV 値、電流値に対応するデータも取得するようにし、上空で異常が起きていないのかも調べられる用にした。図 6.17 はモニター ADC でのデータ取得の構成である。

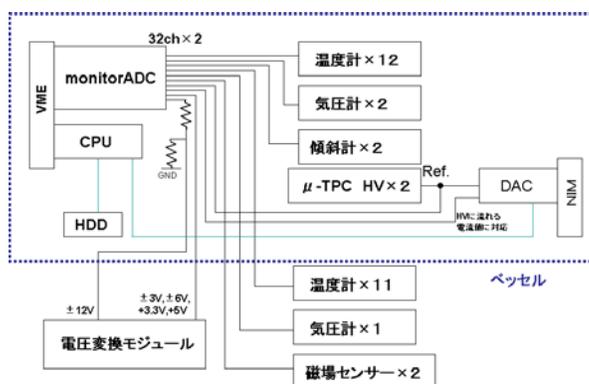
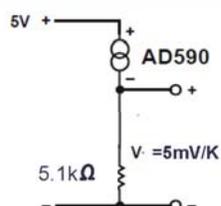


図 6.17: モニター ADC でデータ取得構成

### 6.3.2 温度計

用いた温度計は ANALOG DEVICES 社製の AD590 ( 図 6.18 ) という素子である。性能は表 6.7 の通りである。これは温度に対して定常電流が流れるので、図 6.18 の下のように抵抗で分割した電圧値を測定すれば温度を知ることができる。図 6.19 は温度計の電圧値から温度への較正曲線である。この温度計をベッセル内に 12 個、ベッセル外に 11 個設置した。



供給電圧	4–30 V
動作温度	-55–150 °C
オフセット	298.2 $\mu$ A (25 °C)
感度	1 $\mu$ A/°C

表 6.7: AS590 の性能

図 6.18: 温度計 AD590

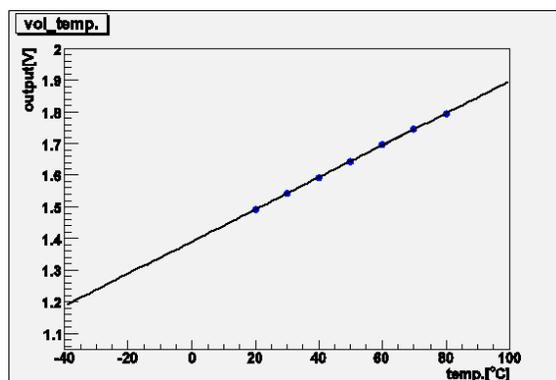


図 6.19: 温度計の較正曲線

### 6.3.3 気圧計

気圧計は、上でも述べたようにベッセル外の気圧、ベッセル内の気圧、 $\mu$ -TPC 内のガス圧を調べるために 3 種類用意した。外圧計は外に置くので低温に耐えられ、かつ低压を測定できるものを、内圧計は比較的高温に耐えられるものを選んだ。 $\mu$ -TPC ガス圧計は、ガスの圧力によって  $\mu$ -TPC の動作に影響が出てくるため精度の良いものを選んだ。それぞれ、setra 社製 Model270 ( 図 6.20 )、サヤマトレーディング社製 PTX800M-A ( 図 6.21 )、長野計器社製 GC61 ( 図 6.22 ) であり、表 6.8、6.9、6.10 はそれぞれの性能である。これらは全て圧力に対して電圧を返すようになっており、図 6.23、6.24、6.25 にその較正曲線を示した。



図 6.20: 外圧計 Model270

供給電圧	24 V
動作温度	-33-55 °C
圧力範囲	≤0.68 atm
出力電圧	0-5V
重量	250 g

表 6.8: Model270 の性能

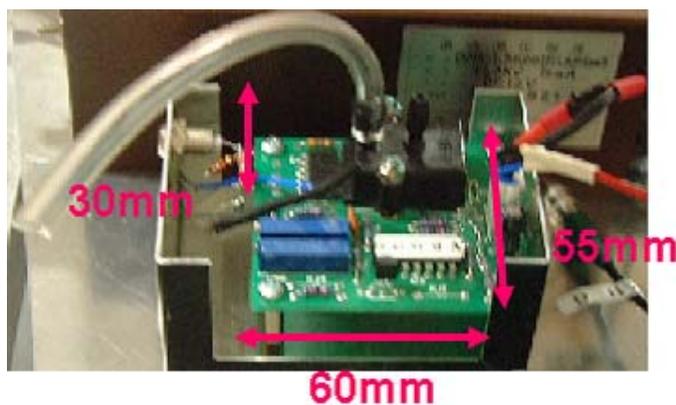


図 6.21: 内圧計 PTX800M-A

供給電圧	12 V
動作温度	-25-75 °C
圧力範囲	≤1.05 atm
出力電圧	1-5V (オフセット 1 V)
重量	28 g

表 6.9: PTX800M-A の性能



図 6.22: μ-TPC ガス圧計 GC61

供給電圧	12 V
動作温度	-10-50 °C
圧力範囲	≤1 atm
出力電圧	1-5V
精度	1 % F.S.
重量	175 g

表 6.10: PTX800M-A の性能

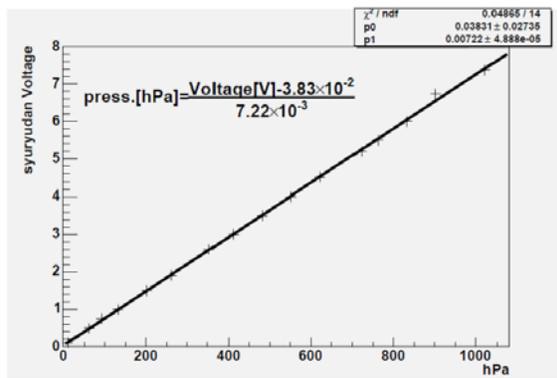


図 6.23: 外圧計の較正曲線

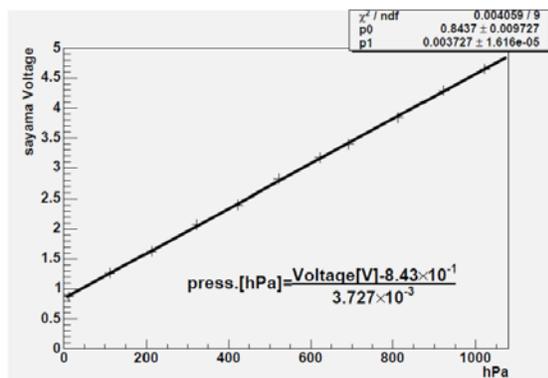


図 6.24: 内圧計の較正曲線

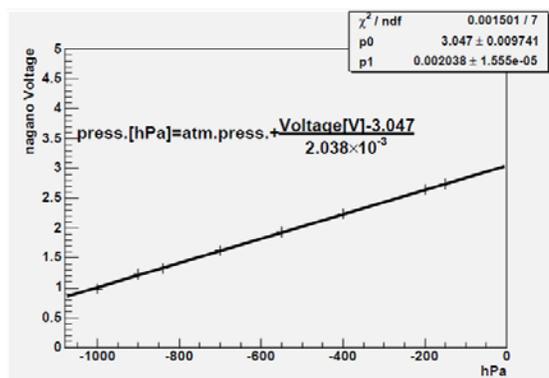


図 6.25:  $\mu$ -TPC ガス圧計の較正曲線

### 6.3.4 GPS

GPS は古野電気製 GN-80 (図 6.26) を使用した。性能は表 6.11 の通りである。本体はベッセル内に設置し、アンテナは BNC ケーブルによりベッセル外に設置する。1 秒 UTC を LVDS 出力し、DAQ のトリガーとして使用する。RS232C ケーブルで CPU の COM ポートに接続させ、3.3 V C-MOS 通信により緯度、経度、高度および時刻情報を得る。



図 6.26: GPS GN-80

供給電圧	5 V
動作温度	-40–85 °C
受信周波数	1575.42 MHz
追尾感度	-141 dBm
通信速度	4800 bps
標準出力更新時間	1 s

表 6.11: GN-80 の性能

### 6.3.5 傾斜計

傾斜計は、アキュスター社製のクリノメーター(0211 1002-000)(図 6.27)を使用した。表 6.12 が性能である。傾きに対応した電圧を返すようになっており、この較正曲線を図 6.28 に示した。また、このときの誤差のばらつきを表したものが図 6.29 であり、RMS で  $0.002^\circ$  であった。つまり、 $0.002^\circ$  の精度でエレベーション方向の傾きがわかる。ベッセル内に 2 箇所  $90^\circ$  ずらして設置し、2 方向の情報を得るようにした。



図 6.27: 傾斜計 クリノメーター

供給電圧	$\pm 12\text{ V}$
動作温度	$-30\text{--}65^\circ\text{C}$
傾斜角度	$60^\circ$
感度	$60\text{ mV}/^\circ$

表 6.12: クリノメーターの性能

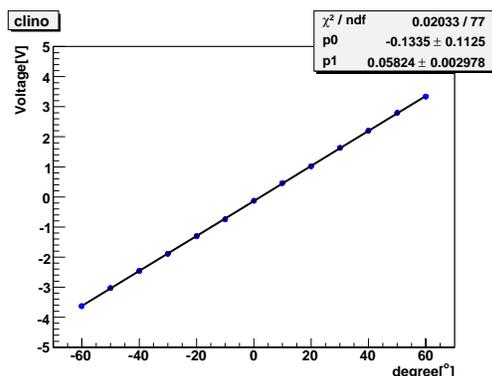


図 6.28: クリノメーターの較正曲線

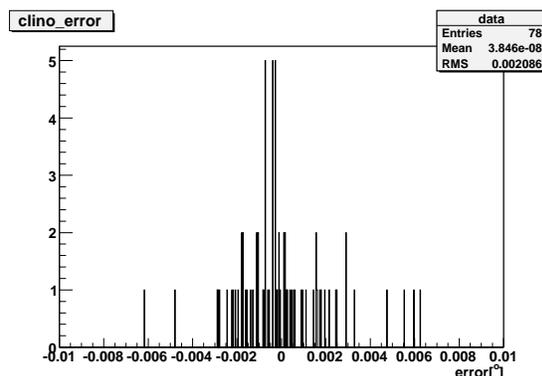


図 6.29: 誤差のばらつき

### 6.3.6 磁場センサー

磁場センサーは、アイチ・マイクロ・インテリジェント社製 1 軸 MI センサー(図 6.30)を使用した。表 6.13 は性能である。コイルが使われており、このコイルに対して平行に入ってくる磁場の強さを電圧値として返してくる。そのため、2 つの MI センサーを垂直に置くことでこの 2 つの MI センサーのある平面上での回転角を求めることができる。地球磁場の方向(つまり北)を  $0^\circ$  とし、MI センサーを磁場の張る平面(つまり地面)と平行に置く。そして MI センサーを  $360^\circ$  回転させれば 2 つの MI センサーの返す電圧値は地球磁場の方向からの角度に対してサインカーブ、コサインカーブを描く。このことを確かめるために図 6.31 のように MI センサーを 2 つ使用した磁場センサーを製作した。そして地球磁場以外の磁場の影響のない場所で回転させ、そのときの角度と返す電圧の値をプロットした(図 6.32)。この結果のようにサインカーブを再現しており、得られたデータから磁場センサーの方向を再構成できることがわかる。この結果をサインカーブでフィットさせたときの誤差のばらつきを図 6.33 に示してある。これより RMS で  $5^\circ$  のばらつきであることがわかる。つまり、 $5^\circ$  の精度でアジマス方向の回転角を知ることができるということである。

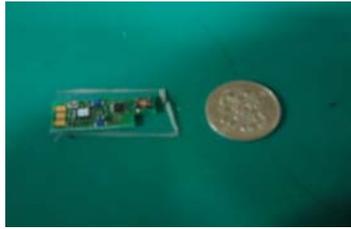


図 6.30: 磁場センサー MI センサー

供給電圧	5 V
動作温度	-40-85 °C
検出磁場範囲	±3 Gauss
感度	0.5 V/Gauss

表 6.13: MI センサーの性能

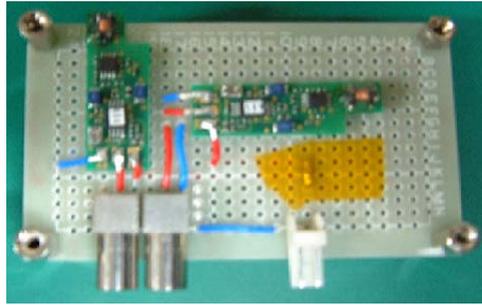


図 6.31: 製作した磁場センサー

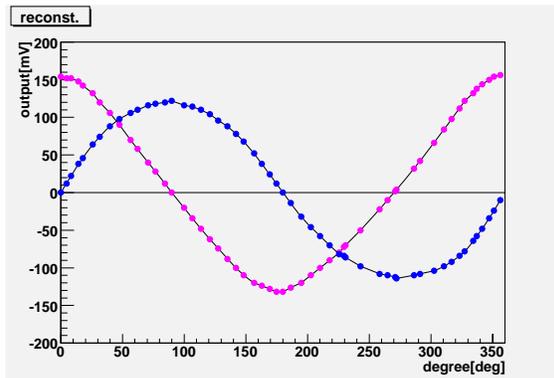


図 6.32: 回転角と出力電圧の関係

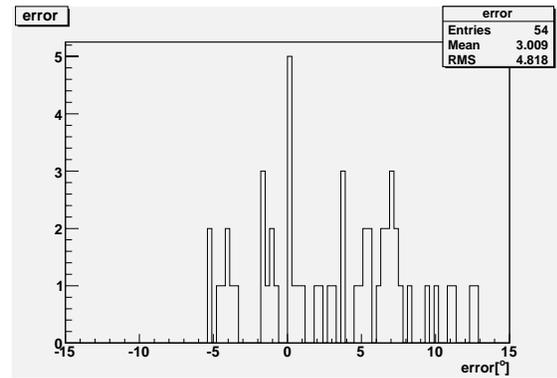


図 6.33: 誤差のばらつき

## 6.4 全系環境試験

以上のように気球システムにおいて、各モジュールごとには正常動作を確認し性能を見てきた。しかし、気球実験は全てを同時に動作させた上で最後まで正常に動作する必要がある。そこで、全系を用いた環境試験を行い今回開発してきた気球実験システムが上空でも正常に動作することを確認した。

具体的には、まず常温常圧下でベッセルに検出器および DAQ システムを入れて長時間正常動作することを確認し、その後上空 35 km と同様の環境である  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3}\text{ atm}$  の状況下での環境試験を行った。そして、最後に電源システム、電池、ゴンドラ枠も加え、フライトと同様のシステムを用いて、上空 35 km と同様の環境での試験を行った。

### 6.4.1 常温常圧下での環境試験

常温常圧下でシステムを動かし温度変化を見た。温度計は最も熱くなるとされる CPU のヒートシンク部、あまり温度が上がらないと思われるベッセル下部に取り付け、さらに数箇所取り付け。また、温度計がはずれることも想定し、温度シール (THERMOGRAPHIC MEASUREMENT 社製 05CRSCRNG2CP) も各部に貼り付けておいた。図 6.34 が結果である。

16 時間システムを動かしていたが、最後まで特に問題は起こらず正常動作が確認できた。CPU のヒートシンクに付けていた温度計は開始 1 時間ではずれてしまい、最終的な温度はわからなかった。しかし、温度シールの結果を見ると  $65\text{--}71\text{ }^{\circ}\text{C}$  の間の温度で収まっていることがわかった。また、ベッセル下部の温度計の結果は  $39\text{ }^{\circ}$  であり、ベッセル内部としては  $40\text{--}70\text{ }^{\circ}$  の間で平衡状態となったことがわかった。

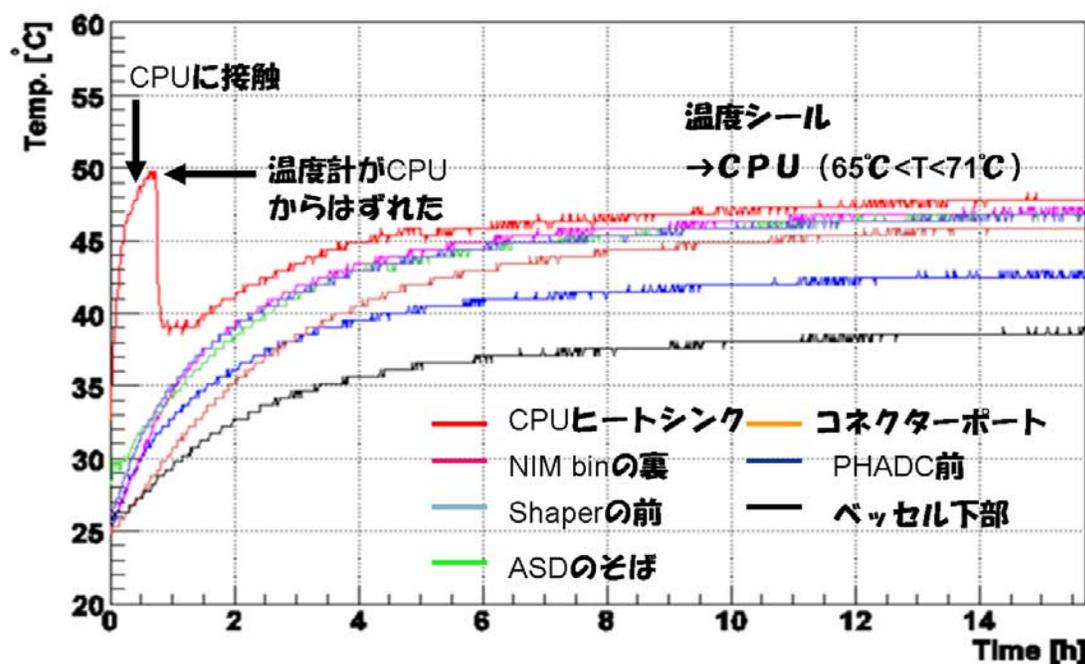


図 6.34:  $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $1\text{ atm}$  下での環境試験

### 6.4.2 上空を想定した環境試験

次に、 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3}\text{ atm}$  の状況下でシステムを動かし温度変化を見た。電源システムの環境試験と同じく、宇宙科学研究本部特殊実験棟にある真空恒温槽を用いて試験を行った。温度計は上と同様 CPU、ベッセル下部および数箇所に取り付けた。図 6.35 がこの結果である。

上と同様 16 時間システムを動かしていたが、最後まで問題なく正常動作が確認できた。温度は、最も高い部分で  $35\text{ }^{\circ}$ 、最も低い部分で  $0\text{ }^{\circ}$  となり、システム全体としてはその間で平衡状態となったことがわかった。最も温度が高くなると予想された CPU は  $30\text{ }^{\circ}$  と低い結果であった。試験後温度計を見るとやはりはずれてしまっており、温度シールの結果を見ると上と同様  $65\text{--}71\text{ }^{\circ}\text{C}$  の間であることがわかった。つまり、全体としては  $20\text{ }^{\circ}$  前後で平衡に達しているが、CPU は局所的に温度が高くなっているということである。しかし、何度も述べているが全ての素子は  $85\text{ }^{\circ}$  までは保障されているため、このシステムで問題はないと言える。

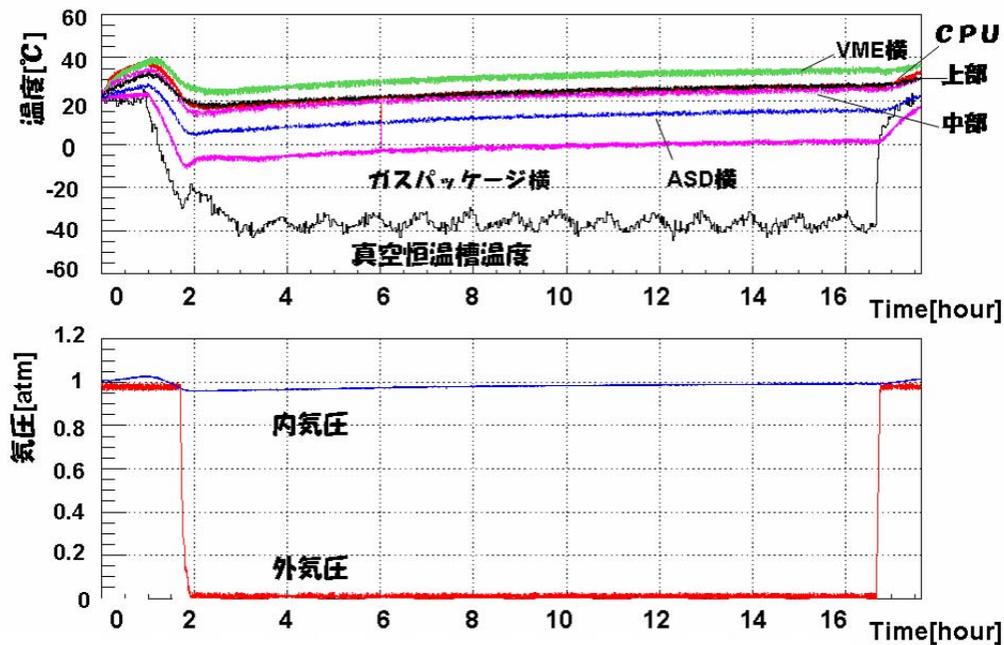


図 6.35:  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3}\text{ atm}$  下での環境試験

### 6.4.3 最終環境試験

以上より、検出器系および電源システム系それぞれ上空でも正常に動作するということがわかった。最後に、全ての系を含めて環境試験を行った。実際の気球実験は昼に行われるため、 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3}\text{ atm}$  という環境の中で全系を動かし温度変化を見た。温度計は本番と同様の配置にて試験を行った。CPU に付ける温度計に関しては、上の失敗を教訓に平型のものを用い、ヒートシンクの間挟みこみしっかりと固定させた。図 6.36 が試験の様子で、図 6.37 が結果である。本番では、太陽光の影響を少しでも減少させるためゴンドラの周りを発泡スチロールで固めるよう決定したので、それも反映させてある。

12 時間以上全システムを動かしていたが、最後まで問題なく正常動作が確認できた。ベッセル内で最も温度が高くなったのは CPU で、 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$  であった。ベッセル内全体としては  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$  前後で熱平衡をむかえることがわかった。特にばらつきもなく問題ないと言える。電圧変換モジュールは最大で  $55\text{ }^{\circ}\text{C}$  となり、上で求めた計算の範囲内であった。しかし、太陽が実際に当たっておらず、かつ気温が異なるため一概には比較はできないが、電圧変換モジュールのみで試験をしたときと比べると計算値にかなり近いものとなっている。実際の実験中の太陽光の流入はどれだけになるのか予想ができないので、計算上は問題ないが念のためさらに熱対策として電圧変換モジュールを設置した上に太陽光よけのひさしを取り付けることにした。電池に関しては、最も熱くなる部分で  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$  であった。これは使用している電池の温度範囲から比べて大分小さいものとなっているため問題がないと言える。

このように、全ての気球システムを完成させ、そのシステムを上空 35km まで上げて正常動作をするということを確かめた。



図 6.36: 最終環境試験の様子。このようにベッセルおよび Gondola 枠を発泡スチロールで囲み真空恒温層へ入れる。

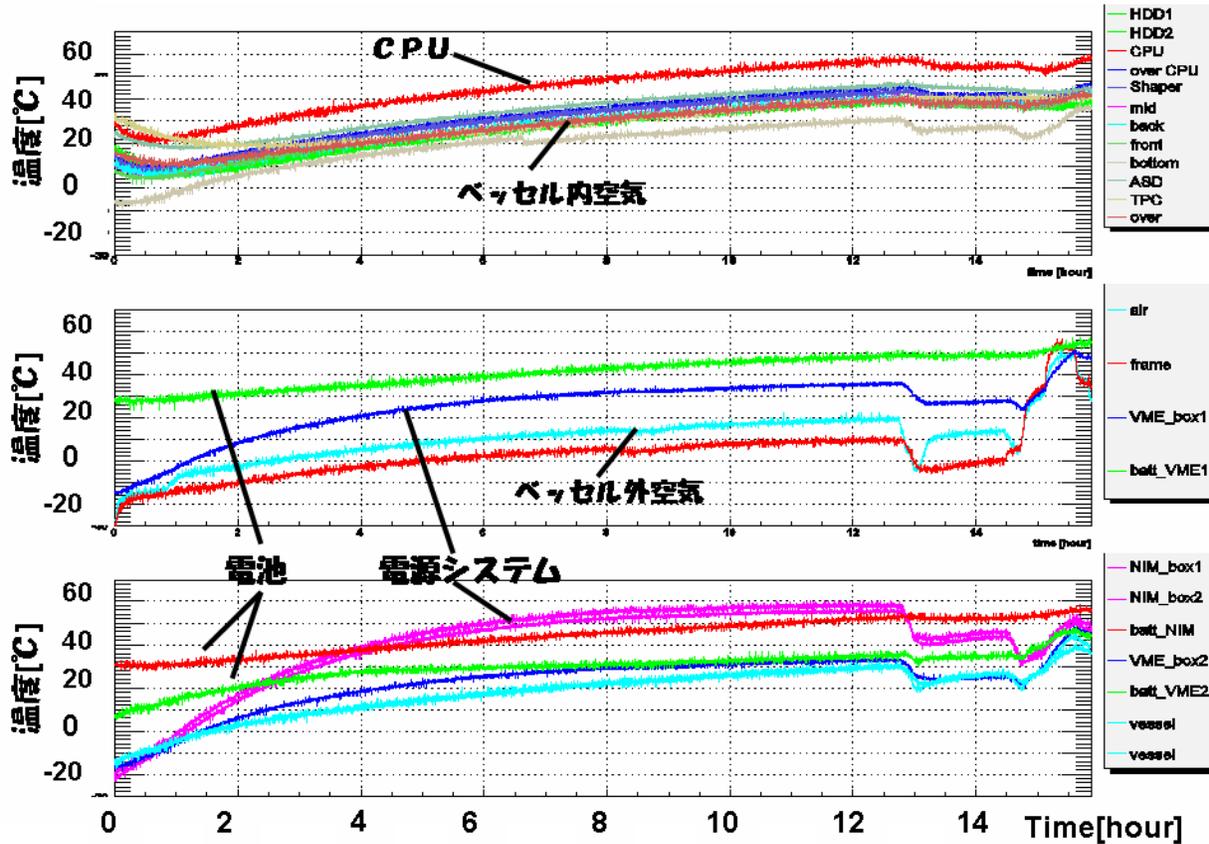


図 6.37:  $-20^{\circ}\text{C}$ 、 $6.0 \times 10^{-3} \text{ atm}$  下での全システムを用いた環境試験

# 第7章 初フライト

以上で述べてきた MeV ガンマ線コンプトンカメラおよび気球システムの開発・製作を元にフライトモデルを完成させた。この章では、このフライトモデルを用いた第一回 SMILE の放球についての概要を述べる。

## 7.1 フライトモデル

完成させたフライトモデルは以下の通りである。図 7.1 上がゴンドラであり、 $1.45 \times 1.2 \times 1.55 \text{ m}^3$  の大きさである。3 段構成となっており、1 階には気球工学系担当の送受信機、トランスポンダ、ブイ、ゾンデ、GPS、圧力計、温度計、バラスト等が設置されている。2 階、3 階には発泡スチロールで作られた箱に入れられた電池および電圧変換モジュールを設置した。詳細な配置は図 7.2 の通りである。環境センサー系の圧力センサーは 2 階の電池箱に入れ、GPS アンテナは 3 階に設置した。磁場センサーは機器類の磁場の影響を受けないように 3 階より上に冶具を設けそこに設置した。検出器との角度関係に関しては、傾斜計の情報と共に 7.3 に概略図を載せておく。温度センサーはベッセル内のものと含め表 7.1 の場所へそれぞれ取り付けた。

図 7.1 下がベッセルおよびベッセル内部を表す。 $\phi 992 \text{ mm}$ 、高さ  $1.4 \text{ m}^3$  の耐圧ベッセルは中を  $1 \text{ atm}$  に保つ。この中には架台が設けてあり、上に検出器、前置増幅器およびアンタイカウンターを置いている。架台下の前面に NIM モジュール、VME モジュールといった DAQ システム系を配置し、データ記憶装置は架台下に用意した耐圧容器内に納めた。架台下の背面側にはエンコーダを設置してある。内圧計はエンコーダの下部に設置し、 $\mu$ -TPC ガス圧計は  $\mu$ -TPC のすぐ傍に設置した。傾斜計は VME モジュールを収めているラックの正面、横の二箇所に設置し、温度センサーは表 7.1 の通りである。また、GPS 本体は架台下部に設置されている。

$\mu$ -TPC は  $10 \text{ cm} \times 10 \text{ cm} \times 15 \text{ cm}$  の体積で  $\text{Xe}+\text{Ar}+\text{C}_2\text{H}_6$  (80:18:2) の混合ガスを  $1 \text{ atm}$  で封入してあるものを使用し、シンチレーションカメラは底面部に 3 ユニット、側面に 4 ユニット  $\times$  2 段並べてある。また、アンタイカウンターとしてプラスチックシンチレータ  $30 \text{ cm} \times 30 \text{ cm} \times 3 \text{ mm}$  のものを置いてある。検出器系の詳細は [62] に書かれている。

以上を全て含むゴンドラの総重量は  $397 \text{ kg}$  で、総消費電力は  $350 \text{ W}$  (内ベッセル内部は  $220 \text{ W}$ ) であった。

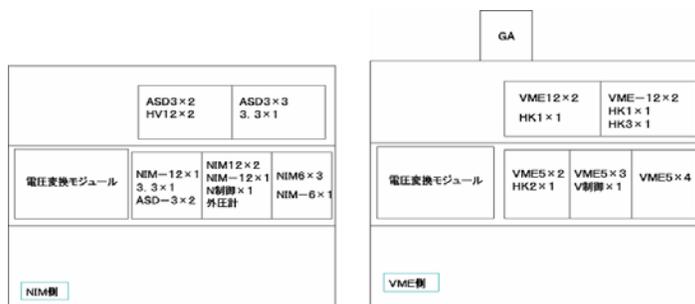


図 7.2: 電池配置概略図。それぞれの側面から見たもので、それぞれ発泡スチロールの箱に各システム用のパックを何セットずつ詰めるかを記している。

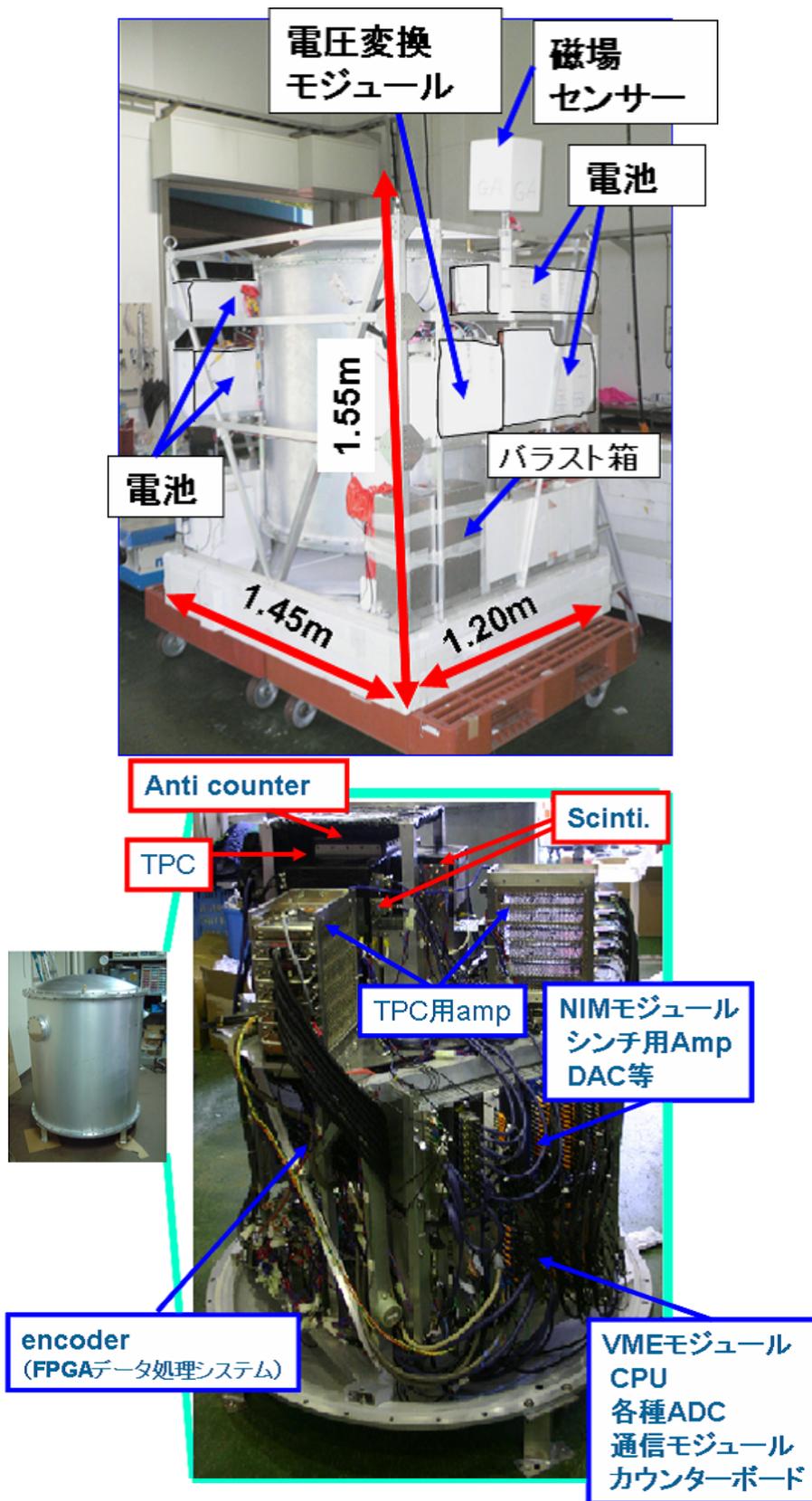


図 7.1: フライトモデルゴンドラ (上) および検出器 (下)

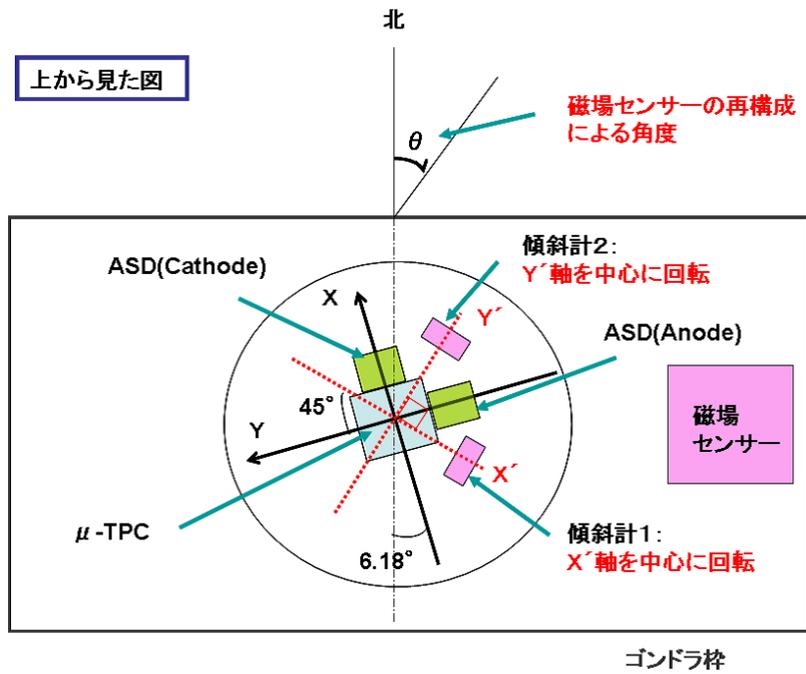


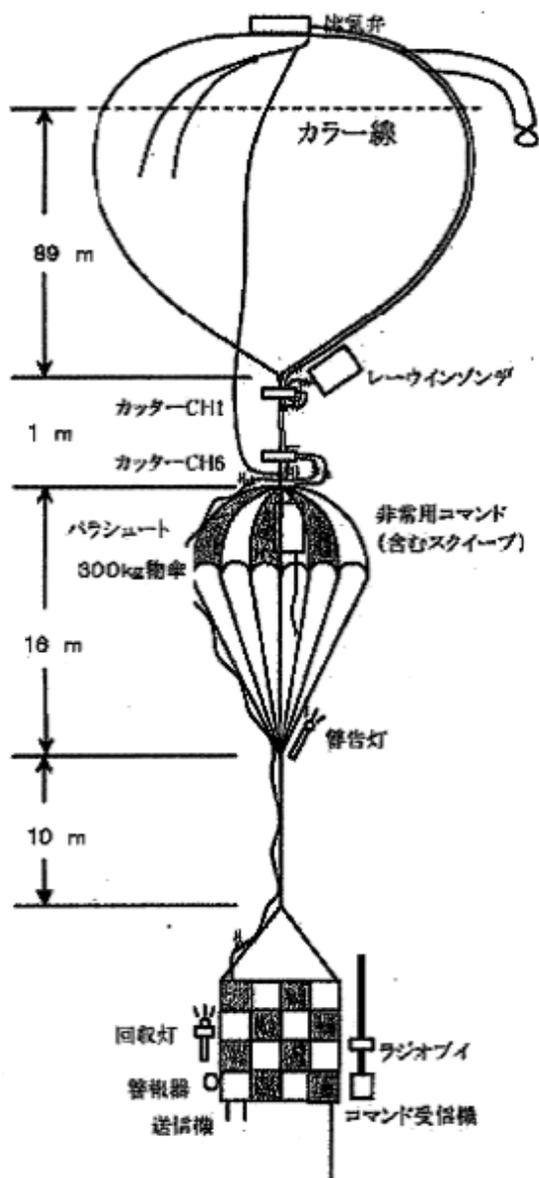
図 7.3: 磁場センサー、傾斜計の検出器に対する位置関係

番号	設置場所	番号	設置場所
1	HDD1	13	ベッセル外空気
2	HDD2	14	フレーム
3	CPU	15	VME箱1
4	CPU傍	16	電池箱(VME1) VME5V
5	Shaper	17	なし
6	架台下	18	NIM箱1
7	encoder裏	19	NIM箱2
8	前(NIMの前あたり)	20	電池箱(NIM) ASD3V
9	ベッセル底	21	VME箱2
10	ASD	22	電池箱(VME2) HK
11	TPC横	23	ベッセル(放球台対面上)
12	上(ASDとASDの間あたり)	24	ベッセル(放球台面下)

表 7.1: 温度センサーの配置場所

## 7.2 気球

今回用いられた気球は、藤倉航装製 FB100-13 (100000 m<sup>3</sup>) である。これを用いた最終的荷姿を図 7.4、重量等を表 7.2 に示す。



気球	FB100-13
気球容積	100000 m <sup>3</sup>
<b>重量</b>	
気球	263.0 kg
ゴンドラ	397.6 kg
パラスト	130.0 kg
総重量	816.4 kg
総浮力	888.2 kg
予定到達高度	34.7 km 6.43hPa
コマンド	ダブルトーン 15ch
<b>テレメータ</b>	
工学	1672 MHz
PI	1687 MHz
ラジオブイ	1680 MHz
レーウインゾンデ	1693 MHz

表 7.2: 気球の仕様

図 7.4: 第一回 SMILE 気球

この気球は標準的なガス気球で、中にヘリウムガスが詰められ浮力を得る。気球本体の下にはカッターおよびパラシュートが取り付けられ、その下にゴンドラがくる。気球観測終了時にカッターでワイヤーを切ることで、パラシュート以下を切り離し海へ降下させ、さらに気球本体も破裂させ海へ降下させる。その後、気球および観測機器類は船舶により完全に回収される。

ゴンドラの周囲には保温、直射日光の遮断、および海上での浮遊用に発泡スチロールが取り付けられている。さらに、海上浮遊時の電波送信用ラジオブイ、回収灯などが取り付けられており、回収時の用意もされている。

以下では、上の表の数値を元に話を進めていく。

## 7.3 データ通信

### 7.3.1 地上から気球へのコマンド

15 ch のコマンドのうち、6 ch は気球制御側、9 ch は PI ( 観測機器側 ) 側が使用した。気球制御側の 6 ch はカッター、排気弁、バラスト等の制御に用いられ、PI 側の 9 ch は、その内 6 ch が観測機器として重要な電源システム制御用に使われ、残り 3 ch は各モジュール制御等のコマンドテーブルを用意し、その選択、決定をするためのコマンドコントロール用とした使った。表 7.3 は全体のコマンド項目をまとめたもので、表 7.4 はモジュール制御用に用意したコマンドテーブルである。このコマンドテーブルについて説明しておく。コマンド項目はセレクト、メニュー、セットの 3 つであり、検出器側 CPU でそれに対応する 3 つのモードを用意しておく。セレクトおよびメニューが入力されると CPU を介してそれぞれのモードナンバーが増える方向にシフトする。そしてセットを入力すると、表 7.4 にあるセレクトモードナンバーとメニューモードナンバーの重なる部分のコマンドが実行されるという流れである。セレクトモードナンバーは 7 まで増えると 0 に戻り、メニューモードナンバーは 14 まで増えると 0 に戻るよう設定してある。このコマンドテーブルの内容であるが、具体的には以下の通りである。

- モード切り替え

基本的には気球実験中は MeV ガンマ線コンプトンカメラとして観測するが、上空のプロトンや宇宙線といった荷電粒子を見るために、シンチレーションカメラは用いずに  $\mu$ -TPC のみでデータをとる TPC モードを用意した。

- HV、discr. level 切り替え

上空ではどういふことが起こるか予期できない。ガンマ線や荷電粒子が高レートで入射してしまいデッドタイムが増えてしまうときや、何かが原因で電圧がドロップなどをしたときのために各検出器の HV、トリガーに用いるディスクリミネータのレベルを変えられるようにした。

- シャットダウン

上空で予期せぬ事態が起こった場合、CPU をシャットダウンさせる。また、観測終了時にも全ての電源を落とすためにその前に CPU を落としておく。こういった、CPU をシャットダウンさせる場合のために用意した。

B-1	気球工学 (カッター)	B-7	電源 STANBY OFF
B-2	気球工学使用 (バラスト)	B-8	DAQ 電源 ON
B-3	気球工学使用 (排気弁)	B-9	DAQ 電源 OFF
B-4	気球工学使用 (コマンド選択)	B-10	NIM 電源 ON
B-5	気球工学使用 (コマンド実行)	B-11	NIM 電源 OFF
B-6	気球工学使用 (カッター)	B-12	電源 STANBY ON
		B-13	内部コマンド SET
		B-14	内部コマンド MENU
		B-15	内部コマンド SELECT

表 7.3: コマンドテーブル

		Select0	Select1	Select2	Select3	Select4	Select5	Select6	Select7
Menu0	TEST	Send M data	Event FIFO	Count FIFO	Monit FIFO	Select Clear	Select Clear	Select Clear	Select Clear
Menu1	ALL	Mode clear	DAC def	DAC off	Discri all def	Discri 0xff	Discri 0x00	Select Clear	Select Clear
Menu2	DAQ	Mode Clear	Gamma Mode	TPC Mode	Select Clear	Shut dwn	Select Clear	Select Clear	Select Clear
Menu3	RESET	Mode Clear	Enco. reset	GPS reset	FAN ON	FAN OFF	Select Clear	Select Clear	Select Clear
Menu4	GSOdicri	Mode Clear	50mV	0	15mV	30mV	70mV	100mV	Select Clear
Menu5	AntiDiscri	Mode Clear	10mV	0	50mV	100mV	400mV	1V	Select Clear
Menu6	UppDiscri	Mode Clear	1V	0	200mV	400mV	600mV	2.5V	Select Clear
Menu7	Ano.Thre.	Mode Clear	-35.0mV	0	-32.5	-37.5m	-40	-50	Select Clear
Menu8	CathThre.	Mode Clear	35.0mV	0	-32.5	-37.5	40	50	Select Clear
Menu9	Anode HV	Mode Clear	550V	0	540	545	555	560	Select Clear
Menu10	Drift HV	Mode Clear	-6.2kV	0	5100	5800	6000	6400	Select Clear
Menu11	GSO HV1	Mode Clear	Default	0	D-10	D-30	D-50	D-100-	Select Clear
Menu12	GSO HV2	Mode Clear	Default	0	D-10	D-30	D-50	D-100	Select Clear
Menu13	GSO HV3	Mode Clear	Default	0	D-10	D-30	D-50	D-100	Select Clear
Menu14	ANTI HV	Mode Clear	-1050V	0	-900	-950	-1000	-1100	Select Clear

表 7.4: コマンドテーブル

### 7.3.2 テレメトリー

気球側から地上へのデータは1687 MHzの周波数帯域にて送信され、地上の受信機により取得される。送信方式はPCMで、64 kHzのBi-phase通信が用いられた。地上で得られた信号はフレームと呼ばれる各イベントや環境系の情報を詰めたデータ列に分けられ、さらにワードと呼ばれる16 bitの最小データ列ごとにビットシンクロナイザー（ISASより借用）に送られる。各フレームにはシンクコードという先頭ワードを識別するための同期コードが入れられており、各データを区別する。この同期コードは通常eb90hであるが、ビットシンクロナイザーの特性により今回は逆順である09d7hであった。この同期コード以下、イベント情報や環境モニターのデータが入っている。用いたデータ列としては次の通りである。

- ガンマ線イベント

ガンマ線イベントの一部をイベント毎に地上に落とし、モニターする。上空での正常動作確認および万が一回収の際にハードディスクドライブが破損していた場合に必要となる。(1024 byte)

- カウンター

1秒ごとに各検出器トリガーのカウンター情報を地上に落とし、モニターする。上と同様検出器が正常に動作しているかを確認する。(512 byte)

- 環境イベント

各モジュールにかかっている電圧値、温度、圧力、位置および検出器の傾き等を1秒ごとに地上に落とし、モニターする。気球観測中は常に上空の様子を把握しておくべきである。(1024 byte)

以上のデータをビットシンクロナイザーからシリアル通信によりPCに送り、QL (quick look) ソフトにてモニターした。そして、モニターと同時に他のPCへNFSでデータを送り、解析を行いイベント情報などもモニターした。図7.5は以上の構成についてまとめたもの、図7.6はQLソフトの画面である。

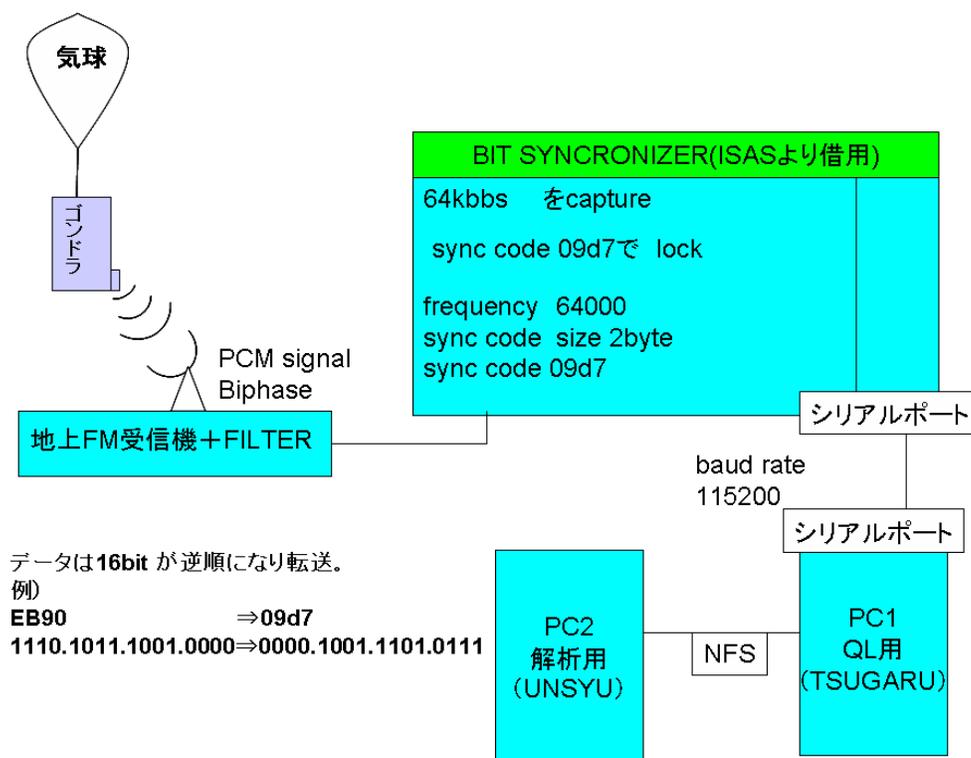


図 7.5: テレメトリー構成

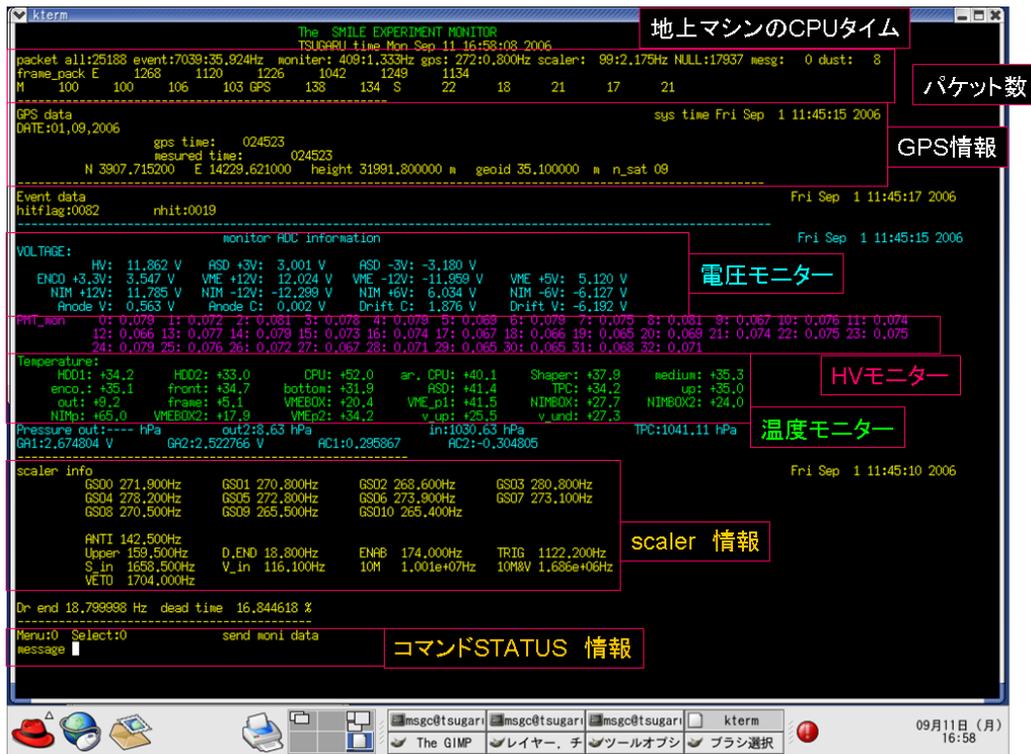


図 7.6: QL 画面

## 7.4 噛み合わせ試験

気球放球数日前に、気球工学側と噛み合わせ試験を行う。内容としては、全機器を動作させているときに電波を通してコマンド送信およびデータ受信が問題なくできるかを確認するためのものである。同時に、気球工学系の機器を動作させたときに PI 側の検出器にノイズがのらないかどうかを確認する試験でもある。VME による電磁放射などがあるが、耐圧容器に機器類を納めているため電磁シールドされており、影響はほぼない。また、フランジに取り付けられた D-sub コネクタ部から高周波ノイズの漏れ出しの可能性が考えられるが、EMI フィルターを取り付けてそういったことが起こらないようにしている。

全機器を立ち上げた状態でコマンド送信およびデータ受信を行ったが、特に問題は起きず、かつ検出器系にノイズも確認されなかった。また、同条件で送信電波の強度を上げていき、どの強さから受信を確認できるかという試験を行ったところ、最低受信可能強度は 80 dB という値であった。通常 90 dB 以下であれば十分であるので、これに関しても特に問題はなかった。

以上より、全系を立ち上げた状態でも問題なく気球実験を行えるということがわかった。

## 7.5 放球

気球放球は、岩手県大船渡市三陸町にある宇宙科学研究本部大気球観測所より行われる。2006 年秋のフェイズでは、京都大学の他に 6 機の気球が打ち上げられる。京都大学の SMILE は 2006 年 9 月 2 日に放球予定であったが、天候の関係上 9 月 1 日に変更となった。当日のスケジュールは表 7.5 の通りである。

項目	時刻 (JST)	高度 [km]
全員打ち合わせ	4:30	
ノータム	4:30	
最終噛み合わせ	4:45	
気球準備	5:00	
ガス注入開始	5:30	
放球	6:00	
気球水平浮遊	8:40	34.7
観測器切り離し	11:40	
気球着水	12:00	0
観測器着水	12:10	0

表 7.5: 放球スケジュール

上のスケジュールに沿って準備が進められた。一度 PI 側の CPU がハングアップするというトラブルはあったが大事には至らず放球に至った。少し時間はオーバーしたが、午前 6 時 11 分に無事放球された。図 7.8、7.7、7.9 はそれぞれ放球前のゴンドラ、放球の準備、放球の様子である。

## 7.6 フライト概要

フライトは順調に進行し、毎分 300 m の速度で正常に上昇した。7 時には排気弁の操作によって上昇速度は毎分 1 m に抑えられ、大気球観測所より東方 150 km の海上に達した地点で気球は再上昇させられた。そして 9 時に高度 35 km で水平浮遊状態に達した。そこから 13 時までの 4 時間近くにわたり、高度 32 km 以上での観測を行った。この観測の際にはトラブルはなく、順調にデータ取得を行った。終了前 30 分間に関しては、TPC モードによる荷電粒子の測定を行った。その後、釜石東方 15 km の上空に達した 13 時 20 分に観測器は気球から切り離され、13 時 45 分頃に観測所から東方 30 km の地点に着水した。そして 14 時半に船舶による回収が行われた。今回の実験自体はトラブルなく成功に終わったと言える。図 7.10、7.11 は気球の高度、飛行経路を示してある。

気球および検出器の回収であるが、ヘリコプターと船舶により 14 時半に検出器の回収が行われた。図 7.12、7.13 は着水時の様子である。戻ってきた検出器 (図 7.14) のチェックをしたところ、外付けしていた電源システム、環境センサーに浸水していたが想定範囲内に収まっていた。ゴンドラのフレームのゆがみはなく、ベッセルへの浸水もなかった。そしてハードディスクドライブも全て無事であった。これより、電源システムと環境センサーの一部を除いて全て再利用可能であることが確認できた。



図 7.7: 放球の準備



図 7.8: 放球前のゴンドラ



図 7.9: 放球

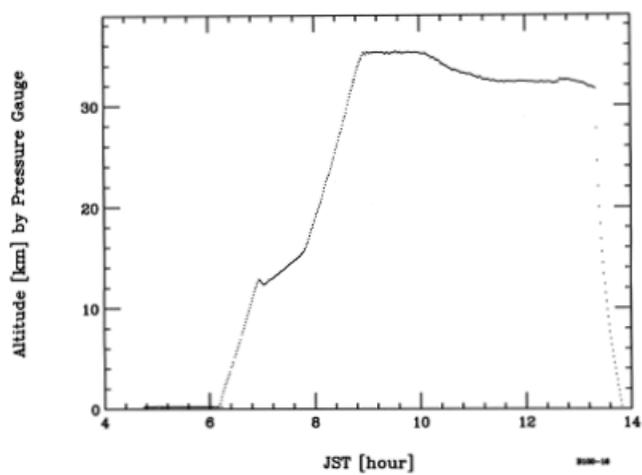


図 7.10: 気球高度変化 (ISAS 提供)

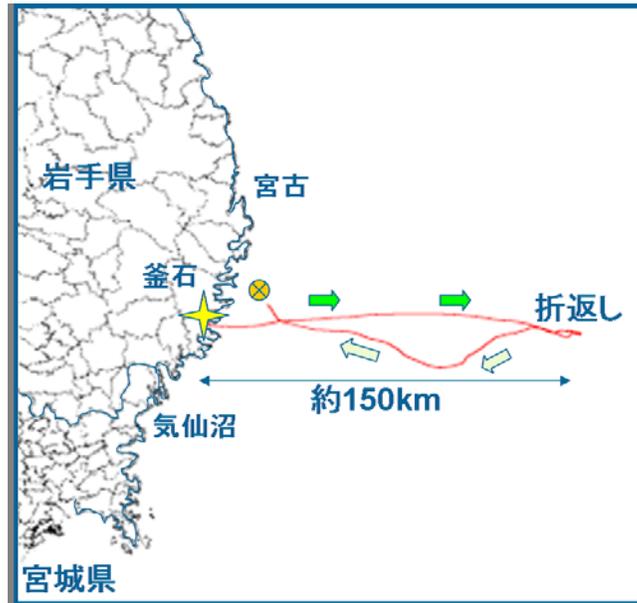


図 7.11: 飛行経路



図 7.12: 着水直前のゴンドラ (ヘリによる撮影)



図 7.13: 着水したゴンドラ

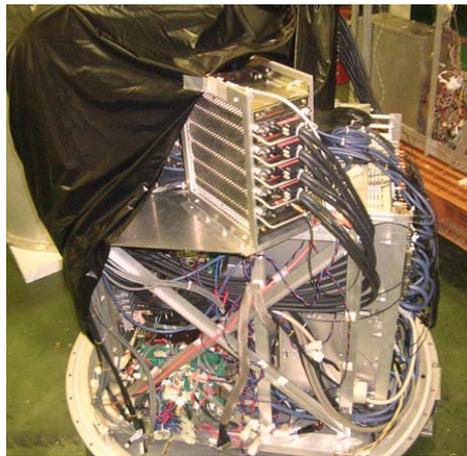


図 7.14: 戻ってきた検出器

## 第8章 フライトにおける動作性能

ここでは、今回の気球実験において主に開発・性能評価を行ってきた環境センサー系、シンチレーションカメラで得られた結果について述べる。

### 8.1 環境センサーデータ

#### 8.1.1 高度、気圧

GPSにより得られた高度曲線を図 8.1 に示す。これと図 7.10 とを比べても特にずれはなく、GPS は機能していたことがわかる。8時56分から10時15分の間は高度35 kmでの水平フライトを行い、11時20分から13時の間は高度32 kmでの水平フライトを行い、全体として約4時間の32 km以上でのフライトに成功した。また、図 8.2 は外圧計の結果であり、高度35 kmは大気圧 $5.7 \times 10^{-3}$  atm (5.7 hPa)に対応し、高度32 kmは大気圧 $8.7 \times 10^{-3}$  atm (8.8 hPa)に対応する [40] ということ考えると、図 8.1 としっかり対応していることがわかる。また、5.7 hPaは空気の重さで表すと $5.8 \text{ g/cm}^2$ であり、宇宙からの100 keVのガンマ線が~60%吸収されることに対応する。同様に88.8 hPaは $9.0 \text{ g/cm}^2$ であり、100 keVのガンマ線は~75%吸収される [24]。

ベッセル内の気圧変化および $\mu$ -TPCガス圧変化を図 8.3 に示す。これより、ベッセル内はフライトの間中1 atmが保たれていることがわかり、ベッセルの機密性も検証できた。 $\mu$ -TPCガス圧に関しても1 atmが保たれていることがわかり、温度上昇に伴っていると思われるわずかな増加が見られるがフライト終了までわずか4.5%の変化しか見られなかった。つまり、ガス増幅率もフライト中は終始一定であったことがわかる。

次にフライト時の温度変化を図 8.4 に示す。ベッセル内に関しては、最も熱くなると予想されたCPU(上:赤線)は $55^\circ\text{C}$ と比較的低い温度であり、検出器系全体としても $40^\circ\text{C}$ 付近までしか上がらず問題はなかったと言える。ベッセル外は、最も温度上昇が懸念されていた電圧変換モジュールの温度(下:ピンク線)が $30^\circ\text{C}$ までしか上がらず問題はなかった。熱対策を行い、さらに太陽光よけのひさしを取り付けた効果が効いたと考えられる。逆に、電池の温度が最も高いもの(下:赤線)で $70^\circ\text{C}$ まで上がってしまった。使用電池の温度範囲の上限は $93^\circ$ であるので問題はなかったが、今後の長期気球実験のことを考えた場合、単純に倍の時間のフライトを想定しても図 8.4 の電池温度の勾配を見ると上限値を軽く超えてしまうことがわかる。これより、更なる消費電力の低下および電池配置の改良が今後の課題と言える。また、中図の青線、赤線と下図の緑線、水色線は外に設置していた温度計であるが、結果を見ると周期的なスパイクが見られ、周期は90 s周期であった。気球工学側が搭載したGPSの送信周波数と一致しており、さらに今期の気球実験を行った他のグループでも同様のことが起こっているため、これが原因ではないかと考えらる。

#### 8.1.2 検出器の回転

傾斜計で得られた傾きを図 8.5 に示す。これより、放球時に検出器のY軸を中心に $-0.4^\circ$ 、X軸を中心に $-1.0^\circ$ 傾いたが、そこからはフライトの間中エレベーション方向の傾きはほぼ一定で $0.2^\circ$ 以内の傾きしかなかったことがわかる。次に、磁場センサーで得られた電圧値およびそれを用いて再構成された傾きを図 8.6 に示す。ちょうど検出器が北を向いているときに $0^\circ$ となる。この図を見ると、上昇中には激しく回転し、水平フライト時にはほとんど回転していないということがわかる。下の2つは、上昇中の一部(8時

10分から8時20分(JST)を拡大したものである。これより、アジマス方向に回転していることがはっきり見てとれ、1[回転/分]の早さで回っていることがわかる。

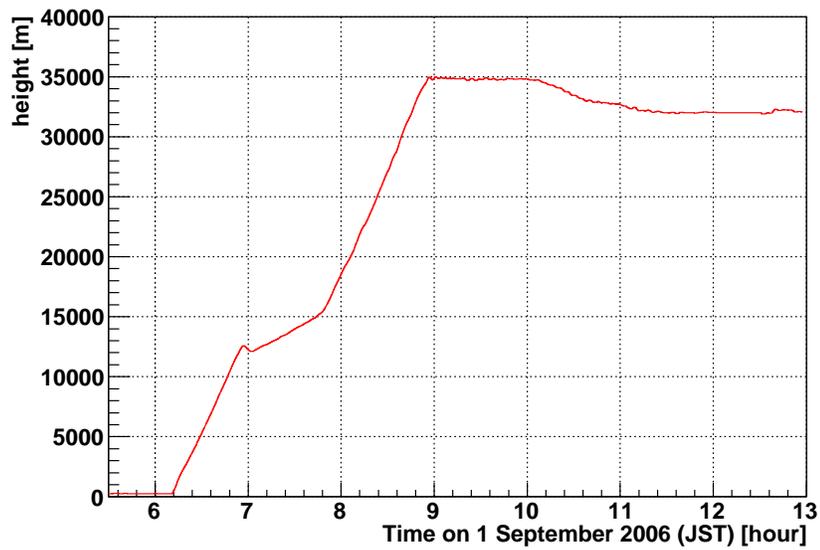


図 8.1: フライト時の高度変化

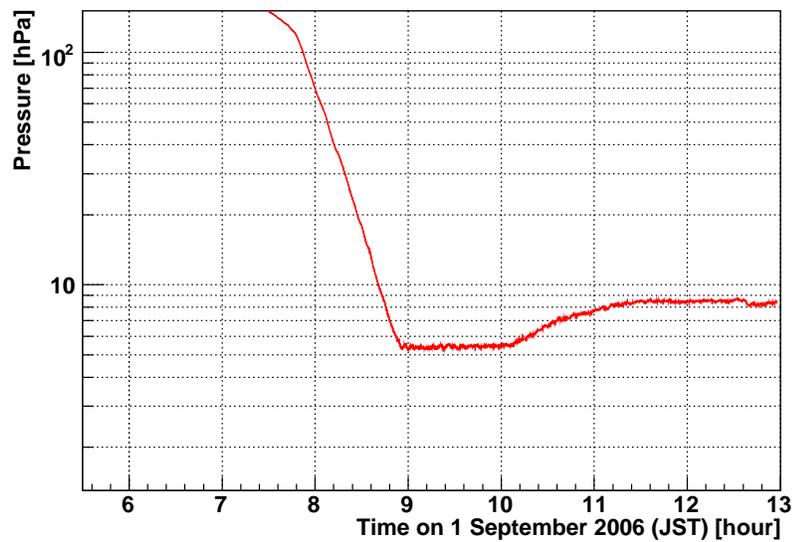


図 8.2: フライト時の外気圧変化

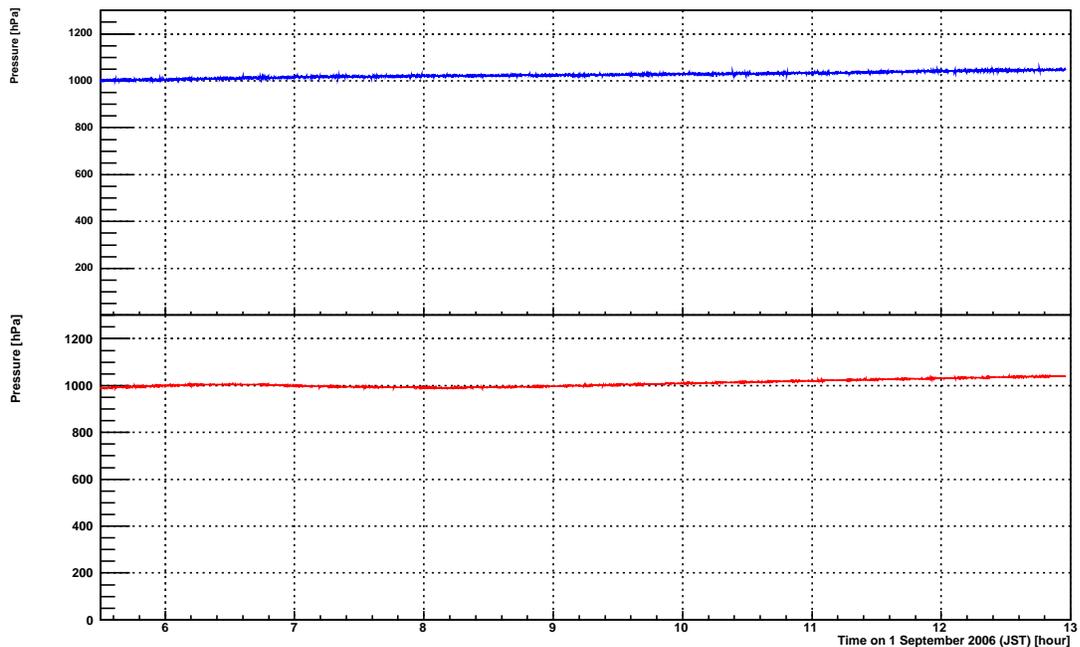


図 8.3: フライト時のベッセル内圧力変化(下)および  $\mu$ -TPC ガス圧変化(上)

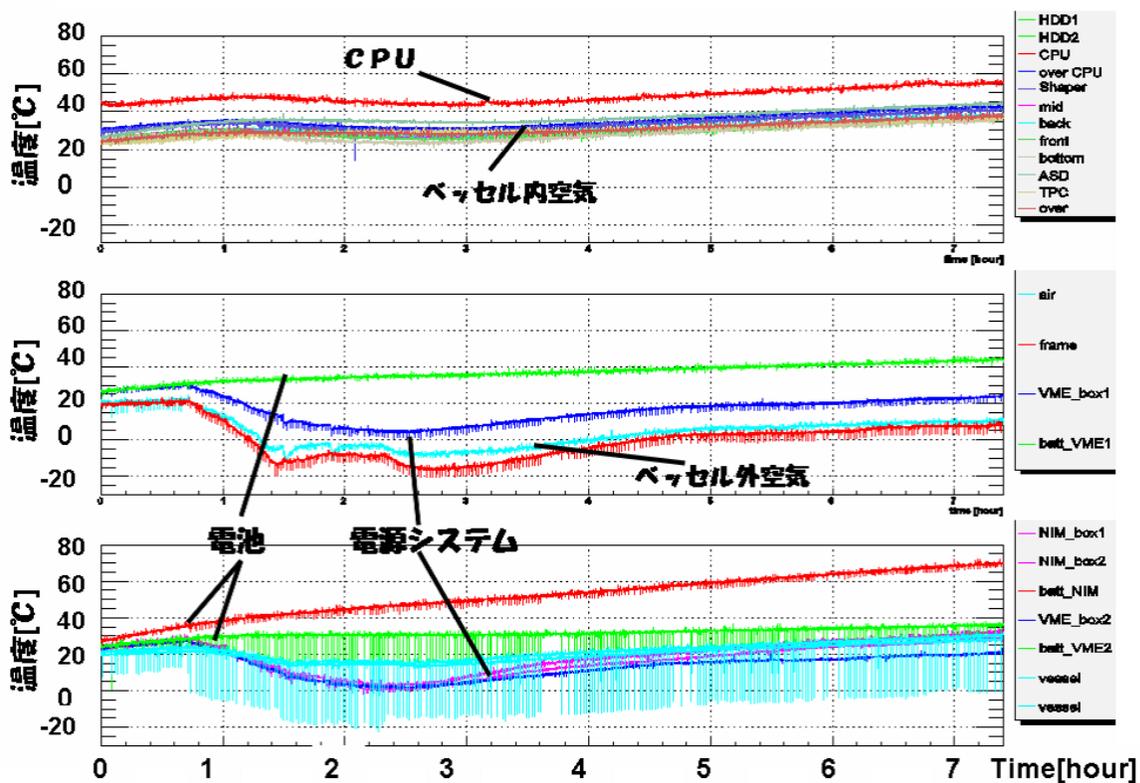


図 8.4: フライト時の温度変化

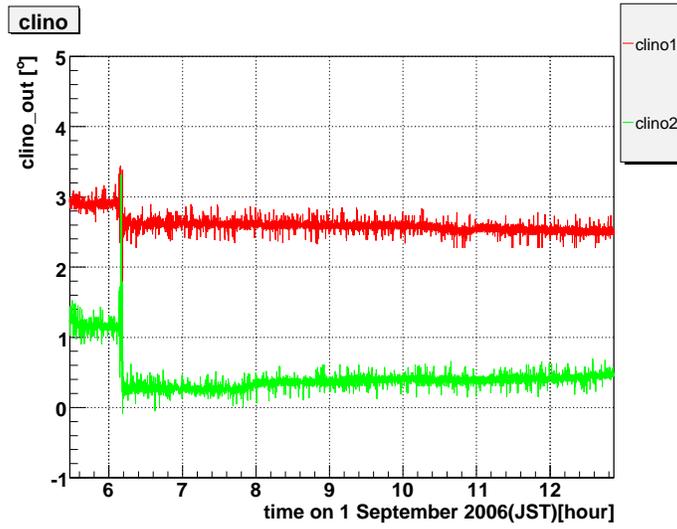


図 8.5: フライト時のエレベーション方向の傾き

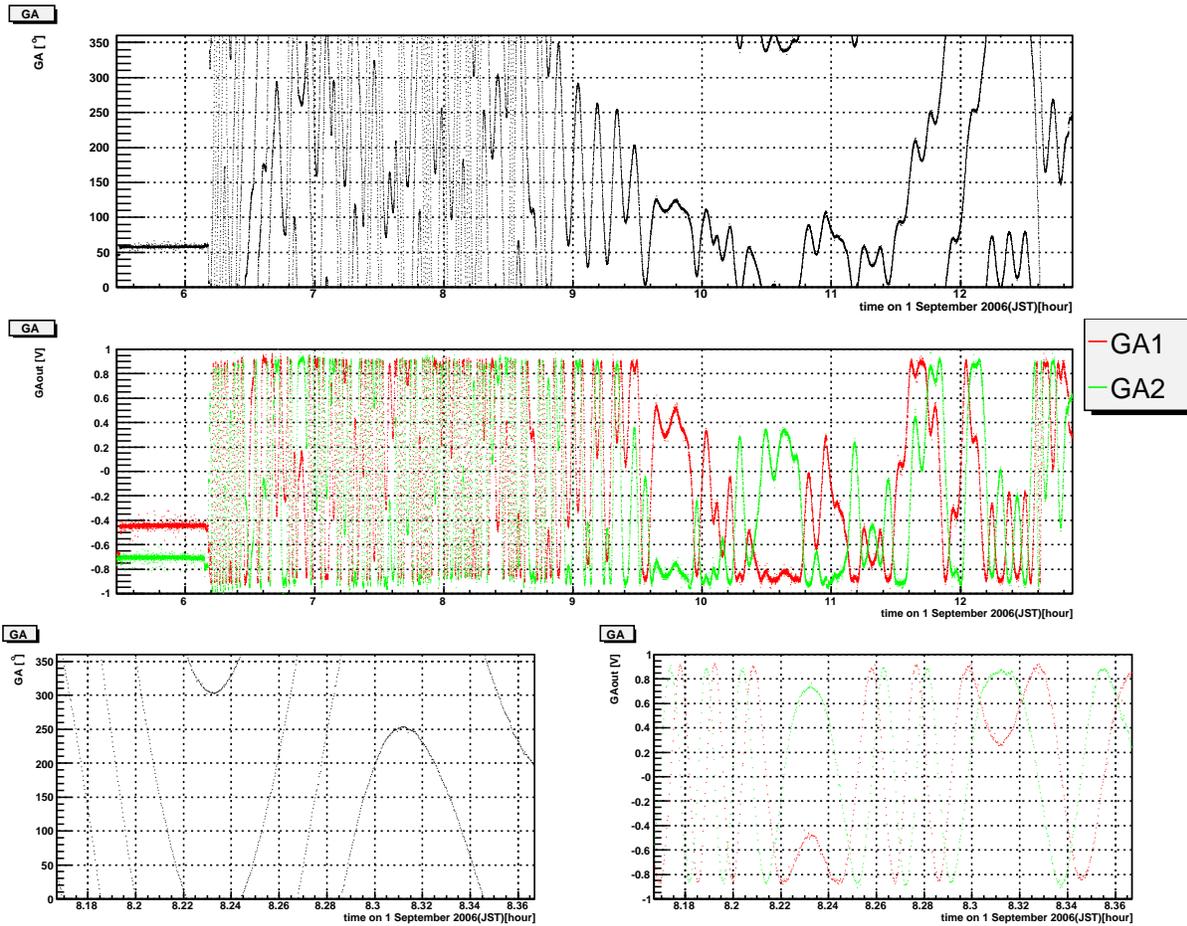


図 8.6: フライト時の GA の出力電圧 (中) および再構成したアジマス方向の傾き (上)。下はそれぞれの拡大図

## 8.2 シンチレーションカメラのデータ

スケーラーにより得られたフライト中のシンチレーションカメラのトリガーレートを図 8.8 に示す。この図は、MeV ガンマ線カメラのトリガーによる VETO とは関係なく純粋にシンチレーションカメラで得られたヒット情報、つまりコンプトン散乱したガンマ線だけではなく、宇宙線を含む全ての放射線がどれだけヒットしたかを表している。上の 3 つは底面シンチレーションカメラ、中の 4 つは側面シンチレーションカメラの 1 段目、下の 4 つは側面シンチレーションカメラの 2 段目を表す。全て同等の結果が得られており、正常に動作していたことがわかる。細かく見ていくと、まず地上では 80 Hz のレートであり放球後 40 Hz までレートが下がっている。これは、元々地表からの放射を受けていたが地上から離れることによってその影響を受けなくなっているからと考えられる。高度が上がるに伴いレートは増え高度 16km 付近で地上の 7 倍の 600 Hz で極大をむかえ、その後減少している。そして、水平フライトに移ると 260 Hz まで下がり落ち着いている。これは、宇宙線の二次粒子によるイベントが高度が上がるにつれ増大し、ポッツァーポイント（高度 16km）で極大をむかえた後に減少し、高度 30km では約  $\frac{3}{7}$  のレートに下がるということ [65, 66] と一致しており、シンチレーションカメラが正確に動作していたということが言える。

図 8.9 はそれぞれのシンチレーションカメラで得られたスペクトルである。図 8.8 と同様上の 3 つが底面シンチレーションカメラ、中、下がそれぞれ側面シンチレーションカメラの 1 段目、2 段目を表している。これらも、全て同等の結果が得られていることがわかる。511 keV のところにピークが見えており、これは宇宙線と検出器との相互作用により生じたガンマ線が見えていると考えられる。上空でガンマ線や荷電粒子がゴンドラおよび検出器と反応し、最終的に検出器で得られるスペクトルは図 8.7 のように計算されており [62]、これからも 511 keV のピークは見られると予想されるので、シンチレーションカメラは正しく応答していたと考えられる。この 511 keV の広がりを見てみると、 $\sim 14\%$  (FWHM) となっており、地上での性能と変わらない結果を得られた。

以上より、開発したシンチレーションカメラは上空でも正常動作しており、特に問題はなかったと言える。MeV ガンマ線コンプトンカメラ全体としての結果については [62] にまとめられている。

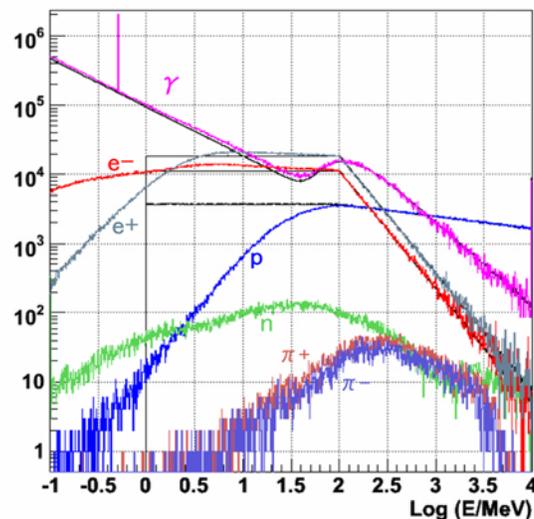


図 8.7: 上空で得られるスペクトルのシミュレーション [62]

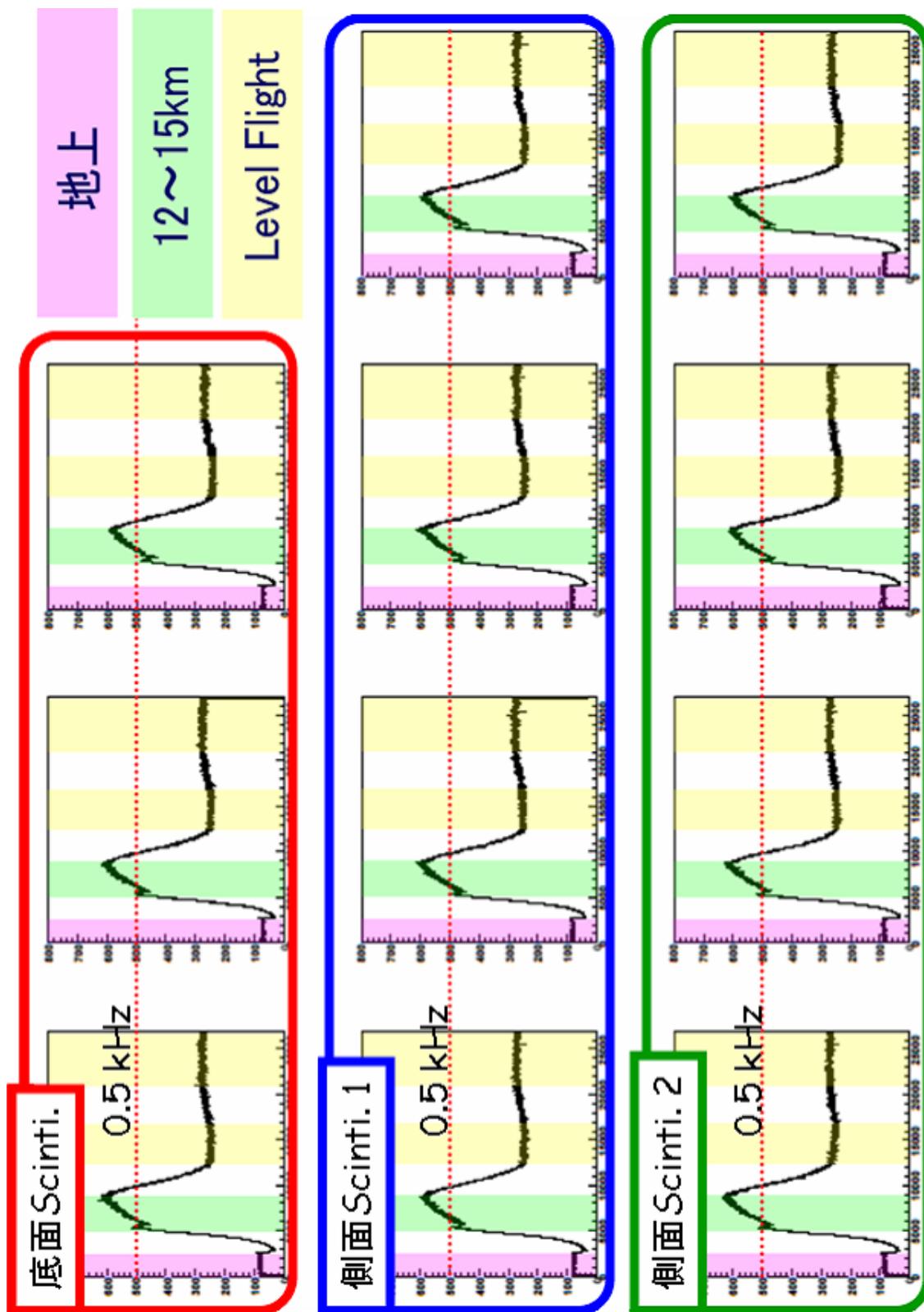


図 8.8: シンチレーションカメラのトリガーレート (VEITO なし)。横軸はフライト時間に沿って 7 時間とってある。

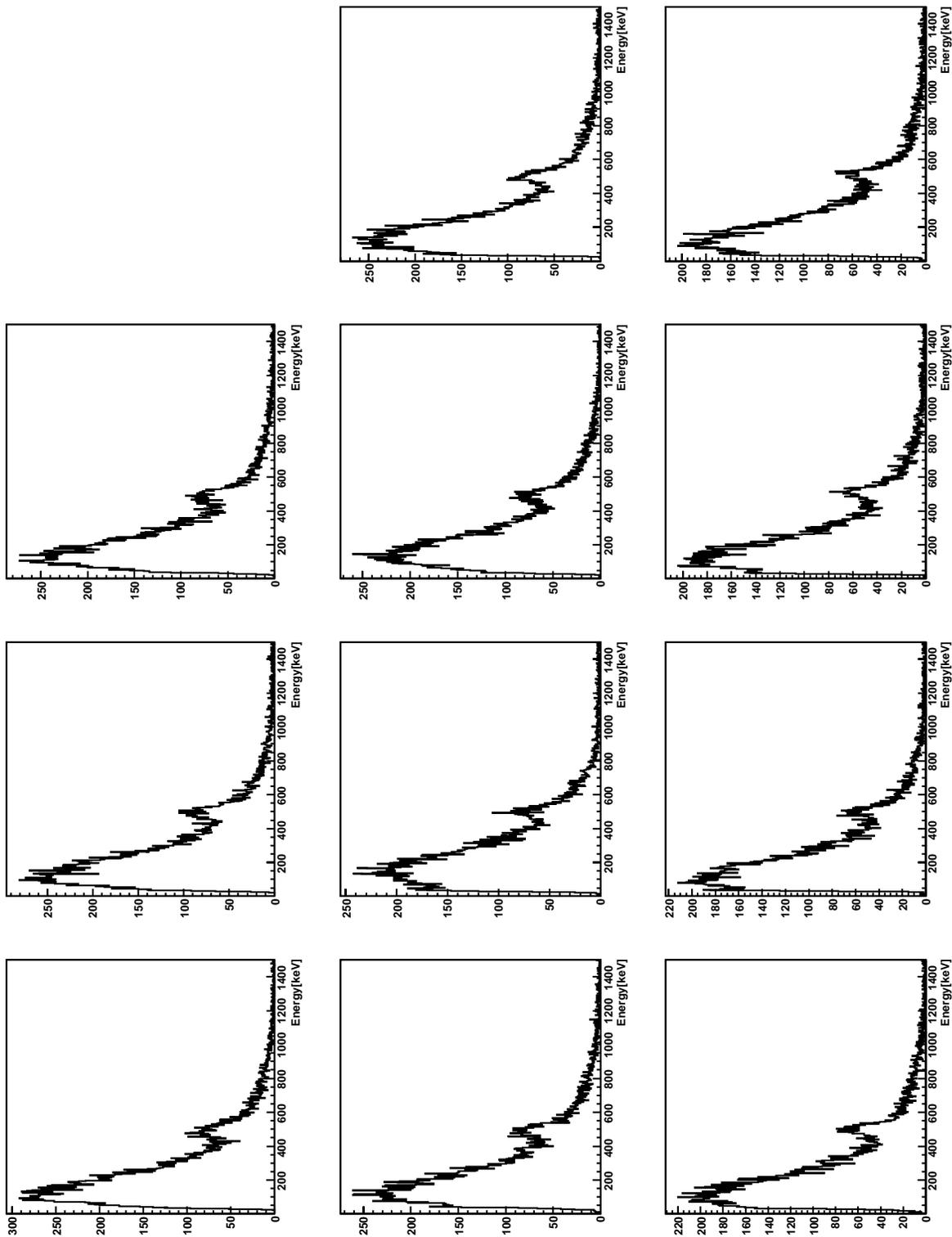


図 8.9: シンチレーションカメラで得られたスペクトル

## 第III部

### まとめと今後

## 第9章 まとめと今後

### 9.1 まとめ

#### シンチレーションカメラの気球搭載化

気球実験に向け、サブ MeV ガンマ線カメラの散乱ガンマ線検出器である位置敏感型のシンチレーションカメラの開発を行った。気球実験において消費電力は重要課題の一つであり、そのことを考慮してシンチレーションカメラの性能は維持しつつ消費電力を下げるための改良を行った。アレイ型の GSO(Ce) シンチレータ 192 ピクセルを抵抗分割によって 4ch で読み出す改良を行い、性能を下げることなく消費電力をこれまでの 4 分の 1 に抑えられるようになった。エネルギー分解能 11% @ 662 keV(FWHM) が得られ、80–800 keV の入力ダイナミックレンジを得た。

また、サイズや重量も重要であるので、シンチレーションカメラの HV 供給システムから信号の前増幅までを全て含めた 5 cm × 15 cm × 12 cm という非常にコンパクトなユニットを作成した。そして、コンプトンカメラの有効面積拡大のため、このユニットを 11 ユニット作成し、全 2112 ピクセル分のエネルギー較正を行った。シンチレーションカメラ全体の足し上げ平均でのエネルギー分解能は 11 % @ 662 keV(FWHM) であった。

#### 気球搭載用電源供給システム、環境センサーの開発

気球実験では、電源供給源として電池が用いられる。しかし電池の出力電圧は決まっているためレギュレータや DC/DC コンバータを用いて各モジュールに必要な電圧を作りださなければならない。

そこで、こうした電池としてリチウム電池を選定し、レギュレータを用いた電圧変換モジュールを作成した。また、上空の環境を知るために必要な環境センサーの動作確認を行った。そして、これら全てを含めて上空 35 km と同様の環境での動作確認試験を行い、正常動作することを確認した。

#### 初フライト

2006 年 9 月 1 日、岩手県大船渡市三陸町にある宇宙研究科学本部大気球観測所より気球実験を行い、上空 32 km 以上での約 4 時間の水平フライトに成功した。製作したシンチレーションカメラ、電源システム、および環境センサーは最後までトラブルなく正常動作した。実験後得られたデータからも、正常に動作していることが確認できた。

### 9.2 次期 SMILE にむけたシンチレーションカメラの開発

#### 大型化

今回は、宇宙背景・大気ガンマ線の検出を目的としていたため、10 cm 角サイズのもので十分であったが、天体を観測することを考えると検出効率がまだ 1 桁以上足りない。そのため、検出感度を上げるべく大型化に向けた開発を進める必要がある。 $\mu$ -TPC は 30 cm 角サイズのもので製作され、現在稼働中である。

$\mu$ -TPC を囲むシンチレーションカメラは、この大型化に伴いユニット数を増やさなければならない。そうすると、その分消費電力が増えてしまうため、今以上に消費電力削減を考えなければならない。そこで、

低電力である ASIC を用いたシンチレーションカメラ読み出しを考えている。技術の問題から ASIC の入力ダイナミックレンジが小さいため、まだ実用には至らないが、開発を進めているところである（後述）。

また、こうした大型化に伴い検出器の読み出し数および消費電力も増えてしまうため、読み出し回路系の開発も必要となってくる。現在は NIM や VME モジュールを主流に使っているが、よりコンパクトで低電力志向のコンパクト PCI の導入も考えている。

#### 性能向上

シンチレーションカメラのエネルギー分解能が上がれば、コンプトンカメラの角度分解能向上につながる。そこで、今回用いた GSO(Ce) 以外に  $\text{LaBr}_3(\text{Ce})$  や  $\text{LaCl}_3(\text{Ce})$  のような大発光量かつ減衰時間の短い結晶の利用を考えており、 $\text{LaBr}_3$  に関しては既に開発を進めている。この結晶が使えるようになれば、エネルギー分解能は現在の倍になりコンプトンカメラの角度分解能としても倍近くの向上があると見積もられる。

シンチレーションカメラの読み出し部に関しても、上に挙げたような ASIC の開発を進めているが、現在の抵抗分割読み出しとは異なり全 ch を個別に読み出すことができるため、エネルギー分解能のアレイ内での一様性が向上すると考えられる。

# Appendix A

## A.1 ARMの見積もり

4.1.1 節で述べたように、ARM とはコンプトン散乱において散乱ガンマ線と反跳電子の方向から決まる散乱角  $\phi$  と、それぞれのエネルギー情報から運動学によって求まる散乱角  $\phi'$  とのずれである。

$E_\gamma$  のエネルギーをもつガンマ線がコンプトン散乱を起こすと、式 2.6 に沿った角度分布をもち、各イベント毎に散乱角  $\phi$ 、散乱ガンマ線のエネルギー  $E'_\gamma$ 、反跳電子の運動エネルギー  $K_e$  が決定する。理想的には、式 4.3 より各イベント毎の散乱角  $\phi'$  を計算すると、 $\phi$  の分布と  $\phi'$  の分布は一致するはずであるが、実際には  $E'_\gamma$ 、 $K_e$  は検出器でエネルギー分解能の分だけ広がりを持って検出されるため、その分  $\phi'$  の分布も広がりを持ち  $\phi$  とのずれが生じる。

以上を考慮して、次のような計算を行った。簡単のため、1つの平面内でのみコンプトン散乱が起こるものとして計算した。つまり、角度分布は式 2.6 の代わりに、

$$\frac{d\sigma}{d\phi} = Zr_0^2 \sin\phi \left( \frac{1}{1+k(1-\cos\phi)} \right)^2 \left( \frac{1+\cos^2\phi}{2} \right) \left( 1 + \frac{k^2(1-\cos\phi)^2}{(1+\cos^2\phi)[1+k(1-\cos\phi)]} \right) \quad (\text{A.1})$$

となる。

まず、 $E_\gamma$  を与え、式 A.1 の分布を持つように乱数をふり散乱角  $\phi$  を求める。ただし、簡単のため1つの平面内でのみコンプトン散乱が起こるものとしたため、そして、その  $\phi$  と  $E_\gamma$  を式 2.5 に代入することで  $E'_\gamma$  を求める。このエネルギーを  $\sigma_g$  の分解能で検出できると仮定し、中心値  $E'_\gamma$ 、標準偏差  $\sigma_g$  のガウス分布をもつように乱数をふり、検出された散乱ガンマ線エネルギー  $E'_{\gamma 0}$  を得る。

また、 $E_\gamma$ 、 $E'_\gamma$  より  $K_e$  が求まるので、上と同様このエネルギーを  $\sigma_e$  の分解能で検出できると仮定し、ガウス分布になるように乱数をふることで、検出された反跳電子の運動エネルギー  $K_{e0}$  を得る。

$E'_{\gamma 0}$ 、 $K_{e0}$  から、式 4.3 を用いることで散乱角  $\phi'$  を求められるので、この計算を複数回行うことによって散乱角のずれの分布が得られ、その広がり、つまり ARM が求まる。

以上の方法を用いて、入射エネルギー、散乱ガンマ線検出の分解能、反跳電子検出の分解能を変化させつつ計算した。

- $E_\gamma=662\text{keV}$ 、 $\sigma_e=20\%$  @  $22\text{keV}$ 、 $\sigma_g$  を変化させる

結果は図 5.14 の通りである。

- $E_\gamma=662\text{keV}$ 、 $\sigma_g=11\%$  @  $662\text{keV}$ 、 $\sigma_e$  を変化させる

結果は図 A.1 の通りである。

- $\sigma_e=20\%$  @  $22\text{keV}$ 、 $\sigma_g=11\%$  @  $662\text{keV}$  と  $5\%$  @  $662\text{keV}$ 、 $E_\gamma$  を変化させる

結果は図 A.2 の通りであり、青が散乱ガンマ線エネルギー分解能  $11\%$  @  $662\text{keV}$  のとき、赤が散乱ガンマ線エネルギー分解能  $5\%$  @  $662\text{keV}$  のときである。

Angular res.

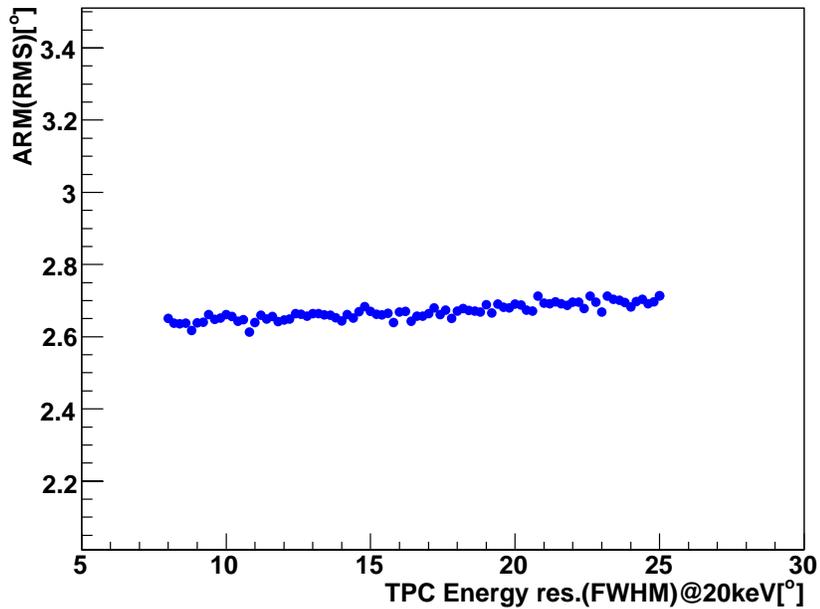


図 A.1: 反跳電子エネルギー分解能に対する ARM

Angular res.

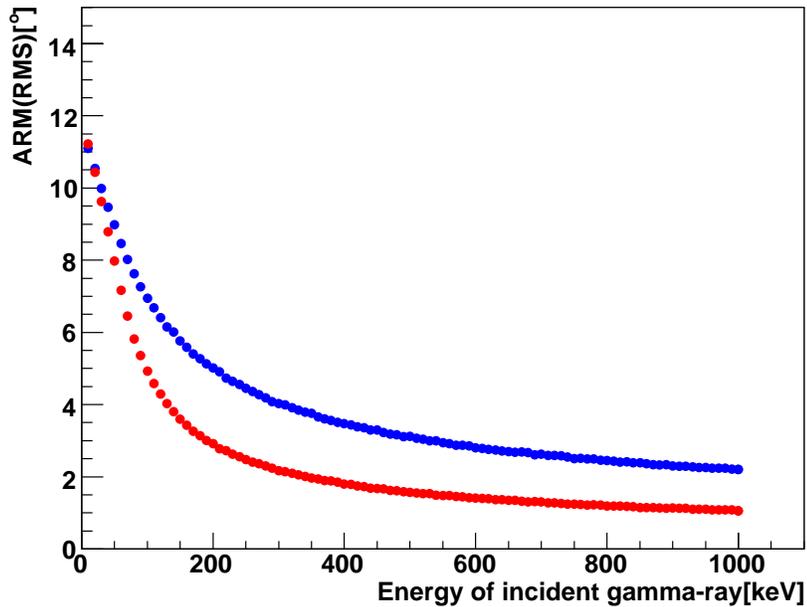


図 A.2: 入射ガンマ線のエネルギーに対する ARM 青: 散乱ガンマ線エネルギー分解能 11% @ 662keV  
赤: 散乱ガンマ線エネルギー分解能 5% @ 662keV

# Appendix B

## B.1 クリアパルス社製 VA/TA ヘッドアンプを用いた測定

シンチレーションカメラの読み出しとして、現在は抵抗分割を用いているが、消費電力削減および性能向上へ向けて ASIC の開発を考えている。その前段階として、既に H8500 の読み出し用にクリアパルス社で開発された VA/TA を用いたヘッドアンプシステム ( 図 B.1 ) を用いた測定を行っている。このヘッドアンプ



図 B.1: クリアパルス社製ヘッドアンプ

は、VA チップ ( IDEAS 社製 VA32HDR11 ) と TA チップ ( IDEAS 社製 TA32CG2 ) という ASIC から成る。VA は、内部に 32ch の前置増幅器、波形整形増幅器 ( 時定数  $2 \mu\text{s}$  )、サンプルホールドおよび ADC を持ち、信号情報を得る。TA は VA よりも早い時定数  $75 \text{ ns}$  の波形整形増幅器を持ち、トリガー信号を出す。全体の仕様であるが、消費電力  $\sim 1.3 \text{ W}$ 、重量  $210 \text{ g}$ 、入力ダイナミックレンジは  $-35 \text{ pC} \sim 25 \text{ pC}$ 、ADC の分解能 12bit である。

このモジュールに CsI(Tl) を取り付けた試験は既に行われており、[67] に詳細が書かれている。そして、現在は GSO(Ce) (  $6\text{mm} \times 6\text{mm} \times 13\text{mm}$  ) の  $8 \times 8$  アレイを取り付けた試験を行っている B.2。

$^{137}\text{Cs}$  を前面照射させたときの再構成イメージングおよびスペクトルをそれぞれ図 B.3、図 B.4 に示した。

イメージングは、各ピクセルの信号の重心演算によって求めている。このように、64 ピクセル全てがきれいに分離している様子が見える。図 B.4 は、この左から 4 列目、上から 5 列目に対応するスペクトルであり、エネルギー分解能は  $12\% @ 662\text{keV}$  (FWHM) であった。エネルギー分解能が SMILE のものと比べて悪いのは、H8500 の HV 値が  $-750\text{V}$  と小さいからである。実際に SMILE のものも同等の HV でデータをとれば  $12\%$  となる。

HV を小さくしている理由は、VA/TA の欠点であるダイナミックレンジの狭さが表れてしまったためである。現段階のままでは使えないため、改良を加えなければならず現在試行中である。

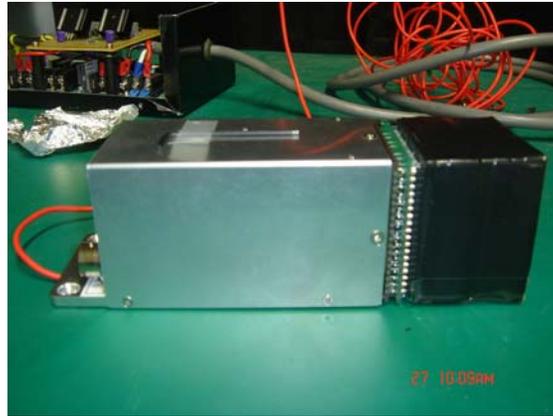


図 B.2: ヘッドアンプ + H8500 + GSO(Ce) アレイ

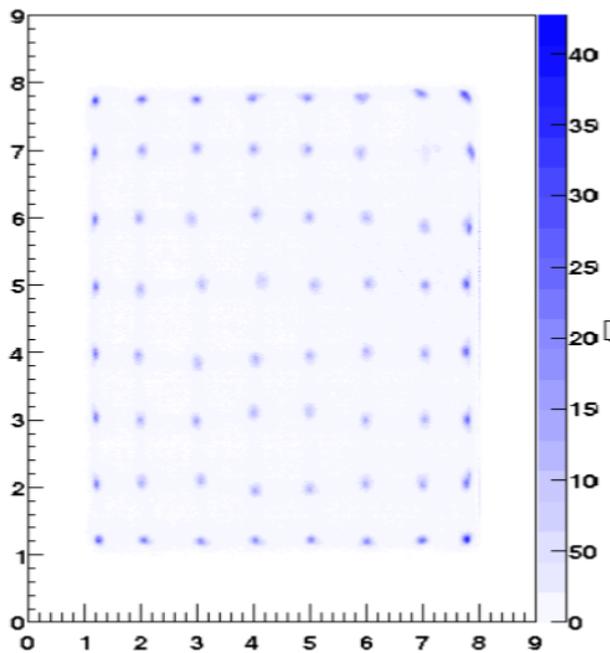


図 B.3:  $^{137}\text{Cs}$  を全面照射させたときの再構成イメージ

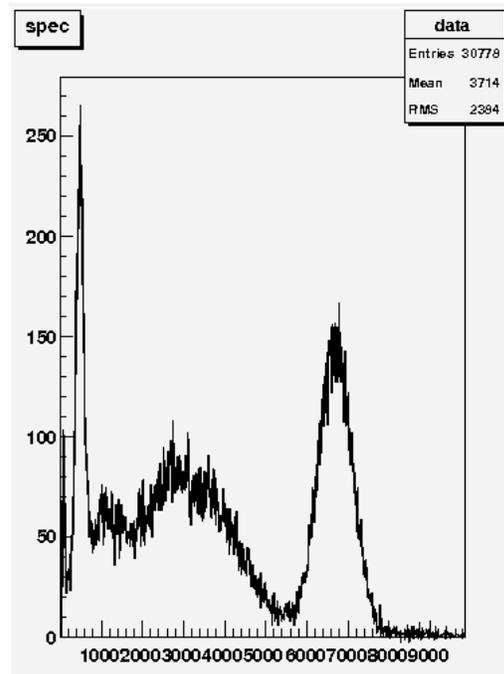


図 B.4:  $^{137}\text{Cs}$  のスペクトル

# Reference

- [1] M.Oda and K.Matsuoka *Progress in Elementary Particles and Cosmic-Ray Physics* **10** (1971) 305
- [2] V.Schönfelder et al. *ApJS* **86** (1993) 657
- [3] V.Schönfelder et al. *A&A Suppl* **143** (2000) 145
- [4] V.Schönfelder 「The Universe in Gamma Rays」 *Springer* (2001)
- [5] S. E. Boggs et al. *ApJ* **544** (2000) 320
- [6] P.Sreekumar et al. *ApJ* **494** (1998) 523
- [7] 高原文郎 「宇宙物理学」 朝倉書店 (1999)
- [8] P. V. Ballmoos *Experimental Astronomy* **6** (1995) 85
- [9] R. A. Chevalier *Nature* **355** (1992) 69
- [10] <http://imagine.gsfc.nasa.gov/docs/science/known/pulsars.html>
- [11] L.Kuiper et al. *A&A* **378** (2001) 918
- [12] F. A. Aharonian & A. M. Atoyan astro-ph/9803091
- [13] <http://www.isas.ac.jp/ISASnews/No.251/chap3-02.html>
- [14] M. L. McConnell et al. *ApJ* **572** (2002) 984
- [15] W. R. Purcell et al. *ApJ* **491** (1997) 725
- [16] <http://cmi.yale.edu/bh/week6/pages/page2.html>
- [17] M.Chiaberge et al. *MINRAS* **324** (2001) 33
- [18] L.Maraschi & F.Tavecchio astro-ph/0102295
- [19] 小田稔 他 「宇宙線物理学」 朝倉書店 (1983)
- [20] D. M. Smith astro-ph/0404594
- [21] M. S. Briggs et al. *ApJ* **524** (1999) 82
- [22] W. S. Paciesas et al. *ApJS* **122** (1999) 465
- [23] 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)
- [24] <http://physics.nist.gov/PhysRefData/Xcom/Text/XCOM.html>
- [25] O.Klein & Y.Nishina *Zeits. f. Physik* **52** (1928) 853
- [26] <http://lheawww.gsfc.nasa.gov/docs/cai/coded.html>

- [27] C.Winkler et al. *A&A* **411** (2003) 1
- [28] [http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/ballmoos\\_1.pdf](http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/ballmoos_1.pdf)
- [29] [http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/ryan\\_1.pdf](http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/ryan_1.pdf)
- [30] T.Kamae et al. *NIM A* **260** (1987) 254
- [31] P. F. Bloser et al. *New Astronomy Reviews* **46** (2002) 611
- [32] [http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/zoglauer\\_1.pdf](http://www.mpe.mpg.de/gamma/science/lines/workshops/seeon03/zoglauer_1.pdf)
- [33] R. C. Hartman et al. *ApJS* **123** (1999) 79
- [34] V.Schönfelder et al. *A&A Suppl* **97** (1993) 27
- [35] G.Weidenspointner et al. *A&A* **368** (2001) 347
- [36] <http://coss.c.gsfc.nasa.gov/docs/cgro/epo/news/catalog.html>
- [37] 矢島信之 他 「気球工学」 コロナ社 (2004)
- [38] V.F.Hess *Physik. Zeitchr.* **13** (1912) 1084
- [39] <http://balloon.isas.jaxa.jp/news1.html>
- [40] 国立天文台 編 「理科年表 2004CD-ROM」 丸善 (2003)
- [41] <http://balloon.isas.jaxa.jp/ballooning.html>
- [42] 高田淳史 修士論文 京都大学 (2004)
- [43] 服部香里 修士論文 京都大学 (2006)
- [44] R.Orito et al. *NIM A* **513** (2003) 408
- [45] T.Tanimori et al. *New Astronomy Reviews* **48** (2004) 263
- [46] R.Orito *Doctoral Thesis* Kyoto University(2005)
- [47] A.Ochi et al. *NIM A* **471** (2001) 264
- [48] V.Peskov et al. *NIM A* **392** (1997) 89
- [49] 永吉勉 修士論文 東京工業大学 (2001)
- [50] O.Sasaki & M.Yoshida *IEEE Trans. Nucl. Sci.* **46** (1999) 1871
- [51] R.Orito et al. *IEEE Trans. Nucl. Sci.* **51** (2004) 1337
- [52] T.Nagayoshi *Doctoral Thesis* Kyoto University(2004)
- [53] F.Sauli *NIM A* **477** (2002) 1
- [54] A.Takeda et al. *IEEE Trans. Nucl. Sci.* **51** (2004) 2140
- [55] F.Sauli *CERN Report* (1977) 77-09
- [56] F.Sauli *NIM A* **386** (1997) 531
- [57] M.Inuzuka et al. *NIM A* **525** (2004) 529

- [58] S.Bachmann et al. *NIM A***438** (1999) 376
- [59] <http://gdd.web.cern.ch/GDD/>
- [60] 西村広展 修士論文 京都大学 (2006)
- [61] <http://jp.hamamatsu.com>
- [62] A.Takada *Doctoral Thesis* Kyoto University(2007)
- [63] A.Zoglauer et al. *IEEE Nucl. Sci. Symp. Conf. Rec.* (2004)
- [64] <http://www.linear-tech.co.jp/index.jsp>
- [65] G.Pfotzer *Zeits. f. Physik* **102** (1936) 23
- [66] J.F.Ziegler *IBM J. RES. DEVELOP.* **42** (1998) 117
- [67] H.Sekiya *NIM A***563** (2006) 49

# 謝辞

本論文を作成するにあたり、細部にわたり御指導して頂いた谷森教授に深く感謝致します。実験・発表等で様々な助言、御指導をして頂いた窪助手、身内助手にも大変感謝しております。違うグループとは言え同研究室である小山教授、鶴助教授、松本助手、田澤助手からも、実験等を進めているときに他分野であることを生かした助言をして頂くことが出来、とても勉強になりました。

気球実験を進める上で、様々なことを御指導を下さった ISAS 大気球グループの山上教授、吉田教授、斉藤助教授、山形大の郡司助教授、シンチレーションカメラを開発する上で助言を下さった東京大の関谷助手にも厚く御礼申し上げます。

気球実験を共に進めた高田さん、西村さんには大変お世話になりました。また、同グループである土屋さん、株木さん、岡田さん、服部さん、黒澤君には実験でつまずきそうになったとき、様々な助言を頂くことが出来、感謝しております。また、カンガルーグループの渡部さん、中森さん、東さん、水上君、中野君、X線グループの森さん、中嶋さん、乾さん、山口さん、兵藤さん、内山君、小澤さん、信川君、瀧川君にも何かとお世話になりました。感謝しております。特に同居室であった8人の方には様々な迷惑をかけたかと思いますが、研究生活を支えて下さり有難く思っております。

気球実験では、ISASの野中さん、水田さんにおよび大気球グループの方々、そして三陸町の大気球観測所の方々、民宿はまなす荘の方に大変お世話になりました。おかげで初めての気球実験でしたがスムーズに進められることができました。本当に感謝しております。

その他グループの内外を問わず、ここに挙げられなかった皆様に感謝の意を表したいと思います。本当にありがとうございました。

そして、最後になりましたが、ここまで育ててくれた両親に感謝致します。