

修士学位論文
BESS-Polar II 実験
TOF カウンター用 PMT 気密容器の開発及び
低温低圧環境における PMT 動作試験

神戸大学大学院自然科学研究科
物理学専攻粒子物理研究室
066S123N
松川陽介

平成 20 年 2 月 8 日

概要

BESS(Balloon-borne Experiment with Superconducting Spectrometer) 実験は、気球搭載型超伝導スペクトロメータによる宇宙線観測実験である。宇宙線反陽子の測定など宇宙における素粒子現象の探求を目的とし、神戸大学、東京大学、宇宙航空研究開発機構(JAXA/ISAS)、ゴダードスペースフライトセンター(GSFC/NASA)、メリーランド大学、デンバー大学の共同研究によって進められている。BESS 実験は、1993 年の第 1 回フライト以降、カナダ北部で計 9 回のフライトを成功させ、高精度での宇宙線観測を行ってきた。更に、2004 年には南極において BESS-Polar I 実験を実施した。BESS-Polar I 実験では、約 9 日間のフライトを成功させ、低エネルギー宇宙線反陽子の精密測定を行い、極地における気球による宇宙線の長時間観測手法を確立した。この結果を受けて、2007 年 12 月から 2008 年 1 月にかけて、再び南極において更なる長時間観測、低エネルギー領域の宇宙線観測を目的とした BESS-Polar II 実験を実施した。

BESS-Polar 実験で使用する測定器では TOF(Time Of Flight) カウンター、ACC(Aerogel Cherenkov Counter)、Middle-TOF に光検出器である光電子増倍管(PMT)を使用している。BESS-Polar I 実験では、TOF カウンターの PMT の一部が放電を起こして使用不能になり、測定器のアクセプタンスが設計値の 60%に減少するという問題が発生した。この PMT の問題は実験後の検証により、南極上空の低温低圧環境が原因と考えられた。このため、BESS-Polar II 測定器では TOF カウンター用の PMT の低温低圧環境対策として、新たにアルミニウム製の気密容器を導入した。本論文ではこの TOF カウンター用 PMT のアルミニウム製気密容器への封入について、その必要性と、これが設計通り正常に機能するための気密容器への PMT の封入手法の確立について述べる。また、これら気密容器に封入した TOF 用 PMT と、同じく気密容器に封入して用いる ACC-PMT について、実際のフライト環境を再現しての動作試験を行った。これにより、フライト環境下で正常に、安定して気密容器と PMT が使用可能かを確認し、実験に使用する PMT を選出したのでこれについても報告する。さらに、2007 年 12 月から 2008 年 1 月にかけて実施した BESS-Polar II 実験において、各 PMT の実際のフライト環境下における動作状況について述べ、最後にフライト中に問題の発生した PMT について、その問題を検証する。

目次

第 1 章	序論	8
1.1	BESS 実験	8
1.1.1	1 次起源宇宙線反陽子、反重陽子探索	8
1.1.2	太陽変調	10
1.1.3	反ヘリウム探索	10
1.2	BESS-Polar I 実験	11
第 2 章	BESS-Polar 測定器	15
2.1	概要	15
2.2	宇宙線の測定原理	15
2.3	BESS-Polar II 測定器	16
2.3.1	超伝導マグネット	17
2.3.2	JET(JET-type drift chamber)/IDC(Inner Drift Chamber)	18
2.3.3	TOF(Time Of Flight Counter)	19
2.3.4	ACC(Aerogel Cherenkov Counter)	20
2.3.5	MTOF(Middle Time Of Flight counter)	22
2.3.6	DAQ(Data Acquisition System)	23
2.3.7	太陽電池システム	23
第 3 章	TOF-PMT 用アルミニウム製 気密容器の開発及び低温低圧動作試験	26
3.1	BESS-Polar 実験で使用される PMT	26
3.2	気密容器の導入	28
3.2.1	気密容器導入の動機	28
3.2.2	要求される性能	28
3.2.3	TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器概要	30
3.3	PMT の気密容器への封入	32
3.3.1	PMT コンプレッション	32
3.3.2	コンプレッションの定義	32
3.3.3	コンプレッションの指標	33
3.3.4	気密容器内での PMT の動き	33
3.3.5	気密容器内での PMT の動きの測定	34
3.3.6	コンプレッションと PMT の動きの関係	34
3.3.7	コンプレッションの強さの決定	35
3.3.8	気密容器内での PMT の傾き	37

3.3.9	傾きの定義	37
3.3.10	PMT 形状の個体差	37
3.3.11	マイラーによる対策後の気密容器内での PMT の傾き	38
3.3.12	PMT の気密容器への封入作業	38
3.3.13	ガス置換	39
3.4	低温低圧環境下動作試験	39
3.4.1	ゲイン測定	40
3.4.2	セットアップ	43
3.4.3	気密性能試験	51
3.4.4	結果	52
3.4.5	ノイズレート測定	52
3.4.6	測定方法	54
3.4.7	動作の不安定な PMT	54
3.4.8	結果	58
3.5	低温低圧動作試験のまとめ	58
第 4 章	BESS-Polar II フライト	59
4.1	BESS-Polar II フライトに向けて	59
4.1.1	各測定器の準備	59
4.1.2	噛み合わせ試験	59
4.1.3	南極フライト	60
4.1.4	フライトモニター	61
4.1.5	BESS-Polar II フライト	63
4.2	まとめ	63
第 5 章	BESS-Polar II フライトにおける PMT のふるまい	65
5.1	フライト中の残留大気圧と気球高度	65
5.2	フライト中の TOF-PMT 付近の温度	65
5.3	フライト中の TOF-PMT のふるまい	67
5.3.1	BESS-PolarII フライトでの TOF-PMT	67
5.3.2	フライト中の PMT モニター	68
5.3.3	PMT のシングルレート	69
5.3.4	シングルレートの温度依存性	69
5.3.5	フライト中発生した TOF-PMT の問題	70
5.3.6	問題の起こった TOF-PMT への対処	70
5.3.7	フライト中の TOF-PMT オペレーション	72
5.3.8	TOF-PMT に起こった問題について	73
5.3.9	シングルレートの異常時の宇宙線イベント	75
5.3.10	シングルレートの異常時の温度環境	78
5.3.11	地上における環境試験での PMT の異常との比較	80
5.4	フライト中の ACC-PMT のふるまい	81
5.4.1	BESS-Polar II フライトでの PMT の配置	81

5.4.2	フライト中の PMT モニター	82
5.4.3	フライト中の ACC-PMT のオペレーション	82
5.4.4	ACC-PMT に起こった問題について	83
5.4.5	気密容器の気密漏れの可能性	83
5.4.6	低圧環境による放電可能性	84
5.4.7	気密性能の劣化	86
5.5	BESS-Polar II フライトにおける TOF カウンターの状況	87
5.6	まとめ	88
第 6 章	まとめ	91

表 目 次

1.1	BESS-Polar I 実験各パラメータ	12
2.1	BESS-Polar I 実験から Polar II 実験への変更・改良点	17
3.1	マイラーによる対策前後の PMT の傾き	38
3.2	決定した動作電圧 (V)	45
3.3	恒温槽の仕様	46
3.4	各環境モニター仕様	48
3.5	PMT 動作試験プロフィール	51
3.6	気密性能試験結果	52
3.7	ノイズレート測定による分類	58
3.8	各試験中に問題のあった PMT の数	58
4.1	BESS-Polar II フライトに向けての準備と流れ	62
4.2	ペイロードとの通信速度	62
4.3	BESS-Polar II フライトのまとめ	64
5.1	フライト中 TOF-PMT に起こった問題とその対処	73
5.2	問題の起こった TOF-PMT の動作試験履歴	74
5.3	動作試験とフライトでの PMT とその周囲の状況の違い	81
5.4	フライト中 ACC-PMT に起こった問題とその対処	82
5.5	問題のあった ACC-PMT の動作試験履歴	83

目 次

1.1	前回の太陽活動極小期 (95-97, 白丸) 及び 2004 年 (Polar, 黒丸) に BESS に より測定された反陽子スペクトラム	9
1.2	太陽活動に伴う黒点数 (赤線) と中性子流束 (青線) の変動。	10
1.3	過去の BESS フライトで測定された陽子反陽子流束比。	10
1.4	反ヘリウム探索の進展と期待される探索感度	11
1.5	BESS-Polar I 測定器の軌道と地磁気カットオフ	12
1.6	BESS-Polar I 実験で得られた反陽子陽子比	13
1.7	BESS-Polar I 実験で得られた \bar{p} フラックス	14
2.1	BESS-Polar 測定器断面図	16
2.2	ACC による e^- , μ^- (反陽子観測におけるバックグラウンド) 粒子の除去 . . .	16
2.3	BESS-Polar 測定器	17
2.4	BESS-Polar マグネット	18
2.5	BESS-Polar マグネットの構造	19
2.6	JET/IDC の模式図	20
2.7	IDC 測定器のバーニアパッド	20
2.8	UTOF	21
2.9	LTOF	21
2.10	上下 (UL)TOF カウンターの模式図	21
2.11	TOF カウンターのシンチレータパドルとその両端に取り付けられた PMT .	21
2.12	エアロジェルチェレンコフカウンター	22
2.13	ACC に取り付けられた PMT	22
2.14	ACC に搭載するエアロジェルブロック	22
2.15	インストール直後の Middle-TOF カウンター	23
2.16	Middle-TOF カウンターの両側読み出し化	23
2.17	圧力容器に封入した CPU と HDD	24
2.18	BESS-Polar II 測定器の太陽電池システム	25
3.1	浜松ホトニクス社製 FM-PMT R6504	27
3.2	ファインメッシュ型 PMT	27
3.3	ファインメッシュ型ダイノードによる 2 次電子増倍	27
3.4	BESS-PolarI で使用された TOF カウンター用 PMT	28
3.5	BESS-PolarI 実験における TOF カウンター用 PMT の動作状況	29
3.6	TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器	29
3.7	空気のパッシェン曲線	30

3.8	TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器の構造	31
3.9	TOF-PMT 気密容器断面図	32
3.10	Depth の定義と Depth 測定ポイント	33
3.11	ライトガイドホルダーに固定され測定器に取り付けられた TOF-PMT	34
3.12	ライトガイドホルダーによる PMT の固定	34
3.13	加圧試験に使用したアルミニウム製ダミー PMT	35
3.14	気密容器内での PMT の動き	36
3.15	従来のインストールでのコンプレッションの分布	36
3.16	最適化後のコンプレッションの分布	36
3.17	傾きの定義	37
3.18	マイラーによる対策をしない場合の PMT の傾きの分布	38
3.19	マイラーによる対策後の PMT の傾きの分布	38
3.20	ガス置換セットアップ	40
3.21	ゲイン測定システムセットアップ	42
3.22	Gain 測定システムの構成	42
3.23	手順 1 で得られた Gain-HV プロットに手順 2 のフィットをしたもの。	44
3.24	手順 4 で得られた Gain-HV プロットに手順 5 のフィットをしたもの。	44
3.25	PMT 低温低圧動作試験で使用した DAQ 機器 (左側) と恒温槽 (右側)	45
3.26	低温低圧試験の構成	46
3.27	高電圧印加用コネクタパネル	47
3.28	シグナル読み出し用コネクタパネル	47
3.29	アクリル製真空容器	48
3.30	圧力センサ温度依存試験セットアップ	49
3.31	圧力センサ温度依存性	50
3.32	データの流れ	50
3.33	BESS-PolarI 実験での大気圧と PMT 付近の温度モニター	51
3.34	PMT 動作試験の温度サイクルと圧力	52
3.35	TOF-PMT の 20 日後における予想残存内圧 (%)	53
3.36	ACC-PMT の 20 日後における予想残存内圧 (%)	53
3.37	Noiserate 測定システムの構成	53
3.38	安定して動作した PMT	55
3.39	試験中に不安定な動作をした PMT	55
3.40	ノイジーな PMT	55
3.41	減圧時のノイズ	56
3.42	PMT の光電面につけたマスク	57
3.43	奇数番目の PMT にマスクを施す	57
4.1	吊り上げ試験の様子	60
4.2	通信用機器	61
4.3	BESS-Polar II 測定器打ち上げの様子	61
4.4	フライト中のモニター通信の流れ	63
4.5	BESS-Polar II 測定器の飛跡	64

5.1	BESS-PolarII フライトにおける大気圧と高度のモニター	65
5.2	TOF カウンターのPMT(赤字)と太陽電池システムに搭載した温度センサー(黒字)と、照度センサー(緑字)の位置と名称。	66
5.3	フライト中のPMT_02 付近の温度モニター	67
5.4	フライト中のPMT_22 付近の温度モニター	67
5.5	BESS-Polar I 実験時の、PMT 付近の温度	67
5.6	温度センサー UTOFT_R と照度センサー LX2F	68
5.7	温度センサー LTOFT_L と照度センサー LX7F	68
5.8	Upper TOF の対角位置にある温度センサーの比較	68
5.9	Lower TOF の対角位置にある温度センサーの比較	68
5.10	TOF カウンターのPMT の配置と名称(番号)	69
5.11	cmon によるモニター画面	70
5.12	フライト中のモニターから得られるシングルレートの例	70
5.13	TOF の温度と TOF-PMT のシングルレートの関係	71
5.14	フライト中急上昇した PMT のシングルレート	75
5.15	PMT のシングルレートが急上昇した時の上下 TOF のコインシデンスレート	76
5.16	上 TOF のコインシデンスレート	77
5.17	Middle-TOF のコインシデンスレート	77
5.18	下 TOF のコインシデンスレート	77
5.19	TOF-PMT のシングルレートが上昇した時の温度環境	78
5.20	PMT_39 のシングルレート	79
5.21	動作試験時に突然挙動が不安定になった PMT	80
5.22	ACC での PMT の配置と番号	82
5.23	窒素のパッシェン曲線	85
5.24	シンチレータパドルの両端に取り付けられた PMT	87
5.25	BESS-Polar II 測定器での TOF カウンター。	88

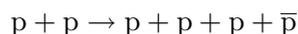
第1章 序論

1.1 BESS 実験

BESS(Balloon-borne Experiment with Superconducting Spectrometer) 実験は、素粒子物理学の加速器実験で培われた技術を応用して、過去の気球実験に比べ圧倒的な立体角と測定精度を持った検出器を開発、製作し、これにより宇宙線反陽子、陽子、ヘリウムなどの各種宇宙線の精密観測や、反ヘリウムの探索などを行っている。BESS 実験の主な対象である低エネルギー領域の宇宙線観測では、地磁気によって荷電粒子が遮断されて地表まで届かなくなる地磁気カットオフと呼ばれる効果が大きな障害となる。これは、荷電粒子が地球の磁場に大きな角度をもって入射することで、進行方向及び地磁気の方角に対して鉛直方向にローレンツ力を受けてその軌道が曲げられてしまい地表に到達しにくくなることによる。より低エネルギーの宇宙線ほどこの効果が顕著な為、BESS 実験は地磁気カットオフの小さい高緯度地域での実験を行ってきた。当初はカナダ北部で実施していたが、より高緯度地域である南極での BESS-Polar 実験が計画され、2004 年の 12 月に、BESS-Polar I 実験を実施した。そして、2007 年 12 月に、再び南極において BESS-Polar II 実験を実施した。BESS 実験はこれまでに、1993～2001 年にかけて高緯度地域のカナダ北部で 9 回、南極で 1 回の計 10 回のフライトに成功している。1993 年に行った最初の実験では初めて「質量による粒子の同定」という確実な方法で 4 例の反陽子イベントを確認した。そして 2004 年に行われた BESS-Polar I 実験では、南極において南極上空周回軌道の長期フライトに成功し、各種粒子宇宙線の貴重なデータを得ている。

1.1.1 1 次起源宇宙線反陽子、反重陽子探索

地上に降り注ぐ宇宙線はその大半が陽子やヘリウム核であるが、微量の反陽子も含まれる。この反陽子は、大半が高エネルギー宇宙線と星間物質の衝突によって生成されるものと考えられており、2 次起源反陽子と呼ばれている。これら 2 次起源反陽子生成の最も簡単な過程は



と表される。このような 2 次起源宇宙線反陽子は、現在いくつかある宇宙伝播モデルの予測では 2GeV 付近にピークを持ち、また、運動学的制約から 1GeV 以下の生成確率が低下するので、低エネルギー領域で急激に減少するという特徴を持つ。図 1.1 が示すように、過去の BESS 実験で観測された反陽子もモデルから予想されるものと同様の 2GeV 付近の特徴的なピークを示しており、これら観測された反陽子の大半は 2 次起源であると考えられる。しかし、1995-97 年の BESS 実験の結果では 1GeV 以下の領域での反陽子フラックスが予想に比べてやや過剰であった。このため、実際にこの領域の反陽子フラックスが過

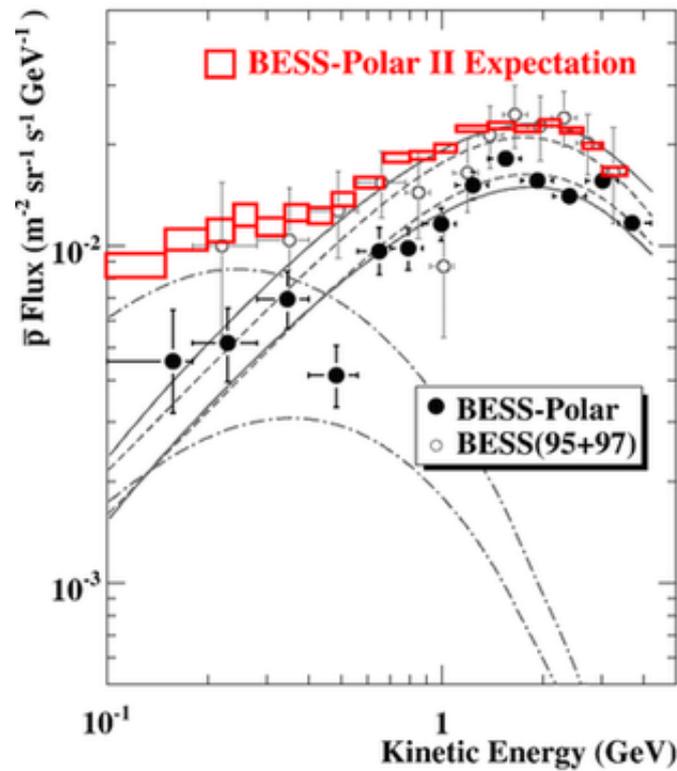


図 1.1: 前回の太陽活動極小期 (95-97, 白丸) 及び 2004 年 (Polar, 黒丸) に BESS により測定された反陽子スペクトラム
 実線及び点線は理論モデルにより予想される 2 次起源成分、一点鎖線は予想される 1 次起源成分を示している。測定時期により太陽変調の効果が違うため、理論予想は各 2 本ずつ示してある。

剰であるなら、モデルの修正か、新たな宇宙線反陽子源を考える必要がある。この新たな宇宙線反陽子ソースとしては、原始ブラックホールの蒸発等による低エネルギー宇宙線反陽子の生成が考えられている。低エネルギー領域の宇宙線は、太陽活動が活発な極大期には太陽風の影響を受け観測が難しい。南極における BESS-Polar 実験の実施時期は、図 1.2 が示す様に BESS-Polar I 実験では、太陽活動極大期から極小期への過渡期であるために低エネルギー反陽子に関する感度は十分ではなかった。一方、BESS-Polar II 実験では 11 年周期の太陽活動極小期に当たるので、宇宙起源反陽子探索に最適な条件が揃っていると言える。BESS-Polar II 実験による高統計量の宇宙線データの解析から低エネルギー領域における高統計の観測データが得られれば、これらの宇宙起源の反陽子について、より詳細な理解が期待できる。

また、BESS 実験では宇宙線中の一次起源反重陽子の探索も行っている。反重陽子は反陽子と異なり、低エネルギー領域における宇宙線反重陽子は 2 次粒子としての生成が難しく、バックグラウンドが極めて小さい。従って、もし観測することができれば、1 次起源反重陽子の存在を高い確率で示唆する事となる。

1.1.2 太陽変調

太陽からは、太陽風と呼ばれる高温で電離したプラズマ状の粒子が吹き出しており、地表で観測される宇宙線はその影響を大きく受ける。太陽風は太陽活動に密接に関係しており、この太陽風による宇宙線の強度変動を太陽変調と呼ぶ。太陽活動は、図 1.2 の様に 11 年周期で変動しており、BESS 実験では実験の各段階において継続的な観測を行うことで、太陽変調の観測も行っている。低エネルギーの宇宙線ほど太陽風の影響を大きく受けるので、低エネルギー宇宙線の観測にはこの太陽変調について詳細な理解が必要である。太陽変調は粒子の電荷に依存すると考えられており、宇宙線中の粒子及びその反粒子を観測することによってより良く理解する事が可能である。BESS 実験では、反陽子/陽子比の継続的な観測から、この太陽変調を顕著に検証することができる。特に、太陽の磁極が正から負へと反転する太陽活動極大期では、反陽子/陽子比が急激に増大すると予測され、図 1.3 では、97 年、99 年、さらに極大期にあたる 00 年のデータから、その効果を顕著に見ることができる。

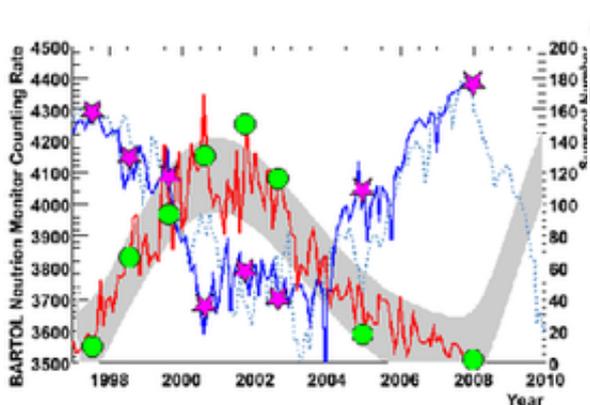


図 1.2: 太陽活動に伴う黒点数 (赤線) と中性子流束 (青線) の変動。
 図中の星及び丸印は過去の BESS フライトの時期を表しており、Polar II(2007 年冬) は太陽活動の極小期に当たる。

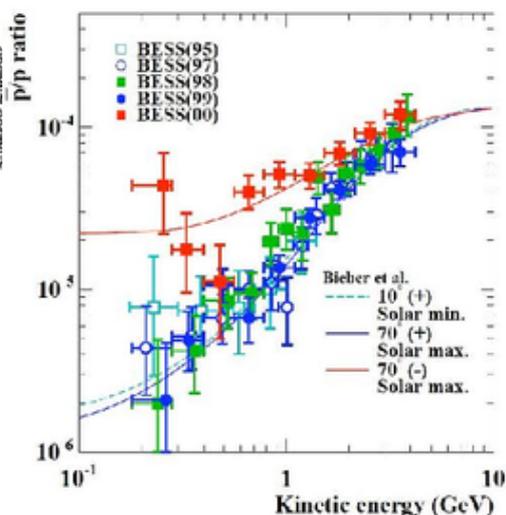


図 1.3: 過去の BESS フライトで測定された陽子反陽子流束比。
 太陽変調の電荷依存性の検証に用いている。

1.1.3 反ヘリウム探索

BESS 実験では宇宙線中の反ヘリウムの探索も行っている。反ヘリウムは二次的に生成される可能性は非常に低く、宇宙線中に 1 例でも観測されればどこかにソースとなる反物質領域が存在することを強く示唆するものであると言えます、そこから漏れだした反ヘリウムが地球に到達したと考えることができる。今のところ、過去の BESS 実験の結果からヘリウムに対して 2.7×10^{-7} と反ヘリウムの上限値が得られている [図 1.4]。この上限値からは、我々の銀河やその周辺の宇宙が物質のみから構成されている事を示していると言える

が、さらに領域を広げての検証を行うためにもより高感度での反ヘリウムの探索を目指しており、BESS-Polar II 実験では 1.0×10^{-8} の精度での反ヘリウム探索が可能である。

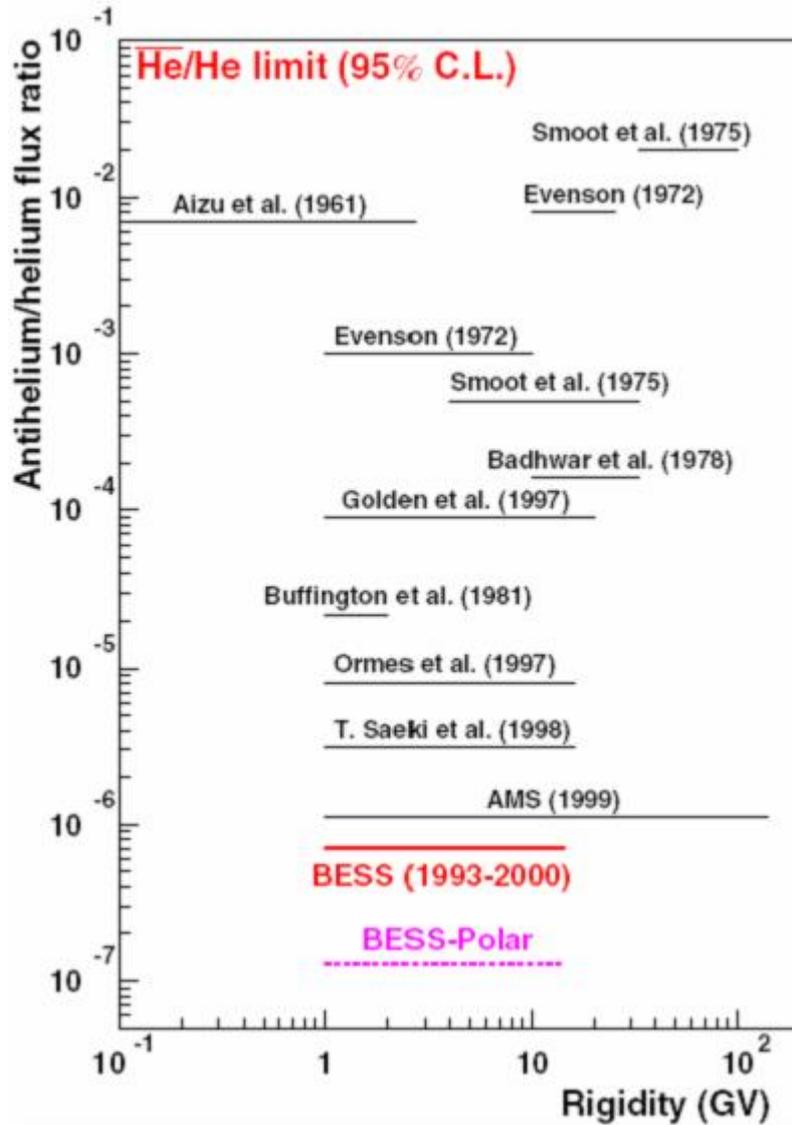


図 1.4: 反ヘリウム探索の進展と期待される探索感度

1.2 BESS-Polar I 実験

BESS-Polar I 実験は 2004 年 12 月に南極で実施された。南極にあるアメリカの McMurdo 基地から約 20km 離れた Williams Field で打ち上げられ、12 月 13 日から 21 日にかけて上空約 37km にてデータ収集を行った。図 1.5 は BESS-Polar I 測定器フライトの軌道と、磁極付近の地磁気によるカットオフリジディティの領域である。BESS-Polar I 実験では、カットオフリジディティが 0.2GV 以下の領域での大立体角のスペクトロメータを用いての

約 8.5 日間という長時間の宇宙線観測により、約 9 億の宇宙線イベント (データ容量にして 2.14TB) を収集した。この結果、0.18GeV ~ 4.2GeV の領域で 1588 個の反陽子イベントの観測に成功した (表 1.1)。この Polar I 実験と以前の BESS 実験で観測された反陽子/陽子比 [図 1.6] からは、太陽活動の反転による変化を良く見ることができる。また、図 1.7 は Polar I 実験で得られた反陽子フラックスである。この結果でも過去の BESS 実験と同様 2GeV 付近でのピークが見ることができ、理論モデルの正当性が概ね裏付けられた。しかし、低エネルギー領域の感度は不十分であり、95 年から 97 年の BESS 実験で見られた低エネルギー領域での反陽子フラックスの過剰を検証するには至らなかった。このように、BESS-Polar I 実験は南極周回飛行による長時間観測が現実可能であることを示す一方で、BESS-Polar II 実験に向けて以下のような問題など、様々な課題が見つかった。

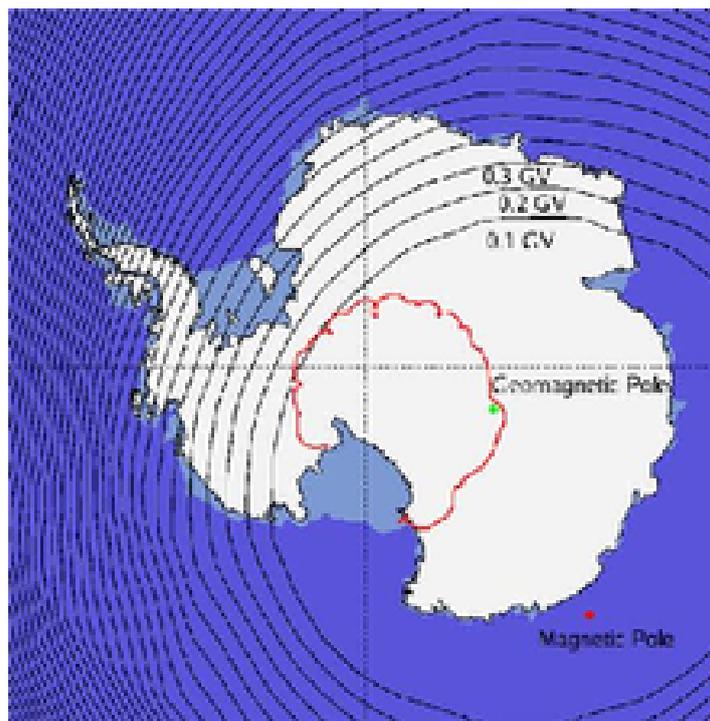


図 1.5: BESS-Polar I 測定器の軌道と地磁気カットオフ

表 1.1: BESS-Polar I 実験各パラメータ

測定器パラメータ		フライトまとめ	
中心磁場	0.8T	飛行時間	8.5 日
アクセプタンス	0.17m ² sr	収集イベント数	9 億イベント
電源供給	太陽電池	データ量	2.14TB
消費電力/発電量	450W/900W		
測定器重量	1900kg		

BESS-Polar I 実験では、搭載された測定器のうちの 1 つである TOF カウンターに大きな問題が発生した。TOF カウンターに使用されていた PMT が上空の低温低圧環境下で

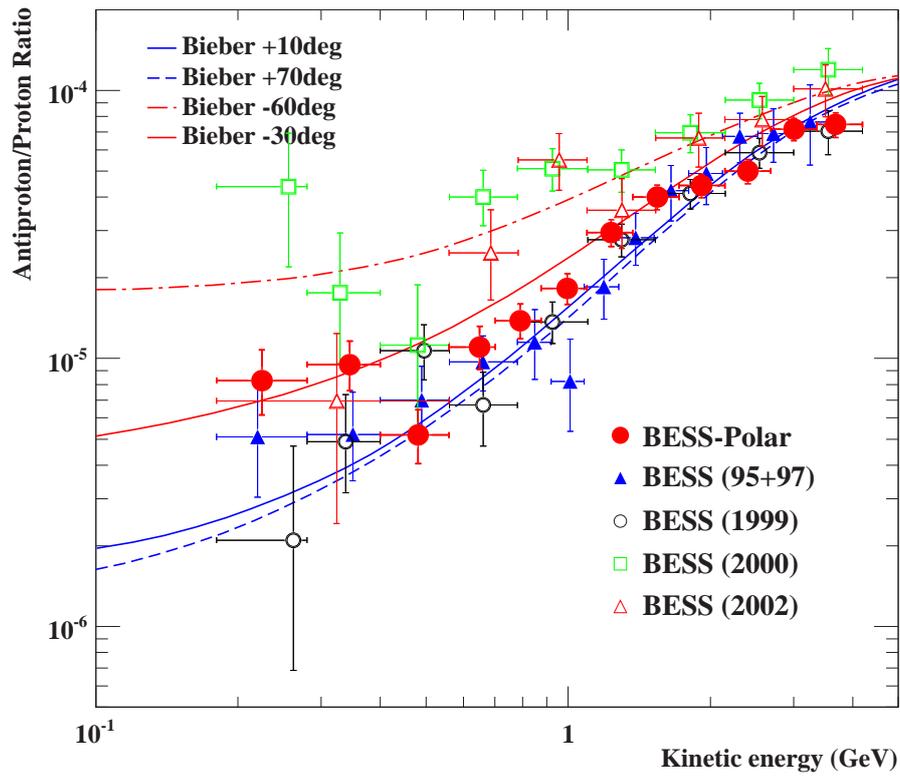


図 1.6: BESS-Polar I 実験で得られた反陽子陽子比

一部が使用不能になり、その性能を十分に発揮することができなかった。この対策の為、BESS-Polar II 実験の TOF カウンターでは PMT をアルミニウム製気密容器を導入することになった。

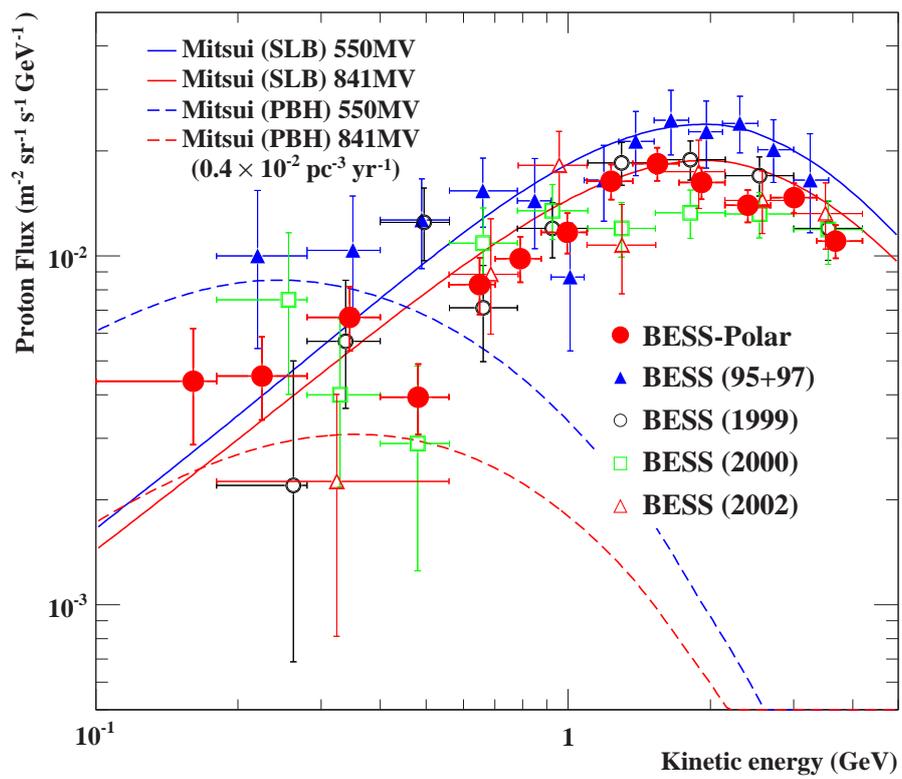


図 1.7: BESS-Polar I 実験で得られた \bar{p} フラックス

第2章 BESS-Polar 測定器

2.1 概要

過去の BESS 実験の結果からは、宇宙線反陽子のフラックスが 2GeV 付近に特徴的なピークを持つことがわかり、その大部分が宇宙線と星間物質の衝突による 2 次起源反陽子によると考えられている。一方で、1GeV 以下の領域において、2 次起源のモデルよりやや過剰が見られた。この結果をうけて、低エネルギー領域の宇宙線をより精密に測定するため、BESS-Polar 実験が計画された。BESS-Polar 実験では、より低エネルギー領域の高感度高統計宇宙線観測を目指して、「高緯度地域」、「太陽活動極小期」、「長時間観測」を実現する為に実施地を南極へと移し、2004 年 12 月に BESS-Polar I 実験が行われた。高緯度地域の南極では、地磁気によるカットオフが小さい。また、太陽の沈まない白夜の続く南極の夏では、太陽電池パネルを用いて測定器へ長時間安定した電力供給ができ、長時間観測が可能である。BESS-Polar I 実験では、太陽活動の極大期から極小期への過渡期において、約 8.5 日間に渡ってこれまでに比べて圧倒的な統計量のデータ収集に成功し、衝突起源の反陽子について宇宙線伝播モデルの予測と一致する結果を得ている。BESS-Polar I 実験の経験を踏まえ、BESS-Polar II 実験では太陽活動極小期である 2007 年の 12 月の南極での実験に向けて、測定器の性能向上を目指し、ほぼ全ての測定器を新たに製作した。

2.2 宇宙線の測定原理

BESS-Polar II 測定器の断面図を図 2.1 に示す。BESS-Polar II 測定器では、質量の同定により粒子の識別を行う。粒子の質量の決定には、粒子の速度 $\beta = c/v$ と運動量 p の間に、

$$\beta = \frac{pc}{\sqrt{p^2c^2 + m^2c^4}} \quad (2.1)$$

という関係式が成り立つことを利用する。TOF カウンターから粒子の速度 β 、TOF カウンターと JET チェンバーでのエネルギー損失 dE/dx から粒子の持つ電荷 Ze が求まる。そして、超伝導ソレノイドによる磁場中では電荷 Ze を持つ荷電粒子は半径 $r = pc/ZeB$ の軌跡を描くことから、JET チェンバーと IDC で飛跡を観測することにより運動量 p が求まる。従って、

$$\beta = \frac{ZeBrc}{\sqrt{Z^2e^2B^2r^2c^2 + m^2c^4}} \quad (2.2)$$

$$m^2 = \frac{Z^2e^2B^2r^2}{c^2} \left(\frac{1}{\beta^2} - 1 \right) \quad (2.3)$$

から、粒子の質量を決定することができる。また、測定器下部に搭載されている ACC により、図 2.2 の様に、反陽子のバックグラウンドとなる軽い粒子の e や μ を粒子の速度により分離する。

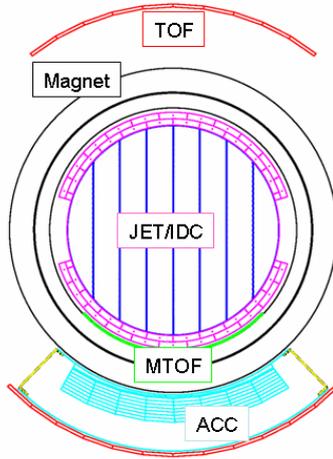


図 2.1: BESS-Polar 測定器断面図

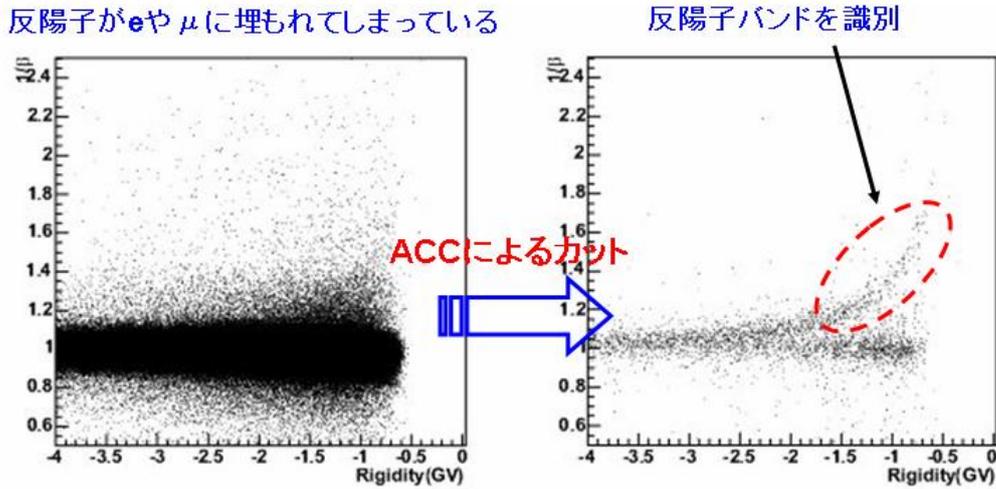


図 2.2: ACC による e 、 μ (反陽子観測におけるバックグラウンド) 粒子の除去
 BESS-Polar I 実験のフライトデータより、ACC によるバックグラウンド除去で、反陽子を識別できることが確認できた。

2.3 BESS-Polar II 測定器

BESS-Polar II 測定器の基本的な設計、コンセプトは BESS-Polar I 測定器と同様である。測定器の全体図を図 2.3 に示す。

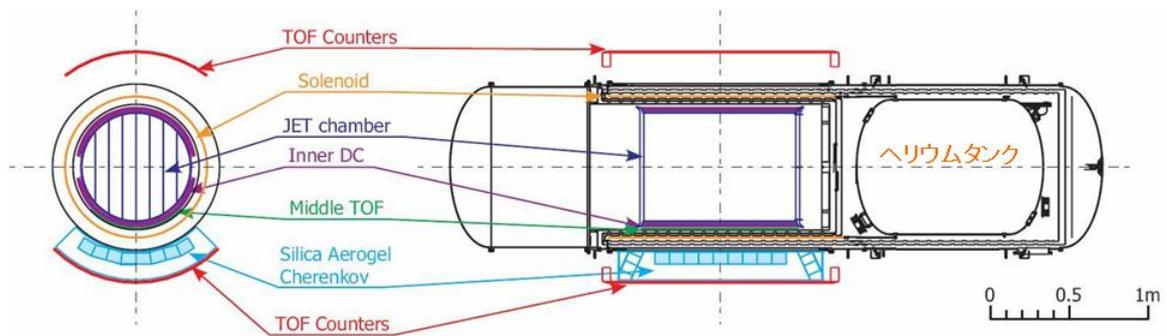


図 2.3: BESS-Polar 測定器

BESS-Polar II 測定器には、BESS-Polar I 測定器と比べて、更なる低エネルギー領域の宇宙線への感度増加、測定可能期間の長時間化が求められる。この為に、測定器全体の物質量の削減と、超伝導マグネットによる磁場の長寿命化を行った。他に、Polar I で発生した TOF カウンター用 PMT の問題を解決する為の新たな低温低圧環境対策や、収集データの増加に備えてのデータストレージ容量の増大などの変更を行った。Polar I から Polar II への測定器の変更点を表 2.1 にまとめた。以降では各測定器についての説明と、BESS-Polar I 測定器からの改良点について述べる。

表 2.1: BESS-Polar I 実験から Polar II 実験への変更・改良点

項目	BESS-Polar I	BESS-Polar II
超伝導マグネットの寿命	11 日間	≥22 日間
TOF-PMT の低温低圧環境対策	ポッティング	アルミニウム製気密容器
ACC の性能 (バックグラウンド粒子の混入)	1/630	1/1000 ~ 1/5000 程度
太陽電池システム	4 段構造 900W	3 段構造 450W
データストレージ	2TB 使用/3.6TB	16TB
アクセプタンス	0.17m ² sr	0.27m ² sr
トリガー最低通過物質質量 (g/cm ²)	4.5	4.5
フライト期間	8.5 日間	20 日間以上
統計量	約 9 億イベント	≥ Polar I × 5

BESS-Polar I 測定器及び Polar II 測定器では気球実験という特性上、測定器の各部に上空環境対策がなされている。熱関連の対策としては、直射日光から測定器を守り、かつ保温効果のあるスタイロフォームとアルミマイラーで測定器を覆う。また、放熱の為にエレクトロニクス関連パーツを一枚の放熱板に放熱シリコンを用いて設置している事が挙げられる。低圧環境対策としては、DAQ 類を鉄製の気密容器に封入している事が挙げられ、そのほかに本稿の主題となる PMT の低温低圧環境への対策がある。

2.3.1 超伝導マグネット

BESS-Polar II 測定器には、図 2.4 のような超伝導ソレノイドマグネットが搭載されている。その構造を図 2.5 に示す。このマグネットは、ヘリウムタンクから測定器の方向へ

中心磁場強度 0.8T の均一磁場を発生させ、この磁場によって入射する粒子の軌道を曲げ、粒子の運動量や電荷の正負を知ることができる。BESS-Polar II 測定器の超電導マグネットの寿命はそのまま測定可能な時間となるので、その長寿命化は重要な課題である。マグネットの寿命は、コイルを冷却する液体ヘリウムで決定されるため、Polar II 測定器のマグネットでは、液体ヘリウムを増量すると共にその蒸発量を抑えるために、以下の工夫をしている。

- 液体ヘリウムタンクの容量増大
- 輻射シールドの三重化
- 輻射シールドガスラインの延長
- サポートロッドの低熱進入化
- 高温超伝導リードの挿入
- 熱振動対策

また、BESS-Polar II 測定器に搭載されるマグネットには軽量化、物質量の削減、打ち上げに耐えうる強度等さまざまな要求が課される。前回の実験で新たに開発された超伝導ソレノイドコイルは、微小添加合金の高強度アルミニウム安定化超伝導線を用い、従来のコイルより物質量を半分程度におさえつつ、高い強度を保っている。

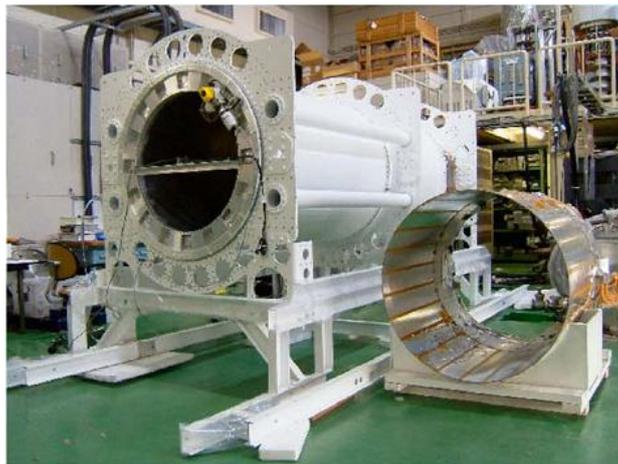


図 2.4: BESS-Polar マグネット

2.3.2 JET(JET-type drift chamber)/IDC(Inner Drift Chamber)

JET/IDC ではソレノイドマグネットによって曲げられた荷電粒子の飛跡を測定する。この軌道から入射粒子の運動量や電荷符号を知ることができる。測定器の中心に設置され、ドリフト時間から r - ϕ 方向、チャージの分布から z 方向の位置情報を得ることで、入射粒子の軌道を検出する。図 2.6 の様に $690\text{mm}\phi \times 1016\text{mm}$ のシリンダの内部に、 8mm 間隔で

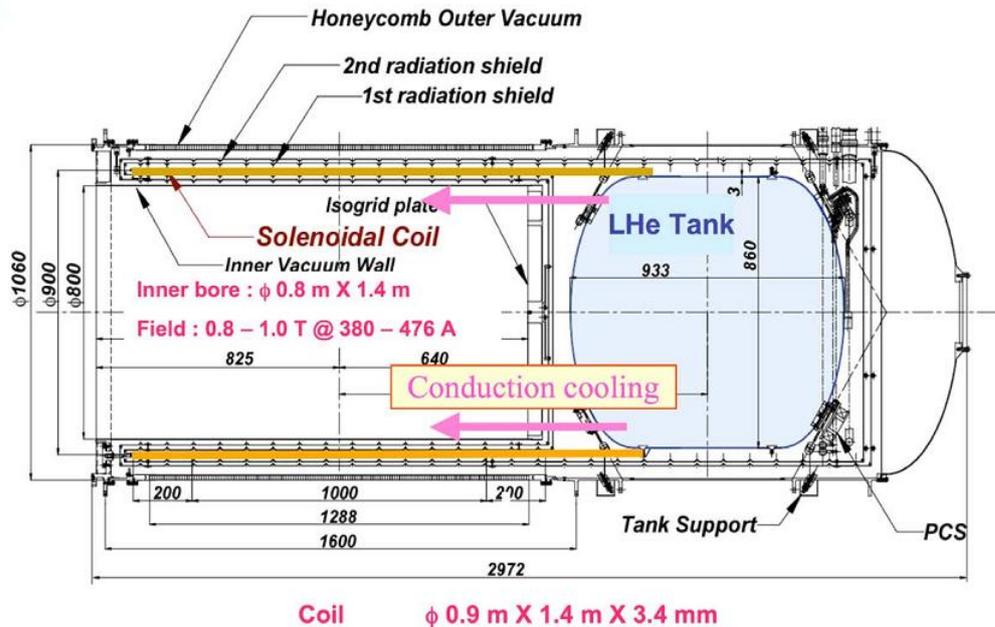


図 2.5: BESS-Polar マグネットの構造

20 $\mu\text{m}\phi$ のセンスワイヤが 256 本、200 $\mu\text{m}\phi$ のポテンシャルワイヤが 292 本張られており、4mm 間隔で 200 $\mu\text{m}\phi$ ドリフトワイヤが 465 本張られている。また、センスワイヤは、粒子がワイヤの左右のどちらを通過したか判別できるようにするため、左右に 0.3mm ずらして張られている。ポテンシャルワイヤとドリフトワイヤの印加電圧はそれぞれ -3.08kV 、 -10.30kV である。ノイズ対策として、Polar II 測定器のものでは、アルミニウムのシールドが追加された。IDC には、1 本のセンスワイヤと 2 本のポテンシャルワイヤが張られており、z 方向の位置情報を得ることができる。z 方向の位置情報をより高い精度で求めるために導入されている。1 層の幅が 10mm のパッドが図 2.7 の様な 2 層構造になっており、20 $\mu\text{m}\phi$ のセンスワイヤ 2 本と 120 $\mu\text{m}\phi$ のポテンシャルワイヤ 1 本が張られている。JET/IDC 共に、位置分解能は r- ϕ 方向に 140 μm 、z 方向に 30mm 程度である。

2.3.3 TOF(Time Of Flight Counter)

TOF カウンターは、上部の Upper TOF(UTOF)[図 5.16] と、下部の Lower TOF(LTOF)[図 5.18] に別れており、図 2.10 のような状態で BESS-Polar II 測定器の最も外側に設置される。UTOF は 10 本、LTOF は 12 本の 950mm \times 95.2mm \times 15mm のパドル状のシンチレータから構成されている。UTOF と、LTOF もしくは後述する MTOF との通過時刻の差を取ることでデータ収集開始のトリガー信号を発生し、それぞれのカウンターの通過時刻を測定することにより、その時間差から粒子の速度 β を測定する。また、エネルギー損失 dE/dx を測定することで、通過した粒子の電荷量を知ることができる。各々のシンチレータパドルの両端には、ライトガイドを通して PMT が取り付けられ、シンチレータからの光を読み出す。TOF カウンターの PMT は、フライト中の低温低圧環境対策の為、今回から新たに導入されたアルミニウム製気密容器に封入され、図 2.11 の様に各シンチ

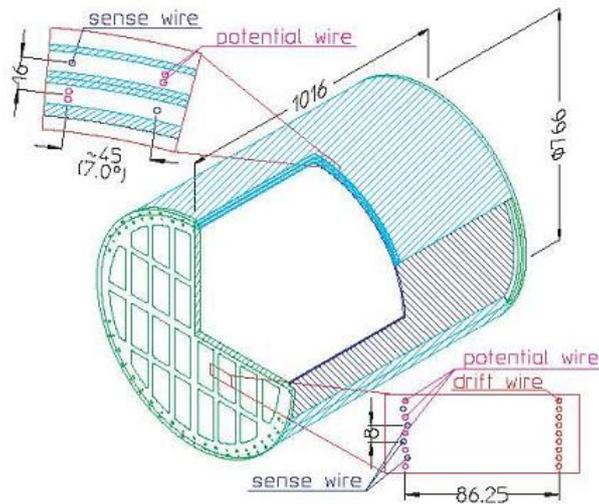


図 2.6: JET/IDC の模式図

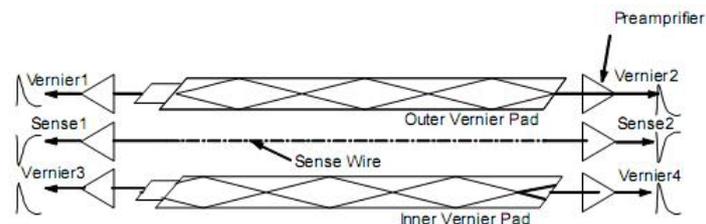


図 2.7: IDC 測定器のバーニアパッド

レータパドルに取り付けられる。なお、光量増加の為に、シンチレータの厚みは、前回実験の 10mm から 15mm に変更された。TOF の PMT からは、アノード、ダイノード 13 段と 18 段の 3 つのシグナルが読み出される。アノードからのシグナルは common STOP TDC(Time-to-Digital Converter) のスタート信号として使用され、ダイノードからのシグナルは QDC(charge-to-Digital Converter) によるチャージの測定に使用される。また、前回の BESS-Polar I 実験では、上空の低温低圧環境下で TOF カウンターの PMT の一部が放電を起こし、使用不能となってしまったので、BESS-Polar II 実験の TOF カウンターでは、PMT の低温低圧環境対策を前回のポッティングからアルミニウム製の気密容器への封入に変更した。

2.3.4 ACC(Aerogel Cherenkov Counter)

ACC[図 2.12] は反陽子測定の際、バックグラウンドとなる軽い粒子 μ, e を分離する為に用いられるスレッシュホールド型のシリカエアロジェルチェレンコフカウンターである。内部には、12 個のシリカエアロジェルブロックとその発光を検出する PMT が設置される。使用するシリカエアロジェルは屈折率 $n=1.03$ を持ち、通過する粒子の速度が閾値 $c = cn$ より大きい時に発光する。この性質を利用し、 $3.4\text{GeV}/c$ までの運動量領域で反陽子と電子・ミュオン、パイオンを速度の違いによって識別することができる。BESS-Polar II 測



図 2.8: UTOF



図 2.9: LTOF

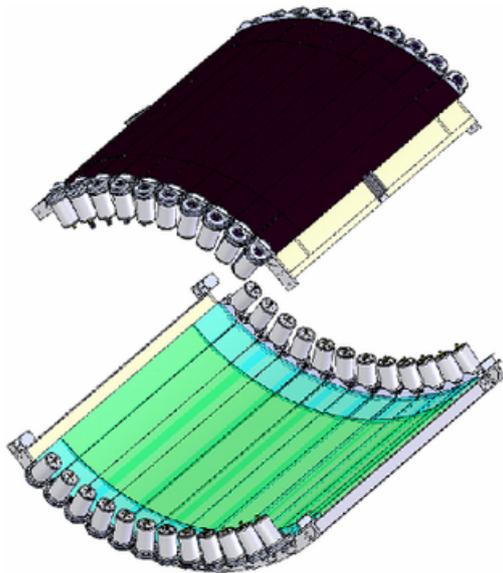


図 2.10: 上下 (UL)TOF カウンターの模式図



図 2.11: TOF カウンターのシンチレータパドルとその両端に取り付けられた PMT

定器の ACC では従来のものに比べて、光量増加の為に、より屈折率の大きいエアロジェルブロックを利用した。さらにブロックサイズを図 2.14 の様に $100 \times 100 \times 10\text{mm}$ から $190 \times 280 \times 20\text{mm}$ へと拡大し、PMT の数も 46 本から 48 本へと変更した。この結果、NPE を Polar I 測定器の 6 から 11 以上へと向上させた。ACC に用いられる PMT も TOF カウンター用の PMT と同様、低温低圧環境対策の為に気密容器に封入して使用され、図 2.13 の様に、ACC に取り付けられる。また、Polar II 測定器の ACC は、Polar I 測定器の ACC に比べ、構造体の改良により、重量の増加を抑えながらも、強度の向上が計られている。



図 2.12: エアロジェルチェレンコフカウンター



図 2.13: ACCに取り付けられたPMT



図 2.14: ACCに搭載するエアロジェルブロック

2.3.5 MTOF(Middle Time Of Flight counter)

MTOFはマグネット下部の内側に設置され、エネルギーが小さくマグネット下部を貫通できない粒子についても、その直前でトリガを出すことで測定を可能にするものである。BESS-Polar実験から導入された。MTOFの導入により、下部TOFのみであると $6.5\text{g}/\text{cm}^2$ であるトリガする事のできる粒子の最低物質通過量を $4.5\text{g}/\text{cm}^2$ まで下げることができる。MTOFでは、8chのマルチアノードPMTを12本用い、シンチレータ光をファイバーを介して読み出す。BESS-Polar I測定器では、設置スペースの制限上片側読み出しであったが、BESS-Polar II測定器では時間分解能の位置依存性やトリガタイミングの不定性などの問題を解決するために図2.15の様に光ファイバー取り回し、両側読み出し[図2.16]へと変更された。



図 2.15: インストール直後の Middle-TOF カウンター

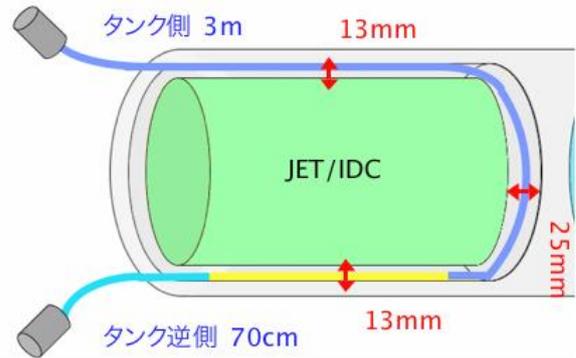


図 2.16: Middle-TOF カウンターの両側読み出し化

2.3.6 DAQ(Data Acquisition System)

DAQシステムは各測定器、モニターからの情報を統合し、データをハードディスクに蓄積し、その一部を地上へ送信する。TOF カウンター、MTOF カウンターからのシグナルは QDC と TDC&discriminator で読み出され、トリガーにしたがって、各測定器からのシグナルが読み出される。フライト時間の長時間化に備え、データストレージ用の HDD は前回実験の 4 倍以上にあたる 16 テラバイト (16 × 1TB) に増設され、また、処理能力向上の為 CPU は Dual Core のものへと変更された。これらの DAQ システムは、低圧環境とマグネットによる磁場の電子回路への影響を抑える為の対策として、図 2.17 の様な鉄製の圧力容器の中に設置される。

2.3.7 太陽電池システム

BESS-Polar 実験からは、電源システムとして太陽電池パネルを使用している。これは、数日間にわたる長時間のフライト中電源を供給し続ける為には、1 次電池を使用すると重量が重くなりすぎるためである。BESS-Polar II 測定器の太陽電池システムは、図 2.18 の様な 3 段構造で 8 面の亀甲型をしている。各面には 1 枚の出力が 50 ワットの太陽電池パネル 9 枚が装着されており、各面について、太陽電池パネルを 3 枚ずつ直列接続した出力 150 ワットのユニットにしてさらにこれらを並列接続して使用する。太陽電池システム全体では、3 直列 26 並列の大構成となる。これらの出力はレギュレータと DC/DC コンバータを通して各測定器に必要な電圧に変換された上で供給される。BESS-Polar II 測定器の太陽電池システムは、BESS-Polar I 測定器のものに比べて、構造のコンパクト化が計られている。BESS-Polar I 測定器のものに比べて太陽電池パネルの枚数を減らして 4 段構造から 3 段構造へと変更された。さらに、この 3 段目を折り畳み可能な構造にすることで、高さを最低で 150cm 程度にすることができる。これにより組み立て時及び組み立て後の作業の簡易性が格段に向上した。この構造上の改良点は打ち上げ時の安全性の向上にも大きく貢献している。なお、3 段目の太陽電池パネルは、測定器の前後に位置する二つの短辺のもののみが BESS-Polar II 測定器用で、斜辺部分に位置する太陽電池パネルは



図 2.17: 圧力容器に封入した CPU と HDD

CSBF/NASA の機器用となっている。太陽電池パネルは、BESS-Polar I 測定器と同じものを使用する。

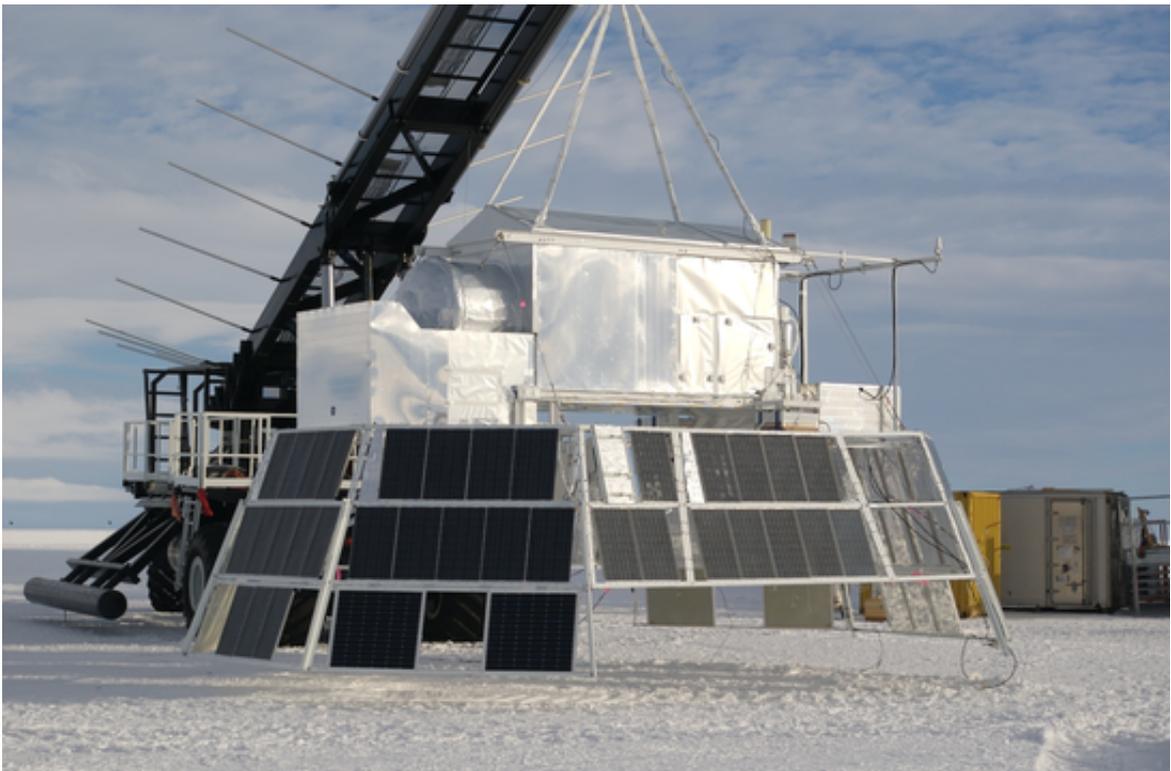


図 2.18: BESS-Polar II 測定器の太陽電池システム

第3章 TOF-PMT用アルミニウム製 気密容器の開発及び低温低圧動作試験

BESS-Polar II 測定器の TOF カウンターは、荷電粒子の入射により発光するプラスチックシンチレータ、シンチレータの光を伝達するライトガイド、発光を検出する PMT (光電子増倍管) から構成される。前回の BESS-Polar I 実験時に、この TOF カウンターに使用している PMT の一部について、印加している高電圧がフライト中に放電を起こしてしまった。これは、上空における低温低圧環境が原因であると考えられた。低温低圧環境下における PMT の放電防止の代表的な手法には、

1. HV 印加基板部のポッティング
2. PMT の気密容器への封入

という 2 つが挙げられる。BESS-Polar II 測定器の TOF カウンターでは、この低温低圧環境への対策として PMT をアルミニウム製気密容器に封入して使用することにした。本章ではこの TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器の開発と、PMT の気密容器への封入手順の確立について報告する。また、前回実験ではフライト前の試験として低温環境、低圧環境それぞれについて別々に PMT の動作確認を行ったが、実際のフライトでは低温かつ低圧という環境下で問題が発生した。この反省から、今回はフライト時と同様の低温かつ低圧の環境を再現して、気密容器と PMT の性能及び動作試験を行ったのでこの結果についても報告する。

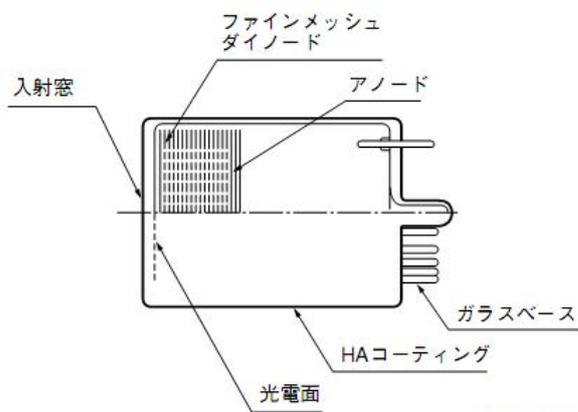
3.1 BESS-Polar 実験で使用される PMT

BESS-PolarII 測定器の TOF カウンターは、高磁場を発生する超伝導マグネットの近傍に設置されることから、PMT もマグネットによる漏れ磁場の中に置かれることになる。そのため、TOF カウンター用の PMT には高磁場中で動作が可能なファインメッシュ型ダイノード PMT (FM-PMT) である浜松ホトニクス社製 R6504 [図 3.1] を使用する。この R6504 は、有効光電面が 2inch で、本体の外径は 2.5inch である。

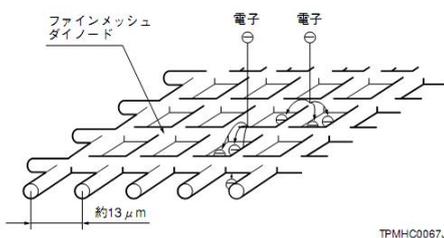
FM-PMT の構造を図 3.2 に示す。FM-PMT では、光電面に入射した光によって放出された電子がメッシュ型ダイノードに当たり、メッシュ上に蒸着された 2 次電子増倍面より複数個の 2 次電子が放出される [図 3.3]。これをメッシュ型ダイノードを多層構造にして繰り返すことにより電子の増倍を行う。本実験の測定器で使用されるダイノードが 19 段のモデルでは、最大で 10^7 のゲインを得ることができる。



図 3.1: 浜松ホトニクス社製 FM-PMT R6504
メッシュ型ダイノードの構造が微細でありダイノード間隔が狭いため、ダイノードから放出され二次電子の電子軌道が磁場の影響を受けにくく、高磁場中で動作が可能である。



TPMHC0066JA



TPMHC0067JB

図 3.3: ファインメッシュ型ダイノードによる 2 次電子増倍

図 3.2: ファインメッシュ型 PMT



図 3.4: BESS-PolarI で使用された TOF カウンター用 PMT
内部の高電圧印加部にポッティングが施してある。

3.2 気密容器の導入

BESS-PolarII 実験では、TOF-PMT をアルミニウム製の気密容器に封入して使用する。これは、前回の実験からの大きな変更点のひとつである。ここでは、この気密容器を導入することになった経緯及びその気密容器の構造について述べる。

3.2.1 気密容器導入の動機

BESS-Polar 実験では、測定器を気球に搭載して上空 37km で実験を行うという特性上、測定器は -40 、 $1/200$ 気圧という低温低圧環境下にさらされることになる。このため、PMT を含め測定器の各部について、この厳しい環境下で使用できるよう様々な対策がとられている。PMT については、前回の BESS-Polar 実験では、TOF-PMT は高電圧ブリーダ回路部分を樹脂で固めるポッティングを施し [図 3.4]、ACC-PMT はアルミニウム製気密容器に封入して使用した。ところが、上空で測定を開始したところ TOF-PMT の高電圧が放電を起こし 44 本中 18 本が使用不能になるというトラブルが起こり、この結果 TOF のアクセプタンスが 60% にまで減少してしまった [図 3.5]。この問題について BESS-Polar I 実験後に検証を行った結果、低温環境でポッティングが収縮して亀裂が入り、さらに低圧環境でこの亀裂が拡大し、PMT の高電圧印加部が低圧環境にさらされた可能性が高いとわかった。この樹脂によるポッティングは、気密を保ちながら内部からの配線を引き出すことが困難であった。また、BESS-Polar I 実験では、同様の放電現象が ACC-PMT については見られなかったことから、BESS-Polar II 実験では TOF-PMT についても図 3.6 のようなアルミニウム製気密容器を導入することにした。

3.2.2 要求される性能

TOF-PMT 用気密容器は、上空の低温低圧環境で高電圧印加部が放電を防ぐため、予定フライト期間である 20 日間以上という長時間に渡って気密を保つ必要がある。一般に、気体の圧力とその気体中に置かれた電極での放電の起こりやすさの関係は、パッシェンの

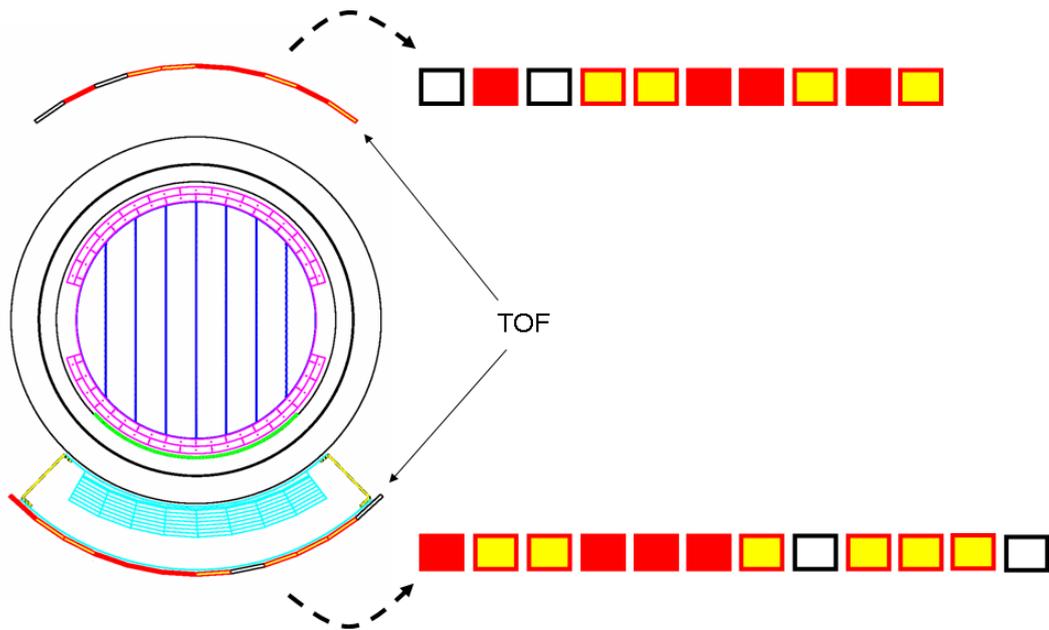


図 3.5: BESS-PolarI 実験における TOF カウンター用 PMT の動作状況
 それぞれ、赤塗：両側読み出し (8 本)、黄塗：片側の PMT-OFF(10 本)、黒枠：両側の PMT-OFF(使用不可、4 本) となったパドルを示す。44 個中、18 個の PMT が使用不能となった。



図 3.6: TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器
 写真上部は光電面側、下部にダイノード 2ch、アノード 1ch のシグナル読み出し用コネクタ、HV 印加用コネクタ、気体窒素充填用バルブが取り付けられている。

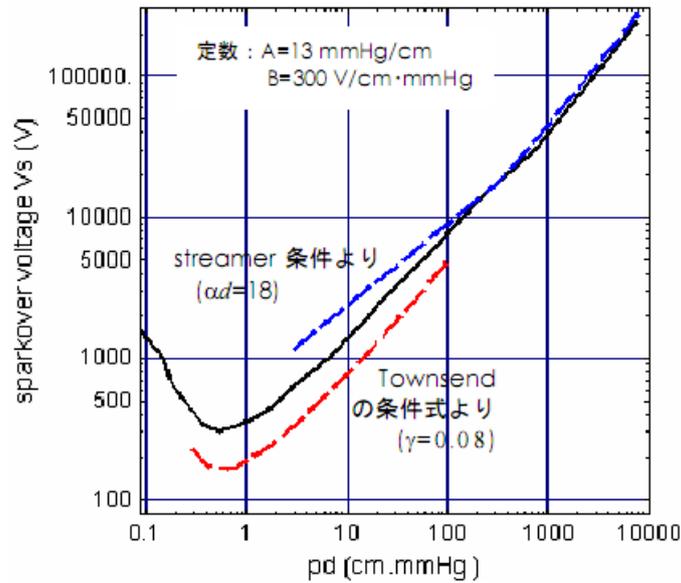


図 3.7: 空気のパッシェン曲線

法則として知られている。放電を起こす電圧を V 、圧力を p 、電極間の距離を d として、 $V = f(pd)$ と表され、これから示される図 3.7 の曲線はパッシェン曲線と呼ばれる。放電は、電界で加速された電子が気体を電離させることによって起こる。図 3.7 からわかるように、常圧からガスの圧力が低いほど放電を起こす電圧は低くなる。気密容器を用いない場合、圧力を $5\text{gf/cm}^2 = 3.68\text{mmHg}$ 、基板上にある PMT の電極間を 5mm とすると、 $pd = 1.84\text{cm} \cdot \text{mmHg}$ となるので、約 500V 程度で放電が起こると考えられる。これに対し、PMT の印加電圧は $1200 \sim 2000\text{V}$ 程度であるので、図の townsend の条件式による曲線より、 $pd > 20$ である必要がある。このため、 $40\text{mmHg} = 54\text{g/cm}^2$ 以上の圧力で保たれる必要がある。

3.2.3 TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器概要

気密容器は図 3.8 のように、ガス置換用のバルブ、シグナル読み出し用 SMA コネクタ、高電圧印加用コネクタ、PMT を締め込むためのコンプレッションリング、コンプレッションリングと PMT の間に置かれる緩衝用のクッションリング、各部 O-Ring 等、多数のパーツから構成されている。基本的なコンセプトは前回実験で ACC-PMT に使用されたものと同様の設計となっており、Goddard Space Flight Center/NASA によって設計、開発された。この気密容器の特徴として、コンプレッションリングで PMT を抑え込み、直接光電面で O-Ring シールをする構造になっている点が挙げられる。このため、PMT に加えられる物理的な力と、気密に直接影響する O-Ring シールに密接な関係があり、これらに関する理解が重要となる。

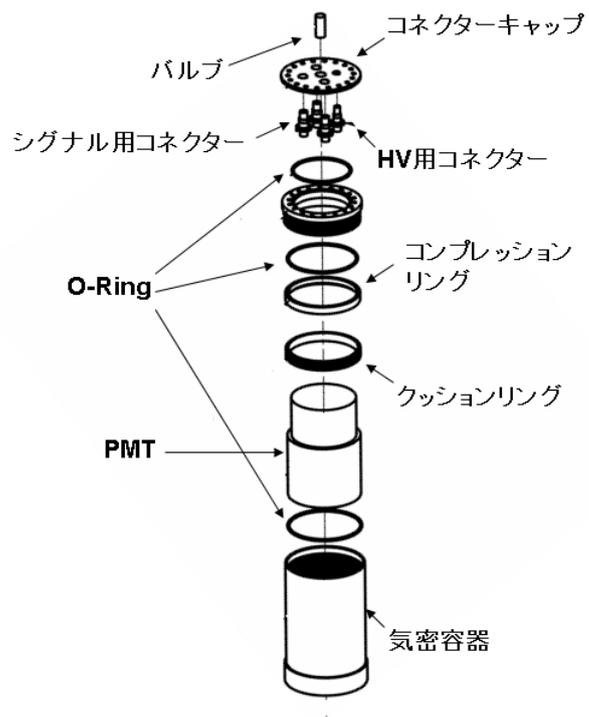


図 3.8: TOF-PMT 用アルミニウム製気密容器の構造
 コンプレッションリングによって PMT を容器に押しつける事で容器内部の気密を保つことができる。シグナル、HV 印加用コネクタ、加圧用バルブは全て気密容器上部に密になって配置されている。

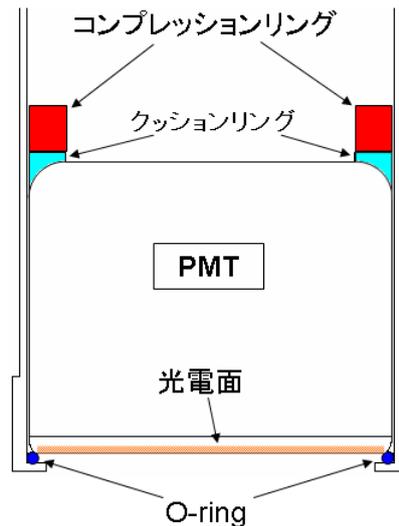


図 3.9: TOF-PMT 気密容器断面図
 コンプレッションリングで PMT 本体を押しすることで O-Ring シールをして容器内部の気密を保つ。

3.3 PMT の気密容器への封入

気密容器へ PMT の封入を行う際に、ACC-PMT と同様の方法で行った初期インストールの状態では、様々な問題が生じた。それらの問題は、気密性能やライトガイドとの接着への影響等、実際に使用する際に大きな障害となるもので、対策をとる必要があった。

3.3.1 PMT コンプレッション

気密容器内側とコンプレッションリング外側にはネジ山が切られており、容器内面に沿ってコンプレッションリングを締め込むことができるようになっている。ここでは、このコンプレッションリングによる PMT の締め込みについての考察について述べる。以降では便宜上、このコンプレッションリングによる PMT の締め込みのことを PMT のコンプレッションと呼ぶ。図 3.9 に示すように、本実験で用いる気密容器ではコンプレッションリングを締め込む事で PMT 自体に直接力を加えて光電面で O-Ring シールをして気密を保つという構造上、コンプレッションによる PMT への物理的負担や、気密性能との関連は非常に重要な事項である。

3.3.2 コンプレッションの定義

コンプレッションの強さを数値化し、定義するために、図 3.10 に示すように気密容器のフチから光電面までの距離 (depth) を測定した。一つの PMT について 4 点計測し、平均値をその PMT の Depth とする。クッションリングが PMT に当たったところをゼロ点とし、ゼロ点での Depth とコンプレッションリングを締め込んだ後の Depth を測定、比較し、その差異 ΔDepth をコンプレッションと定義する。

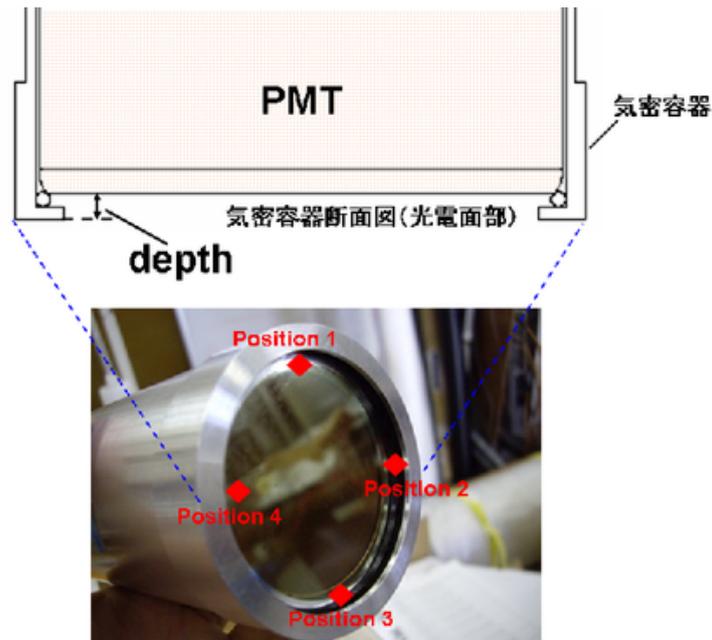


図 3.10: Depth の定義と Depth 測定ポイント
 気密容器のフチから光電面までの距離 depth を、90 度おきに 4 点測定した。

3.3.3 コンプレッションの指標

多数の PMT を気密容器に封入するにあたって、BESS-PolarI の ACC-PMT ではコンプレッションの強さを均一にするために、メーター付きのトルクレンチを用いて一定のトルクでコンプレッションリングを締め込む手法を取っていた。しかしこの方法だと、ネジ山に塗布するグリースの量などで値が大きく変動してしまい全てのコンプレッションリングに一定のトルクをかけることが困難であることがわかった。そこで、仕上りの質をより均一にするためのコンプレッションの強さの新たな指標として、コンプレッションリングを締め込み始めてからの回転角を用いることにした。これには、コンプレッションリングの部分に用いられているネジ山が、ユニファイ細目ねじ規格の $2\ 1/2\text{-}20\text{UNF}$ であり、このネジ山が $1\text{inch}(=25.4\text{mm})$ に 20 ヤマ刻みであるものであることを利用した。今回、BESS-PolarII 測定器の TOF-PMT の気密容器へのインストールでは、このコンプレッションを、コンプレッションリングの回転角度 120° とすることにした。このコンプレッションを決定した経緯を含め、以降で TOF-PMT の気密容器への封入作業について詳しく説明する。

3.3.4 気密容器内での PMT の動き

気密容器に封入された PMT は、フライト時に、容器内部と上空の低圧環境との差圧約 1 気圧を受ける。この差圧により、PMT が外側に押し出される方向に力を受けて気密容器内で動いてしまうことがわかった。TOF-PMT はシンチレータからの光をライトガイドを通して受ける。このライトガイドと TOF-PMT は、ライトガイドホルダーを使用して図 3.11 の様に測定器に固定される。このライトガイドホルダーでは、図 3.12 の様にクッキー



図 3.11: ライトガイドホルダーに固定され測定器に取り付けられた TOF-PMT
 ライトガイドホルダーは PMT を固定するだけでなく、高精度な構造と遮光用パッドを用いることにより遮光することが可能となっている。

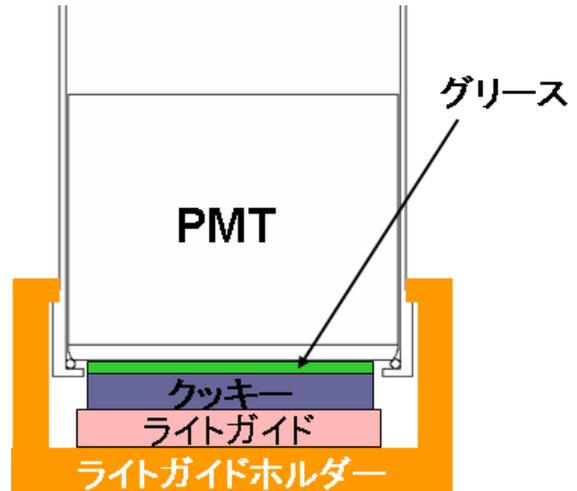


図 3.12: ライトガイドホルダーによる PMT の固定
 気密容器側面に作られた段差を利用して PMT をクッキーに押しつける構造となっている。

と光学グリースを挟み、接着はせずに光電面に押しつけるようにして固定することから、PMT が容器の中で動いてしまうとこの固定が不安定になる危険性があり、TOF-PMT についてはこの動きはできる限り抑える必要がある。ACC-PMT も同じく気密容器を使用しているが、測定器に設置される際にこのような方法での固定はされない為問題にはならず、この問題は TOF-PMT を気密容器に封入することにしたことで、新たに発生した問題点である。ここで、

3.3.5 気密容器内での PMT の動きの測定

気密容器内での PMT の動きは前述した Depth の変化 (ΔDepth) によって定義する。気密容器内部と外圧の差圧を再現して、差圧による PMT の動きを調べる為に、実際に低圧環境下に PMT を置くと depth の測定が困難なため、常圧下で気密容器内部を約 2 気圧に加圧して真空中に置いた時と同様の差圧を再現するという方法を用いた。この時、PMT は構造上内部が真空の為、本物の PMT を使用してこのテストを行うと本体のガラスに 2 気圧の圧力がかかることになり破損の危険性がある。このため、PMT の形状を再現したアルミニウム製のダミー PMT[図 3.13] を作成して、この加圧試験に使用した。

3.3.6 コンプレッションと PMT の動きの関係

今回、気密容器内での PMT の動きを抑制するために、PMT の気密容器への封入時のコンプレッション強さをより大きくするという手法を取ることにした。そこで、コンプレッションの強さと PMT の動きの関係を調べた。図 3.14 に異なるコンプレッションの強さに

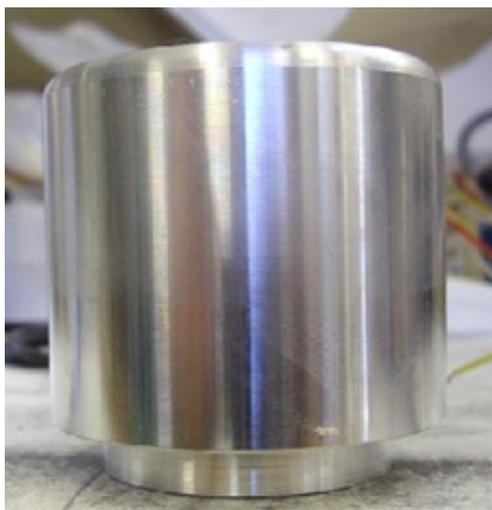


図 3.13: 加圧試験に使用したアルミニウム製ダミー PMT
直径や上部のクッションリングの当たる部分の形状など、実際の PMT の形状を忠実に再現し、O-Ring シール部は面取り仕上げをしてある。

おける、外圧と気密容器内圧の差圧と、気密容器内での PMT の位置との関係を示す。なお横軸は、容器内圧が 1 気圧とした時の、外圧に換算したものとなっている。

3 つのグラフはそれぞれコンプレッションリングの回転角が上から順に、

- 85 °
- 120 °
- 150 °

のものである。ここで、PMT の動きを、始点 (常圧下) と終点 (低圧下) の差異と見ると、コンプレッションが強い方が PMT の動きが抑制されている事がわかる。

3.3.7 コンプレッションの強さの決定

図 3.14 のグラフについて、終点における容器内の PMT の位置を見ると、コンプレッションが強いほど、最終的により外側に PMT が位置している (Depth が小さくなっている)。これは、コンプレッションが強いほど、PMT により大きな力がかかっていると考えられることができる。PMT が薄いガラス製であることを考えると、闇雲にコンプレッションを強くして PMT に大きな物理的負担をかけることは危険であると考え、今回はコンプレッションの強さを回転角 120 °とすることにした。これにより差圧による気密容器内での PMT の動きを、従来の約 0.17mm から約 0.10mm へと抑える事ができた。初期インストール時とコンプレッションの強さを決定し、変更した後のコンプレッションの分布を図 3.15、3.16 に示す。

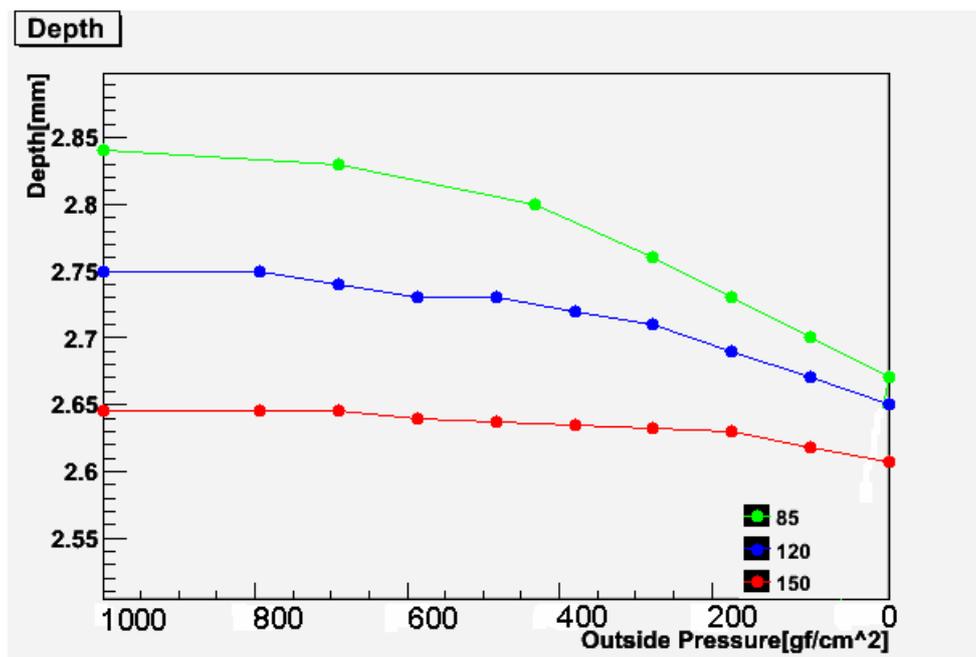


図 3.14: 気密容器内での PMT の動き
締め込みの回転量に比例して外圧の変化によらず Depth が一定に近づいている事が分かる。

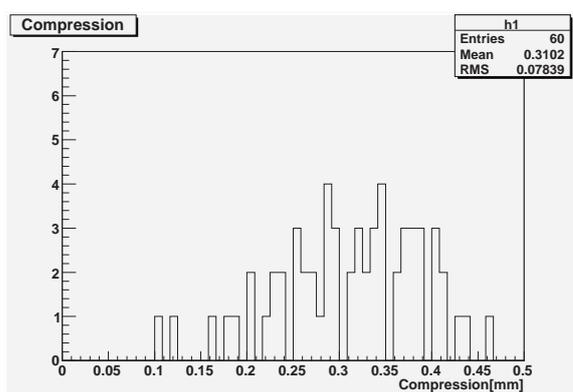


図 3.15: 従来のインストールでのコンプレッションの分布
平均 0.31mm、RMS0.07mm のばらつきがある。

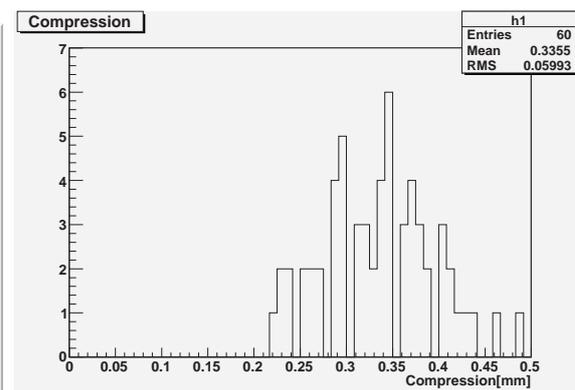


図 3.16: 最適化後のコンプレッションの分布
平均 0.33mm、RMS0.059mm と、より個体差の小さい封入の実現に成功した。

新しい手法 [図 3.16] では、従来の手法 [図 3.15] に比べて、コンプレッションが高いところに集中し、バラツキ少なくなっている。

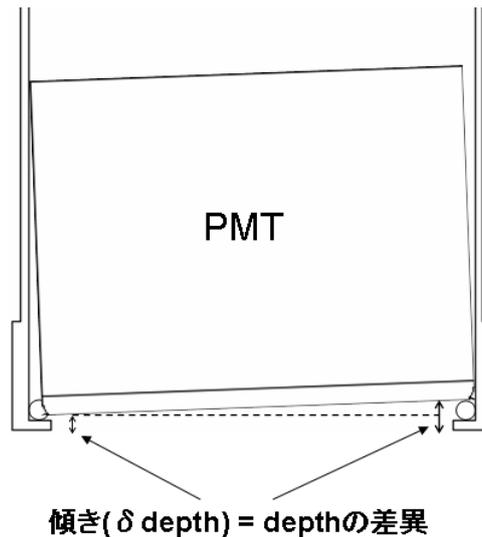


図 3.17: 傾きの定義

3.3.8 気密容器内での PMT の傾き

気密容器に封入された PMT のうち、何本かの PMT において depth に偏りがみられ、PMT が容器の中で傾いてしまっている事がわかった。この現象は、前述の様に PMT の光電面で直接 O-Ring シールをしているという構造上、気密性能に大きく影響する可能性があり危険である為、対策をとる必要があった。ここでは、この PMT の傾きとそれに対する対策について述べる。

3.3.9 傾きの定義

1 つの PMT について 4 点測定した depth について、図 3.17 の様に最大値 $depth_{\min}$ と最小値 $depth_{\min}$ の差異 $\delta depth$ をとり、この大きさを PMT の傾きと定義した。

3.3.10 PMT 形状の個体差

詳細に調査した結果、この気密容器内での PMT の傾きは、気密容器の内径に比べて PMT の外径が小さいことから、PMT が容器の中心からずれてセットされてしまう為であると考えた。そこで、 $50 \times 18\text{mm}$ の短冊状のマイラーシートを用意して PMT に巻き、PMT の外径を気密容器内径に合わせることで改善を計った。ただし、実際の封入作業のしやすさや低温環境下でのアルミニウム製気密容器の収縮を考えて、マイラーシートを巻いた後の PMT の外径は、気密容器の内径よりも $100\mu\text{m}$ 以上小さくなるようにした。PMT の外径は個体差が非常に大きい為、PMT ひとつひとつについて個別に対策が必要であった。このためマイラーシートを、厚さが $25\mu\text{m}$ 、 $50\mu\text{m}$ 、 $100\mu\text{m}$ の 3 種類用意して、個別に PMT の外形を測定し、それぞれ最適な厚さのマイラーシートを用いた。

表 3.1: マイラーによる対策前後の PMT の傾き

	初期インストール時		マイラーによる対策後	
	δ depth(mm)	角度 (°)	δ depth(mm)	角度 (°)
最小値	0.05	0.000856	0.05	0.000856
最大値	0.42	0.007189	0.33	0.005649
平均値	0.20	0.003339	0.19	0.003270

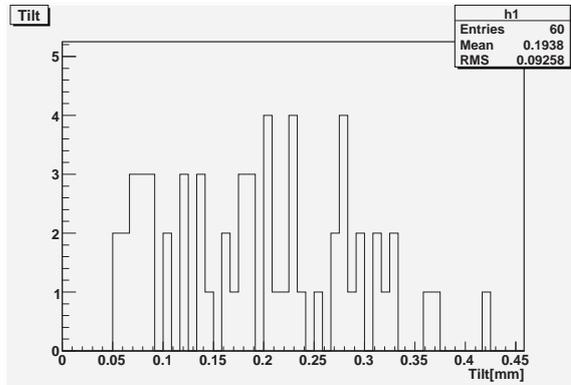


図 3.18: マイラーによる対策をしない場合の PMT の傾きの分布
60 個全ての PMT をインストールした時の傾きのばらつき。傾きの mean が 0.19mm に対し、RMS は 10% となっている。

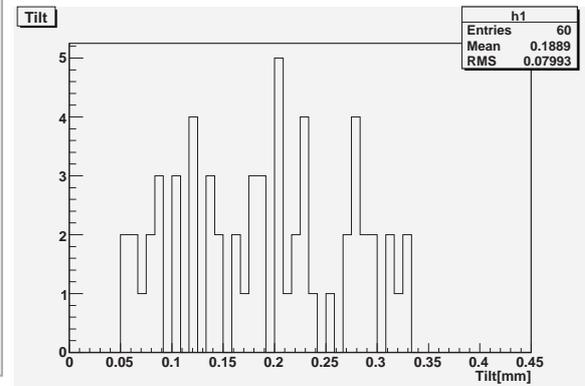


図 3.19: マイラーによる対策後の PMT の傾きの分布
60 個全ての PMT をインストールした時の傾きのばらつき。対策前に比べて RMS が改善している。

マイラーによる対策後では、対策前に比べて、傾きの極端に大きなものが無くなっていることがわかる。

3.3.11 マイラーによる対策後の気密容器内での PMT の傾き

マイラーによって PMT の径を合わせる前後の PMT 傾きについて表 3.1 にまとめた。また、同じく対策前後の傾きの分布を図 3.18、3.19 に示す。

3.3.12 PMT の気密容器への封入作業

以上の study を経て TOF-PMT の封入手順を確立したので、以下にその手順を示す。

手順 I 封入準備

ネジ山につまっているグリースや、O-Ring をイソプロピルアルコールを用いてよく洗浄する。次に PMT の外径を測定し、適当なマイラーシートを PMT に巻いて径を調整する。

手順 II PMT の挿入

O-ring、気密容器内側のネジ山、コンプレッションリングにシリコングリースを塗る。光電面部の O-Ring をずれないように内壁に沿わせる様に設置してから、PMT を

気密容器に挿入してクッションリングとコンプレッションリングをセットする。クッションリングが PMT に当たるところまでコンプレッションリングを進め、ゼロ点とする Depth を測定する。

手順 III コンプレッション

コンプレッションリングを 120 °回転させて PMT を締め込む。締め込み後の Depth を測定し、 Δ Depth より、コンプレッションが十分にされているかどうかと、 δ depth より PMT が容器内で傾いていないかどうかを確認する。

手順 IV コネクタキャップの取り付け

O-Ring にグリスを塗って設置し、コネクタの対応に十分注意してケーブルを接続する。この際、SMA コネクタは規定のトルクで締められるよう、専用トルクレンチを使用する。コネクタ及びケーブルに負担がかからないように注意してコネクタキャップを取り付ける。

手順 V 仕上げ

HV コネクタにキャップをして、イソプロピルアルコールで光電面をクリーンアップする。

以上の手順で、予備を含む TOF-PMT60 個全てについて気密容器へと封入した。この作業は、PMT の形状によって要求されるコンプレッションや傾きを満たさない場合には、一度すべて分解して手順 I からやり直さなければならない為、1 つあたり 1.5 時間 ~ 6 時間程度を要した。

3.3.13 ガス置換

PMT を気密容器に封入後低温低圧動作試験へと移る前に、気密容器内部の空気を乾燥窒素へと置換を行う。これは、気密容器内部のガスが水蒸気を含む空気のまま低温環境に置くと内部で水分が結露してしまうため、これを防ぐために必要な作業である。図 3.20 のようなセットアップで一度気密容器内部のガスを抜いてから、乾燥窒素を常圧よりやや高めめの 1.09atm で充填する。

以上の封入作業の完了した PMT について、そのゲイン測定を行って通常印加電圧を決定してから、順次低温低圧環境下での動作試験を行った。

3.4 低温低圧環境下動作試験

実際のフライト時の低温低圧環境を忠実に再現し、予備を含む全ての PMT について、気密容器と PMT の動作試験を行う。TOF カウンターと ACC 用の PMT は、上空の低温低圧環境下にて、

- PMT(の高電圧印加部) が約 20 日間のフライト期間中、低圧環境にさらされない
- 低温環境下で長時間安定して動作する

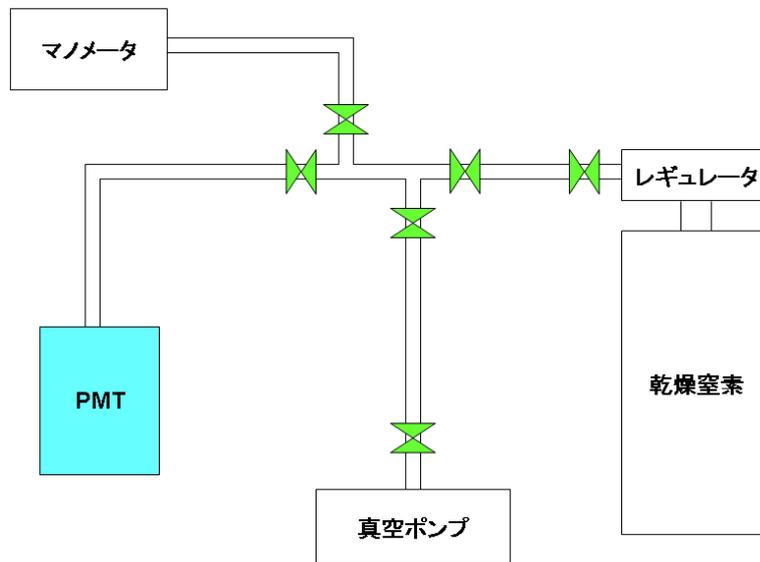


図 3.20: ガス置換セットアップ
真空ポンプを用いて気密容器内部を減圧した後に乾燥窒素の充填を行った。
減圧、窒素充填の過程の圧力はマノメータでモニターしながら行った。

必要がある。従ってこの動作試験では、気密容器について約 20 日間のフライト期間中の気密容器の圧力の保持性能を確認する。さらに PMT について、ノイズレートの測定から長時間安定して動作するかの確認をする。そしてこの結果から、実際に BESS-PolraII 測定器の TOF カウンターに使用する PMT のセレクションを行う。今回の試験では、TOF-PMT60 個と ACC-PMT66 個の総計 126 個の PMT を試験するため、PMT を 16 個の batch に分けて、16 個ずつ同時に試験を行う。

3.4.1 ゲイン測定

BESS-PolarII 測定器の TOF カウンター用 PMT は、 1.5×10^6 のゲインで使用される。動作試験を行う前に、予備を含む TOF 用 PMT×60 個について、このゲインが得られる印加電圧を決める為のゲイン測定を行った。

TOF-PMT のゲイン

TOF-PMT のゲインは、そのシグナルを受ける TDC と QDC の 2 つの要因から決定される。

アノードのシグナルによりタイミングを取る TDC では、入力されるパルスについて、MIP (Minimum Ionizing Particle) が入射した際に 0.88V 出るようにゲインを設定する。

ダイノード 13 段と 18 段のシグナルからチャージを得る QDC については、ヘリウムが入射した際のダイノード 18 段のチャージ分布が QDC で読み取り可能となるように PMT のゲインを設定する。

光電子増倍管のゲイン

光電子増倍管の増幅率は、シグナルの ADC 分布から算出することができる。ADC 分布がガウス分布で、その広がりが光電子数のばらつきだけによるものであれば、平均光電子数 NPE はシグナルの ADC 分布の平均 μ と標準偏差 σ から、

$$\text{NPE} = \left(\frac{\mu}{\sigma} \right)^2 \quad (3.1)$$

と表される。これと、今回使用した ADC ボードが 0.25pc/count であることからゲインは

$$\text{Gain} = \frac{(\text{Mean}_{\text{ADC}} - \text{Pedestal}_{\text{ADC}}) \times 0.25 \times 10^{-12}}{\text{NPE} \times 1.6 \times 10^{-19}} \quad (3.2)$$

と表される。(但し素電荷 $e = 1.6 \times 10^{-19} \text{C}$ とした。)

セットアップ

ゲイン測定の為のセットアップの概要を図 3.21、システム全体の構成を図 3.22 に示す。光電面を下向きにして並べた PMT に高電圧を印加し、その光電面に LED の光を当ててシグナルの ADC 分布を取ることでゲインの算出を行う。今回は、測定する PMT の数が多いため、1 度に 16 個の PMT のゲインを同時に測定できるシステムを構築した。全ての PMT にできるだけ均等に LED の光を当てる為、光の入射口に散乱ガラスを設置し、さらに、PMT を設置した容器の内壁を反射率の高いゴアテックスで覆った。また、そのまま LED の光が強すぎるため、同じく入射口に富士フィルム製の ND フィルターを設置して減光した。このとき、NPE が実際の TOF で得られると考えられる 200 程度になるよう調整した。なお、PMT の配置について、光の入射口の直上に当たる中心付近の位置はどうしても NPE が大きくなってしまふ為使用しなかった。今回のシステムでは、複数の PMT のそれぞれに異なる高電圧を印加する必要がある。作業の簡易化の為にシステムの自動化を可能にするため、HV コントローラーとして、LeCroy 社の Model 1454 HV Crate(以下 1454Crate) と HV Card Model1461/M100(以下 1461Card) を使用した。1461Card は 1 枚当たり 12ch の出力を持っており、各チャンネル毎に、個別に 1V きざみで 2.1kV まで出力でき、 $1\mu\text{A}$ 以下の精度でカレントをモニターすることができる。1454Crate は 4 つのスロットを持っており、このスロットに 1461Card を装着して使用する。さらに 1454Crate は液晶パネルとキーパッドがある。これにより、1461Card の各チャンネルの操作及び電圧値、カレント等のモニターができ、さらに事故防止の為、値を設定してのカレントトリップの設定が可能である。背面に RS232C インターフェイスを有しており、これを介してのリモートコントロールが可能となっている。今回のセットアップでは、データ処理、システムコントロールのための PC とデータ処理用の CAMAC、HV コントローラーはそれぞれフラットケーブル、RS232C ケーブルで接続した。HV コントローラーは PC を用いて手動または自動で操作できるので、PMT への電圧印加操作を、CAMAC からのデータを PC を介してフィードバックして、自動で行うことが可能となっている。

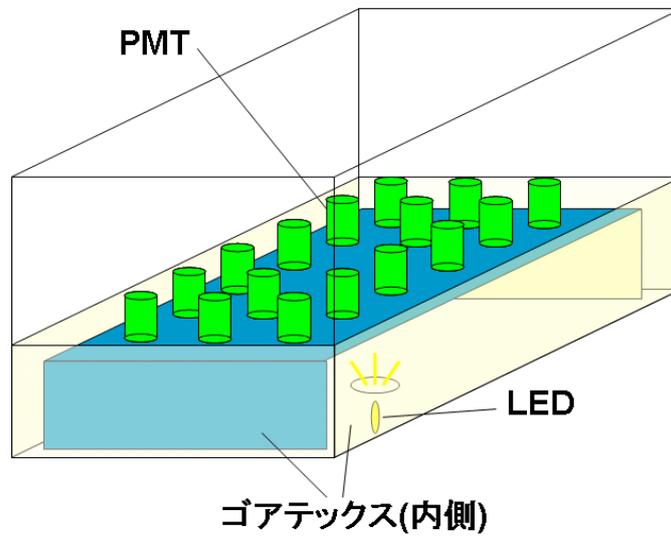


図 3.21: ゲイン測定システムセットアップ

1 個の LED の光を散乱ガラスと乱反射材、ゴアテックスを用いて拡散させ、LED の光が 16 本の PMT に対して一様に照射される様になっている。

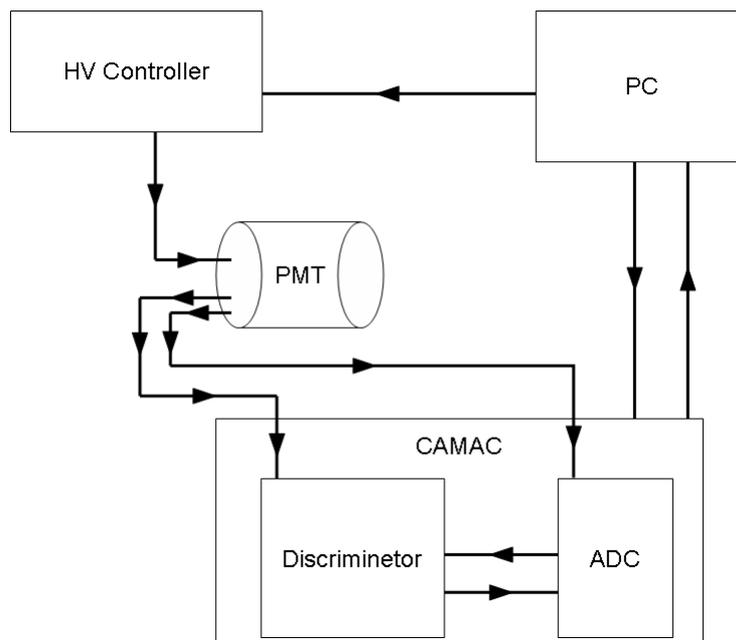


図 3.22: Gain 測定システムの構成

RS232C インターフェイスにより PMT の HV コントロールを行う事ができる。また、DAQ は CAMAC コントローラを用いて操作できる。これらの操作を 1 台の PC で行うことで、印加電圧の設定 → DAQ によるデータ収集 → ゲインカーブの解析をほぼ自動化した。

測定手順

ゲインが 1.5×10^6 、 6×10^6 となる動作電圧を以下のような手順で求めた。なお、前述したように CAMAC からのデータを用いて HV コントローラーをプログラムで制御することで、ほぼ全ての作業を自動化して行った。

1. まず、PMT に 1200V 印加し、100V ずつ上げながらそれぞれの点でゲインを測定する。このデータより、Gain-HV プロットを得る。なお、PMT の保護の為、高電圧を初期値の 1200V まで印加する際は 500V からスタートして、200V または 300V 刻みで、各 5 分の時間をかけて行った。
2. 1. で得られた Gain-HV プロットを

$$\text{Gain} = 0.25 \exp(B + A \times \text{HV}) \quad (3.3)$$

でフィットして [図 3.23] パラメータ A,B を求める。

3. 2. で得られた式から、ゲインが 1.5×10^6 、 6×10^6 となる HV 値を算出する。
4. 3. で得られたゲインが 1.5×10^6 の HV 値の下 150V から 6×10^6 の上 100V までの間で、50V 毎に再びゲインを測定し、再び Gain-HV プロットを得る。
5. 4. で得られたプロットについて 2. と同様に再びフィットし [図 3.24]、パラメータ A', B' を求め、この式に $\text{Gain} = 1.5 \times 10^6, 6.0 \times 10^6$ を代入して得られる HV を動作電圧とする。

測定したゲインによる動作電圧の決定

ゲインが 1.5×10^6 と 6×10^6 となる、PMT の動作電圧を決定した。今回決定した動作電圧を表 3.2 にまとめる。

3.4.2 セットアップ

低温低圧環境試験の為に、図 3.25 のようなセットアップを構築した。構成の概略を図 3.26 に示す。アクリル製の真空容器の中にゲイン測定の時と同様に PMT を配置し、16 個同時に試験する。PMT を恒温槽の中に設置したアクリル容器の中に 16 個並べ、シグナル読み出しと高電圧印加用のケーブルを接続する。後述のパネルを通して PMT と各センサーのシグナル、HV ケーブルを引出し、恒温槽の外側に設置した HV コントローラー、DAQ 類と接続する。また、同じく恒温槽外側に設置した圧力環境モニターのためのマノメータ、減圧のための真空ポンプとアクリル容器をシンフレックスチューブで接続する。恒温槽と HV Controller はそれぞれ DAQ システムの PC と接続され、自動制御を行う。本試験では、低温低圧環境下でのアルミニウム製気密容器の気密性能の試験と、PMT の安定した動作を確認するためのノイズレートの測定を同時に行う。そのため、今回の試験の為に、各センサーの電圧印加とシグナル読み出し、PMT の高電圧印加 [図 3.27] とシ

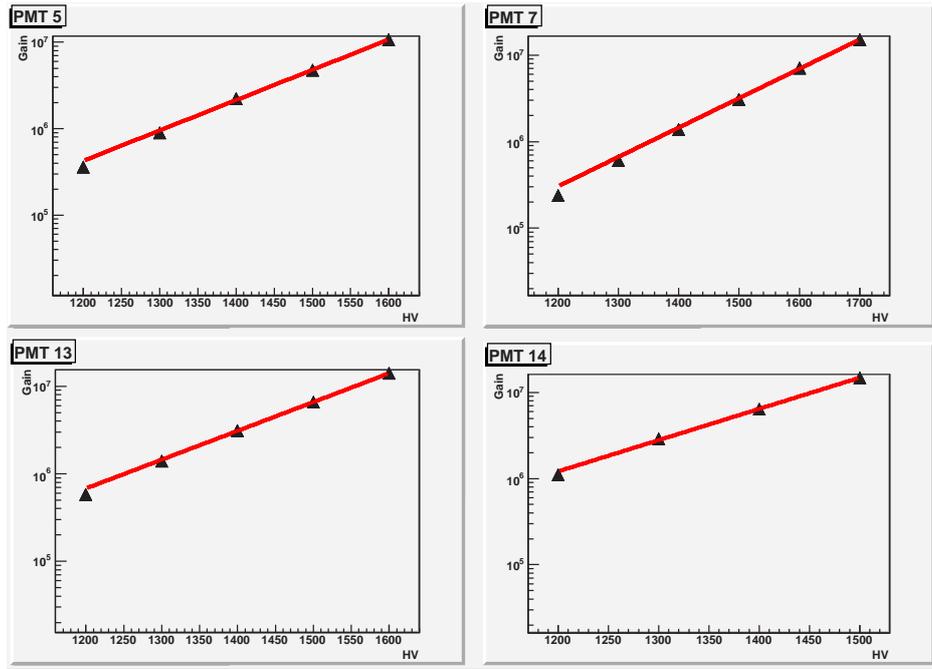


図 3.23: 手順 1 で得られた Gain-HV プロットに手順 2 のフィットをしたもの。ここからゲインが 1.5×10^6 と 6×10^6 となる領域をピックアップして再び測定する。

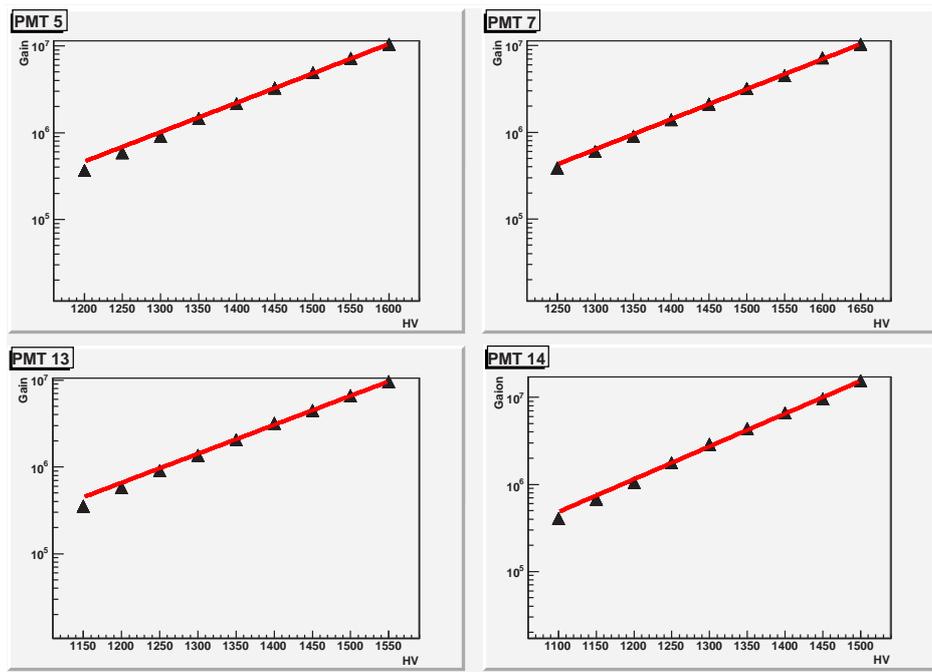


図 3.24: 手順 4 で得られた Gain-HV プロットに手順 5 のフィットをしたもの。これから得られる HV を動作電圧とする。

表 3.2: 決定した動作電圧 (V)

PMT	ゲイン		PMT	ゲイン		PMT	ゲイン	
	1.5×10^6	6×10^6		1.5×10^6	6×10^6		1.5×10^6	6×10^6
1	1372	1540	21	1350	1528	41	1275	1467
2	1358	1510	22	1375	1587	42	1409	1624
3	1223	1337	23	1407	1581	43	1485	1713
4	1260	1387	24	1196	1350	44	1426	1641
5	1376	1552	25	1287	1460	45	1303	1512
6	1375	1522	26	1429	1623	46	1264	1463
7	1385	1571	27	1330	1519	47	1326	1534
8	1224	1367	28	1304	1463	48	1385	1584
9	1264	1405	29	1307	1488	49	1377	1581
10	1237	1402	30	1231	1391	50	1226	1422
11	1266	1400	31	1176	1335	51	1297	1446
12	1318	1474	32	1290	1487	52	1549	1746
13	1207	1357	33	1399	1596	53	1288	1448
14	1205	1337	34	1440	1657	54	1210	1375
15	1254	1397	35	1274	1456	55	1289	1482
16	1369	1535	36	1346	1551	56	1344	1515
17	1445	1598	37	1358	1546	57	1357	1542
18	1282	1411	38	1335	1502	58	1384	1573
19	1268	1428	39	1334	1521	59	1426	1629
20	1307	1495	40	1244	1437	60	1328	1500

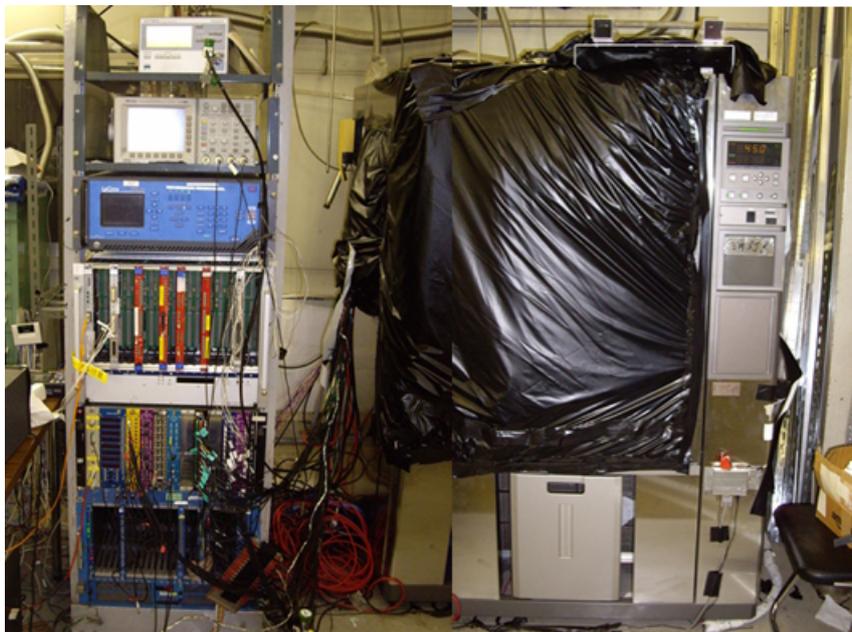


図 3.25: PMT 低温低圧動作試験で使した DAQ 機器 (左側) と恒温槽 (右側)

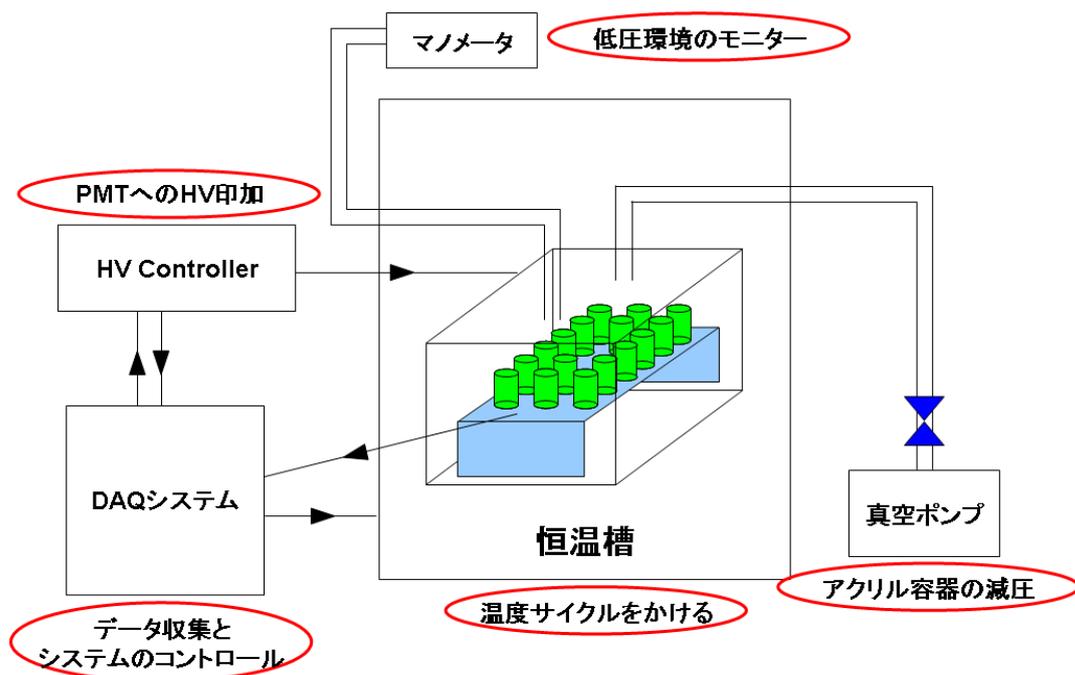


図 3.26: 低温低圧試験の構成

真空ポンプによる真空度はマノメータでモニターし、内部の温度は温度センサーでモニターした。全てのモニターについて DAQ システムを用いて自動的にコントロールした。

表 3.3: 恒温槽の仕様

調温方式	平衡調温方式
温度範囲	-40 ~ +100
内容量	408L
内寸 (W × H × D)	600 × 850 × 800mm

グナル読み出し [図 3.28] の為のアルミニウム製の 2 つのコネクターパネルを新たに作成した。PMT の高電圧印加用のパネルには、レイノルズ社製パラマウント型レセプタクルの真空シールタイプ P/N 167-4078 を 16 個搭載し、また、シグナル読み出し用コネクターパネルには、PMT のシグナル読み出し用の LEMO コネクターを 18 個、各センサーの電圧印加とシグナル読み出し用のバーンディの 48pin のアダプタを 2 つ搭載した。これらのパネルを、後述する亚克力製の真空容器に取り付けて使用することで、PMT のシグナルとセンサー類のモニターを、一度に行うことができる。

低温環境

エスペック株式会社製、低温恒温器 PU-3K (T 計装)

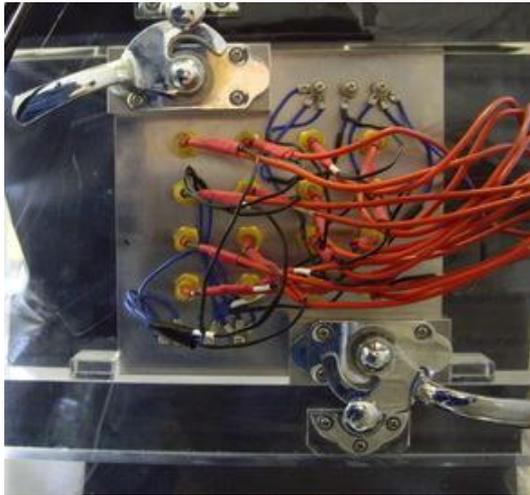


図 3.27: 高電圧印加用コネクタパネル
縦 4 × 横 4 の、計 16 個の高電圧印加用ケーブルを接続できる様になっている。



図 3.28: シグナル読み出し用コネクタパネル
写真左上、右下部に PMT のシグナル読み出し用の LEMO コネクタが 9 個ずつ、右上部と左下部にセンサー類の電圧印加、シグナル読みだし用のバーンディの 48pin アダプタが設置されている。

低圧環境

アクリル製の真空容器。容器上部に、Swagelok の継手が 3 つ付けられる様になっており、真空ポンプやマンオメーターを接続できるようになっている [図 3.29]。

環境モニター

●温度センサー

National Semiconductor 社製、LM35CA

●圧力センサー

measurement SPECIALTIES 社製、UltraStable331-000005-030PA

●マンオメータ

株式会社横河電気社製 MT210 絶対圧モデル

各環境モニターの仕様は表 3.4 の通り。

圧力センサーの温度依存性

今回の試験で、気密容器内部の圧力モニター用の圧力センサー UltraStable331 は、本体が低圧環境に置かれて測定部は常圧を見つると言う特殊な状況で用いられる事と、動作保



図 3.29: アクリル製真空容器

HV、シグナル、モニター系のケーブルは全て真空容器に取り付けられたコネクタパネルを介して接続される。

表 3.4: 各環境モニター仕様

	温度センサー	圧力センサー	マノメータ
入力電圧	+35 ~ -0.2V	5V	100 ~ 120VAC
出力電圧	6 ~ -1V	0 ~ 4.5V	0 ~ 5V
測定温度/圧力範囲	-40 ~ 110	0 ~ 30psi	0 ~ 130kPa
動作温度	-	-40 ~ 105	-

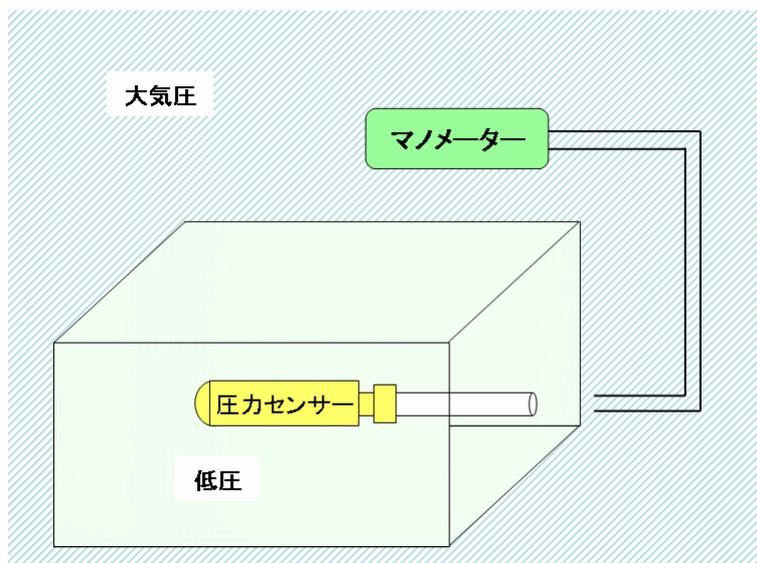


図 3.30: 圧力センサ温度依存試験セットアップ
 圧力センサーに低温かつ温度サイクルをかけた。

証範囲内ではあるが大きな温度変化がかけられる事から、図 3.30 の様なセットアップを用い、その出力の温度依存を調べた。本体を外部の常温常圧下において使用できる横河電気のマノメータを基準とする。圧力センサ本体をアクリル容器に入れて低圧下に置いた上で、マノメータと圧力センサの測定部が常圧を測定できるようにして、圧力センサーに常温(約 20)からスタートして、約-40 ~ 30 の温度サイクルをかけた。マノメータと圧力センサーの出力の差を取ったものと温度との関係を図 3.31 に示す。

これを見ると、約 10 ~ 20 の常温のところ、冷却の開始時と加温時に、Pressure Error の値が同じところに戻っている事がわかる。この結果から、今回用いる圧力センサーは、その出力の温度依存は大きいものの、温度変化による再現性は良いことがわかった。よって、今回の低温低圧環境試験では、試験の始めと最後に温度を同じにすることで、圧力センサーの温度依存によるエラーによる影響を抑える事にした。

データ収集システム

PMT のシグナル測定には NIM モジュールと CAMAC モジュールを使用し、環境モニターと、PMT 内部の圧力モニター用のセンサ類の読み出しにはデータロガー (株式会社 GRAPHTEC 社製 midi LOGGER GL400) を使用した [図 3.32]。それぞれを PC に接続して、ログに取りながら逐次情報を確認できる。

PMT と気密容器の低温低圧動作試験のプロフィールを表 3.5 にまとめる。温度と圧力は、前回の実験のモニターデータより決定した。前回の実験の PMT 付近の温度 [図 3.33] から、前回のフライト中 PMT は約-20 ~ +20 の温度環境にあったことがわかるので、今回の試験では余裕をもって約 -30 ~ +30 とした。後述するように一度に多数の PMT を試験することから、温度センサーを 6 つ設置してアクリル真空容器の中に温度むらが生じ

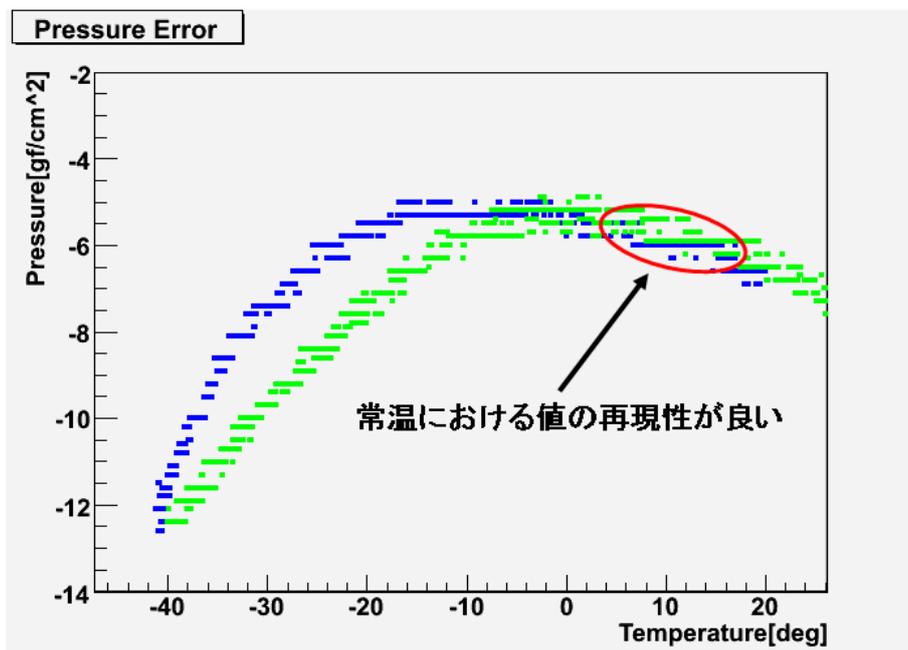


図 3.31: 圧力センサ温度依存性
 Pressure Error … 圧力センサーと、基準としたマンメータの出力差
 青色のプロット … 常温から-40 まで冷却したとき
 緑色のプロット … -40 から 30 まで加熱したとき。

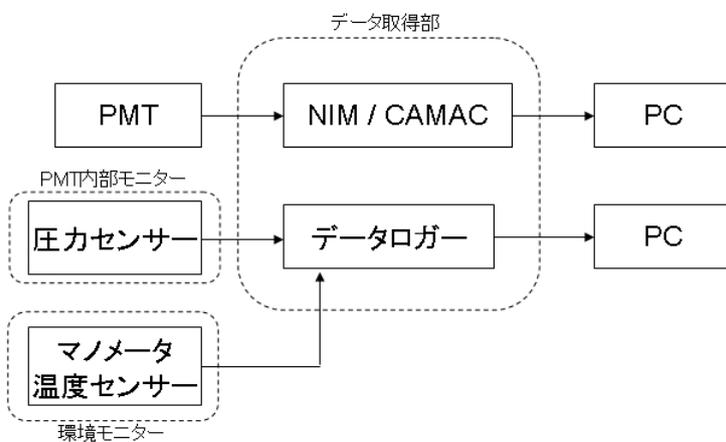


図 3.32: データの流れ

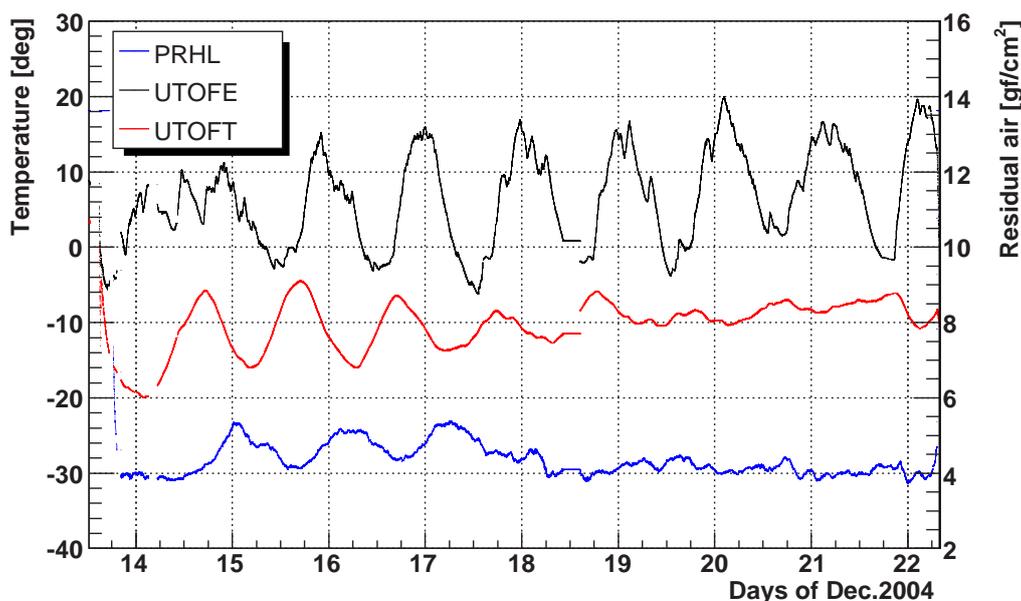


図 3.33: BESS-PolarI 実験での大気圧と PMT 付近の温度モニター
 PRHL … 残留大気圧
 UTOFT/UTOFE … PMT 付近の温度

表 3.5: PMT 動作試験プロフィール

PMT 個数	TOF-PMT 60 個 , ACC-PMT 66 個
1batch	16 個
試験期間	2 日間
温度	-30 ~ +30
圧力	5gf/cm ²

ないようにした。また、同じく前回実験の外気圧モニター [図 3.33] から、圧力は 5gf/cm² 付近での試験を行った。今回は、総計 126 個の PMT の試験を行う為に 16 個/1batch ずつ試験を行う。本来の試験目的を考えると、20 日間試験を行うことが望ましいが、スケジュールの都合から 1batch 当たりのテスト期間は 2 日間とした。

気密性能の評価は、2 日間の試験結果から 20 日後の状態を推測するという方法を取るため、試験結果の誤差が 10 倍に拡大されることになる。従って、前述した圧力センサーの出力の温度依存や、温度による気密容器内部の圧力の変化の影響を抑えて気密性能の評価の精度を上げるために、図 3.34 のように温度サイクルは、必ず最後にテスト開始時の温度に戻すこととした。

3.4.3 気密性能試験

圧力センサーを、各気密容器のガス置換用のバルブに直結して気密容器内部の圧力をモニターする。2 日間での内圧の減少から 20 日経過後の残存内圧を予想することで、フライ

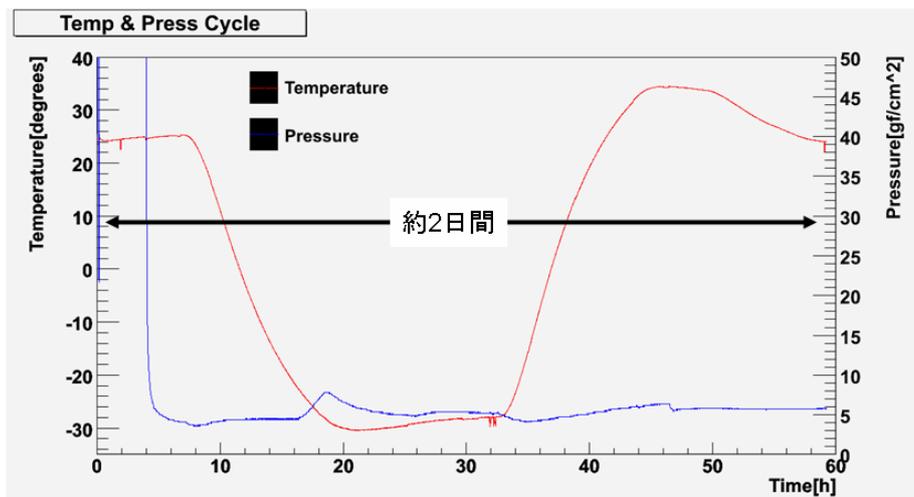


図 3.34: PMT 動作試験の温度サイクルと圧力
真空引きを行い、上空と同程度の圧力にした後に温度サイクルを始めた。

表 3.6: 気密性能試験結果

PMT	テスト数	使用可 (内再封入)	使用不可
TOF-PMT	58	54(10)	4
ACC-PMT	66	61(-)	5

トに耐えうる気密性能を有しているか評価する。

3.4.4 結果

試験を繰り返す中で、気密が保てていないと判断した TOF-PMT 用気密容器については封入作業をやりなおして再びテストを行い、できるだけ多くの使用可能な PMT を選り出せるようにした。こうして行った 2 日間の動作試験から得られた、20 日後の気密容器内の残存圧力を予想したものの分布を図 3.35 と図 3.36 に示す。青色のプロットが本実験用に採用する PMT、赤色のプロットが採用しない PMT である。

気密性能に関しては図 3.35、図 3.36 からわかるように、気密性能が良いものと悪いものと結果が二極化している。この結果、気密性能に関しては大部分の気密容器が非常に良い気密性能を示した為、今回の試験では相対的に気密性能の極端に悪いものを使用しないという方針を取った。気密性能試験の結果を、表 3.6 にまとめた。

3.4.5 ノイズレート測定

20 日間という長時間のフライトを通して PMT が安定的に動作するか確認するため、ノイズレートの測定を行った。ノイズレート測定の為の構成を図 3.37 に示す。

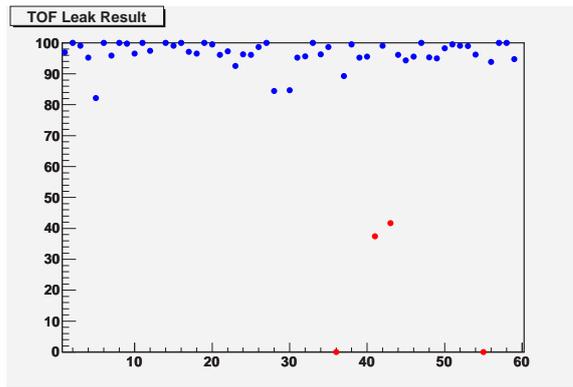


図 3.35: TOF-PMT の 20 日後における
 予想残存内圧 (%)
 横軸: PMT 番号、縦軸: 予想される 20 日後の残
 存内圧 (%) を示す。パッシェン曲線によらず、予
 想残存内圧が低いと思われる PMT は使用不可と
 した。

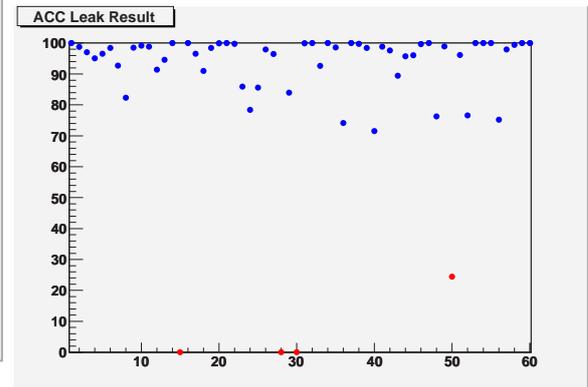


図 3.36: ACC-PMT の 20 日後における
 予想残存内圧 (%)
 TOF-PMT 同様、予想残存内圧が低いと思われ
 る PMT は使用不可とした。

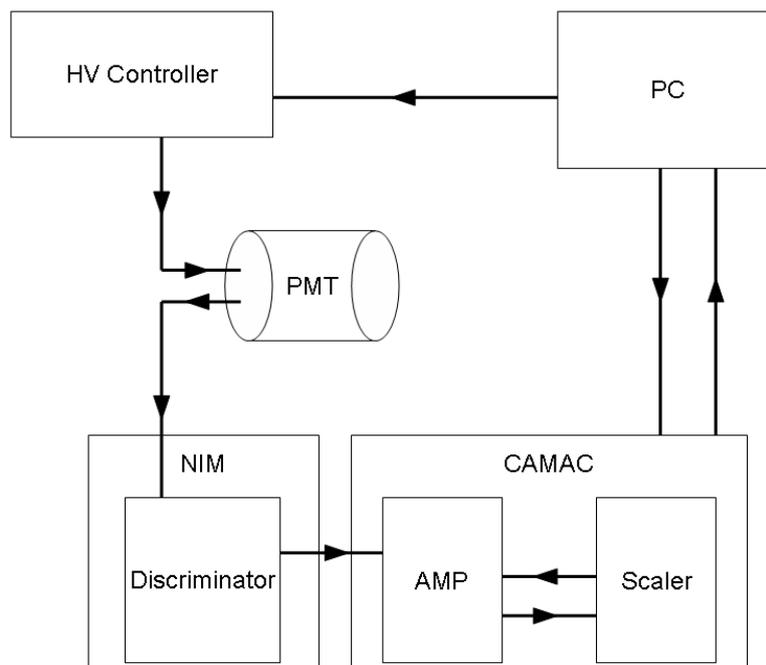


図 3.37: Noiserate 測定システムの構成

3.4.6 測定方法

スレッシュホールドを 10 秒毎に変化させ、各スレッシュホールドについて、10 秒間の積算のパルス数をカウントする。設定した Threshold は、

1.50, 2.50, 5.00, 10.00, 30.00, 40.00, 60.00[mV]

の 7 つである。このような測定を行うことで、小さいノイズが多い等、各 PMT の個性について把握できると考えた。この方法で得られたプロットから、安定した動作 [図 3.38] をせず、テスト中に大きく挙動の変化してしまう PMT [図 3.39] や、極端にパルスの多いノイズな PMT [図 3.40] を見付けることができる。

3.4.7 動作の不安定な PMT

PMT のノイズレートは、様々な要因で不安定になる。

減圧時のノイズ

全体に共通して起こったのは、図 3.41 のように試験の開始時にポンプで減圧する際にシグナルが不安定になるというものであった。これは、減圧される過程で真空容器の中に取り回しているシグナルケーブルや高電圧印加用ケーブルの内部に含まれる空気が漏れ出すことで、3.2.2 のパッシェンの法則によりケーブルやコネクタの内部で放電現象が起きていると考えられる。更に、ある batch では減圧時に複数の PMT で同期してシグナルのレートが上昇する現象が見られた。PMT の配置とレートの上昇に相関があった事から、奇数番目の PMT の光電面に図 3.42 の様にブラックシートでマスクをしたところ、図 3.43 の様なノイズレートが得られた。この事から、アクリル製真空容器の内部で電氣的に発光が起こり、その光を拾っていると考えられる。従って、以降の試験では念の為基本的に全ての PMT の光電面にマスクをすることとした。

PMT の性能の個体差

始めから挙動が不安定なもの他に、始めは安定であったが途中から挙動が不安定になったもの、同様の現象が起きても、その後また安定した動作になった物などがあった。これらについては原因の特定はできなかったが、一部の PMT について動作が不安定になった時に一度高電圧を切り、再び印加しなおすと安定した動作に移行したものがあつた。この方法は、実際のフライト中に PMT の動作が不安定になった場合にも試みるこゝが有り得る。

ノイズレート測定の例

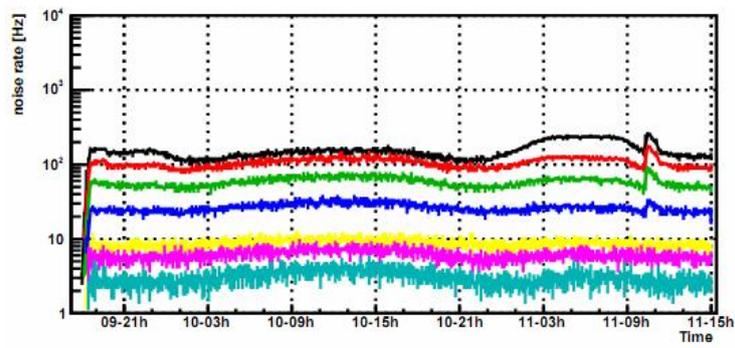


図 3.38: 安定して動作した PMT

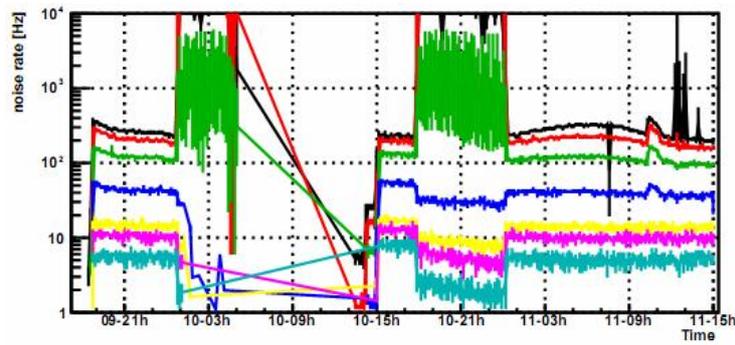


図 3.39: 試験中に不安定な動作をした PMT

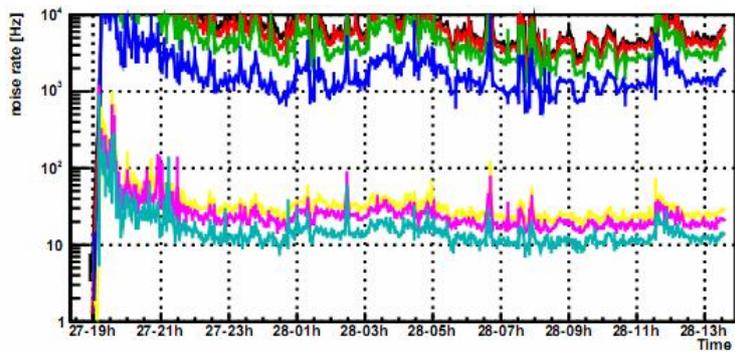


図 3.40: ノイジーな PMT

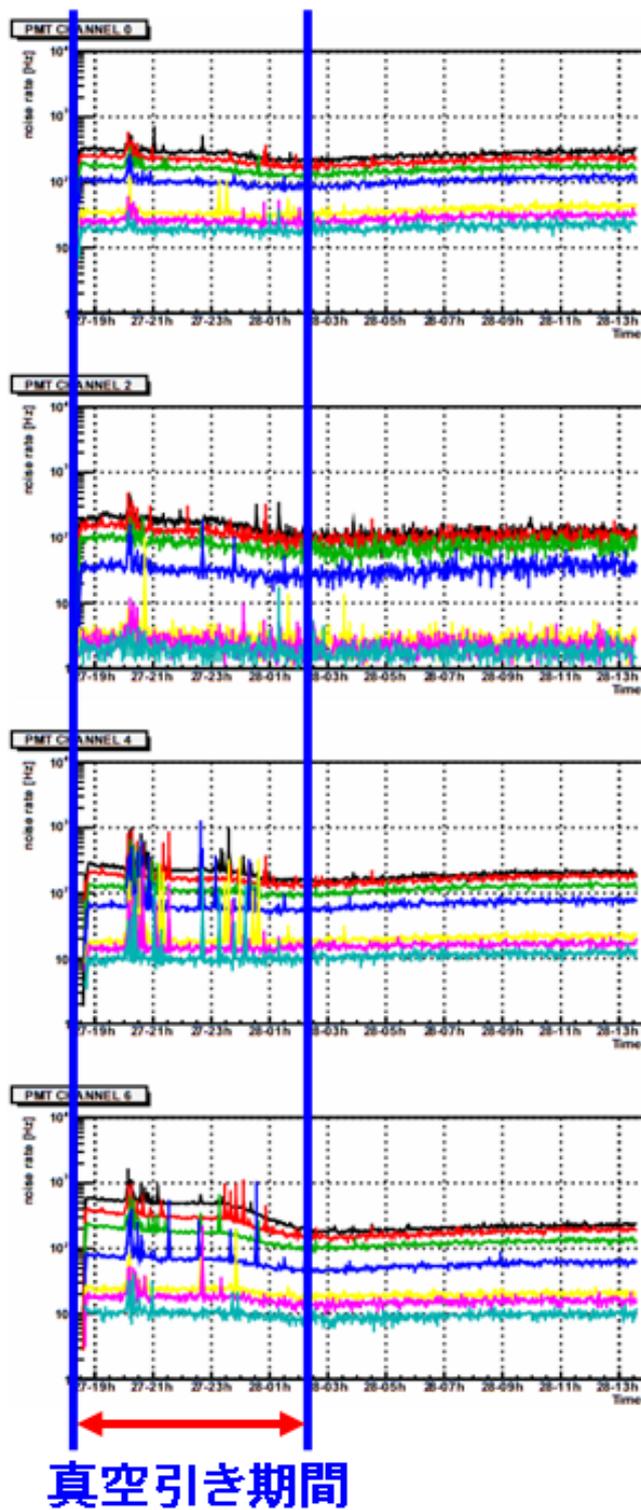


図 3.41: 減圧時のノイズ



図 3.42: PMT の光電面につけたマスク

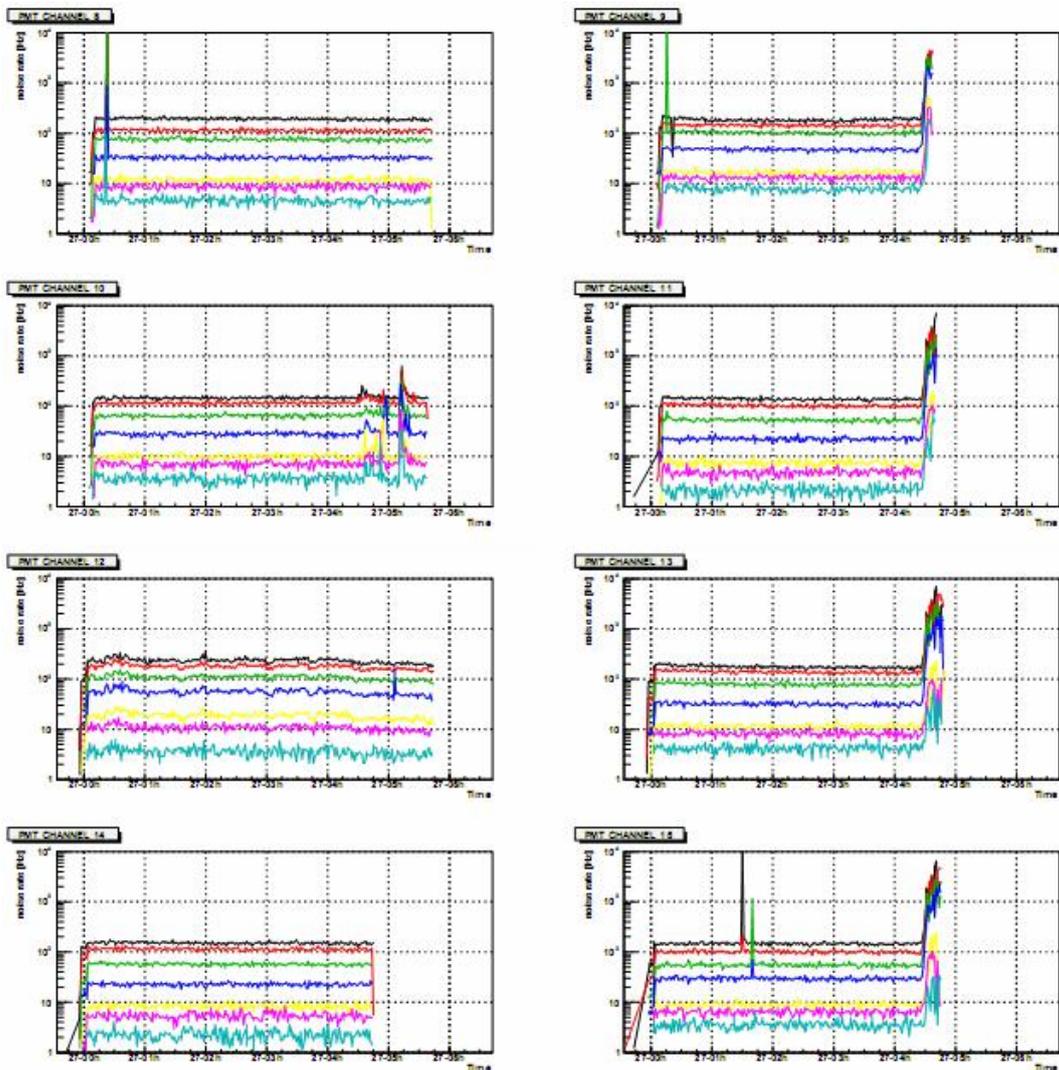


図 3.43: 奇数番目の PMT にマスクを施す
光電面にブラックシートでマスクをした奇数番目の PMT、右列の 4 つがマスクをしていない偶数番目の PMT。マスクの無い右列の 4 つは、ノイズレートの右端が同期して上昇している。

表 3.7: ノイズレート測定による分類

PMT	Stable	Unstable	Noisy
TOF-PMT	52	2	2
ACC-PMT	59	4	3

表 3.8: 各試験中に問題のあった PMT の数

	TOF	ACC
ノイズレート	4	7
気密試験	4	5
両方	0	1
その他	2	1

TOF-PMT … 内部配線の断線、再インストール不可

ACC-PMT … 内部配線の断線

3.4.8 結果

ノイズレートの挙動について分別した物を表 3.7 にまとめた。挙動の不安定なもの、ノイジーなものは使用せず、試験期間を通して安定した動作を確認できたもののみ使用する。

3.5 低温低圧動作試験のまとめ

以上の試験の結果から、実際のフライトに使用する PMT を選出する。試験の結果、気密性能については、結果が気密を十分に保っているものとそうでないものと二極化したこと、さらには、気密性能が十分なものを実験に十分必要な数を確保できたことから、相対的に気密性能の低いものは使用しないこととした。また、ノイズレートについては、試験期間 2 日間を通して、ノイズレートが安定であったものを使用することにした。今回の試験を経て、実験に使用可能な PMT を

TOF 用 … 50

ACC 用 … 54

と、それぞれ測定器に必要な数を確保することができた。表 3.8 に、問題があり、使用できなかった PMT についてまとめておく。

第4章 BESS-Polar IIフライト

2007年12月から2008年1月にかけて、南極にてBESS-Polar II実験を実施した。本章では準備からフライトまでの流れと、BESS-Polar IIフライトについて報告する。

4.1 BESS-Polar IIフライトに向けて

2007年12月に南極にて実施されたBESS-Polar IIフライトに向けての準備の流れを、表4.1にまとめた。

4.1.1 各測定器の準備

BESS-Polar II実験の準備は日本の高エネルギー加速器研究機構(KEK)と、アメリカのメリーランド州にあるゴダードスペースフライトセンター(GSFC)/NASAを主な拠点に進められてきた。それぞれで各測定器の準備が進められ、7月にGSFCにて各測定器の組み上げとインストールが行われた後、7月末には、テキサス州のコロンビア科学気球施設(CSBF)/NASAへと拠点を移した。

4.1.2 噛み合わせ試験

CSBFへと拠点を移した後、実際の気球の打ち上げ作業を担当するCSBFとの噛み合わせ試験(Compatibility Test)に向けて準備を進めた。この噛み合わせ試験は、

- 構造体の吊り上げ試験
- 衛星を介した通信系の試験

を行い、12月の南極でのフライトに向けて我々の準備が整っていることをNASA側に示すためのものである。

8月13日に、測定器と太陽電池システムとの結合及び、吊り上げ試験が行われた[図4.1]。続いて17日には、衛星を介したコマンド送信と、それによる測定器オペレーションの試験を行った。この試験には、通信機器[図4.2]が実際の磁場中で正常に動作するかの確認も含まれるため、実際の実験時と同様に磁場を生じさせたうえで行う。この結果、測定器と太陽電池システムの結合及び吊り上げが問題無くできる事と、磁場中で全ての測定器及び通信機器が正常に動作することが確認され、以上の噛み合わせ試験の合格をもって、南極フライトに向けての準備が完了した。



図 4.1: 吊り上げ試験の様子
写真中央の測定器と写真下部の太陽電池システムを結合して、吊り上げられる事を確認した。

4.1.3 南極フライト

南極でのフライトへ向けて最終準備を行うため、BESS-Polar II 実験南極クルーは 2007 年 10 月 26 日に、ニュージーランドにある南極センターを経て、南極にあるアメリカの McMurdo 基地へと移動した。この McMurdo 基地は、夏期には常時 1000 人程度が滞在している南極最大の基地である。測定器は基地から約 20km 離れた Williams Field に輸送され、クルー到着の翌日から測定器のコンテナからの搬出や作業スペースの設営を行った。フライトに向けた最終準備として、直射日光対策の反射材及び放熱用テープを測定器に取り付けた。太陽電池システムのケーブリング、組み上げ等の仕上げ作業を進め、11 月 28、29 日には CSBF による測定器と通信系の最終確認試験が実施され、正式に BESS-Polar II 測定器は Flight Ready となった。その後しばらく打ち上げ可能となる天候を待った後、ニュージーランド時間の 12 月 23 日の午前 6 時 26 分に Williams Field にて BESS-Polar II

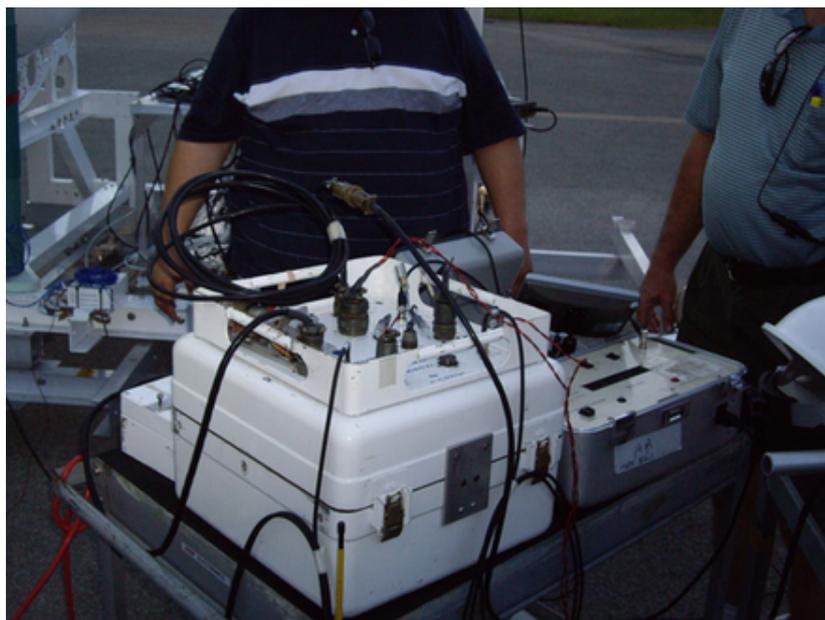


図 4.2: 通信用機器

測定器の打ち上げが実施された。[図 4.3]



図 4.3: BESS-Polar II 測定器打ち上げの様子

4.1.4 フライトモニター

フライト中は、24 時間体制で測定器の状態をモニターし、必要に応じて地上からコマンドを送信して測定器の操作を行う。フライト中の測定器との通信手段は、測定器との直接通信が可能な LOS(Line Of Sight) と、衛星を利用した TDRSS、IRIDIUM の 3 種類がある。それぞれ通信速度 (表 4.2) や利用できる状況が異なり、BESS-Polar II フライト中には、測定器との通信に主に TDRSS を使用する。TDRSS では、図 4.4 の様に測定器からの情報はアメリカのニューメキシコ州のホワイトサンズ、テキサス州の CSBF を経由して、

表 4.1: BESS-Polar II フライトに向けての準備と流れ

	KEK		GSFC	
~ Jan.	超電導マグネット / Jet/IDC チェンバー middle-TOF / ACC / 太陽電池システム TOF-PMT 用気密容器の設計、製作		TOF カウンターの設計、製作	
	KEK		GSFC	
~ Jun.	PMT 動作試験		各測定器の組み上げ	
	GSFC			
~ Aug.	各測定器の組み上げ及びインストール			
	CSBF			
Aug.13 17 ~ Sep.	Compatibility Test(吊り上げ試験) Compatibility Test(通信機器試験) 測定器の組み上げ			
	Antarctica			
Oct.26	クール南極入り 測定器最終組み立て、仕上げ			
Nov.28 29	Compatibility Test(最終吊り上げ試験) Compatibility Test(最終通信機器試験)			
	CSBF		Antarctica	
Dec.23	フライトモニター		BESS-Polar II 測定器打ち上げ フライトモニター	
Jun.17			測定器着地	

南極へと送られる。また、南極からの測定器へのコマンド送信 (測定器の操作) もこの経路にて行われる。このため、測定器からのデータモニター及び操作環境を南極に一局集中してしまうと、南極のネットワークに不調が生じた場合、すべてのフライトモニターや測定器へのコマンド送信が不可能になってしまう。また、前述のように測定器との通信は必ず CSBF にある計算機を経由するため、この計算機になんらかの問題が発生した場合も、測定器と我々の通信が途絶してしまう。こういった危険を回避するため、フライトモニターは、南極と CSBF の 2 つの拠点にわかれて行う。測定器への操作は原則として南極から行うが、南極とのネットワークが途絶した場合は、CSBF から測定器への操作を行う。

表 4.2: ペイロードとの通信速度

LOS	TDRSS	IRIDIUM
83.33kbps	6kbps	255bytes/15min

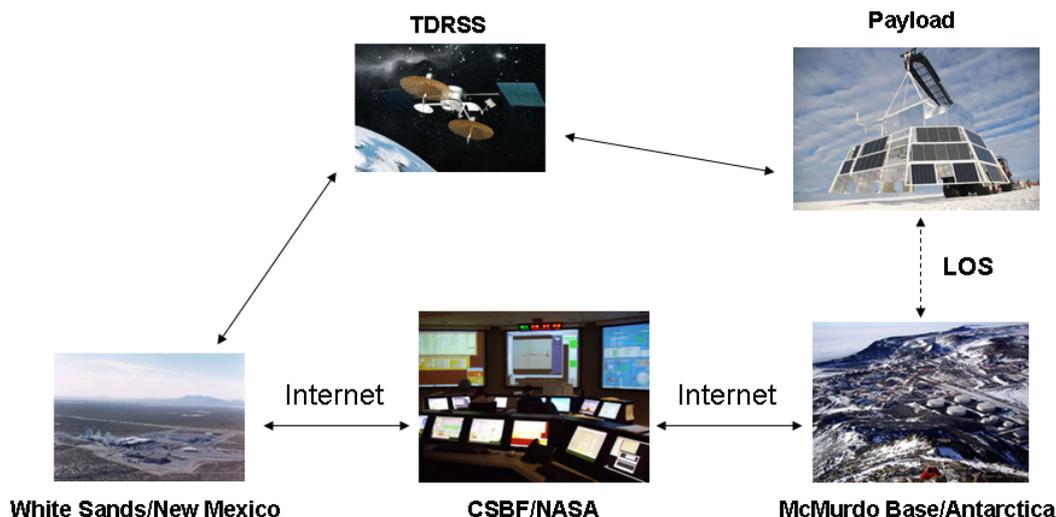


図 4.4: フライト中のモニター通信の流れ

4.1.5 BESS-Polar II フライト

2007年12月23日に Williams Field にて打ち上げられた BESS-Polar II 測定器は、上空の気流に乗り予定通り南極上空での周回軌道を飛翔した。約14日間かけて南極上空を1周し、続けて2周目の周回軌道に入った。図4.5は、BESS-Polar II 測定器が飛翔した軌道である。その後、測定器に搭載した液体ヘリウムタンクが空になり超伝導マグネットのコイル温度が上昇を始めたため、ニュージーランド時間の1月16日、20時30分にマグネットの消磁を行い、磁場を発生させた状態での24日間と10時間の宇宙線測定を終了した。その後、Jet/IDC チェンバーのキャリブレーションに用いる為の磁場の無い状態でのデータを1日程度とった後、全てのデータ収集を終了した。回収可能な地点に測定器を着地させるため、さらに6日間フライトを続けた後、2008年1月22日の8時18分、測定器は気球から切り離され無事に地上に着地した。今回、BESS-Polar II 測定器に搭載したマグネットは、事前に行った地上における試験では22.5日間の磁場寿命を達成していたが、実際のフライトにおいて24日以上という試験を上回る性能を示し、その結果、搭載したデータストレージのほぼ全ての容量の磁場中イベントを取得することができた。

4.2 まとめ

BESS-Polar II 実験では、測定器は2007年12月23日に打ち上げられ、30日間以上のフライトを行った後、2008年1月24日に気球から切り離され無事着陸した。この間に、打ち上げから約24.5日間宇宙線の観測を行った。これは、前回の Polar I 実験の約8.5日間を大幅に上回り、搭載したデータストレージに収集したデータ量は、約14TBに上る。(表4.3)

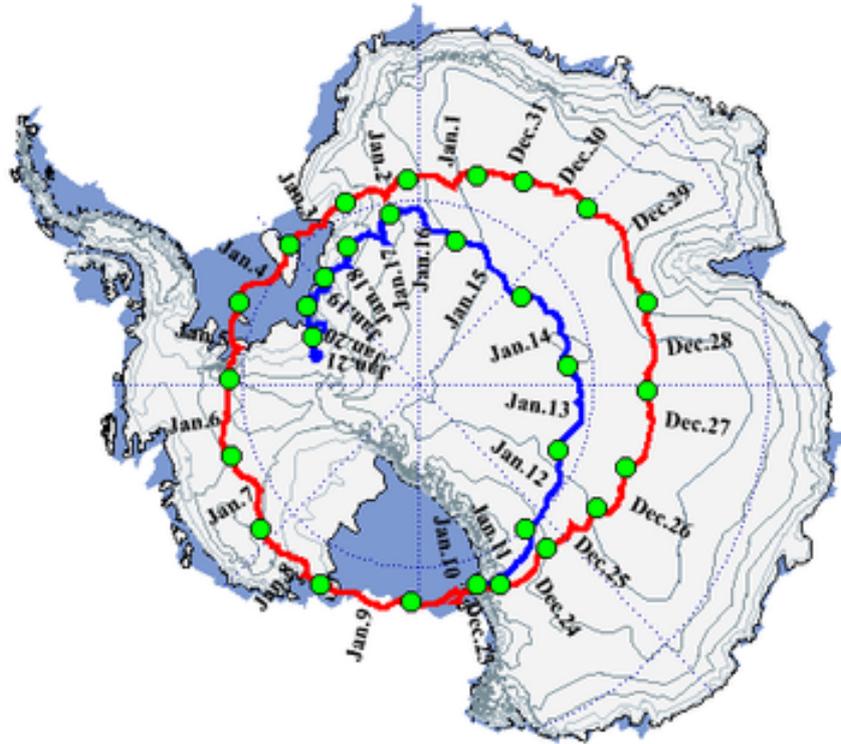


図 4.5: BESS-Polar II 測定器の飛跡
 赤線：一周目の飛跡 (2007.12/23 ~ 2008.1/10)
 青線：二周目の飛跡 (2008.1/10 ~ 1/21)

フライト時間	30 日 15 時間 37 分
データ収集時間	24.5 日
データサイズ	13.84TB
取得宇宙線イベント数	46 億イベント程度*

*後ほど確認予定

第5章 BESS-Polar IIフライトにおける PMTのふるまい

本章では、BESS-Polar IIフライトにおいてTOFカウンターに搭載されたPMTの置かれた環境について報告し、温度環境によるPMTの挙動について述べる。また、フライト中に起こったTOF-PMTとACC-PMTの問題とその対応について報告、考察する。

5.1 フライト中の残留大気圧と気球高度

BESS実験では、気球で上空37kmに打ち上げられるという特性上、測定器は低圧環境に置かれる。BESS-Polar IIフライトにおける、測定器の置かれた高度と圧力環境を図5.1に示す。前回の実験のBESS-Polar Iフライトでは、残留大気圧は約4~5gf/cm²であっ

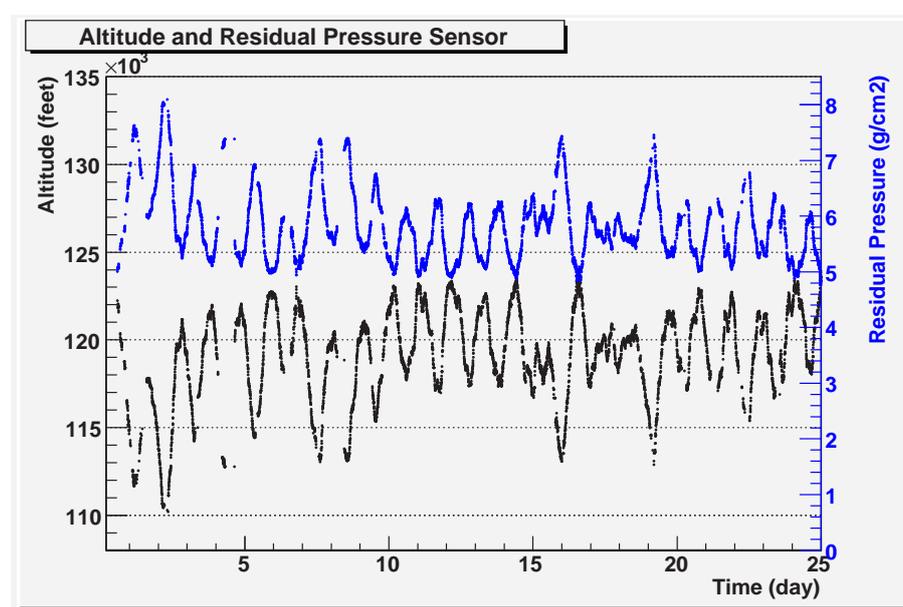


図 5.1: BESS-PolarII フライトにおける大気圧と高度のモニター

たが、今回のフライトではやや高度が低く、残留大気圧は約6gf/cm²付近を推移した。

5.2 フライト中のTOF-PMT付近の温度

BESS-Polar II測定器のTOFカウンターに搭載した温度センサー、照度センサーとPMTの位置と名称(一部)を図5.2に示す。照度センサーは太陽電池システムに搭載されてお

り、8面あるパネルに1つずつ設置されている。フライト中の測定器各部の温度は、直射日

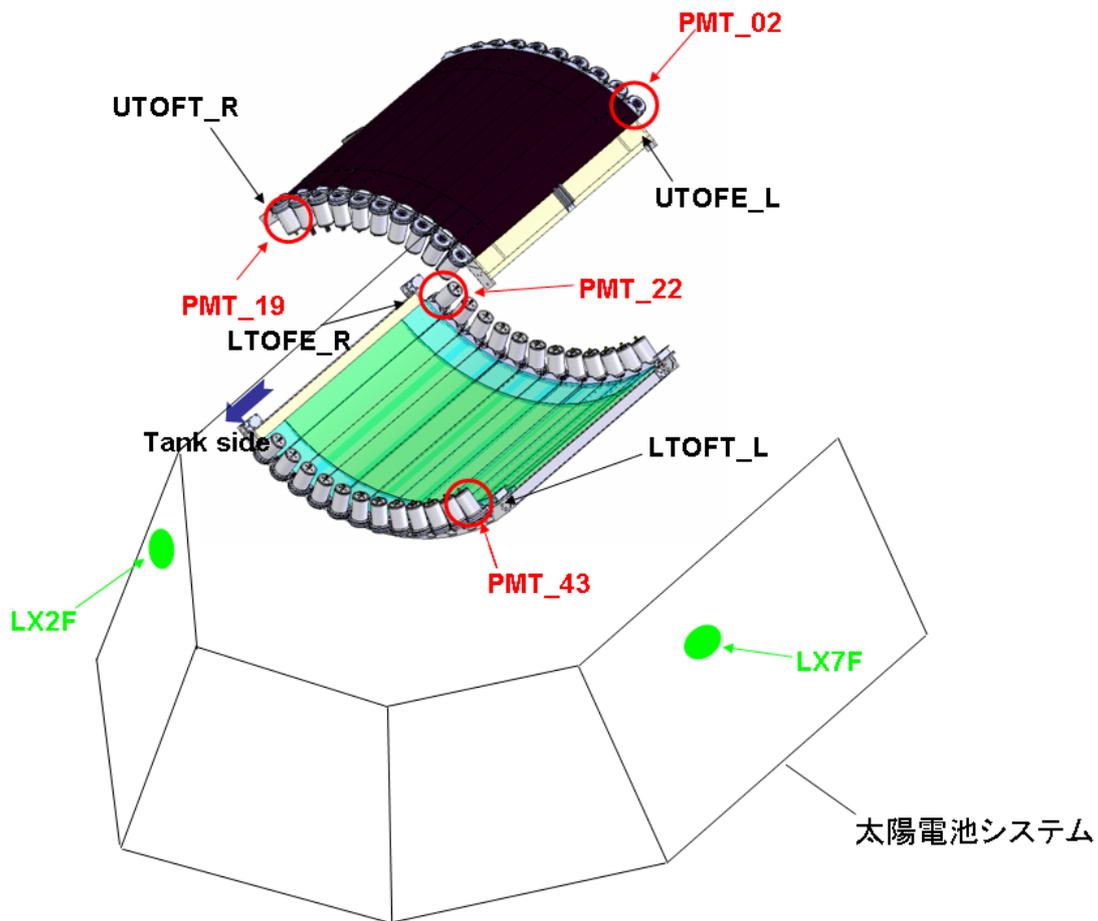


図 5.2: TOF カウンターの PMT(赤字) と太陽電池システムに搭載した温度センサー (黒字) と、照度センサー (緑字) の位置と名称。

本項では、温度センサーに近い PMT と照度センサーのモニターデータを利用する。

光の有無が最も大きく影響すると考えられている。本項では温度と PMT のシングルレート、日光の相関を見るため、温度センサーと、その温度センサーから最も近くに位置する PMT、照度センサーを選択して比較した。TOF カウンターの PMT 付近に設置した温度モニターを図 5.3、5.4 に示す。これより、今回のフライト中 TOF カウンターは約-15 ~ 15 の温度環境下に置かれた事がわかる。この PMT 付近の温度範囲は、Polar I 実験の時 [図 5.5] とほぼ同じである。また、図 5.6、5.7 に温度センサーと照度センサーの出力を示す。これらでは、温度と照度の間に明らかな相関が見られ、フライト中の TOF カウンターの各部の温度の昇降が、直射日光の有無によることがわかる。このため、測定器上の対角に位置している今回利用した温度センサーは、それぞれの関係を見ると、図 5.8、図 5.9 の示すように Upper TOF、Lower TOF いずれにおいても、逆の位相を持っていることがわかる。

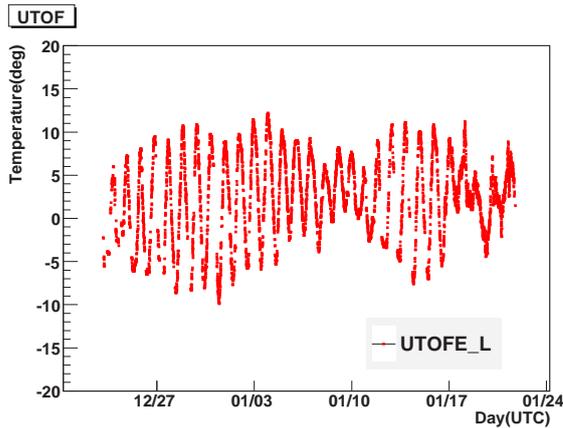


図 5.3: フライト中の PMT_02 付近の温度モニター

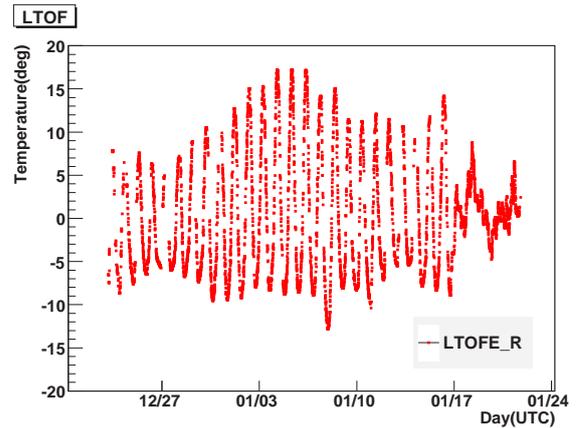


図 5.4: フライト中の PMT_22 付近の温度モニター

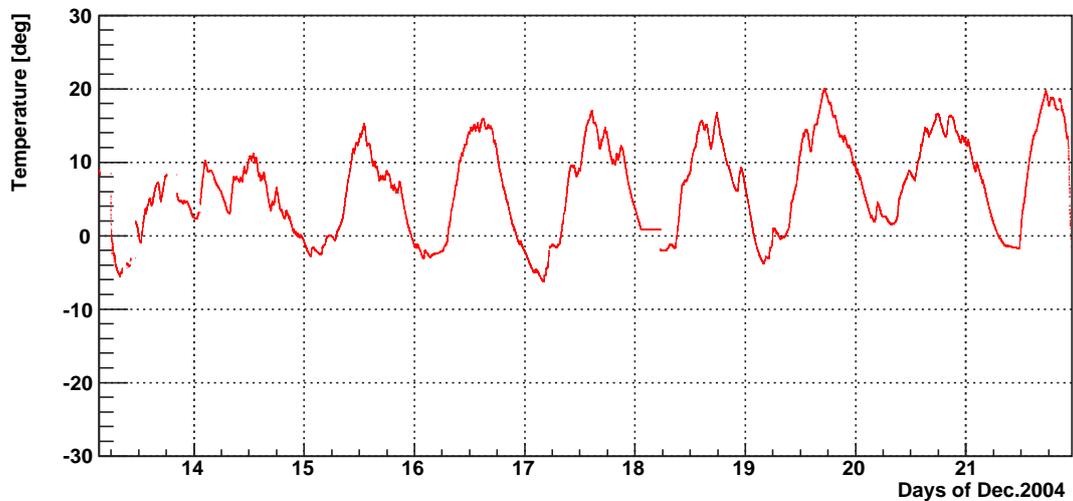


図 5.5: BESS-Polar I 実験時の、PMT 付近の温度
1日周期で温度の昇降のサイクルが見られる。

5.3 フライト中の TOF-PMT のふるまい

2007年12月23日から2008年1月16日にかけて行われた BESS-Polar II フライトにおける TOF-PMT の挙動とそれに対する一連の対応を報告し、PMT に起こった問題について考察する。

5.3.1 BESS-PolarII フライトでの TOF-PMT

TOF-PMT は本来ゲインを 6.0×10^6 で使用する予定であったが、ダイノード 18 段のシグナルを受ける QDC でのチャージ分布が高すぎたためゲインを 1.5×10^6 に落として使

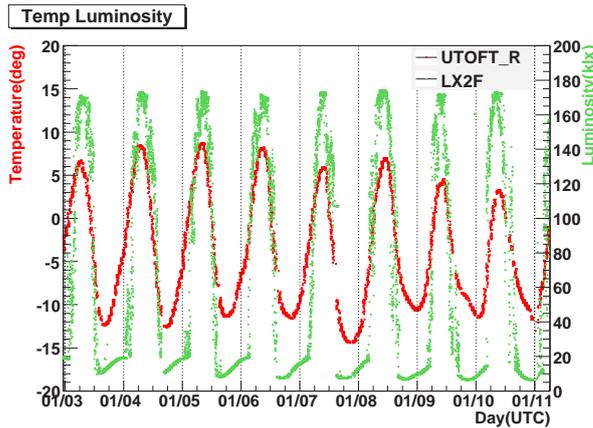


図 5.6: 温度センサー UTOFT_R と照度センサー LX2F

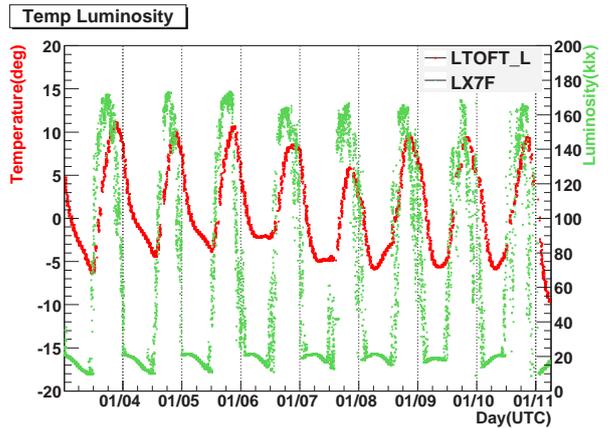


図 5.7: 温度センサー LTOFT_L と照度センサー LX7F

温度 (赤) と照度 (緑) の変動に相関が見られる

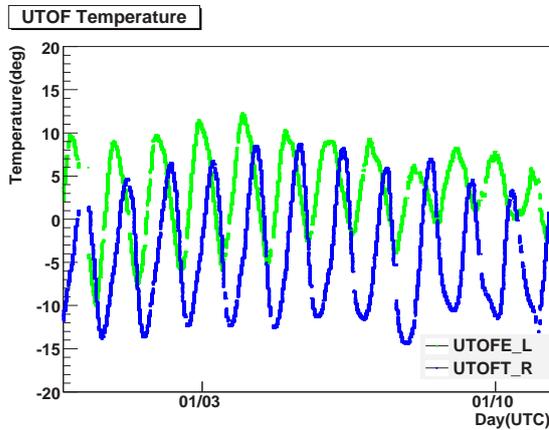


図 5.8: Upper TOF の対角位置にある温度センサーの比較

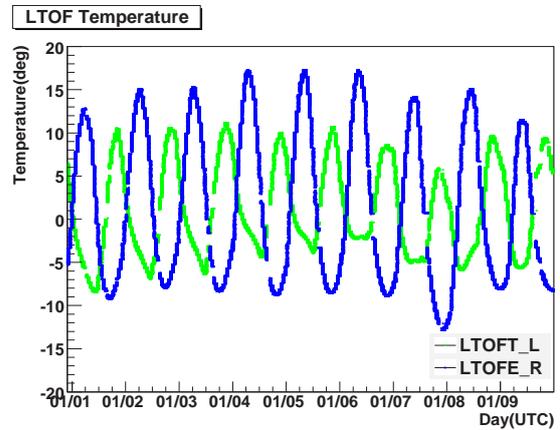


図 5.9: Lower TOF の対角位置にある温度センサーの比較

用することとした。BESS-Polar II 測定器の TOF カウンターには、44 個の PMT が使用されており、各 PMT には図 5.10 の様に番号が振られている。

5.3.2 フライト中の PMT モニター

フライト中は測定器の状態や各部の環境センサーのデータを衛星を介して定期的に地上に送信してモニターしており、cmon というプログラムを使用して見ることができる [図 5.11]。TOF-PMT については、

- 印加電圧、電流、シングルレート

を地上からモニターできる。

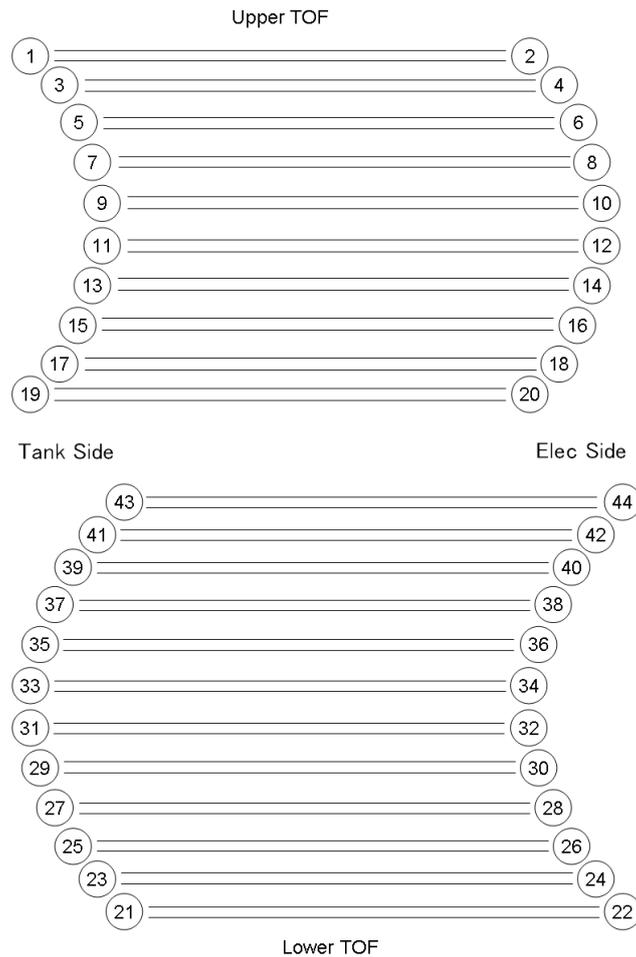


図 5.10: TOF カウンターの PMT の配置と名称 (番号)

5.3.3 PMT のシングルレート

前述のように、TOF カウンター用 PMT はフライト中にシングルレートをモニターできる [図 5.12]。シングルレートは、PMT のアノードのシグナルにスレッシュホールドをかけ、そのスレッシュホールドを越える大きさのパルスのレートを示したものである。シングルレートが他と比べて極端に大きくなったり、極端な増減の変動を示す PMT は、その挙動が不安定になったと考えられる。

5.3.4 シングルレートの温度依存性

TOF カウンターの PMT のシングルレートと温度の関係を図 5.13 に示す。これを見ると、TOF-PMT のシングルレートに共通して、低温環境でシングルレートが増加していることがわかる。温度センサーに近い PMT のシングルレートは温度の昇降と逆の位相で変動しており、今フライトの TOF-PMT の挙動は、温度環境に大きく影響を受けていたと考えられる。温度が低いときにシングルレートが上昇し、温度が高いときにはレートが下

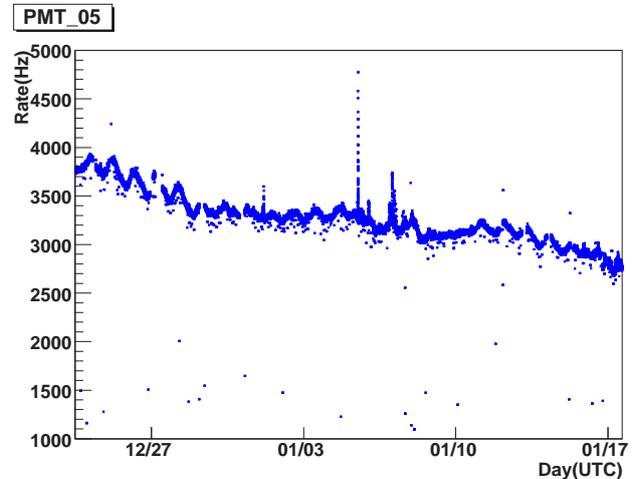
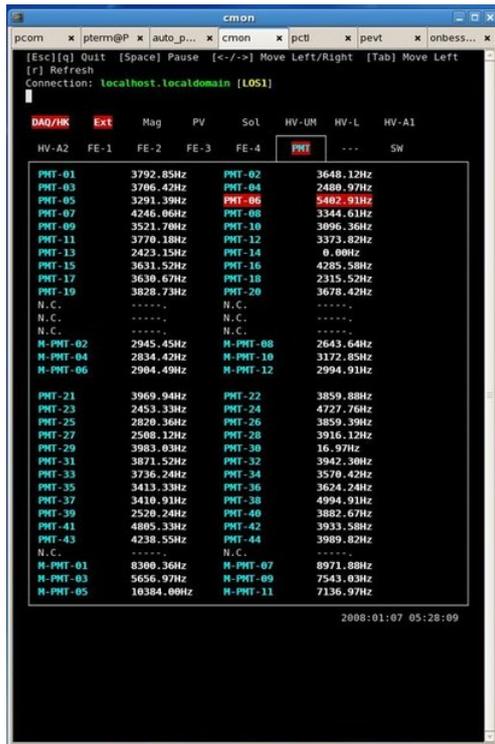


図 5.12: フライト中のモニターから得られるシングルレートの例

図 5.11: cmon によるモニター画面
フライト中、送信されてきた測定器の各部のモニターデータをこの cmon を使用して見ることができる。異常な値をアラート表示(赤塗の部分)することができるようになっている。

降していた。

5.3.5 フライト中発生した TOF-PMT の問題

BESS-Polar II 測定器に搭載した TOF カウンターの PMT は、フライト期間中その一部が使用不能、もしくは挙動が不安定になるといった問題が起こった。PMT に問題が生じた時は測定器の性能が低下しないようただちに地上から操作を行い、次の様な対策を取った。

5.3.6 問題の起こった TOF-PMT への対処

フライト中に問題の起こった PMT には、以下の内から適切な対処を選択して行った。

スレッシュホールドの変更

シングルレートが増加した PMT について、TDC のスレッシュホールドを上げて適切なシングルレートに収まる様に設定した。通常のスレッシュホールドは 10mV である。粒子がシンチレータに入射した時に発生した光子は、その後 PMT の光電面に届くま

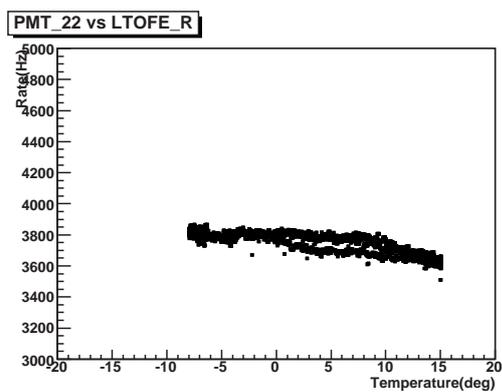
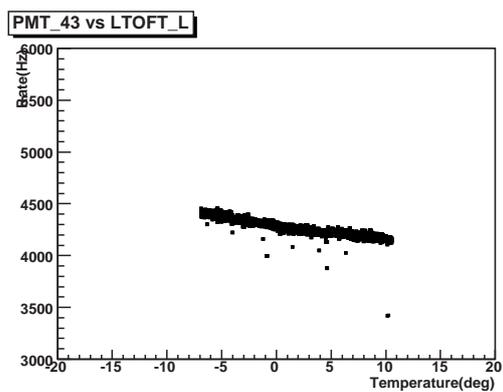
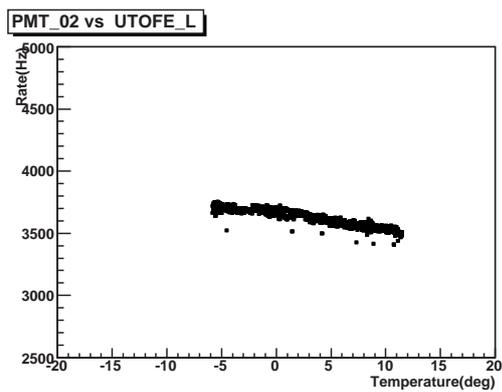
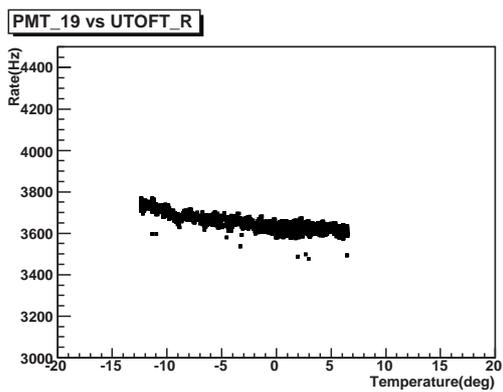


図 5.13: TOF の温度と TOF-PMT のシングルレートの関係
 右下がりの傾向が見られ、低温環境の方がシングルレートが上昇していることがわかる。

でシンチレータの中を通る距離と共に減衰していく。このため、スレッシュホールドを上げると PMT から遠い位置に入射した粒子による PMT のシグナルを取り落としてしまう可能性がある。しかし、今回の TOF カウンターでは通常の PMT の動作電圧でシンチレータに MIP(Mnimum Ionizing Particles) が入射したときに 850mV 程度の波高のパルスが出るように設定している。この為スレッシュホールドを 40mV に設定しても、十分にシグナルを取ることが可能である。

トリガーマスク

TOF カウンターでは、パドル状シンチレータ両端の PMT 両方のシグナルのコインシデンスで、そのパドルにヒットがあったとみなす。スレッシュホールドをあげた PMT に対しては常時信号が ON になるように設定を行い、反対側の PMT の信号のみでヒットとみなすようにトリガーロジックにマスクを施した。これによりスレッシュホールドを上げたことによる検出効率の低下を防いだ。1つの PMT のシグナルのみでパドルのヒットを判別するためその PMT のノイズパルスなどもヒットとしてカウントしてしまうが、これは解析時に上部と下部の TOF にヒットのあるイベントを選ぶ様にすることで除外することができる。なお、PMT のシグナルの TDC、QDC による読み出しは、トリガーマスクをかけられたあとも引き続き行われる。

印加電圧を切る

PMT の印加電圧を切り、一切使用しない。印加電圧を切った PMT にはトリガーマスクをかける。

5.3.7 フライト中の TOF-PMT オペレーション

フライト開始後、打ち上げ直後の測定器の上昇中にいくつかの PMT のシングルレートが不安定になり、そのうちの PMT_14 と 30 の HV Controller が制御不能となった。この2つの PMT については、すぐに地上から印加電圧を切る操作をおこなった。これら2つの PMT は、すぐにトリガーロジックから外した。その後フライト中に非常にノイジーになった PMT_4、13、18、23、25、27、39 については TDC のスレッシュホールドを上げてシングルレートを落ち着かせ、さらにトリガーロジックからも外すという対処を行った。また、PMT_13 もノイジーになったが、同じシンチレータパドルの読み出し用の PMT_14 が既に使用不能になっていたため、スレッシュホールドを上げてシングルレートを落ち着かせるのみでトリガーロジックからは外さずに使用を続けた。その後、PMT_4、13、23、27、33 は挙動が安定したため、スレッシュホールドを元に戻し再びトリガーロジックに組み込んだものの、PMT_27 は再び不安定な挙動を示した為、再度スレッシュホールドを上げトリガーロジックから外した。フライト中の TOF-PMT のオペレーションの流れは、表 5.1 の通りである。また、今回フライト中に問題の起こった TOF-PMT の、動作試験時の履歴を表 5.2 にまとめた。

今回問題の起こった TOF-PMT については、気密容器への封入の際のスペックや、動作試験時の挙動について、特徴的なものは無かった。

表 5.1: フライト中 TOF-PMT に起こった問題とその対処

Date	PMT#	症状	対処
Dec.23	14,30	Dead	-
	14,30	-	Trigger Mask
	14	-	HV-OFF
	13	Noisy	HV-OFF
	13	-	HV-ON
	13,23	Noisy	HV-OFF
	23	Noisy	HV-OFF
Dec.24	39	Noisy	HV-OFF
	18	Noisy	HV-OFF
	13,23	-	HV-ON
	13,18,23,39	Noisy	Threshold UP(12 → 44)
	36	-	Threshold Down(100 → 40)
	30	-	Threshold Down(100 → 12)
Dec.25	4,13,23,39	Noisy	Threshold UP(12 → 44)
	4,25	Noisy	Trigger Mask
	25	Noisy	Threshold UP(12 → 100?)
Dec.28	27	Noisy	HV-OFF
	27	-	HV-ON
	27	-	HV-OFF
	27	-	Trigger Mask
Jan.10	13,23	-	Threshold Down(44 → 12)
	4,27	-	Threshold Down(44 → 18)
	33	-	Threshold UP(12 → 18)
Jan.13	27	Noisy	Threshold UP(18 → 44)

Threshold UP … TDC のスレッシュホールドを上げる (mV)

Threshold DOWN … TDC のスレッシュホールドを下げる (mV)

Trigger Mask … この PMT からのシグナルをトリガーには用いない

Trigger Mask OFF … この PMT からのシグナルをトリガーに用いる

HV-ON … PMT に高電圧を印加する

HV-OFF … PMT の高電圧を切る

5.3.8 TOF-PMT に起こった問題について

フライト中、BESS-Polar II 測定器の TOF-PMT には次の様な 2 つの問題が生じた。ここでは、これらの問題について考察する。

高電圧印加不能

PMT に印加されている電圧と電流のモニターは HV Controller で行う。フライト

表 5.2: 問題の起こった TOF-PMT の動作試験履歴

症状	PMT#	コンプレッション (mm)	光電面の傾き (mm)	20 日後の内圧 (%)	ノイズレートの安定性
HV 制御不能	14	0.37	0.16	94.86	安定
	30	0.41	0.10	98.28	安定
Noisy	4	0.37	0.06	99.10	安定
	13	0.30	0.14	96.52	安定
	18	0.29	0.09	96.52	安定
	23	0.22	0.33	97.47	安定
	25	0.26	0.09	100	安定
	27	0.38	0.28	95.24	安定
	39	0.41	0.10	98.28	安定
インストール平均		0.33	0.19	-	-

中、44 個ある TOF-PMT のうちの 2 つのチャンネル (PMT_14、PMT_30) の印加電圧のモニター値が、突然通常の動作電圧を多きく越える 2kV を示した。このため、この 2 つのチャンネルにかかっている高電圧を切る作業を行ったが、その後も依然としてモニターの値は 2kV を示したままであった。以降、これらの PMT の印加電圧と電流のモニター値がまったく変動しないことと、正常に動作をしていると思われるシングルレートモニターの値が 0Hz を指していたことから、これらの PMT の印加電圧を切る作業は成功したと思われる。この 2 つの PMT については、印加電圧の状態のモニターが不可能なため、以降の使用は断念した。この問題は、大量の宇宙線粒子が TOF カウンターに入射されたことで、一時的に PMT が大きなカレントを引くなどして、モニターに規格外のカレントが流れたためにモニター及び HV Controller がダメージを受けた可能性があるが、HV コントローラーが単独で故障した可能性もあり、現状ではまだ原因はわかっていない。

シングルレートの急激な上昇

フライト中、7 つの PMT (PMT_4、13、18、23、25、27、39) のシングルレートが図 5.14 の様に急激に大きくなるという問題が発生した。これらの PMT については、前述の通りスレッシュホールドを上げた。このような、しばらく高電圧を印加して使用する事で突然レートが上昇して PMT がノイジーになるという現象は、動作試験時にも見られた。

BESS-Polar II 測定器の TOF カウンターの PMT では上記の様な問題が起こったが、これらの問題は全て BESS-Polar I 測定器の TOF カウンターの PMT で起こった高電圧の放電というものとは異なるものである。また、今回起こった主な問題であるシングルレートの上昇という問題については、前述したようにスレッシュホールドを変更するという対策を取ることによって対処することができた。

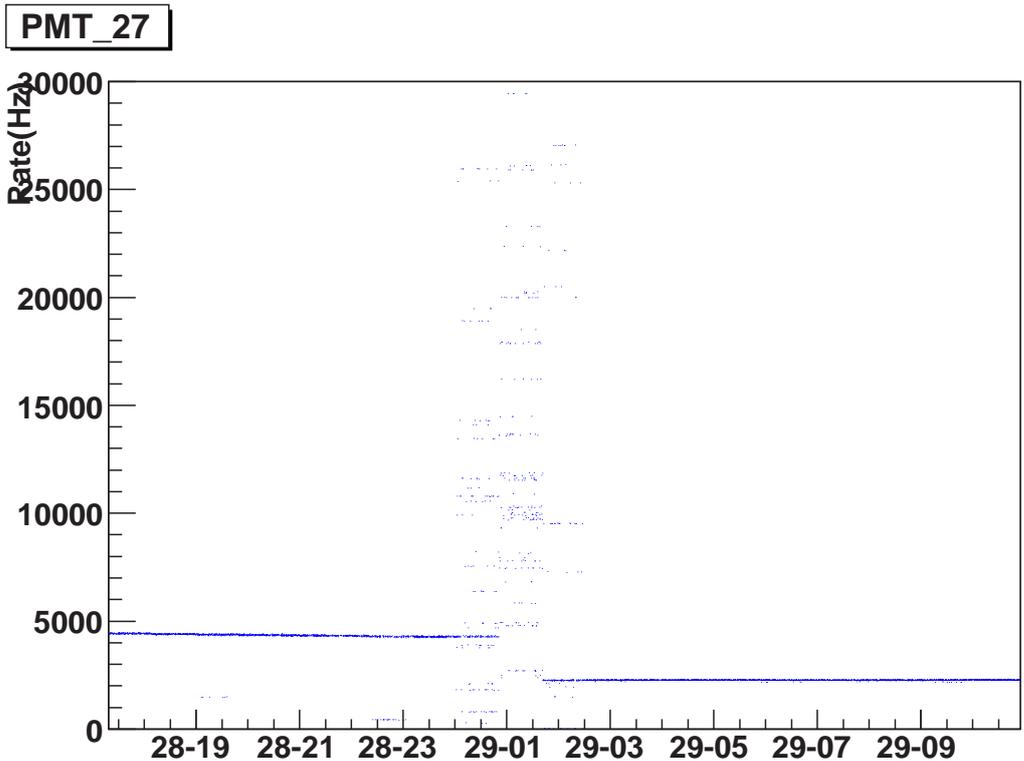


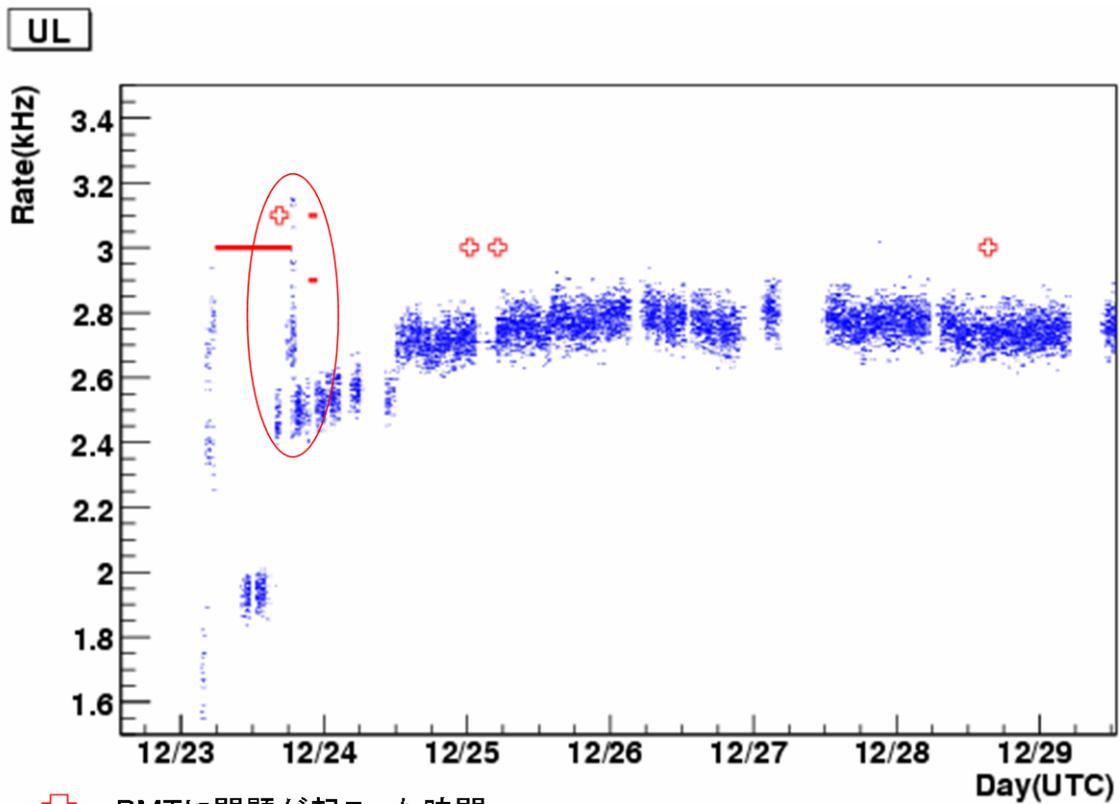
図 5.14: フライト中急上昇した PMT のシングルレート

突然シングルレートが急上昇 (図の中央部) したので、この PMT のスレッシュホールドの値を上げたところ、図の右側の様に落ち着いた。このことから、波高の小さいノイズパルスが大きく増加していた事がわかる。

以降では、フライト中に PMT のシングルレートに異常が起こった時の環境について考える。

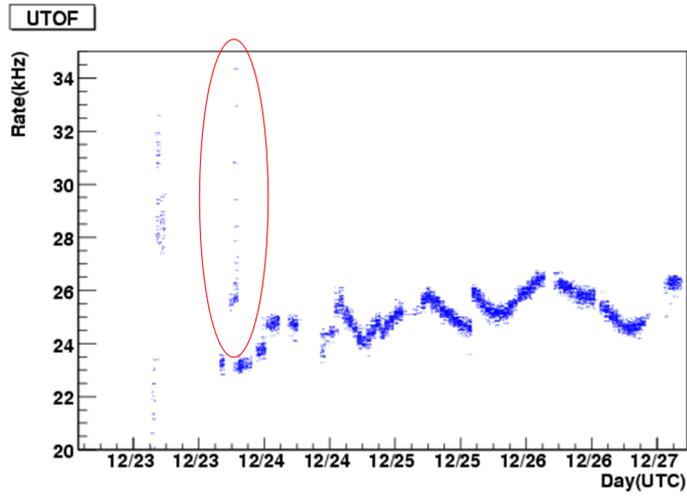
5.3.9 シングルレートの異常時の宇宙線イベント

上下の TOF のコインデンスレートと PMT に異常の起きたタイミングを比較する [図 5.15] と、赤丸の付近でレートが上昇している付近に集中して PMT に問題が起こっている様に見え、そうであれば宇宙線量の増加による高頻度のシンチレーション光によって、いくつかの PMT に不調が起きたとも考えられる。しかしこの時の上 TOF [図 5.16]、MTOF [図 5.17]、下 TOF [図 5.18] それぞれのレートを見ると、レートが上昇しているのは上 TOF のみであり、それ以外は特に変化が見られない。この上 TOF のレートの上昇は、この前後の TOF-PMT に対する操作を確認したところ、HV Contoroller の異常により使用が不可能になり、既にトリガーマスクを掛けていた PMT_14 と同じパドルに取り付けられている PMT_13 がノイジーになったためであることが分かった。前述の様に PMT にトリガーマスクを設定すると、その PMT は常にビットが立っているとして扱い、対となっている PMT のみでそのパドルのヒットを出す。このため、既にトリガーマスクを掛けていた

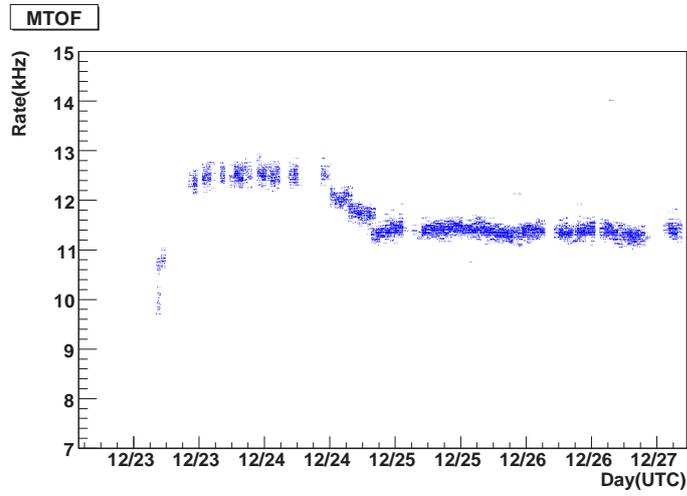


- ⊕ : PMTに問題が起こった時間
- : PMTに問題が起こった時間の範囲(データの欠落により、正確な時間は不明)

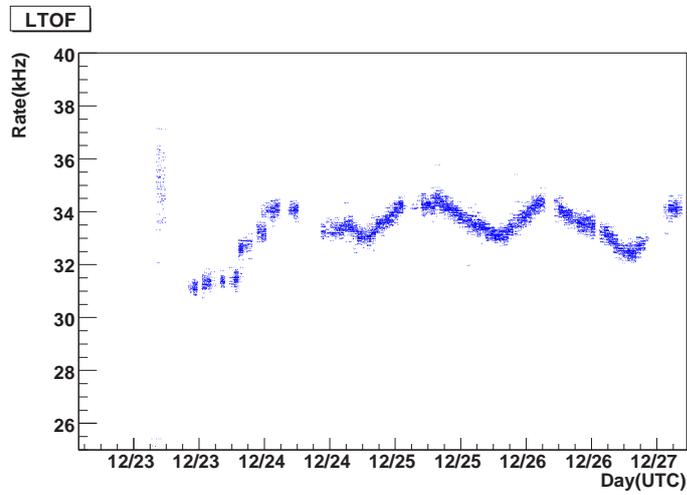
図 5.15: PMT のシングルレートが急上昇した時の上下 TOF のコインシデンスレート
 コインシデンスレートが上昇した付近で、PMT に異常が起きている



☒ 5.16: 上 TOF のコインシデンスレート



☒ 5.17: Middle-TOF のコインシデンスレート



☒ 5.18: 下 TOF のコインシデンスレート

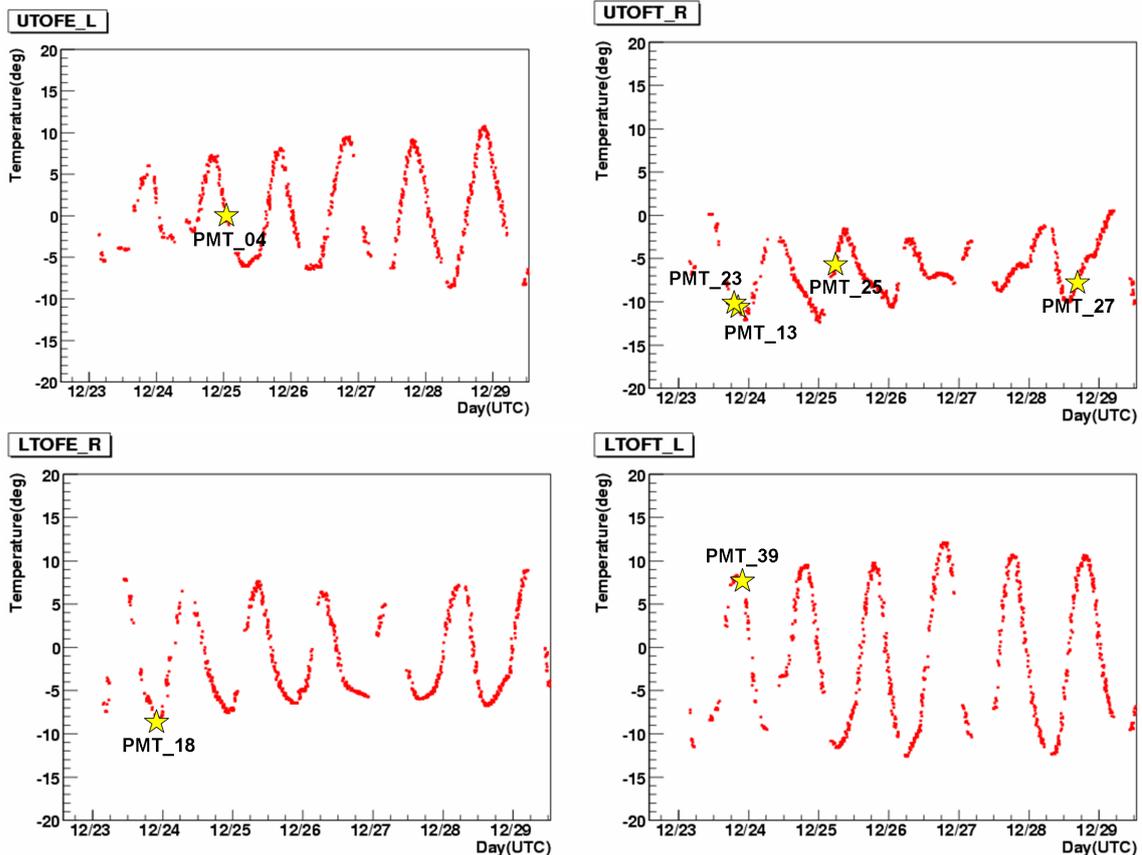


図 5.19: TOF-PMT のシングルレートが上昇した時の温度環境
PMT_39 以外は、0 以下の低温環境で起こっていることがわかる。

PMT_14 と対になっている PMT_13 のレートが急上昇したのが、そのままトリガーレートとして反映されたものと考えられる。これは、すぐに PMT_13 のスレッシュホールドを上げて対処を取ったのに伴い収まっている。

以上より、図 5.15 でのコインシデンスレートの上昇はその直前に生じた PMT_13 のシングルレートの上昇に伴うもので、実際に宇宙量が増加してはいないことが分かった。

5.3.10 シングルレートの異常時の温度環境

次に、PMT に異常が起こったタイミングとその時の温度環境を図 5.19 に示す。図 5.19 を見ると、PMT_39 を除いて、0 以下の低温環境で、シングルレートに異常が起こっていた事がわかる。ここで、10 付近の高い温度で異常が起こった PMT_39 のシングルレート [図 5.20] を見ると、スレッシュホールドを上げた後 (緑の円で囲んだ部分) もそのレートが不安定であることから、環境による影響とは関係無くこの PMT の挙動が不安定であると考えられる。さらにフライト前の Compatibility Test では、南極で測定器を屋外 (-5 以下) に出して測定器の試験を行ったところ 1 つの PMT に異常が見られた。これらを見ると、PMT のシングルレートの異常は低温環境に依ると考えられる。しかし、図 5.19 での PMT_4、25、27 では、異常が起こる以前により低温環境に置かれた事があるにも関わ

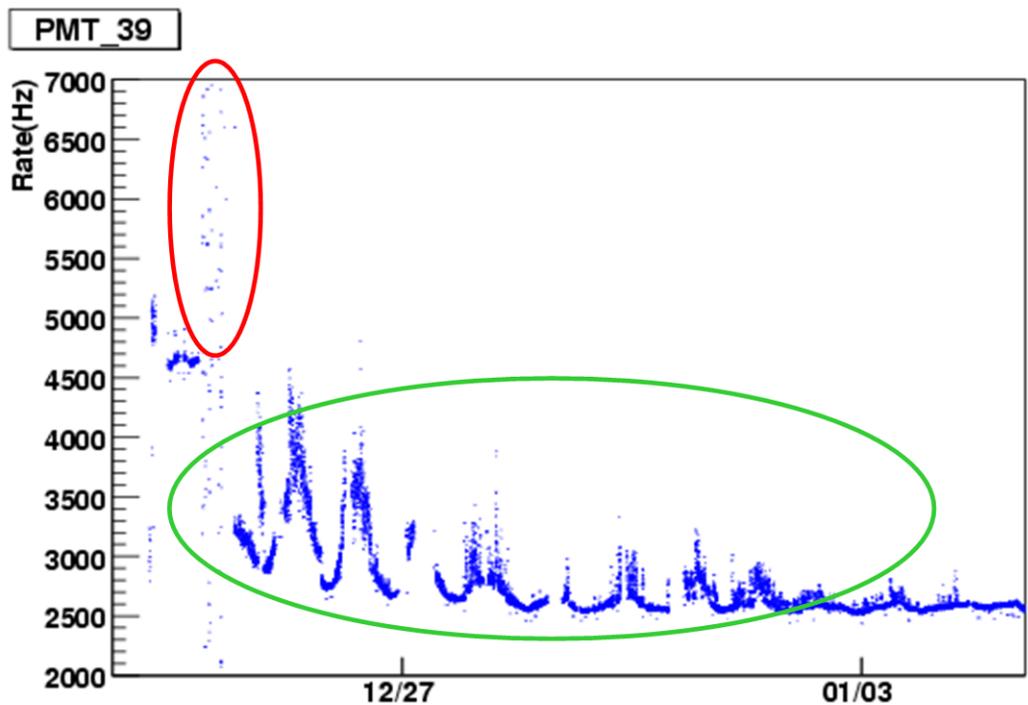


図 5.20: PMT.39 のシングルレート

シングルレートが急上昇 (赤丸部) した後、スレッシュホールドを上げたことで全体的なレートは下がっている (緑丸部) が、その変動は激しく安定していない。

らずその時点では異常が起きていない事から、どのようにしてPMTに異常が起こったのかを今後より詳細に理解する必要がある。

5.3.11 地上における環境試験でのPMTの異常との比較

BESS-Polar II フライトで使用した TOF-PMT は、3章で述べたように事前に低温低圧環境下での動作試験を行い、その結果安定して動作したPMTから選出したのにも関わらずその一部に前述のような問題が発生した。ここでは、動作試験で見られたPMTの異常とフライト中に起きたPMTの異常から、今回行った動作試験でフライト中に起こったPMTの問題を発見できなかったことについて考える。

動作試験で見られたPMTの異常

動作試験では、フライトで見られた様な使用中に突然動作が不安定になったPMTは2つあった。

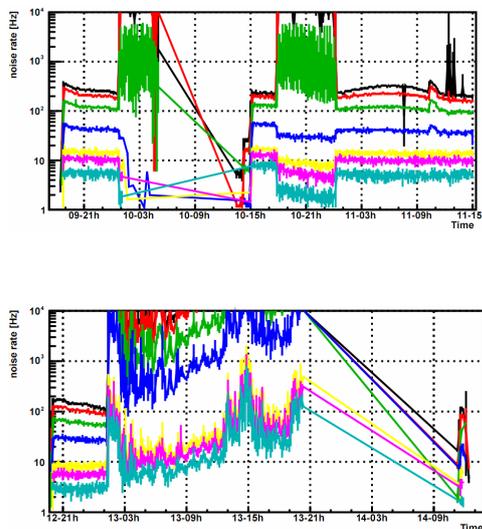


図 5.21: 動作試験時に突然挙動が不安定になったPMT

これらの問題が起こった時の温度は、どちらも10以上であった

。フライト中に起きたPMTの問題は、低温という環境に大きく影響を受けたと考えられる。しかし、動作試験時に異常が起こったPMTについては、動作が不安定になった時の温度環境はいずれも10~20であり、低温環境に起因すると考えられるものは無かった。さらにPMTのレートに起きた問題の状況を比較すると、フライト中に問題の起きたPMTでは、前述したようにスレッシュホールドを少し上げる事でそのレートを抑える事ができた。これより、主に波高の小さいパルスのレートが増加したと考えられる。これに対して動作試験で挙動が不安定になった2つのPMTのレート [図 5.21] を見ると、上図では低スレッシュホールドのレートが増加し、高スレッシュホールドのレートが減少している。また、下図では全てのスレッシュホールドのレートが増加している。このように、起因すると思われる環境や異常の状況が異なるため、動作試験とフライトでのPMTの異常は同一の現象ではないと考えられる。

動作試験とPMTの違い

フライト中、低温によって動作が不安定になったと考えられる7個のPMTのうち、半数の3個が打ち上げ後2日以内に起きている。このことから、動作試験時にフライトと同じ問題がPMTに起きた場合、その一部は試験でも見つけることができた可能性が高い。

表 5.3: 動作試験とフライトでの PMT とその周囲の状況の違い

	動作試験	フライト
期間	2 日間	24.5 日間
光電面への入射光の有無	遮光した環境下に PMT を置いて実施	シンチレータからの光子を受ける
エレクトロニクス (DAQ、HV Controller) の違い	フライト時とは異なる機器を用い それらの機器は常温常圧下に置かれる	全ての機器が低温低圧環境下に置かれる

従って、動作試験では発見できず、フライト時特有の PMT の問題としてシングルレートの異常が発生したと考えられることから、動作試験時とフライト時の PMT 及びその周囲の状況の違いについて考える。

動作試験とフライトについて異なると考えられる点を表 5.3 にまとめる。光電面への入射光の有無については、動作試験は完全に遮光をした環境で行ったのに対し、フライトでは宇宙線によるシンチレータの発光による多数の光子を光電面に受ける。このため、低温環境下で光を受けることによって PMT に問題が起こる場合、今回行った動作試験では見つける事は難しい。

エレクトロニクスに関しては、動作試験は PMT のみを低温低圧環境に置き、高電圧印加用のモジュールや DAQ システムは常温常圧下に置いて行った。また、使用する機器も実際のフライトでのシステムとは異なる。一方フライトでは、PMT、エレクトロニクス共に上空の低温低圧環境下に置かれるため、この環境により PMT ではなくエレクトロニクス側に問題が起きる場合も、今回の動作試験で見つける事は不可能である。

今回、以上の様な問題が起きた一方で、全ての TOF-PMT について Polar I 測定器でみられた様な高電圧の放電という現象は見られなかったことから、本実験の測定器であらたに導入した TOF-PMT 用気密容器は正常に機能したと考えられる。24.5 日間のフライト期間中、低温低圧環境下で PMT の高電圧印加部を低圧環境にさらず事無く、PMT に安定して高電圧を印加しつづけることができた。

5.4 フライト中の ACC-PMT のふるまい

BESS-Polar II フライトにおける ACC-PMT の挙動とそれに対する一連の対応を報告し、PMT に起こった問題について考察する。

5.4.1 BESS-Polar II フライトでの PMT の配置

BESS-Polar II 測定器の ACC-PMT の配置と番号を図 5.22 に示す。

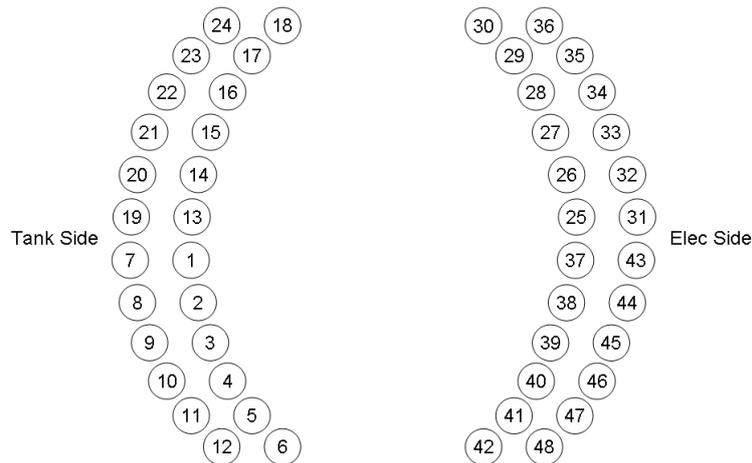


図 5.22: ACC での PMT の配置と番号

5.4.2 フライト中の PMT モニター

TOF カウンター用 PMT と同様、ACC-PMT も c_{mon} を利用して、フライト中の状況をモニターすることができる。ACC-PMT についてモニターできる情報は、

- 印加電圧、電流

である。

5.4.3 フライト中の ACC-PMT のオペレーション

BESS-Polar II 測定器に搭載した ACC-PMT では、フライト期間中その一部に問題が起こった。PMT_13、30 の二つが過電流を引き、動作が不安定になった。これらは一度印加電圧を切った後、ゲインが 1/2 に相当する Low Gain HV をかけたところ、PMT_13 は安定した動作が確認できたのでその状態で使用したが、PMT_30 は再び過電流を引き状態が不安定であったため、印加電圧を切って使用を断念した。

また、PMT_24 は、印加電圧と電流に異常はないものの、シグナルに異常が見られた。フライト中の ACC-PMT のオペレーションの流れは、表 5.4 の通りである。フライト中に問題の起きた ACC-PMT の動作試験時の履歴を表 5.5 にまとめた。

表 5.4: フライト中 ACC-PMT に起こった問題とその対処

Date/Time	PMT#	症状	対処
-	13,30	過電流	HV-OFF
-	13,30	-	Low Gain HV-ON
-	30	過電流	HV-OFF

履歴を確認したところ、PMT13 は試験時に気密漏れを起こしたものであった。これは、低温低圧動作試験によるセレクションを経た PMT について、測定器に組み込む際にノイ

表 5.5: 問題のあった ACC-PMT の動作試験履歴

症状	PMT#	20 日後の内圧 [%]	ノイズレート
過電流	13	24.45	安定
	30	94.62	安定
シグナル異常	24	100	安定

ズが大きく使用不能と判断されたものが出たことから、動作試験によって使用しないことにしたのも、一部使わざるを得なくなった為使用したものである。

5.4.4 ACC-PMT に起こった問題について

今回のフライトで起こった 2 種類の ACC-PMT の問題について、その原因を考察する。

シグナル読み出しの異常

フライト中のデータを確認すると、ACC-PMT のうち PMT_24 が、QDC に Pedestal しが入っていないことが時々あるという問題があった。電圧の印加は正常にできていたことから、気密漏れによる高電圧印加部の不具合等が生じたとは考えにくく、PMT 自体は正常に動作していたと考えられる。時々データの取れる時もあることから、この PMT あるいはエレクトロニクスのシグナルケーブルの配線がどこかで接触不良を起こしたと考えられる。

電流の上昇 (過電流)

フライト中、PMT_13 と 30 の 2 つの ACC-PMT が、通常 $40\mu\text{A}$ 程度である電流値が $100\mu\text{A}$ 程度まで急激に上昇した。共に一度電圧を落とした後再び電圧を印加したところ、PMT_13 についてはゲインが $1/2$ となる電圧をかけることでその後も続けて使用することができたが、PMT_30 は再び電流が上昇し安定しなかった為、使用を断念した。

5.4.5 気密容器の気密漏れの可能性

前述したように、ACC-PMT も低温低圧環境対策としてアルミニウム製気密容器に封入して使用している。ここで、今回 ACC-PMT に起きた問題が、電流値が急激に大きくなり印加電圧が不安定になるという BESS-Polar I 実験で起こった TOF-PMT の問題に似た状況であったことから、これらの PMT の気密容器の気密漏れと、それによる真空放電の可能性について考える。まず、試験時に気密漏れを起こしており、実際のフライト時に電流が不安定になった PMT_13 について、その気密性能が試験時とフライト時で同等であったと仮定し、フライト中問題が発生した時点での気密容器内の圧力を動作試験の結果から推定する。試験の結果では、この PMT の 20 日後の推定残存圧力は、24.45%であった。試験を行った時のガス置換では気密容器の内圧を約 1.13atm で加圧し、約 0.005atm

の環境下で試験を行ったことから、この気密容器は、およそ 1.125atm の差圧で、リークレートが約 3.78%/day であると推定できる。実際のフライトで使用するために改めてガス置換を行ったのは、07年6月7日で、その際の乾燥窒素充填後の気密容器内圧は 1.09atm であった。その時点から 12月末のフライトまで約 200 日間、常圧下 (1atm) に置かれたとして、さらにリークレートが差圧に比例すると仮定すると、フライト直前の時点で気密容器内の圧力が

$$100[\%] - \frac{(1.09 - 1)}{1.125} \times 3.78[\%/day] \times 200[days] = 39.52[\%] \quad (5.1)$$

となるので、すでにフライト前の時点で常圧になっていたと考えられる。ここからフライトが始まり、PMT に異常が発生するまでの 3.5 日間、0.006atm の環境中に置かれていたとすると減少する圧力は

$$\frac{(1 - 0.006)}{1.13} \times 3.78[\%/day] \times 3.5[days] = 11.64[\%] \quad (5.2)$$

となり、この PMT の気密容器が動作試験時と同等の気密性能で働いていたとすると、この PMT に異常が起こった時点で気密容器内の圧力はまだ 88.36%残っており、995gf/cm² 程度であったと考えられる。(以上の計算では、リークに伴う差圧の変化は無視した。) よって、この PMT の気密容器のフライト時の気密性能が動作試験時と同等であったとすると、フライト中に問題が起こった時点では、放電を起こさず、正常に動作する十分な内圧があったと考えられる。

5.4.6 低圧環境による放電可能性

ここで、パッシェンの法則から気密容器内で PMT の高電圧印加部での放電現象が起こる可能性について考える。パッシェンの法則は、気体の圧力 $p = 10^2 \sim 2400\text{mmHg}$ 、電極間の距離 $d = 5 \times 10^{-4} \sim 20\text{cm}$ 、気体温度 $T = -15 \sim 860$ において成り立つとされており、今回の環境でもパッシェンの法則は適用できる。なお気密容器内では大気圧の減圧に伴う減圧現象しか起こらないと考えられるので、容器内の気体は充填してあった窒素であると考えられる。パッシェンの法則では、放電の起こる火花電圧 V_s と気体の圧力 p と電極間の距離 d の積 pd との間に、

$$V_s \equiv \frac{Bpd}{C + \ln pd} \quad (5.3)$$

の関係がある。ここで、 B と C は気体と電極等に依る変数である。 N_2 では $B = 342$ であることが実験的に知られているので、 C の値を考える。実験的に N_2 の平等電界に置ける最小火花電圧と pd が、 $V_s = 275(\text{V})$ 、 $pd = 0.75$ であることがわかっているため、これらの値を式 5.3 に代入して、 $C \simeq 1.22$ を得る。従って、 N_2 のパッシェン曲線 (V_s と pd の関係) は、

$$V_s = \frac{342pd}{1.22 + \ln pd} \quad (5.4)$$

となる [図 5.23]。

今回問題が起きた PMT_13 と 30 に印加していた動作電圧は、それぞれ 1529V、1662V であった。これを式 5.4 の V_s に代入して対応する pd を求めると、それぞれ 0.3169/18.50

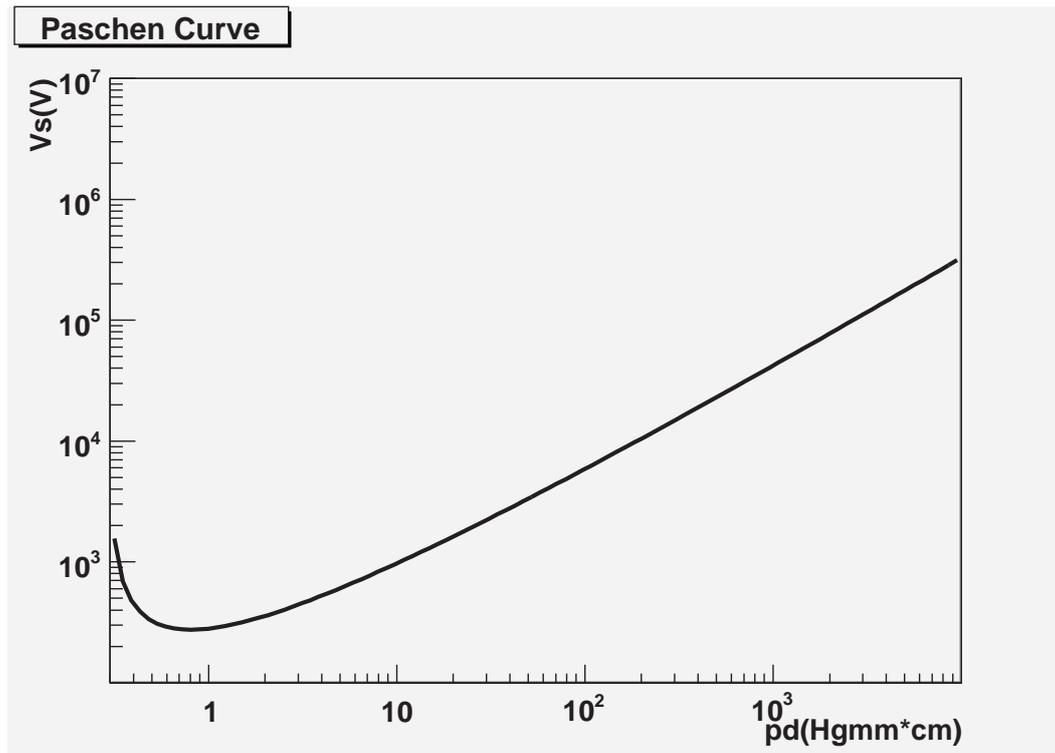


図 5.23: 窒素のパスシェン曲線

PMT#	Vs(V)	pd(mmHg*cm)
13	1529	0.3169
		18.50
30	1662	0.3150
		20.64

と、0.3150/20.64 であった。これより、pd から d を仮定して、放電の起こる圧力 p を考える。今回使用した PMT は、直径数センチの基板上に高電圧印加部もあるため、電極間の距離 d は数 mm ~ 1cm 程度であると考えられる。正確な値はわからないので仮に 5mm であるとする、PMT_13 では、

$$p = \frac{18.50}{0.5} = 37\text{mmHg} (= 50.3\text{gf/cm}^2) \quad (5.5)$$

PMT_30 では、

$$p = \frac{20.64}{0.5} = 42.28\text{mmHg} (= 57.5\text{gf/cm}^2) \quad (5.6)$$

となる。フライト中の残留大気圧が約 6gf/cm² であったことを考えると、仮に気密容器の気密が破れていた場合、減圧される過程で高電圧の放電は十分に起こり得る現象である。

しかし今回、電流値に異常が見られた 2 つの PMT のうち、PMT_13 は印加電圧をゲインが 1/2 となる電圧に落とすことでフライト終了まで安定した動作をした。この時の電圧は 1343V であったので、同様に図 5.23 のパスシェン曲線から pd を求めると 0.203/15.56

であった。これより、

$$p = \frac{15.56}{0.5} = 31.12\text{mmHg} (= 42.3\text{gf/cm}^2) \quad (5.7)$$

となる。これより、下げた電圧でも約 6gf/cm^2 の環境ではその減圧過程で放電を起こす可能性があることがわかる。従って、この電圧で最後まで使用できた PMT_13 については、気密容器の気密が破れてはならず別の問題であると考えられる。

5.4.7 気密性能の劣化

今回高電圧異常の問題が起きた PMT_30 は試験時には十分な気密性能を有しており、もうひとつの試験時に気密漏れを起こしていた PMT_13 についても、試験時と同等の気密性能を有していたとすれば、フライト中に問題が起こった時点では、まだ容器の内圧が $993\text{gf/cm}^2 (\gg 50.3\text{gf/cm}^2)$ であり、問題がなかったと考えられることから、仮にこれらの PMT(特に PMT_30) の問題の原因が気密漏れであるとした場合、その気密性能が動作試験時に比べて劣化したと考えなくてはならない。ここでは、気密容器の気密性能が動作試験後に悪くなることについて考える。気密性能が劣化することについて考えられる可能性は、

- 真空シール部の劣化
- ガス置換時の急激な加減圧

などが考えられる。真空シール部の劣化については、PMT の動作試験を行ってから実際のフライトまでの期間が約半年と長く、その間に O-Ring や、塗ってあるシリコングリスの劣化等が起こった可能性がある。もしくは、上空の低温環境においてシリコングリスの変質や、O-ring の変形が起こった可能性がある。

次に、ガス置換時の加減圧については、気密容器内部のガスを乾燥窒素に置換する際には一度内部の空気を抜いた上で常圧以上の乾燥窒素を封入するという作業を行う。このため、気密容器と内部の PMT は急激な加減圧を受けることになる。これに伴い、外圧との差圧から気密容器内部で PMT が一時的に大きな力を受けることになり、これにより光電面での O-Ring シール性能が悪くなった可能性が考えられる。

5.5 BESS-Polar II フライトにおける TOF カウンターの状況

BESS-Polar II 測定器での TOF カウンターでは、一部の PMT に不具合が生じたもののその他の大部分の PMT は正常に動作し、非常に良い性能を維持することができた。TOF カウンターは、Upper TOF、Lower TOF がそれぞれ 10 本、12 本のパドル状のシンチレータから構成されており、それぞれのパドルの両端に図 5.24 の様に PMT が取り付けられる。



図 5.24: シンチレータパドルの両端に取り付けられた PMT

各 PMT のパドル上の配置は、

Upper TOF	Lower TOF
2 ————— 1	44 ————— 43
4 ————— 3	42 ————— 41
6 ————— 5	40 ————— 39
8 ————— 7	38 ————— 37
10 ————— 9	36 ————— 35
12 ————— 11	34 ————— 33
14 ————— 13	32 ————— 31
16 ————— 15	30 ————— 29
18 ————— 17	28 ————— 27
20 ————— 19	26 ————— 25
	24 ————— 23
	22 ————— 21

のようになっている。青塗のものが今回使用不能になった PMT、黄塗のものが、トリガーには使用しなかったものである。図 5.25 に、BESS-Polar II 測定器の TOF Counter における各シンチレータパドルの状況を示す。BESS-Polar I 測定器の TOF カウンターでは、18 個の PMT が完全に使用不能になった。両側の PMT が使用不能になり、使用ができ

なくなったパドルも複数あった。しかし、今回の BESS-Polar II 測定器では同じパドルの両側の PMT が使用不能になるといったことは無かった。さらに、一部の問題の起こった PMT についても、トリガーに使用せずそのパドルを片方の PMT のシグナルのみでヒットを見るようにするという対策を取ることで、測定器の性能低下を抑えた。さらに、問題の起きた PMT も電圧印加自体は可能なので、それらの PMT からのデータは引き続き取得でき、解析時に使用できる。これらのことから、本実験では TOF カウンターとしてのアクセプタンスの低下は無かったと言える。これは、BESS-Polar I 測定器では TOF カウンターのアクセプタンスが 40% 低下した (上下どちらかは両読みとした場合) のに比べると非常に大きな改善であり、BESS-Polar II 実験ではより大統計量の宇宙線イベントを収集することができた。

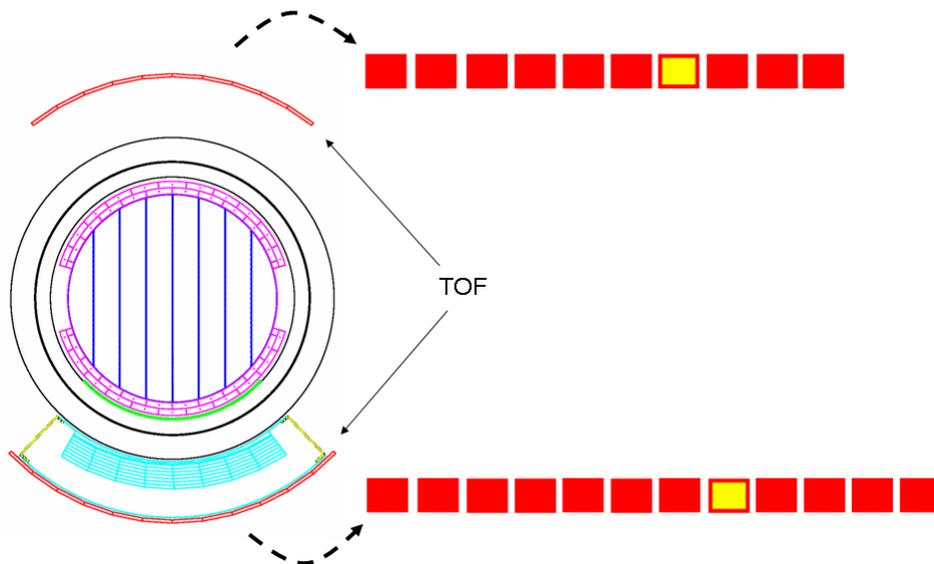


図 5.25: BESS-Polar II 測定器での TOF カウンター。
赤塗 … 完全な両側読み出し、黄塗 … 片側の PMT-OFF となったパドルを示す。

5.6 まとめ

低温低圧動作試験を経て選出した TOF-PMT を測定器に搭載し、BESS-Polar II 実験を行った。フライト中 TOF-PMT の置かれた環境は、フライトモニターより

- 温度：-15 ~ 15
- 圧力：6gf/cm²

であったことが分かった。これは、BESS-Polar I 実験時と大きな違いは無く、低温低圧動作試験時に再現した環境の範囲内であった。

フライト中 TOF-PMT については、電圧、電流、シングルレートの 3 つのデータをモニターした。これらのモニターデータから、TOF-PMT の大部分では大きな問題は発生せず安定して動作をしたことが確認できた。しかし一方で一部の PMT に問題が発生し、今後に課題を残した。今回、問題の起きた PMT は、

- 高電圧印加不能 ×2
- 不安定な(シングルレートの)挙動 ×7

の計9個であった。高電圧印加が不可能になったものは、原因として電圧印加用のモジュールの故障などが考えられる。これらのPMTは高電圧を印加することが不可能になったため、その後の使用は断念した。次に、シングルレートの挙動が不安定になったものは、その異常が起こった時期と温度環境に相関が見られた。いずれのPMTも、0以下の低温環境で異常が起こっており、今回これらのPMTには低温環境に起因する不具合が起こった可能性が考えられる。しかし現状ではまだこれらについては詳細に確認できていない点が多く、なにが起こったのかを今後調べる必要がある。

一方で、3章で行った動作試験時と、フライト時に起きたPMTの異常には、同じであると思われるものは無かった。これは、低温低圧環境動作試験は前述の環境も含めて正しく行われ、その試験で見つけられ得る問題の有るPMTを確実に洗いだし、フライトに使用するPMTを正しく選出することができたと言える。今回、フライト中に異常が起こったPMTを動作試験で見つける事ができなかったことについての反省としては、試験環境をよりフライト環境に近づけることで可能となると考えられる。DAQシステムを含めたシステム全体が低温低圧環境下に置かれる気球実験に向けての事前試験としては、すべての要素を実際のフライト時と同様にすることは非常に困難ではあるが、今回行ったPMT試験については、低温低圧環境でPMTの挙動を見る際に光電面に実際の使用時に受ける程度の光子を入射してその挙動を見るようなセットアップは構築可能である。

本実験におけるTOF-PMTでは、HV Controllerの異常によると考えられる2つ以外には電圧印加が不可能になったPMTは無く、Polar I実験のTOFカウンターのPMTで起こったような、低温低圧環境に起因すると考えられる高電圧の放電というようなPMTの不具合は発生しなかった。このことから、本実験でTOF-PMTの低温低圧環境対策として新たに導入され、今回の低温低圧環境試験によるセレクションを経て使用したPMT用のアルミニウム製気密容器が設計、評価通り機能したことがわかる。Polar I測定器のTOFカウンターでは、電圧印加が不可能になったPMTが18個あったのに対して、今回は2個であり、結果としてPolar II測定器では、TOFカウンター自体の性能低下もほとんど無かった。

フライトでは、その動作が不安定になったTOF-PMTは、地上から速やかに

- スレッシュホールドを変更する
- トリガーに使用しない

といった対処をとった。これらの結果、PMTの問題によるTOFカウンター自体の性能への影響を最小限に抑えることができ、BESS-Polar I実験で40%低下したアクセプタンスを、BESS-Polar II測定器では低下させること無く、維持することができた。

また、同じく低温低圧動作試験を経て、ACCに搭載されたACC-PMTでは、

- 電流が不安定になり、使用不能 ×1

- 電流が不安定になり、ゲインを 1/2 に落として使用 ×1
- シグナル読み出しの不調 ×1

という問題が確認されている。過電流を引いて使用不能になった PMT については、アルミニウム製気密容器が予定通り働かなかった可能性もあり、今後原因の追求をする必要がある。また、シグナルがうまく読み出せなくなった PMT に関しては、印加電圧と電流には問題は見られず、PMT は正常に動作していたと思われる。これらのうち、ゲインを落として使用できた PMT とシグナル読み出しが不調であった PMT については、PMT のシグナルを見ることができた部分のデータについては解析に利用することができる。ACC では、これらの 3 個を除く、他の PMT は問題なく安定して正常に動作した。

第6章 まとめ

BESS-Polar II 測定器の Time Of Flight カウンターに使用する PMT の低温低圧環境対策として、新たにアルミニウム製の気密容器を導入した。この導入にあたって、アルミニウム製気密容器の開発と PMT の気密容器への封入の手順を確立を行った。さらに、気密容器に封入した TOF-PMT と、同じく気密容器に封入して使用する ACC-PMT について、実際のフライト環境を再現できるセットアップを構築して動作試験をすることで、低温低圧環境下で気密容器と PMT が安定的に動作することを確認し、その結果からフライトに使用する PMT の選別を行った。

気密容器の開発、封入手順確立と低温低圧動作試験

気密容器への TOF-PMT の封入手順を最適化することで、

- 気密容器の内圧と、外圧との差圧による容器内部での PMT の動きを抑える
- 気密容器内での PMT の傾きを小さくする

ことができた。これにより、TOF-PMT を安全にライトガイドに設置して使用する事が可能になり、また、安定した気密性能を実現することができた。

さらに、PMT の気密容器への封入手順を確立することにより、大量の PMT を均一な質で気密容器に封入することができた。

これらの TOF-PMT と、ACC-PMT について、フライト環境を再現しての気密容器と PMT の低温低圧動作試験を行った。この試験では、約 $5\text{gf}/\text{cm}^2$ の低温環境下で $-30 \sim 30$ の温度サイクルをかけ、この環境下において

- 気密容器の気密性能の評価
- PMT の動作の安定性の評価

を行った。この2つの評価から、フライトに使用する PMT を選出した。

こうして選出した PMT を搭載した測定器を用い、2007年12月から2008年1月にかけて BESS-Polar II 実験を行った。搭載された PMT は、その大部分が正常に動作した。

BESS-PolarII フライトにおける PMT について

BESS-Polar II 実験でのモニターデータから、フライト中 TOF-PMT は、

- 温度環境 約-15 ~ 15 のサイクル
- 圧力環境 6gf/cm²

という環境に置かれていたことがわかった。

フライト中には、TOF 用、ACC 用共にいくつかの PMT に問題が発生した。問題の起こった PMT は、TOF-PMT では、

- 電圧印加不可 ×2
- 拳動が不安定になったもの ×7

ACC-PMT では、

- 電流値が不安定になったもの ×2
- シグナル読み出しが不調 ×1

というものであった。

BESS-Polar II 実験における TOF カウンターの PMT では、Polar I 実験で起きたような低温環境に起因する放電といった問題は起きなかった。これより、このたび導入したアルミニウム製気密容器が設計通り機能した事と、さらに今回行った PMT の低温低圧環境動作試験において、フライト環境を正しく再現して実験に使用する PMT を正しく評価して選出できたと言える。

PMT の大半が安定して動作したことにより、BESS-Polar II 実験の TOF カウンターでは、アクセプタンスの低下はなかった。これは低温低圧下で PMT に異常が起こり、アクセプタンスが 60%減少した BESS-Polar I 実験での TOF カウンターと比べ、大幅な改善である。この結果、BESS 測定器の大きな特徴である、大立体角での宇宙線粒子の観測という利点を損なうこと無く、安定して長時間の観測を行うことができた。

今後は、フライト中動作が不安定になった PMT の原因の究明を行い、その為の対処法、低温低圧環境下でより安定した PMT の動作を実現できる対策を考える必要がある。

謝辞

指導教官の川越清以教授には、本論文の執筆にあたり監督的立場から御指導いただき大変お世話になりました。どうもありがとうございました。

実験の物理的意義や、本研究を進めるにあたっての研究の進め方から実験技術に至るまで、様々な事柄に対して広く御指導、助言をしてくださり、さらには貴重な経験をさせてくださった山本明教授¹、吉村浩司助教授¹に深く感謝致します。

また、PMT 動作試験を行うにあたってハードウェア、ソフトウェアのシステム構築から本試験まで、広く御協力いただき、様々な助言をしてくださった折戸玲子氏と、物理知識から本論文執筆まで、幅広く親切丁寧な御指導をしてくださいました長谷川雅也氏¹に深く感謝致します。

研究生生活において、松田晋弥氏¹、坂井賢一氏²、堀越篤氏³、篠田遼子氏²、楠本彬氏には、多くの御指導、助言をしていただきました。本当にどうもありがとうございました。フライト中のデータモニターの際には佐々木誠氏⁴に大変御世話になりました。どうもありがとうございました。

また、本実験に参加する機会を与えてくださった野崎光昭教授¹に深く感謝致します。

さらに、出張に際して、数多くの事務処理等をしていただいた小瀧恵美子¹さん、横山有美さんには大変御世話になりました。深くお礼を申し上げます。

最後になりましたが、神戸大学の粒子物理研究室のみなさんにもお礼申し上げます。どうもありがとうございました。

¹高エネルギー加速器研究機構 (KEK)

²東京大学

³大阪大学

⁴Goddard Space Flight Center/National Aeronautics and Space Administration

関連図書

- [1] 松田晋弥 (2006) Measurement of cosmic-ray low-energy antiproton flux in a long duration flight over Antarctica 東京大学 博士学位論文
- [2] 浜松ホトニクス株式会社 “光電子増倍管 -その基礎と応用- 第2版”
- [3] 長谷川雅也 (2007) 第62回日本物理学会秋季大会
- [4] 松田晋弥 (2006) RESCUE