

超小型衛星 TSUBAME 搭載硬 X 線偏光計用 MAPMT の  
熱設計及び耐振動対策

林 真由美

卒業論文

東京工業大学 理学部 物理学科

2012 年 3 月

## 要旨

河合研究室では、工学部松永研究室と共にガンマ線バースト（GRB）即時硬 X 線偏光観測のための超小型衛星 TSUBAME の開発を行っている。GRB は大変明るい突発的爆発現象であるが、発生予測が困難なため、全天を監視し、検出後すぐさまポインティングを行う機動的な衛星運用が求められる。TSUBAME では、常時半天を監視し GRB の検出・位置決定を行う広視野バーストモニタ（WBM）、小型で高感度な硬 X 線偏光計（HXCP）、及び高速姿勢制御装置であるコントロールモーメントジャイロを用いることで、GRB 検知後 15 秒以内に観測を開始し、年間数個の GRB に対して精度の良い偏光観測が期待できる。HXCP にはマルチアノード光電子増倍管（MAPMT）が搭載される。MAPMT は高機能の光電子増倍管であるが、一方で微細な構造のため振動に弱く、今までの衛星では使用されてこなかった。我々は、衛星搭載のための環境試験とその対策を行うことで、MAPMT を使用した硬 X 線偏光観測を目指す。

本研究では、MAPMT の環境試験とその評価を行った。熱真空試験では、MAPMT に電圧を分割供給するブリーダー基板の温度測定を行った。印加電圧-900V、気圧 1Pa の条件で基板の温度は最大 40℃近くまで上昇し、検出器の動作に影響を及ぼす可能性があることが分かった。また同時に、放電が生じることも判明した。そのため、放熱路の強化と放電対策を行い、その効果を確認した。これらの結果は搭載品に反映される。また、振動対策では、ロケット側からの搭載条件である認定試験（Qualification Test; QT）レベルで振動試験を行った際に MAPMT が一部破損したため、支持機構の改修が必要となった。まず、HXCP 内の内部振動を調べ、それを元に支持機構の改修を行った。この結果、予想されるロケット振動条件の 1.5 倍以上の  $22G_{\text{rms}}$  の加振に耐えることを実証し、QT レベルの加振に耐えることを確認した。さらに、磁気評価として、TSUBAME の姿勢制御装置である磁気トルカからの発生磁場の計算を行い、磁場を遮蔽するために必要なシールドの厚さを見積もり、シミュレーションによる確認を行った。これにより、MAPMT に発生する磁場は 2.75G であり、0.1mm のシールドがあれば十分遮蔽できることが分かった。

# 目次

<b>第 1 章</b>	<b>はじめに</b>	<b>7</b>
1.1	小型衛星による偏光観測	7
1.2	ガンマ線バースト	7
1.3	ガンマ線バーストの偏光観測	9
1.4	硬 X 線変更観測衛星 TSUBAME	9
1.5	本論文の目的	10
<b>第 2 章</b>	<b>偏光計の原理</b>	<b>12</b>
2.1	コンプトン散乱	12
2.2	コンプトン散乱偏光計	14
<b>第 3 章</b>	<b>硬 X 線偏光計 (HXCP)</b>	<b>17</b>
3.1	概要	17
3.2	構造	18
3.3	マルチアノード光電子増倍管 (MAPMT)	19
<b>第 4 章</b>	<b>ブリーダー基板の温度測定</b>	<b>22</b>
4.1	目的	22
4.2	MAPMT の温度特性	22
4.3	セットアップ	22
4.4	結果	23
4.5	考察	26
4.6	基板の改修	27
4.7	まとめ	27
<b>第 5 章</b>	<b>マルチアノード光電子増倍管の耐振対策</b>	<b>29</b>
5.1	目的	29
5.2	正弦波振動とランダム振動	29
5.3	経緯	30
5.4	第 1 回振動試験	31

5.5	第2回振動試験	34
5.6	MAPMTの支持機構の改良とその検証実験	35
5.7	第3回振動試験	38
5.8	MAPMT振動試験	43
5.9	まとめ	50
<b>第6章</b>	<b>マルチアノード光電子増倍管への磁気影響の見積もり</b>	<b>56</b>
6.1	目的	56
6.2	磁気シールドの厚さの見積もり	56
6.2.1	発生磁場の大きさ	56
6.2.2	磁場とシールドケースの厚さの関係	57
6.3	シミュレーション	59
6.4	まとめ	60
<b>第7章</b>	<b>まとめと今後の対策</b>	<b>64</b>



# 表 目 次

3.1 HXCP に使用するシンチレータの性能 . . . . .	19
5.1 HII-A のランダム振動プロファイル . . . . .	30
5.2 DNEPR の正弦波・ランダム振動プロファイル . . . . .	32
5.3 第3回ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル . . . . .	40
5.4 第3回ランダム（機軸方向）振動プロファイル . . . . .	41

# 目 次

1.1	GRB の想像図 . . . . .	8
1.2	TSUBAME フライトモデル . . . . .	10
1.3	偏光観測のためのミッションシーケンス . . . . .	11
2.1	コンプトン散乱の模式図 . . . . .	12
2.2	偏光光子のコンプトン散乱の模式図 . . . . .	13
2.3	散乱角 $\theta$ に対する散乱断面積の分布 (無偏光) . . . . .	14
2.4	散乱方位角 $\eta$ に対する散乱断面積の分布 (散乱角 $90^\circ$ ) . . . . .	15
2.5	散乱角 $\theta$ に対する偏光度 . . . . .	16
2.6	理想的なコンプトン散乱偏光計 . . . . .	16
3.1	硬 X 線偏光計 (HXCP) . . . . .	17
3.2	HXCP での偏光観測 . . . . .	18
3.3	光電子増倍管の原理 . . . . .	20
3.4	MAPMT の電極構造 . . . . .	20
3.5	MAPMT R8900-M16 MOD-UBA . . . . .	21
4.1	ブリーダー基板の温度測定の様子 . . . . .	23
4.2	ブリーダー基板図と放電箇所 . . . . .	24
4.3	ブリーダー基板の温度変化 . . . . .	24
4.4	ブリーダー基板の温度変化 (放熱路あり) . . . . .	25
4.5	放電の様子 . . . . .	26
4.6	放熱路に伝わる熱量の計算 . . . . .	26
4.7	ブリーダー基板と放熱路 . . . . .	28
5.1	第 1 回振動試験の様子 . . . . .	31
5.2	第 1 回正弦波振動プロファイル . . . . .	32
5.3	第 1 回ランダム振動プロファイル . . . . .	33
5.4	破損した MAPMT . . . . .	33
5.5	HXCP 座標軸 . . . . .	34

5.6	第2回正弦波（機軸直交方向）振動プロファイル	35
5.7	第2回正弦波（機軸方向）振動プロファイル	35
5.8	第2回ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル	36
5.9	第2回ランダム（機軸方向）振動プロファイル	36
5.10	第2回ランダム（機軸直交方向 A）試験結果	37
5.11	第2回ランダム（機軸直交方向 B）試験結果	38
5.12	第2回ランダム（機軸方向）試験結果	39
5.13	MAPMT 支持機構の改良	39
5.14	第3回振動試験での HXCP	40
5.15	第3回正弦波（機軸方向）試験結果	41
5.16	第3回正弦波（機軸直交方向 A）試験結果	42
5.17	第3回正弦波（機軸直交方向 B）試験結果	42
5.18	第3回ランダム（機軸方向）試験結果	43
5.19	第3回ランダム（機軸直交方向 A）試験結果	44
5.22	MAPMT のチャンネル配置	44
5.20	第3回ランダム（機軸直交方向 B）試験結果	45
5.21	シンチレーション光検出のためのセットアップ	45
5.23	MAPMT 支持機構と治具	46
5.24	MAPMT 振動試験正弦波（機軸直交方向）振動プロファイル	47
5.25	MAPMT 振動試験ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル	47
5.26	MAPMT 振動試験正弦波（機軸方向）振動プロファイル	48
5.27	MAPMT 振動試験ランダム（機軸方向）振動プロファイル	48
5.28	MAPMT 振動試験正弦波（機軸直交方向 1）	49
5.29	MAPMT 振動試験正弦波（機軸直交方向 2）	50
5.30	MAPMT 振動試験正弦波（機軸方向 QT）	51
5.31	MAPMT 振動試験ランダム（機軸方向 QT）	51
5.32	MAPMT 振動試験ランダム（機軸直交方向 1）	52
5.33	MAPMT 振動試験ランダム（機軸直交方向 2）	53
5.34	シンチレーション光検出のスペクトル	54
5.35	試験開始前に対する終了後のゲイン比	55
6.1	磁気トルカ中心軸からの距離と磁束密度の関係	57
6.2	R8900 シリーズ光電子増倍管の座標軸	58
6.3	R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性（x 軸）	59

6.4	R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性 (y 軸)	60
6.5	R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性 (z 軸)	61
6.6	磁気シールドケースの遮蔽	61
6.7	端末効果	62
6.8	シールド 1.0mm での MAPMT 周りに発生する磁束密度	62
6.9	シールド 0.1mm での MAPMT 周りに発生する磁束密度	63

# 第1章 はじめに

## 1.1 小型衛星による偏光観測

一般に、天体観測は電波・赤外線・可視光・X線・ガンマ線と様々な波長領域で行われている。観測方法としては、空間構造を映し出す「撮像」、エネルギースペクトルを得る「分光」、放射強度を測定する「測光」、放射の電場の偏りを観測する「偏光」がある。電波～可視光領域ではこれら4つの方法により多くの科学的成果が挙げられているが、X線・ガンマ線では撮像・分光・測光が主であり、偏光観測はあまり行われていない。

そもそも、X線・ガンマ線は大気吸収により地上までは届かないため、地上からの望遠鏡観測などは利用出来ず、衛星や気球などが主な観測手段となる。また、波長が非常に短く、電波～可視光での偏光観測技術が使えない。そのため、検出器の構造は複雑・大型であり消費電力も大きく、製作コストや技術的困難さもあり、これまで偏光観測例は数例しかない。

小型衛星は低予算で短期開発が可能のため、大型衛星とは異なり先端技術を活発に採用できるという利点がある。そこで、我々はアバランシェフォトダイオードとマルチアノード光電子増倍管(MAPMT)を用いた低電力・低コスト・小型な、衛星搭載用偏光計の開発を行っている。この偏光計は超小型衛星TSUBAMEに搭載され、ガンマ線バースト(GRB)の即時偏光観測を行いGRB発生メカニズムに大きな制限をかける。これが本研究の大筋の目的である。

## 1.2 ガンマ線バースト

ガンマ線バースト(Gamma-Ray Burst; GRB)は、宇宙遠方のある一点から膨大な量のエネルギーを持つX線やガンマ線が放射される全天で最も大きな爆発現象である。ガンマ線放射の継続時間は数ミリ秒～数百秒と非常に短い、等方放射を仮定した場合の全放射エネルギーは $\sim 10^{52}$  ergに達し、銀河系の星全てが1年間に放出するエネルギーに匹敵する。

GRBは1960年代にアメリカの核実験監視衛星Velaにより偶然発見されたが、継続時間が非常に短い突発天体であることから長らく謎に包まれていた。1991年に打ち上げられたコンプトンガンマ線観測衛星(Compton Gamma Ray Observatory; CGRO, 1991-2000)に搭載された全天観測装置BATSE(Burst And Transient Source Experiment)により、GRBは全天に等方的に分布し、発生頻度は1日1回程度であることが分かった。

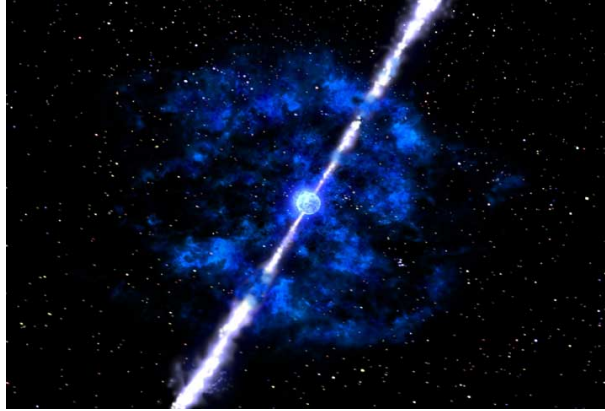


図 1.1: GRB の想像図。宇宙遠方のある一点から膨大な量のエネルギーを持つ X 線やガンマ線がジェット状に放出される。ジェットが視線方向を向いているとき、GRB として観測される。Credit: NASA/SCIENCE PHOTO LIBRARY

その後、イタリアとオランダの衛星 BeppoSAX (1996-2003) による X 線残光の発見以降、GRB 放射機構に関して様々な研究が行われてきた。現在、GRB 放射機構として最も有力なのがファイアーボールモデルである。ファイアーボールモデルでは、大質量星の重力崩壊やブラックホール、中性子星の合体などの何らかの天体現象により  $10^{52}$ erg 程度のエネルギーが生成され、その膨大なエネルギーが Lorentz factor  $\Gamma \geq 100 \sim 1000$  の相対論的ジェットへと変換されて放出される。このジェットは星間物質と相互作用することで減速され順行衝撃波 (forward shock) を形成する。またその後方では、続いてやってくる新たなジェットが先行するジェットと追突することで逆行衝撃波 (reverse shock) が形成される。一般には、forward shock における放射が可視～X 線での残光を、reverse shock における放射がガンマ線のプロンプト放射の起源になっているとされている。ジェットの方向が、観測者の視線方向と一致しているとき、reverse shock により電子が加速されたシンクロトロン放射がガンマ線として観測されると考えられている。

### 1.3 ガンマ線バーストの偏光観測

GRB には中心エンジンは何か、どのようにジェットが形成されるのか、放射メカニズムは何か、など未だ多くの謎がある。これまでの測光・分光観測ではジェットが形成されたあとの光を見ているため、中心エンジンやジェット形成過程について遡ることは難しかったが、GRB の偏光観測を行うことで放射域の磁場構造に制限をかけることが出来る。

GRB の偏光観測例としては、太陽観測衛星 RHESSI の GRB021206 (偏光度:  $80 \pm 20\%$ ) [1]、X 線観測衛星 INTEGRAL の GRB041219 (偏光度:  $63 \pm 30\%$ ) [2] などがあるが、いずれも精度やデータの信頼性が低く、観測例が少ないなどの問題があった。最近では 2010 年に打ち上げら

れた IKAROS の検出器 GAP (GAMMA-ray burst Polarimeter) により、GRB100826A (偏光度:  $27 \pm 11\%$ ) [3] のプロンプト放射からの偏光検出に成功している。ただし、現在 IKAROS は発生電力低下による冬眠モードに移行しており、GAP によるこれ以上のデータはあまり期待できそうにない。

## 1.4 硬 X 線偏光観測衛星 TSUBAME

TSUBAME は同大学工学系機械宇宙システム専攻松永研究室、及びその他の参画機関と合同で開発を行っている、同大 4 機目の超小型衛星である。大きさは  $50 \times 50 \times 47\text{cm}^3$  (打ち上げ時)、質量は 50 kg、打ち上げは 2012 年 12 月を予定している (図 1.2)。

サイズ	$50 \times 50 \times 47\text{cm}^3$
質量	50 kg
稼動期間	1 年以上
想定軌道	太陽同期軌道 (高度 500 km の円軌道)
電力	134 W (太陽指向時、EOL)
電源供給	InGaP/InGaAs/Ge 系太陽電池セル、 展開式太陽電池パドル
通信	アマチュア低速通信 (9600、1200bps)、 S-Band 高速通信 (最大 100kbps)
ロケット	ドニエプル (DNEPR) / ロシア

TSUBAME には GRB の検出・位置決定を行う広視野バーストモニタ (Wide-field Burst Monitor; WBM)、小型ながら高性能な硬 X 線偏光計 (Hard X-ray Compton Polarimeter; HXCP)、及び高速姿勢制御装置であるコントロールモーメントジャイロを搭載する。WBM は衛星壁面 5ヶ所に設置され常時半天を監視し、入射光子の急激な増加を検知するとバーストの判定を行い、各 WBM 間のカウントレートを比較することでバーストの発生位置を決定する。WBM が GRB を検出し位置を決定すると、コントロールモーメントジャイロにより高速姿勢制御を行い、GRB 発生から 15 秒以内に偏光観測を開始する。TSUBAME では年間数個の GRB で精度の良い偏光観測が期待出来る。

## 1.5 本論文の目的

超小型衛星の利点は最新の計測技術をいち早く採用できる点にあり、HXCP でも世界初となる宇宙技術が実証される。しかし、宇宙観測機器の設計製作を困難にする最も大きな要因として、ロ

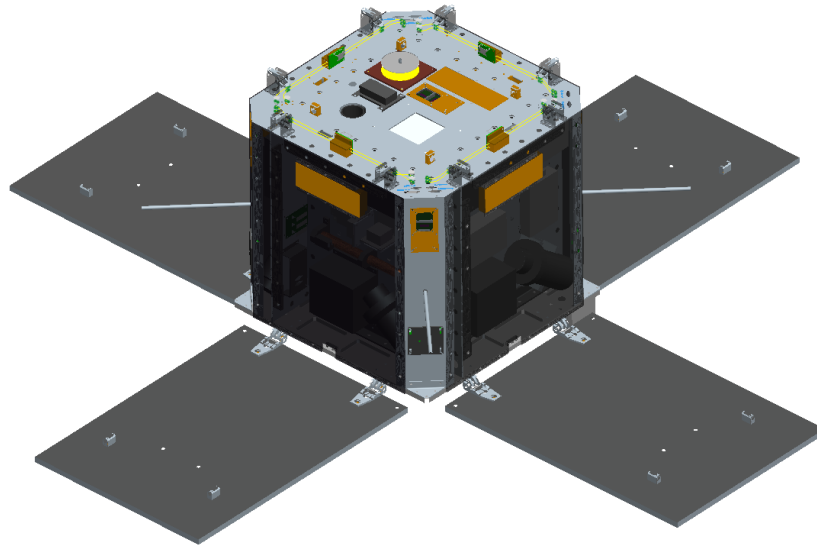


図 1.2: Tsubame フライトモデル。GRB 偏光観測のための硬 X 線偏光計 (HXCP) と広視野バーストモニタ (WBM) が搭載される。HXCP は上部に、WBM は上部及び側面の 5ヶ所に設置される。

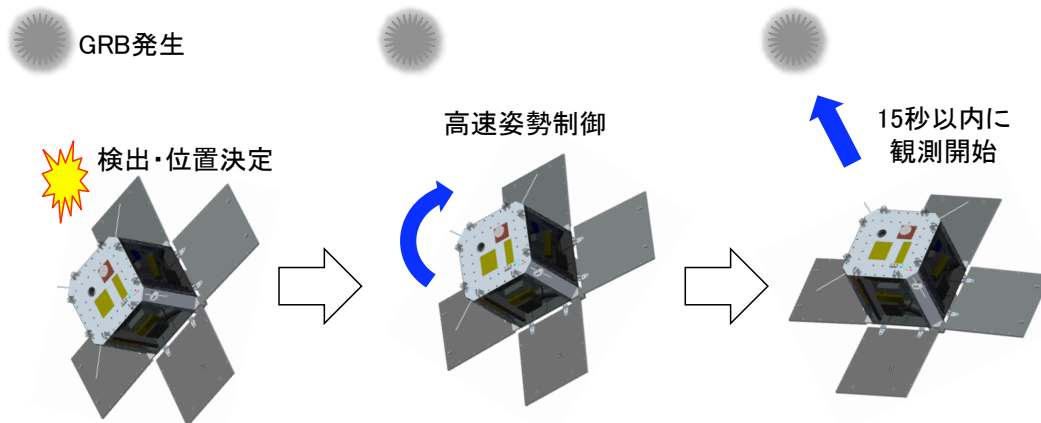


図 1.3: 偏光観測のためのミッションシーケンス。GRB が発生すると WBM により検出・位置決定を行い、高速姿勢制御により 15 秒以内に観測を開始する。

ケット打ち上げや軌道上での真空・無重力環境という実験室とはかけ離れた過酷な環境での動作実証をしなければならない。

本研究では、HXCP のキーテクノロジーであるマルチアノード光電子増倍管 (MAPMT) の環境試験とその評価を行った。熱真空試験では、MAPMT に電圧を分割供給するブリーダー基板の温度測定を行い、現状の問題点を確認し、フライトモデルの基板設計に反映させる。振動対策では、昨年の振動試験において MAPMT が破損したため、支持機構の改修を行った上で再試験を実施し



た。また、磁気に関しては、TSUBAME に搭載される磁気トルカからの磁場影響の計算を行い、必要なシールド厚さの見積もりを行った。

## 第2章 偏光計の原理

### 2.1 コンプトン散乱

コンプトン散乱は、入射光子と物質中の電子が衝突することで、光子と電子の間でエネルギーと運動量をやりとりする過程である（図 2.1）。

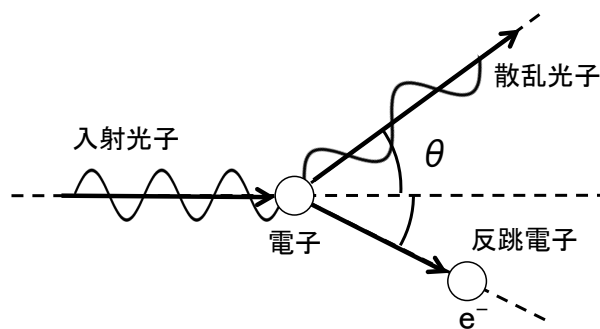


図 2.1: コンプトン散乱の模式図。散乱において、入射光子は散乱角  $\theta$  に応じたエネルギーを電子に与える。

散乱光子のエネルギー  $E'$  は、

$$E' = \frac{E_0}{1 + (E_0/m_e c^2)(1 - \cos \theta)} \quad (2.1)$$

となる。ここで  $E_0$  は入射光子のエネルギー、 $\theta$  は入射方向に対する散乱角、 $m_e$  は電子の静止質量、 $c$  は光速である。

### コンプトン散乱の散乱断面積

無偏光光子、偏光光子がコンプトン散乱を起こすときの散乱断面積は、Klein-Nishina の式からそれぞれ次のようになる。

$$\frac{d\sigma}{d\Omega} = \frac{1}{2} r_0^2 \epsilon^2 [\epsilon + \epsilon^{-1} - \sin^2 \theta] \quad (\text{無偏光}) \quad (2.2)$$

$$\frac{d\sigma}{d\Omega} = \frac{1}{2} r_0^2 \epsilon^2 [\epsilon + \epsilon^{-1} - 2 \sin^2 \theta \cos^2 \eta] \quad (\text{偏光}) \quad (2.3)$$

ここで $\theta$ は散乱角、 $\eta$ は散乱方位角、 $r_0$ は電子の古典半径、 $\epsilon$ は入射光子のエネルギー $E_0$ と散乱光子のエネルギー $E'$ の比

$$\epsilon = \frac{E'}{E} = \frac{1}{1 + (E_0/m_e^2)(1 - \cos \theta)} \quad (2.4)$$

である(図2.2)。無偏光光子では散乱断面積は散乱方位角 $\eta$ に依らず、散乱方位角方向に対しては等方的に散乱する。また入射光子のエネルギーが大きくなるにつれて後方散乱は減少し、前方散乱が支配的となる(図2.3)。

一方、偏光光子では散乱角 $\theta$ を固定すると、 $\eta = 90^\circ, 270^\circ$ のとき散乱断面積は最大となり、偏光方向に対して直角方向に散乱しやすいことが分かる。図2.4は散乱角 $\theta = 90^\circ$ のときの散乱方位角 $\eta$ の分布である。エネルギーが高くなるにつれ散乱異方性は小さくなる。

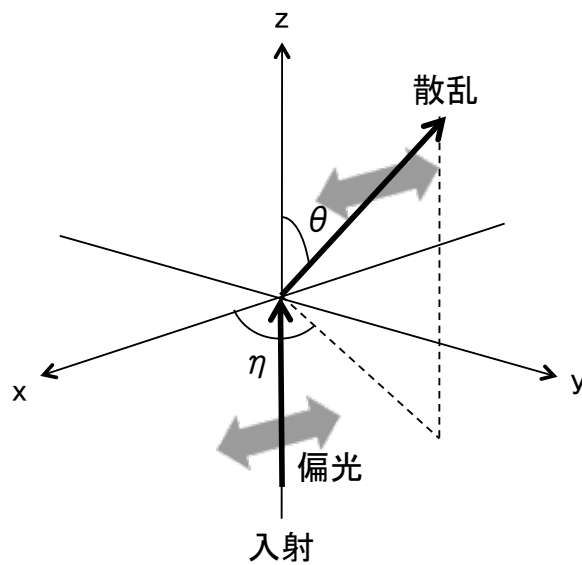


図 2.2: 偏光光子のコンプトン散乱の模式図。 $\theta$ : 入射方向に対する散乱角、 $\eta$ : 偏光方向に対する散乱角。散乱後の偏光方向は、入射光子の偏光方向と散乱光子の散乱方向とで作られる面に含まれる。

## 偏光度

コンプトン散乱後の偏光度は

$$\Pi = \frac{\sin^2 \theta}{\epsilon + \epsilon^{-1} - \sin^2 \theta} \quad (\text{無偏光}) \quad (2.5)$$

$$\Pi_p = 2 \frac{1 - \sin^2 \theta \cos^2 \eta}{\epsilon + \epsilon^{-1} - 2 \sin \theta \cos \eta} \quad (\text{偏光}) \quad (2.6)$$

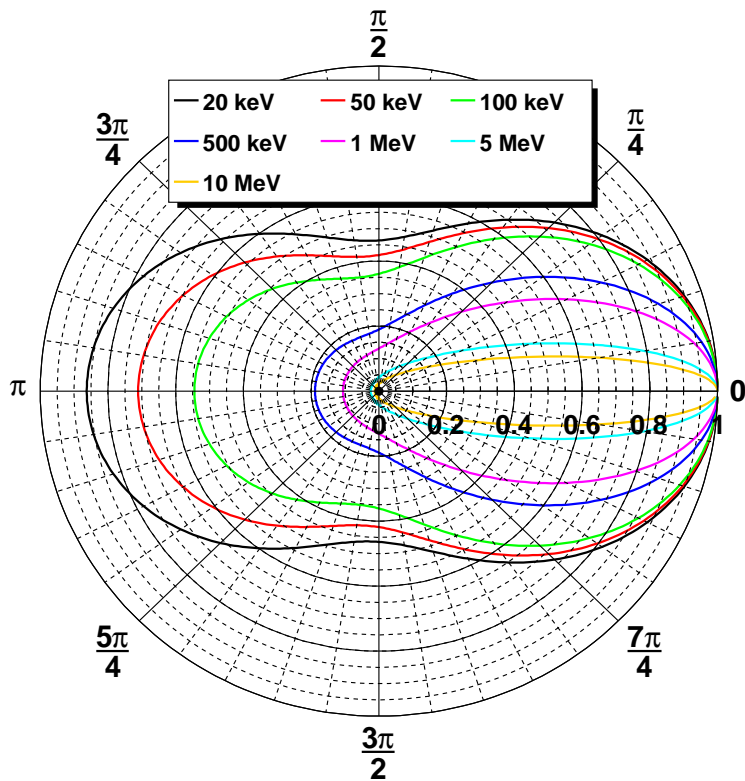


図 2.3: 散乱角  $\theta$  に対する散乱断面積 (無偏光)。エネルギーが高くなるにつれて後方散乱は減っていく。

と表される [4]。各入射エネルギーでの散乱角  $\theta$  と偏光度  $\Pi$  の関係を表したのが図 2.5 であり、硬 X 線領域 (20~100 keV) では散乱角  $\theta = 90^\circ$  で偏光度が最大となり、 $\theta = 90^\circ$  方向に散乱されやすいことが分かる。

## 2.2 コンプトン散乱偏光計

偏光光子は散乱方位角  $\eta$  に依存する散乱断面積を持ち、散乱方位角に異方性が生じる。コンプトン散乱偏光計はこの性質を利用している。ここでは、図 2.6 のような微小な検出器 A、B で構成される理想的なコンプトン散乱偏光計を考える。

入射光子は検出器 A でコンプトン散乱し、散乱光子は検出器 B で光電吸収される。入射光子の偏光方向を  $\eta = 0^\circ$  とする。偏光光子のコンプトン散乱の異方性から、散乱方位角  $\eta$  に応じて検出器 B のカウント数は変調する。カウント値は  $\eta = 90^\circ$  のとき最大となり、 $\eta = 0^\circ$  のとき最小となる。ここで、変調の度合い  $Q$  を次式のように定義する。

$$Q = \frac{\frac{d\sigma}{d\Omega}(\eta = 90^\circ) - \frac{d\sigma}{d\Omega}(\eta = 0^\circ)}{\frac{d\sigma}{d\Omega}(\eta = 90^\circ) + \frac{d\sigma}{d\Omega}(\eta = 0^\circ)} = \frac{\sin^2 \theta}{\epsilon + \epsilon^{-1} - 2 \sin^2 \theta} \quad (2.7)$$

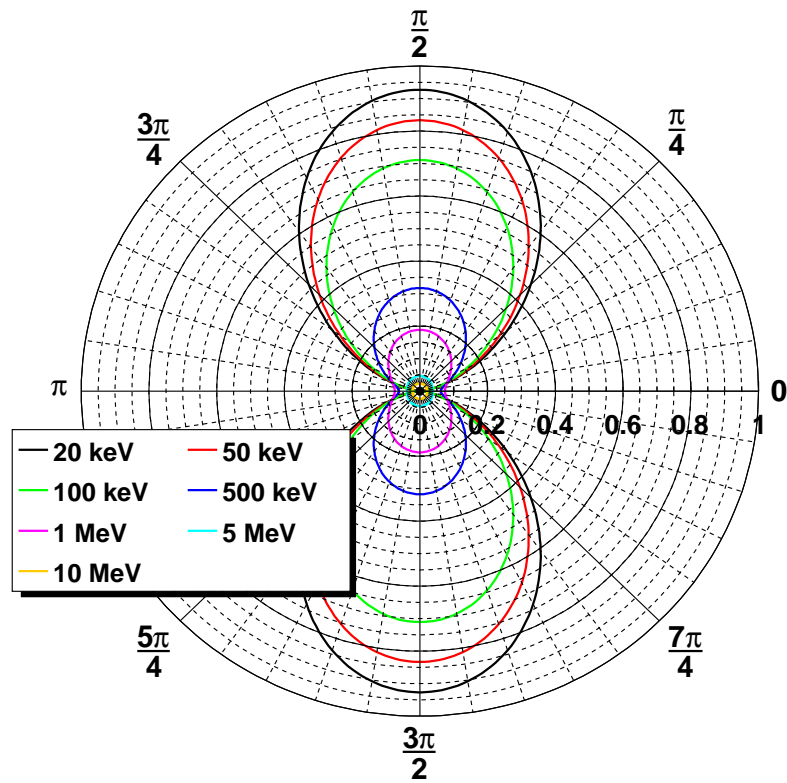


図 2.4: 散乱方位角  $\eta$  に対する散乱断面積の分布 (散乱角  $90^\circ$ )。偏光方向に対して  $90^\circ$  方向に散乱されやすい。散乱方向の異方性はエネルギーが高くなるにつれ弱まっていく。

$Q$  は散乱方向の変調の大きさを表しているので、 $Q$  が小さくなると、偏光による変調が統計誤差の範囲内に入ってしまい偏光の有無の判別がつかなくなる。そのため、コンプトン散乱偏光計では、 $Q$  が大きくなるような検出器配置が理想となる。つまり、コンプトン散乱偏光計での偏光検出能力を最も高めるには、 $\theta = 90^\circ$  のイベントを検出すればよく、吸収体を入射方向に対して  $\theta = 90^\circ$  の場所に配置すればよいことが分かる<sup>1</sup>。

<sup>1</sup>ただし、実際の観測では統計を高めるためにイベント数を増やす必要があり、偏光計を設計するには詳細なシミュレーションが必要である。

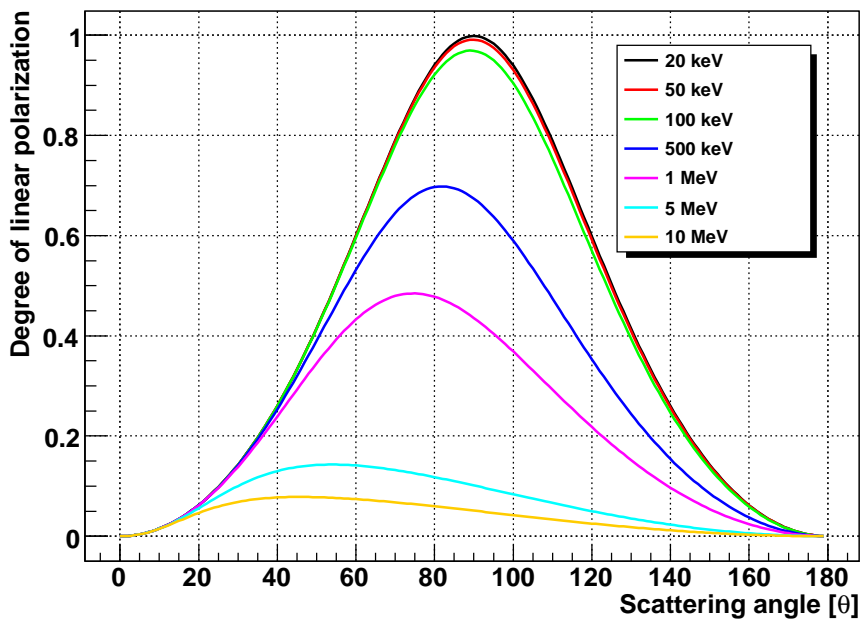


図 2.5: 散乱角  $\theta$  に対する偏光度。硬 X 線領域 (20~100 keV) では  $90^\circ$  で偏光度が最大となる。

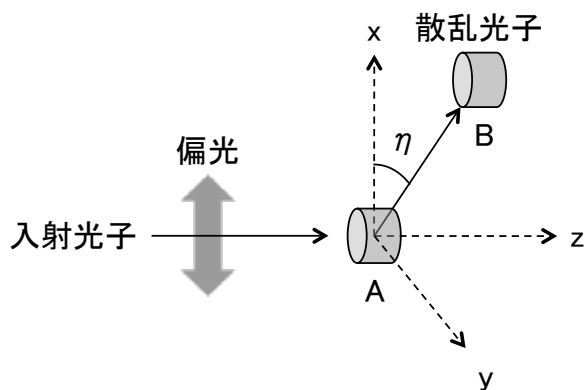


図 2.6: 理想的なコンプトン散乱偏光計。微小な検出器 A、B において、入射光子は A でコンプトン散乱し、B で光電吸収を起こす。このイベント数は散乱方位角  $\eta$  に依存する。

## 第3章 硬X線偏光計 (HXCP)

### 3.1 概要

TSUBAME に搭載する硬X線偏光計 (Hard X-ray Compton Polarimeter; HXCP) は、コンプトン散乱の散乱異方性を利用した硬X線偏光検出器である。

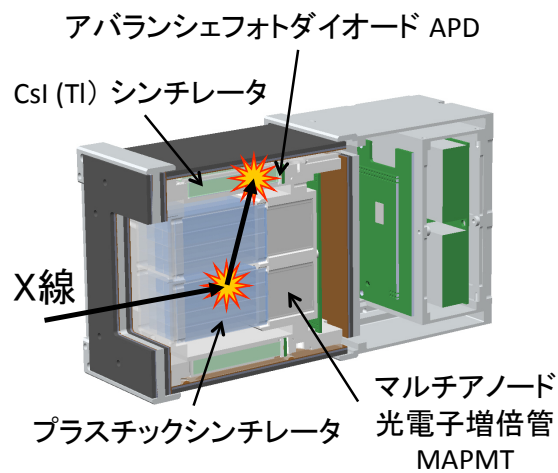


図 3.1: 硬X線偏光計 (HXCP)。入射してきたX線は散乱体でコンプトン散乱し、吸収体で光電吸収を起こす。

検出エネルギー	30 - 200 keV
視野	$15 \times 15 \text{deg}^2$
有効面積	$7.1 \text{ cm}^2 @ 100 \text{ keV}$
変調度	54 % @ 100 keV
最小検出偏光度	6.2 % for GRB021206
サイズ	$108 \times 119 \times 200 \text{mm}^3$
重量	4.5 kg

## 3.2 構造

HXCP は散乱体と吸収体から構成され、散乱体を吸収体で取り囲んだ構造をしている。入射した X 線は散乱体でコンプトン散乱され、吸収体で光電吸収を起こす。散乱、吸収過程でのシンチレーション光を検出し散乱位置と散乱方向を決定、その散乱角度分布を取得することで、光子の偏光度と偏光方向が分かる。

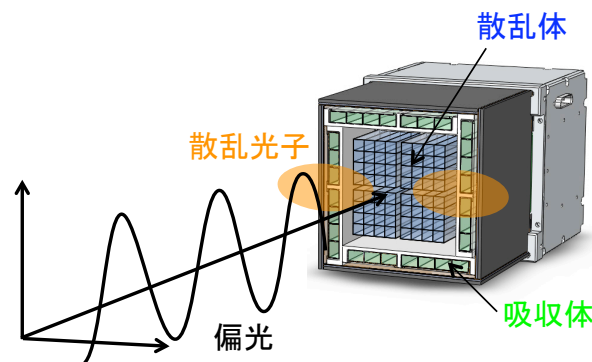


図 3.2: HXCP での偏光観測。偏光方向と垂直な方向に散乱されやすい。HXCP ではプラスチックシンチレータと MAPMT から構成される散乱体を、CsI シンチレータと APD から構成される吸収体で取り囲む。

### 散乱体

散乱体には入射光子を効率よくコンプトン散乱させるため、原子番号の小さなプラスチックシンチレータを使用する。プラスチックシンチレータでは、硬 X 線領域の光子との相互作用はコンプトン散乱が支配的となる。しかしながら、コンプトン散乱で反跳電子が落とすエネルギーは高々～数 keV 程度であり、プラスチックシンチレータの光量も CsI シンチレータに比べて少ないため、1 光電子程度の微弱なイベントを検出するためには光電子増倍管を用いる必要がある。また、HXCP では偏光検出感度を高めるために散乱体をピクセル化し、光子の入射位置を精度よく決定する。そのため、散乱体にはプラスチックシンチレータと共にマルチアノード光電子増倍管 (Multi-anode photomultiplier tube; MAPMT) を用いる。MAPMT はアノードが 16 本に分かれた光電子増倍管で、複数のシンチレータと組み合わせることで多チャンネルの位置検出器として使用できる。HXCP ではプラスチックシンチレータ 64 本と MAPMT4 個を用いて  $8 \times 8$  ピクセルの散乱体を構成している。



## 吸収体

一方、吸収体には CsI(Tl) シンチレータとアバランシェフォトダイオード (Avalanche Photo Diode; APD) を使用する。CsI シンチレータは原子番号が大きく、100keV 程度までの X 線のほぼ 100%が光電吸収を起こす。また、光量が多く、最大出力波長が APD の量子効率が最も高い波長域 (500-800nm) にあるため、APD との相性が良い。APD は、同大 3 機目の衛星である Cute1.7+APDII により初めて宇宙空間で動作実証された半導体検出器である。APD は、量子効率が高く応答速度の速いフォトダイオードと光電子増倍管の両方の性質を持ち、小型で省電力なため超小型衛星に搭載するには最適である。吸収体は HXCP 壁面 1 枚につき 7 個ずつ並べられ、CsI シンチレータと APD が 28 セットで散乱体を取り囲む。

表 3.1: HXCP に使用するシンチレータの性能

シンチレータ	比重	原子番号	波長 [nm]	時定数 [ns]	光子数 [keV <sup>-1</sup> ]	潮解性
Plastic	1.0	6	420	10	3	なし
CsI(Tl)	4.5	54	550	1000	61	少々

## 3.3 マルチアノード光電子増倍管 (MAPMT)

### 光電子増倍管

光電子増倍管は、入射窓、光電面、集束電極、電子増倍部 (ダイノード)、陽極 (アノード) で構成される。入射窓から入射した光子は光電面で光電効果により光電子が放出され、加速電圧によりエネルギーを与えられながら、集束電極により第一ダイノードに収束される。ダイノードでは各ダイノード間の電位差により加速され、二次電子が段々と増倍されアノードに到達する。

### メタルチャンネル型ダイノードマルチアノード光電子増倍管

これまで位置検出には複数の光電子増倍管を並べることが必要とされていたが、MAPMT では光電子増倍管 1 本を複数の独立したアノードで構成することで位置検出が可能となった。メタルチャンネル型ダイノードマルチアノード光電子増倍管の電極構造を図 3.4 に示す。光電面から放出された光電子は収束メッシュにより 1 段目の電極に入射し、ダイノードで直線的に増幅されアノードに到達し位置検出を行う。この光電子増倍管は、二次電子が他のチャンネルに漏れ出すこと (クロストーク) が少なく、ダイノードは薄く、ダイノード間隔も短いためコンパクトな形をしているという特徴がある。

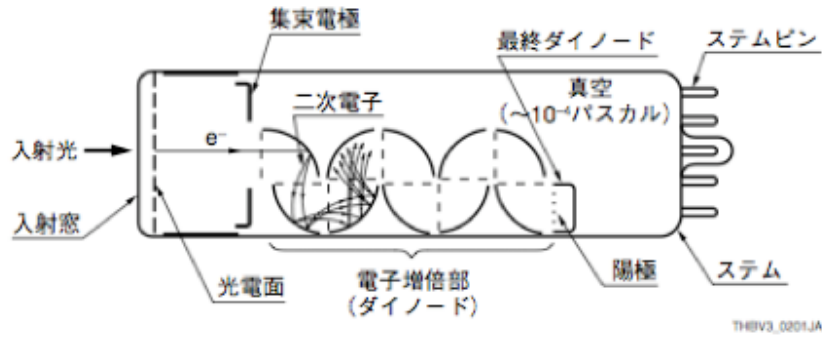


図 3.3: 光電子増倍管の原理。入射光子は光電効果により光電子が放出し、ダイノードで増幅を起こしアノードに到達する。

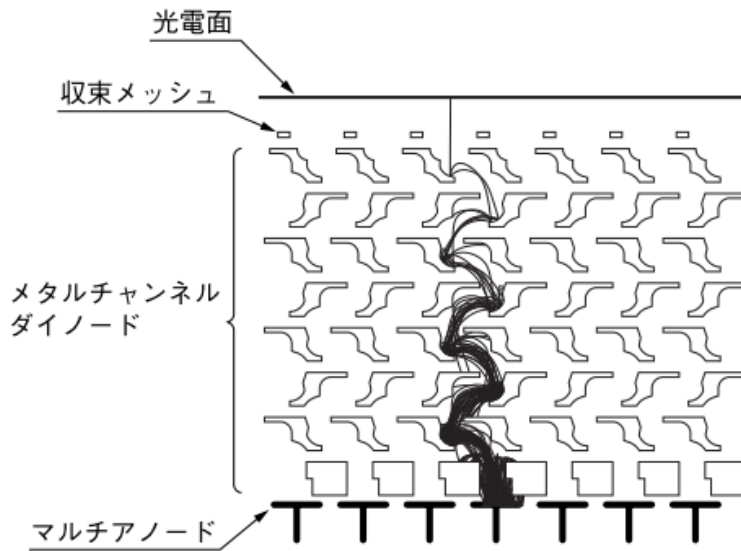


図 3.4: MAPMT の電極構造。光電子はダイノードで直線的に増幅されマルチアノードに到達するため位置検出が可能である。

2007年に浜松ホトニクスにより、ウルトラバイアルカリ光電面を持った光電子増倍管が開発され、量子効率従来の20%から40%以上と飛躍的に向上した。前述の通り、HXCPを作る上では散乱体からの微弱な光を検出する必要があるが、APDや既存のMAPMTでは感度が不足していた。これを受けて、浜松ホトニクスと共同で高感度な宇宙用MAPMTの開発を行った。R8900シリーズは有効面積が~80%と大きく、各ピクセルで均一な検出効率を持つMAPMTである。このR8900シリーズに対して初めてウルトラバイアルカリ光電面を採用し、耐振性の補強を行い、アノードピクセル数16chのMAPMT R8900-M16 MOD-UBAを新たに開発した[6]。このMAPMTのマルチアノードは4×4のマトリクスに並べられている。マトリクスタイプのMAPMTは、光



図 3.5: MAPMT R8900-M16 MOD-UBA。1 辺  $\sim$ 26mm。HXCP では 4 つの MAPMT で  $8 \times 8$  ピクセルの散乱体が構成される。

電面以外が金属パッケージに収められており、ダイノードの電極間距離は短いため、磁界により電子の軌道が曲げられにくくなり、通常の光電子増倍管に比べて磁気特性に優れている。

## 第4章 ブリーダー基板の温度測定

### 4.1 目的

ブリーダー基板は高圧電源を分圧し、MAPMTの各ダイノードに印加する役割を持つ。MAPMTでは各ダイノードの電圧差によって作られた電場で電子を加速し、次のダイノードへと衝突させて増幅を行うので、ブリーダー基板は必要不可欠となる。ブリーダー基板はMAPMTと直結しているため、基板の熱はMAPMTに伝わることになる。検出器の温度が上がると、MAPMTでは熱電子の放出により暗電流の原因となり、隣接するAPDでは急激なS/N比の低下が起こる。

ここでは、真空中でのブリーダー基板の温度測定を行い、放熱路により熱をどの程度逃がすことができるかを調べた。

### 4.2 MAPMTの温度特性

光電面は光電子が放出されやすいようにエネルギーギャップと電子親和力の小さい物質（仕事関数の低い物質）で構成されているため、常温でも熱電子を放出する。熱電子による暗電流は次式で表されるように温度依存性を持つため、HXCPでは十分な熱設計が必要である。

$$i_s = AT^{\frac{5}{4}} e^{-\frac{e\psi}{kT}} \quad (4.1)$$

ここで、Aは定数、eは電子の電荷、 $\psi$ は仕事関数、kはボルツマン定数、Tは絶対温度である。MAPMTの動作条件としてブリーダー基板の温度が30°C付近に収まることが望ましい。

### 4.3 セットアップ

温度測定は、宇宙環境を模擬するため真空中で行う必要がある。まず、ブリーダー基板（図4.2）をフライト用のHXCP構造支持材であるPEEK（polyetheretherketone）樹脂材の上に置き、真空チャンバ内に入れて高圧電源を供給した。PEEK樹脂は熱伝導率が低いので、基板と真空チャンバの間に樹脂を挟むことで基板の熱がチャンバに伝わることを防ぎ、宇宙での熱環境を再現できる。温度測定には熱電対を使用し、高圧電源端子側を除いた隅3つと中央に配置した。熱電対は先端部を銅テープで包むことで、基板の熱が伝わりやすくし、熱電対と基板の接触不良を防い

だ。熱電対の温度データ及びブリーダー基板に印加する電圧・電流値はデジタルロガーによりモニタリングし、PCに保存した。印可電圧は-900V、気圧は0.9Paの条件のもと行った。

まずは、ブリーダー基板の温度がどの程度上がるかを調べるため放熱路なしで温度測定を行い、次に、放熱路を銅テープにより作成し再度測定を行った。

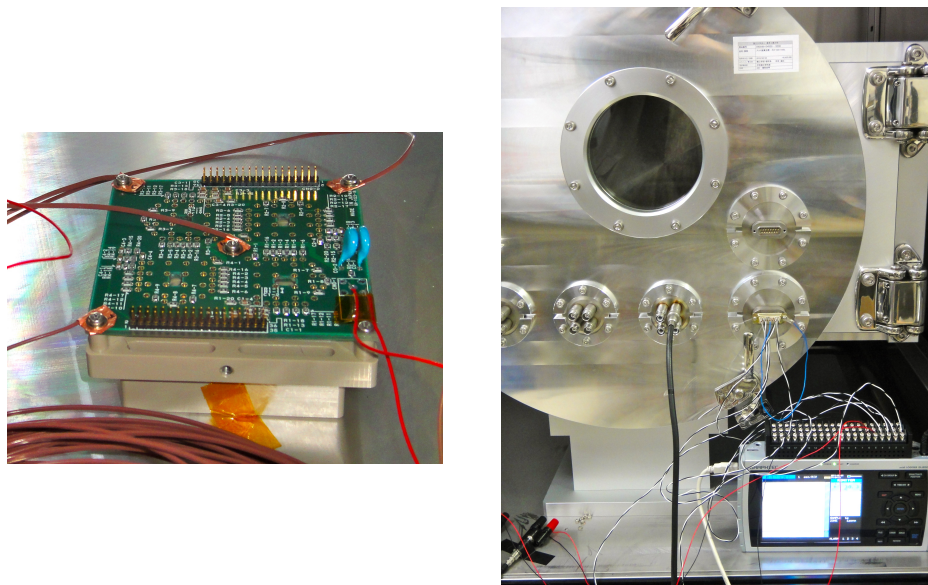


図 4.1: ブリーダー基板の温度測定の様子。(左) 基板の右下側より高圧電源を印加し、熱電対は真ん中及び隅3ヶ所に取り付けた。(右) 真空チャンバ内に基板を置き、熱電対のデータはデジタルロガーによりモニタリングした。

## 4.4 結果

### 温度

ブリーダー基板の温度は中心で28℃から最大40℃まで上昇した。基板の内部GNDには切り込みが入っているため、図4.2における上側と下側で温度上昇に差が生じている。HVがある下側で温度が高くなっている。また、気圧は0.96Paから1.3Paに変化した。

放熱路として銅板(10×0.8×75mm<sup>3</sup>)を左下に取り付けた場合、基板左下の温度上昇を5℃程度下げることが出来た。中心付近では29℃から40℃まで温度が上がっており温度差に大きな変化は見られなかった。ブリーダー基板のHVは中心から4つのMAPMTへと分配されていくため中心は熱が多いと考えられる。また、気圧は0.90Paから1.2Paとなった。

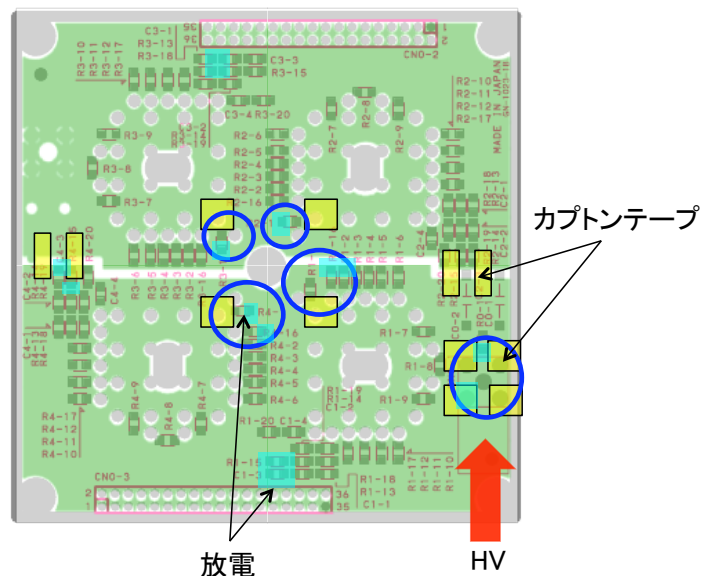


図 4.2: ブリーダー基板図と放電箇所。緑: 内部 GND パターン、上下で2つに分かれている。薄青: 放電箇所、青: HV-GND 間で放電が起きた箇所、黄: 放電対策のカプトンテープを貼った箇所。

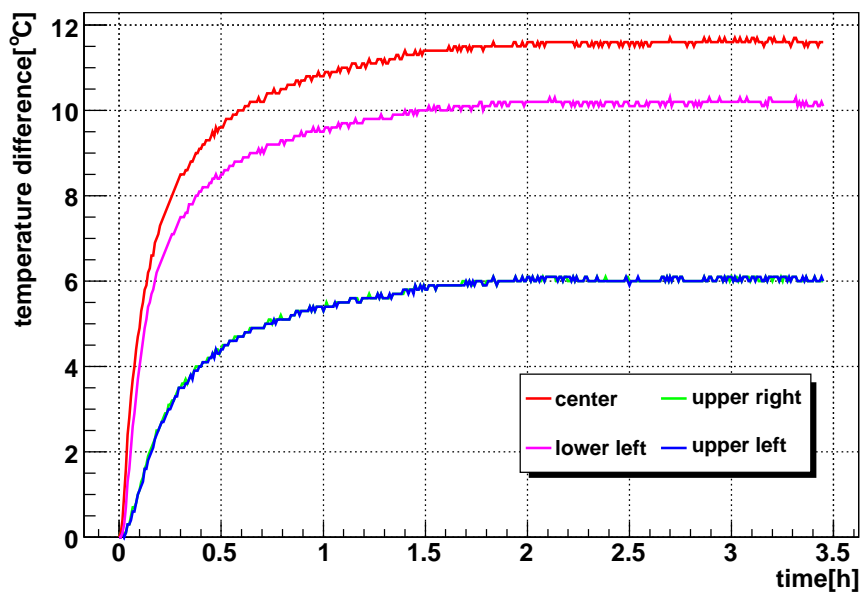


図 4.3: ブリーダー基板の温度変化。赤: 基板中心、緑: 基板右上、桃: 基板左下、青: 基板左上。中心付近と HV がかかる基板下側で温度上昇が激しい。

## 放電

目視観察により、測定開始から 1.5~2 時間後に分圧抵抗の電極間での放電を確認した (図 4.5)。放電の際は、電圧値に変化は無かったが、入力電流が通常の  $623\mu\text{A}$  から最大で  $130\mu\text{A}$  程度上昇

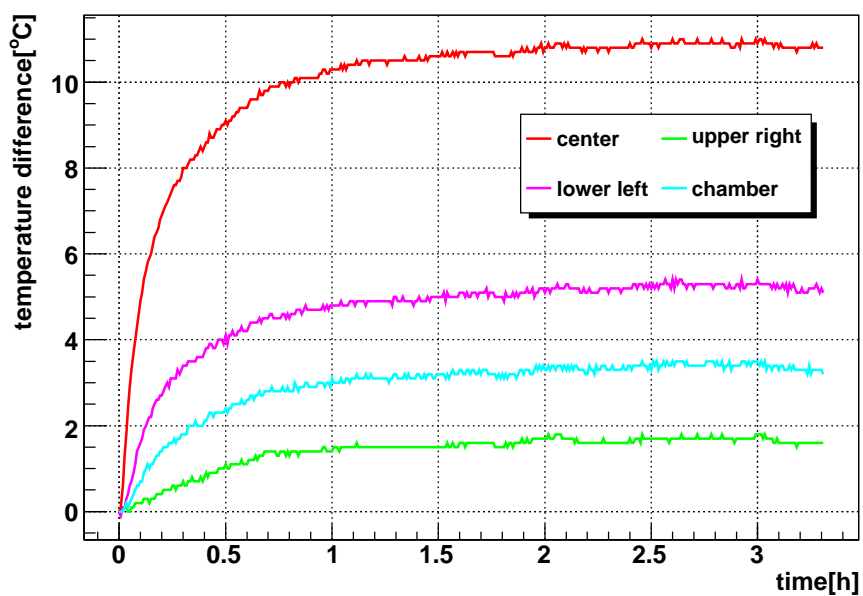


図 4.4: プリーダー基板の温度変化 (放熱路あり)。基板左下から真空チャンバへと銅板を伸ばし、放熱路を設置した。赤: 基板中心、緑: 基板右上、桃: 基板左下 (放熱路基板側)、薄青: 放熱路真空チャンバ側。放熱路により、基板の温度が基板全体の温度が下がっている。

した。数回再測定をし直したところ、いずれも開始から 1.5~2 時間後に放電が発生し再現性が確認された。

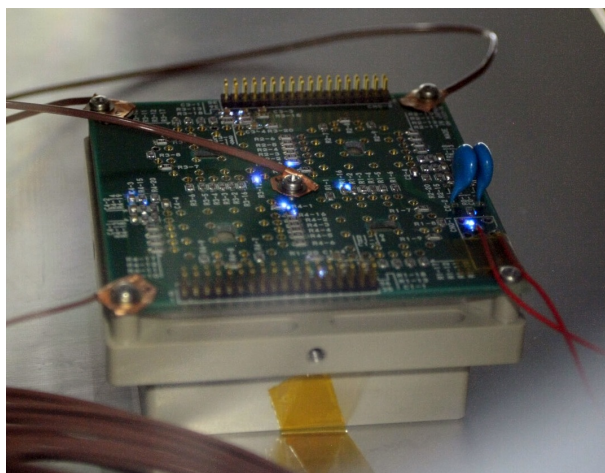


図 4.5: 放電の様子。HV-GND 間及び抵抗が集中している部分で起きている。



## 4.5 考察

### 放熱路に伝わる熱量

放熱路を伝わる熱量  $Q$ [W] は次式のように表せる。

$$Q = \kappa S \frac{\Delta T}{l} \quad (4.2)$$

ここで、 $\kappa$ [W/(m·K)] は熱伝導率、 $S$ [m<sup>2</sup>] は放熱路の断面積、 $\Delta T$ [K] は温度変化、 $l$ [m] は放熱路の長さである。銅の熱伝導率は 400W/(m·K) とした。ほぼ真空であることから、熱は全て基板にた

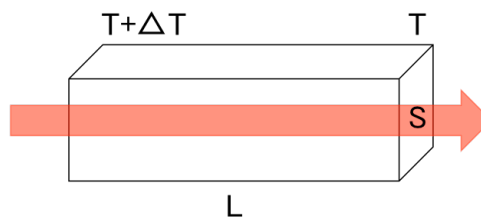


図 4.6: 放熱路に伝わる熱量の計算。  $S$ [m<sup>2</sup>]: 放熱路の断面積、 $\Delta T$ [K]: 温度変化、 $l$ [m]: 放熱路の長さ。

まったと考えられる。入力電流は 623 $\mu$ m、入力電圧-901V より、全電力は

$$W = 623\mu\text{m} \times 901\text{V} \sim 0.56\text{W} \quad (4.3)$$

一方、放熱路に伝わった熱量は、放熱路の断面積  $S=0.8\text{mm}^2$ 、長さ  $l=75\text{mm}$ 、温度差  $\Delta T=1.8\text{K}$  より  $Q \sim 0.08\text{W}$  となり、7分の1程の熱が伝わったと予想される。今回は測定の設定アップ上、放熱路が長くなってしまったが、長さを短くすれば効率良く熱を逃がすことが出来る。

### 放電対策

温度測定の際に  $\sim 0.3\text{Pa}$  程度増えていることから、放電は基板温度の上昇によりはんだのヤニなどが蒸発しアウトガスとなったことが原因として考えられる。発生場所としては、HV-GND 間隔の狭い部分、抵抗が密集している部分で起きていることが分かった。後者では少量ながらはんだによるヤニ汚れが見られ、放電の要因となっている可能性がある。まずは、ヤニを落とすために、アルコールとアセトンによる超音波洗浄を行った。これにより基板のヤニ汚れを落とすことが出来た。また、電位差の大きい場所も放電の要因となるため、GND やスルーホールをカプトンテープで覆う処置を施した。これらの結果、目視観察による放電は無くなった。ただし、今回の実験では、真空引きにロータリーポンプを使用しているため、真空度が低く最も放電の起こりやすい気圧での実験であった。実際は高真空の条件下での使用となるが、基板の加熱が放電を引き起こす可能性もあるため、今回の測定結果に基づきフライト用基板の改修を行う。



## 4.6 基板の改修

放熱対策としては、ブリーダー基板の4ヶ所に銅板 ( $1 \times 15 \times 20\text{mm}^3$ ) を設置する (図4.7)。この熱はHXCP回路側と、シールド (銅: 0.5mm、スズ: 1mm) を通じて衛星ミッションパネル側に逃げるようにする。今回、測定での放熱路は銅テープであったがフライト品では銅板を使用するので熱伝導率は高くなり、また放熱路の長さは短く幅は大きくなるため、より熱を逃がすことが期待出来る。放電対策としては、HV-GNDの電極間隔をなるべく広くし抵抗を大きくすることで放電対策を行う。放電は主に基板上を伝わって発生すると考えられるので、スペースの限られた部分は基板にV字の溝を掘ることで距離を稼ぐ。

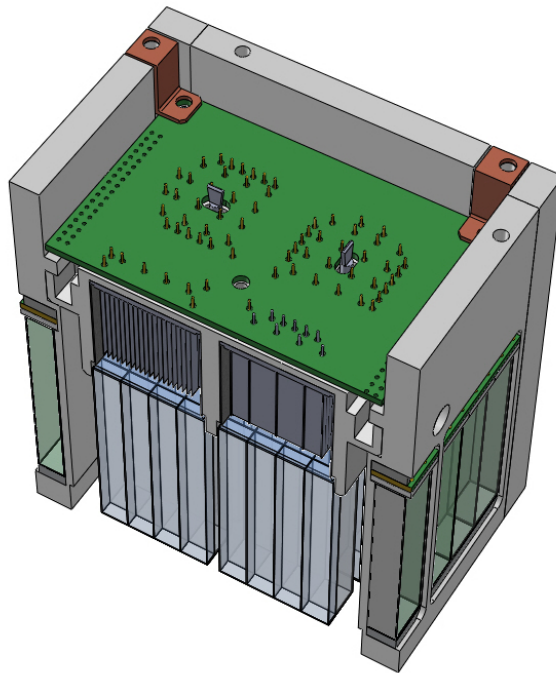


図 4.7: ブリーダー基板と放熱路。ブリーダー基板 (緑) の4ヶ所に銅板 (茶) を取り付けすることで、検出器側に熱が伝わるのを防ぐ。

## 4.7 まとめ

ブリーダー基板の温度測定により、基板中心温度が検出器の動作に影響を及ぼす可能性がある  $40^\circ\text{C}$  付近まで上昇し、放電が生じることが分かった。そのため放熱路の強化と放電対策を行った。これらの結果はフライトモデルの設計に反映する。

## 第5章 マルチアノード光電子増倍管の耐振対策

### 5.1 目的

ロケット打ち上げ時には非常に大きな振動がかかる。そのため、衛星の各機器はロケット側からの耐振要求値を満たしている必要があり、振動試験においてロケット振動を模擬した加振を行い機器の破損が無い確認を行う。ここでは、MAPMTの振動試験と耐振性の確認を行った。

### 5.2 正弦波振動とランダム振動

振動試験では、正弦波とランダム波の加振をそれぞれ行う。主に、正弦波はロケットが共振周波数で振動する時に発生し、ランダム波はロケット打ち上げ時に発生する音響が原因となり生じる。ランダム振動は周波数と振幅が異なる正弦波の合成波からなる振動で、複数の周波数成分で振動させることで、実際のロケット振動に近い環境を実現する。

正弦波の振動試験では、周波数 [Hz]、加速度 [G]、掃引速度 [oct/min] により試験条件（振動プロファイル）が決定する。一方、ランダム振動試験では、周波数 [Hz]、オーバーオール実効値  $G_{\text{rms}}$ 、パワースペクトル密度  $G^2/\text{Hz}$ 、試験時間 [s] が取り扱われる。パワースペクトル密度  $P[G^2/\text{Hz}]$  は周波数  $f[\text{Hz}]$  と傾き  $n[\text{dB/oct}]$  を用いて次のように表される。

$$\log P = \frac{n}{10 \log 2} \log f + \alpha \quad (5.1)$$

ここで、傾き  $[\text{dB/oct}]$  は1オクターブ（周波数が2倍）で振動レベル  $[\text{dB}]$  がどれだけ変わるかを表している。また、オーバーオール実効値  $G[G_{\text{rms}}]$  はパワースペクトル密度  $P$  を用いて、次のように定義できる。

$$G = \sqrt{\int P df} \quad (5.2)$$

以下では、オーバーオール実効値を実効値、パワースペクトル密度を PSD と表記する。

### 5.3 経緯

我々は、浜松ホトニクスと共同で耐振構造 MAPMT を開発し、2009年8月に旧東京都立産業技術研究センターにて、この MAPMT の耐振化を確認するために、当初打ち上げ予定ロケットだっ

た HII-A の振動プロファイルを用いて振動試験を行っている。当時は TSUBAME 衛星筐体（エンジニアリングモデル）がまだ無く、筐体自身の振動は分からなかったため、ロケット振動のみを考慮した確認を行った。ロケットに搭載される条件として、実際の打ち上げ環境よりも厳しい QT（Qualification Test）レベル<sup>1</sup>の加振に耐えることが求められており、ここでは HII-A の振動プロファイル（表 5.1）の QT レベル（12[G<sub>rms</sub>]）でのランダム加振をした。さらに、実効値を徐々に増やしていき MAPMT がどの程度の振動まで耐えるか確認も行った。加振は x、y、z の 3 軸でそれぞれ 2 分ずつとし、各加振後にゲイン変化を調べながら行った。この試験では、HII-A ロケットの QT レベルである 12[G<sub>rms</sub>] の加振に耐えることを示すことができ、さらに 17[G<sub>rms</sub>] までの加振を行い耐振性を確認した。

表 5.1: HII-A のランダム振動プロファイル。AT レベル<sup>2</sup>の値。

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]	実効値 [G <sub>rms</sub> ]
20 - 200	3.0 dB/oct	
200 - 2000	0.032	7.8

2010 年、TSUBAME エンジニアリングモデルが完成したことを受けて、衛星筐体での振動試験を行った。この試験により衛星筐体の共振点が機軸方向: 240±10[Hz]、機軸直交方向: 60±10[Hz]にあることが判明した。この試験では MAPMT はダミーマスを使用しており、衛星筐体の共振点を踏まえた振動プロファイルで MAPMT の加振を行う必要があったため、今回改めて HXCP 単体での振動試験を行った。

## 5.4 第 1 回振動試験

2011 年 10 月に東京都立産業技術研究センターにて第 1 回振動試験を実施した。2010 年に行った EM 振動試験の結果をもとに衛星筐体共振点も考慮し、HXCP が実際のロケット振動に耐えるか確認を行った。

この試験では DNEPR ロケットの QT レベル、及び衛星筐体共振点付近（機軸方向: 240±10[Hz]、機軸直交方向: 60±10[Hz]）では Q 値をかけた値を用いて加振を行った。構造の Q 値は 2010 年 12 月の TSUBAME 衛星筐体（エンジニアリングモデル）振動試験で HII-A ロケットの QT レベルで

<sup>1</sup>QT; Qualification Test 実際の打ち上げ環境よりも厳しい振動条件。エンジニアリングモデルでは QT レベルの加振に耐えなければならない。

<sup>2</sup>AT; Acceptance Test 打ち上げ環境を模擬した振動条件で、フライトモデルでは AT レベルでの加振を行い、搭載の可否を判断する。

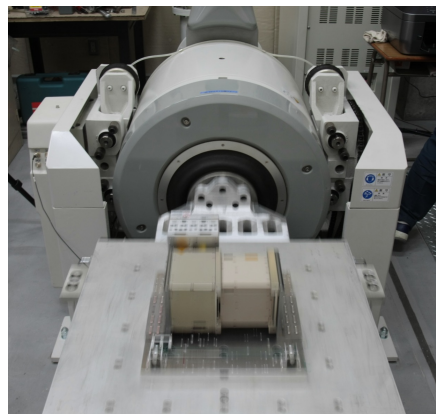


図 5.1: 第1回振動試験の様子。機軸方向と機軸直交方向で加振を行った。試験機はIMV i230/SA2Mを使用した。

加振したときに最も共振が大きかった部分の平均応答倍率である 10 を用いた。

## 振動プロファイル

DNEPR ロケットのの正弦波・ランダム振動プロファイルを表 5.2 に載せる。ロケットの振動プ

表 5.2: DNEPR の正弦波・ランダム振動プロファイル

axis	Frequency subranges[Hz]	Amplitude[G]	
		Accpetance Level	Qualificatin Level
Axial	5 - 10	0.4	0.5
	10 - 15	0.8	1.0
	15 - 20	0.4	0.5
	20 - 40	0.4 - 0.6	0.6 - 0.8
	40 - 80	0.6 - 0.8	0.8 - 1.0
Lateral	80 - 100	0.8	1.0
	5 - 20	0.4	0.5
	20 - 40	0.4 - 0.6	0.6 - 0.8
	40 - 80	0.6 - 0.8	0.8 - 1.0
	80 - 100	0.8	1.0

Frequency subranges[Hz]	Qualification Tests	Acceptance Tests
	Spectral density[G <sup>2</sup> /Hz]	
20 - 80	0.007	0.004
80 - 160	0.007 - 0.022	0.004 - 0.014
160 - 320	0.022 - 0.035	0.014 - 0.022
320 - 640	0.035	0.022
640 - 1280	0.035 - 0.017	0.022 - 0.011
1280 - 2000	0.017 - 0.005	0.011 - 0.003
Duration[s]	35	35

ロファイルには受入試験（Acceptance Test; AT）と認定試験（Qualification Test; QT）の2項目があり、ロケットに搭載されるためにはQTレベルをクリアする必要がある。振動試験ではロケットのQTレベルに共振点付近を10倍した振動プロファイルで加振する。第1回振動試験正弦波、ランダム振動プロファイルを図5.2、5.3にそれぞれ示す。

周波数 [Hz]	加速度 [G]
5 - 50	1.25
50 - 70	12.5
70 - 100	1.25
掃引速度	2 oct/min

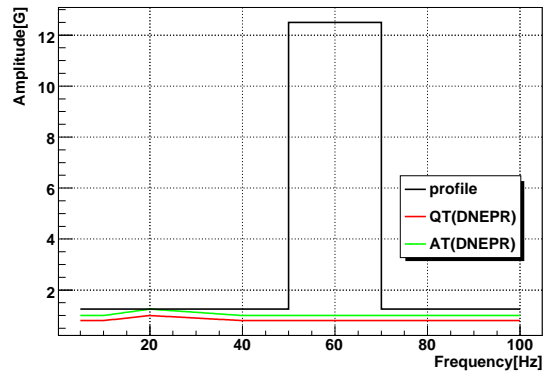


図 5.2: 第 1 回正弦波振動プロファイル。黒: 振動プロファイル、赤: DNEPR ロケット QT レベル、緑: DNEPR ロケット AT レベル。60[Hz] の共振点付近では Q 値をかけた 10 倍で加振した。

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 30	0.0014
30 - 50	33.6 dB/oct
50 - 70	4.18
70 - 90	-25.4 dB/oct
90 - 130	0.044
130 - 220	32.8 dB/oct
220 - 260	6.59
260 - 400	-31.8 dB/oct
400 - 640	0.07
640 - 1280	-3.1 dB/oct
1280 - 2000	-8.3 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	33.2
試験時間 [sec]	70

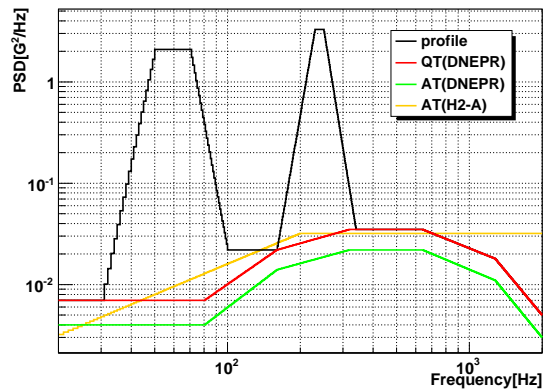


図 5.3: 第 1 回ランダム振動プロファイル。黒: 振動プロファイル、赤: DNEPR ロケット QT レベル、緑: DNEPR ロケット AT レベル、橙: HII-A ロケット AT レベル。共振点 (60[Hz] 及び 240[Hz]) 付近では加速度を 10 倍にするため、PSD は 100 倍となる。2009 年 MAPMT 単体振動試験において、MAPMT は HII-A ロケット AT レベルの 2 倍の加振に耐えた実績がある。

## 結果

この試験では、工学側の振動条件の設定ミスにより QT レベルの 2 倍の強い振動プロファイルで加振を行ってしまった。また、機軸方向と機軸直交方向を包括した振動プロファイルで行った

ため実効値が大きくなった。そのため、試験終了後に MAPMT の一部破損が見つかり (図 5.4)、ダイノードの支持電極と思われる丸い部品が飛び出し、収束メッシュ部分が外れていることが分かった。振動プロファイルの設定ミスの影響もあるが、MAPMT の支持機構の補強を行う必要があると判断し、エンジニアリングモデルの組み立て作業性 (再現性、工作性など) が悪く改修の要求もあったため、耐振対策を合わせて再設計を行った。



図 5.4: 破損した MAPMT。ダイノードの支持電極と思われる丸い部品 (左) と収束メッシュ (右) が取れている。

## 5.5 第 2 回振動試験

第 1 回振動試験で MAPMT が一部破損したため、翌月の第 2 回振動試験では、MAPMT は搭載せずに HXCP 内に加速度ピックアップ (リオン PV-90B) を取り付け、衛星筐体共振点付近で MAPMT にどのような振動がかかるか確認を行った。以下では HXCP の座標軸を図 5.5 のように設定する。

### 振動プロファイル

ランダム振動試験の実効値を減らすため、機軸と機軸直交の 2 方向に分けて加振を行った。正弦波の機軸直交、機軸方向の振動プロファイルを図 5.6、5.7 に、ランダム振動の機軸直交、機軸方向の振動プロファイルを図 5.8、5.9 に示す。

### 結果

kHz 付近の高周波で HXCP に共振・反共振が見られた (5.10、fig:1124z、fig:1124y)。HXCP の実効値は機軸直交 A 方向  $20.0[G_{rms}]$ 、機軸直交 B 方向  $33.2[G_{rms}]$ 、機軸方向  $20.7[G_{rms}]$  と求まった。機軸直交方向 B で実効値が大きくなっているのは、高周波での共振が利いているためである。

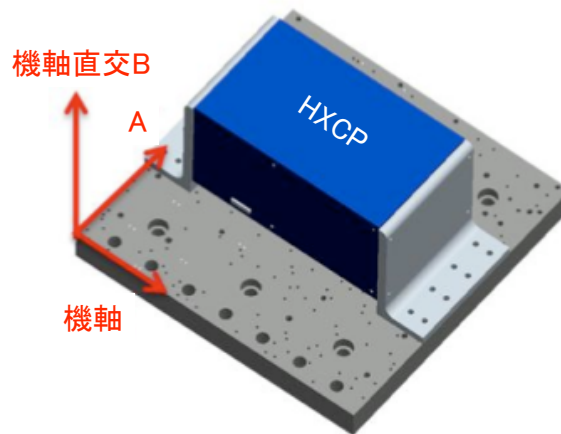


図 5.5: HXCP 座標軸。HXCP は機軸直交方向は左右対称であるが、A・B 方向では治具の付き方が異なるため実効値の結果が一部異なってくる。

周波数 [Hz]	加速度 [G]
5 - 20	0.5 - 0.6
20 - 40	0.6 - 0.8
40 - 49.5	0.8 - 0.9
50 - 70	9.5
70.5 - 80	0.9 - 1.0
80 - 100	1.0
掃引速度	2 oct/min

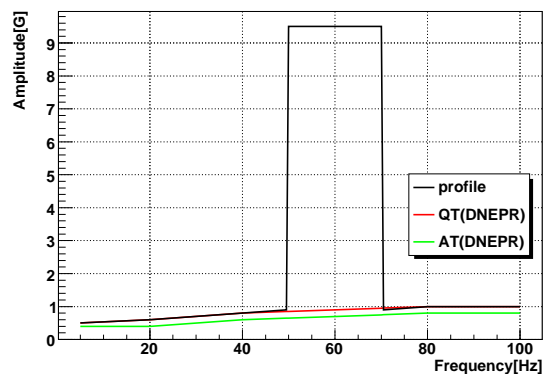


図 5.6: 第2回正弦波（機軸直交方向）振動プロファイル。黒: プロファイル、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。共振点 60[Hz] 付近は 10 倍。

仮に、高周波での共振・反共振が無かったとして実効値を計算すると、機軸直交方向はそれぞれ 10.3[G<sub>rms</sub>]、機軸方向は 19.1[G<sub>rms</sub>] となり、振動プロファイルと比較すると機軸直交方向はほとんど変わらず、機軸方向で 4.6[G<sub>rms</sub>] 程大きくなった。これは機軸方向で衛星筐体共振点付近での揺れが大きくなっていることを意味する。この試験ではダミーを載せずに加振しているため、本来の HXCP の共振点は低周波数側にシフトすると予想でき、実際は幾分小さくなると予想される。



周波数 [Hz]	加速度 [G]
5 - 9.5	0.5
10 - 15	1.0
15.5 - 20	0.5 - 0.6
20 - 40	0.6 - 0.8
40 - 80	0.8 - 1.0
80 - 100	1.0
掃引速度	2 oct/min

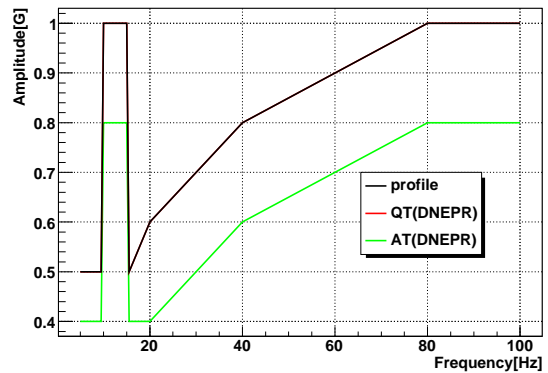


図 5.7: 第 2 回正弦波（機軸方向）振動プロファイル。黒: プロファイル、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 30	0.007
30 - 50	33.6 dB/oct
50 - 70	2.09
70 - 100	-38.4 dB/oct
100 - 160	0.022
160 - 320	2 dB/oct
320 - 640	0.035
640 - 1280	-2.9 dB/oct
1280 - 2000	-8.6 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	10.1
試験時間 [sec]	35

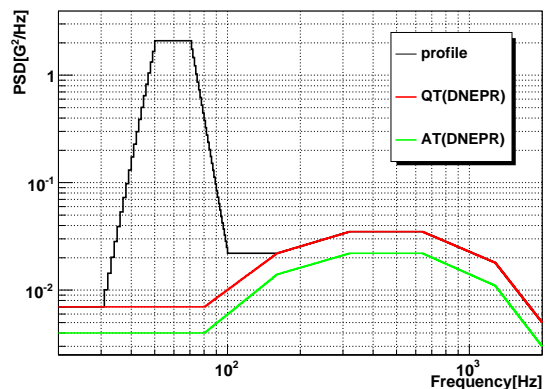


図 5.8: 第 2 回ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル。黒: プロファイル、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。共振点 60[Hz] 付近は 100 倍。

## 5.6 MAPMT の支持機構の改良とその検証実験

第 2 回振動試験の試験結果より、HXCP 内では高周波で共振・反共振があることが分かった。実際には重量が増すため、これらの共振点は低い周波側にシフトすると考えられるが、十分な対策を行う必要がある。従来の支持機構では散乱体の上部と下部を PEEK 樹脂ケースにはめ込んだ構造をしており、機軸方向・機軸直交方向共に固定が不十分であった。今回の改良では、PET 樹脂を主原料としたユニレート（ユニチカ）を使用することで強度を高めた。ユニレートはアウト



周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 80	0.007
80 - 160	5 dB/oct
160 - 230	41.6 dB/oct
230 - 250	3.30
250 - 340	-44.5 dB/oct
340 - 640	0.04
640 - 1280	-2.9 dB/oct
1280 - 2000	-8.6 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	14.5
試験時間 [sec]	35

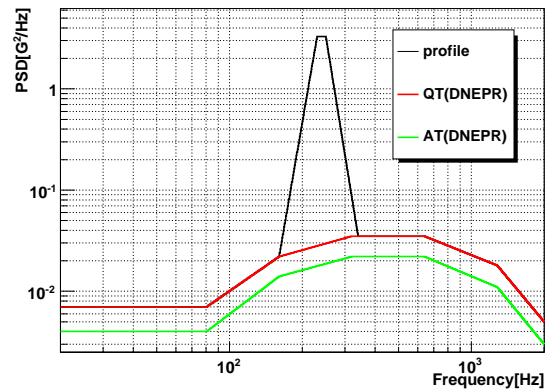


図 5.9: 第2回ランダム（機軸方向）振動プロファイル。黒: プロファイル、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。共振点 240[Hz] 付近は 100 倍。

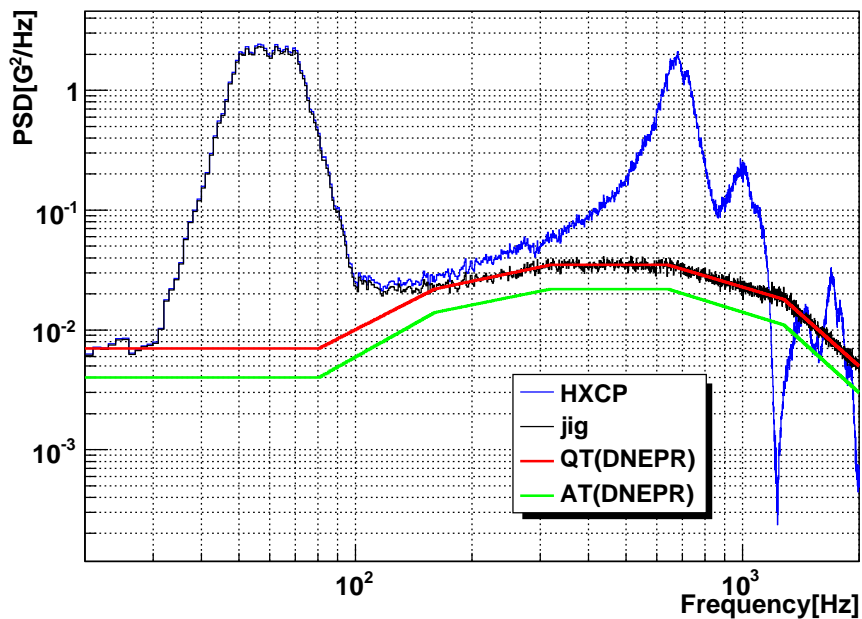


図 5.10: 第2回ランダム（機軸直交方向 A）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。HXCP の実効値は 20.0[G<sub>rms</sub>]。

ガスも少なく、宇宙使用の実績もある。さらに検出器上下にはキャップを付けて固定を行い。耐振性を向上させた。また、HXCP にはタングステンシートを巻き、ステンレスバンドによる固定を

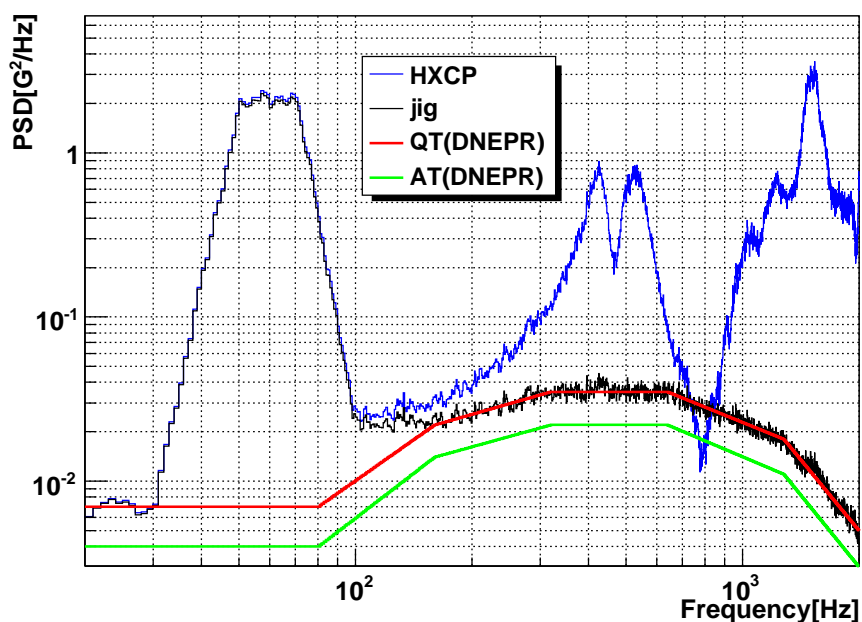


図 5.11: 第2回ランダム（機軸直交方向 B）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。HXCP の実効値は 33.2[G<sub>rms</sub>]。高周波成分の共振により実効値が大きくなっている。

行った。

新たな支持機構での MAPMT の耐振性を確認するため、再度振動試験を行った。耐振確認をするために MAPMT の動作確認をする必要があるが、HXCP ごと加振を行うと解体に時間がかかってしまう。外部試験では限られた時間内で試験を行う必要があるため、動作確認がすぐ行えるように MAPMT 単体での振動試験が望ましい。そのため、今回は振動試験を 2 回に分けて行った。まず、HXCP を加振し、MAPMT にかかる振動を調べた（第 3 回振動試験）。この試験では HXCP 内にダミーマスを入れ、実際の環境を模擬した状態で内部振動データの取得を行った。次に、得られたデータを元に MAPMT 加振のための振動プロファイルを決定し、MAPMT 単体振動試験を実施し、ロケットの耐振条件を満たしているか確認を行った。

## 5.7 第 3 回振動試験

MAPMT 単体振動試験の振動プロファイルを決定するため、検出器部分をダミーマス（CsI シンチレータ: SUS303、MAPMT・プラスチックシンチレータ: アクリル）で置き換えた HXCP にピックアップを付けて加振を行った。

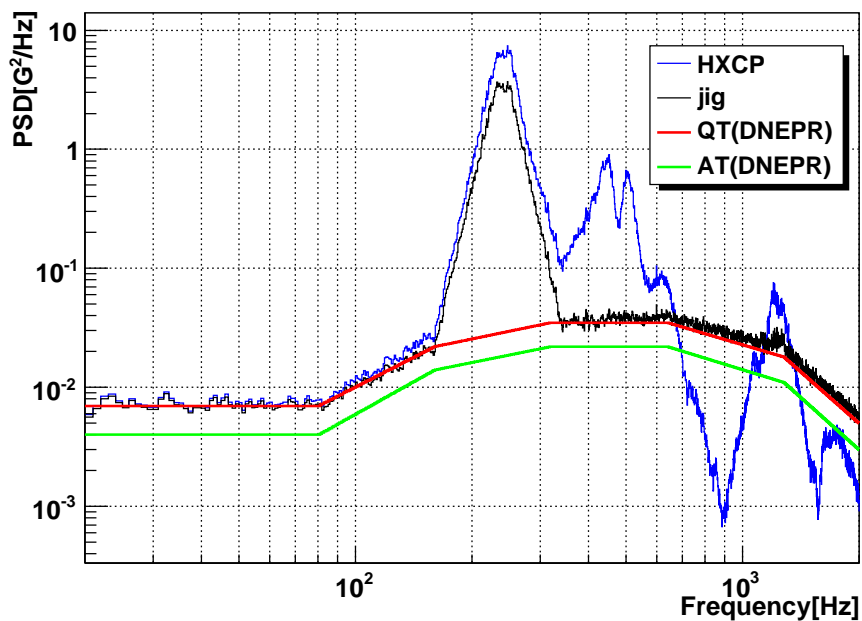


図 5.12: 第2回ランダム（機軸方向）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。HXCP の実効値は 20.7[G<sub>rms</sub>]。

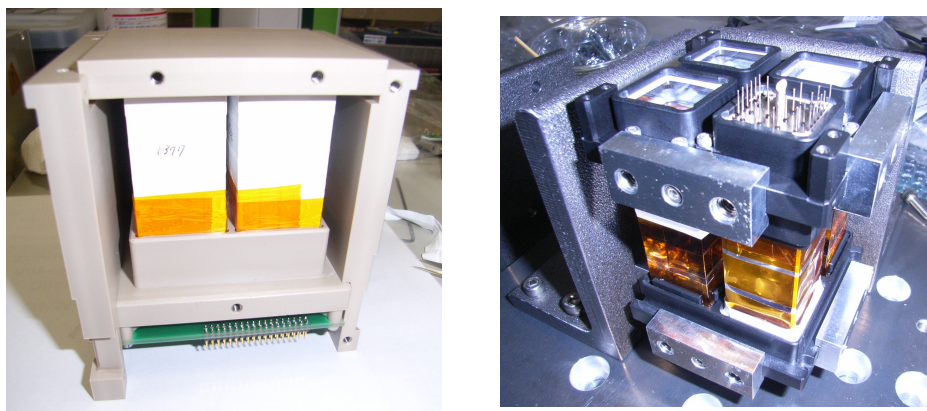


図 5.13: MAPMT 支持機構の改良。左: 旧支持機構。ブリーダー基板（緑）とプラスチックシンチレータ（白）の間で PEEK 樹脂に MAPMT ははめ込まれている。右: 新支持機構。ユニプレートにより機軸・機軸直交方向共に固定の強化を行った。

## 振動プロファイル

第1回、第2回振動試験において、試験レベルに一部計算ミスがあり、筐体共振点付近のパワースペクトル密度が QT 規定を上回っていることが判明した。第3回振動試験では、ランダム振動プロファイルが次のように変更された（表 5.3、5.4）。なお、正弦波の振動プロファイルは第2回振動試験と同様である。

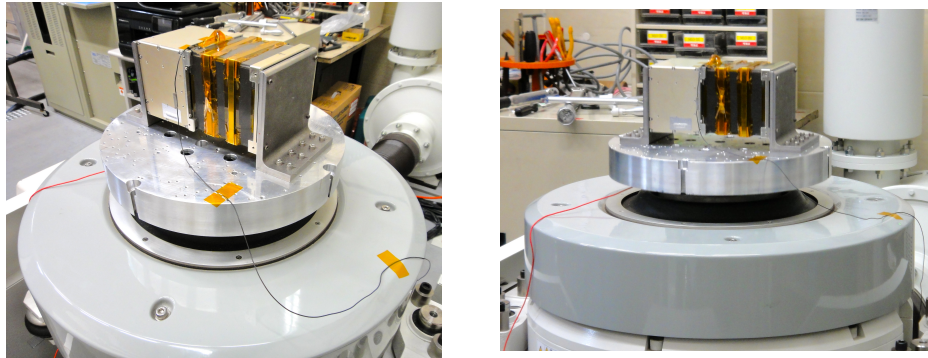


図 5.14: 第 3 回振動試験での HXCP。黒い部分がタングステンシートで、その上をステンレスバンドで固定し、横にピックアップも取り付けた。上からカプトンテープで外れないように留めてある。

表 5.3: 第 3 回ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル。第 1 回、第 2 回振動試験の試験レベルにミスが発覚したため、加振レベルが弱まった。

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 30	0.007
30 - 50	27.1 dB/oct
50 - 70	0.70
70 - 100	-29.2 dB/oct
100 - 160	0.022
160 - 320	2 dB/oct
320 - 640	0.035
640 - 1280	-2.9 dB/oct
1280 - 2000	-8.6 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	7.9
試験時間 [sec]	35

## 結果

実効値は機軸方向 15.6[G<sub>rms</sub>]、機軸直交 A 方向 7.2[G<sub>rms</sub>]、機軸直交 B 方向 8.0[G<sub>rms</sub>] となった。HXCP 内にダミーマスを搭載し外側にはタングステンシートを巻いたため、重量が増え、共振点が低周波側に下がったことで第 2 回振動試験に比べ大幅に実効値が減少した。その様子は図からも見て取れる。この結果を元にし MAPMT 振動試験の振動プロファイルを作成した。

表 5.4: 第3回ランダム（機軸方向）振動プロファイル。第1回、第2回振動試験の試験レベルにミスが発覚したため、加振レベルは弱まった。

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 80	0.007
80 - 160	5 dB/oct
160 - 230	40.4 dB/oct
230 - 250	2.88
250 - 340	-43.2 dB/oct
340 - 640	0.04
640 - 1280	-2.9 dB/oct
1280 - 2000	-8.6 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	13.8
試験時間 [sec]	35

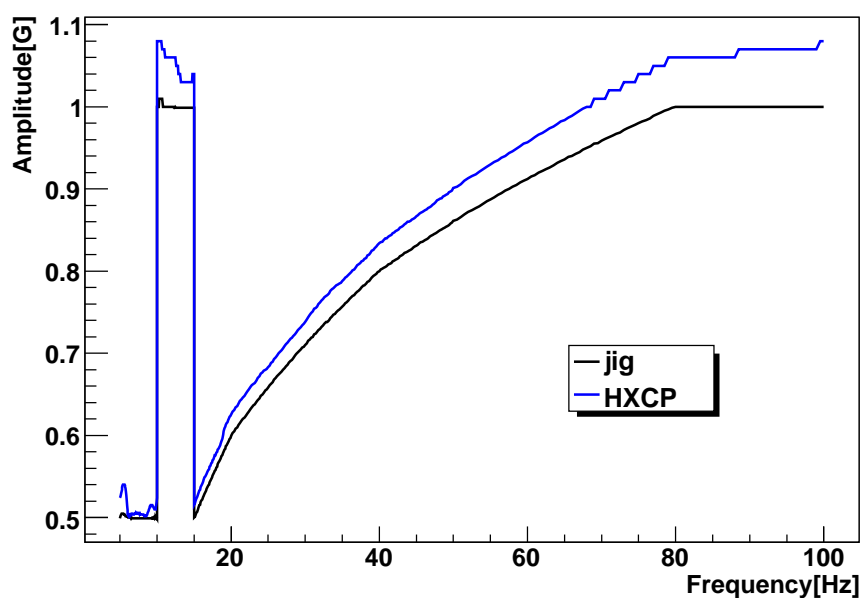


図 5.15: 第3回正弦波（機軸方向）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ。

## 5.8 MAPMT 振動試験

この試験では、第3回振動試験で HXCP に取り付けられたピックアップのデータを元に、正弦波・ランダム振動のプロファイルを決定し、加振を行った。プロファイルは MAPMT が QT レベルで

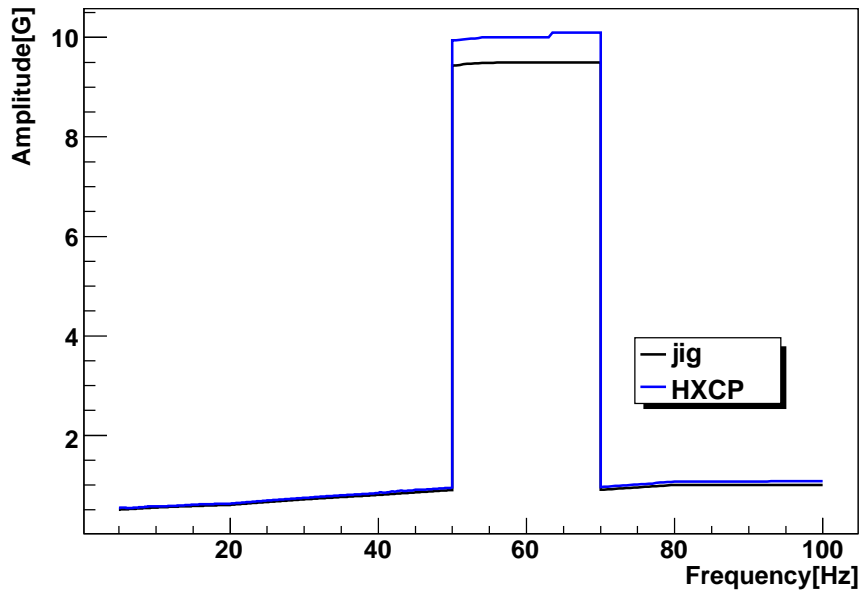


図 5.16: 第3回正弦波（機軸直交方向 A）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ。

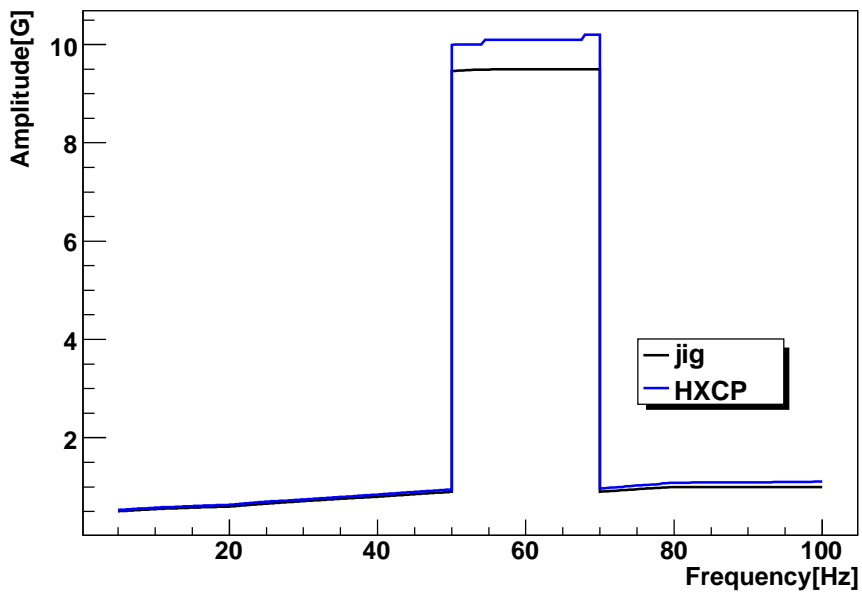


図 5.17: 第3回正弦波（機軸直交方向 B）試験結果。黒: 治具、青: HXCP に付けたピックアップ。  
機軸直交方向 A と大きな差は見られない。

実際に受ける振動を模擬しており、この加振に耐えればロケット振動条件を満たしているかが分かる。各加振後には MAPMT の動作確認のため、シンチレーション光検出を行った。

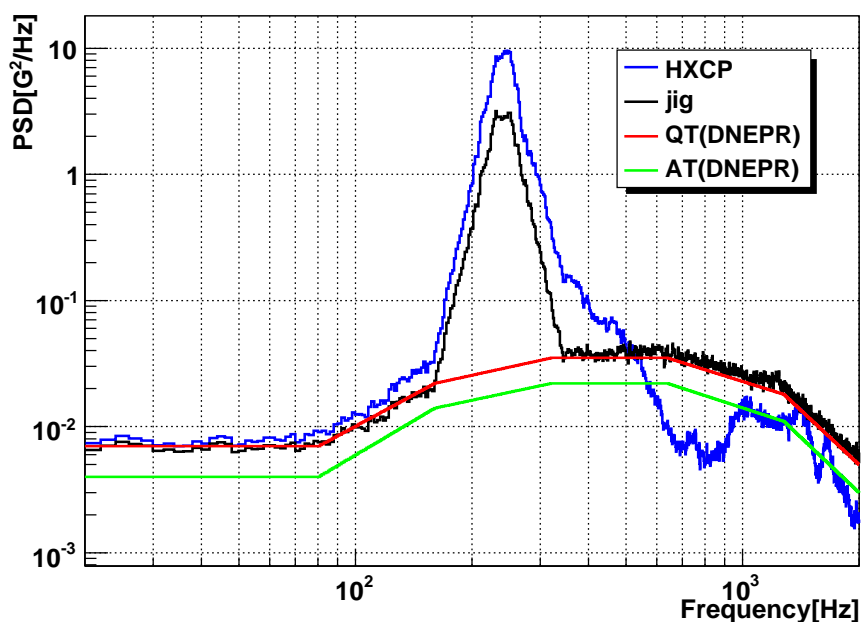


図 5.18: 第3回ランダム（機軸方向）試験結果。青: HXCP に付けたピックアップ、黒: 治具、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。HXCP の実効値は  $15.6[G_{\text{rms}}]$  となり、第2回の  $20.7[G_{\text{rms}}]$  より減っている。

## セットアップ

### シンチレーション光検出

測定には  $^{241}\text{Am}$ 、ブリーダー回路（浜松ホトニクス D 型ソケットアッセンブリ E9349）、8ch プリアンプ（クリアパルス 557 型） $\times 2$ 、アンプ（ORTEC 570）、ADC（AMPTEK MCA8000A）を使用した。セットアップを図 5.21 に示す。MAPMT からのアノード信号 16ch をプリアンプ、アンプにより増幅し、ADC を介して PC に保存した。供給電圧は  $-800[V]$ 、アンプのゲインは 100 倍、Shaping Time は  $0.5[\mu\text{s}]$  に設定した。外部試験では時間的制約があるため、測定は各チャンネル 60 秒ずつとし、試験開始前と終了後は全 16ch を測定し、各加振後は隅および真ん中の（1、4、6、7、10、11、13、16ch）の計 8ch でスペクトルを取得した。ただし 10ch に関しては接触不具合のため測定出来ていない。

### 振動試験

HXCP の散乱体（プラスチックシンチレータ + MAPMT）のうち 3 つをダミーマスで置き換えた。ピックアップはプラスチックシンチレータ側と MAPMT 側にそれぞれ取り付けられた。



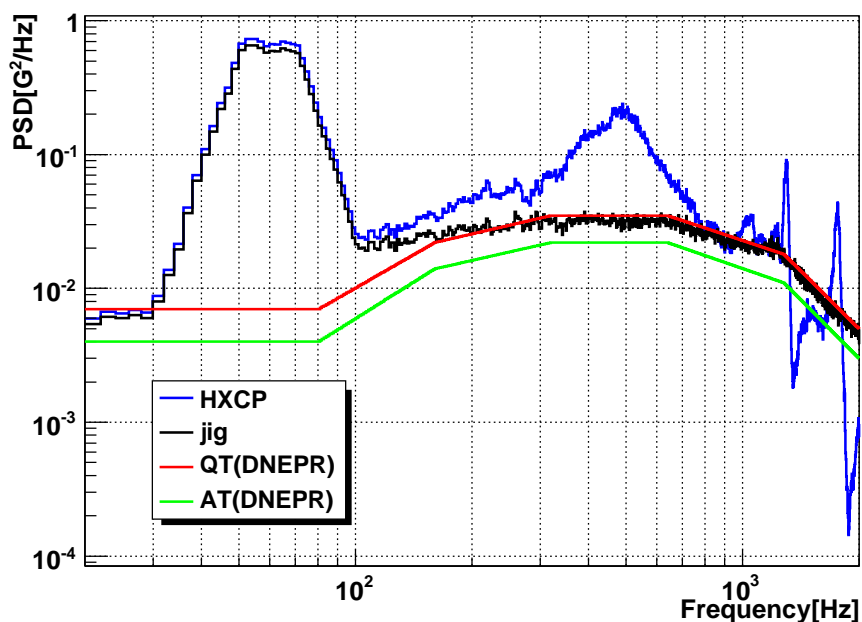


図 5.19: 第3回ランダム（機軸直交方向 A）試験結果。青: HXCP に付けたピックアップ、黒: 治具、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。xHXCP の実効値は 7.2[G<sub>rms</sub>] となり、第 2 回の 20.0[G<sub>rms</sub>] より大幅に減っている。

4	3	2	1
8	7	6	5
12	11	10	9
16	15	14	13

図 5.22: MAPMT のチャンネル配置。光電面側から見た図。10ch は接触不良により信号が取得出来なかった。

## 振動プロファイル

今回作成した振動プロファイルが図 5.24～5.27 である。振動プロファイルは、第 3 回振動試験の試験結果を両対数グラフ上で直線フィッティングすることで作成した。機軸方向のランダム振動プロファイルが 22.1[G<sub>rms</sub>] と大きくなり、既存の耐久値である 17[G<sub>rms</sub>] を大きく上回ってしまった。そのため、徐々に加振レベルを大きくしながら試験を進めることにした。始めに機軸直交方向を 2 方向で行い、続いて機軸方向を行った。機軸方向では、まず第 3 回振動試験のプロファイル、次に当初予定していたプロファイルを 1/1.56 した AT 相当、最後に予定通り QT 相当で加振を行った。シンチレーション光検出はランダム加振終了後にそれぞれ行っている。



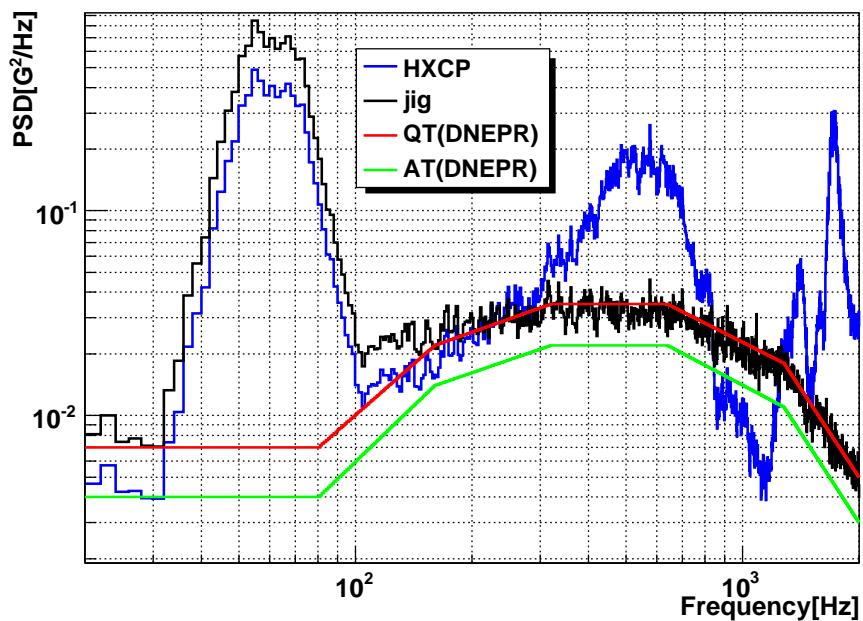


図 5.20: 第3回ランダム（機軸直交方向 B）試験結果。青: HXCP に付けたピックアップ、黒: 治具、赤: ロケット QT レベル、緑: ロケット AT レベル。HXCP の実効値は  $8.0[G_{rms}]$  となり、第 2 回の  $33.2[G_{rms}]$  より大幅に減っている。

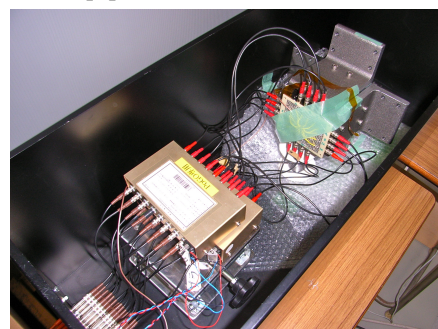
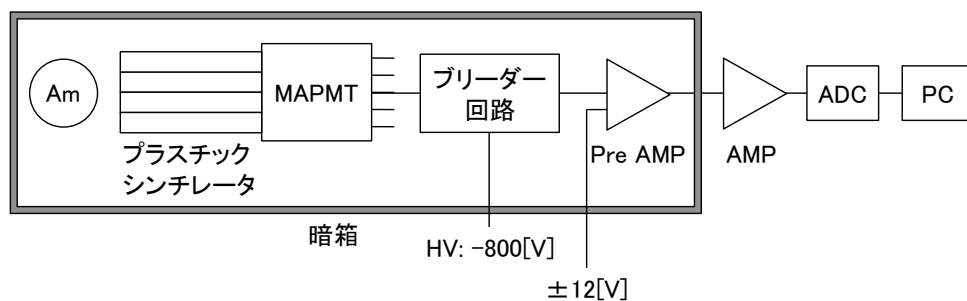


図 5.21: シンチレーション光検出のためのセットアップ。MAPMT 振動試験では動作確認を各加振後に行った。

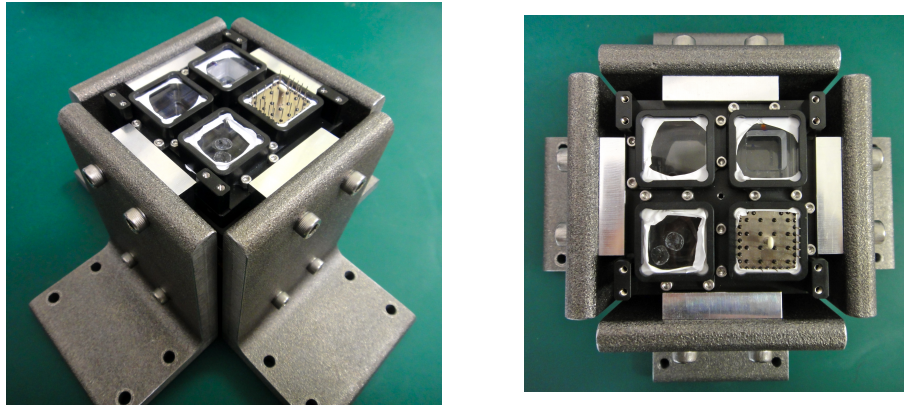


図 5.23: MAPMT 支持機構と治具。MAPMT とダミーマス 3 つを搭載した。ダミーマスは透明なのでゲルの接触具合を確認することが出来る。

1. 機軸直交方向 1 (正弦波/ランダム) : 10.1[G<sub>rms</sub>]
2. 機軸直交方向 2 (正弦波/ランダム) : 10.1[G<sub>rms</sub>]
3. 機軸方向 satellite (正弦波/ランダム) : 13.8[G<sub>rms</sub>]
4. 機軸方向 AT (ランダム) : 17.7[G<sub>rms</sub>]
5. 機軸方向 QT (正弦波/ランダム) : 22.1[G<sub>rms</sub>]

周波数 [Hz]	加速度 [G]
5 - 20	0.5 - 0.6
20 - 40	0.6 - 0.8
40 - 49.5	0.8 - 0.9
50 - 70	10
70.5 - 80	0.9 - 1.0
80 - 100	1.0
掃引速度	2 oct/min

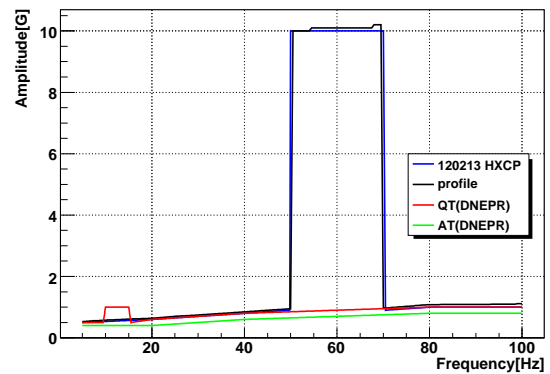


図 5.24: MAPMT 振動試験正弦波 (機軸直交方向) 振動プロファイル。第 3 回振動試験の結果を元に作成。

## 結果

機軸直交加振後の目視確認で、プラスチックシンチレータ (ダミー) と MAPMT (ダミー) の間の気泡が増えていることが分かった。機軸直交方向加振後のスペクトルでは顕著なゲイン変動

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 30	0.007
30 - 50	27.1 dB/oct
50 - 70	0.70 dB/oct
70 - 100	29.2 dB/oct
100 - 200	3.6 dB/oct
200 - 270	0.05
270 - 460	7.8 dB/oct
460 - 500	0.20
500 - 800	-12.2
800 - 1280	-3.3 dB/oct
1280 - 2000	-8.6 dB/oct
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	10.1
試験時間 [sec]	35

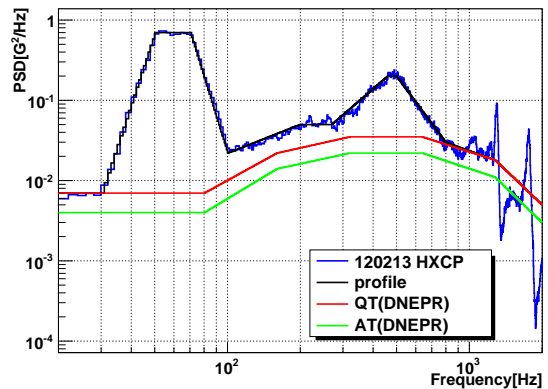


図 5.25: MAPMT 振動試験ランダム（機軸直交方向）振動プロファイル。第 3 回振動試験の結果を元に作成。

周波数 [Hz]	加速度 [G]
5 - 9.5	0.5
10 - 15	1.2
15.5 - 20	0.5 - 0.6
20 - 40	0.6 - 0.8
40 - 80	0.8 - 1.3
80 - 100	1.3
掃引速度	2 oct/min

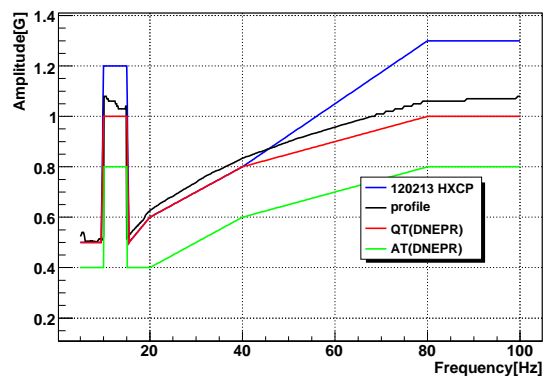


図 5.26: MAPMT 振動試験正弦波（機軸方向）振動プロファイル。第 3 回振動試験の結果を元に作成。

が見られているが、チャンネルによりゲインが上がったものと下がったものがあるため振動による劣化とは考えにくい。原因としては、気泡の位置がずれた、ゲルの接触が不十分だった箇所が振動により付き直した、などが考えられる。

最終的に、機軸直交・機軸方向共に予定通りの振動プロファイルで加振を行い、機器の破損が

周波数 [Hz]	PSD[G <sup>2</sup> /Hz]
20 - 80	0.007
80 - 160	6.3 dB/oct
160 - 230	47.3 dB/oct
230 - 250	9.0 dB/oct
250 - 330	-43.7 dB/oct
330 - 700	-13.9 dB/oct
700 - 900	0.005
900 - 1000	19.8 dB/oct
1000 -1200	0.01
1200 - 2000	-9.5 dB/oct
<hr/>	
実効値 [G <sub>rms</sub> ]	22.1
<hr/>	
試験時間 [sec]	35

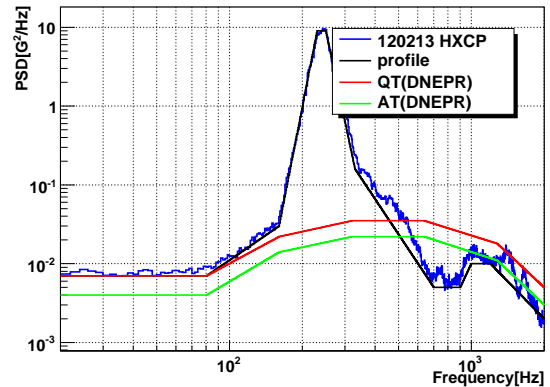


図 5.27: MAPMT 振動試験ランダム（機軸方向）振動プロファイル。第 3 回振動試験の結果を元に作成。

無いことを確認した。スペクトルで機軸直交方向加振後に変動があったが、試験前後で大きな変動は見られなかった。また、高圧電源の電流値に変化は無くダイノード間の短絡も見られなかったことから、振動による MAPMT 自体の劣化はほとんど無いと言える。

シンチレーション光検出のスペクトルは図??のようになった。機軸直交方向加振後にスペクトルの変動が見られるが、機軸方向加振後には元に戻っている。

## 考察

試験開始前と試験終了後のスペクトルをガウシアンでフィッティングしピーク位置を求め、ゲインの比較を行った。結果は図 5.35 のようになった。13ch では分解能が悪いためエラーバーが大きくなっているが、他のチャンネルは 1 付近に集中しており、チャンネルによりゲインの上がったものと下がったものが混在している。振動によるゲインの劣化というよりは、ゲル部分での気泡の影響が大きく作用していると考えられる。ゲインのばらつきは校正線源による調整を行うことで対応が可能である。

今回の試験により新たに改善点も見つかった。まず、プラスチックシンチレータ-MAPMT 間に内部気泡が生じる点に関しては、ゲルの塗り方の検討を行う。ゲルを徐々に塗り真空引きを行うなどの工夫をすることで、内部の気泡を減らすことが出来ると考えられる。また、ゲルの接触が

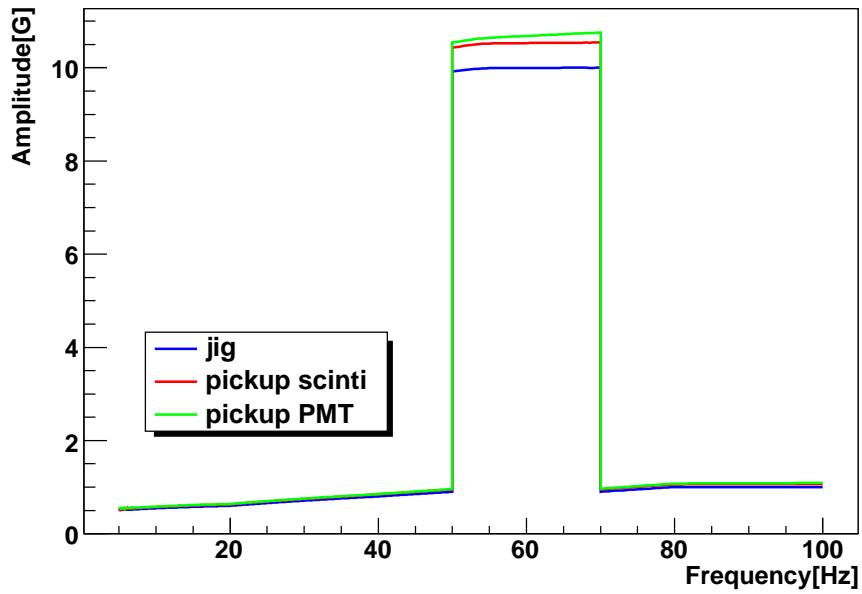


図 5.28: MAPMT 振動試験正弦波 (機軸直交方向 1)。青: 治具、赤: ピックアップ (プラスチックシンチレータ側)、緑: ピックアップ (MAPMT 側)

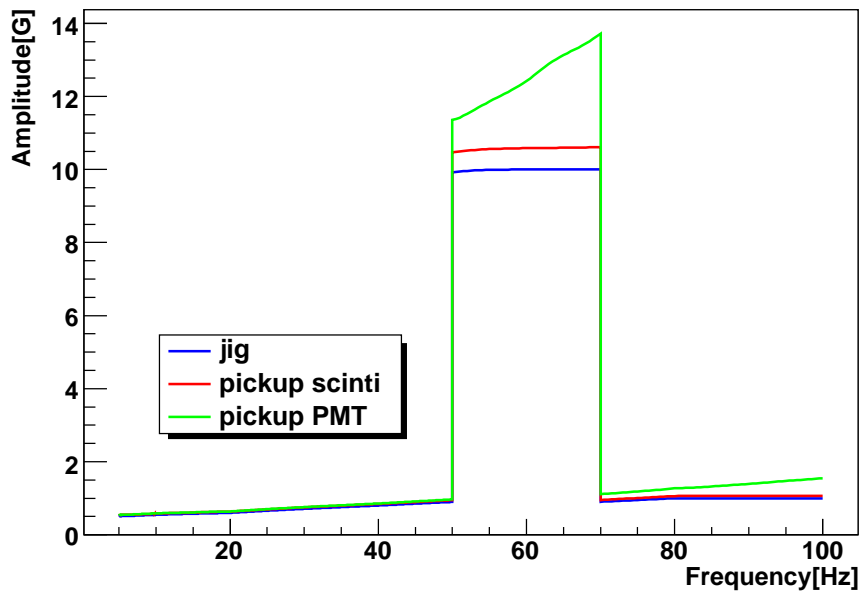


図 5.29: MAPMT 振動試験正弦波 (機軸直交方向 2)。青: 治具、赤: ピックアップ (プラスチックシンチレータ側)、緑: ピックアップ (MAPMT 側)。ピックアップ (MAPMT 側) の 50[Hz] 以上の加速度の上昇はピックアップの固定が不十分だったためと考えられる。

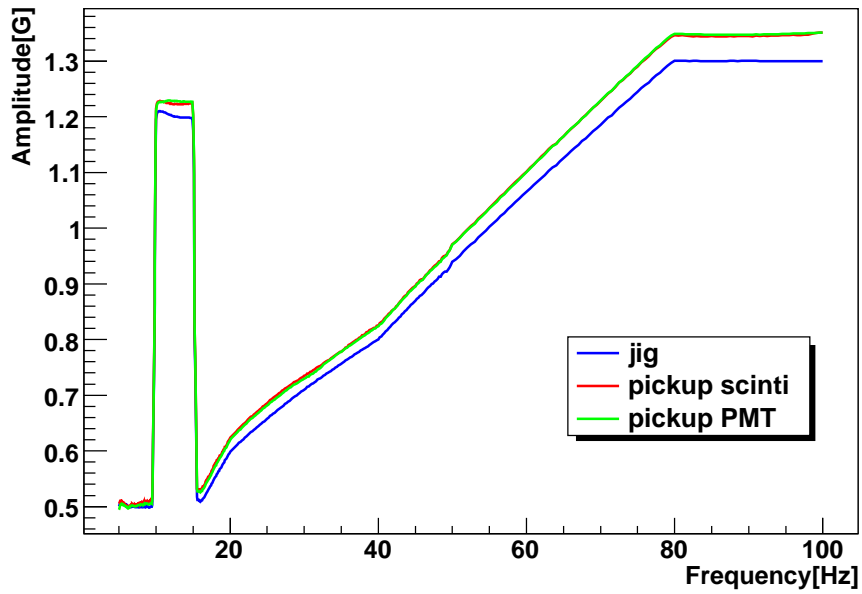


図 5.30: MAPMT 振動試験正弦波 (機軸方向QT)。青: 治具、赤: ピックアップ (プラスチックシンチレータ側)、緑: ピックアップ (MAPMT 側)。

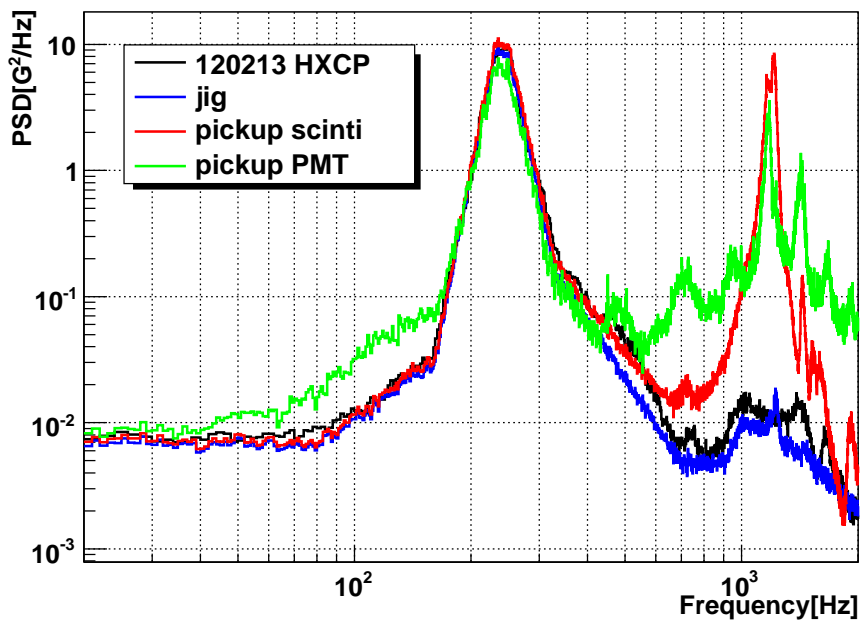


図 5.31: MAPMT 振動試験ランダム (機軸方向QT)。青: 治具、赤: ピックアップ (プラスチックシンチレータ側)、緑: ピックアップ (MAPMT 側)。実効値はそれぞれ 21.4、23.3、20.2[G<sub>rms</sub>]。

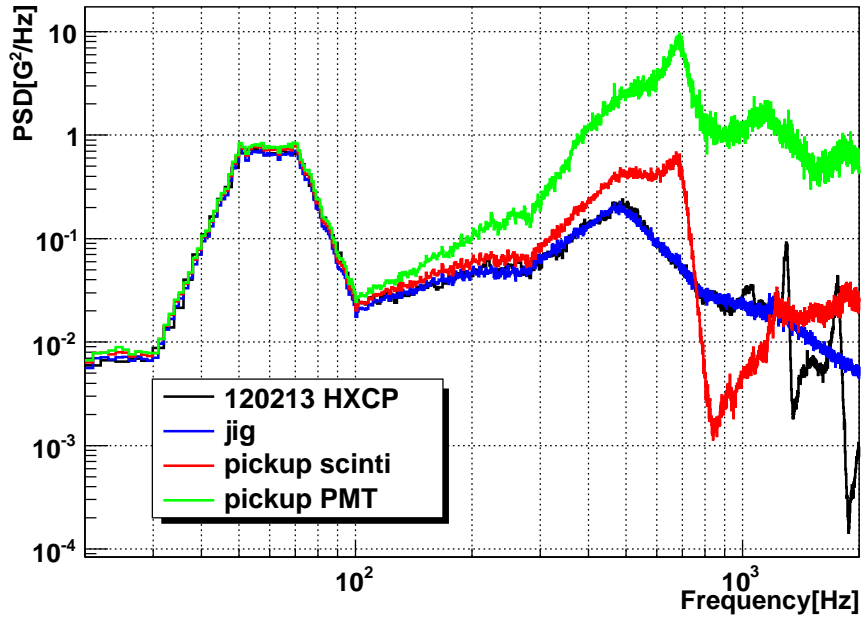


図 5.32: MAPMT 振動試験ランダム (機軸直交方向 1)。実効値はそれぞれ 9.3、13.6、41.3[G<sub>rms</sub>]。ピックアップの固定が不十分だったため、実際の実効値はもっと小さかったと思われる。

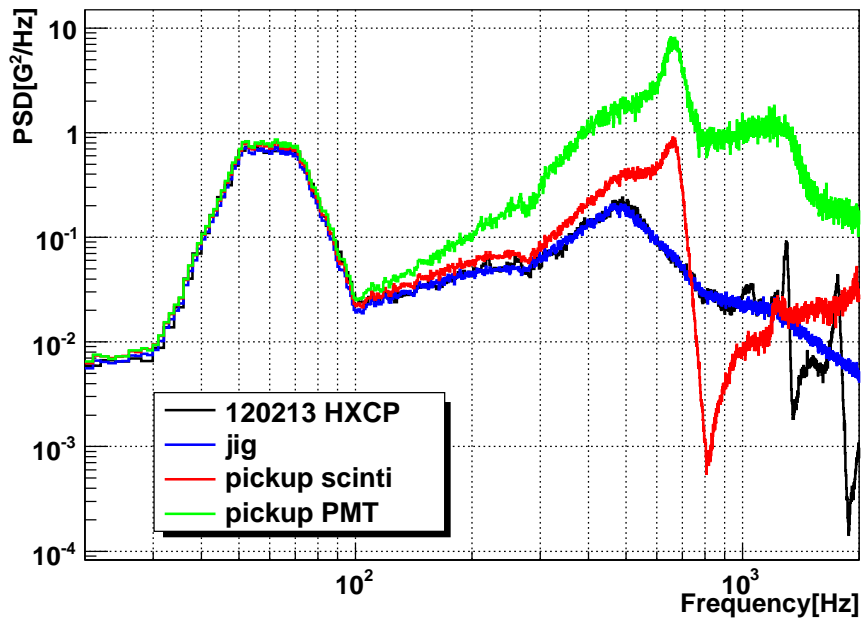


図 5.33: MAPMT 振動試験ランダム (機軸直交方向 2)。実効値はそれぞれ 9.3、13.7、37.2[G<sub>rms</sub>]。ピックアップの固定が不十分だったため、実際の実効値はもっと小さかったと思われる。

不十分であった点は、ねじの緩みが一部見られたので、フライトモデルではねじの接着を行うと共に、ゲルを厚めに形成し圧着するなどの工夫が必要である。

## 5.9 まとめ

昨年行われた第1回振動試験においてMAPMTが一部破損し、支持機構の改修が必要となった。そのため、HXCP内の振動を調べ、支持機構の強化を行った。第3回振動試験で得られたHXCPの振動データを元に、MAPMTの再加振を行い、ロケットの振動条件に十分耐えることが実証出来た。しかし、プラスチックシンチレータ-MAPMT間の内部気泡が移動したり、ゲルの接触が不十分な箇所があることが分かった。今後は先に述べた対策をすることで改善を行う。



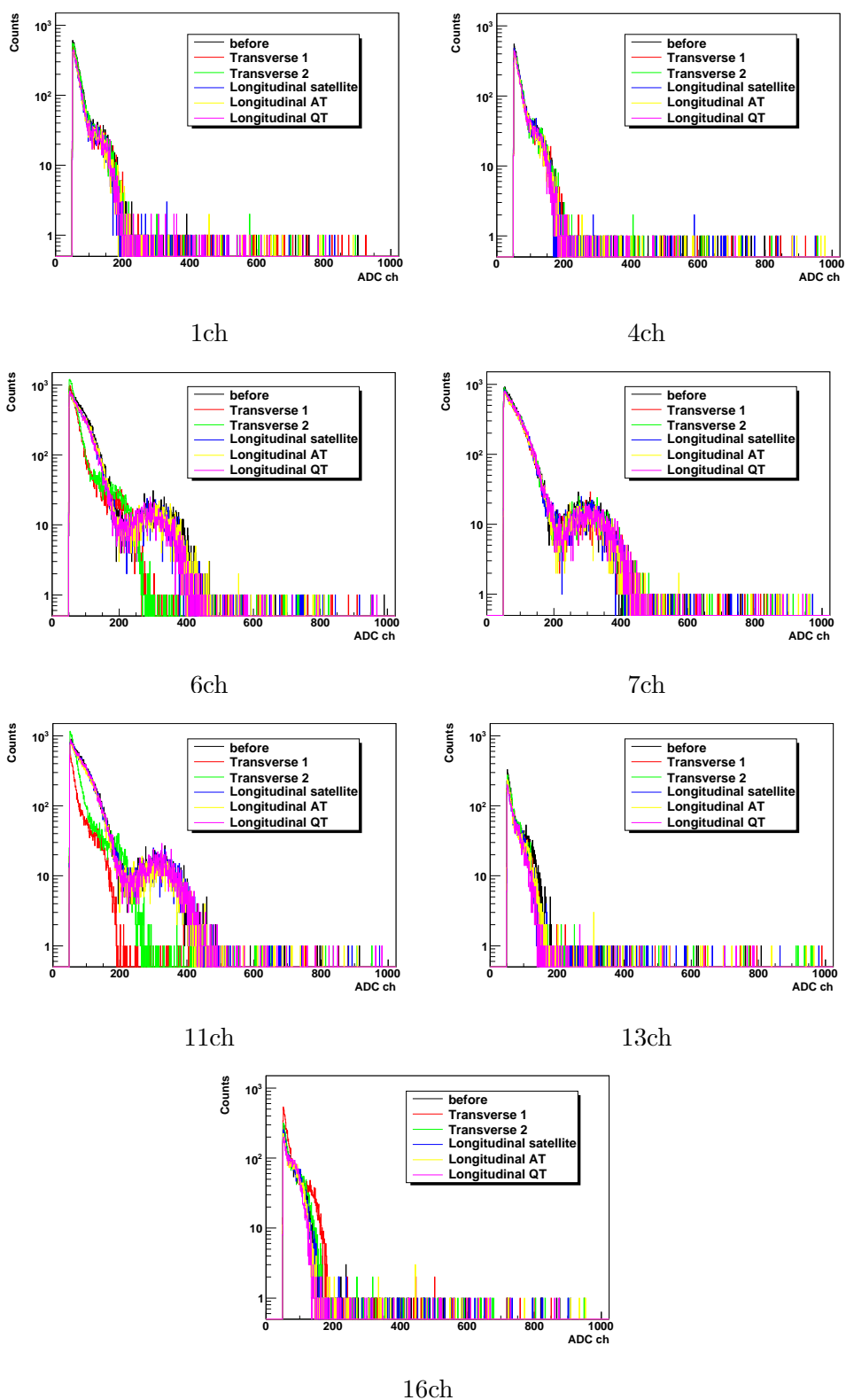


図 5.34: シンチレーション光検出のスペクトル。MAPMT 振動試験において動作確認を行った。外部試験で時間的制約があるため、試験中は四隅と真ん中のチャンネルのみで 60 秒ずつスペクトルの取得を行った。before: 試験開始前、Longitudinal QT: 機軸 QT (正弦波/ランダム) 加振後。

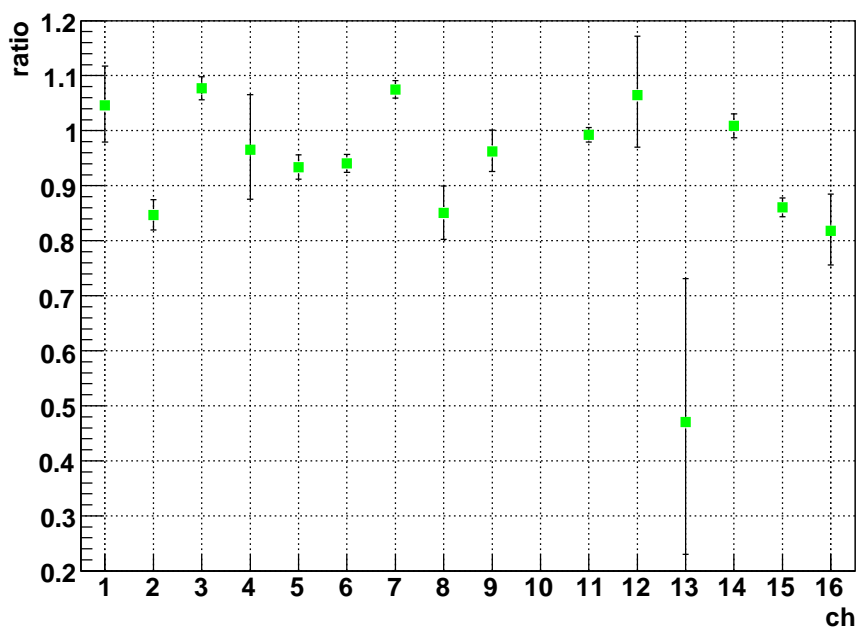


図 5.35: 試験開始前に対する終了後のゲイン比。 $^{241}\text{Am}$  のピークをガウシアンでフィッティングし、ゲインの比較を行った。13ch はピークが隠れてしまったためエラーバーが大きくなっているが、その他のチャンネルでは 1 付近に集まっており、試験前後のゲイン変動は見られない。

# 第6章 マルチアノード光電子増倍管への磁気影響の見積もり

## 6.1 目的

TSUBAMEには姿勢制御装置として、コントロールモーメントジャイロの他に磁気トルカが搭載される。磁気トルカは電磁石と地球磁場との作用で磁気モーメントを発生させ、そのトルクを利用して姿勢制御を行う。光電子増倍管は磁場に非常に敏感で、地磁気程度の磁場でも特性に影響を受ける可能性がある。そのため、TSUBAMEでもMAPMTのまわりを磁気シールドすべきか検討する必要がある。ここでは、磁気トルカから発生する磁場と必要な磁気シールドの厚さの見積もりの計算、及びシミュレーションによる検証を行った。

## 6.2 磁気シールドの厚さの見積もり

### 6.2.1 発生磁場の大きさ

磁気双極子モーメント  $m[\text{Am}^2]$  が発生する磁束密度  $B[\text{T}]$  は以下の式で与えられる。

$$B = -\frac{\mu_0}{4\pi} \text{grad} \frac{\vec{m} \cdot \vec{R}}{R^3} \quad (6.1)$$

これを球座標  $\phi(r, \theta)$  成分で表すと、

$$B_r = -\frac{\mu_0}{4\pi} \frac{2|m| \cos \theta}{R^3}, \quad B_\theta = -\frac{\mu_0}{4\pi} \frac{|m| \sin \theta}{R^3} \quad (6.2)$$

となる。なお、真空中の磁束密度は  $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7}[\text{H/m}]$ 、磁気トルカの発生磁気モーメントは  $2.6[\text{Am}^2]$  である。磁気トルカの軸方向に対して垂直の位置での磁束密度を求めるには  $\theta = \pi/2$  とすれば良い。磁気トルカ中心軸とMAPMTの最短距離は  $98[\text{mm}]$  であるので、MAPMTにおける磁場の大きさは、

$$B = 2.75[\text{G}] = 0.275[\text{mT}] \quad (6.3)$$

となる。また、磁気トルカ中心軸からの距離と磁束密度の関係は図6.1のようになる。

R8900シリーズの浜松ホトニクスによる磁気特性データを図6.3~6.5に載せる。座標軸は図6.2のように設定してある。100[G] (=10[mT])での相対出力は10%まで落ちているが、2.75[G] (=0.275[mT])では95~110%程度である。今回は相対出力が±5%以内に収まるように、MAPMTの内部磁場が1[G]程度となるような磁気シールドの厚さを見積もった。

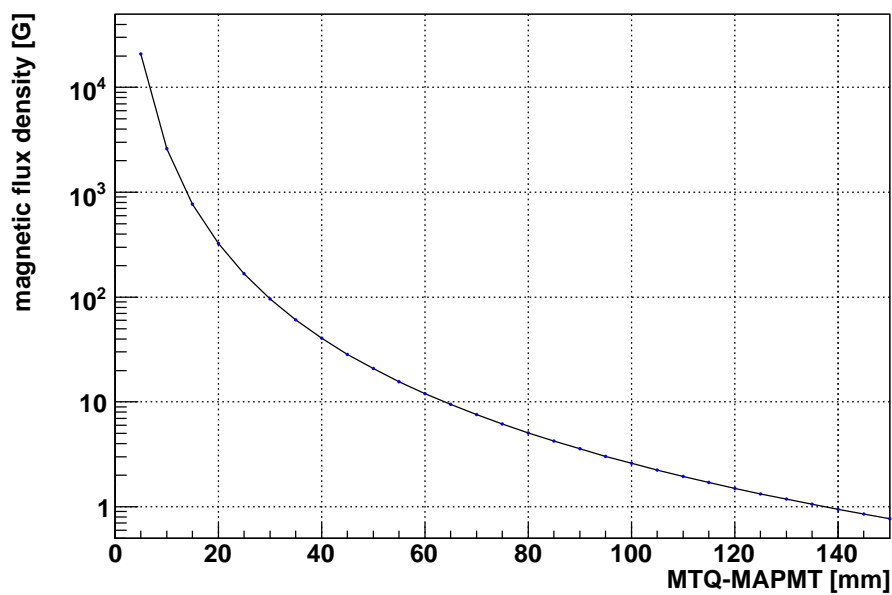


図 6.1: 磁気トルカ中心軸からの距離と磁束密度の関係。磁束密度は距離の 3 乗に反比例して小さくなっていく。中心軸からの距離が 98[mm] の場合、その磁束密度は 2.75[G]。

R8900-M16 Effect of Magnetic Fields Anode output Position

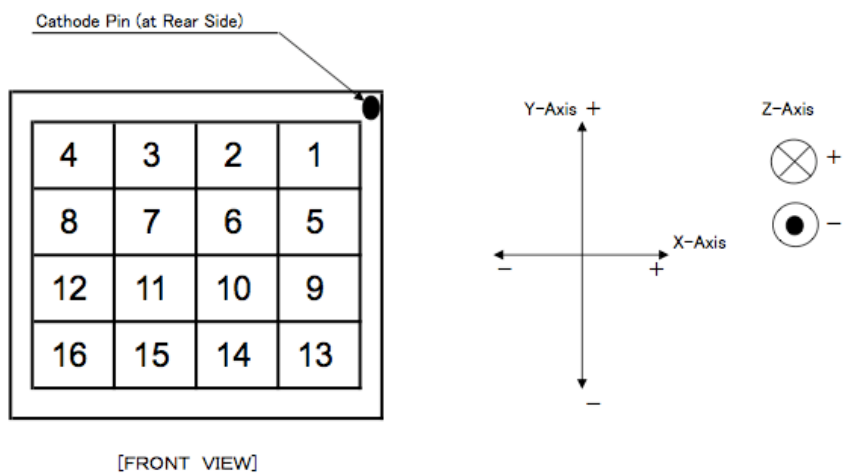


図 6.2: R8900 シリーズ光電子増倍管の座標軸。光電面から見た方向。

### 6.2.2 磁場とシールドケースの厚さの関係

遮蔽度  $S$  は以下の式で与えられる [5]。

$$S = \frac{H_{\text{out}}}{H_{\text{in}}} = \frac{3t\mu}{4r} \quad (6.4)$$

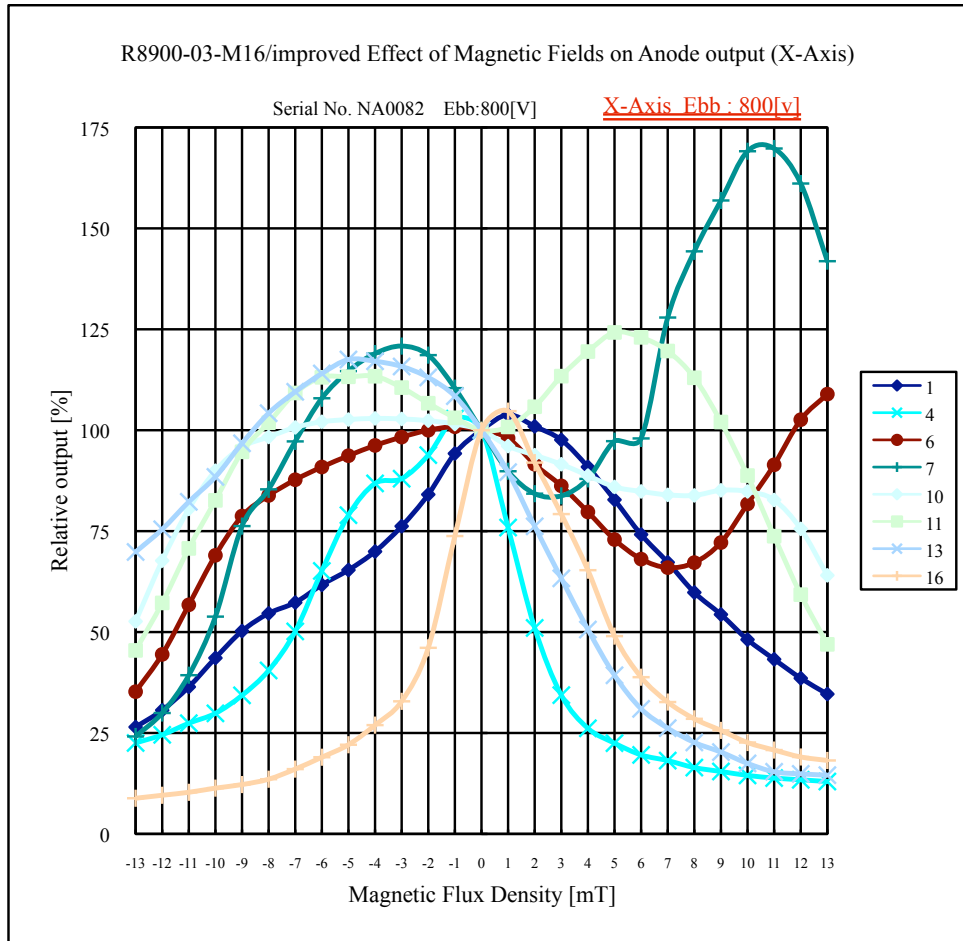


図 6.3: R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性 (x 軸)。横軸が磁束密度、縦軸が相対出力。MAPMT 中心から 1・13ch 方向が+x、4・16ch 方向が-x。

ここで  $H_{in,out}$  はシールドケースの内外の磁場、 $\mu$  はシールドケースの透磁率、 $r$  はシールドケース内半径、 $t$  はシールドケースの厚さである (図 6.6)。この式は、光電子増倍管に比べてシールドが十分長い ( $r \sim 2r$  以上) 場合に成り立つ。短いシールドの場合、端末効果が現れシールドの端で遮蔽度は小さくなる (図 6.7)。さらに、シールドの厚さを考える際には周波数特性を考慮する必要がある。1~10[kHz] の高周波磁場では薄いシールドを用いた方が遮蔽が出来る。ただし、磁気トルカは直流電源で駆動するためにはここは考慮しない。

今回シールドは Fe-Ni 合金で初透磁率の大きいパーマロイを用いる。パーマロイには Ni 含有量が 50% の PB パーマロイと、80% の PC パーマロイがある。PC パーマロイは透磁率が高く飽和磁束密度が低く、地磁気のような弱い磁場を遮蔽するのに優れている。また、PB パーマロイは透磁率は低いものの飽和磁束密度が高く、強い磁場での遮蔽に優れている。

シールドケースの厚さを求めるにあたり、パーマロイの透磁率は PB パーマロイの初透磁率である  $\mu = 4500$ 、シールドケースの内半径は MAPMT を円形と見立てて  $r = 18[\text{mm}]$  とした。シール

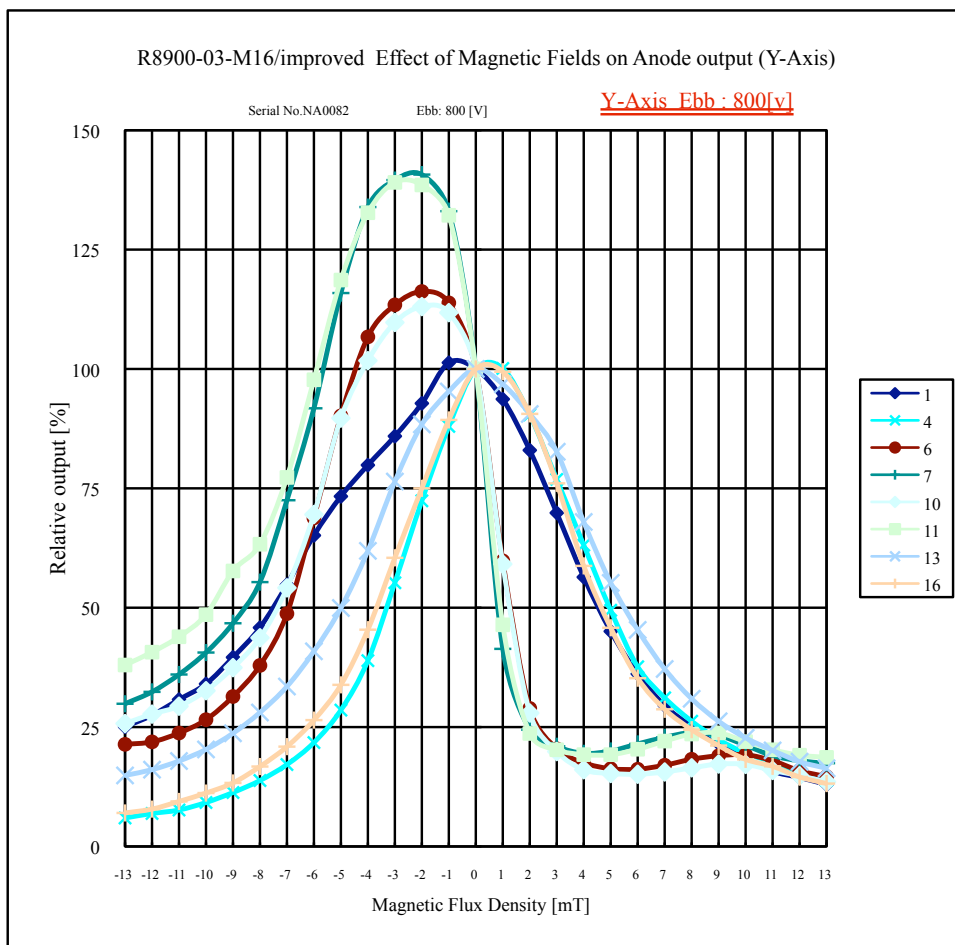


図 6.4: R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性 (y 軸)。横軸が磁束密度、縦軸が相対出力。MAPMT 中心から 1・4ch 方向が+y、13・16ch 方向が-y。

ドケース内の磁場を 1[G] 以下にするのに必要なシールドケースの厚さは、これより  $t = 0.014[\text{mm}]$  以上と求まる。PB パーマロイの透磁率は  $\sim 10000$  程度となっており、実際にはさらに薄いシールドでも十分なかもしれない。

エンジニアリングモデルでは、現在よりも磁気トルカと MAPMT の距離が近かったため、発生磁場は 100[G] 程度が見込まれていた。浜松ホトニクス の技術者に確認したところ、この磁場を遮蔽するには 2[mm] の PB パーマロイが必要だとのコメントを頂いている。この関係を使い、今回の 2.75[G] の磁場に対して必要シールドの厚さの計算を行った。外部磁場とシールドケースの厚さは比例関係であることから、

$$H_{\text{out}} : t = 100[\text{G}] : 2[\text{mm}] = 2.75[\text{G}] : 0.055[\text{mm}] \quad (6.5)$$

となり、シールドケースの厚さは  $t = 0.055[\text{mm}]$  となる。

これらの計算では厚さに 4 倍の違いが現れている。この原因としては、前者が理想条件下での式であることや、後者はより安全性を考慮していることなどが考えられる。ここでは、シールド

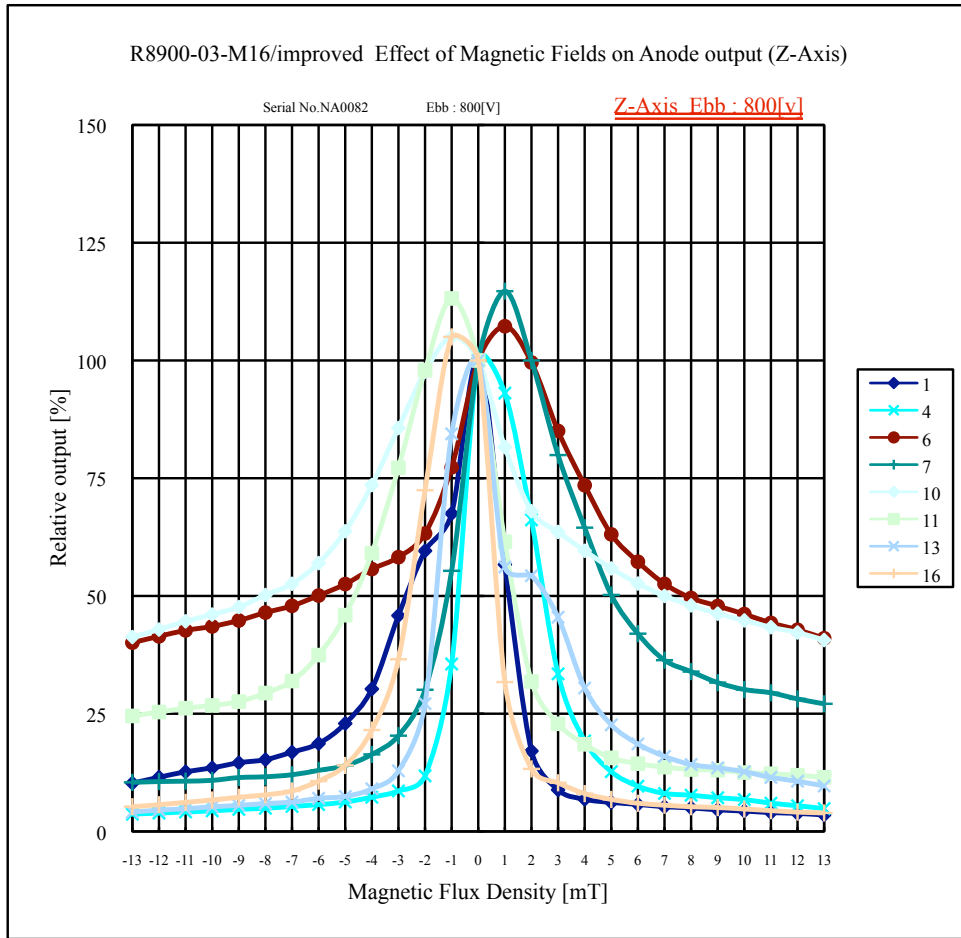


図 6.5: R8900 シリーズにおけるチャンネルごとの磁気特性 (z 軸)。横軸が磁束密度、縦軸が相対出力。光電面からダイノード方向をが+z、ダイノードから光電面方向が-z。

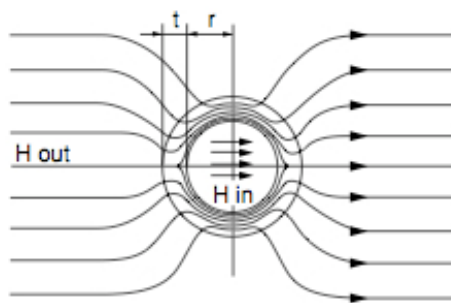


図 6.6: 磁気シールドケースの遮蔽。光電子増倍管は磁界の影響を受けやすいため、磁界中で動作させる場合はシールドケースによる遮蔽が必要となる。

ケースの厚さは  $\sim 0.1$ [mm] もあれば十分であると判断した。

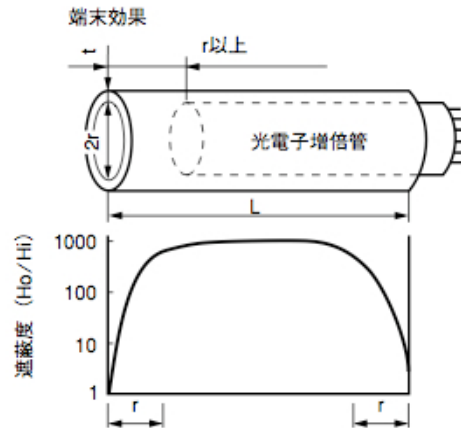


図 6.7: 端末効果。光電子増倍管に比べてシールドが短い場合、端末効果が現れ、シールドの端での遮蔽度が小さくなってしまふ。

### 6.3 シミュレーション

Ansoft 社の 2 次元電磁界シミュレータ Maxwell 2D を用いて MAPMT と磁気シールドの 2 次元シミュレーションを行った。MAPMT の最も近くにある MAPMT ここでは、MAPMT をステンレス、磁気トルカを永久磁石のセラミック (Ceramic5D) で近似した。また、PMT とシールドのすき間を 0.1[mm] とした。シールド厚さを 0.1[mm] と 1.0[mm] の場合で行った (図 6.8、6.9)。シールドにより、厚さ 0.1[mm] のとき  $\sim 1$ [G]、1[mm] のとき  $\sim 0.1$ [G] まで磁場が落ちていることが分かる。ただし、Ceramic5D の発生磁場は磁気トルカの磁場よりも 5 $\sim$ 10 倍大きいので、磁気トルカの場合シールド厚さ 0.1[mm] で十分遮蔽出来ると言える。

### 6.4 まとめ

エンジニアリングモデルでは 100[G] 程度の磁場が予想されていたが、フライトモデルでは設計変更により磁気トルカと HXCP の距離が離れたことから予想される最大磁場は 2.75[G] と大幅に減った。この磁場を 1[G] 以下にするために必要な PB パーマロイは 0.1[mm] あれば十分であることが分かり、この結果はシミュレーションとも一致する。また、実際に磁気トルカを駆動させて MAPMT への影響を確認したところ、MAPMT の特性に有意な変化は見られていないことを確認しており、磁気トルカからの磁場の影響はほとんど無いと結論づけられる。



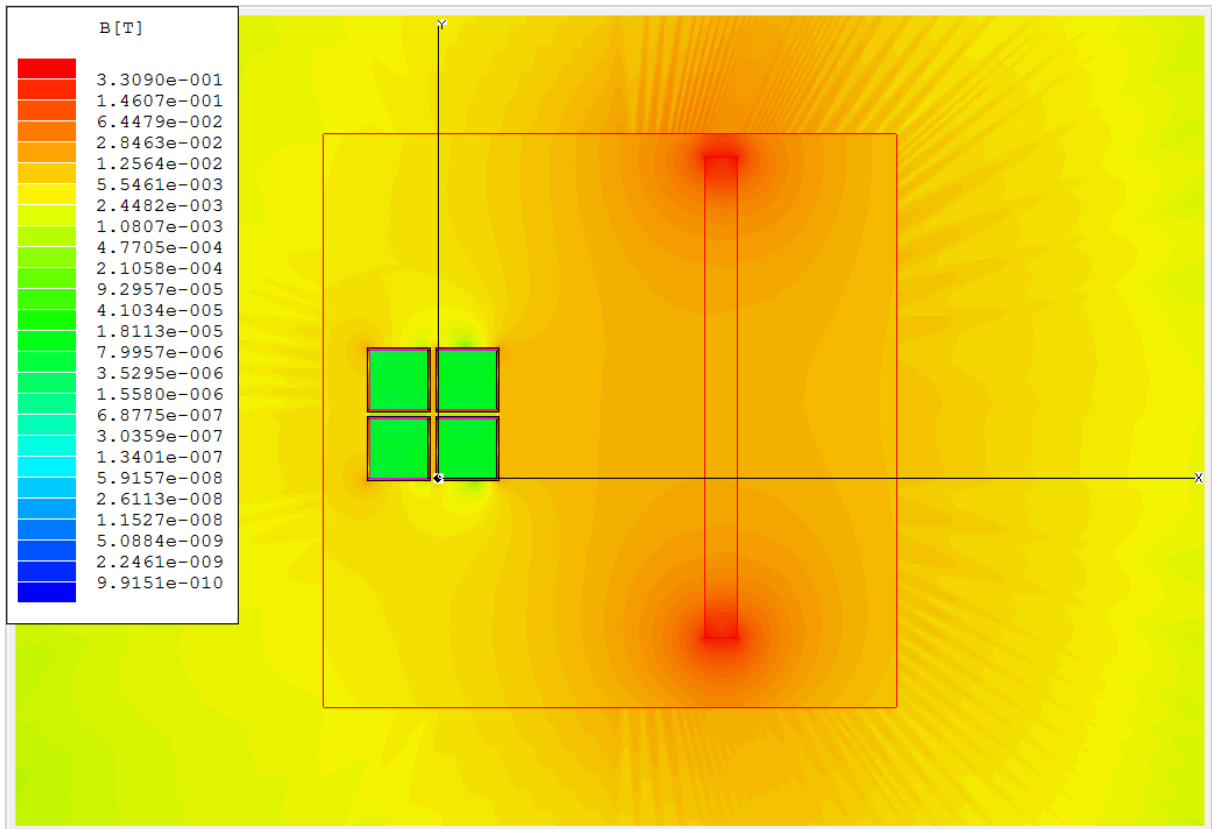


図 6.8: シールド 1.0mm での MAPMT 周りに発生する磁束密度。左側にある正方形 4 つが MAPMT で、右側の長方形が磁気トルカである。各 MAPMT の周りを PB パーマロイのシールドで囲みシミュレーションを行った。MAPMT はアルミニウム、磁気トルカを Ceramic5D で近似。シールドにより MAPMT 中心での磁場は 0.1[G] 程度に落ちている。

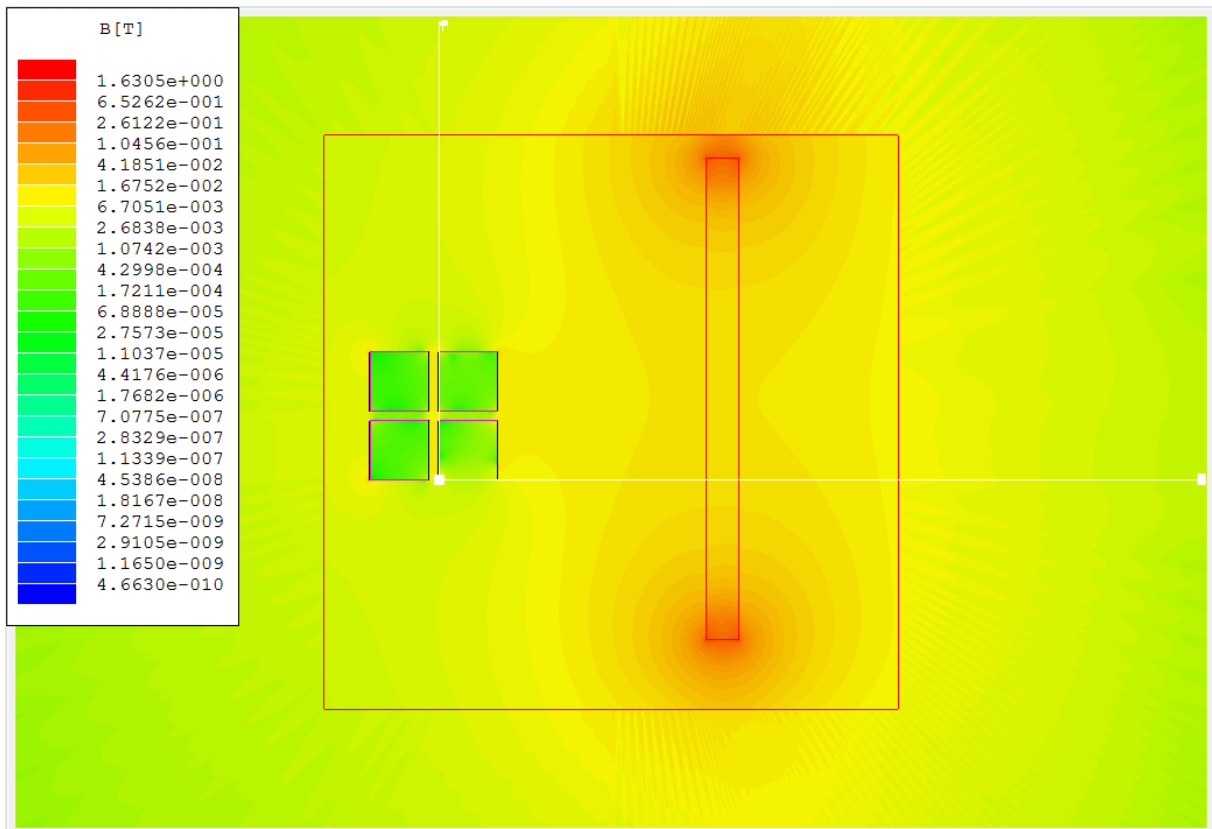


図 6.9: シールド 0.1mm での MAPMT 周りに発生する磁束密度。左側にある正方形 4 つが MAPMT で、右側の長方形が磁気トルカである。各 MAPMT の周りを PB パーマロイのシールドで囲みシミュレーションを行った。MAPMT はアルミニウム、磁気トルカを Ceramic5D で近似。シールドにより MAPMT 中心での磁場は 1[G] 程度となった。

## 第7章 まとめと今後の対策

本研究では、マルチアノード光電子増倍管（MAPMT）の環境試験とその評価を行った。

熱真空試験では、MAPMT に電圧を分割供給するブリーダー基板の温度測定を行い、現状の問題点の確認を行った。基板中心の温度は 40[°C] 近くまで上昇し検出器の動作に悪影響を及ぼす可能性があること、及び放電が発生していることが分かった。そのため放熱路を置くことでどの程度の熱を逃がすことが出来るか確認し、放電対策を行い、その効果を確認した。フライトモデルの設計では、銅板を基板の 4ヶ所に配置しすることで検出器側に熱が伝わることを防ぐとともに、基板の配置を変更することで放電の発生を防ぐ。

耐振対策では、MAPMT を衛星搭載する上で大きな懸念事項であったロケットの打ち上げ振動に対する強化を行った。第 1 回振動試験において MAPMT が一部破損し、支持機構の補強を行う必要があると判断した。始めに HXCP 内の振動を調べ、支持機構の強化を行った。そして、改めて HXCP を加振し、内部振動データの取得をし MAPMT の再加振を行った。その結果、ロケットの QT レベルの加振に耐えることを実証した。振動試験の際に、プラスチックシンチレータ-MAPMT 間のゲルの接触方法が十分でないことが分かり、今後の対策が必要になった。ゲルの塗り方、固定方法を変えることで改善を行う。

磁気に関しては、磁気トルカから MAPMT に発生する磁場と必要なシールドの厚さの見積もりを行った。さらにシミュレーション結果と比較しを行った。フライトモデルでは発生磁場は 2.75[G] と求まり、MAPMT の相対出力誤差を ±5% に収めるには内部磁場が 1[G] 程度になれば良く、そのために必要なシールドは 0.1[mm] と求まった。これはシミュレーション結果とも一致している。

今後はフライトモデルを使用して熱真空試験・磁気試験を行いその効果を確認すると共に、耐振対策におけるゲルの再検討を行う必要がある。ゲルに関しては、今後控えている衝撃試験にも一部関わってくるため対応が必要である。

## 関連図書

- [1] W. Coburn & S. E. Boggs, "Polarization of the prompt gamma-ray emission from the gamma-ray burst of 6 December 2002", *Nature*, 423, 415-417 (2003)
- [2] S. McGlynn, "Polarization studies of the prompt gamma-ray emission from GRB 041219a using the spectrometer aboard INTEGRAL", *A&A*, 466, 895-904 (2007)
- [3] D. Yonetoku, et al. "Detection of Gamma-Ray Polarization in Prompt Emission of GRB 100826A", *The Astrophysical Journal*, 743, L30 (2011)
- [4] F. Lei, et al. "Compton Polarimetry in Gamma-Ray Astronomy", *Space Science Reviews*, 82, 309-38 (1997)
- [5] 「光電子増倍管 その基礎と応用 第3版」, 浜松ホトニクス (2005)
- [6] 戸泉 貴裕, 修士論文「東工大衛星 Cute-1.7+APDII の荷電粒子観測とガンマ線バースト偏光観測衛星 TSUBAME の検出器開発」 東京工業大学 (2009)
- [7] 榎本 雄太, 卒業論文「偏光観測衛星 TSUBAME 搭載用硬 X 線偏光計の試作と性能評価」 東京工業大学 (2010)
- [8] 川上 孝介, 卒業論文「超小型衛星 TSUBAME 搭載用広視野バーストモニターのシステム構築」 東京工業大学 (2011)
- [9] 常世田 和樹, 卒業論文「 $\gamma$  線突発天体の位置決定手法に関する研究」 東京工業大学 (2011)

## 謝辞

本研究を行うにあたり、多くの方々にお世話になりました。まずはこのような機会を与えて頂いた河合教授、谷津助教に感謝致します。

谷津さんには実験の初歩からテクニック、発表やレポート作成などたくさんのことを教えて頂きました。戸泉さんはTSUBAMEについて基本的なことから丁寧に教えていただきました。榎本さんには実験で分からないことがあるといつも相談していました。川上さんは日々の研生活に対するアドバイスなどを頂きました。常世田さんはLinuxの使い方や振動試験の準備で大変お世話になりました。

松永研究室の皆様にはTSUBAME開発、Cute運用でお世話になりました。構造系の牟田さん、森井さんには振動試験について初歩から丁寧に教えて頂き、研究室に伺った際にはお菓子も頂きました。ありがとうございます。

研究室の皆様には、普段からとても良くして頂き、1年間楽しいときを過ごせました。お世話になった方々の名前を全て挙げることは出来ませんが、関わって頂いた皆様に深く感謝致します。