

東京大学大学院新領域創成科学研究科
複雑理工学専攻

令和元年度

修士論文

超小型宇宙機に用いられる電子部品の
放射線耐性に関する研究

2020 年 3 月 6 日

指導教員 吉岡和夫講師

勝瀬 陸

要 旨

人工衛星や惑星探査機などに用いられる電子機器は、宇宙空間の放射線環境に曝されることで、ノイズの増加、ビット反転、消費電流の増加などの誤動作が生じる恐れがある。一般に、宇宙機ミッションには特別に放射線耐性を考慮した設計の電子機器が用いられるが、重量 100 kg 以下の超小型宇宙機においては、民生品を利用することで開発期間の短期化と費用の低減をはかる。これにより、近年、大学の研究室やベンチャー企業は超小型宇宙機の開発を盛んに行っている。しかし、民生品は放射線耐性を考慮した設計がなされていないため、装置の設計や軌道、さらにミッション期間に応じて総吸収線量(被ばく量)を見積もり、放射線照射試験を通してその耐性を確認する必要がある。

私の所属している研究室では、2021 年に打ち上げ予定の超小型探査機 EQUULEUS に搭載される極端紫外撮像機 PHOENIX を開発している。PHOENIX は、地球プラズマ圏を構成するヘリウム一価イオンが太陽光共鳴散乱により発する輝線(波長 30.4 nm)を、地球―月第二ラグランジュ点近傍から準定常的に遠隔観測することで、地球周辺プラズマ圏の動的描像を大局的に理解することを科学目的としている。

超小型探査機(6 U サイズ、1 U = 10 × 10 × 10 cm)の EQUULEUS に搭載される PHOENIX には、民生品の信号増幅回路部と FPGA を用いているため、放射線耐性の確認は必須である。そこで私は、モンテカルロ法を用いたシミュレーションツール(Geant4)を利用して、ミッション期間を通した総吸収線量を見積もり、実際に試作機に対して放射線試験を行った。

シミュレーションの結果、供試体(信号増幅回路部および FPGA)の総吸収線量は銀河宇宙線、太陽フレア粒子、地球放射線帯粒子の内帯・外帯からそれぞれ約 1×10^{-2} krad/year、 3×10^{-1} krad/hour、 5×10^{-2} krad/hour、 3×10^{-1} krad/hour と見積もられた。運用期間として計画されている 2 年間に、銀河宇宙線に定常的に曝されるものとし、また地球放射線帯の通過時間と太陽フレア粒子への曝露時間が約 1 時間相当、太陽フレアのイベント数が 2 年間で 4 回としたとき、ミッション期間を通した総吸収線量は約 2 krad と見積もられる。

実機(搭載品と同等品)を用いたガンマ線照射装置を用いた試験の結果、信号増幅回路部は上述の総吸収線量に比べて十分大きな 12 krad、FPGA は 5 krad までの放射線耐性が確認された。なお、FPGA は総照射量が 12 krad を越えた段階で消費電流の増加が確認された。さらに照射量が 20 krad を越えた時点では、FPGA もしくは付随して用いられる A/D 変換素子におけるビット反転によるデータの異常が確認された。また、電源の OFF/ON や、無通電状態を一定時間継続することで性能の回復がみられた。

EQUULEUS のような深宇宙探査ミッションは、極めて苛烈な地球放射線帯の中にいる時間は短い（1 時間以下）ため、放射線耐性という観点では民生品で十分であることを意味する。仮にこれらの信号増幅回路部と FPGA を地球周回軌道（約 20,000 km）で用いる場合、吸収線量が 2×10^3 krad/year を超えるため、隔壁（アルミニウム等の金属）の厚みを増加させるか、より放射線耐性の高い部品に換装する必要がある。しかし、宇宙機ミッションにおいて質量増加は極力避けるべき事態であるため、あらかじめ放射線耐性の高い部品を用いる方が現実的である。

目 次

1	序論	3
1.1	宇宙ミッション	3
1.1.1	惑星分光観測衛星ひさき	3
1.1.2	小惑星探査機はやぶさ 2	3
1.2	宇宙機の開発順序	4
1.3	環境試験	4
1.3.1	衝撃試験	4
1.3.2	振動試験	6
1.3.3	熱真空試験	7
1.3.4	放射線試験	7
1.4	超小型宇宙機	9
1.4.1	静止気象衛星ひまわり 8 号	10
1.4.2	超小型衛星ほどよし 1 号	10
1.5	研究目的	11
2	超小型探査機搭載の極端紫外撮像装置	12
2.1	EQULEUSS	12
2.2	PHOENIX	12
3	吸収線量の見積もり	14
3.1	宇宙空間における放射線環境	14
3.2	EQULEUS に搭載される PHOENIX の吸収線量の見積もり	15
3.3	PHOENIX の吸収線量のシミュレーション結果	17
4	ガンマ線照射試験	19
4.1	ガンマ線照射試験 (A) : 信号増幅回路部	20
4.1.1	条件	21
4.1.2	試験結果	22
4.2	ガンマ線照射試験 (B) : FPGA	24
4.2.1	条件	24
4.2.2	試験結果	25
4.3	考察	27
5	まとめ	28
6	付録	29

6.1	吸収線量の単位	29
-----	---------------	----

1 序論

1.1 宇宙ミッション

宇宙ミッションの目的は、人類の生活を豊かにすることや科学の探究である。ここで用いられる宇宙機は、地球周回を軌道とする人工衛星と、それ以外を軌道とする探査機に分けられ、特に通信制約や温度条件、放射線環境に大きな違いがある。本研究は、宇宙機の開発において留意すべき諸条件（温度、真空、振動等）のうち、耐放射線環境に着目する。

宇宙放射線には、大別して銀河宇宙線、太陽フレア粒子、および地球放射線帯由来の高エネルギー粒子の3種類がある。宇宙機に用いられる電子機器にこれら放射線が入射すると、ノイズの増加、ビット反転、消費電流の増加などの誤動作が生じる恐れがある。地球周回軌道の衛星においては、地球を取り巻く放射線帯に由来する高エネルギー放射線の影響が支配的であり、それ以外の軌道のミッションにおいては、銀河宇宙線と太陽フレア粒子の影響が支配的である。さらに、探査機の軌道やミッションの運用期間により考えるべき放射線の影響は変化する。宇宙ミッションを成功させるためには、それぞれの目的と運用計画に応じて必要な放射線耐性を考慮し、適切に設計する必要がある。

科学目的の人工衛星の例として惑星分光観測衛星ひさきを、また深宇宙探査機の例として小惑星探査機はやぶさ2を紹介する。

1.1.1 惑星分光観測衛星ひさき

「ひさき」は、2013年にJAXAのイプシロンロケットによって打ち上げられた、寸法1×1×4 m（太陽電池パネルを除く）、重量335 kgの惑星分光観測衛星である。「ひさき」は、地表高度約950 kmから1150 kmの楕円軌道から、極端紫外領域の波長（50 nm - 150 nm）を用いて金星、火星および木星を観測している（Ueno et al., 2011; Yoshikawa et al. 2014; Yoshioka et al., 2013）。

「ひさき」が周回する高度1000 km付近は、一般的に高度300 – 800 kmの軌道をとる地球周回衛星の中では高高度と言える。従って高度約2,000 km - 50,000 kmにある地球放射線帯由来の高エネルギー粒子による影響は比較的大きい。一方、銀河宇宙線や太陽フレア粒子は地球の磁気圏によって遮蔽されるため、惑星間空間を航行する探査機に比べて電子機器への影響は少ない。

1.1.2 小惑星探査機はやぶさ2

「はやぶさ2」は2014年にJAXAのH2Aロケットによって打ち上げられた、寸法1×1.6×1.25 m、重量約600 kgの小惑星探査機である。はやぶさ2ミッションは地球近傍小惑星リュウグウへの着陸、サンプルリターン、クレータ生

成および、サンプルリターンを通した技術の発展を目的としている（津田，2018）。

「はやぶさ 2」は約 6 年の間、地球公転軌道や公転半径を約 1.3 au とするリュウグウの軌道の近傍を航行し放射線環境に曝される。ここでの主たる放射線の源は、太陽フレア粒子と銀河宇宙線である。銀河宇宙線は、当方的かつ定常的に降り注がれているが、その流量自体は少ないため、電子機器への影響は少ない。一方太陽フレア粒子は指向性が高く、探査機に甚大な影響を及ぼすような最大クラスの太陽フレアの発生は 10 年に 1 回程度と低頻度である。「はやぶさ 2」は、放射線対策として電子回路部の冗長化や耐性の強い硝材の利用などがなされた（宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JERG-RR-15-005, 2016）。

1.2 宇宙機の開発順序

以上で紹介した「ひさき」や「はやぶさ 2」は、段階的プロジェクト計画（Phased Project Planning）とよばれるプロセスに則って開発される（図 1）。この手法は NASA がアポロ計画時代に考えたものであり、以下のように進められていく。宇宙機に要求される性能は、宇宙ミッションにおける科学目的や軌道によって決定される。宇宙機開発では、試作（BBM: Bread Board Model）による概念設計の確認ののちに EM（Engineering Model）を製作する。これに、電気性能試験や環境試験を実施する。その結果より、FM（Flight Model）の詳細設計を決定する。

1.3 環境試験

宇宙機は、打ち上げ前（フェーズ B,C,D）に環境試験をする必要がある。以下で簡単に紹介する。

1.3.1 衝撃試験

ロケット、衛星、探査機等の宇宙機は、打ち上げから運用までの多くの場面で火工品が使用される。例えば、ロケットからの衛星の分離、太陽パネルの展開時等である。宇宙機の開発段階においては、火工品動作時の衝撃環境に対する耐性および設計の妥当性を確認し、その結果の評価が求められる（衝撃試験ハンドブック, JERG-2-130-HB001, 2017）。

実際の宇宙ミッションと同様に、火工品を用いた衝撃試験機も存在するが、我々の研究室では、安全面を考慮し、ハンマー型の衝撃試験機を開発している。ハンマーの振り上げ位置や、ハンマーの材質を変えることで、様々な加速度や振動数を持った衝撃を生み出す。

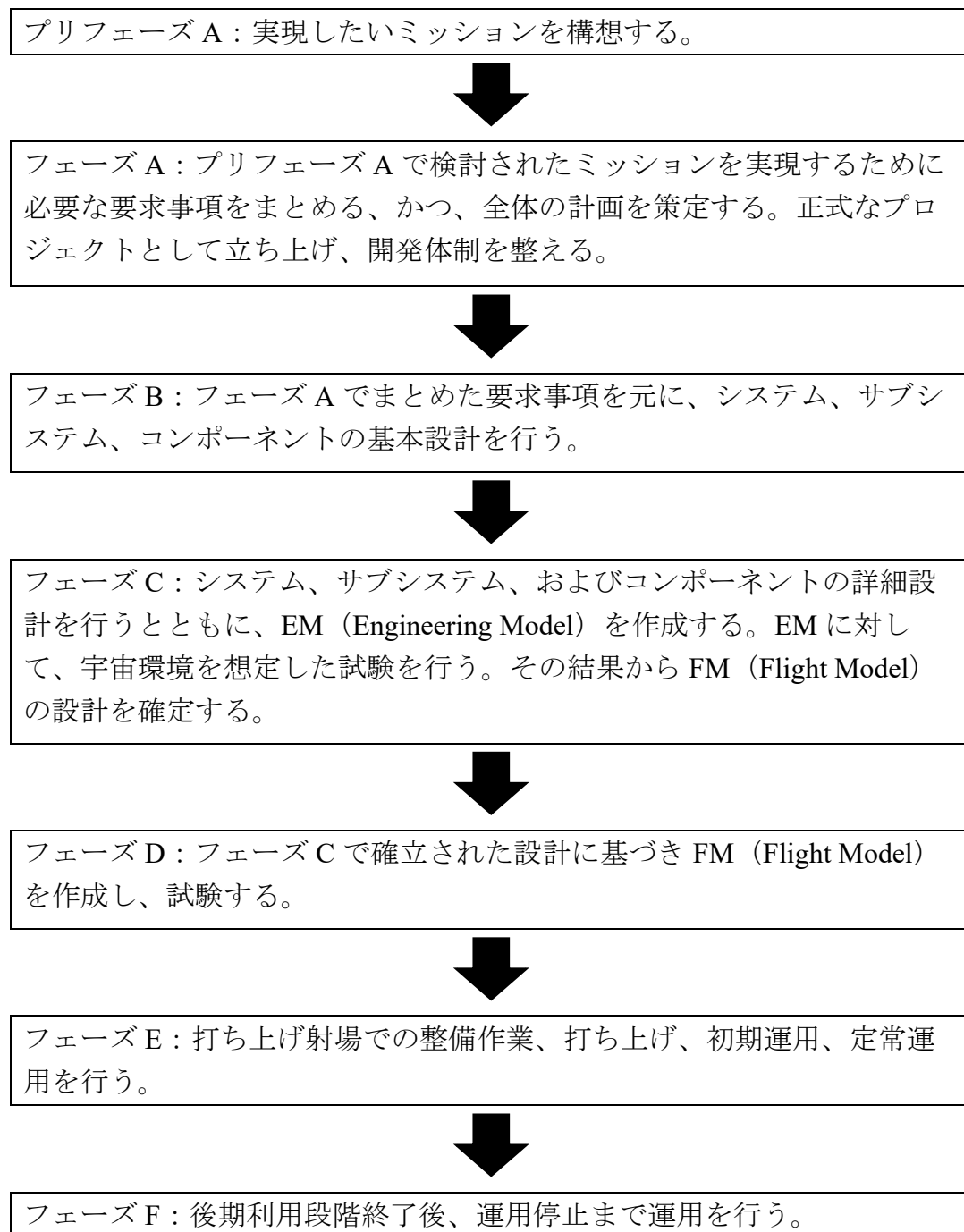


図 1. 段階的プロジェクト計画のフローチャート（システムエンジニアリングの基本的な考え方, BDB-06007B, 2007）



図 2. ハンマー型衝撃試験機（宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-19-005）

1.3.2 振動試験

宇宙機が打ち上げ時に経験する振動環境は図 3 の通りである。

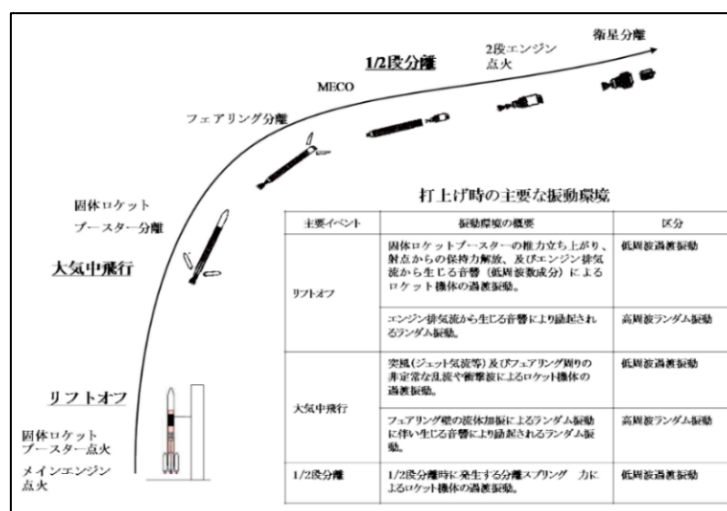


図 3. 打ち上げにおける主要な振動環境（振動試験ハンドブック, JERG-2-130-HB003, 2017）

振動試験の目的は、打ち上げ時の振動環境に対する耐性や宇宙機の製造・組み立てに伴う欠陥の有無の確認である。実際の振動試験は図4の装置を用いて行う。図4の円柱状の装置が振動試験機であり、上側にある四角い治具に取り付けられた電子機器が供試体である。

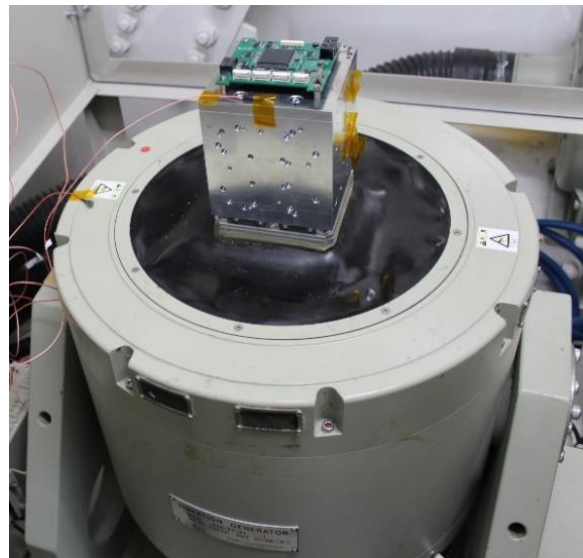


図 4. 振動試験機（東京大学中須賀研）

1.3.3 熱真空試験

希薄大気空間には、熱伝導や対流がないことから、宇宙機への太陽光の照射の有無で、激しい温度変化が生じる。したがって、熱真空試験を通して、要求される機能と性能を満たすことを確認する必要がある（熱真空試験ハンドブック, JERG-2-130-HB005, 2017）。

図5が熱真空試験に用いられる真空チャンバーであり、真空度は、約 10^{-4} Pa である。形状は魔法瓶のようになっており、周りの空洞の部分に液体窒素を流入することで、低温環境を再現し、チャンバーの周りに巻かれた白いヒーター線を用いてチャンバー本体を温めることで高温環境を再現する。

1.3.4 放射線試験

宇宙機に用いられる電子部品は、軌道上で宇宙放射線に曝されることで誤動作や半永久的な故障が生じる恐れがある。したがって、宇宙機の開発時に放射線試験を通して、電子部品の放射線耐性を確認することは必須である。以下で、宇宙放射線環境について紹介する。

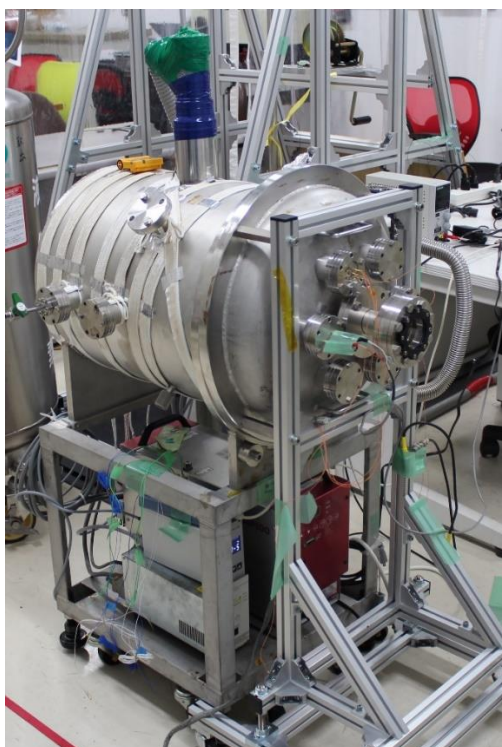


図 5. 熱真空試験用の真空チャンバー（東京大学吉川吉岡研）

1.3.4.1 宇宙の放射線環境

宇宙には、放射線が満ちている。1.1 で述べたように、宇宙放射線は、銀河宇宙線、太陽フレア粒子、および地球放射線帯由来の高エネルギー粒子の 3 種類である。以下で簡単に説明する。

- 銀河宇宙線： 超新星爆発が起源と考えられている（Baade & Zwicky, 1934）。粒子の種類は主に高エネルギー（約 100 MeV - 100 TeV）の陽子である。全領域へ等方的、定常的に放射線を照射する。
- 太陽フレア粒子： 太陽フレアによって太陽表面から放出される高エネルギー荷電粒子（約 10 MeV - 220 GeV）。指向性が高い。宇宙機に甚大な影響を及ぼすような最大クラスの太陽フレアの発生は 10 年に 1 回程度と低頻度である。
- 地球放射線帯由来のプラズマ： 地球磁場に捕捉されているため、赤道面乗にドーナツの様な形状を模している、高密度・高エネルギーの陽子と電子（約 1 MeV - 300 MeV）。内帯と外帯の二重構造となっており、内帯（赤道上の高度約 2,000 – 5,000 km）は陽子、外帯（約 10,000 – 50,000 km）は電子が支配的である（図 6）。

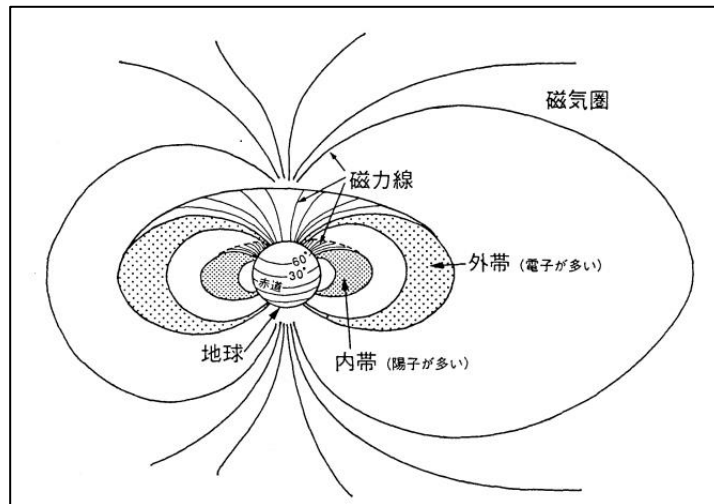


図 6. 地球放射線帯の断面図 (藤高, 1992)

以上で紹介した放射線が、電子部品である半導体集積回路に入射すると、放射化作用により電子・正孔対が発生して、過渡電流が回路を構成するシリコンに流れる。これにより、保持データが反転する誤動作（ビット反転）や、固定電荷がシリコン酸化膜に捕獲されることによって、トランジスタの閾値が変化し生じるリーク電流の増加（ラッチアップ）などの動作不良を引き起こす（廣瀬他, 2011; 新藤他, 2006）。放射線による電子部品への損傷は、入射した放射線の累積効果によって発生するトータルドーズ効果と、1回の荷電粒子の入射により発生するシングルイベント効果に分けることができる。

放射線試験は、宇宙ミッションで想定される総吸収線量を照射した際の電子部品の性能を、確認する必要があるため、総吸収線量を見積もることが重要である（詳細は3章を参照）。放射線照射は、加速器によって生成される粒子線による装置や、線源（コバルト 60 やセシウム 137 など）から放出されるガンマ線を用いた装置を利用する。放射線試験の際は、放射線環境から最適な装置を選ぶ必要がある。

1.4 超小型宇宙機

宇宙機は重量が 100 kg 以下の超小型宇宙機、100 kg – 1000 kg の小型宇宙機、1000 kg – 2000 kg の中型宇宙機、2000 kg 以上の大型宇宙機と分けることができる。

近年、超小型宇宙機の開発が活発になっている。その理由は、民生品を利用することで開発期間の短期化と低コスト化を実現しているためである。図 7 より、超小型宇宙機の打ち上げ件数の推移が、年々、増加していることがわかる。例として、以下で大型の人工衛星である静止気象衛星ひまわり 8 号と超小

型の人工衛星であるほどよし 1 号を紹介する。

1.4.1 静止気象衛星ひまわり 8 号

「ひまわり 8 号」は、打ち上げ時の重量 3,500 kg、寸法は太陽パネルを含めると全長が約 8 m の静止気象衛星である。高度が約 35,000 km の静止軌道から、可視領域と赤外領域の波長によって地球を観測する。観測データは、防災情報や、日ごろの気象予報に利用される。「ひまわり 8 号」は、およそ 6 年の開発期間を経て、2014 年打ち上げられた。開発費は、約 250 億円である。（吉崎, 2017; 平成 26 年度気象庁関係予算決定概要）

1.4.2 超小型衛星ほどよし 1 号

「ほどよし 1 号」は、1 辺約 50 cm の立方体の形状をした重量 60 kg の超小型宇宙機である。高度 500 km の太陽同期軌道から、地表面を分解能 6.7 m、観測幅約 28 m で観測している。従来、このような分解能と観測幅の地球観測には 150 kg 以上の重量の人工衛星が利用されていたが、「ほどよし 1 号」は、60 kg 以下で同性能を実現させた。衛星のデータは、災害監視、地図作成、水産業などの幅広い分野で利用されている（Maeda & Nakasuka, 2014）。開発期間は、約 2 年間で、開発費は約 3 億円である（宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-18-002, 2018）。

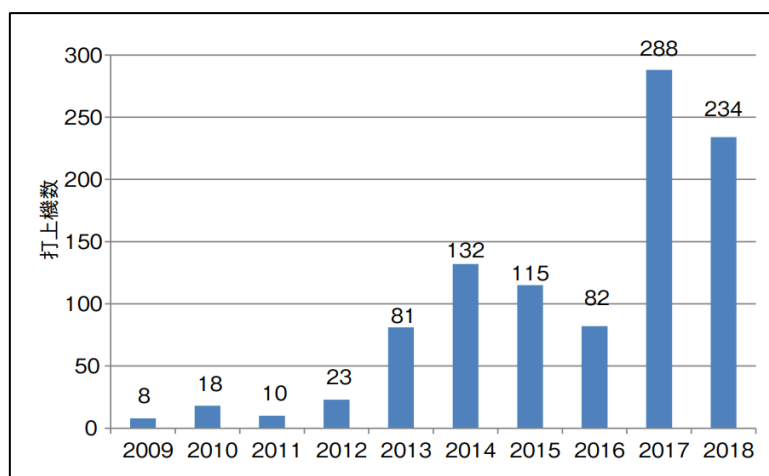


図 7. 超小型宇宙機の打ち上げ件数の推移（寺島, 2018）

宇宙機に用いられる電子部品の放射線の対策として、保護抵抗による過渡電流の制御と回路の冗長化、およびメモリブロックの分離などの方法が取られる。回路の冗長化とメモリブロックの分離はビット反転を防ぐ効果がある。これらの対策がなされた電子部品は、質量が大きい、かつ、特殊な製造方法が必

要になるため高価である。したがって、超小型宇宙機には、質量が小さく比較的安価な民生品が用いられる。しかし、民生品は放射線耐性の保証がなされていないという欠点があるため、民生品を用いた宇宙機を開発する際は、放射線試験を通した耐性の確認が必須である。

1.5 研究目的

私が所属している研究室では、2020年にNASAの新型ロケット（SLS: Space Launch System）で打ち上げられる予定の超小型探査機 EQUULEUS に搭載される極端紫外撮像機 PHOENIX（PHOENIX : Plasmaspheric Helium ion Observation by Enhanced New Imager in eXtreme ultraviolet）を開発している。PHOENIXは、電子部品に民生品を用いている。

本論文の研究目的は、PHOENIXを題材として、民生品の放射線耐性を確認することと、今後、民生品を利用する可能性がある宇宙ミッションを検討することである。

2 超小型探査機搭載の極端紫外撮像装置

我々が開発している極端紫外撮像装置 PHOENIX は、開発費用と期間の削減のために、民生品の信号増幅回路部 (Amptek 社製 A225F、PH300) と、FPGA (Field-Programmable Gate Array : Actel 社製 ProASIC3) を用いている。PHOENIX は、2021 年に NASA の新型ロケット (SLS: Space Launch System) で打ち上げられる超小型探査機 EQUULEUS に搭載される。以下に、EQUULEUS と PHOENIX について簡単に紹介する。

2.1 EQUULEUS

EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft) は、6U サイズ (約 $10 \times 20 \times 30$ cm)、重量 14 kg の CubeSat である。このミッションの主な目的は、太陽—地球—月圏における軌道制御技術の実証である。質量や寸法など厳しい制約がある CubeSat ながら、軌道制御技術を用いて地球—月の第二ラグランジュ点への効率的な航行を目指す。EQUULEUS には 3 機の科学観測機器が搭載される。本研究で扱う PHOENIX に加えて、月面衝突発光観測装置 (DELPHINUS) およびダストモニタ (CLOTH) が搭載される (Funase et al., 2019)。

2.2 PHOENIX

PHOENIX は、包絡域 $6.6 \times 6.6 \times 10$ cm、重量 537.5 g という極めて小型の極端紫外撮像装置である。PHOENIX は、地球のプラズマ圏を構成するヘリウム—価イオンが太陽共鳴散乱を通して発する極端紫外領域の輝線 (波長 30.4 nm) を、地球—月の第二ラグランジュ点近傍から準定常的に観測することで、プラズマ圏の動的描像を巨視的に理解することを科学目的としている (図 8)。主鏡 (球面鏡) で集められた光が炭素とアルミニウム製の波長選別用薄膜フィルタを通り、MCP (Micro Channel Plate) と RAE (Resistive Anode Encoder) で構成される 2 次元位置検出器で電気信号に変換される仕組みである。

MCP の入射部において光電効果により光電子を生成する。さらに光電子は電子なだれを引き起こし、最終的に約 1 pC の電子雲を生成し RAE 表面上に到達する。電子雲は、RAE 上の落下位置に応じて配分され各極 (チャンネル) に流れる。この電流を A225F に入力し電圧信号に変換した後に、PH300 でピークホールドした電圧信号を A/D 変換する。このデジタル信号を FPGA で位置演算処理することで最終的には MCP への入射光を二次元画像として取得できる (図 9) (桑原他, 2018 ; Yoshikawa et al, 2008; Yoshioka et al., 2013)。FPGA は画像出力時の演算処理とテレメトリ・コマンド送受信処理をする集積回路である。

PHOENIX に用いられている信号増幅回路 (A225F, PH300) と FPGA は放射

線耐性の保証がなされていない民生品を用いている。したがって、放射線試験を通した耐性の確認を行う必要がある（詳細は4章を参照）。加えて、試験における放射線照射量の指標となる総吸収線量の見積りも必要である（詳細は3章を参照）。

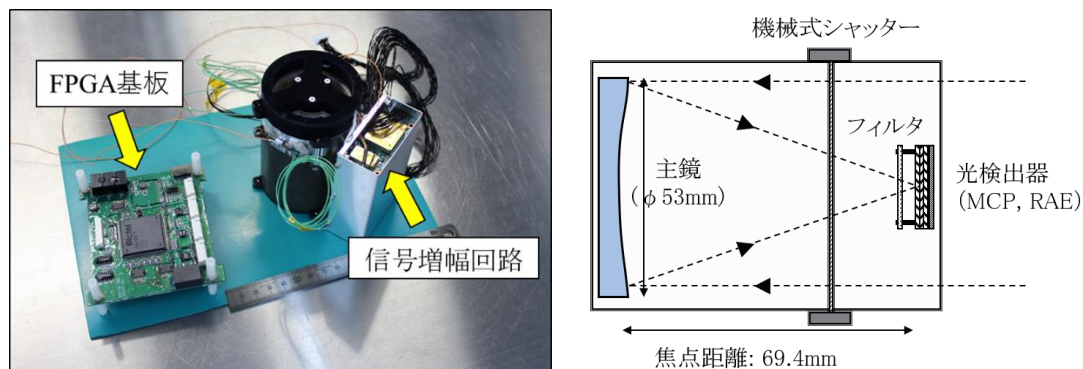


図 8. (左) : PHOENIX (FM) の鏡筒、信号増幅回路部 (A225F・PH300)、信号演算回路部 (FPGA)。黒色塗装が施された鏡筒部分に信号増幅回路部が取り付けられている。(右) : PHOENIX の光学素子の配置図

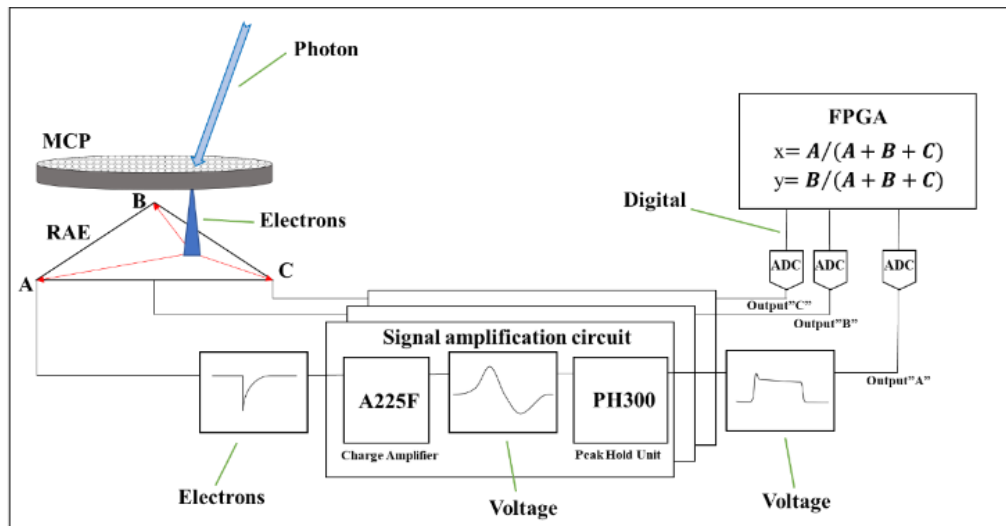


図 9. PHOENIX の観測システムのブロック図

3 吸収線量の見積もり

3.1 宇宙空間における放射線環境

1 章で述べた通り、宇宙放射線には大別して銀河宇宙線、太陽フレア粒子、および地球放射線帯由来の高エネルギー粒子の 3 種類がある。地球放射線帯は陽子が支配的な内帯と、電子が支配的である外帯がある。各宇宙線のフラックスと本研究で用いた近似式を図 10-13、表 1 に示す。これらの宇宙放射線が集積回路に用いられる半導体に多量に入射すると、内部の電子が励起され過電流やビット反転などの誤作動が生じる恐れがある。これらの対策を講じるため、まずはミッション期間における総吸収線量を見積もる必要がある。本研究では、モンテカルロ法を用いたシミュレーションツール (Geant4) によって、半導体の総吸収線量を計算した (Agostinelli et al., 2003; Allison et al., 2006, 2016)。

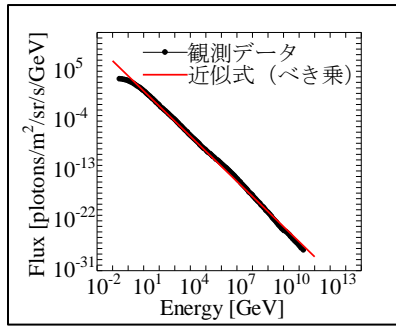


図 10. 銀河宇宙線のフラックス (Cronin et al., 1997)

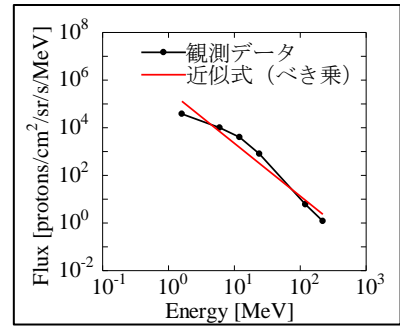


図 11. 太陽フレア (過去最大クラス) 粒子のフラックス (Lario et al., 2002)

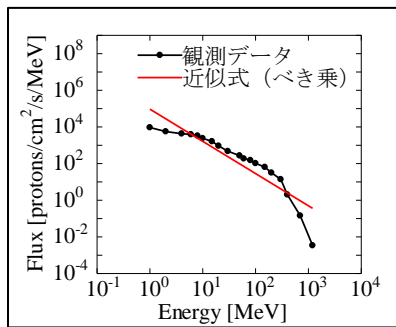


図 12. 地球放射線帯内帯の陽子のフラックス AP9 model より導出 (Brien et al., 2017; Ginet et al., 2013; Johnston et al., 2014, 2015; Roth, 2014) フラックスが最大となる高度 2,000 km の赤道面上を仮定している。

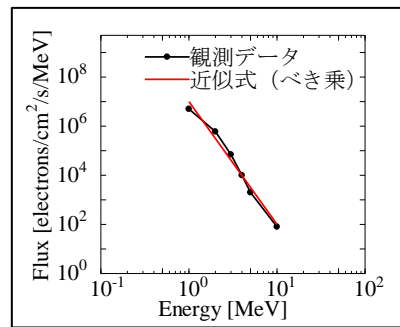


図 13. 地球放射線帯外帯の電子のフラックス AE9 model より導出 (Brien et al., 2017; Ginet et al., 2013; Johnston et al., 2014, 2015; Roth, 2014) フラックスが最大となる高度 20,000 km の赤道面上を仮定している。

表 1. 宇宙放射線のフラックス（近似式）

銀河宇宙線 （陽子）	$Flux(x) = 1.4 \times 10^4 x^{-2.7} \text{ (100 MeV} \leq x \leq 100 \text{ TeV)}$
太陽フレア粒子 （陽子）	$Flux(x) = 4.7 \times 10^6 x^{-2.2} \text{ (10 MeV} \leq x \leq 220 \text{ MeV)}$
地球放射線帯内帯 （陽子）	$Flux(x) = 7.8 \times 10^4 x^{-1.5} \text{ (10 MeV} \leq x \leq 300 \text{ MeV)}$
地球放射線帯外帯 （電子）	$Flux(x) = 8.3 \times 10^6 x^{-5.0} \text{ (1 MeV} \leq x \leq 10 \text{ MeV)}$

3.2 EQUULEUS に搭載される PHOENIX の吸収線量の見積もり

EQUULEUS に搭載される PHOENIX は、打ち上げ後、地球を取り巻く放射線帯を脱出するまで SLS ロケットによって輸送される。放射線外帯を通過した後、高度 25,000 km 付近でロケットから放出され、地球、月のフライバイを繰り返し、最終的に地球―月の第二ラグランジュ点への渡航を目指す。なお、計画上の運用期間（ミッション期間）は 2 年間で予定している。

吸収線量を見積もるためには、各宇宙線のフラックスに曝露される期間を決定する必要がある。EQUULEUS ミッションでは、各フラックスに曝露される期間は以下のように仮定できる。

- 地球放射線帯のフラックス—1 時間
- 太陽フレア（最大クラス）のフラックス—1 時間
- 銀河宇宙線のフラックス—2 年間

ここで最も重要な事柄は、ミッション期間内の太陽フレアの発生回数を見積もりである。本研究では、JAXA の規文章を参考にして、太陽フレアイベントが発生する確率 p を記述する改良型ポアソン統計（次式）を用いる（宇宙環境標準, JERG-2-141, 2010）。

$$p(n, t; N, T) = \frac{(n + N)! (t/T)^n}{n! N! (1 + t/T)^{N+n+1}}$$

この式は、時間 T の間に観測されたイベントの発生頻度 N に基づき、時間 t の間に n 回のイベントが発生する確率を表している。X クラスの太陽フレアは過去 36 年間に 40 回発生している。したがって、2 年間の運用期間における太陽フレアの発生頻度は、有意水準を 5% としたとき、4 回以下と予測される。

PHOENIX に用いる民生品の信号増幅回路部（Amptek 社製、A225F・PH300）と FPGA（Actel 社製、ProASIC3）は、厚さ 1 mm のアルミニウム（Al）で出来

た直方体によって遮蔽された箱型構造であるが、本シミュレーションでは簡単化のために平板モデルを採用した。平板モデルでは供試体の片方向に板状の隔壁（シールド）を配置し、隔壁が配置された方向からのみ放射線を平行入射させる。総吸収線量を見積もるための条件として、背景空間を希薄大気（真空）と定義し、その中に供試体としてケイ素（Si）、隔壁としてアルミニウム（Al）を図 14 に示すように配置した。

供試体に照射する放射線を、図 14 において左から右側方向に向けて平行入射した。本研究で用いた各パラメータを表 2 に示す。銀河宇宙線、太陽フレア粒子、地球放射線帯内帯は陽子を、地球放射線帯外帯は電子を校正粒子として定義した。

表 2. シミュレーションに用いたマスモデル

	物質	パラメタ
シミュレーション空間	真空	10 cm × 10 cm × 10 cm
供試体	ケイ素 (Si)	10 mm × 10 mm × 1 μm
隔壁	アルミニウム (Al)	10 mm × 10 mm × 1 mm

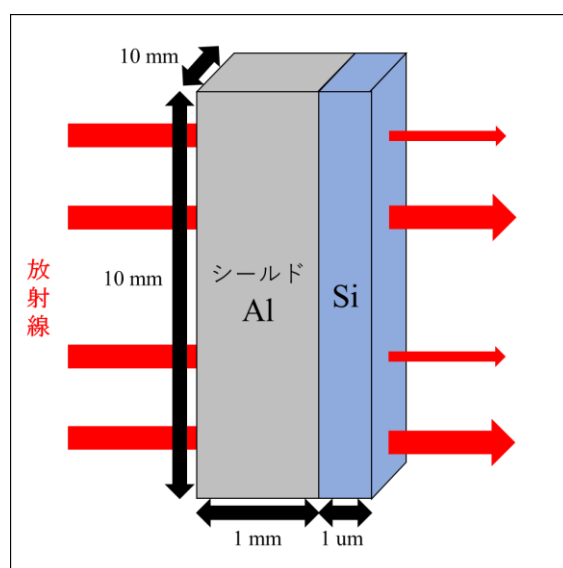


図 14. シミュレーションに用いた隔壁と供試体の概略図

Geant4 のシミュレーションでは、表 1 の近似式のべき乗分布に従った放射線を、それぞれ 10 万発入射した際の Si における総吸収エネルギーを出力値とした。出力されたエネルギーと供試体の質量の逆数の積は、1 秒あたりの放射線の総数を y 個としたとき、 $10^5/y$ 秒あたりの総吸収線量に相当する。計算に用いた定数を表 3 に記す。

表 3. 吸収線量を求める際に使用した定数

Si の密度	2.33 g/cm ³
Si の体積	1.00 × 10 ⁻⁴ cm ³
供試体の質量	2.33 × 10 ⁻⁷ kg

3.3 PHOENIX の吸収線量のシミュレーション結果

シミュレーションの結果得られた供試体の吸収エネルギースペクトルを図 15~18 に示す。銀河宇宙線、太陽フレア粒子、地球放射線帯粒子の内帯・外帯の吸収線量はそれぞれ約 1×10^{-2} krad/yr、 3×10^{-1} krad/hr、 5×10^{-2} krad/hr、 3×10^{-1} krad/hr（詳細は 6.1 を参照）と見積もられた。銀河宇宙線への曝露時間が 2 年、地球放射線帯の通過時間と太陽フレア粒子への曝露時間が 1 時間、加えて、太陽フレアの発生頻度は 4 回とし、そのすべてが探査機に直撃すると仮定すると、ミッション期間を通した総吸収線量は約 2 krad である。

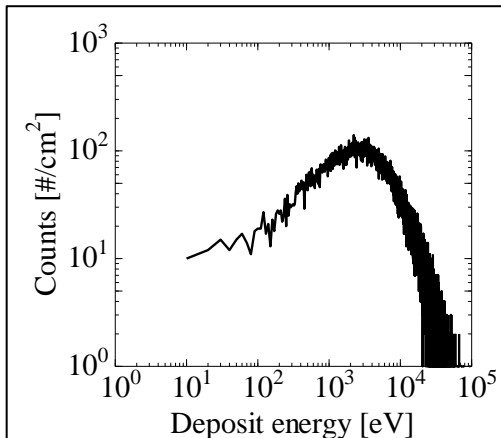


図 15. 銀河宇宙線による吸収エネルギー
スペクトル

銀河宇宙線のフラックスのべき乗に沿った
陽子を 10 万発入射した

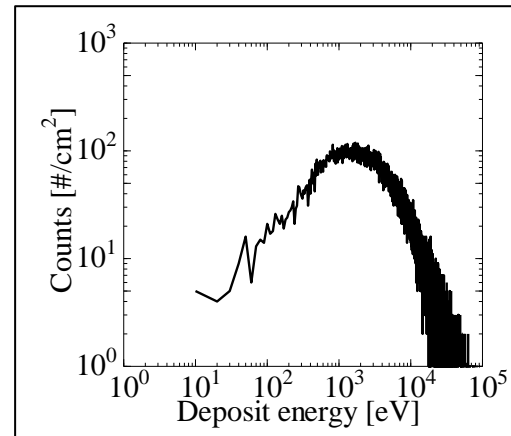


図 16. 太陽フレアによる吸収エネルギー
スペクトル

太陽フレアのフラックスのべき乗に沿った
陽子を 10 万発入射した

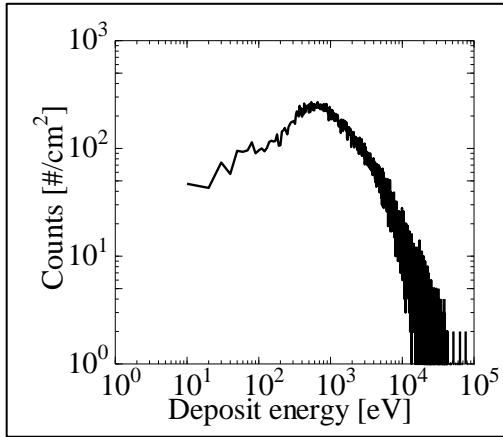


図 17. 地球放射線帯内帯による吸収エネルギー
スペクトル

地球放射線帯内帯のフラックスのべき乗に
沿った陽子を 10 万発入射した

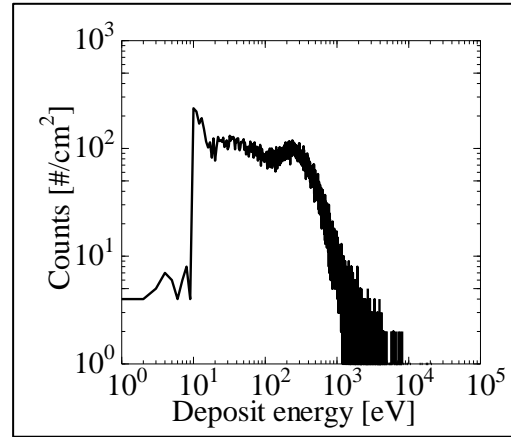


図 18. 地球放射線帯外帯による吸収エネルギー
スペクトル

地球放射線帯外帯のフラックスのべき乗に
沿った電子を 10 万発入射した

表 4. 各宇宙線の吸収線量の見積もり結果

	吸収線量 [krad]			
	銀河宇宙線	太陽フレア粒子	地球放射線内帯	地球放射線外帯
1 hour	1×10^{-6}	3×10^{-1}	5×10^{-2}	3×10^{-1}
1 year	1×10^{-2}	2×10^3	4×10^2	2×10^3

4 ガンマ線照射試験

一般的に、共試体に放射線を照射する方法として、陽子線・電子線・ガンマ線を用いる3通りが用いられている。陽子線・電子線は指向性が高く、ガンマ線は比較的空間一様に照射できるという特徴がある。宇宙ミッションにおいて、観測装置に用いられる電子部品は空間的に一様に被爆する。また、電子部品の損傷要因である電離作用は放射線の種類によらないため、同じ総吸収線量であれば放射線の種類による差異は無視できる。したがって、本研究では空間一様性を重視し、ガンマ線照射装置（都立産業技術研究センター）を利用した。なお、線源は661.7 keVのガンマ線を放出するセシウム137である。単位時間あたりの照射率は、線源と供試体との距離を変えることで調整する。

照射試験は2回に分けて行った。共試体は信号増幅回路とFPGAである。試験のブロックダイアグラムを図19に示す。PHOENIXのフライト品は、FPGA基板に対して信号増幅回路が3チャンネル接続されるが、本試験は1チャンネルのみを接続した。また、実際の運用環境を模擬するために、放射線照射中は通電状態を維持した（電源電圧10V、初期消費電流86mA）。試験中は共試体以外の部位を厚さ6cmの鉛で遮蔽した（ガンマ線透過率約0.07%）。図20に本研究で利用したガンマ線照射装置の写真を示す。

供試体の性能は、回路全体の消費電流値と信号増幅回路の出力線形性をもって評価する。出力線形性の評価には、パルスジェネレータとセラミックコンデンサを組み合わせた校正装置を用いた。すなわち、供試体回路に1から10 pCまでの疑似電荷パルスを1 pC刻みで入力し、A/D変換素子とFPGAを介して出力される利得率特性（12 bit 分解能）の再現性を評価する（図21）。なお、疑似パルスは図9に示すMCP、RAEから流れる電荷パルスと等価的である。

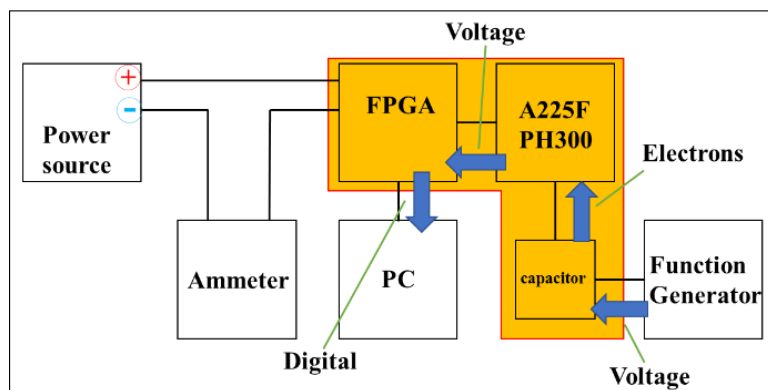


図 19. 試験のブロック図
オレンジ色の部分が照射装置内に設置されている。



図 20. ガンマ線照射試験の様子
(左) : ガンマ線照射装置 (右) : ガンマ線照射装置内部

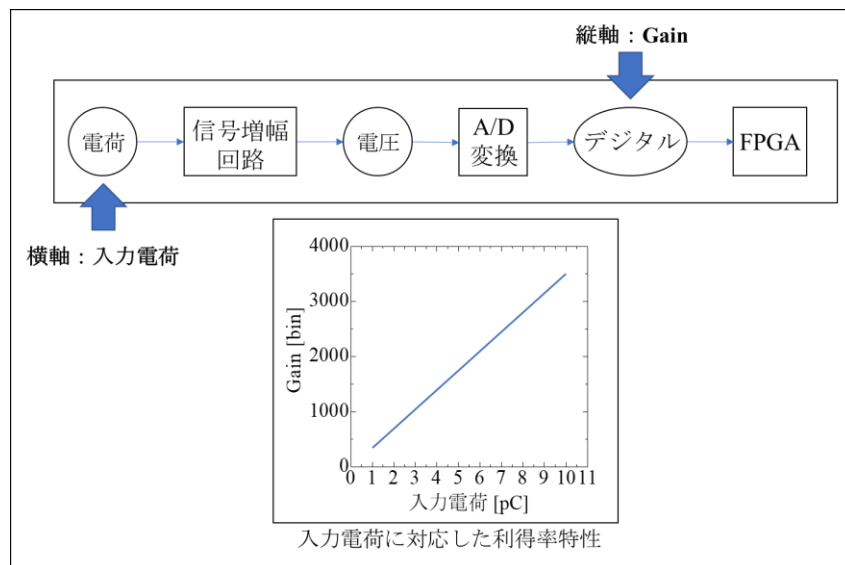


図 21. (上) 入力電荷を利得率特性 (Gain) に変換するまでのブロック図
(下) 入力電荷と Gain の線形的な関係性

4.1 ガンマ線照射試験 (A) : 信号増幅回路部

信号増幅回路部は RAE の各極に流れる電荷を電圧に変換して増幅し、さらに後段で行われる AD 変換のために波形変換 (ピークホールド) の役割を果たす。図 22 に試験に供した PHOENIX 信号増幅回路部の写真を示す。これは、フライト品と全く同じ製造過程の電子部品である。

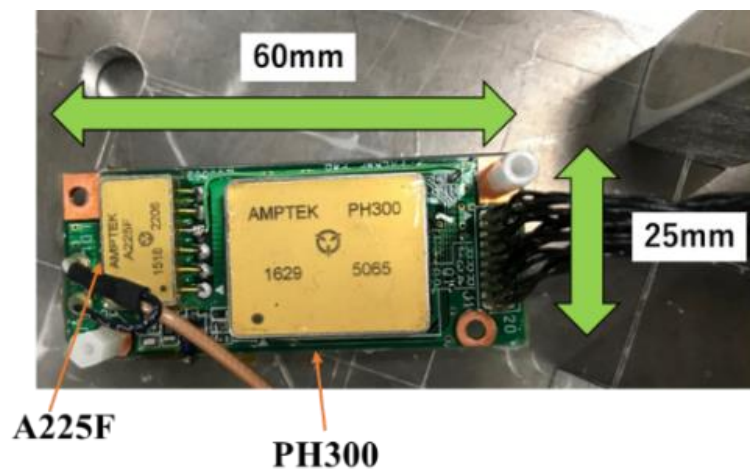


図 22. 信号増幅回路部の写真
型番：A225F、PH300（AMPTEK 社）

4.1.1 条件

図 20 の様に、供試体を装置内部に配置することで、上側に設置されている線源からガンマ線を照射する。単位時間当たりの照射率は約 13 krad/hr とした。さらに照射を 4 回に分割し、照射の間に性能評価の時間を設けた。なお、最終的な総照射線量は 45 krad である。本試験における総吸収線量の時間変化を図 22 に示す。

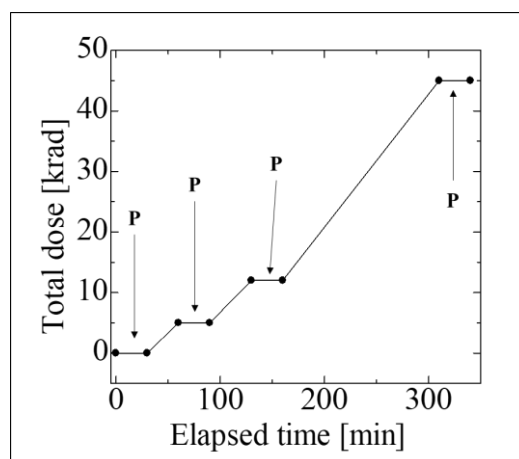


図 23. 信号増幅回路部のガンマ線照射スケジュール
P：性能評価の実施

4.1.2 試験結果

図 24 は、照射線量が 0 krad、12 krad、45 krad の利得率特性を比較したものである。入力した疑似パルス (1~10 pC) を電圧に変換・増幅し、さらに AD 変換した値を横軸にとっている。なお、この値は FPGA 演算子、MCP 面における画像として出力する際に用いられる変数である。0 krad 照射時と 45 krad 照射時で有意な利得率特性の変化が確認された (図 24)。これは、仮に 3 チャンネルの信号増幅回路のうち 1 つだけが放射線により特性変化する最悪の場合を想定すると、出力画像 (256×256 pixels) に対して約 8 pixel のずれに相当する。表 5 は各線量における入力電荷と利得率の関係を表している。45 krad 照射時に利得率が減少していることが分かる。

図 25 に、試験中の電流値の増減を示す。試験を通して、電流値の大きな変化は見られなかった。

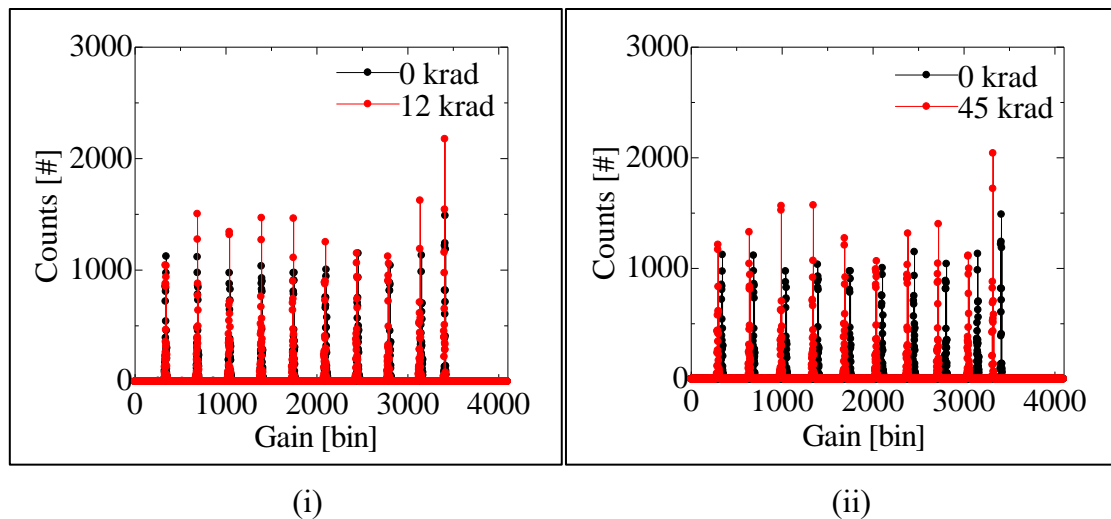


図 24. 信号増幅回路部のガンマ線照射結果

表 5. 信号増幅回路部におけるそれぞれ吸収線量と
各入力電荷に対応する利得率のピーク値と半値幅

			吸収線量			
			0 krad	5 krad	12 krad	45 krad
入力電荷	1 pC	ピーク値 bin	341	340	339	296
		半値幅 bin	7	6	6	6
	2 pC	ピーク値 bin	691	690	689	643
		半値幅 bin	7	6	6	6
	3 pC	ピーク値 bin	1043	1042	1040	992
		半値幅 bin	8	6	6	5
	4 pC	ピーク値 bin	1395	1393	1391	1341
		半値幅 bin	7	6	6	6
	5 pC	ピーク値 bin	1748	1744	1741	1689
		半値幅 bin	7	6	6	6
	6 pC	ピーク値 bin	2102	2096	2092	2036
		半値幅 bin	8	6	7	6
	7 pC	ピーク値 bin	2454	2446	2442	2380
		半値幅 bin	7	6	6	6
	8 pC	ピーク値 bin	2084	2793	2788	2716
		半値幅 bin	7	6	6	6
	9 pC	ピーク値 bin	3153	3142	3135	3050
		半値幅 bin	8	7	6	6
	10 pC	ピーク値 bin	3412	3408	3406	3319
		半値幅 bin	5	3	4	4

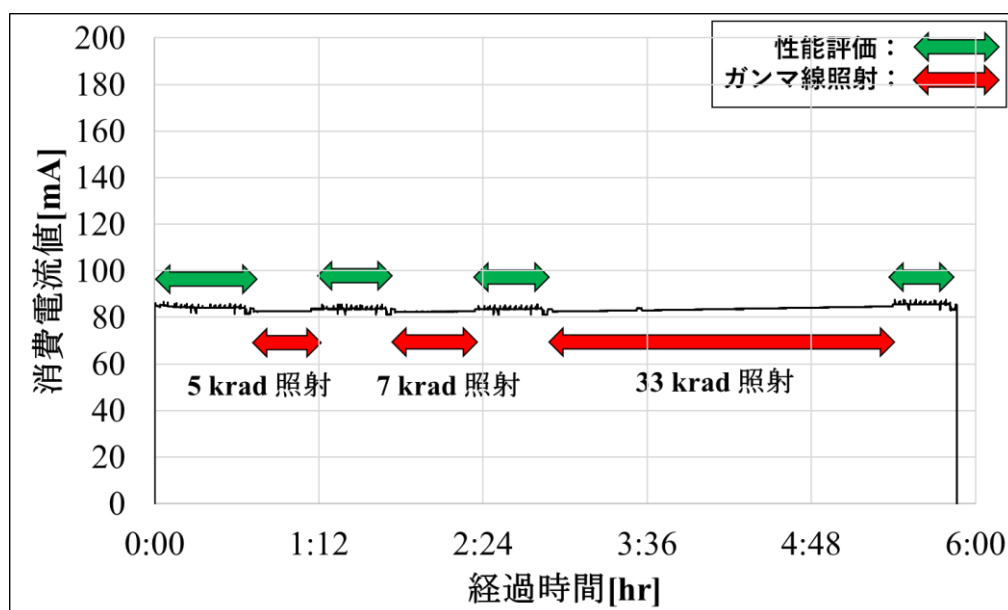


図 25. 信号増幅回路部のガンマ線照射試験時の電流値の変動

4.2 ガンマ線照射試験 (B) : FPGA

信号増幅回路部と同様に、FPGA 基板 (図 26) に対しても放射線照射試験を行った。



図 26. 試験に供した FPGA 基板 (Actel 社、ProASIC3)

4.2.1 条件

FPGA へのガンマ線照射率は約 18 krad/hr とした。照射は 3 回に分けており、各照射の間に性能評価の時間を設けた。試験を通しての総照射線量は 20 krad である。照射率および総吸収線量の時間変化を図 27 に示す。

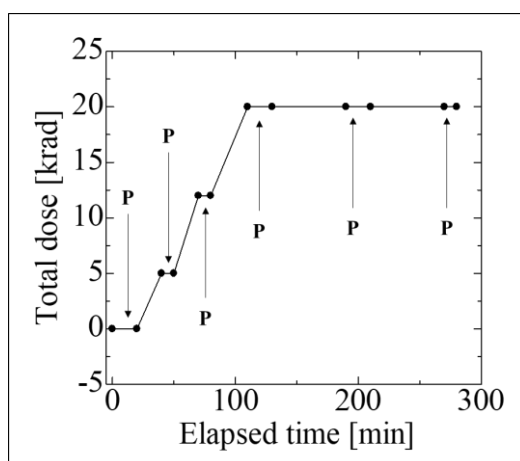


図 27. FPGA のガンマ線照射スケジュール

P : 性能評価の実施

4.2.2 試験結果

図 28 は、照射線量が 0 krad、12 krad、20 krad と 20 krad 照射終了から 1, 2 後の利得率特性を比較している。さらに図 29 には照射中の消費電流値の時間変化を表している。

照射量 12 krad では、約 10 mA の電流値の上昇を確認したが、利得率に変化は見られなかった。20 krad 照射時には、出力値の異常と約 40 mA の電流値の不連続的な増加を確認した。しかし、テレメトリ・コマンド送受信処理自体には問題が無かったため、この現象は FPGA 基板上にある A/D 変換素子の異常発生に起因する可能性が高い。すなわち、ガンマ線照射によるビット反転と過電流が原因と考えられる。20 krad 照射時から 1, 2 時間経過後は、利得率が正常値へと回復したが、約 10 mA の電流値の上昇は継続していた。

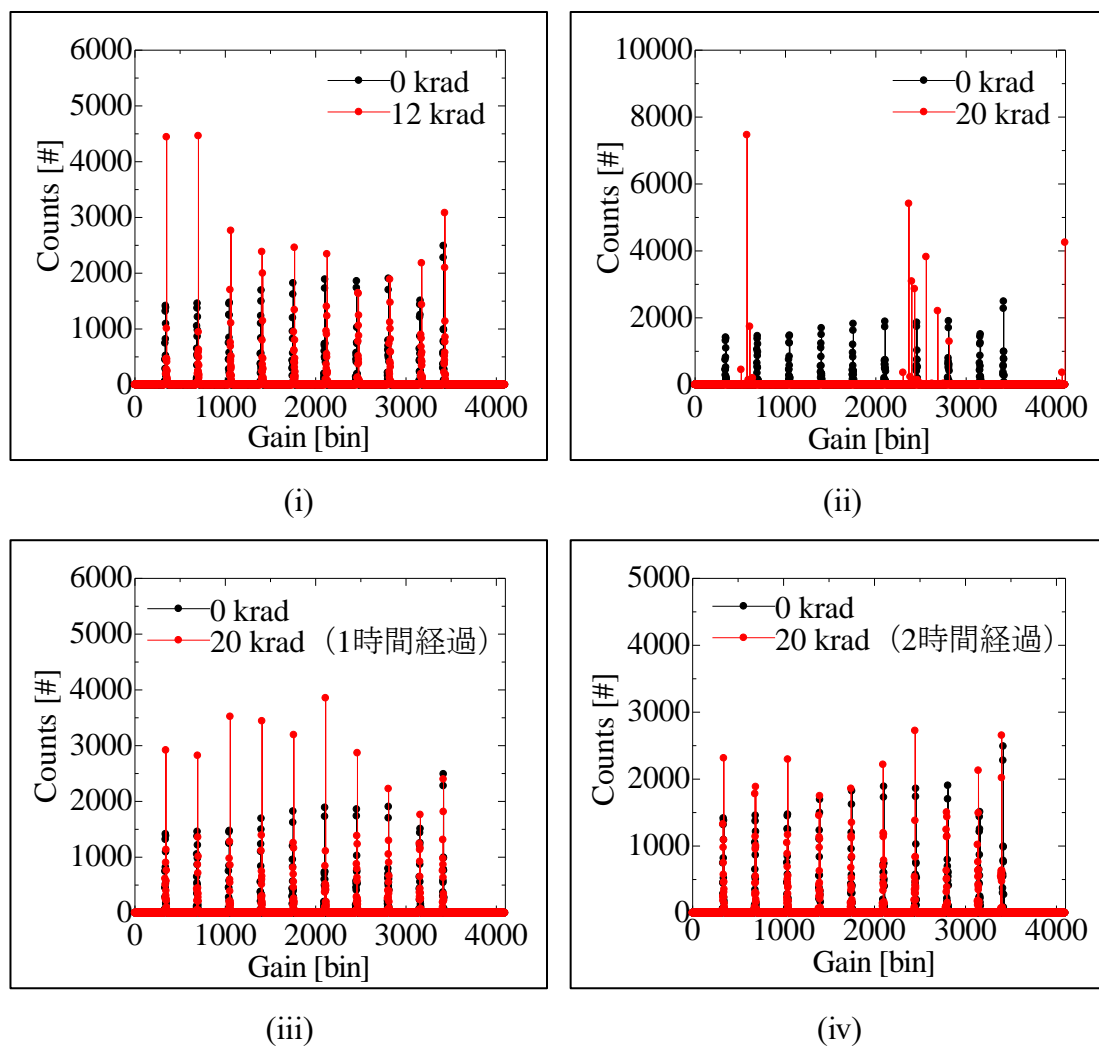


図 28. FPGA のガンマ線照射結果

表 6. FPGA におけるそれぞれ吸収線量と
各入力電荷に対応する利得率のピーク値と半値幅

			吸収線量					
			0 krad	5 krad	12 krad	20 krad	20 krad 1時間経過	20 krad 2時間経過
入力電荷	1 pC	ピーク値 bin	341	342	351	-	344	342
		半値幅 bin	4	5	1	-	4	5
	2 pC	ピーク値 bin	692	693	703	-	697	692
		半値幅 bin	4	5	1	-	5	5
	3 pC	ピーク値 bin	1045	1047	1063	-	1055	1047
		半値幅 bin	4	4	1	-	1	4
	4 pC	ピーク値 bin	1398	1340	1413	-	1407	1397
		半値幅 bin	4	4	6	-	1	5
	5 pC	ピーク値 bin	1750	1752	1767	-	1759	1747
		半値幅 bin	4	4	3	-	1	5
	6 pC	ピーク値 bin	2103	2106	2126	-	2111	2099
		半値幅 bin	3	5	4	-	1	5
	7 pC	ピーク値 bin	2456	2460	2475	-	2462	2448
		半値幅 bin	4	5	5	-	3	3
	8 pC	ピーク値 bin	2807	2810	2826	-	2809	2796
		半値幅 bin	3	5	5	-	4	5
	9 pC	ピーク値 bin	3157	3160	3175	-	3157	3143
		半値幅 bin	4	4	3	-	5	4
	10 pC	ピーク値 bin	3416	3421	3431	-	3414	3399
		半値幅 bin	2	4	1	-	3	1

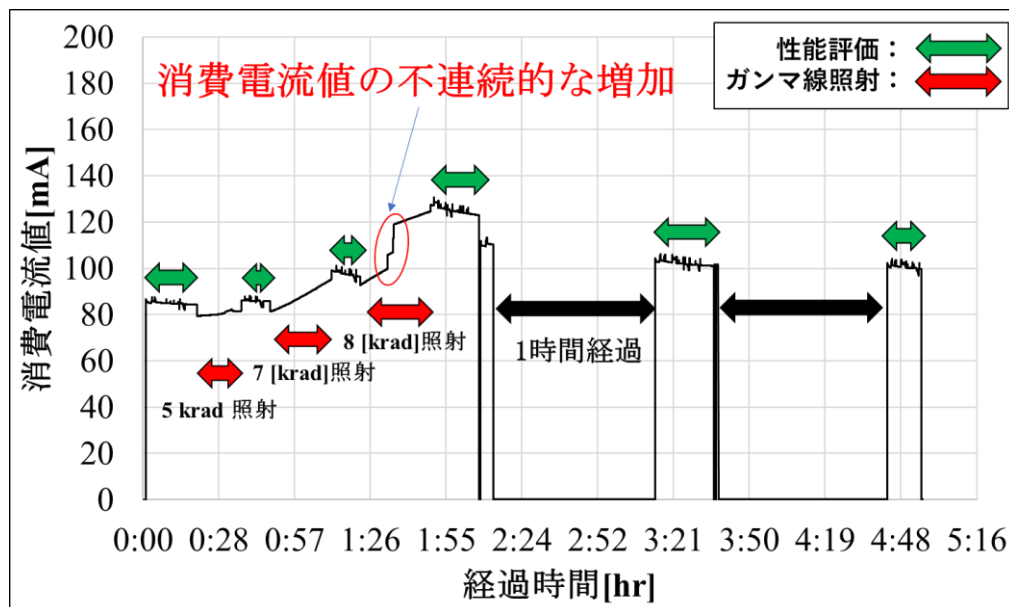


図 29. FPGA のガンマ線照射試験時の電流値の変動

4.3 考察

本研究の結果、EQUULEUS/PHOENIX に用いる信号増幅回路部（Amptek 社、A225F, PH300）と FPGA（Actel 社、ProASIC3）は、それぞれ 12 krad と 5 krad までの放射線耐性があることが確認できた。吸収線量がこれ以上の値になると利得率の変化や、消費電流値の増加が確認された。EQUULEUS のような深宇宙探査ミッションは、地球放射線帯の中にいる時間が短い（1 時間以下）ため、放射線耐性という観点では民生品で十分であることを意味する。

なお、地球放射線帯外帯の放射線フラックスが最大となる軌道（約 20,000 km）において（図 30）、信号増幅回路と FPGA を用いると仮定した場合、吸収線量が 2×10^3 krad/yr を超えるため、厚さ 10 mm 以上のアルミニウムで遮蔽するか、もしくはより放射線耐性の高い部品に換装する必要がある。なお、シールド（アルミニウム）を 1 mm 厚から 10 mm 厚に変えることで、吸収線量が約 9×10^{-1} krad/yr に減少する。この状況下であれば、10 年以上の運用も可能である。しかし、0.1 g 単位の質量削減を目指す宇宙機開発において、隔壁の厚みを増やすことは質量の増加を意味し、優先的な選択肢とは言えない。したがって、あらかじめ放射線耐性の高い部品を用いる方が、ミッションの進め方としては現実的である。同様に、極めて厳しい放射線環境を有する木星近傍（木星半径 R_J において約 $25 R_J$ ）では、吸収線量が 2×10^1 krad/yr となるため（Kasahara et al., 2013）、高い放射線耐性（少なくとも公称値 40 krad）のある部品を用いるべきである。

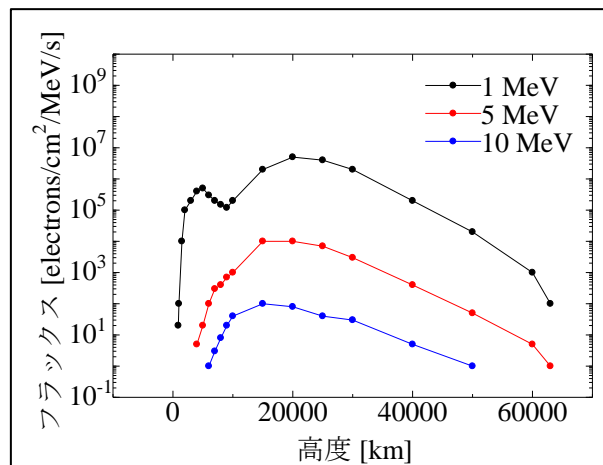


図 30. 地球放射線帯の高エネルギー粒子（電子）における高度とフラックスの関係（AE9 model より導出）

5 まとめ

近年、超小型宇宙機の開発が盛んにおこなわれている。これらのミッションは、開発期間の短期化と開発費用の低減のために、電子回路部当に宇宙用の開発品ではない一般品（民生品）を活用している。しかし、民生品には放射線の耐性が考慮されていないという欠点があるため、慎重な運用が求められる。

本研究では、我々の研究室が開発し、2021 年に打ち上げ予定の超小型探査機（EQUULEUS）に搭載される極端紫外望遠鏡（PHOENIX）を題材として、その電子回路部に使用される民生部品の吸収線量の見積もりと、その放射線耐性を評価した。

放射線環境としては、銀河宇宙線、太陽フレア粒子および地球放射線帯由来の高エネルギー粒子を考えた。モンテカルロ法を用いたシミュレーションツール（Geant4）によって、放射線と供試体のエネルギー収支を求めた結果、総吸収線量は約2 krad/yr と見積もられた。

ガンマ線照射装置を利用した試験を通して、PHOENIX に用いられる信号増幅回路部と FPGA に対して、それぞれ 12 krad と 5 krad まで放射線耐性を確認した。なお、総吸収線量がこれらの閾値を超えると、ビット反転による利得率の異常や過渡電流による消費電流の増加が確認された。

本研究の結果は、惑星周辺の放射線帯や 10 年を超える長期間ミッションの場合を除けば、いわゆる民生品でも放射線耐性という観点では利用に耐えるということを意味する。

6 付録

6.1 吸収線量の単位

放射線関連の単位は Bq（ベクレル）、Gy（グレイ）、rad（ラド）、Sv（シーベルト）といった単位が複数存在する。これらの中で、宇宙機開発の分野において吸収線量を表記する際には rad が主に用いられる。したがって本論文でも吸収線量を表す単位は rad を用いる。

表 7. 放射線関連の単位の説明

単位	意味
Bq（ベクレル）	放射性物質が単位秒あたりに崩壊する原子の個数をあらわす単位である。1 秒間に原子が 1 個崩壊した際 1 Bq と表す。SI 基本単位により s^{-1} で表される。
Gy（グレイ）	放射線が任意の物質に照射された時、その物質の単位質量あたりに吸収されるエネルギー量を表し、吸収線量と呼ばれる。1 kg の物体に 1 J のエネルギーが吸収された時、その物体の吸収線量は 1 Gy である。SI 基本単位により J/kg で表される。
rad（ラド）	Gy（グレイ）と同様に吸収線量を表している。1 Gy = 100 rad である。
Sv（シーベルト）	放射線が人体に及ぼす影響を含めた線量を表す。吸収線量と係数の積で表される。

謝辞

本研究を進めるに当たり、指導教官の吉岡講師からは多大な助言を賜りました。厚く感謝を申し上げます。実験手法や結果の解釈に関して宇宙航空研究開発機構（JAXA）の高島准教授に多大なご指導をいただきました。吉川教授にも、多くのご指導を賜りました。心より感謝申し上げます。さらに、東京都立産業技術研究センターの関口様には試験の際に多大な力添え頂きました。厚く御礼を申し上げ、感謝する次第です。

私が所属する東京大学大学院 新領域創成科学研究科 複雑理工学専攻 吉川・吉岡研究室に所属する博士課程の疋田様、鈴木様には、発表資料や執筆物の添削に多大なご協力をしていただきました。また、同研究室の荒尾様、鈴木様、米本様には日頃から実験に協力をしてくださいました。心より感謝いたします。また、同研究室出身で宇宙航空研究開発機構（JAXA）の桑原様にも感謝申し上げます。最後に、学生生活を支えてくれた両親に感謝申し上げます。

参考文献

- [1] Ueno, M., Yoshikawa, I., Yamazaki, A., Tsuchiya, F., Kagitani, M., Murakami, G., ... & Kimura, T. (2011, October). SPRINT-A/EXCEED mission. In *EPSC-DPS Joint Meeting 2011* (p. 811).
- [2] Yoshikawa, I., Yoshioka, K., Murakami, G., Yamazaki, A., Tsuchiya, F., Kagitani, M., ... & Fujiwara, K. (2014). Extreme ultraviolet radiation measurement for planetary atmospheres/magnetospheres from the Earth-orbiting spacecraft (Extreme Ultraviolet Spectroscope for Exospheric Dynamics: EXCEED). *Space Science Reviews*, 184(1-4), 237-258.
- [3] Yoshioka, K., Murakami, G., Yamazaki, A., Tsuchiya, F., Kagitani, M., Sakanoi, T., ... & Yoshikawa, I. (2013). The extreme ultraviolet spectroscopy for planetary science, EXCEED. *Planetary and Space Science*, 85, 250-260.
- [4] 津田雄一. (2018). 小惑星探査機「はやぶさ 2」のミッション概要. *電気学会誌*, 138(1), 9-12.
- [5] 宇宙航空研究開発機構, Hayabusa2 分離カメラ用硝材のガンマ線照射試験, (2016).
- [6] 宇宙航空研究開発機構, システムズエンジニアリングの基本的な考え方, (2017).
- [7] 宇宙航空研究開発機構, 衝撃試験ハンドブック, (2017).
- [8] 宇宙航空研究開発機構, 振動試験ハンドブック(JERG-2-130-HB003A), (2017).
- [9] 宇宙航空研究開発機構, 熱真空試験ハンドブック(JERG-2-130-HB005B), (2017).
- [10] 宇宙航空研究開発機構, 耐放射線設計標準(JERG-2-143), (2008).
- [11] Baade, W., & Zwicky, F. (1934). Proc. In *Nat. Acad. Sci. USA* (Vol. 20, p. 259).
- [12] 廣瀬和之, 齋藤宏文, 小林大輔, 黒田能克, 石井茂, & 高橋大輔. (2011). 宇宙・民生デュアルユースの半導体集積回路の開発. *日本航空宇宙学会誌*, 59(684), 8-14.
- [13] 新藤浩之, 浅井弘彰, 山田理子, 久保山智司, & 松田純夫. (2006). バースト SRAM の開発 (p. 207).
- [14] 吉崎徳人. (2017). 静止気象衛星ひまわり 8 号・9 号の概要. *エアロゾル研究*, 32(2), 91-94.
- [15] 平成 26 年度気象庁関係予算決定概要 (2013)
- [16] Maeda, K., & Nakasuka, S. (2014, July). Overview of Hodoyoshi microsatellites for remote sensing and its future prospect. In *2014 IEEE Geoscience and Remote Sensing Symposium* (pp. 3630-3633). IEEE.

- [17]宇宙航空研究開発機構特別資料, 東京大学ロケット・宇宙機モデリングラボラトリー (JAXA 社会連携講座) シンポジウム～産官学の連携による宇宙開発分野でのブレークスルー～(JAXA-SP-18-002), (2018)
- [18]中須賀真一, 酒匂信匡, 津田雄一, 永島隆, 船瀬龍, 中村友哉, & 永井将貴. (2005). CubeSat-XI の軌道上実証成果と超小型衛星による低コスト化・短期開発化の試み. *電子情報通信学会論文誌 B*, 88(1), 41-48.
- [19]寺島明尚. 工業会活動第 777 号 「世界の宇宙産業動向」, 日本航空宇宙工業会, 平成 30 年 9 月.
- [20]Funase, R., et al., Mission to Earth–Moon Lagrange Point by a 6U CubeSat: EQUULEUS, IEEE, IEEE Aerospace & Electronics Systems Magazine, (2019), in press.
- [21]桑原正輝, 吉岡和夫, 疋田伶奈, 村上豪, 荒尾昇吾, & 吉川一朗. (2019). 超小型探査機搭載の極端紫外光観測装置 PHOENIX の開発 (p. 1).
- [22]Yoshikawa, I., Yamazaki, A., Murakami, G., Yoshioka, K., Kameda, S., Ezawa, F., ... & Nakamura, M. (2008). Telescope of extreme ultraviolet (TEX) onboard SELENE: science from the Moon. *Earth, planets and space*, 60(4), 407-416.
- [23]Yoshioka, K., Murakami, G., Yamazaki, A., Tsuchiya, F., Kagitani, M., Sakanoi, T., ... & Yoshikawa, I. (2013). The extreme ultraviolet spectroscopy for planetary science, EXCEED. *Planetary and Space Science*, 85, 250-260.
- [24]Cronin, J. W., Gaisser, T. K., & Swordy, S. P. (1997). Cosmic rays at the energy frontier. *Scientific American*, 276(1), 44-49.
- [25]Lario, D., & Decker, R. B. (2002). The energetic storm particle event of October 20, 1989. *Geophysical research letters*, 29(10), 31-1.
- [26]O'Brien, T. P., Johnston, W. R., Huston, S. L., Roth, C. J., Guild, T. B., Su, Y. J., & Quinn, R. A. (2017). Changes in ae9/ap9-irene version 1.5. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 65(1), 462-466.
- [27]Ginet, G. P., O'Brien, T. P., Huston, S. L., Johnston, W. R., Guild, T. B., Friedel, R., ... & Madden, D. (2013). AE9, AP9 and SPM: New models for specifying the trapped energetic particle and space plasma environment. In *The Van Allen Probes Mission* (pp. 579-615). Springer, Boston, MA.
- [28]Johnston, W. R., O'Brien, T. P., Ginet, G. P., Huston, S. L., Guild, T. B., & Fennelly, J. A. (2014, June). AE9/AP9/SPM: New models for radiation belt and space plasma specification. In *Sensors and Systems for Space Applications VII* (Vol. 9085, p. 908508). International Society for Optics and Photonics.
- [29]Johnston, W. R., O'Brien, T. P., Huston, S. L., Guild, T. B., & Ginet, G. P. (2015). Recent updates to the AE9/AP9/SPM radiation belt and space plasma specification

- model. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 62(6), 2760-2766.
- [30] Roth, C. (2014). *AE9/AP9/SPM radiation environment model: User's guide*. ATMOSPHERIC AND ENVIRONMENTAL RESEARCH INC LEXINGTON MA.
- [31] Agostinelli, S., Allison, J., Amako, K. A., Apostolakis, J., Araujo, H., Arce, P., ... & Behner, F. (2003). GEANT4—a simulation toolkit. *Nuclear instruments and methods in physics research section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 506(3), 250-303.
- [32] Allison, J., Amako, K., Apostolakis, J. E. A., Araujo, H. A. A. H., Dubois, P. A., Asai, M. A. A. M., ... & Cirrone, G. A. P. (2006). Geant4 developments and applications. *IEEE Transactions on nuclear science*, 53(1), 270-278.
- [33] Allison, J., Amako, K., Apostolakis, J., Arce, P., Asai, M., Aso, T., ... & Beck, B. R. (2016). Recent developments in Geant4. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 835, 186-225.
- [34] 宇宙航空研究開発機構, 宇宙環境標準(JERG-2-141), (2010).
- [35] Kasahara, S., Ezoe, Y., Kimura, T., & Miyoshi, Y. (2013). Radiation background and dose estimates for future X-ray observations in the Jovian magnetosphere. *Planetary and Space Science*, 75, 129-135.
- [36] 藤高和信. (1992). 宇宙に起因する放射線被曝. *保健物理*, 27(1), 49-58.