

超小型衛星の時代

—大学手作り衛星の開発—

創価大学大学院工学研究科情報システム工学専攻

黒木 聖司

kuroki@ieee.org

長尾 剛司

tsuyoshi.nagao@necel.com

学生手作り超小型衛星

大学における学生手作り衛星の開発は教育の一環という位置付けであり、計画、設計、製作、試験、射場作業、軌道上運用の全プロセスを短期間で学生に体験させることが目的である。必ず成功するものを作らねばならぬというのではなく失敗しても大きな問題とはならないので、ハードやソフトを設計してみて、(1) 思うようには働かないことがあること、(2) 失敗することがあること、(3) 失敗を克服する方法、を自ら体得させることが目的である。

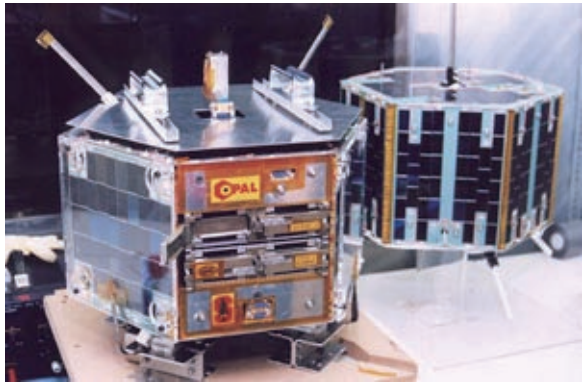
プロジェクトマネジメントの面でもきわめて有効な教育手段として注目され、(1) 民生品を使って安価に作る、(2) 短期間(1~2年)に設計から打ち上げまで行う、(3) 部分的には(コンピュータなど)高機能のものを搭載する、(4) 通常の衛星ではリスクが多すぎると思われる先端的な技術を乗せ飛翔実績を作ること、などが可能になり宇宙開発の中で特色ある貢献を行っている。

結果的に、これらは小型高機能の機器・部品の安価・迅速で手軽なテストベンチ(バス機器ともいう)を提供している。大手メーカーや国研は研究開発中の先端的な機器を、失敗が許されない高額な衛星に搭載する前にこのような衛星にのせて飛翔実績を作ることができる。このような機器を製作する側がより大きな資金を提供できればさらに大きな学生手作り衛星の実現も可能になってくる(後述の QuakeSat, Bionano Sat の例)。

自分たちが打ち上げる最初の衛星では、主要な目的はそれを人工衛星にすることであり、その衛星が地球を周回し始め送信信号を地上局で受信できれば成功である。したがってバス機器もミッションの一部といえる。衛星機器のヘルスチェック(機器の電圧・電流や温度)をテレメトリ項目で受信するし、また何らかの簡単な専用

ミッションを積むことも楽しみであり実際行われている。

学生手作り小型衛星の歴史は、Stanford 大学の Twiggs 教授が 1994 年に学生の手作り衛星を指導したことから始まると思われる。約 5 万ドル分の民生品を購入して学生が手作りし宇宙へ打ち上げるという計画で計画当初には衛星を宇宙へ打ち上げるロケットを手配できる予定はまったくなかったが、衛星が完成した暁には無料または安価な打ち上げ手段(ロケット)が提供されると信じて手作り衛星開発を開始した。

宇宙(大気圏外)へ打ち上げられた最初の 2 機の Stanford 大手作り衛星を -1 に示す。最初に打ち上げられた Stanford 大の衛星は OPAL (Orbiting Picosatellite Automated Launcher: 衛星軌道上でピコ衛星を自動放出する衛星) で外直径 21cm の 6 角柱、高さ 23.5cm、質量 23.1kg である。2000 年 1 月 26 日にカリフォルニア州のバンデンバーク基地から米空軍のロ

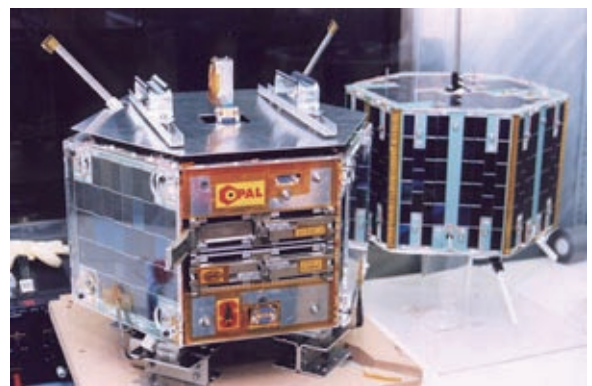


図-1 Stanford 大の OPAL 衛星(左)と SAPHIRE 衛星(右)



図-2 人工衛星はロケットの頭部に搭載され宇宙へ行く

ケットで他の衛星と相乗りして無料で打ち上げられた。OPALのミッションは自身が人工衛星になることのほか内部に収容したピコ衛星（タバコ箱ほどの大きさ）6機を自身の衛星軌道上で放出することであった（図-1左、OPALのロゴの下にピコ衛星6機収容の様子が見える）。OPALは3週間後にピコ衛星を成功裏に放出したが、ピコ衛星2機だけが無事に地上局へ信号を送信した。ピコ衛星の電源は1次電池だけであるため数日後に電池容量がゼロになり衛星寿命も尽きた。1機にはDARPA（The Defense Advanced Research Projects Agency：米国国防総省高等研究計画局）の先端機器が搭載され実験されたが詳細は不明である。

OPALは自身も人工衛星であり地上局との交信のために最低限必要な低電力通信機器を搭載している。民生品を使用し部品代の総額は約7万5千ドルといわれる。人工衛星は故障しても修理できない系（非修理系と呼ばれる）であるためだんだんと故障していく運命にあるがOPALは打ち上げ後1年以上にわたり交信があった。

2番目の衛星、SAPPHIRE（Stanford Audio Phonic PHotographic InfraRed Experiment）（図-1右）は2001年9月29日にアラスカ州のコディアック基地から米海軍アカデミーのロケットで他の衛星と相乗りして無料で打ち上げられた。この衛星は1,000日を越えても地上局との交信があった。

これら2機の衛星は実機完成後（実はSAPPHIREが最初に製作されたが都合で打ち上げは2番目になった）、打ち上げ機（ロケット）に支払う資金調達ができないため無料打ち上げ機が見つかるまで数年間待たされたという経緯がある。

大学発の小型衛星としては英国のSurrey大学（UoSatシリーズ）や千葉工業大学（鯨生態観測衛星）が有名であるが、これらは学生手作り衛星の範疇ではないので割愛させていただく。

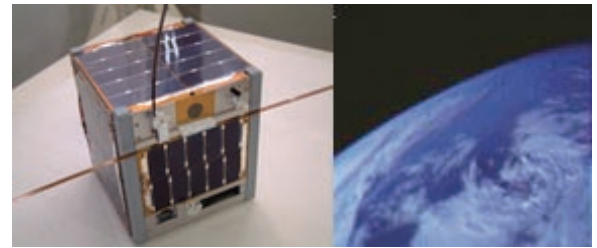


図-3 東大 CubeSat（2003年6月打ち上げ）と撮影画像（2005年4月26日撮影：オホーツク海上空）

ロケットと人工衛星

ロケットと人工衛星の違いはあまり認識されていないがロケットは頭部に人工物を搭載して大気圏外へ行き放出する。ロケットの仕事は約30分で終了しその後地表面に落下する（図-2）。地表面の上空約200kmで人工物を水平に秒速7.9km（第1宇宙速度という）で放出すると地表面に落下することなく地球の周りを円運動するようになる。これが人工衛星の原理である。人工衛星の設計寿命は数日位から10年位（大型衛星）まで幅がある。

人工衛星に最低限必要な搭載機器は、電源、OBC（On Board Computer）、送受信機、アンテナである。あるミッションを遂行させたいければ専用のミッション機器を搭載する。

電源、コンピュータ、送受信機、アンテナを最低限必要とする身近な機器は携帯電話である。つまり小型衛星と携帯電話とは技術的によく似ていて電子情報系学生の研究テーマとしても同じように興味深い（図-3に示す東京大学 CubeSatは技術的には宇宙を飛ぶカメラ付き携帯電話といえる）。両者の大きな違いは筐体の形状である。携帯電話は手になじむ形状であるが、小型衛星はロケットに乗り宇宙へ行き宇宙空間で働く形状である。また携帯電話は商用電源から充電するが小型衛星では衛星表面に貼付した太陽電池セルから充電する（1次電池だけを搭載する短寿命衛星もある）という違いがある。

普通に想像されるのとは異なり人工衛星の要素技術には電子情報技術の比重が大きい。このため日本の大型衛星は実際には電気メーカーが作っている。したがって大学での小型衛星開発でも電子情報系の学生にこそ積極的に参入してほしい。

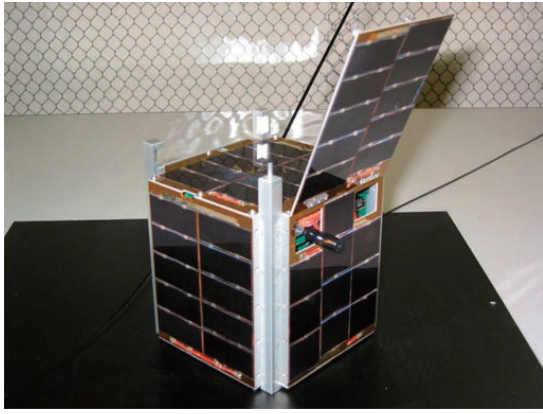


図-4 東工大 CubeSat (2003年6月打ち上げ)

CubeSat

Twiggs 教授は 1999 年の「日米大学宇宙開発システムシンポジウム (ハワイ)」で、10cm 立方、1kg の手作り超小型衛星の開発を提案した (その形状から CubeSat と呼ぶ)。

CubeSat は、学生の教育と学生に実地経験をさせることが主目的である。将来は約 1 年で衛星を開発し打ち上げ、約 1 年間の軌道運用を行えば 2 年間で良い経験ができる。

衛星プロジェクトでは、衛星本体のほかに地上送受信局と宇宙への打ち上げ費用 (ロケット代) がかかる。ロシアのロケットは費用を払えば学生手作り衛星の打ち上げも請け負う。

2003 年 6 月 30 日に東大、東工大、Stanford 大など世界の大学から 6 機の手作り衛星がロシアのプレセック宇宙基地から打ち上げられた。しかし無事に動作したのは上記 3 大学の 3 機だけであった。

東大 CubeSat (愛称 CubeSat-XI (サイ)) を図-3 左に示す。東大 CubeSat はカメラを搭載し地球画像を撮影し地上局へ送信している (図-3 右)。東工大 CubeSat (愛称 CUTE-I (ワン)) は軌道投入後 1 枚の太陽電池パドルを展開した (図-4)。両衛星とも最初の打ち上げで完全な成功を収めたことは国内の宇宙コミュニティに驚きとともに賞賛を持って受け止められ、設計寿命を越えて現在も元気に活躍している。

同時に打ち上げられた Stanford 大衛星の大きさは約 10 × 10 × 30cm (CubeSat3 個分の大きさ) で民間研究所のミッション機器を搭載した (愛称 QuakeSat: 地震の前には岩石が圧縮されて電磁波が発生するといわれるがその電磁波を捕らえる)。このように CubeSat とその拡大バージョンは安価・迅速なテストベンチとしても期待されている。

他の応用例を挙げる。NASA・AMES 研究所はある酵母 (学名 *Saccharomyces cerevisia*) が無重量空間で増



図-5 模擬衛星実験場 (右方の平地が試験場)

殖する様子の観測実験を立案した (愛称 Bionano Sat: ミッションに由来する)。スペースシャトルに搭載すれば NASA 内部なので搭載費は無料であるが、宇宙飛行士が搭乗しているため機器の安全審査は厳しく資料作成などに大きな費用がかかり、打ち上げまでの時間もかかるため学生手作り衛星にミッション機器を搭載することを計画している。この衛星は 20 × 30 × 10cm の大きさ (CubeSat 6 個分に相当) の中に実験装置 (約 10cm 立方) を搭載して宇宙空間でビデオカメラによる酵母増殖情報を地上局へ送信する。

CubeSat のコストはどのようなミッション機器を載せるかにより大きく変わる。数機打ち上げを経験した後に単純なミッションを搭載する場合の概算コストは約 1,000 万円といわれる。教育目的なので学生の人件費は見込まない。内訳は (1) CubeSat 部品代 約 300 万円、(2) 地上局設備 約 200 万円、(3) 打ち上げ費 (ロケット代) 約 500 万円。地上設備としては衛星組み立て用のクリーンブース (市販品で約 300 万円だが学生手作りで約 20 万円)、各種電子機器測定器などが必要である。

CanSat (模擬衛星) の実験

話題を変えて、毎年 9 月にアメリカ・ネバダ州ブラックロック砂漠で行われる模擬衛星実験を取り上げる (図-5)。CubeSat の開発着手以前から小型衛星製作の訓練もかねて 350ml ジュース缶の大きさの模擬衛星 (缶の大きさなので CanSat と呼ぶ) 打ち上げ実験が行われている。AEROPAC (シリコンバレー周辺のアマチュアロケットグループ) の協力を得て、日米の大学生が製作した CanSat (模擬衛星) はロケット頭部に搭載され高度約 4,000 m に行き、そこでロケットから放出されパラシュートで降下してくる。降下時間は約 12 分で、この時間は低軌道衛星が地上局と交信できる最大時間にほぼ

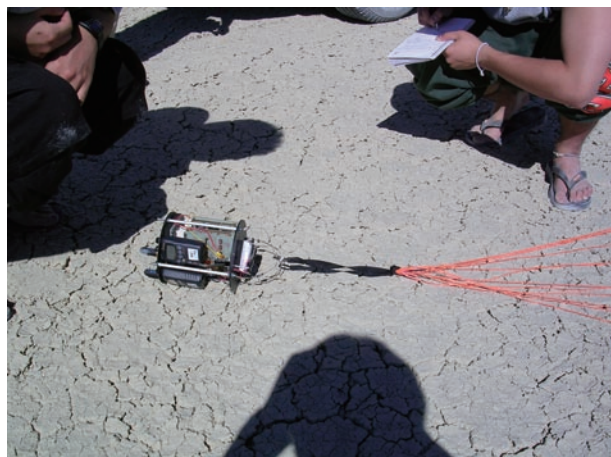


図-6 砂漠での模擬衛星回収の様子 (中央が CanSat)

等しい。この12分間に CanSat (模擬衛星) からの信号を受信する (図-6)。最も簡単な CanSat の製作コストは約5~10万円といわれる。

同時に COME BACK RETURN COMPETITION も開催されている。事前に決めた緯度・経度に日の丸の旗を設置しておき約4,000mの高度から落下してくる CanSat を、この位置に近づけることを競う大会である。自律制御していることの証明が要求され宇宙ロボット技術といえよう。これらの実験も学生に実地訓練の場を提供している。

小型衛星が遭遇する宇宙環境

宇宙空間を飛翔する人工衛星を取り巻く宇宙環境は厳しいので打ち上げ前に地上での試験が欠かせない。このような試験をせずに打ち上げてもきちんと動くことはまず期待できない。

打ち上げ時の振動

衛星はロケット発射時の激しい振動と音響衝撃を受ける。振動試験機を使用して地上試験を行う。試験は JAXA (宇宙航空研究開発機構) または都道府県の工業試験所などの装置を借用する。

熱真空環境

宇宙空間には大気がないため電子機器からの発熱を逃がすことは困難である。熱の伝達には伝導、対流、放射の3種類があり地上機器の冷却では対流が通常使用されているが、真空中では大気がないため対流は使用できない。人工衛星内の熱は伝導で衛星の外部まで運びそこから遠い宇宙空間へ放射で熱を捨てる。このような理由でトランジスタなどの能動機器からの発熱を処理するための考慮は特に重要である。試験は JAXA の熱真空槽 (宇

宙センタや宇宙研究開発本部) を借用する。

放射線環境

宇宙空間には大気がないので厳しい放射線が存在している。X線や γ 線といった波長の短い電磁波、および陽子、中性子、電子、 α 線、それより重い粒子が存在する。半導体素子が放射線にさらされると誤動作を起こし恒久故障に至ることもある。宇宙放射線による影響は以下のように分類される。

● TID (Total Ionization Doze)

宇宙放射線の種類やエネルギーによらず、それらが発生させた電離の総量だけによって決まる劣化現象のことをいう。TIDは宇宙放射線に曝される半導体素子の性能劣化の代表的な現象である。電離総量が各半導体素子の持つ閾値を超えると恒久故障となる。TIDに対しては数mmのアルミのシールドを張ることにより、その影響を軽減することが可能である。超小型衛星の設計寿命は3カ月から長くても半年という短期間であることが多いのでTIDの影響は無視できる場合が多い。

● SEL (Single Event Latch-Up)

高エネルギー荷電粒子の入射により半導体素子に大電流が流れることをいう。通常は電力供給を止めることにより回復可能であるが、そのタイミングが遅ければ、半導体素子が破壊され恒久故障に至ることもある。SELに対しては、電源回路周りに過電流検出回路と遮断回路を設ける。異常電流が流れると自動的に電流をシャットダウンさせ、一定時間経過後に電源の再投入を行うことにより、SELが発生して大電流がデバイスに流れる時間を最小限に抑える。

● SEU (Single Event Upset)

半導体素子のメモリ (フリップフロップ) などに記憶されていた情報が荷電粒子の入射により反転 (0と1が逆転) することをSEU (ソフトエラーともいう) という。入射する荷電粒子のエネルギー量が半導体素子の情報を蓄えるのに必要なエネルギー量に比べて大きいときにSEUが発生し情報は反転する。そのため、衛星に搭載されているCPUには数世代前のプロセスルールの太いものが用いられ、結果的に衛星に搭載したコンピュータの計算能力は現行のコンピュータと比べて劣ったものにならざるを得ない。現在運用中の人工衛星には10年以上前のCPUが搭載されているものもある。SEUへの対応法は後述する。

放射線試験は、日本原子力研究所や都道府県の産業技術研究所などの施設を借用する。



図-7 創大 CubeSat (概念図)

CubeSat システムのカスタム化と フォールト・トレラント化

電子情報系の話題として CubeSat 用コンピュータシステムの研究を紹介する。

CubeSat システムのカスタム化

創価大学で開発中の CubeSat (図-7) (愛称: Excelsior) は民生品 FPGA (Field Programmable Gate Array) を使用してコンピュータシステムをカスタム化することをミッションの1つとしている。カスタム化したシステムで衛星の全コンポーネントを制御する。FPGA はユーザがプログラミング可能な大規模集積回路である。

現在の CubeSat 搭載コンピュータシステムでは多くがマイクロチップテクノロジー社のマイクロコンピュータ PIC (Peripheral Interface Controller) や日立の H8 を使用している。民生品なので放射線対策は施されていない。

アンチヒューズタイプ FPGA は、再書き込みは不可能であるが回路情報は放射線による反転に強く高速回路を実現しやすいため衛星搭載用に適している。大型衛星で使用されている FPGA の大部分がアンチヒューズタイプ FPGA である。しかし FPGA 内部のレジスタ (フリップフロップ) については放射線で反転する可能性が残っている。我々は民生品アンチヒューズタイプ FPGA 上に CPU などを構築すると同時に後述するように内部回路を3重化 (内部3重化) することによって内部フリップフロップへの放射線対策を施しフォールト・トレラント化する。

衛星コンピュータシステムの3重化

大型衛星では異常や故障が生じてでもミッションの継

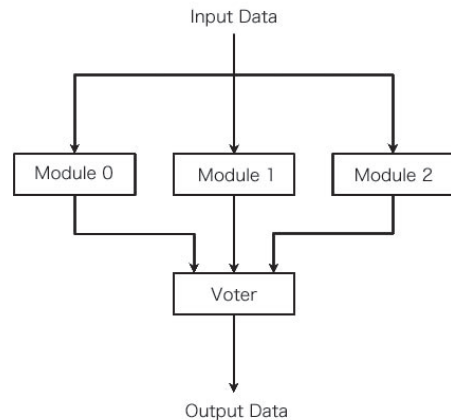


図-8 3重化システム

続が可能のように安全性と信頼性の高いフォールト・トレラントなコンピュータシステムが採用されている。フォールト・トレラント・システムを構築する代表的な手法は受動的冗長法と呼ばれる3重多数決法 (Triple Modular Redundancy: TMR) である。モジュール (CPU やメモリなどからなる1コンピュータシステム) を3重化し、各モジュールに同じ計算をさせモジュールが計算結果を出力するたびにそれらの結果を逐一多数決で決めることで単一誤りを排除することができる (モジュール3重化)。TMR の概念を図-8 に示す。

モジュール3重化システムには (1) 物理的な問題と (2) 3重化処理に起因する問題がある。(1) 物理的な問題は、モジュールが3倍になるために占有面積、消費電力、質量が増加することである。搭載容量や発生電力が限られている超小型衛星においては深刻な問題である。(2) 3重化処理をするためには、各モジュールの同期をとる必要があり、SEU 発生時にエラーモジュールを特定する必要と再起動させる必要がありこれらに付随する作業などのためにシステムが複雑になり同時に速度低下を招く。

CubeSat は大きさ、コストなどが制限されるのでモジュール3重化システムを搭載するのは困難であり搭載されていない。我々は CubeSat に搭載することを前提とした3重化システムを開発し創大 CubeSat に搭載する。このシステムでは占有面積や質量、消費電力の増加を抑え、かつシステムの複雑化を抑え速度低下を招かないことを目的としている。

CubeSat コンピュータシステムの3重化

CubeSat に生じる宇宙放射線の影響のうち、SEU 対策としては体系的な対応が必要である。図-8 に示したようにモジュールを多重化し、複数の結果を比較することで、モジュールの誤り検出と訂正を行うことができる。

3つのモジュールを使用して CPU を3重化する方式

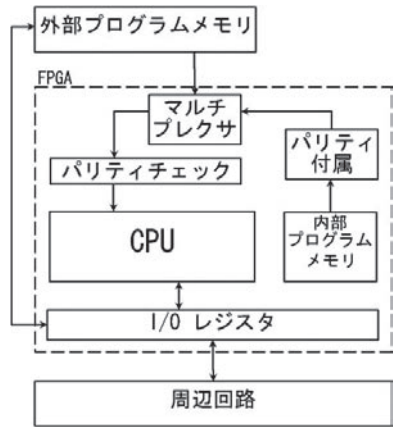


図-9 コンピュータシステム構成

(モジュール3重化)をCubeSatに搭載することは物理的に困難である。我々はFPGAを搭載コンピュータシステムに使用し、CPU内部アーキテクチャの各機能ブロックを内部で3重化する(内部3重化)。内部3重化では占有面積や質量は増えず電力量の増加もわずかですむ。システム構成を図-9に示す。このシステムでは、CubeSat通常動作時に外部プログラムメモリを持ちFPGA内にCPUと外部ペリフェラルとの接続をするI/Oレジスタ群、CubeSat初期動作時の内部プログラムメモリなどを構成する。

●内部3重化方式

搭載コンピュータシステムのCPU部には、マイクロチップテクノロジー社のマイクロコンピュータPIC互換のフリーIPであるCQPICを使用する。このCPUはハーバードアーキテクチャを持ち、最高動作周波数20MHzである。

このCPUの各機能ブロック(コマンドコントローラ、演算装置、演算用レジスタ群など)をそれぞれ3重化する。その多重化した各機能ブロックの出力に対して、多数決判定を行う。ブロック図を図-10に示す。

内部3重化ではSEUが発生してCPU内部のレジスタの値が書き変わってしまった場合でもCPUの再起動は必要ではなく連続動作ができる。また多数決部は多数決をとるだけの単純な設計ですむので多数決部で発生する遅延時間を最小にすることができる。つまり多数決部によるCPUの動作クロック周波数の低下を最小限に抑えることができる。

モジュール3重化と内部3重化の比較を表-1に示す。

●CPU動作ROM

外部プログラムメモリとしてフラッシュROMを使用する。CPUは外部フラッシュROMへプログラムカウ

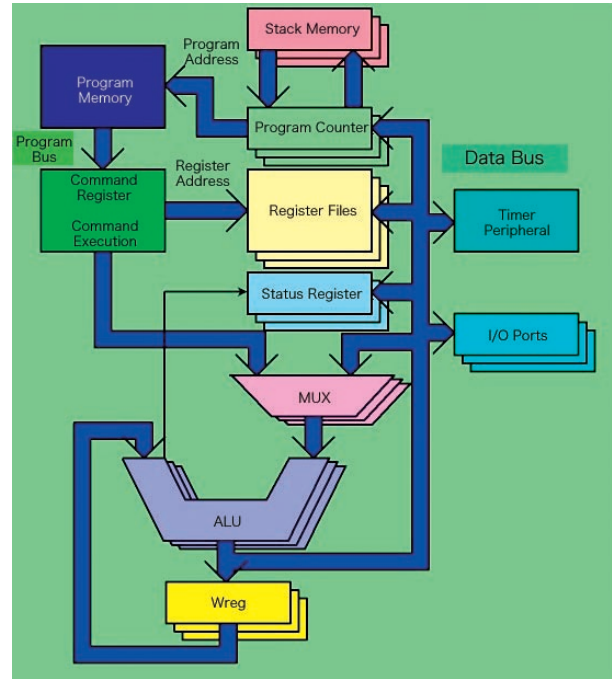


図-10 CubeSatのCPUアーキテクチャ

項目	モジュール3重化	内部3重化
SEU時のシステム再起動	必要	不要
多数決部での遅延時間	大	小
システムの数値低下	大	小
質量	増加	増加なし
基板面積	増加	増加なし
物理的損傷による故障	別モジュールに切り替え可	別モジュールなし

表-1 モジュール3重化と内部3重化の比較

ンタの内容を出力し命令を読み出して動作を行う。SEU対策としてはフラッシュROMの多重化が望ましいが、CubeSatでは大きさと質量に制限があるため16bit幅のフラッシュROMを採用し、CPU命令長を14bitにし誤り検出符号2bitを付属させる設計とした(図-11)。

フラッシュROMの各セクタには同じプログラムを格納しておく。あるセクタでSEUによるエラーが検出されるとセクタを切り替える。こうすれば実行中の処理に支障を与えず連続動作が可能になる。また検出がされなかった場合はプログラムの誤動作となりCPUのウォッチドックタイムによってプログラムカウンタがリセットされる。この場合、初期動作時の内部プログラムメモリ上で外部プログラムメモリの誤りを検査し、誤りがある場合には他セクタからの正常データの上書きを実行する(図-12)。すべてのセクタが正常データとなった後に通常

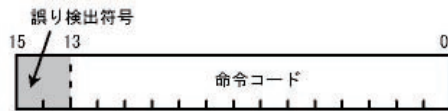


図-11 プログラムメモリ

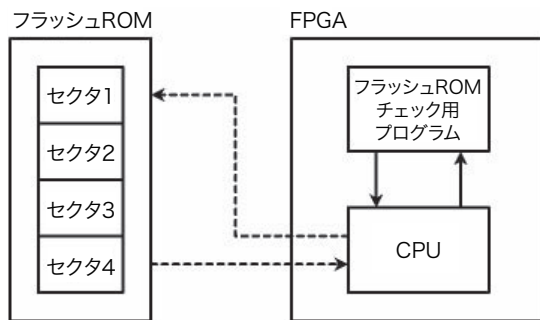


図-12 フラッシュROMセクタ管理

動作の外部プログラムメモリのプログラムを実行する。

創価大学 CubeSat 開発状況

コンピュータシステムの開発は SRAM タイプ FPGA を用いている。SRAM FPGA は、回路情報の書き換えが可能であり、初期の設計に適している。設計を確定した後にアンチヒューズタイプ FPGA に置き換える。3重系アーキテクチャを開発し正常動作も確認した。多数決部での遅延時間は使用する FPGA によって大きく違ってくるが、検証ツールを用いて行ったシミュレーションでは多数決部での遅延時間は数 ns であり、数十 MHz 程度の CPU の動作に対しては無視できるほどであった。PIC の最高動作周波数は 20MHz であるが、我々の搭載用コンピュータシステムにおいても 20MHz での正常動作を確認した。

現在はシステムをアンチヒューズタイプ FPGA に移行中である。今後は高エネルギーの重イオンを照射し、ビット反転が起こる確率を測定する（反転断面積）。反転断面積は入射イオンの電離作用の大きさに依存するため試験ではイオンの種類やエネルギーを変えた条件で照射を行い、イオン1個あたりのビット反転数を計測する。この試験の結果を使えば、実際の宇宙環境での SEU 現象の発生確率が予測できる。また実際に SEU 現象を模擬することにより、開発中のコンピュータシステムの動作を確認し検証する。現在開発中のモデルを図-13に示す。

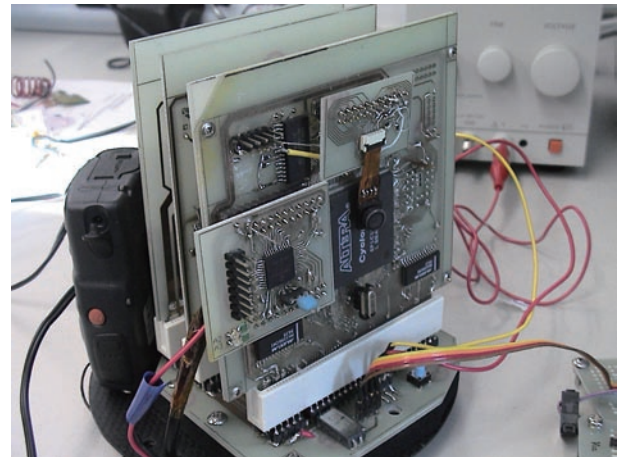


図-13 開発モデル

学生手作り衛星の将来

特定非営利活動法人（NPO）「大学宇宙工学コンソーシアム（UNISEC）」は我が国の大学・高専を組織し学生の宇宙開発活動を取りまとめる役割を果たしており以上に述べた活動も UNISEC の傘下で行われている。

UNISEC は学生による手作り衛星やロケットなどの実践的な宇宙工学活動を支援することにより、(1) 人材育成、(2) 技術開発、(3) アウトリーチの3つを通して宇宙開発コミュニティと社会に貢献することを使命としており、工学系学生に得がたい実地経験の場を提供している。参加大学の多くは航空宇宙学専攻などであるが、小型衛星の主要技術は電子情報技術であるので電子情報系の大学がこの分野へ進出することを期待する。正会員・賛助会員として一般の企業、個人も参加して欲しい。今後は大学と中小企業の連携による宇宙開発の展望が予測されている。現在日本の宇宙開発は停滞しているが、宇宙開発への熱い情熱を持つ若者をいかに宇宙開発に参画させていくかが将来の我が国の宇宙開発に決定的な意味を持つと思われる。

参考文献

- 1) UNISEC と各大学の Web サイトリンク：<http://www.unisek.jp>
- 2) CubeSat からの画像：<http://www1.bbiq.jp/ja6pl/cubesat.html>
- 3) 酵母実験衛星：Twiggs, B. and Kuroki, S.: BioExplorer Bus-Low Cost Approach, 2002 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, #278 (Mar. 2002).
- 4) 中須賀他：CubeSat-XI の軌道上実証成果と超小型衛星による低コスト化・短期間開発の試み、電子情報通信学会論文誌 B, Vol.J88-B, pp.44-48 (Jan. 2005).
- 5) 此上他：超小型衛星 CUTE-I の開発と軌道上運用評価：電子情報通信学会論文誌 B, Vol.J88-B, pp.49-57 (Jan. 2005).
- 6) 模擬衛星実験（ARLISS）：<http://www.arliss.org/>

(平成 17 年 6 月 1 日受付)