

超小型衛星「Negai☆」

—開発・製造・運用—

黒木 聖司^{*†}, 毛内 健

創価大学工学研究科情報システム工学専攻,
〒192-8577 東京都八王子市 丹木町 1-236

概要

超小型衛星 Negai☆ は創価大学黒木研究室が開発・製造・運用した衛星である。2010年5月21日に種子島宇宙センターから打ち上がりミッションを成功させて1ヵ月後の6月26日に大気圏へ再突入した。この衛星は CubeSat と呼ばれる衛星で、大きさは 10cm 立方、質量は 0.986kg という小さい衛星である。ロケットにより投入された軌道は高度 300km の円軌道で軌道傾斜角は 30 度である。300km 高度には希薄な大気があり、衛星は高度を下げ数週間後に大気圏に再突入し燃焼して「人工の流れ星」になる。軌道傾斜角 30 度であるため衛星は北緯 30 度と南緯 30 度の間を飛翔し、それより北や南には行かない。本学八王子キャンパス上空に衛星はこない。衛星と地上局間の交信を良くするために石垣島と八丈島にも地上局を設置し運用した。Negai☆ のミッションは大きく 2 つある。「2 種類の FPGA を用いた高機能情報処理装置の宇宙実証」が技術ミッションである。強い宇宙放射線にも耐える高機能情報処理システムの実証をした。子供たちに宇宙への関心を持ってもらうことをメインミッションとした。数週間後に人工の流れ星になる Negai☆ に子供たちの夢を託すことを計画した。ハガキを公募しそれらをマイクロフィルム化し搭載した。この衛星のもっとも大切なことは、開発・製造・運用を学生主導で行ったことである。この論文では「宇宙システムに関する実践的な取り組みとして、開発から運用にいたる一連の過程とその成果の汎用化、また問題点への対応と解決方法の経験」を中心として「宇宙システムに関する新たな技術手法」、「宇宙システムを応用したプロジェクト実践型の人材育成手法」を記述した。

Lessons Learned on Development, Manufacture and Operation

of a CubeSat “Negai”

with a highly advanced processor

to Wish Children’s Dream upon a Manmade Shooting Star

* Corresponding author; Professor emeritus, Member UNISEC.

† E-mail: kuroki@ieee.org.

Received and presented March 20th, 2012 in 2nd UNISEC Space Takumi Conference, Tokyo, Japan.

Revised October 24th, 2012. Accepted November 5, 2012..

Seiji KUROKI*† , Takeshi MONAI

Graduate School of Engineering, Soka University,
1-236 Tangi-cho, Hachioji, Tokyo 192-8577, Japan

SUMMARY

A Kuroki laboratory pico-satellite Negai at Soka University was launched on May 21st, 2010 at Tanegashima Space Center, Japan to decay on June 26th, 2010 with missions completed. The satellite is a CubeSat that measures just ten centimeters cubic and weighs a mere kilogram. Its orbit is 300km altitude with 30 degree inclination. At 300km altitude, the satellite plunges back into the atmosphere, creating an artificial “shooting star” after a few weeks. Hence it is named Negai or “Wish upon a shooting star.” In 30 degree inclination orbit, the satellite does not go beyond over 30 degrees latitude either north or south. In order to access better, three ground stations were constructed one in Soka University campus and others in two remote islands. Negai’s mission is two-fold. It serves as a test bed for a highly advanced information processing system with two different kinds of FPGA s that is extremely reliable and resistant to intense cosmic radiation. It also aims to spur interest in space exploration among children. Negai contained on microfilm the names and dreams of children recruited through a public campaign wishing upon an artificial shooting star. The most important aspect of this satellite is that it is hand-made by the students. Both engineering and Negai or wish missions were successful. This paper emphasizes on lessons learned during Negai development phase as well as operation phase.

KEY WORDS: CubeSat; FPGA; information processor; shooting star; lessons learned

ACRONYM

AOS: Acquisition of Signal,
BBM: Breadboard Model,
CDR: Critical Design Review,
CW: Continuous Wave,
EM: Engineering Model,
FM: Flight Model,
FMHK: Frequency Modulation Housekeeping,
FPGA: Field Programmable Gate Array,
HDL: Hardware Description Language,
IOP: Input Output Port,
J-POD: JAXA Picosatellite Orbiter Deployer,
LEO: Low Earth Orbit,
MUX: Multiplexer,
OBC: On Board Computer,
PDR: Preliminary Design Review,
PPT: Peak Power Tracking,
SoC: System on a Chip,
TLE: Two Line Element,
UT: Universal Time,
VSWR: Voltage Standing Wave Ratio.

1. はじめに

創価大学黒木研究室では超小型衛星 Negai☆”（「ねがい」と読む、図 1）を学生主導で開発し、この衛星は 2010 年 5 月 21 日に H-IIA ロケット 17 号機で種子島宇宙センターから宇宙へ成功裏に打ち上げられミッションも成功し 6 月 26 日に大気圏再突入した。この衛星は CubeSat(一辺 10cm の立方体で質量は 1kg 程度の超小型衛星) とよばれる衛星に属する。

「ロケット」は人工衛星を頭部に搭載して宇宙空間まで運び放出する乗り物である。「人工衛星」は軌道へ投入された後に宇宙空間を飛行し地上と交信しながらそのミッションを遂行する。

Negai☆” の「技術ミッション」は、「民生品 FPGA を用いた高機能情報処理装置の宇宙実証」である[1]。

今回の H-IIA の主衛星は金星探査機 PLANET-C「あかつき」である。金星探査機 PLANET-C を搭載しても、ロケットの容積と質量に余裕があったため相乗り衛星が公募され、Negai☆” も選定された。Negai☆” の軌道は円軌道で、(1)軌道傾斜角 30 度、(2)軌道高度 300km という特徴をもつ。(1)軌道傾斜角 30 度では衛星は赤道を中心として北緯 30 度と南緯 30 度の間を飛行する。(2)高度 300km では希薄な空気が存在し、この空気の影響で衛星は急速に高度を下げ落下していく。衛星は約 8km/秒という高速で飛行しているので空気の影響が大きい。落下をシミュレーションしたところ質量 1kg の Negai☆” が大気圏再突入するまでの時間は数週間と予測された。

PLANET-C 相乗りによる軌道では数週間で大気圏再突入するために、技術ミッション「民生品 FPGA を用いた高機能情報処理装置の宇宙実証システム」の他に一般の人にも良く理解できるミッションを追加することにした。

子供たちの宇宙への関心を高めようという目的で、技術ミッション以外の追加ミッションを「小学 6 年生以下の子供の夢をはがきで募集し、これをマイクロフィルム化して衛星に搭載する」ことにした。数週間後に大気圏再突入時に燃え尽きる衛星を人工の流れ星にみたてて「星に子供の願いを託す」というミッションである。これをメインミッションとして、このことから衛星の愛称を Negai☆”（ねがい）とした。このミッションに八王子市内の小学校長たちが感銘して八王子市教育委員会の後援を得た。国内外から約 8,000 通のハガキが集まった。

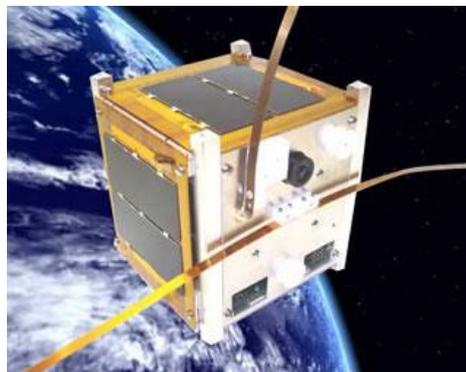


図 1 Negai☆” のイメージ

2. 衛星概要

(1)Negai☆” 衛星のイメージを図 1 に示す。この図の中央にアンテナが 2 本見えるが、水平のアンテナがダウンリンク用ダイポールアンテナ (430MHz 帯)、垂直のアンテナがアップリンク用モノポールアンテナ (144MHz 帯) である。打ち上げ時には衛星放出装置 J-POD の許容包絡域内に収納できるようにアンテナは丸めてたたんで糸で縛ってある。本衛星は J-POD から宇宙空間へ放出されたのちに衛星搭載のタイマーが働き一定時間後にアンテナ面裏のヒータを加熱して、縛った糸を切り離し自動的に展開する。

(2)Negai☆” 衛星の主要諸元を表 1 に示す。

(3)衛星の全体系統図を図 2 に示す。小型人工衛星に最低限必要な搭載機器は(a)アンテナ、(b)送受信機、

(c)コンピュータ (メモリーを含む)、(d)電源系、(e)筐体である。独自のミッションを遂行させなければ専用のミッション機器を搭載する。

(a)アンテナ、(b)送受信機、(c)コンピュータ (メモリーを含む)、(d)電源系、(e)筐体を有している身近な機器は携帯電話である。CanSat ならびに CubeSat を提唱したスタンフォード大学の Twiggs 教授によれば、小型衛星と携帯電話の機能はよく似ている。

携帯電話と小型衛星の技術の比較を表 2 に示す。衛星ではキーボードやモニターは搭載しない。衛星の付近には人間がいないためである。キーボードやモニターに相当する機能は地上局に置く。携帯電話は時々充電をするが衛星では近くにコンセントがないため、太陽電池をエネルギー源とする。この表に示すように技術的には両者は良く似ている。最初に宇宙工学を学んだ後、マイ衛星を作りたくなったら機械工作と電子工作の両方の知識が必要である。携帯電話の製作でも同じで、携帯電話メーカーでは多くの機械技術者が構造、筐体、排熱解析などの研究開発設計を行っている。つまり両方の知識が必須である。Negai☆” は地球の画像を撮影するカメラを搭載しているのでカメラ付き携帯電話といえる。黒木研究室では宇宙工学、機械工作、電子工作の知識が必要ということを確認して衛星開発を開始した。人工衛星は非修理系であるために地上用の機械などとは大きく違うところがある。一度打ち上げると修理することができない。打ち上げ直後が最良の状態でありその後は特性が劣化していく。このためには故障しないような配慮が必要である。

人工衛星は軽量化が難しい。EM の 1 号機(EM-1)では軽量化にチャレンジし 1kg 以下とすることができた。PLANET-C 相乗りでは約 1.5kg まで質量を許容された。高度 300km では質量が大きいほど大気圏再突入までの時間が長い。つまり寿命が長いので、EM の 2 号機(EM-2)以降では質量を増やすことも考えたが「新しいことをやると失敗する」可能性が高くなるので、寿命を延ばすことよりも失敗しないことを優先し、軽量化設計を踏襲し質量を増やすことはしなかった。

表 1 Negai☆” 主要緒元

ニックネーム	Negai☆” (ねがい)	
推定寿命	数週間	
寸法	約 10cm×10cm×10cm	
質量	0.986kg	
主要デバイス	SRAM FPGA	EP2C8
	Flash FPGA	APA150
	PIC	PIC16F873
CPU	Soft-core CPU	PIC16F877 相当
通信系	Uplink (command)	144MHz Mono-pole Antenna FSK Ax.25 1200bps
	Downlink (beacon)	430MHz Di-pole Antenna CW 50WPM
	Downlink (packet)	430MHz Di-pole Antenna FSK Ax.25 1200bps
センサー	CMOS image sensor	
	Thermometers	
	Voltmeters	
	Ammeters	
太陽電池セル	GaAs	
電力系	1.5W 平均	
2 次電池	PPT	
	Ni-MH 2700mAh 1.2V ×6	
構造材	アルミニウム合金	

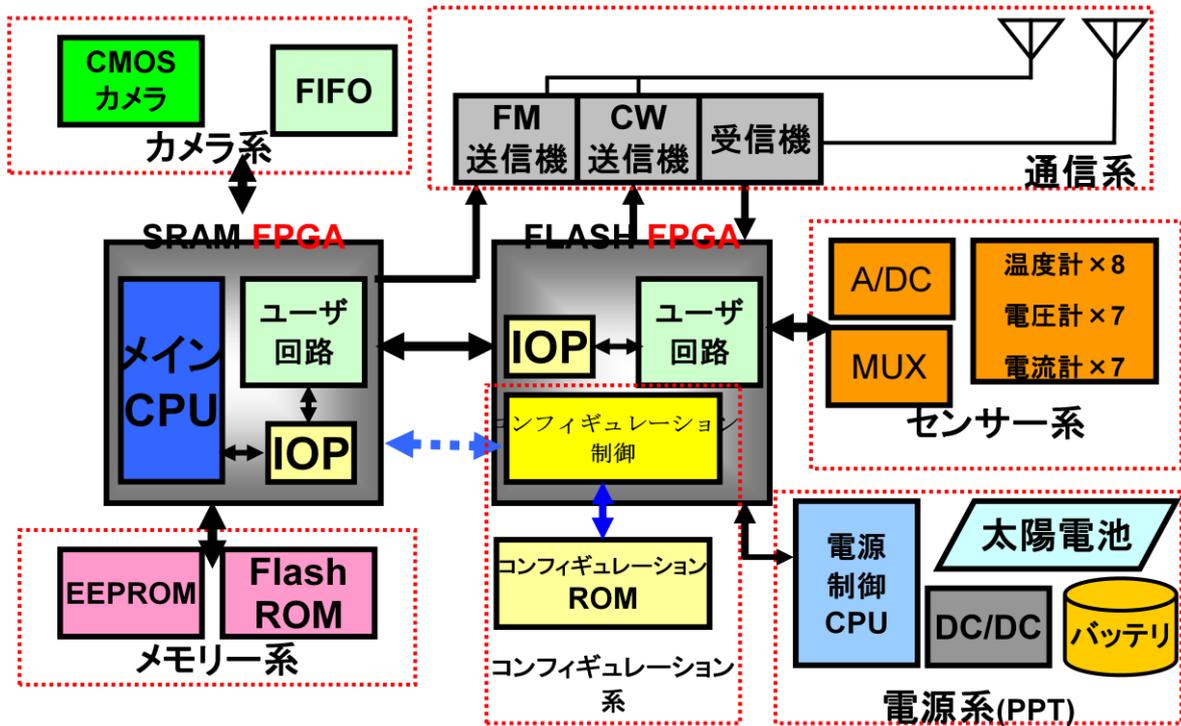


図2 Negai☆の系統図

表2 携帯電話と人工衛星の主要技術は同じ (スタンフォード大学 Twiggs 教授)
(○は有を示し、×は無を示す)

項目	携帯電話	人工衛星
アンテナ	○	○
送受信機	○	○
コンピュータ	○	○
メモリー	○	○
カメラ	○	○
電源	○	○
1. 太陽電池	× (注)	○
2. 充電器	○	×
キーボード	○	×
モニター	○	×
筐体	○	○
発熱への配慮	○	○
その他	おもに電子情報機器	姿勢制御系、機械機器 (展開物)、電子機器 (レーダ)、推進系など

(注) 太陽電池セルを持つ携帯電話もある

3. メインミッション：子どもの夢応援

この衛星は軌道高度が 300km であるため、希薄大気の影響により数週間で落下し大気圏へ再突入し燃え尽きる。これを人工の流れ星に見立て、「流れ星に願いを」託すことをメインミッションにした。小学 6 年生以下の子どもの夢をハガキで募集し、これらを撮影しマイクロフィルム化して衛星に搭載した。八王子市教育委員会の後援を得て国内外から約 8,000 枚の応募を得た (図 3)。米国政府機関による地球周辺飛翔物体情報サービス Space Track によれば Negai☆” は 6 月 26 日に大気圏へ再突入し燃え尽きた。約 8,000 人の子供の夢を「人工の流れ星」に託すことができた。このプロジェクトを通して多くの子供たちが宇宙を身近に感じた。



図 3 集まった約 8,000 枚の応募ハガキ

4. 技術ミッション

技術ミッションは「FPGA を用いた高機能情報処理装置の宇宙実証」である。FPGA はプロの衛星では必須の部品であるが、本衛星は FPGA を本格的に用いた世界的にもめずらしいアマチュア衛星である[2]。複数の半導体素子の機能を、FPGA にハードウェア記述言語 (HDL) を使用して書き込むことができる。このため数枚のプリント基板を必要とする電子回路を 1 枚のプリント基板に収めることも可能である。このことを FPGA/SoC とよぶこともある[3]。必要に応じてソフトウェアを使用して全体を制御することも可能で自分の希望通りの回路にカスタマイズできる。これをプログラマブル FPGA とよぶ。

統合制御系は図 4 に示すように 2 種類の FPGA を使用している。意図して異なる種類を採用しており、SRAM-FPGA と FLASH-FPGA を使用した。放射線に弱いといわれる SRAM-FPGA をあえて採用し、図 5 に示すようにソフトコア CPU を構成した。衛星のシステム全体の統制は内部 CPU で行い、ソフトウェアで管理している。ただ FLASH-FPGA (図 4 右) 内の点線で囲った部分は CPU によらずにセンサー情報を獲得し CW を送信することが可能である。これはどんなことが起きてもテレメトリだけは地上へ送信したいという設計意志による。

ソフトウェアは柔軟性があり、ハードウェアは高速処理が可能であるという特長がある。この衛星システムは両方のメリットを生かした効率の良いシステムであると専門家から評価されている。

技術ミッションの概要を以下に示す。

(1)宇宙空間には強い放射線があり、半導体部品内の構成が壊されることがある。放射線に強い CPU をシステム的に実現することがミッションの一つである。この目的のために容量は大きい放射線耐性が低い SRAM-FPGA を意図的に採用し、放射線耐性が比較的高いが小容量の FLASH-FPGA との組み合わせを選んだ。

(1-1)宇宙放射線によって CPU のレジスタ内の” 0” と” 1” が入れ替わる可能性がある。放射線による影響を訂正するために CPU 内の全レジスタを 3 重化する。1 つの情報を処理するのに 3 つのレジスタで処理し、その結果を多数決論理で得る (図 5 左)。つまり OBC として SRAM-FPGA を使用している。

このようにして宇宙放射線によって起きたビットエラーを訂正する。この目的のために放射線耐性が弱いといわれる SRAM-FPGA をあえて採用し、このシステムが宇宙放射線に耐性があることを宇宙実証する。

(1-2)SRAM-FPGA は放射線耐性が低いので、宇宙放射線により内部コンフィギュレーションが壊される可能性もある。この時には SRAM-FPGA をリ・コンフィギュレーションできるように、比較的放射線に強い FLASH-FPGA にコンフィギュレーションコントロール回路を構成し、必要に応じて宇宙空間で SRAM-FPGA をリ・コンフィギュレーションするようにした(図 2)。

(1-3)この回路構成で放射線によるレジスタ内のビット変換を検知する回路を構成し、設計寿命が数年以上ある軌道へ打ち上げれば、アマチュア衛星ながら、各所での放射線の強さを有、無で検知し宇宙空間での放射線の強度マップを作ることも可能である。アマチュア衛星ながらこのようなマップを作る可能性も有している。

(2)衛星はカメラを地球方向へ向ける装置を搭載していないために、この画像に地球が映っているかどうかは不明である。

画像は QVGA である。QVGA は PC で良く使用される VGA (PC 用グラフィックシステムで標準として広く普及しているシステム) の 1/4 の画素数 (320×240pixel) を持つ。しかしダウンリンク回線は 1200bps であるため QVGA を地上局へ伝送するには最低でも 4 日以上かかる。4 日以上をかけ地上へ画像を送しても地球が写っているとは限らない。画像に地球が写っているかを効率的に知るために以下のようなシステムを構成した。

まず撮影した画像に地球が撮影されているかを確認するために、統合制御系内で QVGA 画像を Q4VGA 画像に圧縮する。Q4VGA は QVGA の 1/4 の容量(40×30pixel)で、そのデータ量は 1200pixel (2400byte) である。最初に地上局へ Q4VGA を送信して、その画像に地球が写っていると判断されたならば QVGA を地上へ伝送する。

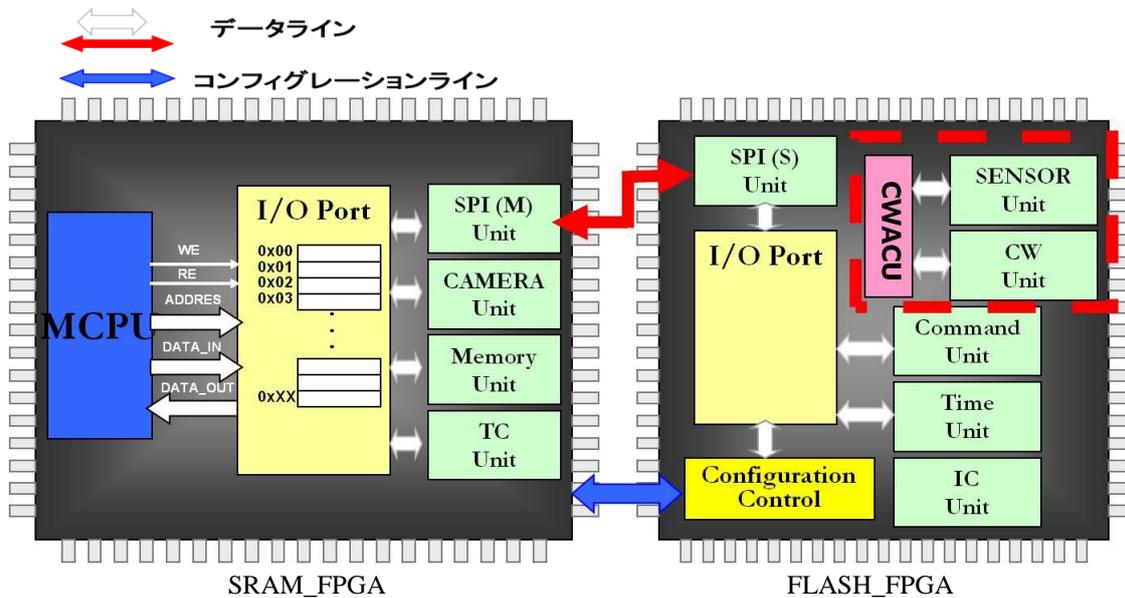


図 4 統合制御系

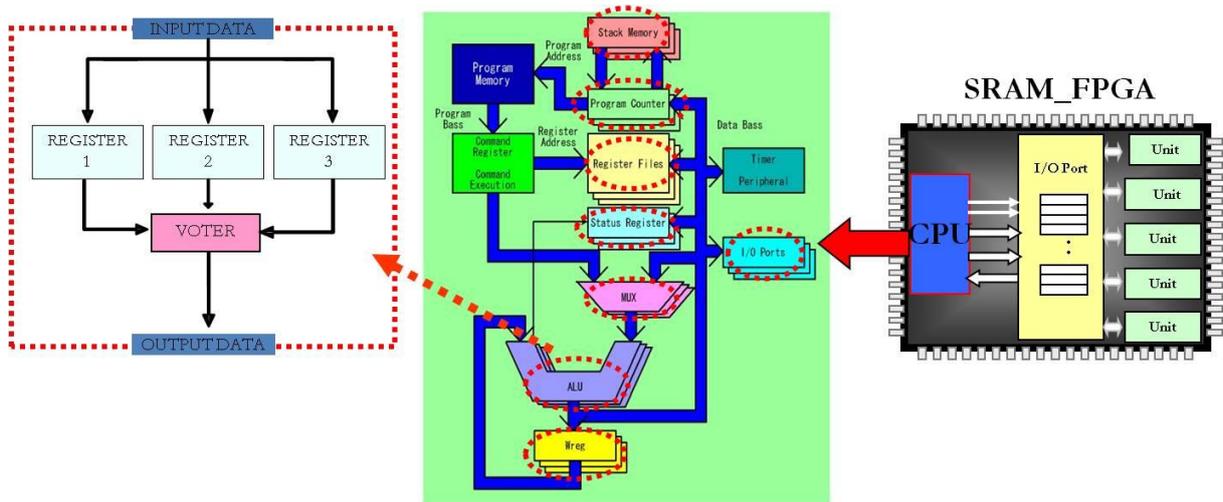


図5 CPUの内部3重化

5. 衛星の筐体

図2に示すシステムを宇宙空間での環境に耐えるようにするのが筐体の役目である。宇宙環境とは具体的には、強い宇宙放射線、真空、熱環境などである。対策として設計当初から環境条件を考慮し、かつ環境試験で検証する。ただしこれらの検証はJAXAから要求されない。

ロケットの振動条件や衝撃条件などに本衛星が耐えることも検証する必要がある。またロケット上昇時の激しい振動、衝撃で、電子回路の電源が印加されて他の搭載機器やロケットに悪影響を与えないことを、環境試験で実証する。

環境試験は、(a) 真空試験、(b) 温度試験、(c) 振動試験、(b) 衝撃試験、などである。

宇宙空間で衛星内の温度を搭載部品の動作温度範囲内に収めることも筐体の重要な役割である。構造部材を図6に示し、プリント基板類を図7に示す。これらによって図2の系統図を実現している。このほかに2次電池ボックスと送受信機がある。これらを組み立てて図8のシステムになる。筐体材料はアルミニウム合金である。EM-2とFMの支柱材料には、JAXAの指示により、超超ジュラルミンA7075-T731を使用した。



図6 構造部材



図7 プリント基板類



図8 システムの内部

6. 安全性にクリティカルな機器への配慮

ロケット相乗り時の安全性にクリティカルなアンテナ展開機構と2次電池の2例を紹介する。また、人工衛星は非修理系（一度打ち上げると修理できない）なのでどの部品が故障しても致命的である。この観点での記述も行う。

(1) アンテナ展開機構：

(1-1)安全性確保

衛星に搭載する展開機構は、安全性の観点から特別な関心がある。ロケット打上げ中の振動や衝撃で、意図せずにロケット内で展開すると他の衛星やロケットに被害を及ぼすことがある。このためすべての展開機構は安全性の観点から特別な関心がある。Negai☆の展開機構は最初からアンテナだけに限定した。Negai☆に与えられた包絡域は約 10cm 立方であり、VHF アンテナと UHF アンテナは 10cm より大幅に長いのでアンテナを巻きつけてその先端を超高強力ポリエチレン繊維で縛った(図 9)。アンテナ展開機構はばねの形でエネルギーを蓄えている。アンテナの展開機構は、ロケットに搭載中は展開してはならない。安全性の観点から「ロケット搭載中にアンテナが絶対展開しないこと」を解析と振動試験・衝撃試験で実証した。またヒータ起動回路を 3inhibit 回路で構成した。3 inhibit は独立した 3 つの系統が働いて初めてヒータが稼働する設計である。これらは JAXA の指示による。

(1-2)ミッション確保

アンテナが展開しないままでは衛星のミッションは全損になる。支柱先端のマイクロスイッチは、衛星が J-POD から放出されたことを感知する。宇宙空間へ放出後は内蔵タイマーが放出を感知し 300 秒後にアンテナの端を縛り付けたポリエチレン繊維をヒータで焼き切り、自律的にアンテナが展開する仕組みである。アンテナが展開したことを検知した後に送信機は ON になり CW が送信される。アンテナの展開試験を繰り返し行い、真空槽の中でも実験を行い真空中でもニクロム線がポリエチレン繊維を焼き切りしっかり展開することを確認した。さらにしっかり展開することの確認のために、EM-2 では各軸 (X, Y, Z 軸) の振動試験後にアンテナ展開実験をした。

2010 年 5 月 21 日の打ち上げ後に想定通りに CW 信号が送られてきた。このことはアンテナの展開とその後の送信機 ON が見事に成功したことを示している。



図 9 アンテナ面 (巻付けアンテナ)



図 10 電池の全短絡試験

(2)2 次電池 :

2 次電池も安全性の観点から特別な関心をもつべき部品である。

(2-1)安全性確保

衛星内でエネルギーを電気形で蓄積している唯一の部品である。Negai☆がロケット内にあるときに、万一電池のエネルギーが瞬時に放出されて電池が爆発すると、他の搭載機器やロケットの全損にもつながる可能性がある。電池の安全性を確認するために EM-1 開発のときに電池の全短絡破壊試験を行った。これは JAXA からは要求されていない。試験結果を図 10 に示す。各電池は膨張しているがケース内に収まっており、このケースの有効性を示すことができた。衛星に搭載する電池に対しては、全く同じ結論を得られるとの保証はないが、とても参考になり、電池の安全性を納得してもらえた。

(2-2)ミッション確保

化学反応を利用している部品のばらつきは一般に大きく、ばらつきの大きさは電池 > 半導体部品 > コンデンサ > 抵抗の順であると言われる。数本の電池を組み合わせる組電池の性能は、特性の一番悪い電池 1 個の性能で決まると言われる。そのため本研究室では 20 本の電池を購入しスクリーニングをして不良品を除去し、特性の揃った電池を選別して組電池を構成した。スクリーニング試験はミッション達成率を高めるのに重要な試験だが非常に労力と時間のかかる試験である。この試験を実施する

か否か、何本の中からスクリーニングするべきかはスケジュールと予算面を考え、自主的に判断することになる。

個別に(1)活性化、(2)充電、(3)放電、(4)充電特定測定、(5)自己放電測定などを実施した[4]。この試験では活性化されていない電池があることを確認した。活性化されていない電池を衛星に搭載するのは恐ろしい。全電池の特性を比較して、良好な特性であると認められた電池の中から、性能がそろっている電池を6本選び出し1組とした。スクリーニングの様子を図11に示す。選別した組電池の特性測定を再度行い、さらに温度槽を使用して温度試験をした。

(2-3) 図10の主電池のほかに、アンテナ展開機構のヒータ加熱用副電池がある。副電池系統が万一不具合を起こした時に悪影響が主電池へ波及することを避けることを意図した。

これらの結論は衛星からのテレメトリが教えてくれた。打ち上げ後アンテナ展開に成功し、大気圏に再突入して「流れ星」になるまで電池類は問題なく元気に働いた。

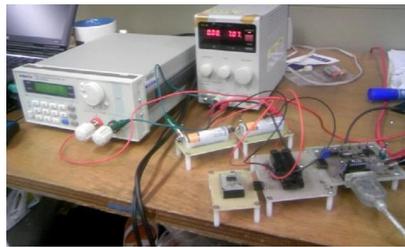


図11 電池スクリーニング

7. 開発モデル

電気機能性能モデル (BBM) を2回製作した。BBM-1はネバダ州の CanSat 実験に供したものでロケットのフェアリングに合わせるために上下の板の形状はほぼ円形である(図12(a))。この材料はCFRPで、ご好意で九州大学からいただいた。FM(図15)太陽電池セル用接着剤もご好意で九州大学からいただいた。BBM-1を改良してBBM-2(図12(b))を開発した。



(a)BBM-1



(b)BBM-2

図12 BBM

EMも2回開発しFM成功のための良い経験を得た。2006年12月16日にPDRを実施後にEM-1を開発した(図13)。PDRにはUNISEC参加大学の教員学生やJAXAも参加し、有益なコメントを得た。インタフェースはスタンフォード大学のCubeSat仕様に従った。この仕様に合致したテストポッドを東京大学中須賀研究室のご好意で使用させていただき、これを使用して環境試験などを実施した。

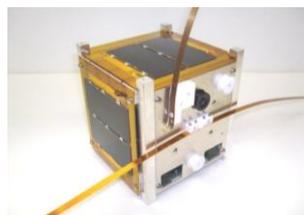


図13 EM-1

EM-2 と FM は J-POD のインターフェースに従った。図 14 に EM-2 を示す。この開発後に総合試験を行いさらに CDR 実施後に、図 15 に示す FM を開発した。



図 14 EM-2

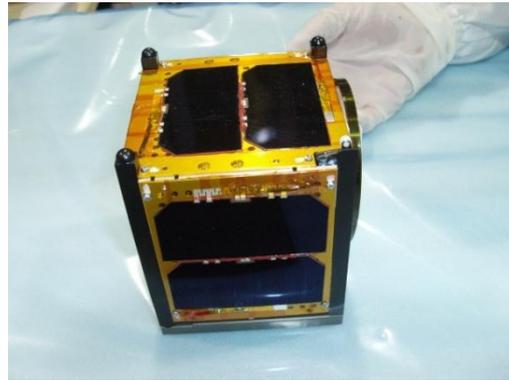


図 15 FM

8. 地上局

衛星のコマンド受信周波数は 144MHz 帯、テレメトリ送信周波数は 430MHz 帯であり両方ともアマチュア無線帯である。衛星軌道は高度 300km で軌道傾斜角は 30 度である。このため衛星は北緯 30 度より北には上がってこない。本学キャンパスは東京都八王子市にあり、北緯 35.78 度である。本学八王子局では衛星とアクセスできる可能性は少なく、かつ衛星までの距離は遠いので、沖縄県石垣島（北緯 24.0 度）と東京都八丈島（北緯 33.1 度）に地上局を設置した。石垣島は北緯 30 度より南にあるので衛星が天頂を通過する可能性がある。

3 局（八王子、八丈島、石垣島）の位置と種子島の位置を図 16 に示す。赤い線は北緯約 30 度を示す。石垣島は台湾、東南アジアと近いため都市雑音が多いことや、八丈島は海で囲まれているため雑音が少ない様子がわかる。結果的には、この 3 局体制は大成功であった。衛星は石垣局からのコマンドだけを受け付けた。衛星からのテレメトリを圧倒的に多く受信したのは八丈局であった。



図 16 石垣局、八丈局と種子島の位置関係
(衛星は北緯 30 度より北には上がらない)

9. 衛星の運用管制

(1)H-IIA 17 号機は 2010 年 5 月 21 日午前 6 時 58 分 22 秒に金星探査機 PLANET-C を打ち上げた。Negai☆ はこれに相乗りし、午前 7 時 11 分 01 秒にロケットから分離された (図 17)。Negai☆ はコールドロンチであり、分離信号を出してタイマーで 300 秒後にヒータを点火し、アンテナの先端を縛ったポリエチレン繊維を切断する予定である。ポリエチレン繊維が切断されてアンテナが展開されれば、衛星搭載送信機が ON になり CW が地上に送られてくる。



図 17 Negai☆” の分離 (JAXA 提供)

(2)Negai☆” の First AOS (最初の CW 受信) は衛星が地球を一周した後、午前 8 時 35 分に石垣局で受信し、午前 8 時 39 分に八丈局と本学八王子局で受信した。この様子はテレビ朝日のニュース番組「スーパーJ チャンネル」で放送された。Negai☆” が宇宙空間で人工衛星として誕生した瞬間であった。アマチュア無線局も 1 局から First AOS を受信したとの連絡があった。

(3)定常運用に入ると NORAD (北アメリカ航空宇宙防衛司令部) の提供する TLE を衛星軌道解析ソフトに入力することによって衛星のケプラー方程式を計算する。その結果、地上局の指向性アンテナを衛星に向けて追尾し衛星からの電波を捕捉する。

その後連続して CW が受信できたことで、衛星内の機器や FPGA を使用する高機能情報処理装置が正常に働いていると確認した。

(4)5 月 24 日に、地上各局からコマンドを発信した。しかし衛星はこの信号を受信しなかった。衛星は修理できないので、6 月 2 日に本学八王子局に専門家たちに集まって頂いて地上局を徹底的に調べたが送信機の特性に問題は見当たらなかった。「衛星搭載受信機系統の偶発故障」という結論になるかと危惧した。各局を点検したのち、6 月 5 日 23:52 のパスから石垣局からのコマンドが通った。衛星から FMHK データが送られてきた。その後の経験で、コマンドを成功させるのにはコツがあるとわかった。

(5)コマンドが通るのは石垣局からのみであった。テレメトリを良く受信できるのは八丈局である。軌道傾斜角 30 度、高度 300km の衛星に対して石垣局と八丈局の 2 離島に受信局を設置したことが正しかったことが証明された。

FMHK データを取得、CW 高速伝送などをしたのち、カメラによる写真撮影を開始した。数回撮影したがメモリーに蓄積できなかつた。6 月 15 日午後 7 時のパス (交信可能時間) 内で画像をメモリーに収容できた。この画像は QVGA である。衛星に搭載した高機能情報処理装置でこの QVGA 画像を Q4VGA 画像に圧縮した。Q4VGA の 60 パケット取得できれば 1 枚の写真である。地上へ伝送した時の各局でのパケット取得数を表 3 に示す。

表 3 Q4VGA 画像の受信パケット数

局	取得パケット数
石垣局	8
八丈局	36
本学八王子局	0

Q4VGA は容量が少ないためこの伝送は 1 パスで受信できた。これらのパケットを用いて写真を合成する。これに地球が映っていれば衛星に搭載した「4 分割の画像判定機能」を用いてさらに地球画像の写り具合を判定して、いよいよコマンドを送信してフル画像の QVGA を下ろそうと考えていた。しかしこの Q4VGA の画像は全白色で明らかに地球は映っていなかった。

取得画像を図 18 に示す。図中のグリーンはパケットロス (信号対雑音比が低い部分) である。全体が白色である。写真を撮らずにメモリーの内容を送れば画像はマゼンタになるようにしてあるので、何かを撮影したと判断できる。ただし、露出を十分に絞っていなかったために全体が白色になってしまった。後日、宇宙滞在期間の長い高度約 600km 衛星から地球画像を伝送した経験のあるグループに確認したところ、「宇宙は想像以上に明るい。最初に撮れる画像は白色で、その後露出を調整しこれほ

どまでに絞るのかと思った後に地球画像を取得できた」とのことであり、露出について事前に十分に検討すべきであった。

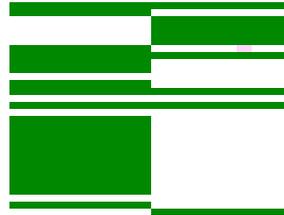


図 18 衛星から来た Q4VGA 画像

パケットロス部分を補完するには次の方法がある。(1)アマチュア無線家などが受信した画像を送ってもらう、(2)次回の交信時間に同じ情報パケットの再送をかける。これに対しては、(1)アマチュア無線家から補完パケットの提供はなかった。軌道傾斜角 30 度の衛星であるため、そのパケットを受信することはできなかったと思われる。(2)Negai☆の寿命は数週間なので、地球画像が撮れていない情報を再送させる時間的余裕はない。

いずれにしろこの写真が伝送できたことで、Negai☆の搭載機器は全て正常に働いていると結論された。

(6)新たに地球を撮影することを準備した。6月16日、17日には、石垣局から今までよくコマンドが通っている仰角 40~70 度のパスが現れない。次のコマンドは 18 日以降になると見込まれた。しかし 17 日に石垣局の送信機が故障した。無線機を東京から送ったが到着したのは 21 日であった。

(7)衛星は 18 日に降下を始め、19 日には急降下した。衛星は、軌道解析ソフトが予測するより早く現れるようになり、最終的には約 30 分も前に衛星が現れることが観測された。このようになると自動追尾はできない。衛星が現れると予測される方向にアンテナのポアサイトを向けておき、CW が受信できた瞬間から、学生がアンテナを手動して衛星を追尾する。もう一人の学生は受信機の周波数を手動で変更してドップラーシフトに対応する。2 人体制できわめて緊張した雰囲気の中で受信を行った。この操作には熟練を要する。

米政府機関 Space Track の TLE による衛星の高度変化を図 19 に示す。

衛星の Last Voice は 石垣局で観測され 6 月 19 日 16 時 24 分の信号であった。その後八丈局でも電波を受信したが内容は不明であった。

Space Track によれば、Negai☆は 6 月 26 日 (UT) に大気圏再突入を果たし「流れ星」に子どもたちの夢を託し、多くの子供たちの関心を宇宙開発へ向けた。

衛星に搭載したすべての機能も損傷はなく、技術ミッションも成功した。

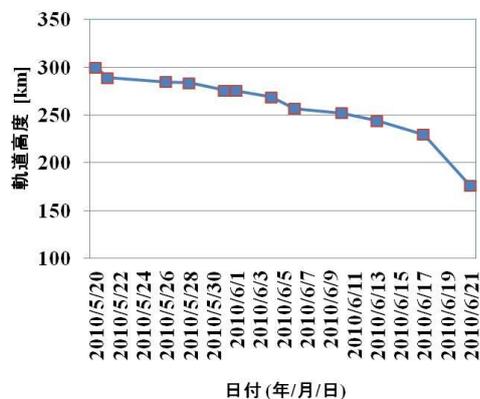


図 19 衛星の高度変化

10. 受信したテレメトリ

ミッション期間 5 月 21 日から 6 月 6 日までの全受信 CW を以下に示す。

(1) 2 次電池

2 次電池の電圧と電流を図 20 に示す。図 21 は温度変化である。送受信機の温度変化も図 21 と同じであった。これらの温度は机上計算と合っており、熱設計も正しかったことを示している。一部にテレメトリエラーがみられるが、全ミッション期間にわたり安定した特性を示している。

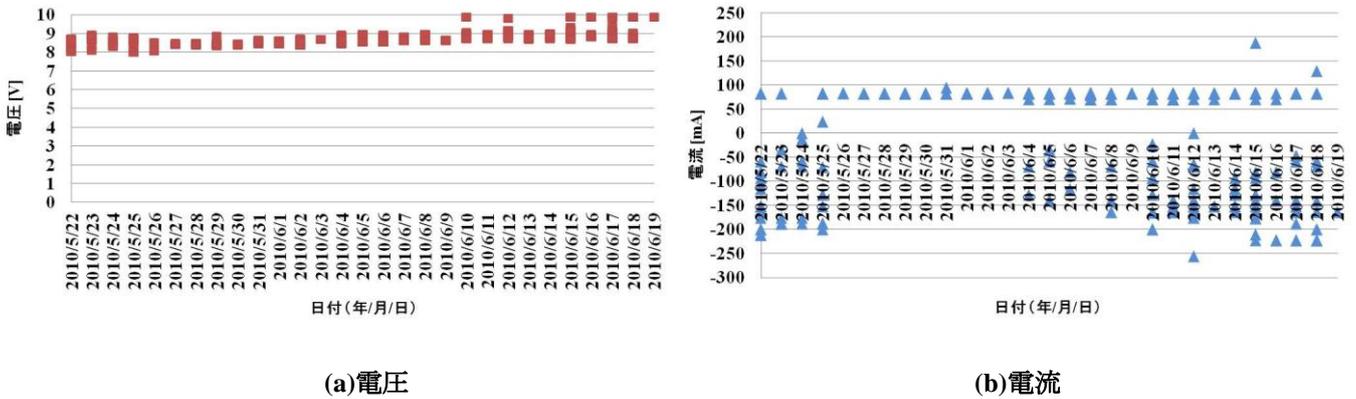


図 20 2 次電池テレメトリ

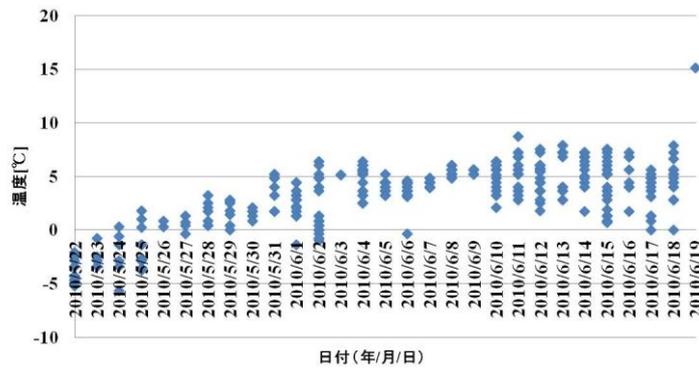


図 21 2 次電池温度

(2)太陽電池セル

太陽電池セルの発電量を図 22 に示す。発電していない日は日本の交信域が夜の時間帯であると思われる。

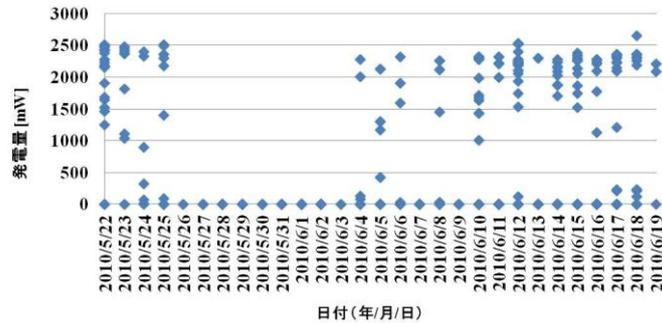


図 22 太陽電池セルの発電量

(3)コマンドの回数

石垣局からのコマンドの伝送は 6 月 6 日のパスから可能になった。これにより高速 CW、画像の伝送などが可能になり八丈局の受信と相まって技術ミッションが成功したことを確認できた。図 23 にコマンドの総数を示す。

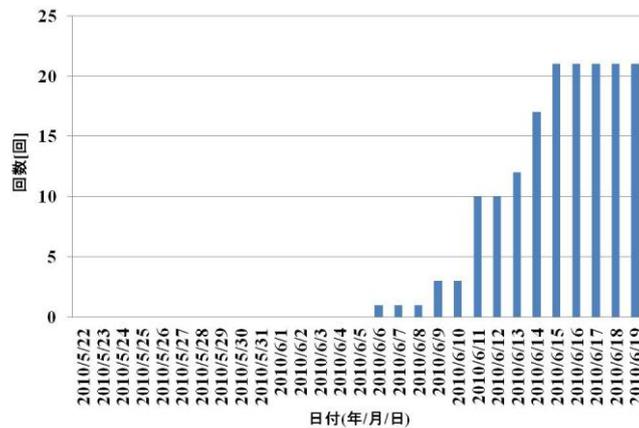


図 23 コマンド伝送数

(4)SRAM-FPGA のコンフィグレーションエラー数

Negai では SRAM-FPGA のコンフィグレーションのエラー数をカウントした。図 24 に示すように民生品 SRAM-FPGA であるにも関わらずエラーは発生しなかった。

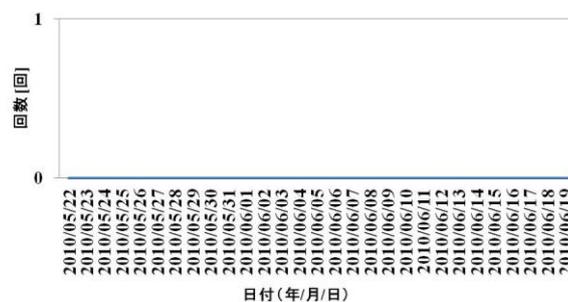


図 24 SRAM-FPGA のコンフィグレーションエラー数

軌道高度 300km では宇宙放射線には弱いと言われている民生品 SRAM-FPGA のコンフィグレーションを数週間で壊すほどの放射線はなかったと思われる。

11. 設計解析と各種試験

(1)構造解析ソフトウェアや電磁界解析ソフトウェアを使用してシミュレーションした例を図 25、26 に示す。これらは設計解析の一部である。筐体解析は JAXA に提出を求められたが、アンテナパターン解析は衛星のミッション達成のために自主的に行ったものである。

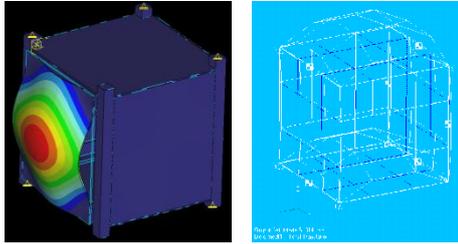


図 25 筐体解析例

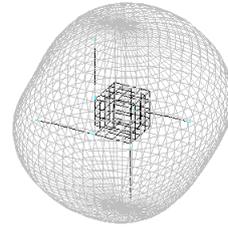


図 26 アンテナパターン 3D 解析例

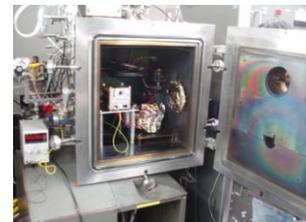
(2)各種試験の例を図 27 に示す。振動試験、衝撃試験、寸法測定は JAXA から実施するよう言われたもので、その他はミッション達成のために自主的に実施したものである。



(a) 振動試験



(b) 衝撃試験



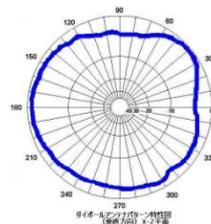
(c) 真空試験 (工学院大学)



(d-1) アンテナ試験 (都立高専)



(d-2) VSWR 測定 (都立高専)



(d-3) アンテナパターン実測例



(e) 放射線照射試験



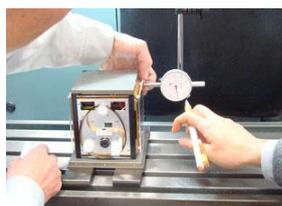
(f) 通信試験



(g) アンテナ展開真空槽試験 (工学院大学)



(h) 温度試験



(i) 寸法測定 (工学院大学)

図 27 各種試験

宇宙環境下で寿命期間中衛星が設計通りの機能を果たすことができるかを各種試験で確認する。言い換えれば信頼性を確保するために試験を行う（(注) JIS による「信頼性」の定義：アイテムが与えられた条件で規定の期間中要求された機能を果たすことができる性質）。大型衛星などの場合試験で確認できないものは解析と類似性で確認するが、CubeSat では原則としてすべて試験で確認可能である。衛星に内在している不具合が、打ち上げ後に顕在化することを避けるため試験を行った。

衛星は原則として非修理系（故障しても修理できない）なので、これで十分という設計、試験方法は通常ない。例としては 2003 年、2010 年に各々打上げられた「はやぶさ」「あかつき」などで、それぞれ十二分な設計解析試験を行ったがそれでも不具合が発生した。2011 年 3 月 11 日の福島原発の事故後は「不具合は起こらないと想定するのではなく、不具合は起きるかもしれないと想定して対応を考えていくのが大切」という考えが支持されているが、衛星開発でもこの考えが大切である。

大型衛星では、発注者（NASA、JAXA など）と受注者（製造メーカ）が分かれている。品質管理、信頼度、保全性管理、コンフィギュレーション管理、トレーサビリティ、などのレベルは発注者が決め、受注者に指示を出す。受注者は発注者の要求に応じたレベルで製造する。発注者が要求レベルを下げれば、原則としてコストは低くなる。発注者と受注者が同じだと、一般に要求事項や検査レベルが低くなる傾向がある。大学衛星では原則としてこの点に留意する必要がある。

低価格化手法として「スカンクワークス」、設計のインハウス化などが知られている[4]。

12. Lessons Learned

プロジェクト中に発生した問題点などとその解決事例を示す。

1.1. 本衛星計画最大の危機：FM 破損

この衛星計画で最大の危機はハンドリングミスで訪れた。2010 年 2 月 26 日（金）夕に、某市で衛星 FM をテストポッド（図 28）に収納するときに、テストポッドのネジをまげて FM 衛星を抑え込み衛星に付いたマイクロスイッチと支柱を破損した。この日の夜に学生は FM を持って帰京した。これで打ち上げは不可能かと思えた。

今までハンドリングを一手に引き受けていた学生の都合が悪くなり、経験の少ない学生が単純なハンドリングミスを起こした。しかし経験の多い人は油断してミスを犯すことがある。

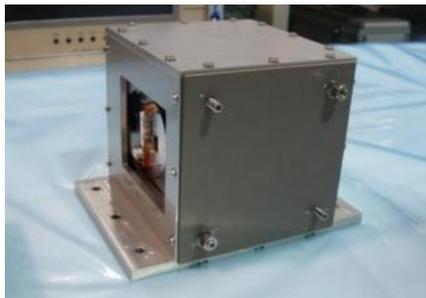


図 28 テストポッド（中に衛星を収容）

図 29 は衛星 FM であり、中心部に白色のマイクロスイッチが見える。図 30 ではマイクロスイッチの上部が失われており、支柱の 90 度アングルが鈍角に開いている。

修復せねばならぬが、筐体の破損状況によっては、修復しても「もう J-POD に収容することができない」し、「ロケットなど他の機器への安全性」が証明できない可能性が大きい。4 月中旬の FM 衛星引渡しまで時間的余裕はない。

翌土曜日に八王子市にある工学院大学でミーティングを開催した。そして「提案する修復案では、相手を説得してはいけぬ。相手が納得できる資料を作れ。そのためには rationale（理論的根拠）を用いて資料を作る」「rationale を実行するには、まず破損した筐体の測定を行う」との結論を得た。

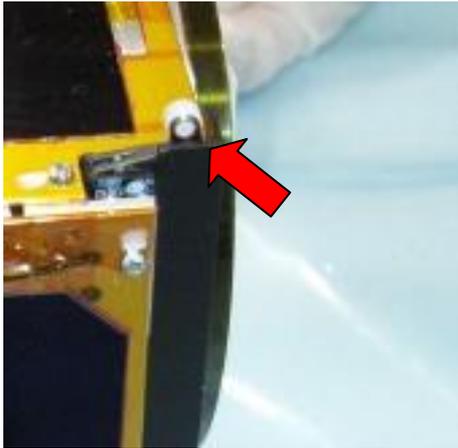


図 29 マイクロスイッチの例
(矢印の先に白く見える)

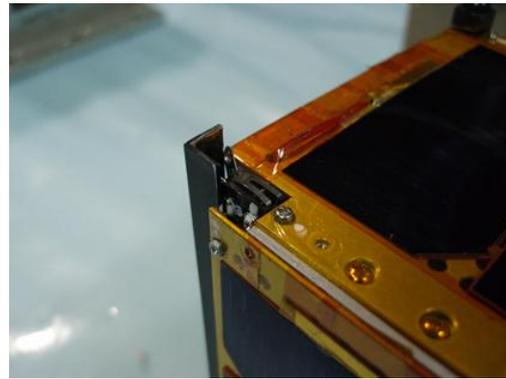


図 30 失われたマイクロスイッチと曲がった支柱

工学院大学住野先生のご好意で、翌日曜日の午前中に、筐体の寸法測定と平行度測定などをして頂いた。その結果、rationale を用いたアイデアが完成し、納得してもらえる修復案を書ける目途がたった。午後には学生が修復案提案書の作成にかかり、翌月曜日には、JAXA へ提案書を提出した。JAXA の協力を頂き、審査期間を得て修復案は承認された。

破損した支柱は、超超ジュラルミンなので、材料を入手後特別な処理が必要で、納期は数週間以上かかる。その後に機械加工するので更に時間がかかる。スケジュールがタイトなので修復案提案書の承認を待たずに、月曜日の朝に並行発注し、機械加工会社に材料の手配を依頼した。

3月16日にJAXA 立ち会いの下で衛星組立、翌日筐体測定(図27(i)相当)を実施した。電気機能性能試験を実施。振動試験は再度行うことになった。急な話なのでいままで使用したP 県の振動試験機は満員であり、JAXA の尽力でQ 県の設備で実施することになった。問題は振動試験治具である。本研究室の持つP 県用の治具は使えない。早稲田大学のご好意でQ 県用振動試験治具をお借りして無事3月23日に予定通りに試験を終了し、スケジュールはもとに戻った。4月16日にロケット側へ衛星を引き渡すことができた。

衛星構造に手を加えた後の実証方法としてモダルサーベイか振動試験を行う、と通常言われているが今回はそのセオリー通りになった。

支柱として超硬材料を指定されたので、調達期間は長く、コストも高いが、結果的にこのような不具合に対して被害が比較的少なく済んだ可能性もある。

1.2. 地上システム企画と設計

1.2.1. 置局計画

衛星の軌道傾斜角 30 度であることの問題点は、(1)本学のある八王子市(東経 139.0 度、北緯 35.1 度)から仰角が低いことと距離が遠いこと、(2)八王子市は超大都市東京の一部であり、東京が発生する都市雑音のために良好な衛星回線を確保するのは難しい、(3)北緯 30 度より南には国内のアマチュア無線家は少ないと思われるので、画像伝送時の受信協力は得難いだろう。

仰角が低いということは衛星との交信時間が短いことを意味する。高度 300km の衛星は、地上局の天頂を通過する最大交信時間でも約 7 分であり、高度 600km の衛星の交信時間の約半分である。八王子市からの最大交信時間は更にその半分以下と見込まれた。

回線設計表を見ると、本学の所在する八王子市でも衛星との回線は確立できる。しかし回線設計で算入する雑音は原則として自然界が発生する熱雑音だけであり、都市雑音(人工雑音)を見込むことはない。大都市東京で発生する都市雑音を見込むと CW、FMHK とも良好な衛星回線を確保するのは難しいだろう。宇宙から日本の夜景を撮影した写真をインターネット上で見ることができる。日本列島はとても明るく、特に北から南までの新幹線沿いは明るく、首都圏は輝いている。台湾の西海岸と香港、東南アジアも明るい。経済活動の活発さを表しているが、それは電気エネルギーを照明のエネ

ルギーに変換している量に比例しており、明るいところほど電気による都市雑音が多いと考えられる。

総合的に判断して、種子島以南に地上局を設置することにし、石垣島（東経 124.2 度、北緯 24.0 度）に 2 番目の地上局をきめた（図 31）。石垣局の天頂を衛星が通過することがあるので有利である。しかし石垣島は台湾に極めて近く都市雑音の影響を想定から排除できなかった。

そのため 3 番目の地上局候補地をさがした。3 番目の地上局をインドネシアのスラバヤ工科大学内に設置することを計画した。スラバヤ市は南半球にあり、赤道に近い（南緯 7.0 度、東経 112.0 度）ことが有利な条件である。八王子局、石垣局との経度の差も時間差送受信（コマンド送信、テレメトリ受信）に適している。スラバヤ工大の代表者が来日した時に提案して賛同を得た。担当教授の来日時に話を詰めていくとスラバヤ市では停電が多いとわかった。新興国では停電が多いとそのとき知った。衛星が交信域に入ったときに地上局が停電したのでは意味がない。このため無停電装置購入を考慮した。それらの金額と機器類をインドネシアに輸出することを考え合わせるとこの計画は本研究室の力を越えることが明らかで断念した。

ついでながら、3 番目の地上局としてオーストラリアの過疎地の条件は良い：(1)大陸の大部分が南緯 30 度以内にある、(2)面積が大きく人口が少ないので、連絡手段としてアマチュア無線が発達していて無線家も大勢いる、(3)日本のアマチュア無線機器メーカーの支店があるので、日本から機器類を輸出しなくてもよい。本研究室ではオーストラリアとは縁がなかったのでこの計画は推進しなかった。

最終的に 3 番目の地上局は八丈島（北緯 33.1 度、東経 139.8 度）に決定した。北緯 30 度より北であるが、海に囲まれていることに期待した。宇宙からの夜景でも八丈島周辺は暗く都市雑音の影響が少ないだろう。衛星運用中は八丈町教育委員会の要請により子供たちが運用に立ち会い、多くの子供たちが宇宙への大きな関心を持った（図 32）。

地上局は、(1)本学八王子局、(2)石垣局、(3)八丈局、の 3 局体制とし、衛星打ち上げ前から各地で学生が待機した。石垣市は沖縄県であり、地元の NHK 沖縄放送局、琉球放送、FM いしがきサンサンラジオなどが学生の衛星運用の様子を放送し、八重山毎日新聞などの取材もあった。



(a)受信アンテナ



(b)八重山毎日新聞

(c)FM いしがきサンサンラジオ
キャスターと学生たち

図 31 石垣局



(a)受信アンテナ



(b)八丈島の子供たちが衛星運用に参加

図 32 八丈局

1.2.2. 3局体制の効果

衛星が打ち上がって地球を一周してきたときの最初の CW 信号受信 (First AOS) は石垣局、本学八王子局、八丈局の3局で受信できた。その後 Last Voice の6月19日まで毎日欠かさず受信できた。これらは国内外のアマチュア無線家によっても受信された。

打ち上げ数日後に各局からコマンドを送信したが衛星は受けつけなかった。6月初旬に衛星開発の専門家、アマチュア無線の専門家に本学八王子局へ来学していただき地上局を検査したが、何らの不具合は見つからなかった。各局の再点検後の6月5日深夜に石垣局からのコマンドを衛星が初めて受信した。運用期間中に衛星は石垣局からのコマンドだけを受けつけた。八王子局と八丈局からのコマンドは受けつけなかった。

石垣局からのコマンド送信にコツがあることが分かってきた。仰角がおよそ40度から70度のときにのみ衛星がコマンドを受信する可能性がある。理由は不明だが、推測すると、仰角が低いときには(1)地上局から衛星まで遠いこと、(2)衛星が東南アジアの上空にあり都市雑音が多いらしい。仰角が高いときには衛星の角速度が大きい(300kmの高度では600kmのときに比べて2倍の角速度)ので(1)アンテナの追尾速度が追い付けない、(2)ドップラーシフトが大きすぎる、ようだ。

6月21日午後9時台の1パスで、衛星からFMHKを送信させて各局で受信したときの「受信データ数」と「解析できたデータ数」の比較を表4に示す。

表4 各局でのFMHKデータ受信数

局名	受信データ数	解析データ数	備考
石垣局	300	63	距離近、都市雑音大
八丈局	124	96	距離遠、都市雑音小
本学八王子局	34	1	距離遠、都市雑音大

これによれば石垣局は解析できたデータ数は少ない。これは距離が近いので受信データ数は多いが都市雑音が多いためと考えられる。解析データ数最大なのは八丈局でありこの受信局が適切であったことがわかる。「送信の石垣局、受信の八丈局」として、当初の3局置局計画が正しかったことが判明した。

Q4VGA画像データを送信したときの受信パケット数を表3に示す。これらの表で示すように、受信における八丈局の優位は明らかである。

1.3. 部品故障

本研究室では、21世紀初めにネバダ州の砂漠で CanSat 実験をしたときに、上空での実験には失敗した経験がある。実験前夜も当日夜もちゃんと動作していた。帰国後調べると、搭載半導体部品に原因があった。その半導体部品は一定の温度以上では働かなくなることが判明。同時に購入していた他の4個に異常はなかった。これらは推定同一ロットと思われるが、同一ロットでも故障を起こすものがあり、5個の中から運悪く突然死する1個を選んでしまったと感じた。

調べると、信頼性工学では「人間の場合の死亡率に相当するものが、(機器部品の)故障率である」と説明されている[5]。日本人の死亡率の例を図33に示す[6]。

有名なバスタブカーブを図34に示す。横軸の単位は時間、縦軸の単位は「1時間当たりの故障率」である。バスタブカーブの初期故障率は infant mortality (乳児死亡率)と同じ理由で高いといわれ、偶発故障は random failure で一様分布と考えられ、いつ起こるかかわからないと説明されている[7]。人間の突然死に相当するのが偶発故障であろうか。

故障率の単位は FIT である。FIT は「1時間当たり 10^9 件の故障」を意味し、MIL 規格半導体部品の偶発故障率は通常数百 FIT である。MIL-HDBK-217 は電子部品の故障率を市場実績データに基づいて集計、予測したもので、その量も膨大で信憑性は高いと言われる。これによれば一般に温度が低い方が故障率は低い[8]。通常 CubeSat に貼付する太陽電池セルの照射実効面積は小さく内部発熱量も小さいので、衛星の内部温度を計算すると比較的低い。低温では故障率が低いので、信頼度 (JIS の定義では「アイテム (システム、機器、部品など) が与えられた条件で規定の期間中、要求された機能を果

たす確率」、言い換えれば「衛星の設計寿命末期の生存確率」[5]) は高くなる希望が持てる。

民生用部品の故障率は原則としてメーカーからは示されない。部品に含まれる可能性のある初期故障を排除するためにスクリーニングを行う。半導体部品では放射線耐性の配慮が必要である。データがない部品に対しては自分たちで放射線試験を行う[4]。

このような経験を踏まえ、本研究室では衛星が宇宙空間に上がった後に部品が故障し想定外の事態となることを避けたいために、地上試験で見つけ出すよう留意した。半導体部品の放射線試験も行った(放射線試験は破壊試験であるため供試品をFMに搭載することはできない)。

民生部品より品質レベルの高い高信頼度部品や放射線耐性の高い半導体部品もある[4]。

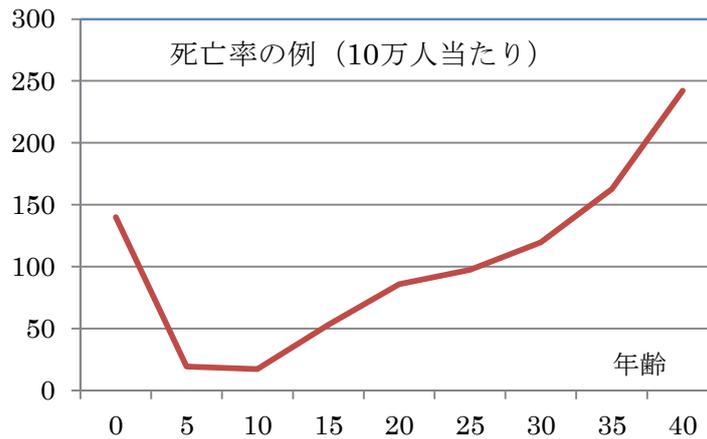


図 33 日本人の死亡率の例

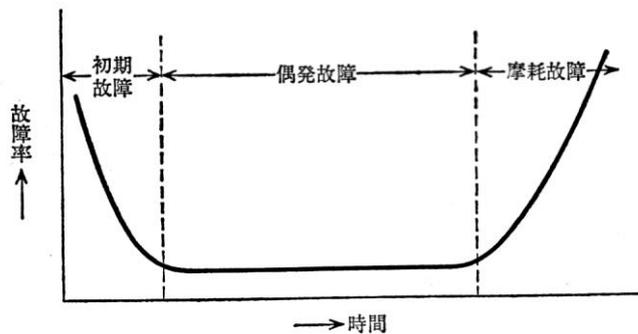


図 34 機器部品などの故障発生状況 (偶発故障率はゼロではない)

1.4. 溶接

Negai☆”では溶接箇所は2ヶ所ある。(1) 太陽電池セルと端子の溶接、(2) 2次電池の端子間溶接である。溶接作業を発注したA社は、このような部品材料の溶接は初めてとのことで慎重に対応してくれた。

1.4.1. 太陽電池セルと端子の溶接

端子材料は金であるが、安くするために、当方で金薄板を購入して支給することを学生が考えた。しかし支給品に不都合があれば、当方で再購入し再支給せねばならない。このリスクを減らすために、材料の購入も含めて溶接作業を発注した。担当者が熱心で、溶接材料がわからないと、良い結果が得られないとのことで、12.5.2節に記載する最初に購入したセルを試供品として提供した。試供品を使い数度の実験をして自信を得たのちにFM用の溶接を行った。Negai☆”のセル溶接はとくに出来が良いと多くの方たちからお褒めの言葉を頂き、外観全体も美しいとお褒めの言葉を頂いた(図15)。

1.4.2. 2次電池端子間の溶接

図10に示す2次電池の端子間接続は、FMではworkmanshipのリスク軽減のためにA社に発注した。担当者が慎重で同一型番の電池を購入し溶接実験をして自信を得てからFM電池の溶接を実行した。こちらの出来ばえも素晴らしいものであるが、衛星筐体の中に入っているために多くの人の目に触れることはなかった。

1.5. ミスとリカバリー

ハンドリングミスで衛星開発の重大な危機を招いた例を上述した。衛星の開発では、企画、設計、部品発注、製造、ハンドリング、輸送などの各段階がある。すべての段階でミスが発生する可能性があり、本研究室でもそれらを経験した。その内のいくつかを紹介する。

1.5.1. 設計ミスの例

EM-2を開発するにあたって、EM-1のプリント基板寸法と同じ大きさに発注した。できてきた基板を筐体内の枠に付けると小さ過ぎた。EM-1は最初の構造モデルで、プリント基板を小さく作ってしまい、当て板を使用して枠に取りつけていたことを発見した。EM-2でも、当て板を発注し枠へ取り付け、電気機能性能試験、環境試験などをすべて実施し成功した。FM開発に当たっては、「新しいことをやると想定外のことが起きる可能性が高いから、FMではEM-2と同じ大きさにして当て板を準備しよう」と指導教員は提案、一方学生は「必ず成功させるから基板を大きくしたい」と提案した。学生は基板を大きく設計した。やはり不具合が発生。衛星搭載カメラの筒の穴の位置が少しずれ穴を大きくして解決した。

1.5.2. 発注ミスの例

衛星搭載太陽電池セルは、放射線耐性のあるセルを使用するために高価である。米国メーカーに発注した。商社の協力を得て、仕様値を確定していったが、たくさんの仕様項目を決めねばならぬため指定し忘れた項目があった。米国から輸入されてしばらくたってからそのことに気が付いた。カバーガラスが付いていなかった。

商社が協力してくれ、メーカーと打ち合わせの結果下記の提案をしてくれた。

提案：開封した1つを除く全数を米国へ送り返し、米メーカーが密封袋をあけて使用可能と判断したセルについては、カバーガラスをつける。その時には1枚当たり費用を支払う。しかし送り返した全数が使用に耐えないという可能性もありえる。輸出入のための通関手数料などはそれとは別に商社に支払わねばならない。

次世代の学生プロマネが代替案も熟慮の上結論を出した。カバーガラス付きのセル全数を再発注し、結局高額を2度支払った。EM-2の表面に、このカバーガラスなしのセル数枚を貼付して環境試験を行った。これは実機と同等のセルが宇宙環境に耐えるかの確認である。溶接の実験用としても使用した。

1.5.3. 製造ミスの例

1.5.3.1. プリント基板の半田付け不良

EM-2とFMでは、workmanshipを確保するために、プリント基板の製造と部品の実装を発注したいと、学生が提案した。EM-2では良いものができた。FMのときには「2009年の12月某日までに発注してくれれば、年初に納入できる」と言われ、スケジュールがタイトなことから、その日までに発注した。

年初から、完成したFMのプリント基板を使い電気機能性能試験をしたところ働かない。目視では何らの不都合はない。電気機能性能試験を実施中に学生が「わかった」と声を上げた。目視ではわからない半田付け不良があった（目視でわからない半田付け不良を「いも半田」ということもある）。プリント基板のいも半田は地上機器ではよくある[8]。

再製作する時間はない。指導教員は「プリント基板の半田箇所を半田ゴテであたれ」「ヘヤードライヤーを持参し多くの箇所を暖めながら電気試験を行う」「大きなビニール袋と温度計を用意して、その中にプリント基板と温度計を入れ温度を監視しながらヘヤードライヤーで中を暖めて電気機能性能試

験を行う」と指示した[8]。ヘヤードライヤーを使用する試験は製造過程での品質管理の一環である。
このようにして FM スケジュールの回復をした。

1.5.4. 地上局の施工ミス

地上局として、本学八王子局の他に石垣局と八丈局を設置した。送受信アンテナと無線機、ケーブル類など必要なものはすべて送り現地で学生が施工した（図 31,32）。ここで想定外のことが起きた。

アンテナは衛星を追尾するので、衛星の動きにつれて回転する。このときにケーブル間接続コネクタが回転して外れる可能性がある。コネクタが外れると送信機から見た負荷インピーダンスは無有限大になり、VSWR（定在波比）も無有限大となる。この時には送信電力はすべて送信機の方へ逆流するので、送信機内の電力増幅器に過大な電圧がかかることがあり、電力増幅器が破壊されることもある。コネクタが外れれば必ず故障するわけではないが、石垣局でこの事例が発生し、送信機が故障した。

本学八王子局は施工会社が作業したのでそのような問題は起きない。石垣局、八丈局とも施工会社に作業発注すればよかったのだが、離島なので現実的ではない。

13. おわりに

本論文は、「宇宙匠」投稿規定の「(1)宇宙システムの問題発見と解決に関する実践的研究：宇宙システムに関する実践的な取り組みとして、解析・設計・製作・運用・評価にいたる一連の過程とその成果の汎用化、また問題点（うまく働かないなど）への対応と解決方法などを含む」を中心として「(2)宇宙システムに関する新たな技術手法、(3)宇宙システムを応用したプロジェクト実践型の人材育成手法」に対応した論文である。

「Negai☆」とその搭載機器は宇宙空間で何らの問題なく働き技術ミッションは達成され、その後大気圏へ再突入して燃え尽き、メインミッションを果たすことで、ミッションは成功した。

謝辞

ご協力を頂いた多くの方に感謝します。国際アマチュア無線連盟、日本アマチュア無線連盟とアマチュア無線家のみなさまには、アマチュア無線周波数帯を共用させて頂くと同時にご指導、受信協力をしていただきました。Calsat32 を使用させて頂きました。

JAXA には衛星打ち上げとロケット搭載のための安全審査その他でご指導いただきました。総務省には電波関係でご指導いただきました。その他多くの方のご指導を得ましたことをここに記して感謝します。

参考文献

- [1] 黒木聖司、長尾剛司：「超小型衛星の時代」、情報処理, Vol.46, No.7, pp.792-798 (2005)
- [2] (財)宇宙環境利用推進センター:平成 18 年度宇宙環境の利用「第 9 章 地域の小型衛星開発動向」
- [3] 例えば：<http://www.iri-tokyo.jp/joho/kohoshi/tiri/backnumber/documents/tn20080304.pdf>
- [4] 吉田監修：「マイクロサット入門」東北大学出版会, pp.209-231,2011
- [5] 牧野ほか：「信頼性工学」日科技連, pp.8-15,1991
- [6] 「厚生労働省平成 17 年人口動態統計月報年計（概数）の概況」から作図
- [7] J.R.Wertz et al.: SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN, Third Edition, Kluwer Academic Press, p.338,1999
- [8] 伊藤：「アースと熱」,日刊工業新聞社,pp.175-199,1974