

超小型衛星「鳳龍式号」の試験・検証と軌道上不具合原因究明^{*1}

Test and Verification of Nanosatellite HORYU-II and Orbital Anomaly Investigation

趙 孟 佑^{*2}・増 井 博 一^{*2}・九州工業大学衛星開発プロジェクト^{*2}
Mengu CHO, Hirokazu MASUI, Kyutech Satellite Project

Key Words: Nanosatellite, Verification, Reliability, Environment Test, Single Event

Abstract: HORYU-II is a 30 cm-cubic shaped nanosatellite weighing 7 kg developed by Kyushu Institute of Technology. Its main mission is demonstration of high voltage technology. HORYU-II went through extensive tests utilizing the facilities of Center for Nanosatellite Testing at Kyushu Institute of Technology. We reflect on its verification and testing processes of the project that started in April 2010 and ended in May 2012. We consider the effectiveness of each process by comparing the results obtained after the launch that took place on May 18, 2012. Especially, HORYU-II suffered serious anomaly for one month in June 2012 where it could not carry out any missions. We present the result of anomaly investigation.

1. 目的および背景

超小型衛星は、その低コスト・短納期という特徴から、大学・中小企業・途上国等による宇宙への新規参入の拡大や、従来の中・大型衛星ではなし得なかった新たな宇宙利用の開拓など、各界から大きな期待を寄せられている。

日本においても、2002年に千葉工業大学による鯨生熊観測衛星、2003年に東京大学と東京工業大学によるキューブサットが打ち上げられ、超小型衛星が現実のものとなった。それ以来、超小型衛星の開発は大学を中心として急速に広まり、2010年6月迄に、国内の大学または企業で開発された18機の50 kg以下の超小型衛星が国内外のロケットにより打ち上げられている。しかしながら、それらの衛星のミッション達成率は50%に満たない。超小型衛星の成功率の低さは世界的に共通であり、文献1)によれば、10kg以下の衛星でミッションを完全に達成したのは、48%にとどまっている。また、衛星が打ち上げ後間もない時期に失われる率も、衛星サイズが小さくなる程高くなる傾向にある²⁾。超小型衛星の利用拡大をはかるためには、信頼度向上が喫緊の課題となっている。

超小型衛星は、低コスト・短納期を達成するために、従来の中・大型衛星では行われない様々な設計を行う。宇宙用ではない部品や技術を多用し、最新の民生技術を未実証であつても果敢に採用する。自主開発ではなく、インターネット通販を含む市場調達によって搭載機器を調達することも多々ある。開発チームが小規模であるため、インターフェースや設計全般をできるだけ簡単化し、文書作業も最小限のものにとどめている。

しかしながら、サイズ、電力、通信速度といったリソースの制限のために、冗長性は限られており、全体としての信頼度が従来の衛星に比べて劣るのは否めない。また、特に大学衛星で学生が自主開発・製作する場合が多いために、技術的に未熟な部分が完成品に含まれる危険がある。更には、プロジェクトマネジメントに不慣れた学生が多く、衛星製作に手一杯で試験/検証に十分な時間を割けないままに打ち上げてしまうことが少なくない。

更に、ピギーバック打ち上げを主とする超小型衛星の場合、コールドロンチが義務づけられており、打ち上げ中の不意の通電や展開を予防するために、スイッチを多段で直列接続するなど、多くの単一故障点になりかねない措置をロケット側から要求される。また、最近では、衛星サイズによらずに、25年内の軌道落下や運用後のPassivationが要求されるようになっている。

このような制約がありながらも、従来の思想に捉われない自由な発想で開発を行い、低コスト・短納期でありながらも、ある程度の信頼度をもった衛星を開発しなければならない。そのためには、衛星の試験・検証において、従来とは異なる考えが必要である。

本稿の目的は、2012年5月18日に国内19機目の超小型衛星としてH2Aロケットにて打ち上げられた「鳳龍式号」の試験・検証過程を振り返り、軌道上結果と照合して、試験・検証の有効性を検討することである。また2010年6月から1ヵ月間にわたり、ミッションの実行が不可能になるという事態に陥ったが、その原因究明作業を通じて得られた、様々な知見についても述べる。本稿は5章から構成される。2章は、鳳龍式号の設計・開発手法について述べる。3章で、試験・検証の詳細と、その過程で見つかった不具合について述べる。4章は、軌道上の不具合とその原因究明作業について述べる。5章では、まとめと今後の課題について述べる。

^{*1}©2013 日本航空宇宙学会

平成24年11月20日、第56回宇宙科学技術連合講演会にて発表
平成24年11月21日原稿受付

^{*2}九州工業大学

2. 鳳龍式号の設計と開発

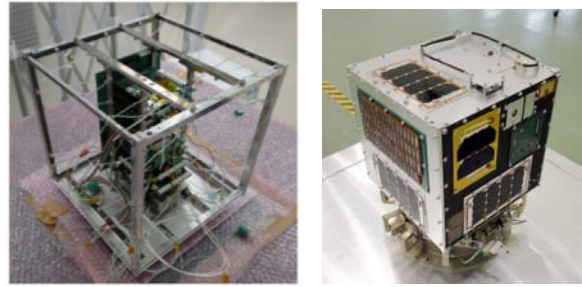
「鳳龍式号」は九州工業大学の衛星開発プロジェクトに参加する20から30名程の大学院生・学部生が開発を行った超小型衛星である。軌道は高度約680kmの太陽同期軌道である。衛星は30cm四方の立方体形状であり、重量は7kgである。衛星の詳細は文献3)等にある。鳳龍式号は世界初の軌道上300V太陽光発電の達成等の技術実証を目的としているが、その目的よりも、学生がシステム工学を学習するための教育衛星としての位置づけが優先する。そのため、学生は衛星のミッション選択・概念設計から運用までの全てに責任を持つことになっている。鳳龍式号の開発・設計においては、以下の制約条件があった。

- プロジェクト開始が2010年4月であり、打ち上げ予定(当初は2011年秋を予定)まで1年半しかなく、H2A副衛星選定(2010年9月)からは、僅か1年程で衛星を納入しなければいけない。
- 学生の技術レベルを超えない。
- 宇宙用部品を購入する予算がない。

そのために以下を基本的な方針とした。

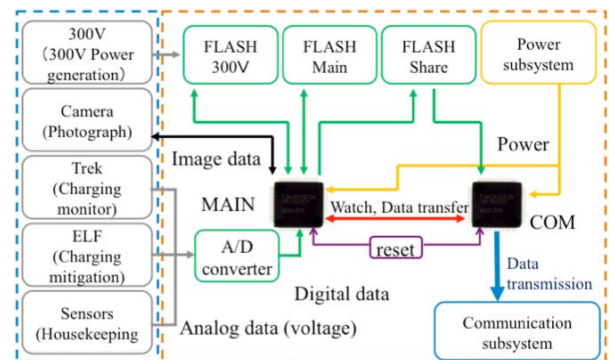
- 2006年から開発してきていたキューブサット「鳳龍」のバスシステムを引き継ぐ。
- 受動的な姿勢制御と展開物はアンテナに限定
- 加工に関する熟練度が要求される場所(基板への素子のハンダ付け、構造物の加工)は、外注する。学生は設計図と部品を業者に渡す。
- バス用の太陽電池アレイは、新規開発太陽電池アレイの宇宙実証データとの提供の見返りとして、宇宙メーカーに製作を依頼する。
- 地上民生品・技術を使ってコストダウンを図るが、予算の許す限りスケジュールを優先し、例えば同じ基板を3枚製作して、試験を同時並行で行う。

設計の一例として構造設計について述べる。衛星の内部構造は、第1図に示すように中心部に3Uのキューブサットを配置し、そのまわりをアルミ製の骨組みで30cm四方に拡大させた形状をもつ。衛星の外側は骨格に1mmのアルミ板をはりつけている。この設計は、主として25年以内の軌道落下の要求を満たすために、面積質量比をできるだけ大きくするために選択された。2010年4月の時点では単純な3Uのキューブサットであったが、H2A相乗りで25年以内の軌道落下ルールが採択された後に、急遽設計が変更され、同年8月に変更した。打ち上げ時の荷重は、主としてアルミ製の骨格が受けることになっており、試験と解析により徹底的に検証することとした。設計確認のためのSTM(Structure Thermal Model)を使った振動試験を、2010年の11月下旬に行った。



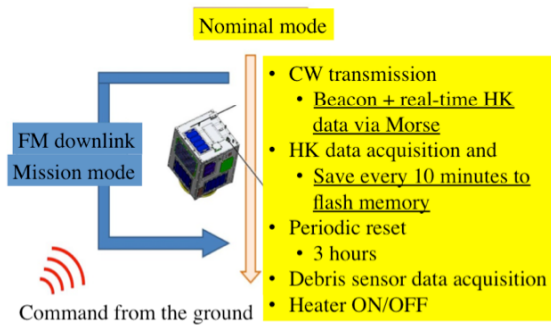
第1図 鳳龍式号の内部構造と外観

もう一つの例として、OBC(On-board-Computer)の設計例を第2図に示す。OBCは同一種類の2個のマイコンを搭載している。マイコンは、通称H8と呼ばれる自動車用の所謂産業用マイコンを利用した。MAINが衛星内のハウスキーピング(HK)データと一部ミッションデータの取得と保存及び、各ミッション機器のON/OFFを実行する。COMは地上への送信データの作成、受信機で受け取った地上からのコマンドの解釈とMAINへの受け渡しを行う。MAINとCOMは相互監視を行い、一方が一定時間内に返答信号を送らなければ、正常な側が他方を強制的にリセットするようになっている。



第2図 OBCサブシステムのブロック図

OBCを2個のマイコンで構成するのは、「鳳龍」から引き継いだ設計であり、過去に別の大学衛星で使われていたということが主な理由であった。「鳳龍」のOBCについては、2010年3月までに基本的なプログラミングを殆ど終えていた。鳳龍式号向けにマイコンの種別を変更したりすることは、スケジュール的にリスクが大きいとの判断から、ハードウェア的には、フラッシュメモリやインターフェース回路、CPUの動作電圧・クロックの変更等の小規模な変更にとどめ、ソフトウェアをより充実させるという選択を行った。ハード的な変更を行わないため、放射線試験により素子の選定を行うということはずせず、(1)3時間に一回定期的にリセットを行う、(2)2個のマイコンによる相互監視、(3)3mm厚のタングステンシートをマイコンとフラッシュメモリの上に貼る、(4)OBCへの電力供給ラインに過電流防止回路をつけ、0.5A以上の電流が流れると供給電流を一旦遮断する、といった対策をとるにとどめた。



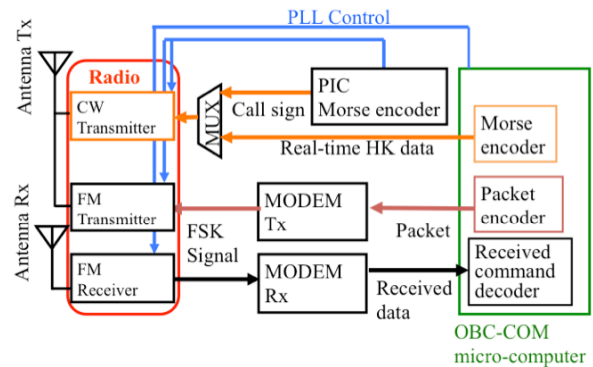
第3図 鳳龍式号の運用シーケンス

第3図に鳳龍式号の運用シーケンスを示す。通常運用モードとして、衛星は「JG6YBW HORYU」というコールサインに引き続き、15文字からなるリアルタイムハウスキーピング(RTHK)データを1文字あたり0~Fの4bit情報としてモールス信号にて送出する。このデータ送出は20秒程あり、その後約30秒の間地上からのコマンドが来るかどうかを待ち受ける。コマンドが来なければ、再度コールサインとRTHKデータを送出する。この1分弱のシーケンスは、ミッション実行中またはパケットデータを送出中以外は常に繰り返される。

通常運用モードでは、RTHKの送出以外に、より詳細なHKデータを10分間隔でMAINマイコンが衛星内各部のセンサーから収集し、フラッシュメモリに保存している。このセンサデータは地上からダウンリンクを命じるコマンドを受けると、パケットデータに変換されて地上に送られる。地上からのコマンドが送られてくると、COMがまずコマンドを受領し、受領した旨の返答信号を地上に返す。コマンドはMAINに渡され、センサデータダウンリンクのコマンドの場合、MAINは指定されたデータをフラッシュメモリから取り出し、COMと共有しているフラッシュメモリに移した上で、COMに保存先のアドレスを伝える。COMは教えられたアドレスからデータを抜き出して、地上に送り返す。

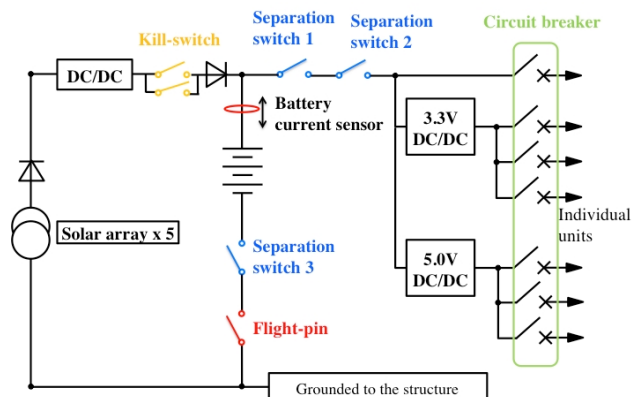
第4図に通信系のシステムブロック図を示す。コールサインについては、PICマイコンがデータを生成しCW(Continuous Wave)送信機にデータを引き渡す。コールサイン送出後はマルチプレクサを切り替えてOBC基板にあるCOMがMAINから受け取ったRTHKデータをモールス信号に変換した上でCW送信機に引き渡す。CW送信機はCOMマイコンとPICマイコンの二つが共有する形になっているが、マルチプレクサの操作はPICが握っており、PIC側をより信頼した形になっている。PICマイコンをコールサイン送出用に介在させた理由は、万が一のサバイバルモードとして、OBC基板に異常が発生してもコールサインだけは出し続けて、衛星を捕捉できるようにしたかったからである。打ち上げ後の不具合発生時も、実際にこのように動作し、衛星を失うことだけはなかった。PICマイコンを選定した理由は、OBC基板と異なるタイプのマイコンであること、多くの大学のキューブサットで使用されていたこ

とにある。しかしながら、この設計でも、第4図のFM送信機がパケットデータを送出中にCOMマイコンが暴走を始めると、PICマイコンにはそれを止める手だてがない。

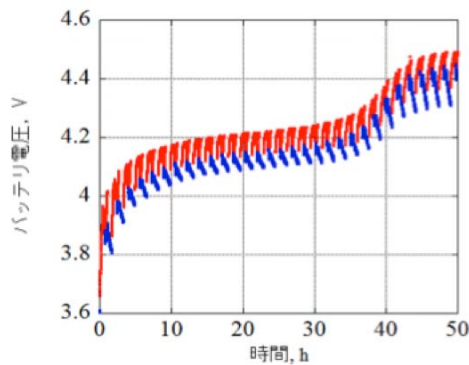


第4図 通信系サブシステムのブロック図

第5図に鳳龍式号の電源系のブロック図を示す。電源系はバッテリー電圧で維持されるようになっており、非常にシンプルな構成となっている。しかしながら、ピギーバックの超小型衛星の宿命として、打ち上げ中の誤作動防止のための分離スイッチが3直列で入っている。またミッション終了後に太陽電池からの電力供給ラインを開放し、バッテリーを完全放電させるためのキルスイッチが、2並列で搭載されている。電源系は、万が一バッテリーが枯渇した状態に陥っても、太陽電池からの電力供給がある限り充電はされるように設計しており、実際に地上試験で残量ゼロからフル充電されることを検証している。第6図に地上試験のバッテリー電圧の変化を示す。検証試験ではソーラーアレイシミュレータで軌道上の太陽電池出力変化を模擬し、負荷側では実際にCW通信機を動かして通常運用モードと同じ電力を消費させ続けた。日照時の上昇と蝕時の下降を繰り返しながら、ゼロ状態からフル充電状態にまで至っている。



第5図 電源系サブシステムのブロック図



第6図 地上試験でバッテリー枯渇状態からの復活を模擬した時のバッテリー電圧の推移。(赤は充電時、青は放電時を表す)

3. 鳳龍式号の試験・検証

鳳龍式号の検証項目については、衛星の概念設計ができあがり、各系の設計要求が出揃ったのと同時に検証要求も列挙したものを作成した(2010年6月初旬)。また、BBM (Breadboard Model)、STM (Structure Thermal Model)、EM(Engineering Model)をFM(Flight Model)製作前に作って試験・検証を行うことを予め決定した。途中、打ち上げが遅れることが判明したため、EMについては、内部基板を入れ替えたEM ver. 2を作成し、FM製作前の環境試験等を行った。検証においては、試験ができるものは、試験をすることを基本方針とした。九州工大の場合は、試験設備が学内に揃っているために、そのような方針を取れるが、他の大学や非宇宙の中小企業で同様の方針をとることは難しいかもしれない。

第1表に実施した試験を列挙する。これらは主としてシステム系の環境試験であるが、電源系で常時実施していた充放電サイクル試験や各種ミッション機器の機能試験等は含まれていない。バスシステムの健全性を確認するために行われた試験についての表と考えた方がよい。尚、衝撃試験のうち、29番だけが衛星分離衝撃試験として火工品を使用するために筑波宇宙センターで実施され、その他の衝撃試験はフェアリング分離衝撃試験として、ハンマー式を用いて九州工大で実施された。29番を除く全ての試験は九州工大で実施された。29番の試験一回だけで、九工大側だけでも50万円を超す費用(主として衛星本体の輸送費)と10日近い日数を要している。衛星の移動に伴う時間と費用は無視できないものである。

第2表に試験にかかった延べ日数を人・日で示す。第1表にある試験に加え、ミッション機器の機能試験や地上局リハーサル等も含めている。第2表は非常に大きな数字となっているが、衛星開発や試験を初めて行なう学生ばかりであるため、試験を効率的に実施できずに、日数が多くかかっている。そのため、第2表にある数字を従来の衛星とそのまま比較するべきではない。振動と衝撃に多くの時間

が割かれているが、これは他の相乗り衛星と同様の傾向である⁴⁾。特徴としては、熱真空試験とアンテナパターン試験に非常に多くの時間を割いている。また、ミッションペイロード試験に多くの時間を使っているのは、ミッションが多岐にわたるからである。各ミッション担当が実施した環境試験前後の機能試験を積み重ねるとこのような数字になる。

第1表 鳳龍式号で実施した試験。数字は実施順

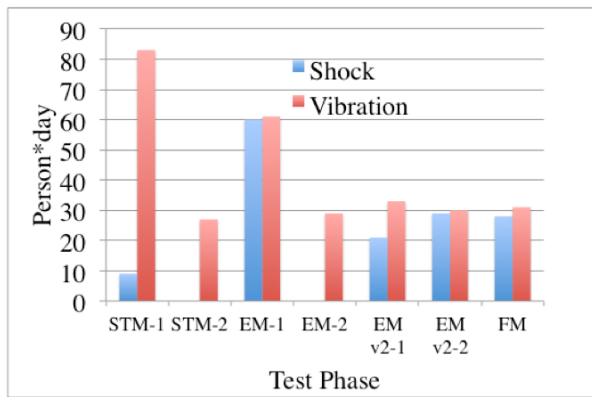
試験項目	回数	STM	EM	EM ver. 2	FM
アンテナパターン	1	1			
振動	7	2, 3	8, 11	16, 18	27
電気インターフェース	3		4	13	20
通信	3		5	17	23
熱平衡	1		6		
衝撃	6	7	10	15, 19	28, 29
熱真空	4		9	14	22, 24
機能	3		12		26
ベーキング	1				30
End-to-End	1				31
フライト品検査	2				21, 25

第2表 鳳龍式号で実施した試験にかかった延べ日数。

数字は人・日

試験項目	計	STM	EM	EM ver. 2	FM
アンテナパターン	90	90			
振動	294	110	90	63	31
電気インターフェース	45		5	26	14
通信	124		89	23	12
熱平衡	120		120		
衝撃	185	9	60	50	66
熱真空	492		74	169	249
機能	31		8		23
ベーキング	59				59
End-to-End	81				81
フライト品検査	51				51
ミッションペイロード	577				
地上局運用リハーサル	62				
合計	2289	209	446	331	586

アンテナパターン試験は、アンテナとケーブルの間の結合を学生が行ったが、技術の未熟さから準備に多大な時間を要した。また供試体にSTMを使ったがその組立に時間を要したり、システム試験の最初であったことから、試験の進め方全般にわたって手際が悪かったことにもよる。熱真空試験にかかった時間が多いのは、様々な不具合が露呈し、そのトラブルシューティングに多大な時間を要したことによる。



第7図 衝撃試験と振動試験にかかった日数

第7図に振動試験と衝撃試験に要した延べ日数を示す。回を重ねる毎に、かかる日数がほぼ一定に落ち着いている。また、EMの最初の試験で日数が急激に増加しているが、これはSTMでは含まれなかった内部電子基板が試験対象に含まれたからで、分離スイッチのチャタリング検知回路の誤動作への対処や、各基板の前後での動作確認等に時間を要したためである。学生衛星の場合、初めての試験では手際の悪さが目立ち、試験にかかる日数の見積もりが甘いことが多い。しかし、一旦経験を積んでしまえば、次からは着実に作業をこなすことができる。試験チームが経験者を含むか含まないかで、スケジュールが大きく左右されるので、注意が必要である。

試験中に露見した主な不具合について述べる。電氣的インターフェース試験では、基板間のインピーダンス不整合、各機器のONに伴う突入電流、マイコンと各ミッション機器間の通信の不具合等の問題が明らかになり、設計変更につながった。振動試験では、多くの部品が脱落し、基板への素子の実装方法に改良を加えた。衝撃試験では、通信機部分のJSTコネクタに緩みが露見し、フライト品ではコネクタ部分を接着剤で固定することとした。また、展開アンテナが飛び出すという不具合も発生し、展開アンテナの抑え部分の設計変更につながった。

熱真空試験では、FMパケットデータが地上局でデコード不可となる不具合が露見し、通信基板の回路に使われている抵抗素子の値を変更しなければいけないことがわかった。また、FMの熱真空試験の際に、OBCに外部のPCからつないだケーブルに外部からノイズが侵入し、通信機に不具合が発生した。この不具合は、原因究明迄に1ヵ月半を要した。衛星自体の不具合ではないものの、試験を円滑に実施するにはノイズ対策が極めて重要であることを示している。FM熱真空試験の不具合は、衛星周囲の温度によって発現したものではなく、衛星の全系を一旦組み立てた機能試験でも起きうるものである。熱真空試験はやればよいのではなく、真空容器に入れて衛星へのアクセスが極めて不便になる前に、全系組み合わせた状態での大気中での機能試験を十全に行うべきである。超小型衛星の場合、スケジュールに押されて、熱真空試験をやることを優先させて、その前の機能試験がおろそかになる場合が多々ある。大気中の

機能試験を十全にやっておくことが、結局は時間の節約になる。

FMの機能試験は、主として所謂テーブルサットを意味している。FM品と同じ基板及び通信機だけを机上に並べ、フライトソフトウェアの連続動作試験を行ってバグ取りを行ったが、多数のバグが露見している。

End-to-End試験は、FMのハードウェアの試験が全て完了し、筑波宇宙センターへの納入迄の間に集中的に実施した。試験では衛星をクレーンで吊って、電氣的に完全に孤立させ、衛星内のバッテリーで駆動させた上で電波を使って地上局との間の通信を行った。この試験は、FMの特にソフトウェアに関する最終チェックであると共に、地上運用人員のトレーニングも兼ねている。通常運用モードを最大で2時間連続させると共に、全てのアップリンクコマンドを試して衛星の応答を調べた。また、定期リセットの確認のため、外部電源駆動で最大5時間程の連続駆動試験も行っている。試験中に、RTHKデータでモニタしているキルスイッチの一つがON（即ち開放）を示す事象が発見された。実際にスイッチがONになっているわけではなく、COMがハングアップするなどして、MAINがCOMのリセットをする際のシーケンスにかかわるプログラムにバグがあることが原因であることが判明した。3時間に一度の定期リセットで問題が解決することを確認した。この事象は、試験の最終段階、即ち納入の直前で判明したため、プログラム変更に伴う別のバグの混入を防ぐため、プログラムには修正を加えずに、そのまま納入した。

4. 軌道上不具合

2012年5月18日に打ち上げられて以来、鳳龍式号の状態は極めて良好であり、RTHKや10分毎の詳細センサデータにも異常は見られなかった。衛星のバス系は正常と判断し、そろそろミッションペイロードを動作させようとしていた矢先の2012年6月5日に不具合が発生した。確認された事象は以下の通りである。

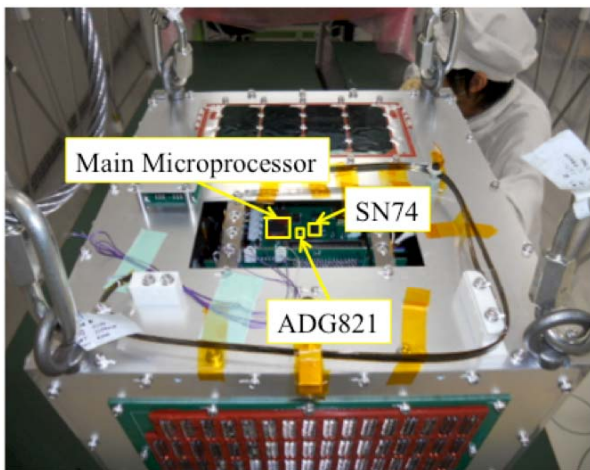
- ・RTHKデータの内容が更新されない。
- ・RTHKデータに含まれるキルスイッチのステータスの一つがONを示す
- ・詳細センサデータ等をダウンリンクさせようと地上からコマンドを送っても、コマンドの受信を確認する信号が返ってくるのみで、データが送られてこない。
- ・地上から強制リセットコマンドを送っても、上記の事象が変化しない。

これらの事象から、OBCのMAINマイコンまたはマイコンにリセットをかける素子（スイッチ、3ステートバッファ素子）に問題があると考え、不具合究明作業を行った。不具合発生箇所は、更新が止まり固定されてしまったRTHKデータの値（バッテリー電流と通信機温度）から、蝕明け10~20分後であると推定した。推定された箇所はブラジル南東沖の南大西洋異常帯に合致していた。FTA解析を経て残された推定原因は以下の通りであった。

1. 熱サイクルによる素子ハンダ部で不良が発生

2. 内部帯電によって OBC 基板上で放電が発生
3. 外部から異物が混入し、基板上で短絡が発生
4. リセット素子が放射線の影響をうけて故障
5. マイコンがシングレイベント効果(SEE)により暴走

推定原因の1については、予備の基板を窒素ガス雰囲気中で熱サイクル試験にかけた。不具合発生までにとれていたセンサデータから、各基板の温度は最大で $-5\sim 25^{\circ}\text{C}$ 、殆どの場合が $0\sim 20^{\circ}\text{C}$ に収まっていた。不具合発生までの倍の600サイクルを、1サイクル15分の急速度で、しかも温度範囲を $-10\sim 40^{\circ}\text{C}$ に拡大してかけたが、基板には何の不具合も見当たらず、電気的機能にも何の問題もなかった。この基板は、インターネットで実装を業者に依頼するもので、ハンダ付けの手法は通常の民生品向けと同じものである。そのような製作方法であっても、温度サイクルには充分耐えることが判った。

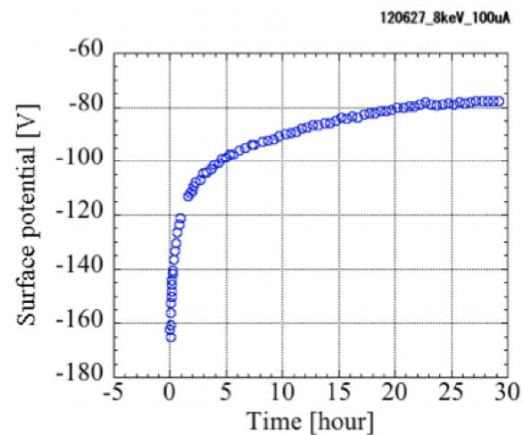


第8図 OBC 基板の帯電緩和過程

OBC 基板は、第8図に示すように衛星の外板（1mm厚のアルミ板）のすぐ内側にある。地上での作業中はアクセスポートが上に向いているため、異物混入の可能性は捨てきれない。アクセスポートは横向きにすべきという大きな教訓を得た。1mm厚のアルミ板は500keV以上のエネルギーの電子は貫通できる。素子を含む基板の厚みが数mm厚として、500keVから2MeV程度までの電子がOBC基板を帯電させることになる。基板上にはむろん多くの接地が存在するので、帯電電荷は抜けていくことになるが、電荷の抜けが遅ければ、帯電は時間と共に進行していくことになる。

実際にどれくらいの時定数で抜けるかを調べるために、予備基板を真空容器にいれ、数keVの電子ビームを照射後に、どれくらいの速度で電荷が抜けていくかを測定した。第9図に結果を示すが、数時間経っても電荷は抜け切っていないことがわかる。帯電電位をあげたところ、-3.5kV程度で放電を確認した。鳳龍式号と同様の軌道を飛行しているGOSATのLPT(Low Particle Telescope)が計測している500keVから1.6MeVの電子フラックスのデータを解析し

たところ、打ち上げから6月5日迄の間、OBC基板は $1\times 10^{-10}\text{A/m}^2$ 程度の電子電流を浴びていたことが判った。基板上の絶縁体の静電容量にもよるが、地上試験結果から $4\times 10^{-7}\text{F/m}^2$ と仮定すると、3.5kVまで帯電させるには、電流量が1桁以上足りないと思われる。今回は内部帯電を推定原因から外すことができるが、超小型衛星は、薄板一枚で外界から隔てられている場合が多く、超小型衛星搭載の電子基板の帯電については、今後検討していく必要があると思われる。



第9図 OBC 基板の帯電緩和過程

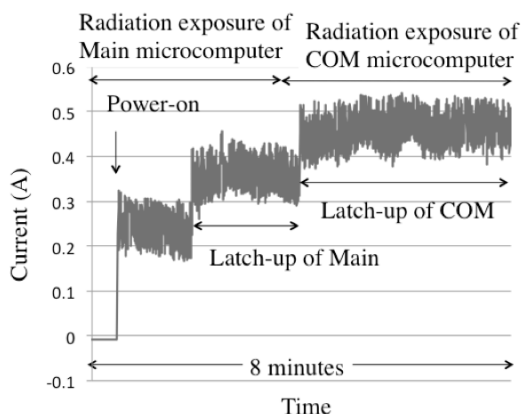
4,5の推定原因を確かめるために、8月にSEE試験を実施すべく準備を進めていたが、その途中の6月30日に、CW信号のうちビーコンは送られてくるものの、RTHKデータが送られてこない状態に陥った。地上からのコマンドへの返答信号も送られてこなくなった。おそらくは、COMマイコンが不調となり、PICマイコンのみで動作している状態になった。非常に危機的な状態となったが、その後7月3日の早朝のデータ受信時にCW信号が正常に戻っていることが確認され、RTHKも更新されていることを確認した。急ぎ、詳細センサデータをダウンロードして衛星の状態を確認したところ、バッテリーがほぼ枯渇状態にあることが判った。バッテリーはその後、正常な状態まで充電され、現在（11月22日）に至るまで衛星は正常に動作が続いている。以上のことから、今回の不具合は不可逆的な故障が起きたものではないことがわかる。放射線の影響であったとしても、トータルドーズ(TID)は除外できる。

SEE試験は京都大学原子炉実験所にて、カリフォニウム照射試験装置を用いて行った。MAIN・COMの二つのマイコンとリセット関連素子のプラスチックパッケージを取り除いた状態にした上でOBC基板に実装し、通信・電源の各予備基板及び通信機と共に照射試験装置に入れた。マイコンは、鳳龍式号搭載品(HD64F36057FZJV)とは全く同じ型番のマイコンが生産中止になっていたため、型番の末尾に文字が1文字追加されただけの同等品(HD64F36057FZV、

搭載品に比べて、温度範囲が異なる。歩留まり率が向上している）を用いた。 ^{252}Cf の核分裂に伴い、僅かな確率(3%)ながら ^{252}Cf からは中性子の他に102.5と78.7MeVを中心とするそれぞれ106.2と142.2 AMUの重イオンが放出される。シリコンに対する平均のLETは43.0 MeVcm²/mgである。試験の目的はSEE、特にラッチアップが発生するか、発生したとして外部からリセットがかけられるかを調べることを最優先とした。リセット関連素子ではSEEは確認されなかったが、マイコンではSEEを容易に確認することができた。第10図に試験結果を示す。線源を2cm上においたまま、MAINをONすると、1分以内にSEEが発生し、消費電流（外部電源からの電流供給ラインを計測）が0.1Aステップ状に増加し、マイコンは暴走を始めた。また、MAINを暴走させたままCOMの上に線源を移動させると、COM側でも暴走が始まり、電流が更に0.1A増加した。なお、マイコンが暴走を始めると、外部PCからリセットコマンドを送っても、リセットがかからないことも、この図には示したとは別の照射時に確認している。マイコンを元の状態に戻すには、外部電源を一旦オフするしかなかった。

試験では、実際に鳳龍式号の電源基板を介してOBCに電力を供給していたが、第10図のようなシングルイベントが発生しても、電源基板の過電流防止回路は発動しなかった。このことから、過電流防止回路の設定値以下の電流が流れ続けたと思われる。

尚、GOSATのLPTデータによると5/18から6/5迄の間の53~130 MeVのエネルギーの陽子の立体角あたりの平均フラックスは20~30 cm²str⁻¹s⁻¹であった。試験に使用したカリフォニウム(^{252}Cf)の強度は22 kBqであり、2 cm上から照射した時の重イオンのフラックスは23 cm²s⁻¹であった。同等のフラックスであっても、南大西洋異常帯で支配的な陽子に比べて、重イオンの方が遥かに高い確率でシングルイベントを起こせることがわかる。残念ながら、 ^{252}Cf の試験結果から陽子によるシングルイベント確率を算出することはできない。

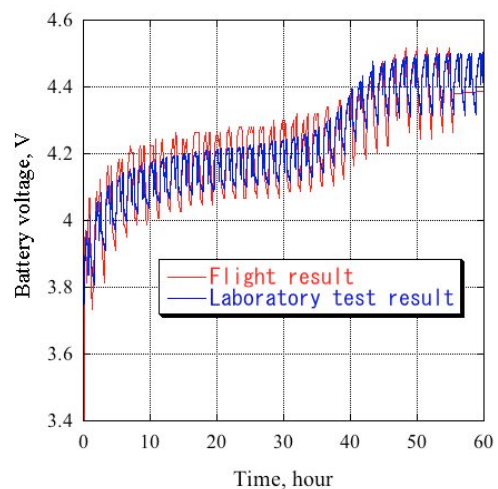


第10図 カリフォニウム照射中の外部電源の供給電流

このSEE試験の結果から、鳳龍式号の不具合は以下によ

ると思われる。マイコンが放射線を浴びてラッチアップを起こし、リセットも受け付けない状態となった(6/5)。2個目のマイコンがラッチアップを起こし(6/30)、消費電流が増加しすぎてバッテリー充電が追いつかず、バッテリーが枯渇して、OBC基板に電力を供給するDC/DCコンバータの動作電圧の下限を下回って、OBC基板への電力供給が止まって、マイコンがリセットされた(7/3)。

7月3日に復帰後、しばらくは通常運用のみでバッテリーの再充電を行なった。その時のバッテリー電圧の変化を第11図に示す。第6図に示したのとほぼ同じ時間でバッテリーが枯渇状態から復帰したことがわかる。



第11図 復帰後のバッテリー電圧の推移

SEEによって軌道上不具合を再現することはできたものの、不具合究明作業では、未だ二つの項目が閉じられずにいる。一点目は、不具合発生箇所である。当初、固定されたRTHKデータから発生箇所が南大西洋異常帯であると推定したが、衛星の復活後にフラッシュメモリに残された詳細データを解析したところ、正常なデータが書き込まれた最後の地点はブラジル南東沖ではなく、それより30分程前の西太平洋の赤道付近（ニューギニア上空）であった。二つのデータが全く異なった地点を示しているが、限られた情報からは、これ以上発生箇所を突き詰めることはできなかった。二点目は、不具合がSEEにより起きたとすると、マイコンはほぼ3週間に一度の間隔でSEEを起こしているが、復活後4ヶ月以上が経過しても、衛星は順調に飛行している。本来であれば、次のSEEが起きてもおかしくなく、この点についても不明である。

5. まとめと今後の課題

超小型衛星「鳳龍式号」の試験・検証と軌道上不具合原因究明作業について述べた。打ち上げ前の試験・検証には膨大な時間を費やした。学生衛星であるが故の、組み立て・製作技術の未熟さや試験作業の不手際が時間を増大させる要因ではあるが、これらは経験を積みれば確実に減少す

る。民生品を用いた大学衛星であっても、クリティカルなコンポーネントの製造を民生技術分野で良いので熟練者に委託し、振動・熱サイクル試験等でワークマンシップのレベルを確認できれば、衛星は十分に動作する。

新規開発の衛星であったので、EM段階での試験は設計の不具合を洗いだすのに有効であった。End-to-End試験は、運用リハーサルとしても、ソフトウェアのバグだしのためにも非常に有効である。熱真空試験でも不具合が見つかったが、それらは大気中の機能試験でも見つかった可能性があり、熱真空試験を実施する際には、その前に全系組み立てた状態での機能試験を十全に行うことが、結局は時間を節約することになる。

SEE試験を行う超小型衛星はそれほど多くない。理由の一つには試験設備に限られており、基板設計を行う前にSEEやTID試験で素子をスクリーニングするのに十分な時間を割いてられない事情もある。しかしながら、少なくとも、バス基板レベルでのSEE試験を行って、SEE発生時のバス系の挙動を把握し、耐放射線設計の有効性を検証すべきである。鳳龍式号ではSEE対策としてOBC基板への電力供給ラインに過電流防止回路を挿入し、0.5 Aを動作しきい値においた。しかし、0.5 Aというしきい値の有効性の検証が欠けており、SEE発生時の消費電流増加はそれを下回っていた。また、リセットでSEEから回復すると思っていたが、SEE時にリセットが有効かどうか未検証であった。

不具合が発生したとしても、様々なサバイバルモードを用意し、それを実際に検証しておくことが大事である。鳳龍式号は幸いにして、バッテリーが一旦枯渇したことにより復旧したが、バッテリーが枯渇状態から復旧できることは設計要求に挙げられており、試験で検証済みであった。また、PICマイコンによるビーコンの確保も設計通り動作した。但し、ビーコンだけでなく、最低限のHKデータも確保できていれば、衛星の内部状態を探るのに大きく役立ったと思われる。サバイバルモードは衛星の大きさによらず必要であるが、冗長系の少ない超小型衛星にとって、その重要度は非常に高い。

今回の不具合究明作業を通じて、内部基板の帯電など、新たな知見を得ることができた。また衛星の試験作業においても、ノイズ対策や衝撃試験において、様々な教訓やノウハウを得ることができた。今後はこれらの知見・教訓・ノウハウを他の超小型衛星開発者と共有し、超小型衛星の信頼度の向上に努めたい。

鳳龍式号の設計・開発・試験・運用におきまして、多くの方々からいただいたご支援・ご協力に感謝いたします。鳳龍式号の不具合原因究明に際してご協力いただきました、京都大学の高宮幸一准教授、JAXAの松本晴久氏、Japan Space Systemsの三浦末志氏、東京大学の鶴田佳宏氏に感謝いたします。本研究の一部は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラムにより、日本学術振興会を通して助成されたものです。

参考文献

- 1) J. Bouwmeester, and J. Guo, , "Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology", *Acta Astronautica*, **67**, 2010, pp. 854–862.
- 2) Gregory F. Dubos, Jean-Francois Castet, Joseph H. Saleh, "Statistical reliability analysis of satellites by mass category: Does spacecraftsize matter?", *Acta Astronautica*, **67**, 2010, pp. 584–595.
- 3) <http://kitsat.ele.kyutech.ac.jp/index.html>
- 4) 趙孟佑, 増井博一, 入江大樹, 西尾正則: 超小型衛星の検証コストに関する試算, 2010年度宇宙科学技術連合講演会, 1 C04, 2010.
- 5) J. H. Stephen, T. K. Sanderson, D. Mapper and J. Farren, R. Harboe-Sorensen, L. Adams, "A Comparison of Heavy Ion Sources Used in Cosmic Ray Simulation Studies of VLSI Circuits", *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, NS-31, p.1069, 1984