

超小型衛星鳳龍弐号の高電圧技術実証試験結果と不具合検証

○松本直希、九州工業大学 衛星開発プロジェクト、増井博一、趙孟佑(九州工業大学)

In orbit demonstration of high voltage technology of Horyu2 and Verification of Anomaly Investigation

○Naoki Matsumoto, KIT Satellite Project, Hirokazu Masui, Mengu Cho(Kyushu Institute of Technology)

Key Words: Nanosatellite, Verification, Reliability, High voltage technology

Abstract

HORYU-II is a 30cm-cubic Nano satellite weighing 7.1kg developed by Kyushu Institute of Technology aiming to demonstrate highest voltage technology, so far. The demonstration test has still been carried out. However, recently due to some failures we could not communicate with the satellite from June to July. Latter, the failure reason has been identified by Failure Tree Analysis (FTA) and verification test. In this report, we explain the high voltage technology demonstration test along with the verification of the anomaly investigation.

1. 目的および背景

人工衛星は通信容量の増大、打ち上げコストの削減などから大型化や多機能化が進んでいる。その一方で、消費電力は増加傾向にあり発電電力を効率よく送電するために高電圧化されている。しかし、高電圧化により衛星が太陽電池上での放電が発生し易くなり、衛星のシステム損傷を招いている。この放電はプラズマとの相互作用により発生し、発電電圧が高いほど起こる確率が高くなると言われている。図1に衛星の衛星バス電圧と発生電力の関係を示す。

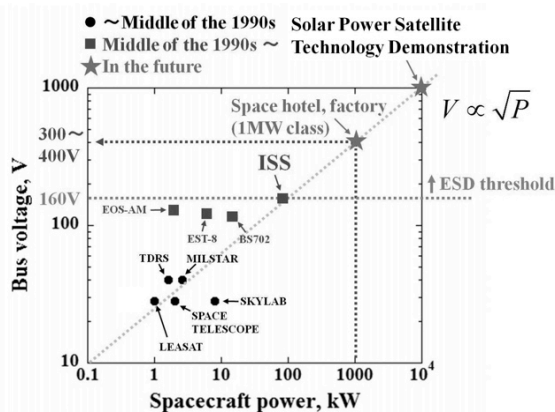


図1 衛星バス電圧と発生電力の関係

現在の運用されている衛星は放電閾値よりも低い発電電圧で運用することで放電によるリスクを回避している。現在までに運用された衛星の中で最も発電電力が高い衛星は発電電圧160V、発電電力1kWのISSである。しかし、1MWクラスの宇宙機になると300Vの発電電圧が必要であり今後の大型宇宙システ

ムの開発には高電圧技術が必須となる。また、プラズマだけでなく太陽電池上での放電は宇宙空間に存在するサブストームなどの高エネルギー電子により衛星が帯電し太陽電池のカバーガラスなどの絶縁体と衛星構体(導体)間に電位差が生じることで発生する。図2に衛星の故障原因の割合を示す。[1]

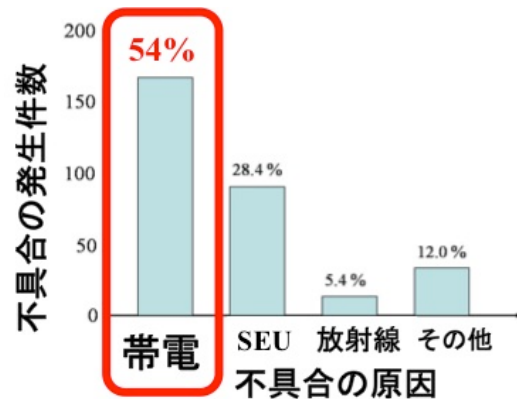


図2 衛星の故障原因の割合

図2からも分かるように帯電が不具合の原因の中で最も多いことが分かる。高電圧環境下では周辺プラズマや高エネルギー電子により衛星が帯電すると放電のリスクは高くなる。よって、将来の宇宙開発において衛星の帯電を緩和する素子や衛星の帯電を観測する装置が求められている。

2012年5月18日に高電圧技術実証衛星鳳龍弐号が打ち上げられ、高電圧技術実証試験が行われている。鳳龍弐号で行う高電圧技術実証試験は(1)軌道上での300V発電(2)帯電緩和素子(ELF: Electron emitting Film)の軌道上実証(3)表面電位計(Trek)の軌道上実証

の3つである。しかし、2012年6月から約1ヶ月間衛星との通信とのデータのやりとりや通信ができなくなりました。不具合発生を受け衛星開発プロジェクトで故障箇所や故障原因の検証が行われた。

本稿では鳳龍式号の高電圧技術実証試験結果と不具合検証について報告する。

2. 高電圧技術実証衛星鳳龍式号

超小型衛星鳳龍式号は九州工業大学で開発された超小型衛星である。図3に高電圧技術実証衛星鳳龍式号を示し、仕様を表1に示す。

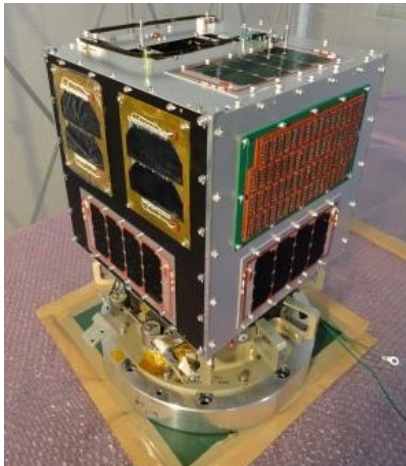


図3 高電圧技術実証衛星鳳龍式号

表1 鳳龍式号仕様

サイズ	29.6cm×32.0cm×35.0cm
重量	7.1kg
無線周波数	Uplink: 145MHz 帯 Downlink: 437.375MHz
発電電力	2.2W(最小)
運用年数	1年
軌道	太陽同期軌道 (680km, 98.2deg)
姿勢制御	永久磁石とヒステリシスダンパーによる受動制御

鳳龍式号は約30cm立方、重量7.1kgの超小型衛星であり、2012年5月18日にH2Aロケットに打ち上げられた。鳳龍式号に搭載されているミッションは以下の通りである。

- 低軌道での300V発電
- 放電抑制用フィルムの劣化実証
- 帯電緩和素子(ELF)の軌道上実証
- 表面電位計(Trek)の軌道上実証
- カメラによる画像撮影
- デブリセンサの軌道上実証

鳳龍式号のメインミッションは低軌道での300V発電であり、カメラによる画像撮影とデブリセンサの

軌道上以外の4つのミッションは高電圧技術実証試験である。今回は高電圧技術実証試験に絞って報告する。

3. 高電圧技術実証試験概要

3.1 300V 発電[2][3]

この試験は「300V 発電」と「放電抑制」の2つの試験に分けられる。300V 発電試験は鳳龍式号に搭載した300V 発電用太陽電池アレイの低軌道での発電電圧とSCM(Surface Charging Monitor)の帯電電位を測定する。発電用図4に300V 発電用太陽電池アレイとSCMを示す。

300V 発電用太陽電池アレイ

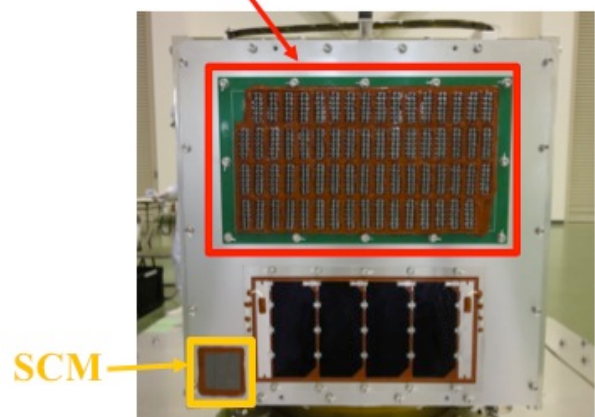


図4 300V 太陽発電用太陽電池アレイとSCM

300V 発電太陽電池アレイは京セミ株式会社製の球状太陽電池スフェラーを66個直列に接続したものを2個作り、さらにそれらを直列に接続した構成になっている。また、300V 発電用太陽電池上での放電を防ぐために金属露出部分はRTVで覆われている。スフェラーアレイ1個当りの発電電圧7V(開放電圧)で無指向性である。図5にスフェラーアレイを示し、スフェラーアレイ1個当りのスペックを表2に示す。300V 発電太陽電池アレイは最大約450Vの発電が可能だが測定回路により350Vまでしか発電できないようになっている。

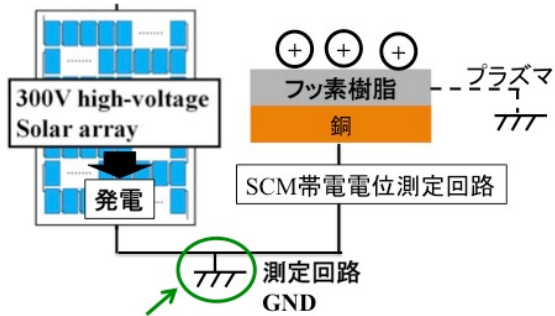


図5 スフェラーアレイ

表2 スフェラーアレイ 1 個当りのスペック(AM1.5)

開放電圧	7.27V
短絡電流	2.3mA
最大出力	13.5mW
最適動作電圧	6.00V
最適動作電流	2.2mA

SCM は 300V 発電太陽電池の帯電電位を測定するために搭載している。SCM はすでに軌道上実証実績のある衛星表面の帯電電位を測定する素子である。SCM は銅の上にフッ素樹脂をコーティングした物で図6に SCM と 300V 発電太陽電池と SCM の関係を示す。



発電電位分負に沈む

図6 300V 発電太陽電池と SCM の関係
300V 発電太陽電池が発電すると周辺のプラズマとの相互作用により発電回路が発電電位分負に沈む。そして SCM 表面のフッ素樹脂がプラズマ電位と同電位であると仮定するとフッ素樹脂表面は測定回路のグラウンドに対する SCM 表面電位は発電電位分正に帯電する。これにより 300V 発電太陽電池のプラズマに対する帯電電位が測定可能となる。そして 300V 発電太陽電池の発電電圧と SCM の帯電電位がほぼ一致することが予想される。300V 発電ミッションでは 300V 発電太陽電池と SCM の帯電電位を比較する。

放電抑制試験では太陽電池上での放電抑制技術である放電抑制フィルムと半導電性コーティングの軌道上実証を行う。試験は以下の太陽電池の放電回数を比較する。

- フィルム太陽電池
- 半導電性コーティング太陽電池
- ノミナル太陽電池

図 7,8 にフィルム太陽電池と半導電性コーティング太陽電池を示す。

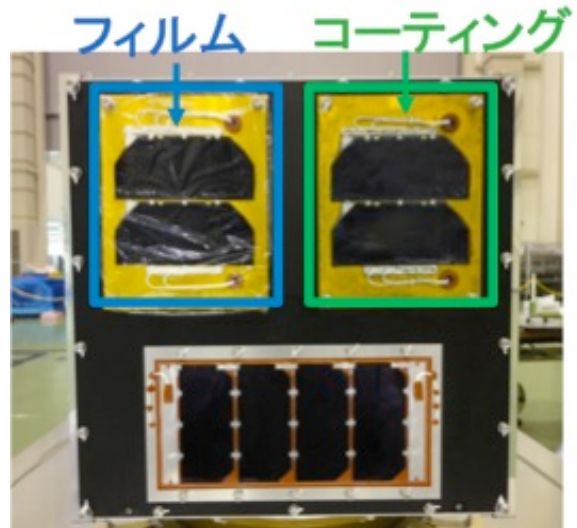


図7 フィルム太陽電池と半導電性コーティング太陽電池

フィルム太陽電池は図8に示すようにフィルム(ETFE: Ethylene-Tetra Fluoro Ethylene)を太陽電池全体に覆うように構成されている。フィルムはイオンバリアの役目を果たし、

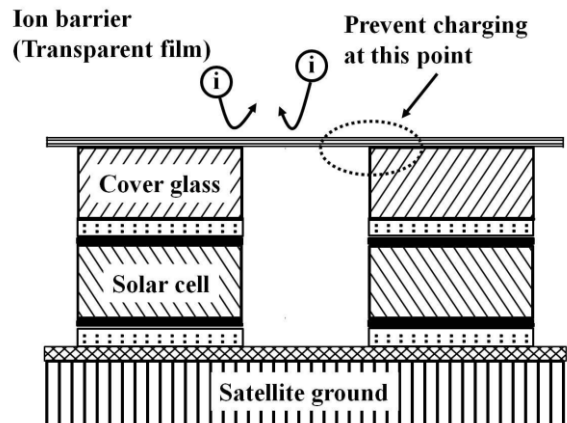


図8 フィルムの放電抑制原理

半導電性コーティング太陽電池は半導電性コーティング材を太陽電池全体に塗布したものである。図9に半導電性コーティング太陽電池の放電抑制原理を示す。塗布されたコーティング材によりカバーガラスに帯電した電荷を衛星構体に逃がすことにより帯電緩和をして放電を抑制する。また電界集中を防ぐ効果もある。

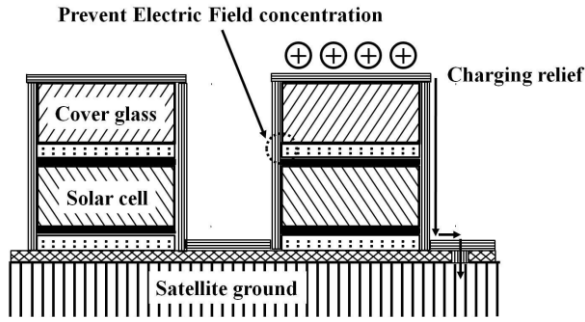


図9 半導電性コーティングの放電抑制原理

300V 発電での太陽電池の発電電圧や SCM の帯電電位、放電抑制試験による太陽電池の放電回数は全て専用の測定回路で測定する。全体回路図を図10に示す。

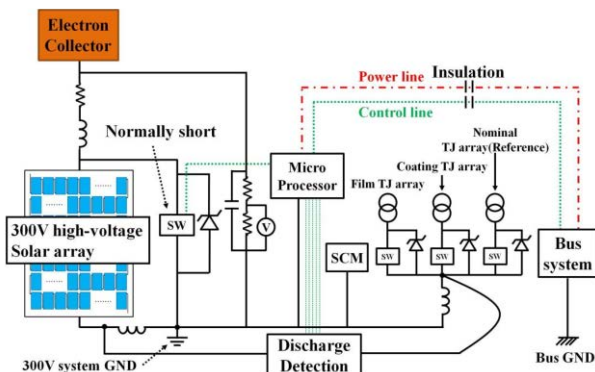


図10 300V ミッション用測定回路図

測定回路はバス系からの ON 信号が来ない限り動作しないように設計されている。地上局からの信号を受けると測定回路に搭載された CPU が太陽電池に繋がれたスイッチを ON にし、開放状態にする。図9中の電子コレクタは周辺プラズマの電子を収集し測定回路を発電電位分負に沈ませるために搭載している。300V 発電ミッションには7つの試験モードがあり、地上局からのコマンドで試験モード送信することで CPU が試験モードを切り替えることができるように設計されている。300V 発電ミッションの試験モードを表3に示す。

表3 300V 発電ミッション試験モード

	モード名
Mode1	初期動作確認
Mode2	300V 発電
Mode3	ノミナル太陽電池での放電試験
Mode4	フィルム太陽電池での放電試験
Mode5	コーティング太陽電池での放電試験
Mode6	オーロラ帯での放電試験
Mode7	フィルム劣化試験

3.2 帯電緩和素子(ELF)の軌道上実証[4] [5]

ELF(Electron emitting Film)とは九州工業大学で開発された帯電緩和素子である。ELFは銅板の上にフ

ッ素樹脂をコーティングされた構造をしており、電界放出によって衛星の帯電を緩和する。ELFは受動的に動作し太陽電池と同様に帯電し、閾値電圧に達する前にELFから電子が放出され、カバーガラス・衛星構体間の電位差を小さくすることで放電を防止する仕組みとなっている。

本試験は衛星の極域通過時にELFの電界放出電流とSCMの帯電電位を測定する。鳳龍式号に搭載されているELF,SCMを図11に示す。鳳龍式号に搭載されるELF,SCMのサイズは3cm×3cm、重量はそれぞれ3gである。

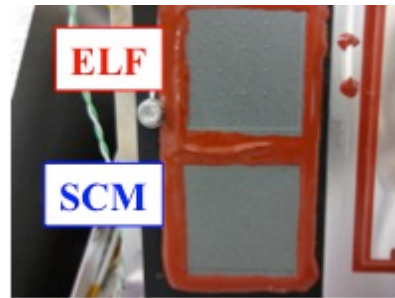


図11 ELF&SCM

SCMは300V 発電試験と同じサンプルを搭載しているが300V 発電試験とは異なり、ELFの軌道上実証試験ではELF表面の絶縁体の帯電検証に使用されている。図12にELFとSCMの帯電時の関係を示す。

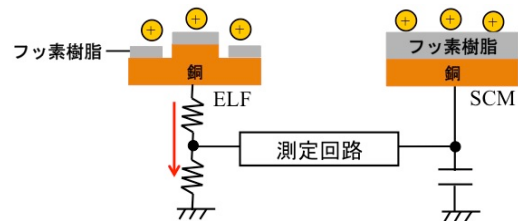


図12 ELFとSCMの帯電時の関係

図12よりELFとSCMはほぼ同じ構造をしている事が分かる。ELFが電界放出電流を流している時ELF表面のフッ素樹脂は銅板に対し正に帯電している。この時SCM表面のフッ素樹脂も同様に帯電する。この両者の関係を確認する事でELFの軌道上実証を行う。ELF,SCMの動作は鳳龍式号に搭載されている測定回路で測定されている。測定回路はELFの電界放出電流とSCMの帯電電位を0~5Vの出力電圧に変換する。導出式は以下のようにになっている。

$$I_{elf} = \frac{V_{out}}{3.8} \times \frac{10^6}{10^5} [\mu A] \tag{1}$$

$$V_{SCM} = \frac{(V_{out} - V_{offset})}{1.23} \times \frac{(1G\Omega + 510k\Omega)}{510k\Omega} \times \frac{1050}{1000} [V] \tag{2}$$

I_{elf} はELFの電界放出電流、 V_{SCM} はSCMの帯電電位、 V_{out} は測定回路の出力値である。つまり、測定回路の出力値からELFの電界放出電流とSCMの帯電電位

求めることができる。この回路では ELF の電界放出電流は最大 $9\mu\text{A}$ 、SCM の帯電電位は $-0.84\text{kV}\sim 1.875\text{kV}$ まで測定可能となっている。

3.3 表面電位計(Trek)の軌道上実証[6]

この試験は軌道上での表面電位計の軌道上実証を行う。この表面電位計は TREK 社製非接触型表面電位計(Trek Model 820)に基づいて開発された。鳳龍式号に搭載している表面電位計を図 13 に示す。

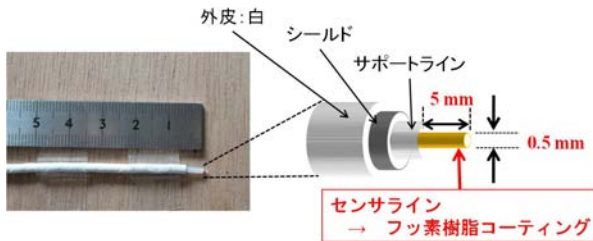


図 13 鳳龍式号用表面電位計プローブ

図のようにプローブは4層構造になっており、最下層のアルミ芯線部分を帯電面に接触させることで電位計測を行う。表面電位計プローブはこのアルミ芯線部分に絶縁体であるフッ素樹脂をコーティングし、この絶縁コーティング部分を宇宙環境に暴露している。試験は極域で行い、極域通過時の衛星構体電位を基準とした絶縁コーティングプローブの帯電電位を表面電位計基板により計測し3.2で述べたSCMとの帯電電位を比較する。表面電位計基板出力値と帯電電位の関係を図14に示す。

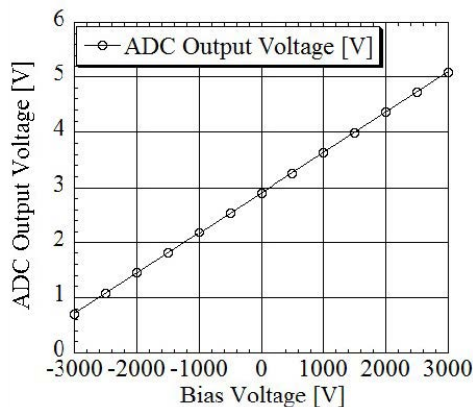


図 14 プローブの帯電電位と回路の出力値の関係
この試験は ELF の軌道上実証試験と同時にやっている。本誌では ELF と Trek の同時に測定した結果を示す。ELF と Trek の実証試験は高エネルギー電子が発生しているときに起こっている。軌道上での情報は以下の Web サイトを参考にしている。

1. NICT の宇宙天気予報
(<http://swc.nict.go.jp/contents/>)
2. オーロラ予測サイト
(<http://www.gi.alaska.edu/AuroraForecast>)

3. NOAA Space Weather

(<http://www.swpc.noaa.gov/pmap/index.html>)

4. 高電圧技術実証試験結果

4.1 300V 発電

まず 300V 発電試験の試験結果を述べる。試験時の衛星の軌道を図 15 に述べる。

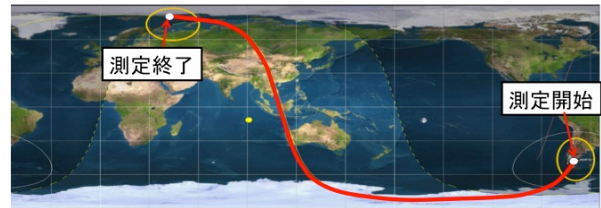


図 15 300V 発電試験時の衛星の軌道

300V 発電試験は日照時に試験を行っている。次に 300V 発電試験結果を図 16 に示す。図 16 より測定開始から 300V 発電用太陽電池の発電電圧と SCM の帯電電位が 300V を上回っている事が分かる。また 300V 発電中の太陽電池上での放電は確認されなかった。この事から軌道上での 300V 発電に成功した。

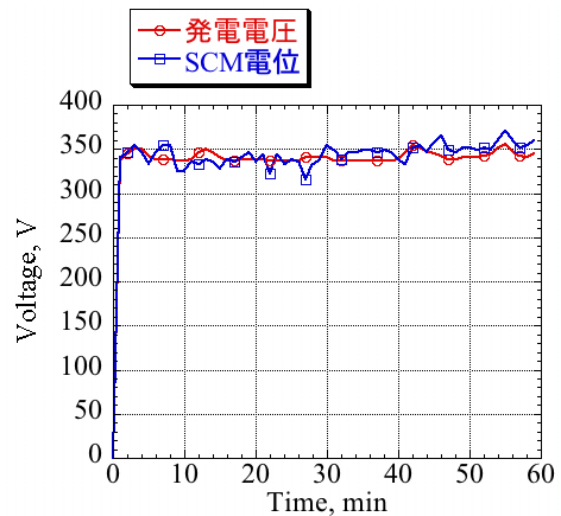


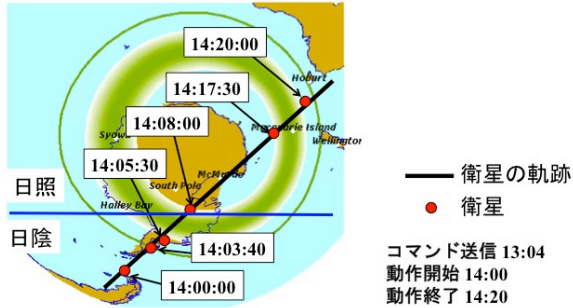
図 16 300V 発電試験結果

次に放電抑制試験結果を表 4 に示す。ノミナルアレイでの放電検出には成功している。300V ミッション用の PIC マイコンが瞬時停止したことも確認されている。現在 PIC の瞬停が太陽電池による放電が発生したものか、基板内の放電かはっきりしておらず現在検証を行っている。フィルムとコーティングについては放電抑制試験を実施中である。

4.2 帯電緩和素子(ELF),表面電位計(Trek)の軌道実証

ELF, Trek の軌道上実証試験での試験時の衛星の軌道とオーロラの状態を図 17 に示す。図 17 から測定

開始後から3分40秒～8分間にELF,SCM,Trekが帯電することが考えられる。また、測定開始から8分以降はオーロラ域を抜け、また日照に入るため、光電子電流や電離層イオン密度が増加してくるので、ELF,SCM,Trekは帯電しないと予想される。



オーロラ活動 : 4(Active)

図17 ELF, Trek 実証試験時の衛星の軌道
次にELFの電界放出電流、SCM, Trekの帯電電位の変化を図18に示す。図18より測定開始から約7分から8分後にELFから電界放出が行われ、SCMが正に帯電していることが分かる。これは電界放出が行われた時間も図12に示したオーロラ帯に入っている時間内に起こっていることが分かる。測定開始から約8分後にELFからの電界放出電流とSCMの帯電が測定されなくなったのは衛星が日照に入り光電子電流とプラズマ環境が支配的になったためELF,SCMが十分に帯電しなかったことが考えられる。オーロラ帯通過中に測定開始から約3分後にELFから電界放出電流が測定できたにも拘らずSCMが負帯電になっていることが分かる。ELFから十分に電気放出が行われると、帯電緩和が一気に進み、SCM表面の絶縁体電位が衛星構体より負に帯電する(順電位勾配)こともあり得る。また、ELF,SCM動作時にTrekが全く帯電していなかった。これはELF,SCMには高エネルギー電子が当たっていたがTrekプローブには高エネルギー電子が当たっていなかったためと思われる。しかし、これらの現象が発生した原因は今回のデータからだけでは判断できない。

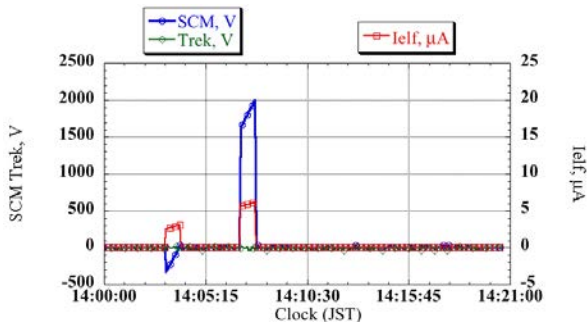


図18 ELFの電界放出電流とSCM, Trekの帯電電位の変化

5. 不具合検証

5.1 不具合解析

鳳龍式号が2012年5月18日に打ち上げられて以降、順調に運用が行われていたが2012年6月5日鳳龍式号に不具合が発生した。確認された事項は以下の通りである。

1. ハウスキーピングデータ値が変化しない
2. 地上からのコマンドを受け付けない
3. リセットコマンドを送っても衛星の状態が変わらない

さらに2012年6月30日にはビーコンだけしか聞こえなくなりハウスキーピングデータも取得されなくなりました。しかし、2012年7月3日に衛星が不具合から復帰した。その後、衛星から取得したハウスキーピングを解析したところバッテリー残量が約3%であることが分かった。このことから衛星の不具合発生から復帰までの流れは以下のように推測した。

1. なんらかの原因で消費電流が増加し電力収支が負になった。
2. バッテリーが空になり衛星の電源が落ちた。
3. バッテリーが充電され衛星が再起動した。

故障箇所についてはOBC基板、その中でもMAINマイコン(H8)またはマイコンにリセットをかける素子(スイッチ、スリーステットバッファ)で異常が起こったのではないかと考え、不具合原因の特定を行った。不具合発生箇所については固定されたハウスキーピングデータから蝕明け10~20分後であると推定した。不具合発生地点はブラジル南東沖の南大西洋異常帯であることが分かった。故障原因については以下の5つが考えられる。

1. 熱サイクルによる素子ハンダ部の不良が発生
2. 内部帯電によってOBC基板上で放電が発生
3. 外部に異物が混入し、基板状で短絡が発生
4. リセット素子が放射線の影響をうけて故障
5. マイコンがシングルイベント(SE)により暴走

これらの故障原因の検証試験として原因1については熱サイクル試験、原因3については帯電放電試験、原因4,5についてはSEE試験を行った。

5.2 熱サイクル試験

本試験では予備のOBC基板を窒素ガス中で熱サイクルにかけた後に

1. 顕微鏡写真を撮影しハンダの割れを確認する
2. 電気性能試験を行い電氣的不具合がないか確認する

を行った。試験条件は、温度範囲は-10~+40℃、1サイクル15分の計600サイクルである。これは不具合までのハウスキーピングデータから衛星内部の温度は-5~+25℃であり、その条件よりも厳しい熱負荷を加えるためである。試験結果は熱サイクルをかけてもハンダの割れや電氣的不具合は見られなかった。よって、熱サイクルにより不具合が起こったのではないと考えられる。

5.3 帯電放電試験

試験回路・試験環境を図19に示す。帯電試験はOBC基板に電子ビームを3分間照射した後表面電位計で基板の表面電位を測定することで基板の電荷の抜けを測定した。放電試験については基板に電子ビームを照射し表面電位計で基板の表面電位を電流プローブで放電電流波形を測定し基板の放電閾値電圧を求めた。基板に照射されている電子ビームの電流密度はラングミュアプローブで測定した。

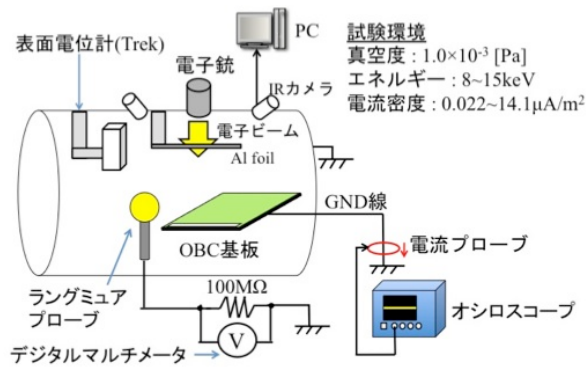


図19 帯電放電試験回路・試験環境

次に帯電放電試験結果について述べる。まず帯電試験結果である基板の表面電位の変化を図20に示す。

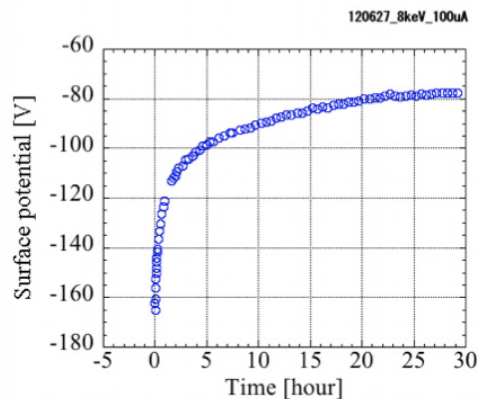


図20 基板の表面電位の変化

図20より30時間経っても基板にたまった電荷が抜けていないことが分かる。また、基板の表面電位をあげていったところ約-3.5kVで放電を確認した。しかし、今回の試験での電子ビームの電流密度は最大

約 $1.4 \times 10^{-5} \text{A/m}^2$ であり鳳龍式号と同じ軌道を通る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。このことから軌道上の電流密度よりも遥かに大きい電流密度で試験を行っていた。そこでOBC基板の単位面積当りのキャパシタンスを $4.4 \times 10^{-7} \text{F/m}^2$ と仮定すると打ち上げから不具合発生までの間での基板の帯電電位は-353Vとなり放電閾値-3.5kVを下回っていることが分かった。よって内部帯電による不具合に発生は低いと考えられる。

5.4 SEE試験

試験回路図を図21に示す。試験は京都大学の原子炉研究所の設備を借りて行った。Main・COMの二つのマイコン(H8)とリセットに関する素子のプラスチックパッケージを取り除いた状態でOBC基板に再実装し、電源・通信の各予備基板と共に照射試験装置に入れ、OBC基板の素子にカリフォルニウム252を平均LET78.7~102.5MeV、フラックス $23 \text{1/cm}^2 \cdot \text{sec}$ で照射した。その際のOBC基板の動作や消費電流を測定することでシングルイベントの検証を行った。

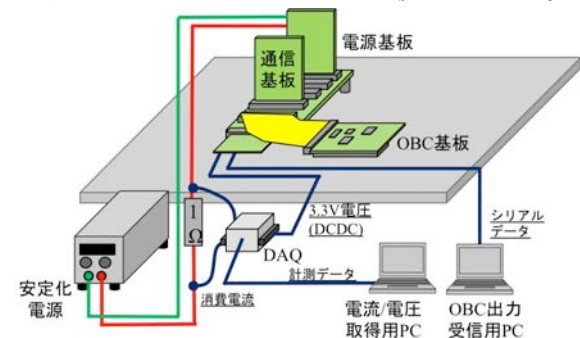


図21 SEE試験回路図

試験結果はリセットに関する素子にカリフォルニウムを照射した場合シングルイベントは確認されなかったがマイコンに照射した場合、シングルイベントが確認された。図22にマイコンに放射線を照射したときの消費電流の変化を示す。まずMainマイコンに照射した場合、Mainが暴走し、消費電流が増加した。次にCOMマイコンに照射するとCOMが暴走しCOMの動作が停止を確認した。また、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、この図には示したのとは別の照射時に確認された。しかし、図21中の安定化電源を再起動させると、マイコンは元の状態に戻った。

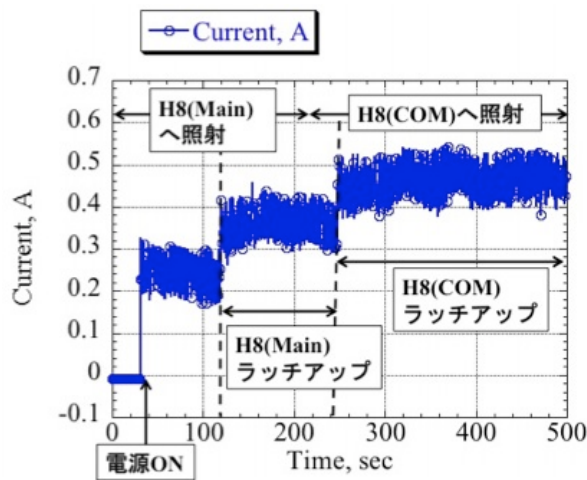


図 22 カリフォルニウム照射中の消費電流の変化

SEE 試験から今回発生した不具合と似た現象を確認できた。よって、今回鳳龍式号で発生した不具合発生までの流れは以下のような物であると思われる。

- 6/5 マイコンが放射線を浴びて Main マイコンがラッチアップを起し、リセットも受け付けない状態となった。
- 6/30 COM マイコンがラッチアップを起し、電力収支が負になった。
- 7/3 バッテリーが枯渇し衛星の電源が落ちた。

6. 結論と今後の予定

鳳龍式号が打ち上げられて以降高電圧技術実証試験を行い、それぞれの素子の動作を確認した。しかし、まだ検証が終了していない点や新たに確認された点も見られた。今後も軌道上での試験・データ取得や地上実験を行っていく。

不具合検証については今回発生した不具合の原因は放射線によるシングルイベントが発生し消費電流が増加したことである可能性が最も高い。鳳龍式号には故障対策として電源供給ラインに過電流防止回路を挿入しており動作閾値を 0.5A にしていた。しかし、SE 発生時の消費電流がそれを下回っていたため動作しなかったものと思われる。また、リセットで SE から回復すると思っていたが、打ち上げ前には未検証のままであった。今回の不具合検証において設計段階で様々な故障モードを想定した設計を行い、それを実際に検証しておくことの必要性を再認識した。

7. 参考文献

- 1) Proposal of development of a next-generation

spacecraft surface-charging monitor Fig.1

- 2) 吉行竜哉; ”高電圧技術実証衛星“鳳龍式号”のミッションペイロードの開発”, 九州工業大学修士論文, 2012
- 3) A.Bogorad, et al., “Integrated environmental monitoring system for spacecraft”, IEEE TRANSACTIONS ON NUCLEAR SCIENCE, Vol42 No.6, p2051-p2057, December, 1995
- 4) Minoru Iwata, Arifur R. Khan, Hideyuki Igawa, Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho, Tatsuhito Fujita, “Development of Electron-emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation”, J. Spacecraft and Rockets, vol. 49, no.3, (546-552), 2012
- 5) 松本直希; ”衛星帯電防止用受動型電子エミッタの軌道上実証実験用回路の開発”, 日本航空宇宙学会西部支部講演集(2011), No1, p163, 2011
- 6) 西村裕樹; ”宇宙機表面電位モニタリングへの地上用電位計測技術の応用”, 九州工業大学 修士論文, 2012