

# 低地球軌道における 高電圧太陽電池アレイを用いた放電実験

岩井俊輔<sup>1</sup>、Justin J. Likar<sup>2</sup>、奥村哲平<sup>3</sup>、増井博一<sup>1</sup>、豊田和弘<sup>1</sup>、趙孟佑<sup>1</sup>

九州工業大学、日本

Lockheed Martin Space Systems Company、United State

宇宙航空研究開発機構、日本

**Keywords, Spacecraft charging, Electro-static discharge, On-Orbit**

Spacecraft payloads are multifunctional and provide a high degree of technicality. Because of these, the power consumption of spacecraft increases. Therefore, the bus voltage must be raised to mitigate the loss during transmission just as it is done for infrastructures on the Earth. Unlike on Earth, 100V is already considered as a high voltage in space, which can lead to arcing because of the interaction of the charged spacecraft with the ambient plasma. The arcing risk is particularly high on solar array. A way of solving problems related to the high voltage technology will be the key for the next generation space technologies such as larger space stations, space hotels, and so on. The authors performed two demonstration experiments in near earth orbit (low earth orbit and polar earth orbit) for testing solutions to the aforementioned problem. First, the data from HORYU-2, nano-satellite developed by Kyushu Institute of Technology, were analyzed. HORYU-2 mission consists in generating 300V without causing arcing, and contributing to the practical development of the next generation space systems. Second, a degradation test by arcs was performed on solar cells onboard the International Space Station by using PASCAL (Primary Arc effect Solar Cell At Leo), which was included MISSE-8 (Material on the International space station Experiment-8). In this paper, the high voltage and the arcing mitigation feasibility from data analysis results in near earth orbit are presented.

## 1. はじめに

低地球軌道は静止軌道に比べて打ち上げコストが安い。そのために、今後登場するであろう大型宇宙システム(宇宙太陽光発電衛星や次世代ステーションなど)はまず低地球軌道で実証されると想定される。それらの宇宙システムは大電力を必要とすると考えられる。そのために、地上のインフラシステムと同様の理由から、送電ロスの軽減や、昇圧効率の向上のために、大型宇宙システムは高電圧での運用が望ましい。しかし広く知られているように、90年代において、バス電圧を 50V から 100V に引き上げたとき、宇宙機の太陽電池パドルなどの電源系統で事故が多発した。これは宇宙プラズマと高電圧が干渉したことによって引き起こされた帯電・放電が原因であると推測された。現在は国際宇宙ステーションの発電電圧 160V がまさに放電が発生しない最大の電圧とされ、それ以上での発電を伴う宇宙機の運用はこれまでに行われていない。大型宇宙システムを実現させるために、この壁を克服する必要がある。

九州工業大学では、高電圧発電とプラズマの干渉の問題を解決するため、2つの宇宙実験を行った。1つは Primary Arc effects solar cell At Leo (PASCAL)と呼ばれるプロジェクトである。このプロジェクトは九州工業大学、宇宙航空研究開発機構、ロッキードマーティンスペースシステム社による共同研究である。Material on the International Space Station-8 (MISSE-8)に含まれており、2011年5月にスペースシャトルのエンデバーによって宇宙へ打ち上げられた。国際宇宙ステーションを利用し、放電による太陽電池の影響を調査した。もう一方は、2012年5月に打ち上げられた、高電圧技術実証衛星“鳳龍式号”である。世界初の太陽電池による 300V 発電に成

功させ、放電抑制技術の実証試験を行った。本論文では、2つの宇宙実験成果と異なる宇宙実験の比較を行った。

## 2. 研究背景

宇宙は政府、経済、文化と影響を与えている。多くの国は宇宙空間を活用し、国防や商用利用、気象観測を行っている。そのために、宇宙システムに要求されるトランスポンダなどのペイロードが増加し、宇宙機の消費電力が増加し、大電力化している。地上のインフラシステムと同様の理由で、宇宙機を高電圧で運用することで、送電ロスの軽減に伴うケーブル重量の節約による打ち上げコストの削減、電圧変換効率の向上などが見込まれ、設計開発の観点から、有利である。

図 1.1 は宇宙機のバス電圧と消費電力の推移を示している。90年代を境に、宇宙機のバス電圧は 50V から 100V に上昇した。その時期に、宇宙機の電力システムの不具合が多発した。<sup>1)</sup> 原因は太陽電池パドル上で発生した放電であると推測された。宇宙空間に広く存在するプラズマや高エネルギー粒子は、宇宙機と相互作用を引き起こし、帯電・放電を発生させることが知られていた。帯電・放電の規模は、宇宙機自身の発電量に応じて大きくなる。そのために、高電圧化した宇宙機で発生した放電は、宇宙機にとって致命的な影響を与える。実際に、2003年に、日本の ADEOS-2 は、帯電・放電によって、運用停止に追い込まれた。

現在、発電電圧の最高値は国際宇宙ステーションの 160V である。宇宙ステーションの設計当時は、160V が放電の発生しない最大の発電電圧と考えられていた。図 1 に示したように、人類は今後宇宙太陽光発電や、宇宙工場、次世代宇宙ステーションなどの構想を実現させるために 300V 以上の発電が必要となると考えられている。

これらの大型宇宙システムはより打ち上げコストの安い低地球軌道で実証が行われると考えられている。我々は低地球軌道を支配するプラズマと高電圧システムの干渉を理解し、解決する技術を開発する必要がある。

九州工業大学では、低地球軌道上で高電圧発電による運用を想定した2つの実験を実施した。本論文では2つの低地球軌道を対象とした宇宙実験結果の報告を行う。

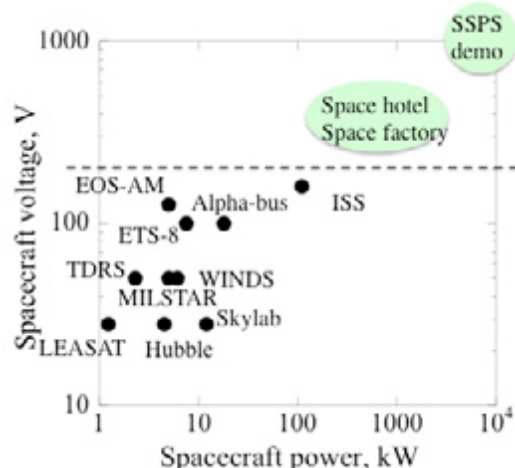


図 1.1 宇宙機のパス電圧と電力の推移

### 3. これまでの宇宙放電実験の成果

表 3.1 は過去に行われた高電圧と帯電・放電の宇宙実験である。高電圧は放電を伴う為に、実験の機会や結果が非常に少ない。注目する点として、本学が開発した鳳龍式号は世界で初めて、太陽電池を用いた高電圧発電を行い、放電実験を行う。また PASCAL は世界で初めて放電電流の取得と太陽電池の劣化現象の解明を行う。さらに本学では鳳龍参号、鳳龍四号を開発している。鳳龍参号は超小型オシロスコープを搭載し、放電電流の取得を行う。四号は世界で初めての放電光の撮影に挑戦する。

表 3.1 過去の高電圧宇宙実験

年	国	ミッション	高電圧模擬
1980	U.S	PIX I, II <sup>3</sup>	DC/DC Converter
1990	U.S	SAMPI <sup>4,5</sup> PASP <sup>6</sup>	DC/DC Converter
1996	Japan	SFU <sup>2</sup>	Solar Array
2011	Japan and U.S	MISSE-8 <sup>7</sup>	DC/DC Converter
2012	Japan	Horyu-2 <sup>8</sup>	Solar Array
2014	Japan	Horyu-3	Solar Array
2016	Japan	Horyu-4	Solar Array

### 4. 動機と目的

我々は将来の大型宇宙システムや高電圧利用を実現させるために、高電圧とプラズマ干渉の影響を解明する。本論文は2つの宇宙実験の成果を報告する。

## 5. 低地球軌道における帯電と放電

PASCAL と鳳龍式号は低地球軌道をターゲットとした実験である。低地球軌道は  $10^9 \sim 10^{12} \text{ m}^{-3}$  程度の濃い電離層プラズマに支配されている。高電圧太陽電池は電離層プラズマと干渉し帯電を引き起こす。プラズマは準中性を保っており、宇宙機に周辺プラズマから電子とイオンが流れ込む。図 5.1 のように、プラズマ電位を基準とした場合に、それより電位が高い部分では電子を集め、低い部分ではイオンを集める。電子電流密度はイオン電流密度に比べて非常に大きい。宇宙機の電位は電子電流とイオン電流の量が等しくなるように決定されるため、イオンを集める面積は電子を集める電子よりも大きくなる。通常、太陽電池の負極側を宇宙機構体に接地するため、図 5.1 のように宇宙機構体の電位は発電電位とほぼ同じ量だけ負に沈む。そのため高電圧発電時には、発電電圧とほぼ同じ程度負に沈む。放電の発生閾値とされている -200V 程度になると放電発生の危険性が発生する。<sup>3)</sup>

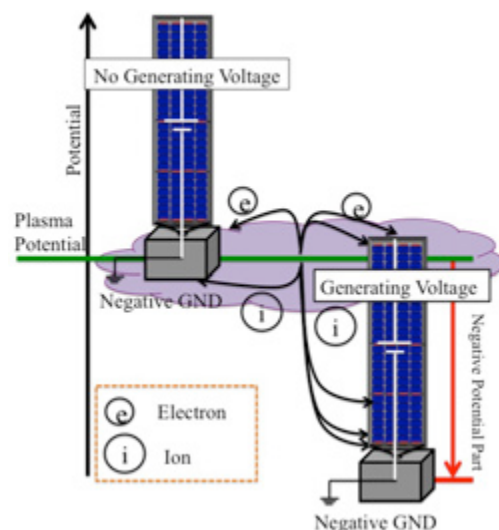


図 5.1 低地球軌道の帯電メカニズム

### 放電原理

宇宙機の太陽電池アレイ上を例にする。絶縁体である太陽電池セルのカバーガラス表面はイオンにより宇宙機構体に対して正に帯電し、図 5.2 の向きに電界が発生する。太陽電池にはカバーガラスのような絶縁体、インターコネクタの導体、そしてプラズマと3つの異なる物質が接触するトリプルジャンクションと呼ばれる部分が多くある。この部分では電界が集中し電界電子放出が発生する。電界が強まり、閾値を越えると放電が発生する。放電が発生しやすい場所は、最も負に沈んでいる負極端の部分である。高電圧による宇宙実験では、この負極端に放電試験用の太陽電池を接続することにより、発電電位と同等に沈んだ様子を再現し、放電実験を行う。

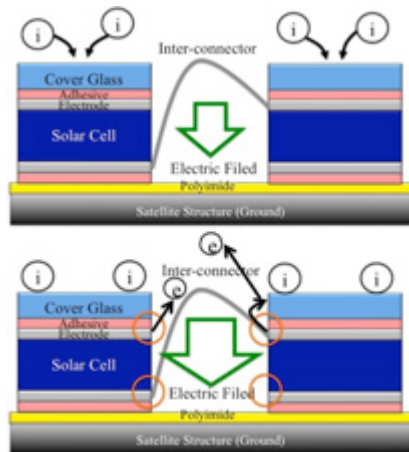


図 5.2 放電メカニズム

地上試験中に、太陽電池のエッジが放電発生に伴う熱によって炭化物に変わったことが観察された。炭化物は抵抗成分となり漏れ電流の原因となり、太陽電池の性能は低下した。図 5.3 は、地上放電試験前後の I-V 特性を示している。放電試験後の特性は試験前の特性に対して線形的な特性になることが知られている。しかしこの現象は宇宙空間でも一度も観測されていない。

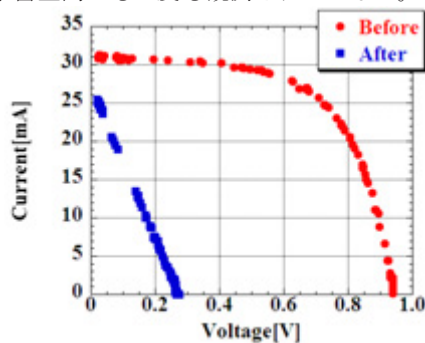


図 5.3 放電試験前後の IV 特性

## 6. PASCAL と鳳龍式号

### Primary Arc effects Solar Cell At Leo (PASCAL)<sup>9</sup>

2000 年から、九州工業大学では宇宙空間で発生する放電による太陽電池の劣化試験を地上試験によって行ってきた。しかし、宇宙空間でこれらの現象を確認したことはこれまでに一度もない。そのため、九州工業大学を中心として、宇宙航空研究開発機構、ロッキードマーティンスペースシステム社と共同で PASCAL と名付けた実験装置を開発した。PASCAL のコンセプトは地上試験の小型化であり、宇宙空間で地上試験と同様の試験を行う目的で開発された。PASCAL は 2011 年 5 月 16 日

MISSE-8 プロジェクトの一部として、他の実験設備とともに一つの箱に格納され、STS-134 スペースシャトルエンデバーによって打ち上げられた。PASCAL は宇宙飛行士の船外活動によって国際宇宙ステーションの天頂部に搭載され、宇宙空間に暴露された。図 6.1 の赤枠で囲

ったものが、PASCAL である。PASCAL 放電を伴う危険性があるため、有人システムである国際宇宙ステーションと電氣的に絶縁されている。PASCAL の接地は電子コレクタになっており、宇宙プラズマと同電位になるように設計されている。図 6.2 は PASCAL の拡大図で、中心部の黄色い金属が電子コレクタの役割を果たしている。PASCAL の表面には 2 枚のシリコン太陽電池と 8 枚の多重接合太陽電池が搭載されている。図 6.3 は PASCAL の電気回路である。PASCAL の主な目的は放電に伴う太陽電池の劣化を観測することである。そのために、青枠で示した回路で太陽電池の特性である電流-電圧特性 (IV 特性) を取得し、緑の枠で示した回路で強制的に放電を発生させ、放電電流波形を計測する。放電電流は 100ksampling/s で計測することができる。



図 6.1 軌道上の PASCAL の様子

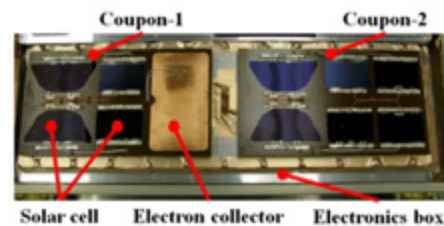


図 6.2 PASCAL の拡大図

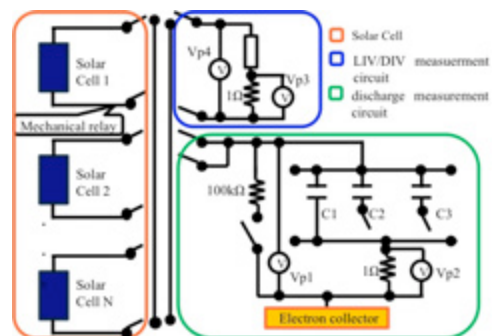


図 6.3 PASCAL の電気回路



## 放電試験用太陽電池

表 6.1 は PASCAL に搭載されている太陽電池セルの一覧である。

表 6.1 太陽電池セル一覧

Cell Number	Cell Type	Shape / Dimensions
1	MJ GaAs	24 cm <sup>2</sup> Rectangular
2	MJ GaAs	24 cm <sup>2</sup> Rectangular
3	ZTJM	24 cm <sup>2</sup> Rectangular
4	Si	24 cm <sup>2</sup> Rectangular
5	ATJM	~32 cm <sup>2</sup> amorphous cropped corner
6	ATJM	~32 cm <sup>2</sup> amorphous cropped corner
7	UTJ	~32 cm <sup>2</sup> amorphous cropped corner
8	UTJ	~32 cm <sup>2</sup> amorphous cropped corner
9	XTJ	24 cm <sup>2</sup> Rectangular
10	Si	24 cm <sup>2</sup> Rectangular

## 高電圧技術実証衛星“鳳龍式号”

2010 年から、九州工業大学では学生を中心としたプロジェクトによって、高電圧技術実証衛星“鳳龍式号”の設計・開発を進めてきた。鳳龍式号は重さ 7.1kg、大きさ 30cm 立方の超小型衛星である。鳳龍式号は 2012 年 5 月 18 日に種子島宇宙センターから相乗り衛星として H2-A ロケットで打ち上げられた。

鳳龍式号の主な目的は高電圧ミッションであり、太陽電池による世界初の 300V 発電と、放電抑制技術の実証である。図 6.4 は鳳龍式号の外観である。

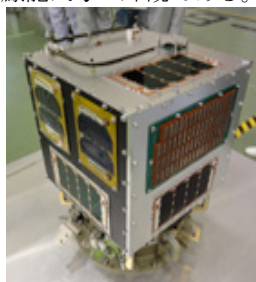


図 6.4 鳳龍式号の外観図

図 6.5 は高電圧ミッションのシステム図である。高電圧ミッションは放電を伴う為に、バスシステムと絶縁されている。高電圧ミッションでは放電の検知と回数のカウント、発電電圧の計測、表面電位モニタ(SCM)を用いて高電圧ペイロードの電位、基板の温度を 1 分サンプリングで計測する。放電検知は 1 秒サンプリングで行うことができる。

地上局からコマンドを受けた C&DH 系は高電圧ミッション用の CPU に指令を出し、任意の太陽電池アレイを接続し、放電試験を行うことができる。

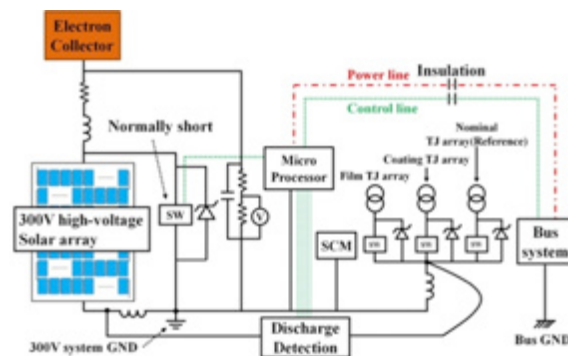


Figure 6.5. 高電圧ミッションのシステム図

図 6.6 は放電検知回路である。コイルに流れた放電電流によって発生する誘起電圧を計測することによって放電を検知する。検知するしきい値は 3V で、サンプリングは 1Sampling/s である。

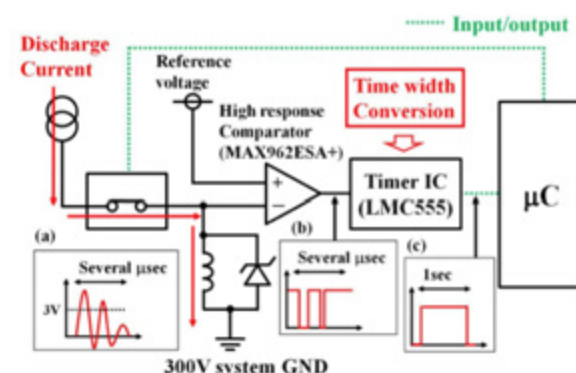


図 6.6 放電検知回路

## 高電圧太陽電池アレイ

鳳龍式号は高電圧太陽電池アレイを用いて、高電圧を発生させる。超小型衛星クラスで 300V 以上の発電を効率的に行うために、球状の太陽電池であるスフェラアレイを用いた。諸元を表 6.2 に示す。できる限り高電圧を使用するため、開放電圧で動作させる。図 6.7 に示すように、これを 66 直列させることによって 450V 発電を行う。また放電頻度が高くなりすぎることを防ぐため、ツェナーダイオードによって 350V に制限している。高電圧太陽電池アレイでは、放電が発生しないように RTV 接着剤によりトリブリジェンクションを埋めている。

表 6.2 スフェラー太陽電池セルの諸元

Open circuit voltage [V]	7.27	
Short circuit voltage [mA]	2.3	
Power [mW]	13.5m	

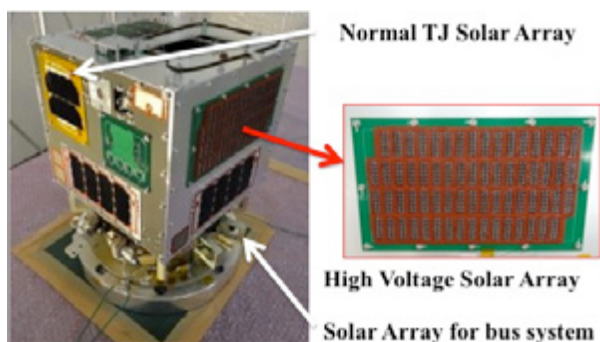


図 6.7 高電圧太陽電池アレイとその位置

### ETFE フィルム型放電抑制太陽電池アレイ

ETFE フィルムによる放電抑制手法は、主に低地球軌道プラズマ環境による使用を想定している。高電圧を用いる宇宙機(宇宙太陽光発電衛星デモ機など)は、まずは低地球軌道で実現すると考えられるために、ETFE フィルムによる放電抑制手法の宇宙実証は急務である。

図 6.8 に示すように、透明なフィルムを太陽電池アレイに覆いかぶせることで、周辺プラズマからのイオンを遮断し、カバーガラス表面の帯電を防止する。地上試験では-800V のバイアス下においても放電は発生しなかった<sup>10</sup>。フィルムにしわがよっているのは、熱サイクル試験の結果である。このしわがよった状態でも放電抑制効果に違いがないことを、地上試験で確認済みである。実際の搭載では、太陽電池パドルに覆いかぶせるだけで、太陽電池設計を変える必要はない。

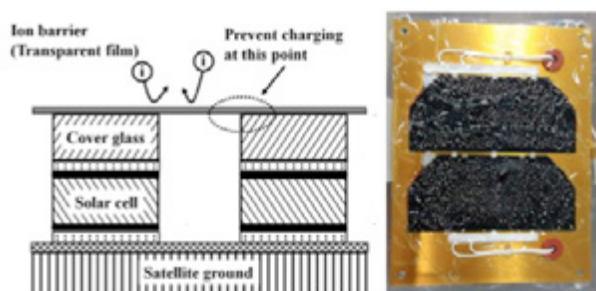


図 6.8 ETFE フィルムの放電抑制理論と外観

### PASCAL と 鳳龍式号の性能

PASCAL と 鳳龍式号の高電圧ミッションを比較する。両者は高電圧を生成し、放電を発生させるという点では共通である。最も大きな違いは高電圧の生成方法である。PASCAL は DCDC コンバータによって強制的にバイアスを行い、高電圧太陽電池を模擬する。また、DCDC コンバータを用いるため、様々なバイアス電圧によって試験を行うことができる。特に 100V バイアスでは、商用衛星バスで用いられているため、現在の衛星の放電と太陽電池の評価が行え、300V バイアスでは、次世代の宇宙システムの評価が行える。

鳳龍式号は世界初の高電圧太陽電池アレイによる発電で、実際の高電圧運用に近い状況で発電を行ことができる。

PASCAL は放電の規模を決定するコンデンサが 1 倍、10 倍、100 倍と可変することが可能である。

試験用太陽電池において、PASCAL は 10 枚の太陽電池を搭載されており、様々な太陽電池の評価が行える。鳳龍式号は高電圧に伴う放電抑制効果を施した太陽電池を搭載している。

実験環境に置いて、PASCAL は国際宇宙ステーションに搭載されているために、高度 400km の低地球軌道を周回する。鳳龍式号は極域を含む 680km を周回する。両者の最大の違いは高度によるプラズマ密度の違いである。そのために軌道によって異なる試験結果が期待される。また、鳳龍式号は極域を通過するために、オーロラ電子に対する影響の評価も行える。

表 6.3 PASCAL と 鳳龍式号の比較

	PASCAL	Horyu-2
軌道高度 [km]	400 (ISS)	680
軌道傾斜角 [deg]	51.6 LEO	98 PEO
高電圧模擬	DC/DC Converter	Solar Array
高電圧印加 [V]	-50 ~ -300	-300
測定項目	Arc waveform IV characteristic	Arc event count Generation voltage
放電容量 [F]	0.97p 470n 1μ	10p
試験用太陽電池	10	3

## 7. 宇宙放電実験

### PASCAL による放電試験結果<sup>9,11</sup>

表 7.1 は放電しきい値試験の結果である。太陽電池の形状の違いや種類の違いによって、放電しきい値に違いが見られた。さらにアップリンクで指定した電圧と実際のバイアス電圧が少々異なっていたために、両者を併記している。すべての太陽電池は 100V 以上で放電が発生することが確認された。

図 7.1 放電しきい値試験

Cell Type	Command Bias [-V]	Returned Bias [-V]
MJ GaAs	150	165
MJGa As	-	-
ZTJM	100	105
Si	150	165
ATJM	100	105
ATJM	100	100
UTJ	-	-
UTJ	150	165
XTJ	-	-
Si	100	100

次に、PASCAL による放電電流取得試験結果である。表 7.2 では PASCAL の試験条件を示す。この試験では UTJ と呼ばれる太陽電池を用いた。図 7.1 は取得した放電電流と放電によるバイアス電圧の変化である。この図より、放電開始点から最大値が取得されていないことがわかる。PASCAL の性能上、トリガがかかってから 10 $\mu$ s 後に放電波形を取得する。そのために完全な波形が取得できなかった。

図 7.2 放電試験条件

Target Cell	UTJ
Bias voltage	200V, 250V
Total arc number	30

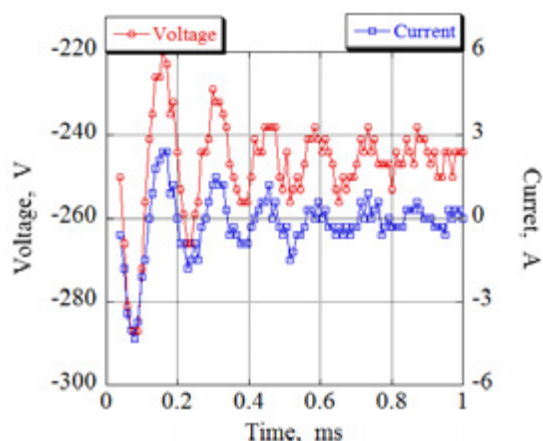


図 7.1 放電電圧・電流波形

放電累積回数による太陽電池劣化を検証するために、放電前と放電後の IV 特性を比較した。IV 特性は太陽光の入射角によって大きく変わることが知られている。図 7.2 は太陽傾斜角の定義である。図中の“Sun Angle”が本論文の太陽傾斜角と定義する。



図 7.2 太陽傾斜角の定義

これまでに累積回数 40 回の放電によって太陽電池の IV 特性が変化するかを評価してきた。図 7.3 は IV 特性の放電試験前後の比較である。両者の太陽傾斜角は比較的近いものを利用した。図 7.3 は IV 特性を取得した時の周辺環境である。放電試験後の IV 特性の開放電圧が下がっていることがわかる。周辺温度が低い状況下であるが、放電試験後の IV 特性の開放電圧は下がっていることがわかる。通常、太陽電池の温度が低下すると開放電圧は大きくなる。

劣化の判定基準として、図 7.4 の AM0 のデータを用いた。IV 特性の最大動作点を下回ると劣化したと判断する。しかし、周回中の熱サイクルなどで、この基準を下回ってしまうと、判定することができない。そのため、図 7.5 のように放電試験前に取得した IV 特性の開放電圧をプロットし、宇宙環境のサイクルで基準点を下

回らないことを確認した。放電試験後の開放電圧はこの基準点である 2.08V 上にある。

図 7.3 は、放電回数 40 回の試験前後の IV 特性を示している。結果より、開放電圧、短絡電流ともに低下していることがわかる。表 7.3 は、放電試験前後の太陽の角度と周辺温度である。放電試験中の温度データが使用できなかったために、周辺の平均温度を参考にした。PASCAL は軌道上で一部不具合を発生させ、完全な IV 特性を取得ができなかった<sup>12</sup>。そこで、開放電圧を利用することによって劣化を評価した。図 7.4 は、劣化判定方法を示す図である。開放電圧が最大電力点を下回った場合、太陽電池は劣化していると判断することにした。開放電圧が、周囲環境（温度や太陽の角度など）によって下回った場合、この基準は適用することができないため、図 7.5 は放電試験前に取得した IV 特性の開放電圧をプロットした。この結果より、開放電圧は、周囲の環境によって低下しないことを確認した。

表 7.3 試験時の太陽傾斜角と温度

	太陽傾斜角 [°]	温度 [°C]
放電試験前	76.1	26.4
放電試験後	71.3	~8.9

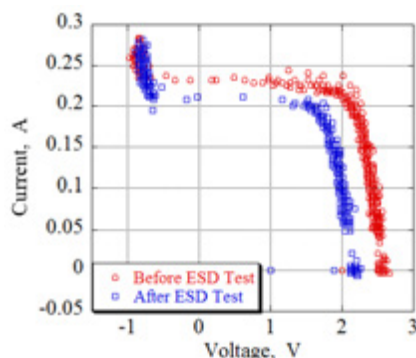


図 7.3 放電試験前後の IV 特性の変化

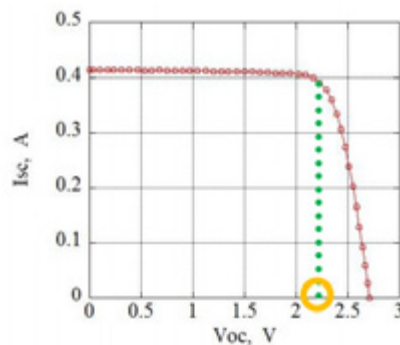


図 7.4 劣化判定基準



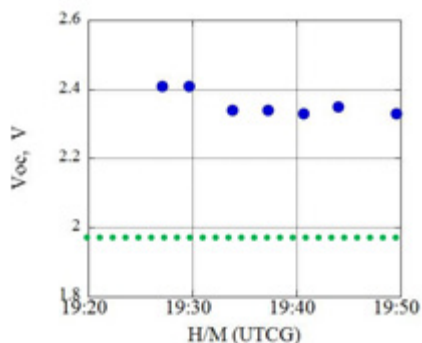


図 7.5 周辺環境による開放電圧の変化

この劣化基準より UTJ の劣化は 2.08V である。図 7.3 より、放電試験後の開放電圧は劣化基準に非常に近いことがわかる。また、通常温度が低下すると太陽電池の出力は上がるが、この結果は低下している。以上より、UTJ は劣化の傾向が見られている可能性がある。しかし、決定的な特性の変化が得られておらず、更なデータ分析が必要である。また PASCAL は 2013 年末に地球に帰還するために、地上で詳細な検査を行い確認する。

### 鳳龍式号による放電試験結果<sup>12</sup>

鳳龍式号は宇宙空間で世界初の 300V 発電に成功した。さらに放電の検知にも成功した。図 7.6 は何も施していない TJ 太陽電池を用いて行った放電試験結果である。この結果から、鳳龍式号は 350V 以上の発電を安定的に行っていることがわかる。また、放電の検知に成功し、放電を発生させる環境の構築に成功した。24 分時点において、発電電圧が急激に下がっている点がある。これは JT 太陽電池上で発生した放電によって電子がプラズマを介して電子コレクタと接続され、回路が短絡したからであると考えられる。サンプリングレートが 1 秒であるために、この現象が取得できたことは稀な結果である。TJ 太陽電池による蝕中を覗く総試験時間は 650 分であった。高電圧太陽電池アレイによって TJ 太陽電池を発電電圧と同等に負に沈めている間に、28 回の放電を観測することができた。

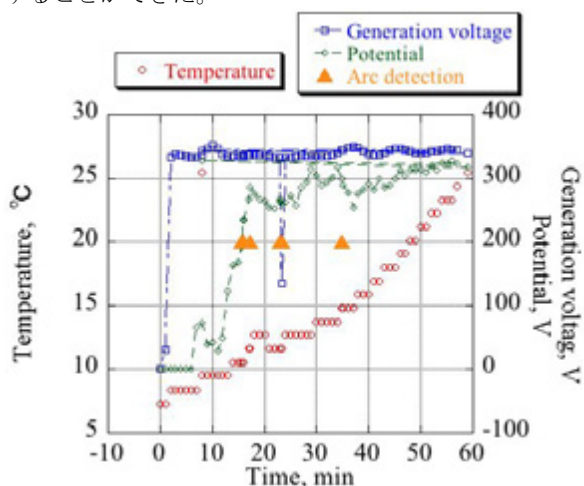


図 7.6 TJ 太陽電池アレイによる放電実験結果

図 7.7 は TJ 太陽電池上で発生した放電場所を特定した図である。赤道付近を中心に放電発生を観測することができる。赤道付近は太陽光の紫外線によって、大気が電離されやすくなるためにプラズマ密度が濃くなると考えられる。実際に図 7.8 は高度 850km を飛行中の NOAA の DMSP 衛星 No.18 のプラズマデータを用いて、2012 年 7 月 12 日(UTC)のプラズマ密度分布を調べた。この結果からわかるように、赤道付近のプラズマ密度は高い。また、季節が夏であるために北半球よりに分布が偏っていることがわかる。

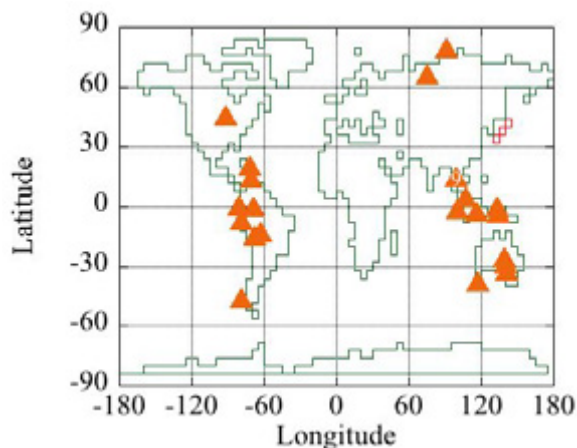


図 7.7 TJ 太陽電池アレイ上の放電発生場所

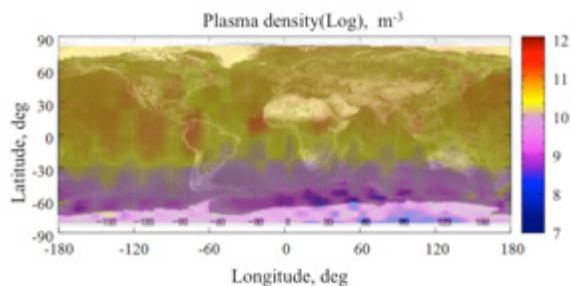


図 7.8 NOAA DMSP 衛星によるプラズマ密度測定 (2012 年 7 月 12 日(UTC))

次に、ETFE フィルム型抑制太陽電池アレイと高電圧太陽電池アレイを接続した放電試験結果を示す。総放電試験時間は、蝕を除いて 600 分である。その間に、6 回の放電を検知した。図 7.10 は ETFE フィルム抑制型太陽電池アレイ上で発生した放電の場所を特定した。この図から放電発生場所は極域のみに限定されていることがわかる。これは極域に降り注ぐ高エネルギー粒子やオーロラの影響を受けた可能性があると考えた。

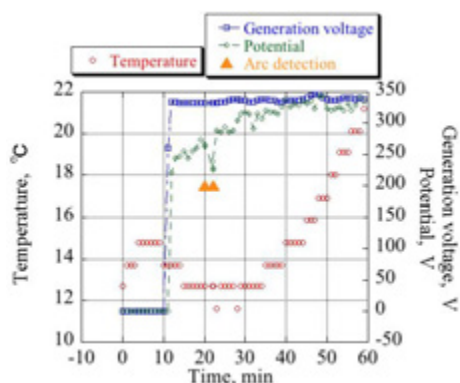


図 7.9 ETFE フィルム抑制型太陽電位アレによる放電試験結果

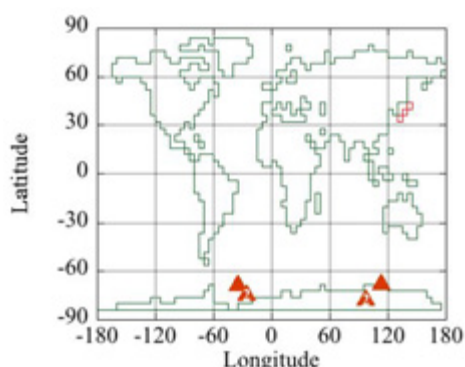


図 7.10 ETFE フィルム抑制型太陽電池アレ上の放電発生場所

図 7.11 は図 7.9 に示した実験結果の放電発生場所とプラズマ密度を示したものである。プラズマ密度データは 2012 年 9 月 7 日(UTCG)における NOAA の DMSP 衛星 No.18 の 1 周分のデータをプロットした。これより放電発生場所のプラズマ密度は低いことがわかる。そのために、高エネルギー電子によって ETFE フィルムが負に帯電し、放電に至った可能性があると仮定した。我々はこの現象を究明するために、地上試験によって、ETFE フィルムに高エネルギー電子を照射した。結果、ETFE フィルム表面電位が $-8\text{kV}$ 程度になると絶縁破壊を引き起こし放電が発生することがわかった。また、ETFE フィルム型抑制太陽電池を衛星構体と固定しているネジが、高エネルギー電子によって帯電した ETFE フィルム上での放電を誘発している可能性があることもわかった<sup>13</sup>。

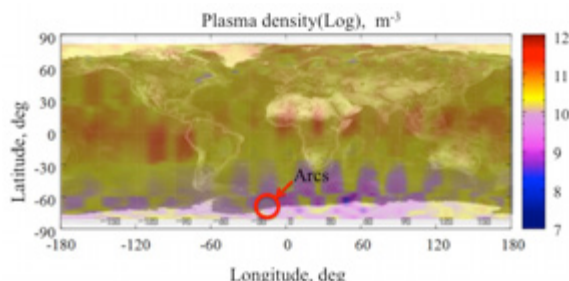


図 7.11 2012 年 9 月 7 日(UTCG)時の放電発生場所とプラズマ密度

## PASCAL と鳳龍式号の比較

PASCAL と鳳龍式号の放電試験結果を比較し、周回軌道の違いによる放電頻度の違いを調べる。

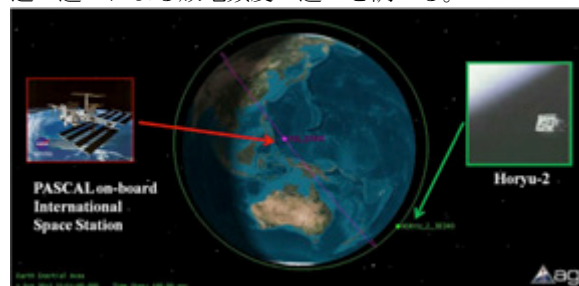


図 7.12 PASCAL と鳳龍式号の軌道

## 放電発生頻度

2012 年 7 月の放電試験結果から、放電頻度の比較を行う。PASCAL は 2012 年 7 月 25 日 18:26:03~18:51:03(UTCG)のデータを用いた。飛行経路は図 7.13 である。試験条件は、放電容量  $1\mu\text{F}$ 、バイアス電圧が $-300\text{V}$ 、試験時間は 25 分(放電発生によるタイムアウトがない場合、またコマンド送受信時間も含まれる)、試験対象太陽電池 UTJ で行った。試験結果より、31 秒間 10 回の放電が UTJ 上で発生した。図 7.14 は得られた放電試験結果である。



図 7.13 PASCAL の飛行経路  
(2012 年 7 月 25 日 18:23~18:36(UTCG))

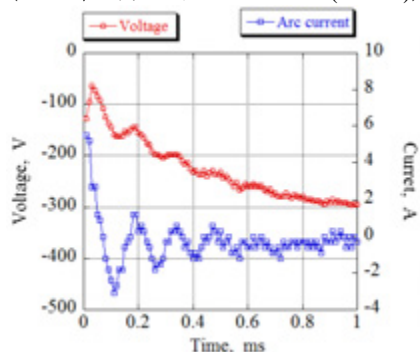


図 7.14 放電実験結果

鳳龍式号は 2012 年 7 月 12 日 6:20~7:20(UTCG)のデータを用いた。飛行経路は図 7.15 である。鳳龍式号は 60 分間高電圧発電を行い、9 回の放電が TJ 太陽電池上で発生した。



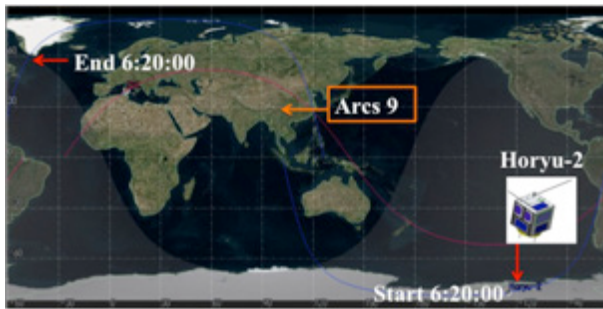


図 7.15 鳳龍式号の飛行経路  
(2012 年 7 月 12 日 5:20~6:20(UTCG))

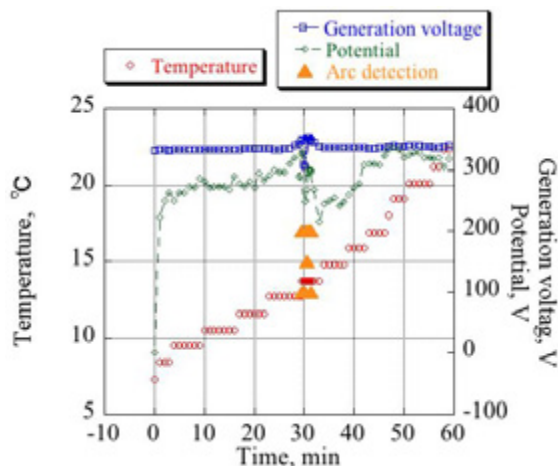


図 7.16 放電実験結果

図 7.17 は NOAA の DMSP 衛星によるプラズマ密度と図 7.16 における放電発生場所である。放電が頻発した場所はプラズマ密度が  $10^{10} \text{ m}^{-3}$  後半であり、他の場所よりも局所的に高くなっていることがわかる。そのために、この場所で放電が頻発したのではないかと考えられる。

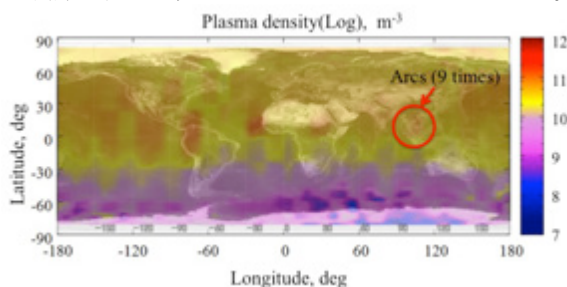


図 7.17 図 7.8 NOAA DMSP 衛星による  
プラズマ密度測定と放電発生場所  
(2012 年 7 月 12 日(UTCG))

表 7.4 は PASCAL と鳳龍式号の放電試験結果である。PASCAL の放電頻度は非常に高く、31 秒間に 10 回の放電を記録した。PASCAL は 240 秒の試験を 10 回実施するコマンドを送ったが、放電が頻発したために試験はタイムアウトした。鳳龍式号は 3600 秒間に 9 回の放電を記録した。これより、ほぼ同じバイアス電圧であったが、

放電頻度に大きな差ができた。この原因として考えられることとして、プラズマ密度の違いを提案する。

両試験中のプラズマ密度の比較を行った。PASCAL の軌道は国際宇宙ステーションの日本モジュールきぼうの暴露試験プラットフォームに搭載されているラングミュアプローブのデータを用いた。鳳龍式号の軌道は NOAA の DMSP Space Weather Sensor のデータを参考にした。

表 7.4 放電試験結果の比較

	PASCAL	Horyu-2
試験時間 [min]	0.5	60
放電回数	10	9
放電頻度[/min]	19	0.15
プラズマ密度 [ $\text{m}^{-3}$ ]	$4 \times 10^{12} \sim 2 \times 10^{11}$	$6 \times 10^{11} \sim 9 \times 10^9$

これらの結果より、鳳龍式号の軌道は PASCAL の軌道と比較して一桁から二桁程度のプラズマ密度の違いを見ることができた。PASCAL は ISS に搭載されているために、ISS 周辺の雰囲気が圧力が高いため、パッシェンの法則から、放電が頻発する可能性も考えられる。

プラズマ密度の違いは主な要因の一つであると考えられるため、今後の試験と解析でより詳しい原因を調査していく。

## 8. まとめと今後の予定

本論文では、特に九州工業大学で行った、低地球軌道を対象とした高電圧と放電実験の結果について述べた。今後の宇宙開発に置いて高電圧技術は必須となる。そのために、九州工業大学はそれに先駆け、低地球軌道で PASCAL と鳳龍式号を用いて高電圧の技術実証を行った。PASCAL では放電による太陽電池の劣化観測を続けてきたが、宇宙実験ではその成果を未だに得られていない。PASCAL は 2013 年末に地球に帰還する。そのために地上試験によって、さらに詳しい解析が行われる。鳳龍式号は世界初の 300V 発電に成功し、ETFE フィルムによる放電抑制技術の実験を行った。ETFE フィルム抑制型太陽電池は極域のみで放電を観測した。現在地上試験で原因を究明している。しかし赤道付近では放電を一度もカウントしていないために、耐プラズマの抑制効果はあるのではないかと考えている。現在、九州工業大学では鳳龍参号と鳳龍四号の開発を行っている。鳳龍参号は 2014 年の国際宇宙ステーションからの放出を目指しに開発が進められている。メインミッションは九州工業大学で開発した超小型オシロスコープによる放電電流計測である。PASCAL では完全な波形を取得できなかったために、成功すると世界初の成果となる。また、鳳龍四号は放電光の撮影を行う。放電光の撮影に成功すると、世界初の成果であり、放電場所の特定に繋がる。九州工業大学では今後も高電圧と放電の宇宙実験と地上試験を繰り返し、高電圧宇宙システムの実現に貢献していくだろう。

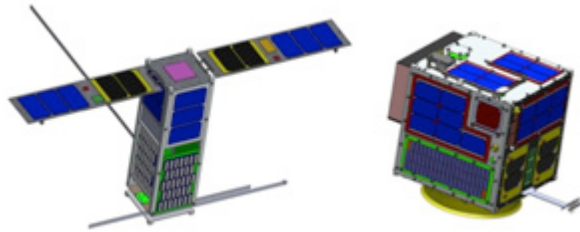


図 8.1 鳳龍参考と鳳龍四号

1. THE IMPACT OF THE SPACE ENVIRONMENT ON SPACE SYSTEMS ,H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder, and P. C. Anderson, 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL-VS-TR-20001578, 1 September 2000
2. Space Experiment on Plasma Interaction Caused by High-Voltage Photovoltaic Power Generation ,Hitoshi Kuninaka JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 32, No. 5, September-October 1995
3. Ferguson. C. D., "The Voltage Threshold for Arcing for Solar Cells in LEO-Flight and Ground test Results", NASA Technical Memorandum, March 1986
4. Hillard G. B., Ferguson. C. D., "Solar Array Module Plasma Interactions Experiment (SAMPIE)": Science and Technology Objectives", AIAA, Vol.30, No.4, July-August 1993
5. "Data Analysis and Model Comparison for Solar Array Module Plasma Interactions Experiment", Carmen Perez de la Cruz, Hastings D. E., AIAA, Vol.33, No.3, May-June 1996
6. "Flight Data Analysis for the Photovoltaic Array Space Power Plus Diagnostics Experiment", James D. Soldi, Hastings D. E., AIAA, Vol.34, No.1, January-February 1997
7. Okumura. T., Likar. J. J., Tanabe. Y., Imaizumi. M., Ferguson. C. D., Cho M., "ON-ORBIT ESD EXPERIMENT ON SOLAR CELL PERFORMANCE: EXPERIMENT OVERVIEW", 9th European Space Power Conference on Disk, Saint-Raphael France, June 2011
8. Development of High Voltage Technology Demonstration Satellite, HORYU-2, Hiroki Nishimura, Mengü Cho , HORYU2 development project, 2nd Nanosatellite Symposium in March 2011
9. Cumulative Effects of Primary Arc Electrostatic Discharges on Solar Cell Performance: Initial On-Orbit Results , Justin J. Likar, Mengü Cho, Teppei Okumura, Shunsuke Iwai, Mitsuru Imaizumi, Phillip P. Jenkins, and Dale Ferguson, 12th Spacecraft Charging Technology Conference
10. Hosoda S., Okumura T., Toyoda K., Cho M.: "Development of High Voltage Solar Array in LEO plasma" ,JAPAN SOLAR ENERGY SOCIETY, Vol.30, No2 pp.25- 29, (2004)
11. Data Analysis of Solar Cell ESD-induced Degradation Experiment onboard International Space Station, Shunsuke Iwai1, Justin J. Likar, Teppei Okumura, Mengü Cho, 12th Spacecraft Charging Technology Conference
12. On-Orbit Data Analysis of High voltage technology Demonstration Satellite HORYU-2, Shunsuke Iwai, Kyushu Institute of Technology; Mengü Cho, Kyushu Institute of Technology; Kazuhiro Toyoda, Kyushu Institute of Technology, 51ST AIAA
13. 鳳龍式号における放電実験 岩井俊輔、衛星開発プロジェクト、増井博一、豊田和弘、趙孟佑 第 57 回宇宙科学連合