

# 第1章 緒言

## 1.1 鳳龍弐号

高電圧技術実証衛星「鳳龍弐号」は、サイズが約 30cm 角で、重量が約 7kg の超小型衛星である(図 1.1)。本衛星の主な目的は以下の 4 点である。

- ① 九州工業大学の正規課程の大学院教育プログラムとして実施
- ② 衛星バス機器の軌道上実証
- ③ 発電電圧世界一、世界初の 300V 発電
- ④ 地球撮影、衛星通信を用いた小中学生向け教育プログラムによる地域貢献

鳳龍弐号のメインミッションは目的の 3 番目に書かれている「世界初の 300V 発電」である。軌道上における 300V 発電は放電を伴う非常に危険なものとなるため、他機器に多大な影響を与えるリスクを抱えている。そのため、鳳龍弐号のメインミッションのような危険を伴うミッションは中・大型衛星では敬遠されがちである。しかし、リスクが許容でき、かつ単一ミッションが可能な超小型衛星には最適なミッションであると考えられる。

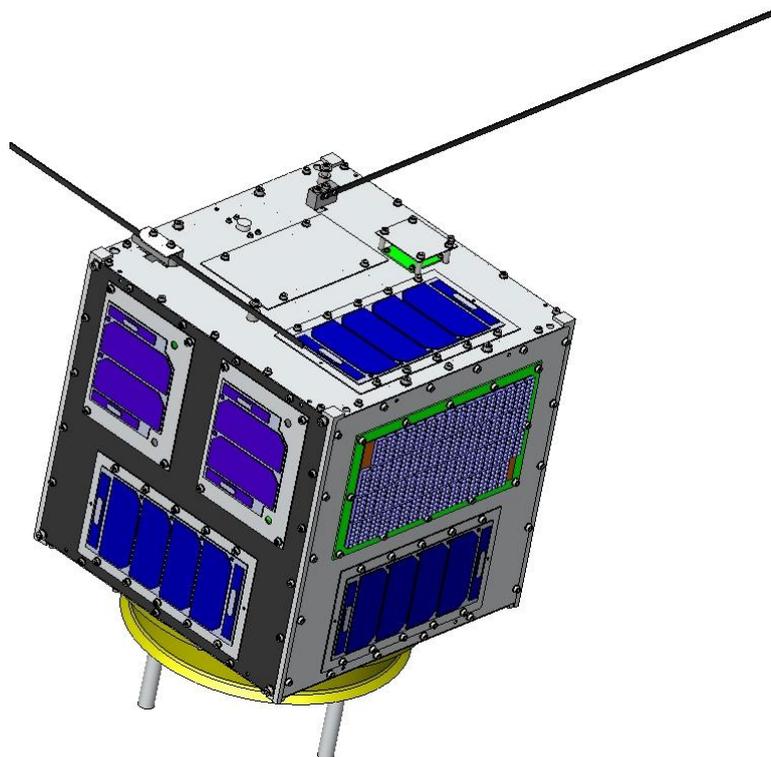


図 1.1 鳳龍弐号

Figure 1.1 HORYU-II

## 1.2 研究背景

衛星開発は衛星の小型化と大型化と 2 極化の傾向にある。以下に近年の衛星開発の 2 つの傾向を記す。

### 小型化

小型衛星は、機能・性能の面で制約を受けてしまうが、開発期間が短く、低コストであるという利点から近年注目されるようになってきている。この利点を生かして大型衛星の補完的役割の早期実現を期待できるとともに、複数機を同時に打ち上げて衛星群を構成することにより実現できるミッション(コンステレーション)の可能性も広がる。小型衛星のメリットが生かせる分野として、以下のようなものが挙げられる。

- ① 科学分野：最先端観測機器の小型・軽量化による観測成果の早期実現
- ② 技術実証分野：軌道上での動作実証・実験・評価の早期実現
- ③ 地球観測分野：観測センサの小型化に伴い、小型衛星による地球観測ミッションの実現可能性、また、観測頻度を向上させるための衛星群活用
- ④ 通信分野：複数機の小型衛星から構成される衛星群利用による高頻度・広範囲の通信ネットワークの構築

また、数 kg 級の超小型衛星は、ミッション企画、解析、設計、製作、試験、打ち上げ、運用とほぼ衛星開発の過程を、極めて短期かつ低コストで、学生自ら行うことができることから、効果的な宇宙工学教育の目的として、日本のみならず世界中の大学や研究機関などにおいて取り組みが増えてきており、可能性が非常に注目されている。

### 大型化

宇宙機開発において、コスト低減のために 1 つの宇宙機で多くのミッションを行う、または多数の機器(トランスポンダ等)を搭載する傾向があり、大型化・大電力化がなされている。大電力化をするためには電力のロス(ジュール熱損失)をできるだけ低減するために発電電圧を高圧化する必要があるが、その結果として太陽電池パドルなどの電源系統で放電事故が確認されている。実際に、Tempo-II<sup>1)</sup>や Midori-II<sup>2)</sup>の電源系統において放電事故が確認されている。このように、宇宙軌道上、特に低軌道では、高電圧化に伴い放電発生確率が増加することが一般的に知られている。

図 1.2 に示しているように、現在までに開発、運用された宇宙機の中で最も発電電圧の大きな宇宙機は 160V 発電、100kW 級の ISS である。ISS よりもさらに大きな 1MW クラスの電力を扱う宇宙機になると 300~400V の発電電圧が必要になる。しかし、160V という電圧はまさに放電が起きないように設定された最大の電圧であるため、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。

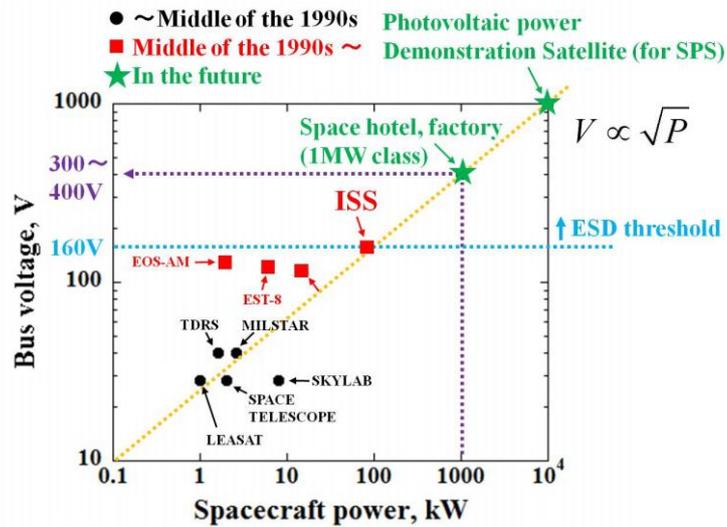


図 1.2 衛星バス電圧と発生電力の関係

Figure 1.2 Past space power and some future trends

発電電圧の高圧化のメリットは、太陽電池アレイのハーネスで生じる電力ロスの低減、ハーネスの削減による衛星重量の低減が考えられ、結果として打ち上げコストの低減に繋がる。

さらに、数 10kW から数 100kW 級の次世代型大出力電気推進システム(図 1.3)も応用例として考えられている<sup>3)</sup>。この電力推進システムは、小惑星へのランデブーミッションに用いることが期待されている。過去に様々な深宇宙ミッション(Deep Space1, SMART-1, Hayabusa, Dawn)で電気推進が用いられているが、そのうち3つが無事に小惑星へと接近できている。特に Dawn に関しては、過去の宇宙船では \$ 1B クラスや \$ 650M クラスのものがあつたが、このミッションではコストを \$ 400M まで低減できている。このようにして電気推進を使用することによりコストの低減に繋がっている。このような背景を受けて、NEAs(Near-Earth Asteroids : 地球に近い小惑星)への探査に電気推進が有効であると考えられている。NASA の HEFT(Human Exploration Framework Team)は 300kW オーダーの大電力 SEP(電気推進)システムを使用することにより探査機の重量を半分にできると結論付けている。NASA の John R. Brophy 氏らが 300kW-SEP のコンフィグレーションに焦点を当て探査機の重量の見積を行っている。以下に見積の詳細を示す。

太陽電池アレイに使用されているハーネスの重量やハーネスにおける電力ロスを低減するために発電電圧を増加する必要がある。100V で発電すると、175kW の片側の太陽電池アレイウィングには 1,750A の電流が流れることになるが、300V で発電すると電流は 583A まで低減できる。これによりハーネスの重量及び電力ロスの低減ができる。太陽電池アレイ以外のサブシステム(構造、推進、タンクなど)への波及効果を考慮した

結果を図 1.4 に示す。この結果により、太陽電池アレイの電圧が 100V から 300V になると SEP のドライマスは約 1,250kg、ウェットマスは約 2,200kg 低減できることが分かった。



図 1.3 電気推進機(ホールスラスタ)

Figure 1.3 Electric propulsion (hall thruster)

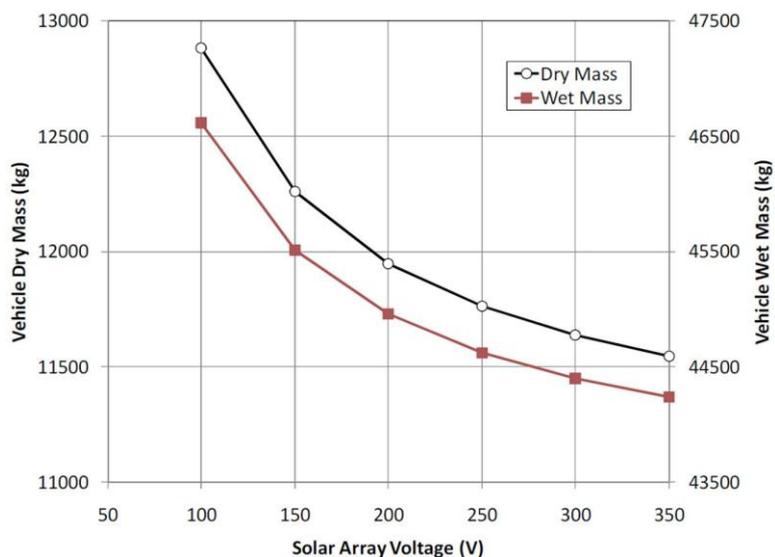


図 1.4 高電圧発電の重量に対する効果

Figure 1.4 Effect of solar array operating voltage on the SEP vehicle dry and wet mass

300kW-SEP の重量の見積においては、スラスタは大電力ホールスラスタを使用することを考えている。この大電力のホールスラスタを約 2000s の比推力で動作させたい場合、約 300V の電圧が必要になる。そのため、300V 付近に Pmax がある高電圧太陽電池

アレイから直接ホールスラストを動作させる Direct-drive が提案された。Direct-drive は過去にも研究がなされており、太陽電池アレイの重量低減はもちろんのこと、廃熱を大きく低減する効果ももち、前述の 300kW-SEP に要求されているスペックをより簡単に実現できる。

表 1.1 に従来の PPU と Direct-drive を用いた PPU の重量の見積結果を示す。この見積においては両方とも太陽電池アレイの発電電圧は 300V を仮定している。この結果から Direct-drive システムはドライマスを 1.4ton、ウェットマスを 2.6ton 低減する効果がある。

表 1.1 従来の PPU と Direct-drive システムの 300kW-SEP の重量見積

Table 1.1 Estimated masses for the 300kW-SEP for both conventional and direct-drive systems

Subsystem/Component	Conventional PPU	Direct-Drive PPU
	Total Mass with Margin (kg)	Total Mass with Margin (kg)
Structures & Mechanism Subsystem	2535	2305
Ion Propulsion Subsystem (IPS)	4376	3739
Electrical Power Subsystem (EPS)	3391	3286
Reaction Control Subsystem (RCS)	230	230
Command & Data Handling (C&DH)	87	87
Attitude Control Subsystem (ACS)	19	19
Thermal Control Subsystem (TCS)	1049	659
RF Communications (Telecom)	41	41
Spacecraft Harness	365	365
Total Dry Mass	12095	10733
Xenon Mass	40150	39017
Wet Mass	52245	49663

### 1.3 低地球軌道における帯放電の原理<sup>4,5)</sup>

低軌道は静止軌道に比べ非常にプラズマ密度が濃く  $10^9 \sim 10^{12} [\text{m}^{-3}]$  である。この軌道では発電電圧とプラズマとの相互作用により帯電が発生する。

プラズマは電子とイオンが準中性的に存在している状態であり、衛星周辺の電子とイオンは衛星へと流れ込む(図 1.5)。プラズマ電位より電位が正の部分では電子が、負の部分ではイオンが収集される。電子とイオンの質量関係から、電子電流密度はイオン電流密度に比べて非常に大きい値であり、また衛星の電位は電子電流とイオン電流が等しくなるように決定されるため、図 1.5 のようにイオンの収集される面積が、電子の収集される面積に対して非常に大きくなる。その結果として衛星の電位は発電電圧分だけ負に沈む。

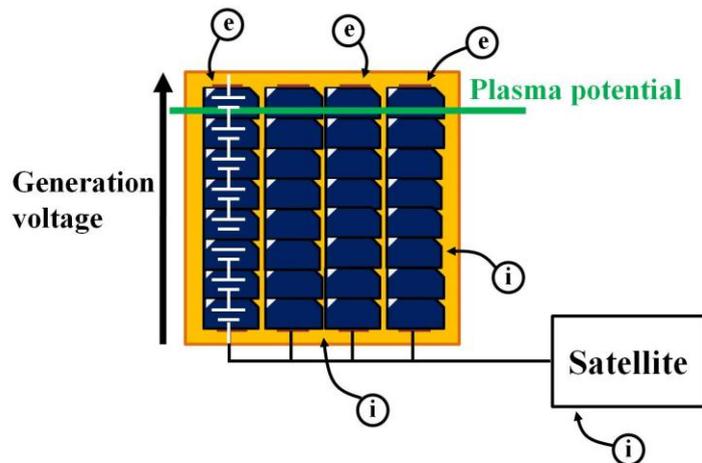


図 1.5 低地球軌道における帯電の原理  
 Figure 1.5 Charging mechanism in LEO

衛星表面の絶縁体、例えば太陽電池のカバーガラスはプラズマ電位程度なので図 1.6 のような向きに電界が発生する。太陽電池には絶縁体、金属、真空が重なるトリプルジャンクションと呼ばれる部分が数多くある。この部分では電界が集中し、電界電子放出が発生するために、さらに電界が増加される。このように電界が増加され最終的に放電に至る。

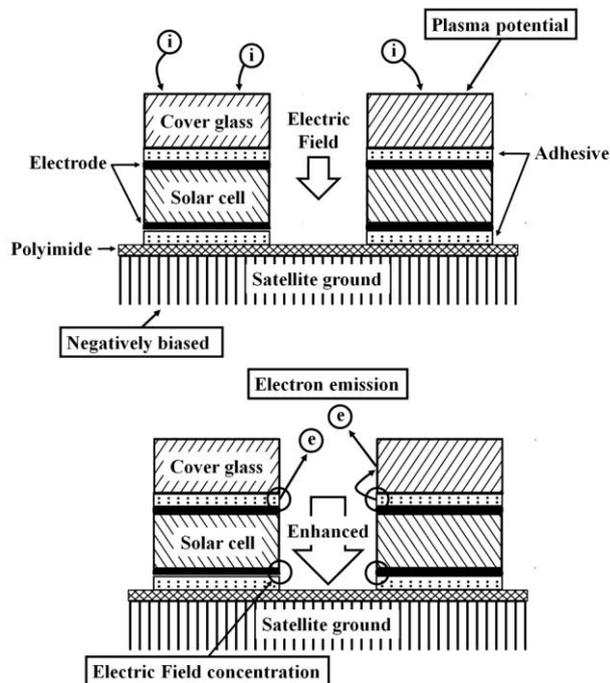


図 1.6 低地球軌道における放電の原理  
 Figure 1.6 Discharging mechanism

放電が発生しやすい箇所は最も電位が負に沈んだ太陽電池の負極端である(図 1.7)。放電が発生すると図 1.8 のような発光が見られる。

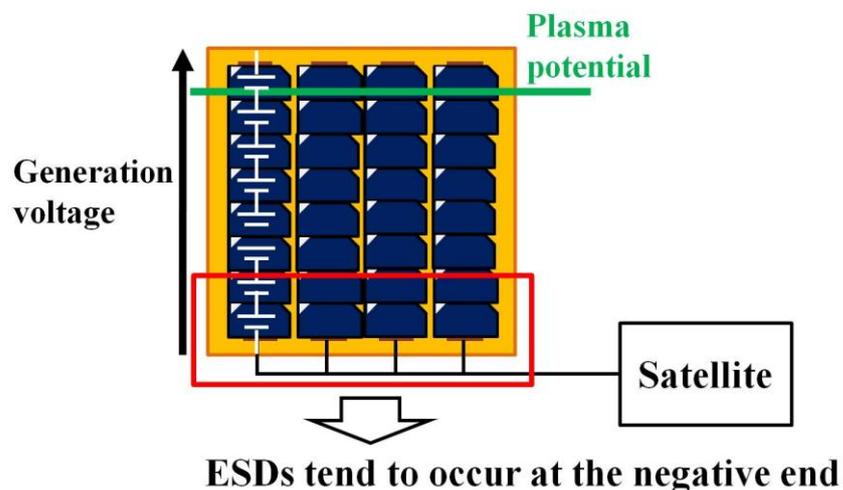


図 1.7 放電が発生しやすい箇所

Figure 1.7 Place where ESDs tend to occur

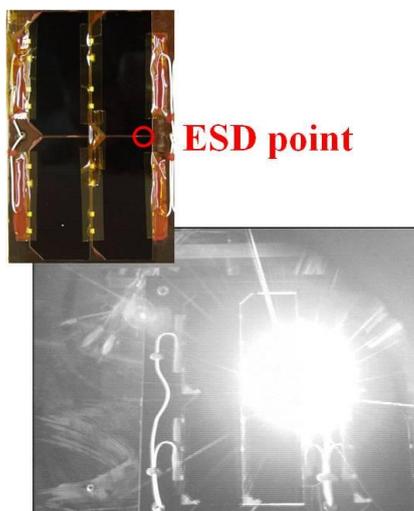


図 1.8 放電の様子

Figure 1.8 Discharge image

## 1.4 研究動向

### 過去に行われた軌道上における高電圧試験

高電圧発電システムはケーブルの重量を低減したり、電流による磁気相互用の影響を低減したりする効果があるにも関わらず、電離層プラズマと相互作用を起しアーク放電が発生してしまう。このアーク放電は材料の劣化や EMI をもたらす。しかし、今後の宇宙開発発展のためには高電圧発電システムは必須であると考えられ、過去に軌道上において様々な高電圧試験が行われている。以下に現在までに行われた高電圧試験を紹介する。

#### (a) PIX-I, II<sup>6)</sup>

PIX-I, II が初めて軌道上(LEO 軌道)で太陽電池アレイの高電圧試験を行った衛星である。PIX-I は 1978 年 3 月に 920km の極軌道に、PIX-II は 1983 年 1 月に 900km の極軌道上に投入された。この試験は高電圧とプラズマの相互作用を調査する試験であり、図 1.9 のようなアーク放電頻度とバイアス電圧の関係性が得られた。このデータから分かるように、負のバイアス電圧が大きくなれば放電頻度は大きくなり、放電頻度は地上試験で得られたものよりも軌道上で得られたものが大きいという結果が得られた。また電流収集においても軌道上で得られたデータと地上試験のものとは根本的に異なり、太陽電池がラム、ウェイクであるかにも依存するという結果が得られた。その他、放電確率がプラズマ密度やイオン温度、イオン質量に依存するという結果も得られている。

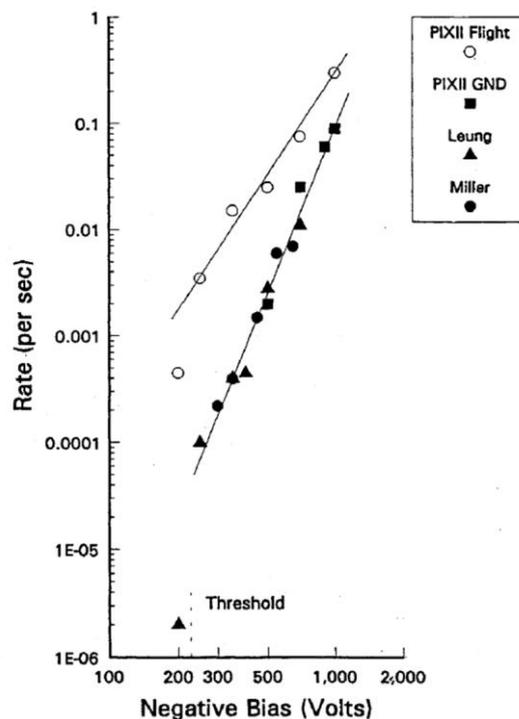


図 1.9 アーク放電のバイアス電圧依存性 (PIX-I, II)

Figure 1.9 Dependence of arc rate on bias voltage (PIX-I, II)

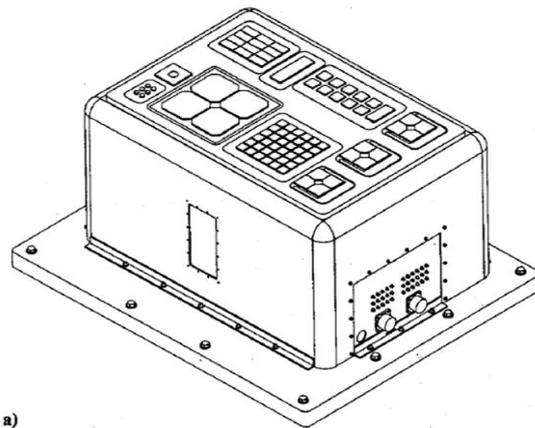
## (b) SAMPIE<sup>7)</sup>

SMPIE 試験は 1994 年初期の NASA によるフライト実験であり、電離層プラズマと高電圧電力システムとの相互作用を調査するために設計され、STS-62 ミッションとしてスペースシャトル・コロンビアで 1994 年 3 月 4 日に打ち上げられた。軌道は円軌道で軌道傾斜角 38.92deg、高度 300km である。

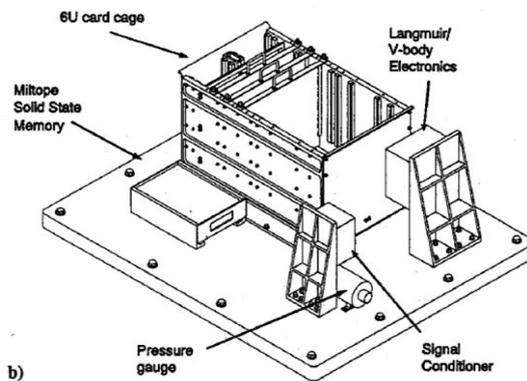
太陽電池アレイはプラズマに対して約 230V 負に沈んだところにアーク放電の発生閾値が存在していると考えられている。この放電発生閾値はインターコネクタに使用される金属によって変化すると地上試験で示されている。そのため、プラズマに晒された様々な材料のアーク放電閾値、放電頻度、強度を調べるのが重要となる。また、電界によって加速されたイオンを表面に衝突することでスパッタリングを引き起こし、材料の劣化をもたらすためスパッタリングの影響も調べる必要がある。よって、この試験ではプラズマ環境における太陽電池セルの挙動を研究するために、様々な太陽電池セルクーポンが高電圧にバイアスされ、アーク放電や電流収集の計測が行われた。また、アーク放電の抑制が施されたセルクーポンを用いた実験も行われた。主な目的は以下の 7 つがある。

- 1) 太陽電池セルにおけるアーク放電の閾値、放電頻度、アーク電流の大きさの決定
- 2) それぞれの太陽電池におけるプラズマ電流収集一印加電圧の測定
- 3) アーク放電抑制手法の設計と試験
- 4) 暴露された表面への電流収集の依存性を研究するための簡単な金属・絶縁体のモックアップの設計
- 5) 金属による放電閾値や放電頻度、アーク放電の大きさの依存性を決定するための試験の設計
- 6) アーク放電やその影響に関する基本的な現象の研究
- 7) 基本的なプラズマパラメータの測定及び試験時のシャトルの向き、スラスタの状況のようなフライトデータの取得

SAMPIE 試験のパッケージレイアウトを図 1.10、試験プレートを図 1.11 に示す。パッケージはプリント基板や測定機器のためのカードケージが取り付けられたベースプレートから構成されている。また、プラズマ密度・温度を測定するためにラングミュアプローブ、電離層に対する電位を測定するために V-body プローブを搭載している。



a)



b)

図 1.10 SAMPIE 試験のパッケージレイアウト

Figure 1.10 Package layout of SAMPIE test

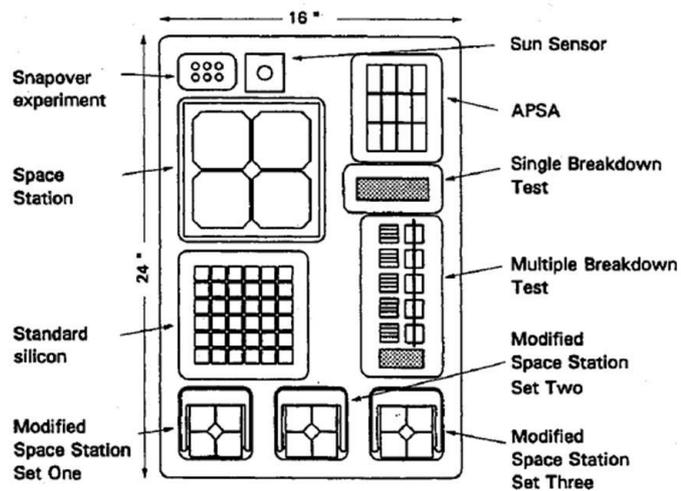


図 1.11 SAMPIE の試験プレート

Figure 1.11 Test plate of SAMPIE

試験方法としては、1つのサンプルに予め設定された時間だけバイアスする。このとき、他のサンプルは衛星グラウンドと同電位である。太陽電池セルクーポンは定電圧源を用いてバイアスされ、衛星グラウンドに対して+300~-600Vまでバイアスできるようになっている。負にバイアスされた時はアーク放電の発生を検知し、バイアス電圧に対するアーク放電の頻度が測定された。印加された電圧に対する電流収集量(電流収集-電圧)の測定も行われた。また、プラズマ密度やプラズマに対する宇宙機の電位の測定も行われた。

ラム・ウェイク効果が重要であるので、速度ベクトルに対する宇宙機の向きを取得する必要がある。SAMPIEの向きは宇宙機の姿勢制御によって変化できるようになっている。SAMPIE試験では、ラム方向に保持された状態で一通り測定が行われ、ウェイク方向に保持された状態で同様に測定が行われた。

### **SAMPIE 試験結果**

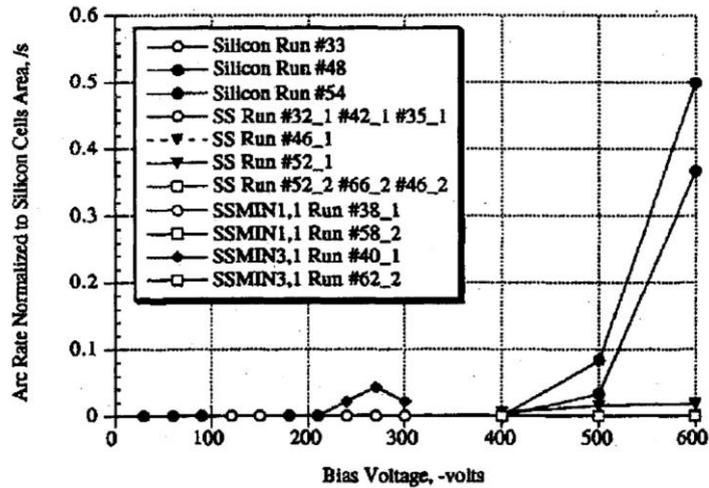
SAMPIE試験で得られた結果を以下に示す。この試験では、特にスペースステーションに用いられる太陽電池の放電閾値や放電抑制の効果が確かめられ、また金属クーポンを用いて、太陽電池アレイにおける放電の依存性が検証された。

#### **a) WTC (wrapthrough-contact) solar cell**

SAMPIE試験では4つのWTCセルをバイアスしてアーク放電試験を行っている。1つがスペースステーションに用いられるものと同様の太陽電池セルで、残りの3つは放電抑制のために改良が施された太陽電池セルである。

300V以下のバイアス電圧ではどのWTCセルにおいても放電が確認されなかった。ただし、改良型WTCセルの太陽電池において-240Vという低バイアス電圧で放電が確認された。これは太陽電池セルのインターコネクタの部分が周辺プラズマから完全にシールドされていないことが原因と考えられ、完全にシールドされていれば放電は発生しないものと結論づけられている。

WTCセルを従来のシリコンセルと同様の幾何モデルに標準化して、シリコンセルと放電頻度を比較したものを図1.12に示す。このデータよりWTCセルは完全に放電を抑制することはできないが従来のシリコンセルよりも劇的に放電頻度を下げることができるといった結果になった。



※SS と SSMIN が WTC セル

図 1.12 シリコンセルと WTC セルの放電頻度の比較

Figure 1.12 Comparison of arc rate of silicon cell and WTC cell

#### b) メタルクーポン

4 種類あるメタルクーポンの唯一の違いは、金属の仕事関数である。この金属はインターコネクタに使用される。SAMPIE 試験では、表 1.2 の実験パラメータに対するアーク放電頻度の依存性が検証された。

表 1.2 メタルクーポン放電試験における実験パラメータ

Table 1.2 Test parameter of discharge test on metal coupon

Parameter	Minimum	Maximum
Bias voltage, V	-30	-500
Work function, eV	4.26	5.1
Ion flux, $m^{-2} s^{-1}$	$1.6 \times 10^{14}$	$2.6 \times 10^{16}$
Neutral density, $m^{-3}$	$3.7 \times 10^{15}$	$2.4 \times 10^{16}$
Cell temperature, K	268.1	288.1

#### ・セル温度に対するアーク放電頻度の依存性

セル温度に対するアーク放電頻度の依存性はデータ不足のため確かめることができなかった。太陽電池セルの温度範囲は 268~288K に制限されてしまっており、またデータ数も不足している。

#### ・中性ガス密度とイオンフラックスに対するアーク放電頻度依存性

中性ガス密度に対するアーク放電頻度の振る舞いを図 1.13 に示す。このデータより

中性ガス密度が約  $5 \times 10^{15} \text{m}^{-3}$  を超えるとアーク放電が劇的に増加している。これは、与えられたセル温度及びバイアス電圧において、一旦 EFEE(Enhanced Field Electron Emission)が始まるとアーク放電が必ず発生してしまうような中性ガス密度の下限があることを示している。つまり、中性ガス密度にはアーク放電が起こるための閾値が存在する。

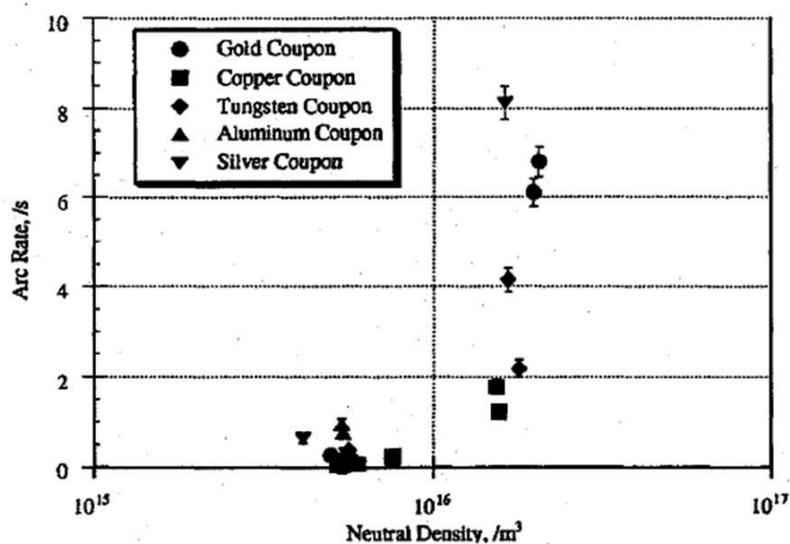


図 1.13 アーク放電頻度-中性ガス密度  
Figure 1.13 Arc rate vs neutral density

イオンフラックスに対するアーク放電頻度の依存性を図 1.14 に示す。このデータよりアーク放電が必ず発生するイオンフラックスの閾値があることが分かる。SAMPIE 試験では、イオンフラックスの閾値が  $5 \times 10^{14} \text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$  という結果になった。

以上の結果から、中性ガス密度及びイオンフラックスにはアーク放電が起こりうる閾値が存在し、それぞれのパラメータが増加するとアーク放電頻度も増加する傾向にあるという結果が得られた。

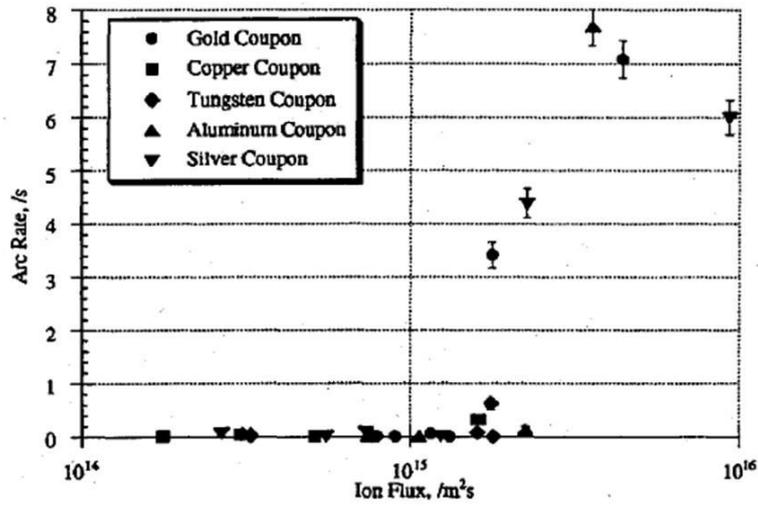


図 1.14 アーク放電頻度-イオンフラックス

Figure 1.14 Arc rate vs ion flux

・バイアス電圧に対するアーク放電頻度の依存性

プラズマ密度を一定に保ち、クーポンをラム方向に向けた時のバイアス電圧に対するアーク放電頻度の依存性を図 1.15 に示す。このデータより低電圧では放電は発生しないが、-180~-210V にある閾値を超えるとアーク放電頻度が劇的に増加することが分かる。

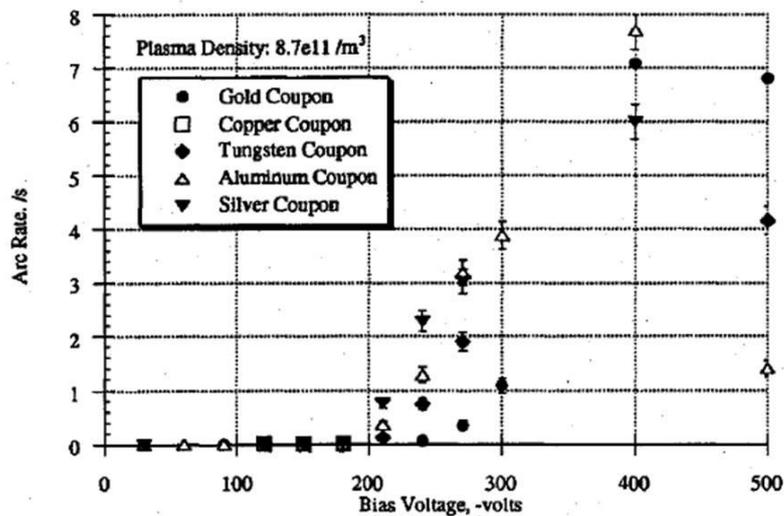


図 1.15 アーク放電頻度-バイアス電圧(プラズマ密度一定)

Figure 1.15 Arc rate vs bias voltage (Plasma density = constant)

データ解析はバイアス電圧に対するアーク放電頻度の依存性の決定に焦点が当てられた。銀とアルミニウムの仕事関数は 0.02eV しか違わないため、データを統合し、解

析が行われた。解析モデルとしては Cho-Hastings モデル(式 1-1)が用いられた(変数は文献参照)。(式 1-1)は簡単に(式 1-2)で表わし、解析が行われた。

$$R = \frac{A_{array} / A_{wave}}{\left\{ \left[ V_e - \left[ V_{arc} - (\Delta Q / C_{front}) \right] C_{front} \right] en_e v_{ion} A_{cell} \cos \alpha \right\} + \left[ C_{diele} d_i^2 / (\gamma_{ee} - 1) \sqrt{S_{real}} \eta \xi A (S_{FN} / S_{real}) B \beta \right] \exp(Bd / \beta \eta \xi_0 V_e)}$$

(式 1-1)

$$R = \frac{1}{c_0 \exp(c_1 / V_b) + c_2 V_b} \quad (\text{式 1-2})$$

R はアーク放電頻度、V<sub>b</sub> はバイアス電圧、c<sub>0</sub>, c<sub>1</sub> は Fowler-Nordheim 係数に関する係数で、仕事関数によって変化する。また、c<sub>2</sub> はカバーガラスのイオンによる帯電時間を表す係数である。

バイアス電圧が小さい時は、イオンによる帯電を無視でき、EFEE による帯電に支配されるため、つまり(式 1-2)の指数関数の項のみを考えればよいので、簡単に(式 1-3)のように変形できる。

$$R = \frac{1}{c_0 \exp(c_1 / V_b)} \quad (\text{式 1-3})$$

低バイアス電圧において、(式 1-2)と銀とアルミニウムの試験データをフィッティングすると図 1.16 の Silver/Aluminum が得られた。

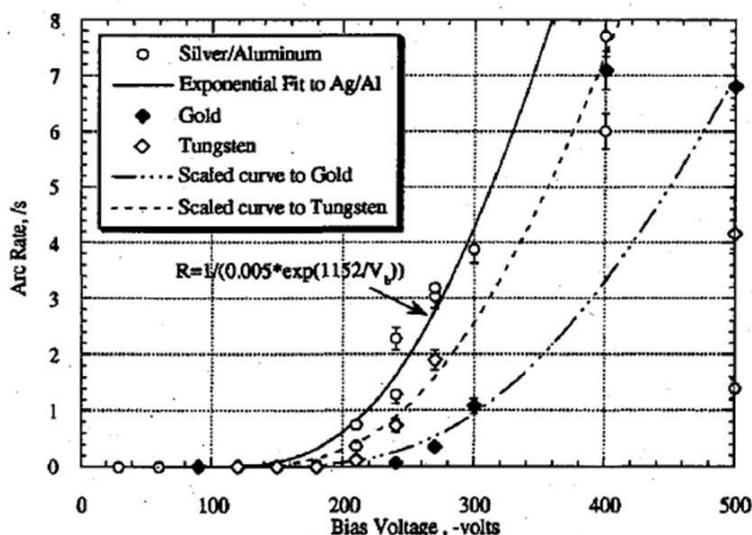


図 1.16 Cho-Hastings モデルへのフィッティング(低バイアス)  
Figure 1.16 Fitting to Cho-Hastings model (Low bias voltage)

高バイアス電圧では(式 1-2)のイオンによる帯電時間に関する項を無視することができないため、(式 1-3)によりフィッティングすることができない。高バイアス電圧時の試験データを(式 1-2)でフィッティングすると図 1.17 の Silver/Aluminum が得られた。

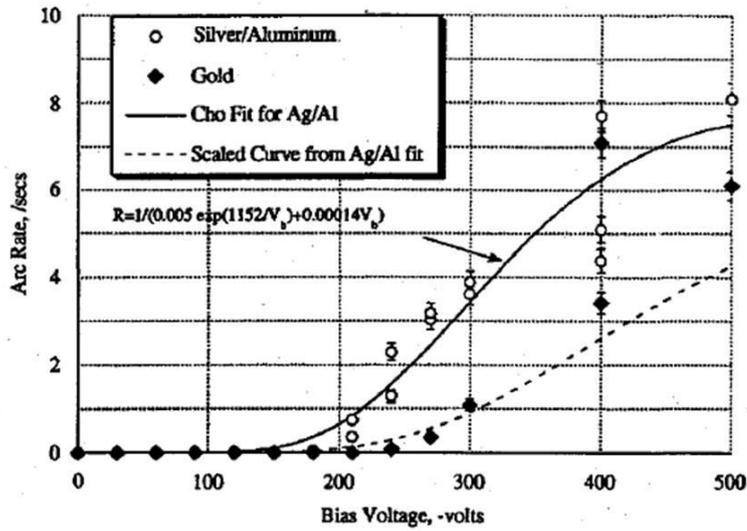


図 1.17 Cho-Hastings モデルへのフィッティング(高バイアス)  
 Figure 1.17 Fitting to Cho-Hastings model (High bias voltage)

どちらの式に関してもバイアス電圧の閾値が約-180Vであることを示し、その値は試験データにより支持されるという結果が得られた。

・ウェイク効果

図 1.18 のように SAMPIE がウェイク方向のときの放電頻度も取得された。ウェイク方向のときはイオンフラックスが小さいため、フラックスの大きいラム方向時よりは放電頻度が下がるという結果になった。

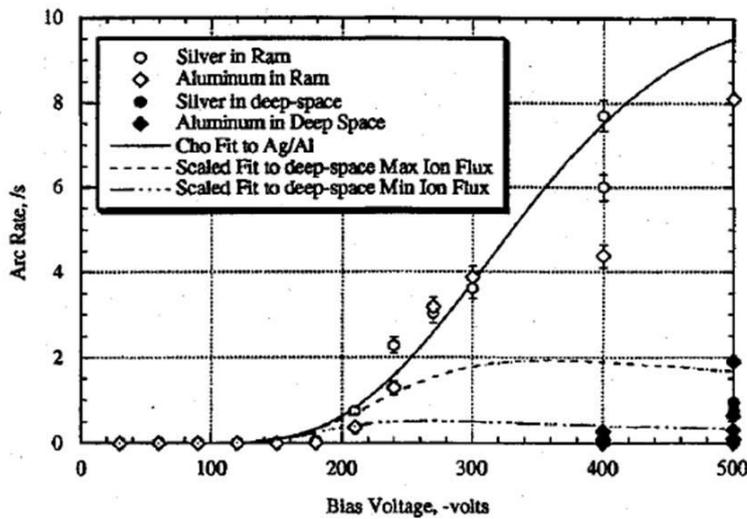


図 1.18 ウェイク効果  
 Figure 1.18 Wake effect

(c) PASP+<sup>8,9)</sup>

PASP+は APEX 衛星に搭載され、1994 年 8 月 3 日に打ち上げられた。軌道は軌道傾斜角が 70deg、高度が 363×2550km である。遠地点が非常に大きいのは太陽電池アレイと放射線環境との相互作用を調べるために衛星を放射線帯に投入する必要があったためである。

展開された APEX 衛星を図 1.19 に示す。衛星の上面に太陽電池アレイモジュールやその他の計測機器が搭載されている。上面に搭載されている約 60cm のブームはラングミュアプローブと磁気計である。衛星は 4 つの展開パネルがあり、そのうちの 3 つが衛星の電力に用いられる太陽電池アレイを搭載するパネルで、残り 1 つが PASP+の太陽電池アレイモジュールや計測センサが搭載されるパネルである。

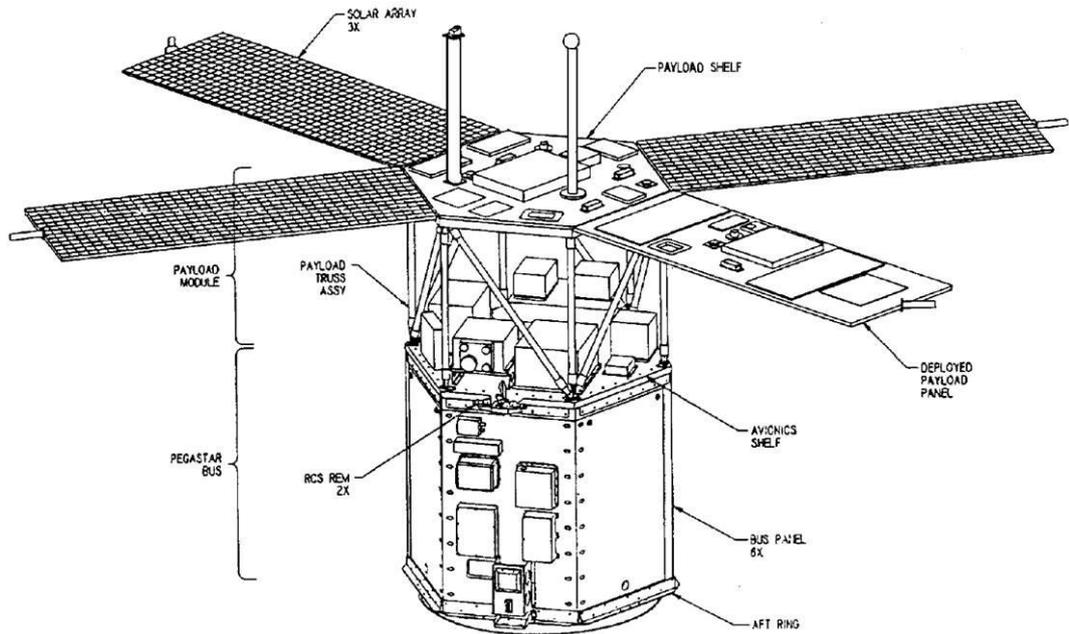


図 1.19 APEX 衛星の外観

Figure 1.19 Overview of APEX satellite

計測機器

- 1) 太陽センサ：太陽エネルギーの入射角測定
- 2) ラングミュアプローブ：プラズマ温度、密度の測定、衛星構体の電位測定
- 3) Transient Pulse Monitor (TPS) x4：放電検出、1 秒間に 15 回まで測定可能、電流及び電界による検出(表 1.3)
- 4) ElectroStatic Analyzer (ESA)：30eV～30keV の電子とイオンのスペクトルを測定、オーロラ帯の通過検出
- 5) 放射線計：放射線フラックスの測定
- 6) コンタミネーションモニタ：太陽電池アレイ表面の分子や粒子による汚染測定、

QCM(表面に吸着したコンタミネーションの重量を測定)、Thermal Coated Calorimeter(カバーガラスの光学的劣化を測定)

7) 温度センサ：太陽電池アレイの温度測定

表 1.3 TPM のセッティング

Table 1.3 Setting of TPM

Setting	Telemetry counts	E-field threshold, V/m	In-line sensor threshold, mA
0	5	10	6
1	55	45	30
2	105	225	140
3	155	700	420

太陽電池アレイモジュール

太陽電池アレイモジュールは、衛星上面と 4 つある展開パネルの内 1 つに搭載されている。アレイモジュールは 17 個搭載されているが、その内 1 つは試験に用いられないアレイである。アレイモジュールの配置を図 1.20 に示す。また、アレイモジュールのセルデータを表 1.4 に示す。

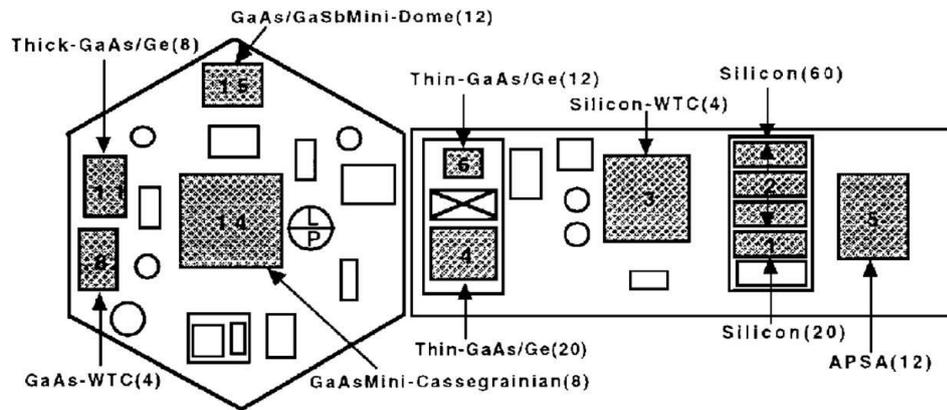


図 1.20 太陽電池アレイモジュールの配置

Figure 1.20 Arrangement of solar array module

表 1.4 太陽電池アレイモジュールのセルデータ

Table 1.4 Cell data of solar array module

	Module no.					
	1, 2	3	4, 6	8	11	5 (36)
Cell type	Si	Si WTC	GaAs/Ge	GaAs/Ge WTC	GaAs/Ge	APSA
Manufacturer	RCA	NASA	ASEC	Spectrolab	Spectrolab	TRW
Cell size, cm <sup>2</sup>	2 × 4	8 × 8	4 × 4	4 × 4	4 × 4	2.6 × 5.1
No. of cells	20, 60	4	20, 12	4	8	12
Cell gap, μm	500	1000	500	1000	500	635
$d_{\text{cell}}$ , μm	203	203	89	178	178	56
$d_1$ , μm	153	203	102	152	152	51
$d_2$ , μm	37	N/A	51	N/A	76	76
$\epsilon_{d_1}$	3.5	4	4	4	4	4
$\epsilon_{d_2}$	2.7	3	2.7	3	2.7	2.7
$\gamma_{\text{max}1}$	3.46	4	4	4	4	4
$\gamma_{\text{max}2}$	3	2	3	2	3	3
$E_{\text{max}1}$ , eV	330	400	400	400	400	400
$E_{\text{max}2}$ , eV	300	200	300	200	300	300
$\phi_w$ , eV	4.76	4.85	4.26	4.5	4.26	4.26

$d_{\text{cell}}$  : セルの厚み、 $d_1$  : カバーガラスの厚み、 $d_2$  : 接着剤の厚み、 $\epsilon$  : 誘電率、  
 $\gamma_{\text{max}}$  : 最大二次電子放出係数、 $E_{\text{max}}$  :  $\gamma_{\text{max}}$  時の電子の入射エネルギー、  
 $\phi_w$  : インターコネクタの仕事関数

### フライトデータ解析

PAPS+試験で得られたデータ解析を以下に示す。データ解析によりそれぞれの太陽電池モジュールにおいて実験で得られた環境データや衛星の機能パラメータ、太陽電池セルの特性に関する相関性が決定された。アーク放電頻度はバイアス電圧や太陽電池アレイ面積、絶縁体の厚み、イオンフラックス、中性ガスフラックス、表面温度、EFEE パラメータの関数であると予測されている。それらのパラメータは、放射線フラックス、ラムアングル、蝕への(からの)遷移の依存性とともに関係性が検証された。

### PASP+試験結果

#### ・バイアス電圧依存性

アーク放電頻度のバイアス電圧依存性に関する式は SAMPIE 試験と同様の Cho-Hastings モデルが解析には用いられている。図 1.21 にシリコンモジュール 2 のバイアス電圧に対するアーク放電頻度の試験結果を示す。アーク放電頻度はバイアス電圧に強く依存していることが分かる。同様に他の太陽電池クーボンでも放電試験が行われたので図 1.22 に結果を比較して示す。このグラフからシリコンと APSA クーボンが最も放電頻度が高いが、一方厚い GaAs/Ge モジュールクーボンは非常に放電頻度が低いという結果になった。

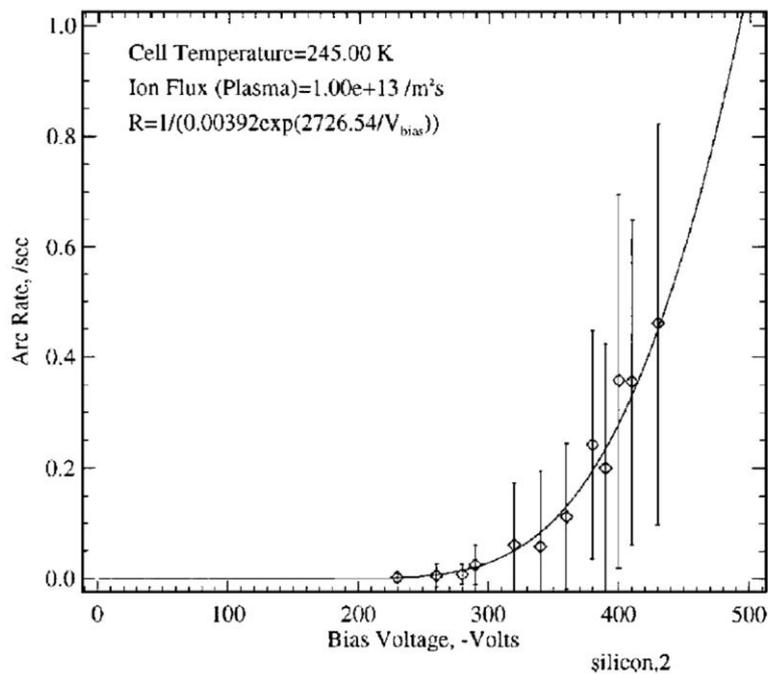


図 1.21 アーク放電頻度のバイアス電圧依存性(シリコンモジュール 2)  
 Figure 1.21 Dependency of arc rate on bias voltage (silicon module 2)

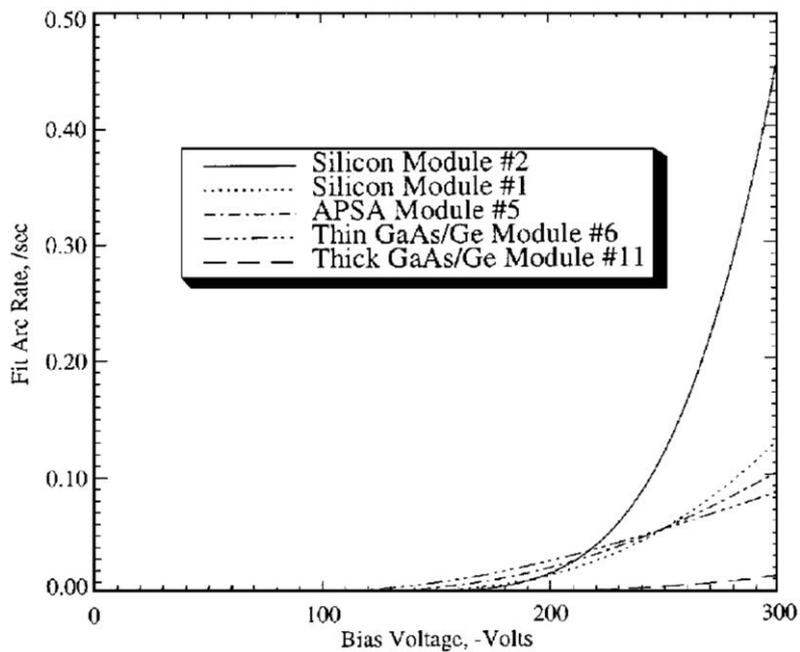


図 1.22 アーク放電頻度のバイアス電圧依存性(従来セル)  
 Figure 1.22 Dependency of arc rate on bias voltage (conventional cell modules)

## (1) オンセット電圧

試験時間が無限にあるわけではないので、ある電圧以下になると放電試験中は放電が発生しない電圧が存在する。それはオンセット電圧と呼ばれ、シミュレーションやフライトデータから算出されている(表 1.5)。フライトデータからの算出に関しては、アーク放電が始まる閾値を決めるのは EFEE による帯電時間であるので(式 1-3)をフライトデータにフィッティングすることで得られる。

表 1.5 シミュレーション及び実験で得られたオンセット電圧

Table 1.5 Simulated and experimental arc onset voltage

Array	Simulated onset voltage, V	Experimental onset voltage, V
(1, 2) standard silicon	-160	-160
(3) silicon WTC	N/A	-160
(5) APSA	-100	-75 to -125
(4, 6) thin GaAs/Ge	-120	-125
(8) GaAs/Ge WTC	N/A	-260 to -300
(11) thick GaAs/Ge	-180	-180

表 4 から分かるように、シミュレーションによって得られたオンセット電圧とフライトデータから算出されたものは非常に一致している。試験によって得られたオンセット電圧は非常に重要なデータである。なぜなら、アーク放電が問題になる前までは、太陽電池の発電電圧を 300V まで引き上げることが考えられており、それよりも低い電圧でアーク放電が問題になることが分かったためである。

## (2) 太陽電池面積でスケーリング

アーク放電頻度は太陽電池アレイの面積に比例すると予測されたため、シリコンモジュール 1 のアーク放電頻度はモジュール 2 の 3 分の 1 になると予測されていた。図 1.20 はシリコンモジュール 2 のフライトデータと(式 1-3)にフィッティングしたグラフである。これから Cho-Hastings モデルに基づきの係数を求め、アーク放電頻度と太陽電池アレイ面積が比例の関係にあることからシリコンモジュール 1 のアーク放電頻度をスケーリングすると図 1.23 の点線のグラフが得られる。これは実際のシリコンモジュール 1 のフライトデータをフィッティングした実線とほとんど一致していることが分かる。同様に GaAs/Ge アレイでもスケーリングが行われたがフライトデータとスケーリングされたデータは一致するという結果が得られた。よって、与えられた太陽電池のアーク放電頻度が分かれば、サイズが異なる太陽電池アレイの放電頻度は簡単に求めることができる。

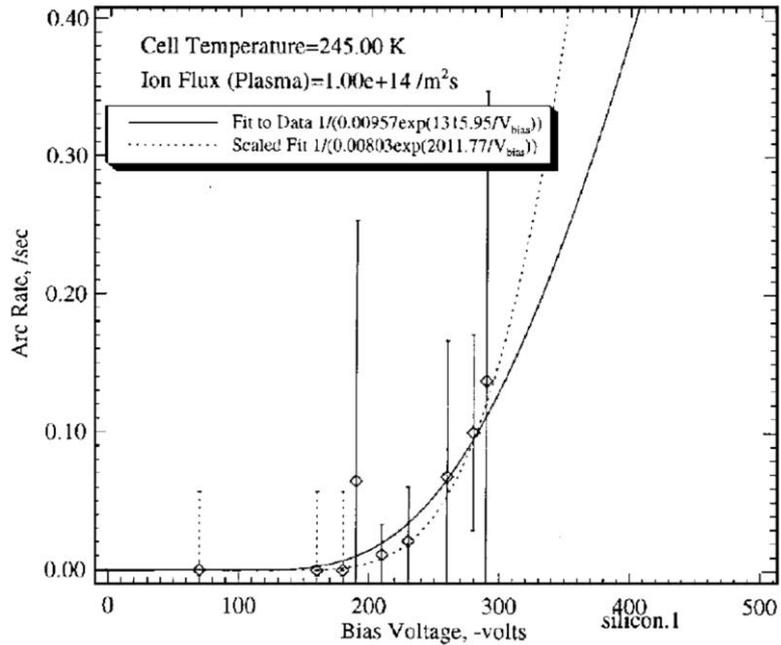


図 1.23 太陽電池面積でスケーリング(シリコンモジュール 1)  
Figure 1.23 Solar array area scaling (silicon module 1)

### (3) 絶縁体の厚みでスケーリング

カバーガラスなどの太陽電池に用いられている絶縁体の厚みはアーク放電頻度を決定する重要なパラメータであり、絶縁体の厚みが増加すると、アーク放電頻度は減少すると予測されていた。なぜなら、絶縁体の厚みがトリプルジャンクションにおける電界強度を決定するからである。しかしながら、絶縁体の厚みを増加するという事は衛星重量を増加させることを意味することから、太陽電池アレイの重量とアーク放電の許容されるレベルとトレードオフとなる。

(式 1-3)にフィッティングし thin GaAs/Ge モジュール 4 の係数が計算された。この係数を太陽電池アレイの面積と絶縁体の厚み、電界増倍係数でスケーリングすると、図 1.24 の点線の結果が得られた。この結果は thick GaAs/Ge モジュール 11 のフライトデータをフィッティングして得られた実線よりも低くなった。これはフライトデータにはデータに散らばりが見られたためである。このフライトデータからはスケーリング結果を支持することはできないが、スケーリングとしては妥当であると結論付けられている。

上記(1)~(3)のように PASP+試験のデータ解析では、1つの太陽電池クーポンからアレイ面積や絶縁体の厚み、インターコネクタの仕事関数が異なるクーポンのアーク放電頻度を見積もることができ、またモデリングの妥当性が検証された。

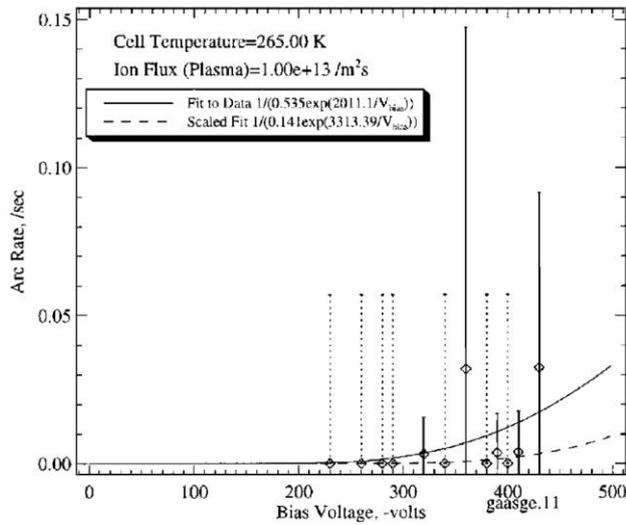
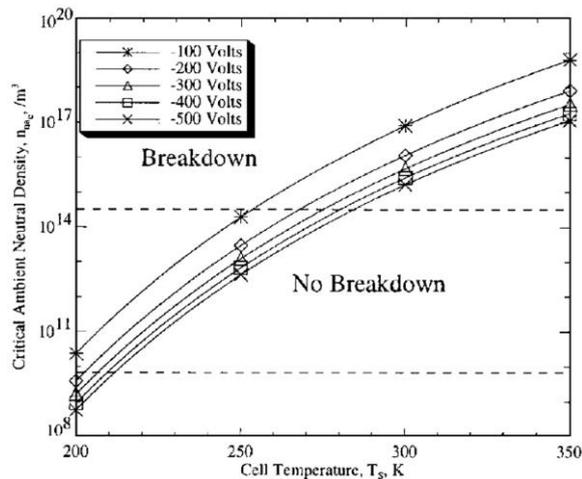


図 1.24 絶縁体の厚みでスケーリング(thick GaAs/Ge モジュール 11)  
 Figure 1.24 Dielectric thickness scaling (thick GaAs/Ge module 11)

・セル温度依存性

セル温度はガス吸着量に影響を与えるためアーク放電頻度を決定する重要な要素である。セル温度が低く、吸着中性ガスが多ければ放電頻度は増大すると考えられている。セル温度の上昇とともに放電頻度は急激に減少し、ある閾値になると放電は発生しなくなる。この閾値は周辺中性ガスとバイアス電圧に依存する。図 1.25 はこの依存性を APEX 衛星の軌道で予測したデータである。PASP+試験では約 275K 以上では放電は発生しない。



※ダッシュ線は APEX 衛星の軌道上における中性ガスの最大・最小

図 25 バイアス電圧ごとの臨界中性ガス密度の温度依存性

Figure 1.25 Critical neutral density variation with temperature for varying bias voltage

図 1.26 に APSA モジュール 5 の試験結果を示す。この結果より、モジュール 5 はセル温度に依存していることが確認できる。つまり、このモジュールのセル温度閾値は -300V バイアス時は 230K であることが分かる。また、シリコン太陽電池において、バイアス電圧やイオンフラックスに依存するがセル温度閾値は 260~280K にあるという結果になった。

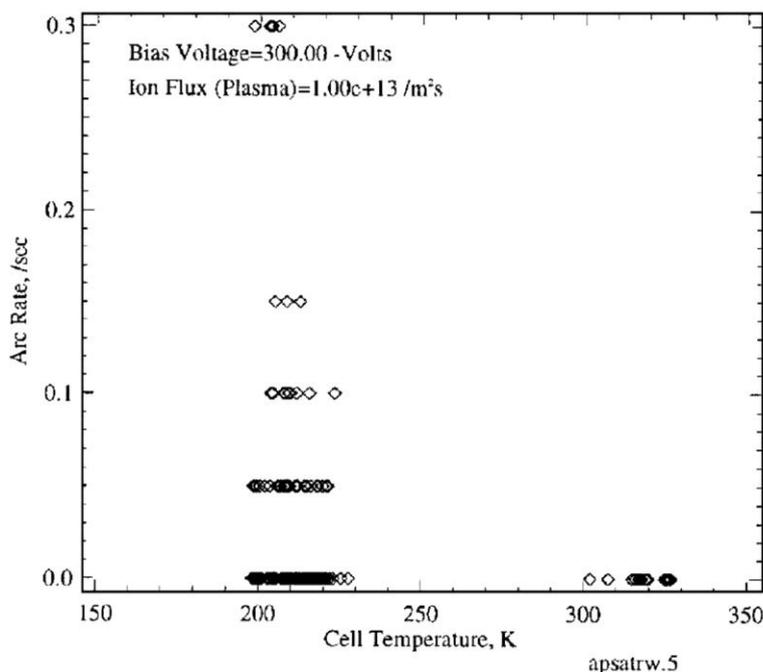


図 1.26 アーク放電頻度のセル温度依存性(APSA モジュール 5)

Figure 1.26 Dependency of arc rate on cell temperature (APSA module 5)

また、モジュール 5 においてのみ 230K 以上の温度で他のモジュールとは異なる現象が見られた。この現象は温度が急激に上昇しているとき、つまり蝕明けに見られた。これは蝕時にはまだセルは十分に低温であり、放電が発生してもおかしくない程度の中性ガスが多く吸着しているため、温度上昇とともに多くの中性ガスが脱離することで、電子により脱離した中性ガスに追加され放電が起きたものと考えられる。モジュール 5 のみでこの現象が見られたのは、このクーポンは非常に薄いために、温度上昇が速く、中性ガスの脱離がしやすくなったためである。

#### ・ウェイク効果

APEX 衛星の軌道では、ラム角が 105 度以内でかつ太陽電池モジュールが展開パネルの端にあれば、負にバイアスされたモジュールにイオンフラックスが流入できる。しかし、105 度よりも大きくなると、さらに高いバイアス電圧が必要となる。展開パネルの端に配置されているモジュールはシリコンモジュール 2 のみであったので、このモジュ

ールにてウェイク効果が検証された。通常、太陽電池がウェイク状態にあるとイオンフラックスが流入しないために放電が発生しないが、モジュール 2 では高バイアスすることでウェイク時に放電が確認された。これは、ウェイク時にはプラズマ密度は減少するが、高バイアスによって電位構造がウェイク領域まで間延びすることで、イオンフラックスの軌道が曲げられ、モジュールに流入したためと考えられる。また、もし低バイアスでウェイク角が小さい状態でもモジュールが展開パネルの端になれば放電は発生しないこと、ウェイク角がかなり大きくなるとモジュールがどこにあっても放電が発生しないことが確かめられた。モジュール 2 においてはラム角が 120 度以内であれば放電が多く発生するが、その角度を超えると放電は減少する。

#### ・放射線の影響

PASP+に搭載されている ESA(静電分析器)により 30eV~30keV の範囲の高エネルギー粒子スペクトルが計測され、イオンや電子のドーズ量による放電頻度の検証が行われた。仮説では、放射線が誘電体内に電荷を与えることで、トリプルジャンクションの電位構造が変化し放電が発生すると考えられていた。本試験ではこの仮説を検証するための試験であったが、データに制限があり放射線の影響について確かめることができなかった。

#### (d) SFU-HVSA <sup>10)</sup>

国際宇宙ステーションでは 160V という高電圧での発電が計画されているが、この電圧を越える試験は今までに LEO 軌道で実施されたことがない。そのため、HVSA 試験が LEO 軌道で初めて高電圧発電の実証が行われた。また大電力発電には従来のシャント方式の電力調節手法が用いられているが、それに加えて新たな電力調節手法が求められており、その手法の軌道上実証も行われた。因みに、HVSA 試験は SFU に搭載されている 14 個の宇宙実験の中の 1 つである。

この HVSA 試験はハーネスの外れが原因で高電圧発電などの実証は行われていない。以下に HVSA 試験の詳細を示す。

#### HVSA 試験詳細

##### ・高電圧の制御

HVSA 試験において太陽電池アレイのバス電圧を制御するのは、電圧を変化させることと電力を制限することである。図 1.27 に示されている Series-parallel connecting circuit はバス電圧を変化させるために用いられる。バス電圧はスイッチによって変化される。全てのスイッチが開放の時、全太陽電池モジュールは並列に接続され、全てのスイッチが短絡の時は全て直列に接続され最大の電圧で発電することができる。

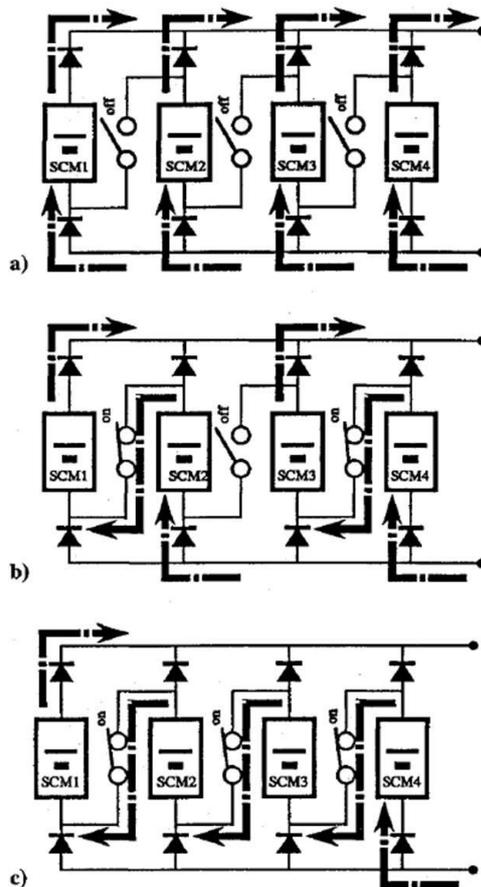


図 1.27 Series-parallel connecting 回路  
 Figure 1.27 Series-parallel connecting circuit

Series-parallel circuit は太陽電池アレイの電力調節にも使用することができる。図 1.28a は従来の電力調節手法でありシャント方式と呼ばれるものである。この手法では、全モジュールをシャントしたり、一部だけをシャントしたりするような手法がある。シャントされたモジュールは各モジュールにブロッキングダイオードがあるため電力を供給することはない。図 1.28b は HVSA 試験に用いられている電力調節手法であり、Digital sequential open-voltage regulation と呼ばれている。太陽電池アレイはいくつかのモジュールに分かれており、各モジュールは Series-parallel circuit で構成されている。モジュールのスイッチが全て OFF で太陽電池セルモジュール(SCM)が全て並列に接続されていれば、最低電圧での発電となるのでブロッキングダイオードによりそのモジュールからの電力供給はできなくなる。

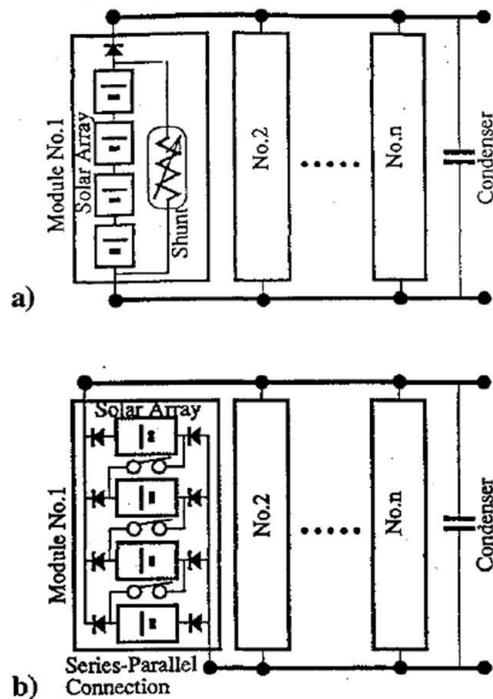


図 1.28 HVSA 試験の電力調節手法

Figure 1.28 Power regulation method for solar array in HVSA test

・試験コンフィグレーション

HVSA 試験の目的は LEO 軌道における高電圧発電の実証、Series-parallel circuit 手法の検証、高電圧太陽電池と電離層プラズマとの相互作用の調査である。

HVSA 試験のハードウェアを図 1.29 に示す。ハードウェアは多用途電力制御ユニット(VPCU)、太陽電池モジュール(SCM)、電子コレクタ(EC)で構成されている。SCM と EC は展開可能なアレイに搭載される。SCM は 135 個のシリコン太陽電池(2x4cm)で構成され、直列に接続されている。4 つの SCM は最大電力 80 W、最大電圧 260V である。

図 1.30 は HVSA 試験の電気回路を示している。VPCU は Series-parallel circuit に基づいて 5 つの直接接続リレー(SR)を使用して 4 つの SCM の電気接続を変化させる。

HVSA 試験では、太陽電池の VI 特性、各 SCM に流れ込むプラズマリーク電流、アーク放電の発生、太陽電池と SFU グラウンドの電位差が測定される。太陽電池回路は EC を通して電離層に電氣的に接続されており、100kohm 抵抗によって SFU とは絶縁されている。

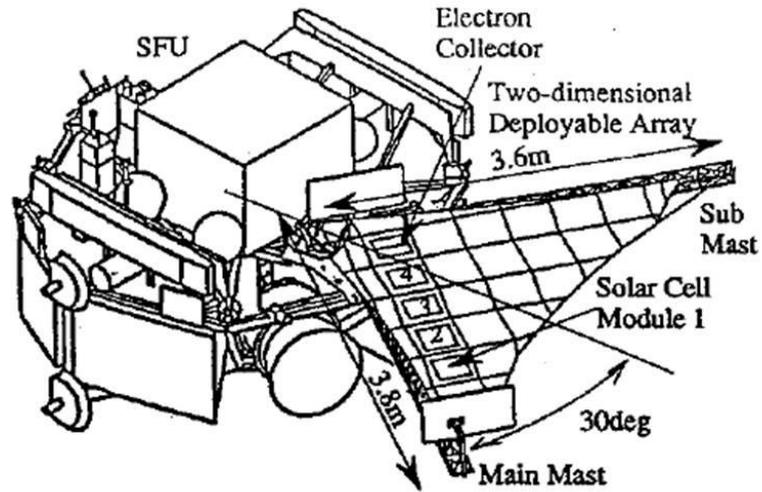


図 1.29 HVSA 試験のハードウェア  
Figure 1.29 Hardware of HVSA test

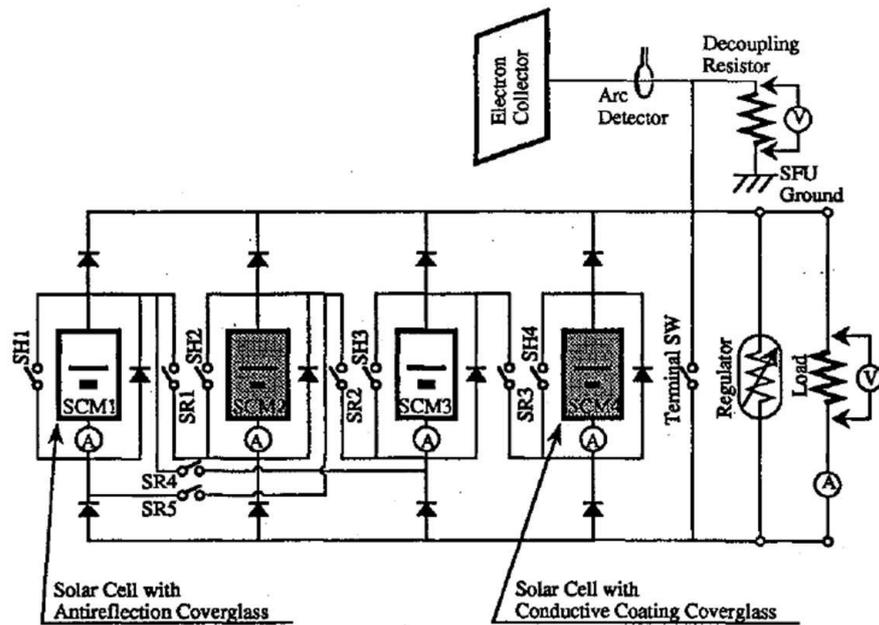


図 1.30 HVSA 試験の電気回路  
Figure 1.30 Electronic circuit of HVSA test

図 1.30 において 2 つの SCM のカバーガラスには従来の反射コーティングが施されているが、残りの 2 つは indium-tin oxide(ITO)コーティングが施され、帯電が抑制される。HVSA 試験ではプラズマ環境下での ITO コーティングを施したカバーガラスの検証も実施する。リレー SR1~3 を閉じることで、反射防止コーティングがお度越された SCM1

が負バイアスされる。一方、リレーSR3~5 を閉じると ITO コーティングが施された SCM2 が負バイアスされる。表 1.6 に HVSA 試験のスペックをまとめている。

表 1.6 HVSA 試験ハードウェアのスペック  
Table 1.6 Specification of hardware of HVSA test

Solar cell	2 × 4-cm Si cell Back-surface field and reflection 135 cells/solar cell module 4 solar cell modules
Cover glass	Antireflection coating Conductive coating
Electron collector	Gold-plated aluminum
Electrical output	260 V max, 1.2 A max, 80 W max
Function	Series-parallel connection of 4 solar cell modules Positive grounding to SFU Voltage stabilization Measurement of plasma leak current Detection of arcing

HVSA 試験では最大 260V まで発電可能である。軌道上では、展開されたアレイは様々な角度から電離層プラズマのフラックスを受ける。この角度によってプラズマ相互作用は変化する。図 1.31 はフライトコンフィグレーションを示している。SCM は、夜明け時はラムとなり、日暮れ時はウェイクとなる。高電圧発電が行われるのは、太陽光が当たっており、ラムからウェイクに変わっている間である。

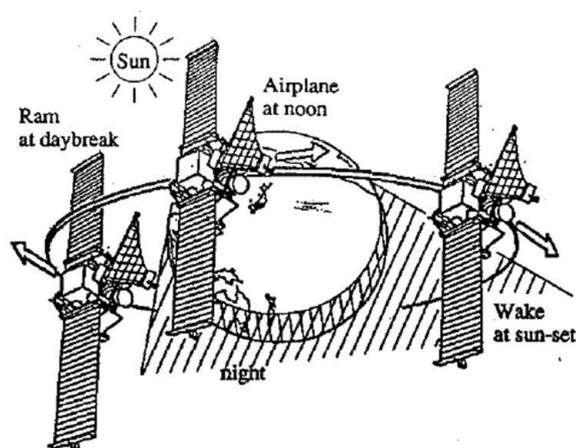


図 1.31 HVSA 試験のフライトコンフィグレーション  
Figure 1.31 Flight configuration of HVSA test

### (e) MISSE-8 (PASCAL)<sup>11)</sup>

プラズマとの相互作用により太陽電池アレイにおいて ESD が発生することが知られている。ESD は太陽電池セルの劣化を引き起こす。現在までに、太陽電池の劣化に関しては、放電電流ピーク値や放電エネルギーなどの放電パラメータに対する劣化の程度がセル単位で評価されてきたが、軌道上で同様な試験を行われていない。

PASCAL (the Primary Arc effects on Solar Cells At LEO)は軌道上で ESD 試験を行うために開発された。この試験は MISSE-8 試験グループの一部であり、ISS で行われる。また、PASCAL の主な目的は最新技術の太陽電池セルの放電閾値電圧、放電頻度、放電による劣化を確かめることである。

### PASCAL 詳細

PASCAL の基本コンセプトは地上試験システムのミニチュア化である。図 1.32 に示されているのが典型的な地上試験システムである。地上試験では LEO 環境を模擬するためにプラズマ源が用いられる。実際の太陽電池アレイで発生する放電の波形を模擬し、DC 電源は周辺プラズマに対する衛星の電位を模擬しており、これらの回路に太陽電池クーポンが接続される。波形は電流プローブ及び電圧プローブにより測定される。この測定は 100kS/s で 100 点測定される。1msec 間の波形を取得することができるので、持続時間が数十 $\mu$ sec である放電を取得するには十分なスペックである。また、DC 電圧/電流ジェネレータにより放電試験前後の太陽電池の暗 IV 特性が測定される。

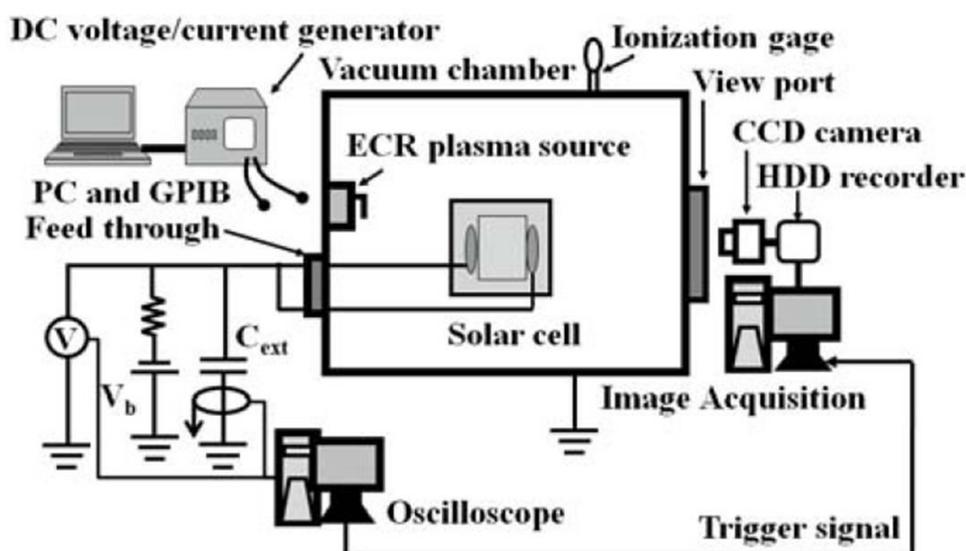


図 1.32 ESD 試験に使用される典型的な地上試験システム

Figure 1.32 Typical experiment system for ESD testing

図 1.33 に PASCAL の外観を示す。PASCAL には 8 つの多重接合太陽電池(MJ cell)が搭載されている。これらの太陽電池はカバーガラス、カバーガラスコーティング、インタ

ーコネクタを含んでいる。太陽電池セルの温度を測定するためにシリコン太陽電池セルの背面に温度センサが1つ搭載されている。また、太陽電池を十分に負にバイアスするために電子コレクタと呼ばれる金属プレートも搭載されている。

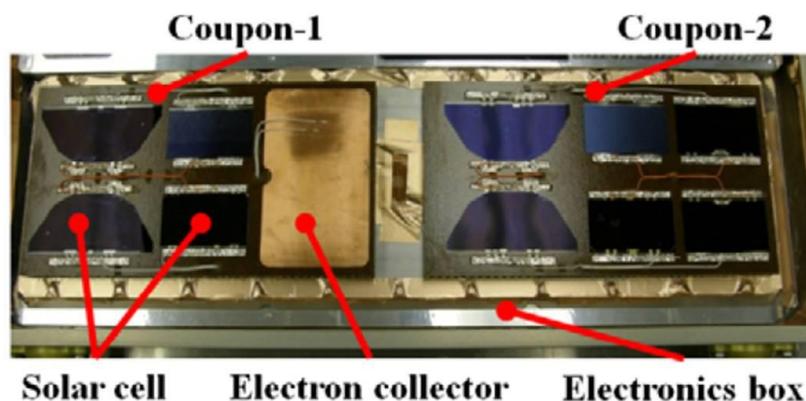


図 1.33 PASCAL 外観

Figure 1.33 Overview of PASCAL Hardware

放電基板は地上試験で行われるような ESD 試験を行うことができる。放電基板に搭載されている電気回路を図 1.34 に示す。機械リレーを切り替えることによって放電エネルギーを決定するコンデンサの容量を変化することができ、最大 90mJ までエネルギーを印加できる仕様になっている。この 90mJ という値は太陽電池が劣化するのに十分なエネルギーであるとされている。

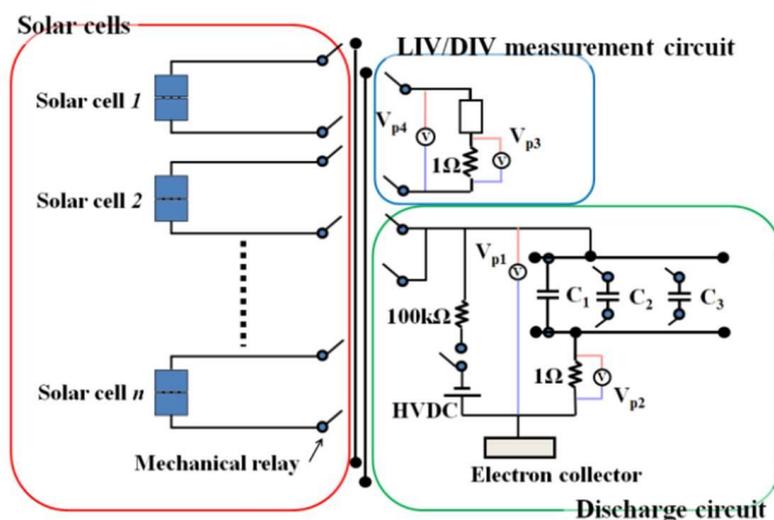


図 1.34 PASCAL の電気回路

Figure 1.34 Electronic circuit of PASCAL

LEO 軌道における放電閾値電圧は-100V 以上であるので、単セルだけでは放電は発生しない。太陽電池クーポンを大きく負に沈めるために高電圧電源(HVDC)を用いて周辺

プラズマに対して電位を 0~-290V まで変化させることができる。

電力供給基板は PASCAL の基板に電力を供給するためだけではなく、安全のために ISS と絶縁をとる役割を果たしている。そのため、PASCAL の基板のグラウンドは ISS のシャーシではなく、電子コレクタとなる。HVDC によりクーポンが高バイアスされると、電子コレクタやクーポンに電子やイオンが流入する。ただし、イオンに比べて電子の移動度が非常に大きいため電子は電子コレクタのみで収集されクーポンは周辺プラズマに対してバイアス電圧分だけ負に沈む。このようにして PASCAL では太陽電池アレイにおけるアーク放電試験が行われる。

### 1.5 研究の優位性

前節「研究動向」で述べているように、過去にも鳳龍式号と同じような高電圧技術実験が実施されている。しかし、過去の実験では表 1.7 のようにバイアス方法として DC/DC コンバータを用いるものが多い。この方法は故障が多く、放電発生時に流れる放電電流の経路やプラズマに対する応答が実際とは異なるという欠点がある。

SFU(Space Flyer Unit)ではソーラーアレイにより高電圧(260V)を発生させ放電環境を作る、鳳龍式号と同様な実験が実施される予定であった。しかし、この実験はハーネスの外れによって失敗に終わった。このように宇宙空間において過去 200V 以上での発電例はない。そのため、鳳龍式号では自前で発電できる太陽電池により放電環境を作り、高電圧技術実験を実施することに最大の特徴がある。

表 1.7 過去の高電圧技術実験と鳳龍式号

年代	国	衛星/ ミッション名	バイアス方法
1980 年代	米	PIX I, II	DC/DC コンバータ
1990 年代	米	SAMPIE, PASP	DC/DC コンバータ
1996 年	日本	SFU	ソーラーアレイ
2011 年	日米	MISSE-8	DC/DC コンバータ
2012 年	日本	鳳龍式号	ソーラーアレイ

## 1.6 研究目的

1.2「研究背景」で述べたように、衛星の発電電圧の高圧化により、太陽電池アレイのハーネスで生じる電力ロスの低減、ハーネスの削減による衛星重量の低減が考えられ、結果として打ち上げコストの低減に繋がる。しかし、宇宙軌道上では、高電圧化に伴い放電発生確率が増加する。

このような背景を受けて、衛星の発電電圧の高圧化を推進するために鳳龍弐号のメインミッションとして、軌道上での300V発電により発電電圧世界一を達成することとした。また、低地球軌道での高電圧発電により放電しやすい環境を意図的に作り、放電抑制型の太陽電池アレイ技術の軌道上実証を行う。また、サブミッションとして放電抑制に用いているフィルムの低地球軌道における劣化試験も実施する予定である。以上のミッションを達成することで宇宙機の高電圧化に貢献することを目的としている。

また、ミッションの初期開発段階においては、軌道上での放電による太陽電池セルの劣化試験を行うことを予定していた。これは、現在までに地上試験での放電による太陽電池の劣化試験は数多く実施され、劣化メカニズムも分かっているが、軌道上での放電による劣化に関するデータはなく、地上試験での劣化と同様になるとは限らないためである。エンジニアリングモデルの開発までは劣化試験に関する機器を開発していたが、開発の遅れが懸念されたため開発を中止した。ミッションとして軌道上での放電による太陽電池セルの劣化試験は実施されないが、開発コンセプトはほぼ確立できているので付録に設計仕様を記載する。