

限定なし



帯電・放電設計標準

2022年 3月 29日 B改訂
(2010年 3月 2日 初版制定)

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

— 目次 —

1 目的および適用範囲	1
2 関連文書	2
2.1 適用文書	2
2.2 参考文書	2
3 用語、定義および略語	3
3.1 用語および定義	3
3.1.1 オーロラ帯	3
3.1.2 線量	3
3.1.3 ウェーク	3
3.1.4 静電破壊	3
3.1.5 静電気放電	3
3.1.6 内部帯電	3
3.1.7 イオンエンジン	3
3.1.8 Lシェル	3
3.1.9 アウトガス速度	3
3.1.10 プラズマ	3
3.1.11 放射線	3
3.1.12 放射線帯	3
3.1.13 ラム	4
3.1.14 表面帯電	4
3.1.15 テザー	4
3.1.16 スラスタ	4
3.1.17 高エネルギー電子	4
3.1.18 スパッタリング	4
3.1.19 降下電子	4
3.1.20 乖離電圧	4
3.1.21 逆電位勾配	4
3.1.22 順電位勾配	4
3.1.23 一次放電	4
3.1.24 一次アーク	4
3.1.25 二次放電	4
3.1.26 非持続放電	4
3.1.27 過渡的持続放電	5
3.1.28 恒久的持続放電	5
3.1.29 パッシェン放電	5

3.1.30 絶縁体	5
3.1.31 高抵抗体	5
3.1.32 誘電体	5
3.2 略語	5
4. 一般要求項目	7
4.1 原則	7
4.2 表面の材料	7
4.3 プラズマ計測を行う宇宙機	7
4.4 太陽電池パネル	7
4.5 高電圧システム	7
4.6 内部部品および内部材料	7
4.7 テザー	7
4.8 電気推進	8
5. 設計要求と設計手段	9
5.1 原則	9
5.1.1 計画立案	9
5.2 宇宙機の表面	12
5.2.1 解説および適用性	12
5.2.2 基本設計要求	12
5.2.3 構造・機構の導電性	12
5.2.4 表面の導電性	13
5.2.5 材料：導電体	13
5.2.6 材料：高抵抗体	14
5.2.7 サーマルブランケット	15
5.2.8 導電性コーティング	15
5.2.9 意図的電位	16
5.2.10 帯電部位への対策	16
5.3 プラズマ計測を行う衛星	16
5.3.1 概要	16
5.3.2 指針	17
5.4 太陽電池パネル	17
5.4.1 解説および適用性	17
5.4.2 基本原則	17
5.4.3 太陽電池パドル駆動機構	18
5.5 高電圧システム	18
5.5.1 規範的規定	18

5.6 内部部品および内部材料	19
5.6.1 概要	19
5.6.2 要求事項	19
5.7 テザー	20
5.7.1 定義	20
5.7.2 指針	20
5.8 電気推進	21
5.8.1 解説	21
5.8.2 要求事項	22
5.8.3 総論	25
6 試験・検証方法	26
6.1 原則	26
6.2 表面の材料	26
6.2.1 例外的材料の試験	26
6.2.2 検証「宇宙環境標準」	27
6.3 プラズマ計測を行う宇宙機	28
6.3.1 概要	28
6.3.2 試験・検証	28
6.4 太陽電池パネル	28
6.4.1 太陽電池パネル試験（負帯電）	28
6.4.2 太陽電池パネル試験（正帯電）	34
6.5 高電圧システム	36
6.6 内部部品および内部材料	36
6.6.1 検証	36
6.7 テザー	37
6.8 電気推進	37
6.8.1 検証	37
7. 付録	40
付録Ⅰ 定量的評価	40
Ⅰ.1 はじめに	40
Ⅰ.2 プラズマ環境	40
Ⅰ.3 宇宙機帯電の原理	41
Ⅰ.3.1 静電シース	41
Ⅰ.3.2 基本式	44
Ⅰ.3.3 光電子	45
Ⅰ.3.4 二次電子と後方散乱電子	45
Ⅰ.3.5 帯電解析ソフトウェアへの帯電物性パラメータの入力例	46

I.3.6	能動的放射電流	47
I.3.7	漏れ電流	48
I.4	表面帯電	48
I.4.1	基本式	48
I.4.2	局所帯電	48
I.4.3	GEOにおける局所帯電	50
I.4.4	LEOにおける局所帯電	52
I.4.5	PEOにおける局所帯電	54
I.5	電気推進スラスタとの干渉	54
I.5.1	一次ビームイオン	54
I.5.2	中性粒子	54
I.5.3	電荷交換イオン	55
I.5.4	中和電子	55
I.6	内部帯電	56
I.6.1	表面帯電との関係	56
I.6.2	絶縁破壊	57
I.6.3	電荷の蓄積	57
I.6.4	材料の導電性	57
I.6.5	時間への依存性	59
I.6.6	幾何形状に関する考慮事項	59
I.6.7	内部浮遊導体	60
I.6.8	電界の影響を受けやすいシステム	60
I.7	宇宙機によって誘起される現象	60
I.7.1	ウェーク	60
I.7.2	$v \times B$ 誘起電圧	60
I.7.3	スナップオーバ	61
I.8	放電	61
I.8.1	放電電流の呼称	61
I.8.2	三重接合点	61
I.8.3	逆電位勾配での放電発生メカニズム	63
I.8.4	パッシェン放電	67
I.8.5	マルチパクタ放電	69
I.8.6	宇宙機内部における沿面放電	70
I.8.7	一次放電の成長	70
I.8.8	宇宙機電力システムにおける二次放電（二次アーク）	71
付録-II	帯電解析プログラム	74

NASCAP-GEO[78]:	74
NASCAP-LEO[79]:	74
NASCAP-2K[80]:	74
SPIS[81]:	74
MUSCAT[82]:	74
付録-III ECSS 引用一覧	76
参考資料	78

1 目的および適用範囲

宇宙環境には様々なエネルギー・密度・粒子種のイオンや電子（プラズマ）が、固有の空間や特定の時間に存在し、宇宙機にさまざまな影響を与える。まず「受動的プラズマ干渉」を、宇宙機に流出入する電荷量を用いて説明する。高エネルギー電子が入射すると宇宙機は負電荷過多となり負に帯電を始める。後続の電子が流入できなくなるまで帯電は進行する。この時、表面材料の特性や太陽光の影響により電子放出機構が優勢な場合に、帯電は軽微である。帯電が高ずると、電位差を支えていた箇所がその絶縁性を失い、過渡的な大電流（静電気放電）を発生させる。その経路上に脆弱な電子回路があればたちまちに機能喪失するであろうし、電磁ノイズによって短期的な故障状態に陥る場合もある。

次に「能動的プラズマ干渉」の一例を示す。宇宙活動がより拡大され電力需要が高まり、これに呼応した効率的発電のために、高電圧が利用される。軽量化のため露出電極を多用する太陽電池パネルの場合、発電電位を維持するためにプラズマ電流が常時流れる。これは発電の観点からは宇宙空間への電力漏えいとなる。発電電圧に匹敵する運動エネルギーを得て流入するイオンは材料にスパッタリング侵食を引き起こす。太陽電池表面で時おり発生する放電を契機にそこに発電電流が流入してアーク放電が維持されると熱的破壊を生ずることもある。悪影響ばかりではなく、このプラズマ電流を積極的に利用して地球磁場との相互作用から推進力や発電に利用する技術が研究されている。

人類の作った機器が初めて宇宙に到達した時、漆黒の無の空間と思われていた宇宙に、宇宙プラズマに起因した活発な現象が見いだされた。この活動的宇宙環境は、人工衛星に多くの障害をもたらし、その機能を短命にした。しかし、宇宙技術者は多くの事例を学び、これに耐える技術を次第に培っていった。そして今では、宇宙プラズマ干渉現象が事故につながる連鎖の1つを断ち切りそれを未然に防止するだけに留まらず、人工的なプラズマ噴射のように能動的に宇宙環境に係ることができる。

宇宙機が遭遇する宇宙環境をよく把握し、宇宙プラズマ干渉機構を理解し、それに対処することによって、信頼性・確実性のある宇宙機を具現化することが本書の目的である。

本標準が適用される対象は「宇宙機」全般である。時間的・空間的・領域的宇宙活動の発展に伴いその概念は広範であり、また遭遇する宇宙環境も様々である。また宇宙活動へ参画する目的、実施団体、方針によりその方式は多用であることも考慮するべきである。このため、本標準の目的とするところを十分理解した上で、適切に適用しなければならず、さらには必要に応じて専門家に意見を求めるべきである。

2 関連文書

2.1 適用文書

以下の文書は、本標準に示す範囲内において本標準の一部となす。なお、本標準の内容と以下の文書との内容に矛盾がある場合は、本標準の内容が優先するものとする。

- (1) JERG-2-141 宇宙環境標準

2.2 参考文献

以下の文書は、本標準策定の過程で参考とした文書である。

- (1) ECSS-E-20-06 Draft 1 Spacecraft charging

3 用語、定義および略語

3.1 用語および定義

本標準で用いられる用語を以下に解説する。

3.1.1 オーロラ帯

オーロラが形成される磁気北緯または南緯 60° ～ 75° の間の領域

3.1.2 線量

放射線に曝露した結果、局部において吸収された単位質量当たりのエネルギー

3.1.3 ウェーク

宇宙プラズマに対して相対的に運動する物体に関する表現であり、その物体の進行方向に対し後方に形成される領域

3.1.4 静電破壊

誘電体の絶縁性が失われ、電荷が突然放出されて当該誘電体を損傷させること

3.1.5 静電気放電

静電的に蓄積した電荷によって形成された電位が閾値を超えた時に発生する放電で、瞬間的に電荷が放出されること

3.1.6 内部帯電

高エネルギー荷電粒子の貫通が原因で、宇宙機の表皮によって遮蔽されている内部材料上に電荷が蓄積すること

3.1.7 イオンエンジン

イオンを高速放出することによって稼働する推進システム

3.1.8 L シェル

地磁界のパラメータ

注：L シェルはL と呼ばれ、近地球宇宙空間内における位置を表すための座標として用いられる。

3.1.9 アウトガス速度

材料から気化・昇華・表面離脱する分子種の（単位時間当たりおよび単位表面積当たりの）質量

注：アウトガス速度の単位は $\text{kg m}^{-2} \text{s}^{-1}$ である。さらに、その他の単位、たとえば単位時間当たりの相対質量単位 (kg s^{-1})、($\% \text{s}^{-1}$) または ($\% \text{s}^{-1} \text{m}^{-2}$) で表すこともできる。

3.1.10 プラズマ

部分的に又は全体的に電離しており、外部電磁界に対して集合的に挙動する粒子群

3.1.11 放射線

光子を含む高エネルギー粒子線

注：本標準の趣旨上、紫外線域よりもエネルギーの低い電磁放射線は除外してある。このため、可視線、熱線、マイクロ波電磁波は除外してある。

3.1.12 放射線帯

高エネルギー粒子が磁場によって封じ込められている領域

3.1.13 ラム

軌道運動することに起因して、宇宙大気やプラズマが非等方的に流入する宇宙機の進行方向の表面またはその近傍領域

3.1.14 表面帯電

宇宙機の外部表面材料の表面上に電荷が蓄積すること

3.1.15 テザー

複数の宇宙機や部品同士を連結し、長距離伸展された導電性又は絶縁性のフレキシブルケーブル、またはそれを有する宇宙システム

3.1.16 スラスタ

宇宙空間において反作用により、宇宙機の姿勢又は軌道を変更するための装置

例 ロケット、コールドガス放出装置、電気推進、イオンエンジンなど

3.1.17 高エネルギー電子

帯電に寄与する1kVから100kV程度のエネルギー範囲の電子

3.1.18 スパッタリング

固体表面に高エネルギーのイオンや中性原子を照射することにより、表面近傍で原子衝突を次々と引き起こし、表面の原子を真空中に飛び出させる現象

3.1.19 降下電子

磁力線に沿ってオーロラ帯に降下する高エネルギー電子

3.1.20 乖離電圧

絶縁体と宇宙機構造体の帯電電位差

3.1.21 逆電位勾配

宇宙機構造体に対する絶縁体の電位差が正の状態(乖離電圧が正の状態)

3.1.22 順電位勾配

宇宙機構造体に対する絶縁体の電位差が負の状態(乖離電圧が負の状態)

3.1.23 一次放電

静電気放電によって導電路を形成し、二次放電を誘発する可能性を有するもの。電流はブローオフ電流とフラッシュオーバー(沿面放電)電流からなる。(B.8 参照)

3.1.24 一次アーク

逆電位勾配状態の時の一次放電

3.1.25 二次放電

二次アーク。一次放電によって形成された導電路に電源回路から電流が供給されることによって維持される放電の総称

3.1.26 非持続放電

一次放電によって形成された導電路に電源回路から電流が供給される二次放電状態となるが、一次放電パルスの終了と共に止む放電。

3. 1. 27 過渡的持続放電

一次放電によって形成された導電路に電源回路から電流が供給されて、一次放電電流パルスが終った後も電流が維持され続けるが、その後に恒久的短絡路を残さずに自発的に電流が止む放電

3. 1. 28 恒久的持続放電

一次放電によって形成された導電路に電源回路から電流が供給されて、一次放電電流パルスが終った後も電流が維持され続け、電源を強制的に切り離さない限り電流が流れ続ける放電。強制的に電流を切った後も、恒久的短絡路が残る場合がある。

3. 1. 29 パッシェン放電

平行平板対向電極間にて、特定の気体種、圧力、電極間距離、電極材料に対し、ある最小電圧で放電が発生する現象。最小電圧は、圧力と電極間距離の関数として与えられる。

3. 1. 30 絶縁体

本書では、体積抵抗率が、 $10^{14} \Omega m$ を越える誘電体(5. 2. 6 章参照)

3. 1. 31 高抵抗体

本書では、体積抵抗率が、 $10^{14} \Omega m$ 以下の誘電体(5. 2. 6 章参照)

3. 1. 32 誘電体

本書では、絶縁体と高抵抗体の総称

3. 2 略語

本標準では下記の略語を以下のように定義して使用している。

略語	意味
AMO	air mass zero 地球大気による太陽光の減衰なしの意味
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics 炭素繊維強化プラスチック
CME	Coronal Mass Ejection 太陽フレアに伴い放出される X 線やフレア粒子、プラズマのかたまり
DMSP	Defense Meteorological Satellite Program 防衛気象衛星計画
EMC	Electromagnetic Compatibility 電磁適合性
Emf	Electromotive Force 起電力
ESD	Electro Static Discharge 静電気放電
FEED	Field Emission Electric Propulsion 電界放出電気推進、電気推進の 1 種
GEO	Geostationary Equatorial Orbit 静止軌道
ISS	International Space Station 国際宇宙ステーション
LANL	Los Alamos National Laboratory ロスアラモス国立研究所(アメリカ・ニューメキシコ州)
LEO	Low Earth Orbit 低高度地球周回軌道

MEMS	Micro-electromechanical System マイクロ電気機械システム
MEO	Medium (altitude) Earth Orbit 中(高度)地球周回軌道
MLI	Multi-Layer Insulator 多層膜断熱材
MLT	Magnetic Local Time 磁気地方時
MPD	Magnete-Plasma Dynamic MPDアークジェット、電気推進の1種
MUSCAT	Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool 宇宙機の帯電解析プログラム(日本)
NASCAP	NASA Charging Analysis Program 宇宙機の帯電解析プログラム(米)
OSR	Optical Solar Reflector 太陽光反射板
PCB	Printed Circuit Board プリント基板
PEO	Polar (low) Earth Orbit 極周回低地球軌道
RIC	Radiation Induced Conductivity 放射線照射により誘起される誘電体の電気電導度
RTV	Room Temperature Vulcanization 常温加硫接着剤
SAS	Solar Array Simulator 太陽電池パネル(電源) シミュレータ
SPIS	Spacecraft Plasma Interaction Modeling Software 宇宙機の帯電解析プログラム(欧州)
SPT	Staionaly Plasma Thruster ホールスラスト、電気推進の1種
SSJ	Special Sensor Precipitating Electron and Ion Spectrometer 衛星搭載式降下電子・イオン計測装置
TJ	Triple Junction 電極、絶縁体、真空が接する三重接合点
TSS	Tether Satellite System イタリアのスペースシャトル搭載テザー実験
FLUMIC	Flux Model for Internal Charging 放射線モデル
PA	Primary Arc 一次アーク
NSA	Non-Sustained Arc 非持続放電
TSA	Temporary Sustained Arc 過渡的持続放電
PSA	Permanent Sustained Arc 恒久的持続放電

4. 一般要求項目

4.1 原則

全ての宇宙機は、帯電・放電の観点から宇宙環境との電氣的相互作用による障害防止のため、軌道および宇宙環境の把握、宇宙機の電氣的特性の把握を踏まえて、解析・試験・検証を含む対策検討計画を策定しなければならない。

4.2 表面の材料

ここでのいう材料とは、宇宙機表面に使われるあらゆる材料、たとえばサーマルブランケット、太陽電池のカバーガラス、センサーの光学機器、曝露しているケーブルなどであるが、表面帯電を抑えるためには、周囲のプラズマと直接接触する材料の電氣的性質を制御する必要がある。そのため、局所帯電およびその結果生じる静電気放電の可能性を少なくするようにしなければならない。

4.3 プラズマ計測を行う宇宙機

周辺電界や低エネルギー荷電粒子の計測を行う宇宙機は、局所帯電の抑止、光電子・二次電子放出の抑止、宇宙機電位の能動制御について観測面からの要求を考慮しなければならない。

4.4 太陽電池パネル

太陽電池回路の絶縁破壊と電力損失に至る物理的過程の一つを取り除くという原則に基づき、太陽電池パネルにおける放電を防がなければならない。運用期間終了時に予想される太陽電池パネルの電気出力低下量が許容範囲内であること、二次放電が太陽電池パネル回路の絶縁破壊につながらないことを証明しなければならない。もしも、二次放電による絶縁破壊が避けられないのであれば、その後も宇宙機負荷に当該回路からの電力を供給できることを証明しなければならない。また、正帯電が予想される場合には、プラズマ中への電力漏洩による電気出力低下量が許容範囲内であることを実証しなければならない。

4.5 高電圧システム

(1) 宇宙機に搭載されている装置はすべて、打ち上げから運用終了に至るまでに予想される全てのガス環境において、パッシェン放電が起きる可能性が許容値以下であることを証明しなければならない。

(2) アウトガスを起こす高電圧システム及びアウトガスを起こす機器近傍に高電圧システムが設置される場合は、電気絶縁には細心の注意を払い設計しなければならない。

4.6 内部部品および内部材料

検討すべき部品は静電放電による絶縁破壊が発生する可能性があるあらゆる誘電体(または浮遊導体/誘電体の組合せ)であり、下記要求項目を満たさなければならない。

(1) GEO上に投入すること又は地磁気赤道近くのB-L座標系においてL値が1.5を超える軌道上に投入する宇宙機の場合には、設計の初期段階において内部帯電による影響およびその後の放電による影響について検討しなければならない。さらに、構体(シールド)の厚みにより内部帯電量が変化するため、構体の厚みも含めて内部帯電および放電について検討をなくてはならない。

(2) 顧客の同意を得ることを条件として、LEO(高度1200km未満、PEOを含む)上に投入することが意図されている宇宙機は、既に宇宙実証された従前の宇宙技術を用いる限り特別な評価を行う必要がない。

4.7 テザー

テザーは、宇宙機から展開されるか、宇宙機の2箇所を結合させる導電性・非導電性フレキシブルケーブルで、宇宙環境と電氣的相互作用を行うため、テザーシステムを有する宇宙機においては(1)最大電圧への配慮(導電性テザー)、(2)最大電流への配慮(導電性テザー)、(3)電流経路への配慮(導電性テザー)に関する要求項目について配慮しなければならない。

4.8 電気推進

プラズマ環境が電気推進システムの動作に対して及ぼす影響および電気推進システムがプラズマ環境との相互作用を通じて宇宙機のその他のシステムに対して及ぼす影響について考慮しなければならない。

5. 設計要求と設計手段

5.1 原則

5.1.1 計画立案

全ての宇宙機は、宇宙環境との電氣的相互作用による障害防止のため、5.1.1.1項から5.1.1.4項に規定する必要な対策検討計画を策定しなければならない。

5.1.1.1 軌道および宇宙環境の把握

全ての宇宙機は、ミッション期間内に通過する軌道とその宇宙環境、特に keV 帯の電子フラックスが大きな領域での滞在時間を把握しなければならない。ここで注意を要する領域は以下のとおりである。なお、各領域のノミナル環境及び最悪環境は、付録 I.2 項に記載されている。

LEO	:	磁気嵐時の極オーロラ域
MEO	:	磁気嵐時の放射線帯(高エネルギー電子・プロトン)
GEO	:	磁気嵐時の夜側磁気圏赤道域
磁気圏内	:	磁気嵐時の夜側磁気圏赤道域
惑星間	:	CME発生時(高エネルギー電子・プロトン)
惑星周回	:	惑星ごとに異なる配慮を要する

上記に規定した環境における、最悪環境時の帯電状況を予測評価しなければならない。予測にあたり三軸制御宇宙機では、日陰側の浮遊導体・絶縁体が日陰時電位となり、宇宙機全体が日照時電位となるため、電位差が大きくなることに注意を払わなければならない。なお、GEO上で運用する三軸制御衛星における最悪時(サブストーム時)の環境およびPEO上で運用する三軸制御衛星における最悪時(サブストーム時)の環境を、表 5.1-1～表 5.1-3 に示す。なお、表面電位分布が最悪値となり得る環境条件は ISO 化されており、当該文書の掲載値を適用すること¹²。

表 5.1-1 GEOの三軸制御衛星：最悪環境時（サブストーム時）

初期軌道：GTO

現象項目	光電子 ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	keV 電子 ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	プラズマイオン ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	荷電粒子 放出 (A)	帯電電位 (V)
日照時	10 (日陰側:0)	-10 (数 keV)	0	0	+数 V～-数 kV (日陰側浮遊導体:-数 kV)
日陰時	0	-10 (数 keV)	0	0	-数 kV

表 5.1-2 GEOの三軸制御衛星：最悪環境時（削除）

運用軌道：GEOの場合、参考文献 1 を元に解析すること。

表 5.1-3 PEOの三軸制御衛星：最悪環境時（サブストーム時）

運用軌道：PEO

現象項目	持続 時間	光電子 ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	keV 電子 ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	プラズマイオン ($\mu\text{A}/\text{m}^2$)	荷電粒子 放出 (A)	帯電電位 (V)
日照時	60分	10 (日陰側:0)	0	1000	0	+数 V

日照時・極	20分	10 (日陰側:0)	-10 (数 keV)	1000	0	+数 V～-数 V (ウェーク側浮遊導 体:-数 kV)
日陰時	40分	0	0	1000	0	-数 V
日陰時・極	20分	0	-10 (数 keV)	1000	0	+数 V～-数 V (ウェーク側浮遊導 体:-数 kV)

5. 1. 1. 2 宇宙機の電気的特性の把握

帯電・放電に関する宇宙機の電気的特性を把握しなければならない。実施するにあたって、注意を要する項目は以下のとおりである。

(1) 周辺プラズマとの間で70V以上の電位差が潜在的に発生しうる箇所

周辺プラズマに曝露される浮遊導体・絶縁体
宇宙機内の浮遊導体

(2) 電気推進などの荷電粒子放出装置

(3) 周辺プラズマに曝露された太陽電池

(4) 30V を超す電圧が印加された二次放電発生危険のある箇所

(5) 宇宙機構体に対して 50V を越す電圧を有する高電圧部

(6) 宇宙機帯電に関するミッション要求

(7) その他、帯電・放電に関する考慮を要するシステム

5. 1. 1. 3 対策を要する箇所の評価

上記事項を踏まえ、配慮を要する以下の項目について評価しなければならない。

(1) 表面の非接地導電体・曝露絶縁体(5.2 項及び 5.3 項参照)

接地・導電処理の有無

放電の評価(最大電位差、想定放電経路とその影響)

(2) 太陽電池(5.4 項参照)

隣接セルとの電位差・間隔の妥当性

露出電極の電位・位置の妥当性

放電の評価

プラズマ中への電力漏洩

(3) 高電圧電極(5.5 項参照)

放電の評価(想定放電経路とその影響)

(4) 内部の非接地導電体、誘電体(5.6 項参照)

接地処理の有無

放電の評価(想定放電経路とその影響)

(5) 荷電粒子放出(5.8 項参照)

中和機能、放出ビームの影響

上記の評価の結果、本標準を満たさない箇所については、図 5.1-1 に示す「被害の度合」と「ミッション期間中での発生確率」とを勘案したリスク評価を行い、防止策・波及防止策・コンティンジェンシー計画・運用制限策を検討しなければならない。

以下a)、b)および図 5. 1-1 はリスク評価の一例である。

a) 被害の度合い

- I：破局 例：最低成功基準(Mimum Mission Success)の喪失
 II：重大 例：ノミナル成功基準(Mission Success)の損失
 III：局所的 例：ノミナル成功基準の部分的な損失
 IV：軽微 例：ノミナル成功基準の軽微な損失

b) ミッション期間中での発生確率

- A：しばしば 10% 以上
 B：たまに 10～1%
 C：まれに 1～0. 1%
 D：ほとんどない 0. 1～0. 0001%
 E：全くない 0. 0001%以下

図 5. 1-1 リスク評価 (P I マトリックス)

		発生の可能性				
		A	B	C	D	E
被害の度合い	I					
	II					
	III					
	IV					

	防止策要
	可否判断要
	許容範囲

5. 1. 1. 4 解析・試験・検証計画の立案

次に示す解析・試験・検証計画を立案しなければならない。

(1) 本標準を満たす箇所は、実装を測定・検査によって確認しなければならない。

(2) 本標準を満たさない箇所は、以下の手順で判断する。

- a) コンピュータによるモデル及び解析結果(6. 2. 2. 4 項参照)に基づき、設計変更・防止策・波及防止策・コンティンジェンシー計画・運用制限策を決定しなければならない。

この評価・解析を実施しない場合は、その可否判断はリスク評価に基づいて行うとともに、設計変更・防止策・波及防止策・コンティンジェンシー計画・運用制限策を検討しなければならない。

- b) 実装を、測定・検査によって確認しなければならない。

実装確認を実施しない場合は、その可否判断はリスク評価に基づいて行わなければならない。

5.2 宇宙機の表面

5.2.1 解説および適用性

宇宙機は、宇宙空間からの高エネルギー荷電粒子の流入によって帯電する。これにより局所的な大電位差が生じると、静電気放電(ESD)が発生する。ESDによって、電子機器等の損傷、表面の汚損、観測・測定への干渉といった重大な問題が起きうる。これらの防止のため、本項では以下の設計標準を定義する。

(1) ESD 発生を抑制するため、宇宙機の表面電位をなるべく均一とし、大きな電界が生じないように努める。具体的には、以下の3点を行う。

- a) 宇宙空間に曝露される全ての表面材料の電気的性質を、適切に制御する。
- b) 宇宙空間に曝露される全ての導電部の電位を、適切に設定する。
- c) 宇宙機内の全ての導電体および高抵抗体を、適切に接地する。

(2) やむを得ず帯電を許容する場合、ESD の影響を抑制するため、電荷蓄積が起きうる箇所への設計配慮を行う。具体的には、以下の2点を行う。

- a) 想定される放電経路を適切に制御し、重大な電子機器や表面への放電・電流流入を防止する。
- b) 放電に伴うパルス電流による電気的過渡状態に対して、電磁適合性(EMC)を確保する。

(3) 太陽電池パネルの発生電力によって継続維持されうる「二次放電」について、その防止のための設計標準を 5.4 項 に定義する。

5.2.2 基本設計要求

(1) 宇宙機表面は、宇宙機の接地点を基準にして、下記の最高絶対電位 V_{MAX} を越える帯電を起こさないよう設計しなくてはならない。この値は、ミッション要求に従いより厳しく設定してもよい。

- a) 導電体表面の場合 500V
- b) 高抵抗体表面の場合 1kV

(2) keV 電子による最悪時電流密度 J として、「 $10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ 」を統一的に用いる。本項目は軌道によって異なるため、分析結果に従い、異なる最悪時電流密度を採用してもよい。(表 5.1-1～表 5.1-3 では、典型値として「 $10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ 」としている。)

(3) 上記(1)(2)が適用できない場合、正当な理由を説明しなければならない。また、上記の値を満たしたからといって EMC 等の放電に対するリスク評価が不要になったわけではない。詳細は 5.2.10 を参照すること。

5.2.3 構造・機構の導電性

宇宙機の全構造・機構は、宇宙機の接地点との間に導電性を確保しなければならない。

(1) 全構造部品・機構部品は、 $1\text{M}\Omega$ 以下で接地されなければならない。この条件を満たせない場合、他の方法で示すことができない限り、表面積 A 、耐圧 V 、電子衝撃2次電子放出係数 γ の構造・機構部品は以下の接地抵抗 R で結合されなければならない。

$$R < \frac{V}{J(1-\gamma)A}$$

(5.2-1)

(例) $V = 500\text{V}$ 、 $J = 10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ 、 $A = 1\text{m}^2$ 、 $\gamma = 0$ の場合 : $R < 50\text{M}\Omega$

- (2) 接地は、グランドストラップにより関節継手部またはヒンジ部をつなぎ渡すことを推奨する。回転式継手のスリプリングで接地する場合、複数のスリプリングを用いなければならない。

5.2.4 表面の導電性

- (1) 宇宙機の表面には、導電体または高抵抗体(体積抵抗率 $\rho \leq 10^{14} \Omega\text{m}$)を用いなければならない。

注： 表面材料の体積抵抗率 ρ 、誘電率 ϵ 、厚み t 、表面積 A と置くと

静電容量 $C = \epsilon A/t$ 、抵抗 $R = \rho t/A$

このとき、表面蓄積電荷の緩和時定数は、 $RC = \epsilon \rho$ で与えられる。

周回軌道上で特定空間にて外部電流を受け周期的に帯電する場合、緩和時定数が軌道周期より短ければ、少なくとも電荷の蓄積は進行しない。

(例) LEO衛星(周回時間は90分)： $\rho < 3 \times 10^{14} \Omega\text{m}$ ($\epsilon = 2 \epsilon_0$ と仮定)

静止衛星(周回時間24時間)： $\rho < 3 \times 10^{15} \Omega\text{m}$ ($\epsilon = 2 \epsilon_0$ と仮定)

注： 前記注に準拠する材料であっても接地等によって「導電体表面では 500V、高抵抗体表面では 1kV」(5.2.2 参照)の制限を満たす必要がある。

注： 表面導電性には、材料の体積抵抗や表面抵抗の他に、電子衝撃2次電子放出により生じた熱電子が材料表面に沿った電界にて移動する現象がある。しかし一般には制御性に劣るため宇宙機設計には利用されない。

- (2) すべての表面材料は、宇宙機の構造物に接地されなければならない。ただし、接地出来ない箇所に対しては、5.2.10項の規定に従い処置されなければならない。

- (3) 表面材料の抵抗率は、運用期間中に予測される劣化・損傷を含めて許容値を満たさなければならない。

5.2.5 材料：導電体

- (1) 宇宙空間に曝露される全ての導電体、すなわち金属部品(金属製ラベル、コネクタブラケットなど小部品を含む)および導電性部品(炭素など)は、宇宙機本体に接地されなければならない。

- (2) 上記の接地には、宇宙機の接地点に対する電位が絶対値 500 V を超えない抵抗を選択しなければならない。他の方法で示すことができない限り、曝露面積 A の導電性材料に対する接地抵抗 R は、以下を満たさなければならない。(式 (I.4-16) 参照)

$$RA \leq \frac{V_{\text{MAX}}}{J(1-\gamma)}$$

(5.2-2)

例) V_{MAX} が 500 V、 $J = 10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ 、 $\gamma = 0$ の場合： $RA \leq 50\text{M}\Omega\text{m}^2$ (面積が 1m^2 の場合、 $R \leq 50\text{M}\Omega$)

(3) 浮遊導体が起点となって発生する放電の電流経路を図 5.1-2 に示す。ケーブルの被膜や、熱制御材の絶縁層を介して宇宙機構体に放電電流が流れるため、EMC の観点から評価が必要になりリスク評価を複雑化させる要因になることに注意すること。

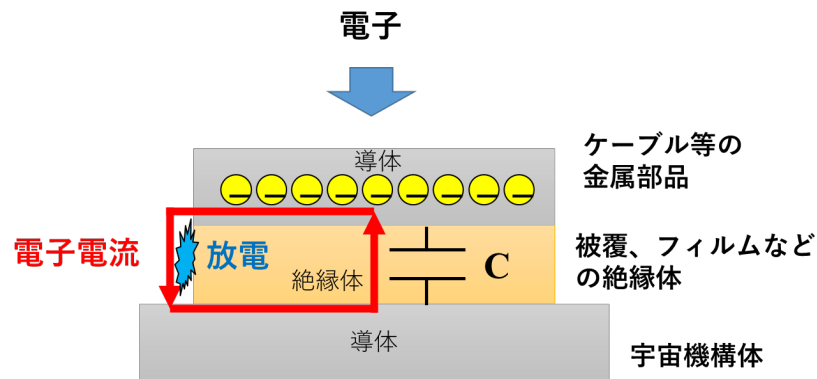


図 5. 1-2 浮遊導体が起点となって発生する放電の電流経路

5. 2. 6 材料：高抵抗体

体積抵抗率 ρ が、 $10^{14} \Omega\text{m}$ 以下の誘電体を高抵抗体と定義する。

- (1) 宇宙空間に曝露される箇所には、以下の絶縁体材料は使用してはならない。これらは抵抗値が高く、内部に侵入蓄積した電荷の緩和に長時間を要するため、ESD リスクが既知である。

- (a) 標準テフロン (FEP、PTFE、ETFE)
- (b) エポキシガラス
- (c) シリカ繊維布

注1: 電子架橋ETFE被覆電線(55/電線。宇宙用・Raychem 社)やポリイミドは「高抵抗体」であり、本項に該当しない。

注2: 絶縁体に体積抵抗率を定義することは、一般に難しい。

(例) ポリイミドの体積抵抗率は、分極電流領域(短時間)では概ね $\rho=10^{13}\Omega\text{m}$ 、暗電流領域(吊意時間)では $\rho=10^{16}\Omega\text{m}$ と報告をされている[2,83]。カプトンの宇宙使用で問題が生じていないのは、放射線誘起伝導や高電界下においては電界の二乗に比例するチャイルド則が適応される領域となり、条件によっては最大 4 桁程度電気伝導度が上昇する為である[84]。

- (2) より電導度の高い材料上に重ねられた高抵抗体は、宇宙機の接地点に対する電位が絶対値 1kV を超えない体積抵抗率を持たなければならない。他の方法で示すことができない限り、体積抵抗率 ρ および材料厚 t は、次式を満たさなければならない(式 (I. 4-12) 参照)。

$$\rho t < \frac{V_{\text{MAX}}}{J(1-\gamma)} \quad (5. 2-3)$$

(例) V_{MAX} が 1000 V、 $J = 10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ 、 $\gamma = 0$ の場合: $\rho t \leq 100\text{M}\Omega\text{m}^2$ (100 μm 厚の場合、 $\rho \leq 10^{12}\Omega\text{m}$)

- (3) 前項(2)を満足できない場合、有限の帯電事象発生時間中に、表面材料が宇宙機の接地電位から 1kV を超えて帯電しないことを示さなければならない。他の方法で示すことができない限り、高エネルギー電子存在領域の経過時間 T の軌道の場合、誘電率 ϵ と材料厚 t 、表面積 A 、電子照射に対する2次電子放出係数 γ として、次式を満たさなければならない $[J(1-\gamma)TA = Q < CV_{\text{MAX}} = \epsilon V_{\text{MAX}}A/t]$ 。

$$\frac{Tt}{\varepsilon} < \frac{V_{MAX}}{J(1-\gamma)}$$

(5.2-4)

(例) V_{MAX} が 1000 V、 $J = 10 \mu A/m^2$ の場合: $Tt/\varepsilon \leq 100M \Omega m^2$
 ($T = 100sec$ 、 $\varepsilon = 3 \varepsilon_0$ 、 $\gamma = 0.5$ の場合、厚さ $t = 53 \mu m$)

- (4) より導電性が低い材料上に重ねられており、かつ端部を接地している高抵抗体は、宇宙機の接地点に対する電位が絶対値 1kV を超えない体積抵抗率を持たなければならない。他の方法で示すことができない限り、体積抵抗率 ρ 、材料厚 t 、最も近い接地点までの最長距離 d は、次式を満たさなければならない。

$$\frac{\rho d^2}{t} \leq \frac{V_{MAX}}{J(1-\gamma)}$$

(5.2-5)

(例) $V_{MAX} = 1000V$ 、 $J = 10 \mu A/m^2$ 、 $\gamma = 0$ の場合: $\rho d^2/t = 100M \Omega m^2$
 (100 μm 厚、最長距離 1cm の場合、 $\rho \leq 10^8 \Omega m$)

- (5) 上記(1)～(4)の要求が相反する、あるいは幾何学形状が複雑で平面表現できない場合は、以下の安全性評価のいずれかを行うべきである。

- a) 該当する表面材料を代表する 1 個の試料を用いて試験を行う。
- b) 3次元帯電解析を行う。

- (6) 高抵抗体表面をより絶縁性が高い状態にする必要がある場合は、帯電解析を行い、絶縁体の電位が 1kV を超えないことを示さなければならない。

注 1: 上記の帯電解析を行うことができる計算プログラムは、付録-II に示す。

5.2.7 サーマルブランケット

- (1) 宇宙機内外の全サーマルブランケット(多層断熱材など)は、構造物に接地しなければならない。接地は、最低 2 つのグランドストラップで行われるべきである。サーマルブランケット上のいずれの箇所も、グランドストラップから 1.4m 以内とすべきである。同一サーマルブランケットに接続されたグランドストラップは、別部位に接地すべきである。2 m^2 を越えるサーマルブランケットは、超過分 1 m^2 当りグランドストラップを 1 点追加すべきである。

- (2) 隣接するサーマルブランケットの接地は、構造物に極力分散すべきである。

- (3) サーマルブランケットは、導電各層全てを接地しなければならない。

5.2.8 導電性コーティング

- (1) 表面曝露した高抵抗体が想定環境にて帯電が予見される場合(5.2.6 項参照)、導電性コーティング、導電性塗料、導電性被覆、導電性材料、などによりこれを回避しなければならない。この時、体積抵抗率 ρ や表面抵抗率 ($\Omega/\square$) ($= \rho/t$) は、式(5.2-1)、式(5.2-5)に準拠する。

(例) $V_{MAX} = 1000V$ 、 $J = 10 \mu A/m^2$ 、 $\gamma = 0$ の場合: 表面抵抗率 $\rho/t \leq 100M \Omega/\square$
 さらに 100 μm 厚の材料の場合: 体積抵抗率 $\rho \leq 10^4 \Omega m$

- (2) 導電性コーティングは、全運用期間中、侵食(スパッタリングおよび原子状酸素等による)等により性能低下しない十分な厚さを持たなければならない。

(3) 帯電量を抑えるため、二次電子放出係数が高い導電性コーティングが好ましい。

5.2.9 意図的電位

宇宙機表面電位を 5.2.2 の規定を超えて意図的に維持する場合、ESD の抑制のため、電圧印加部位の突出を避けるか、メッシュ・グリッド電極あるいはプラズマで電界を遮蔽して、実効的な表面電位を抑制しなければならない。

5.2.10 帯電部位への対策

帯電が避けられない表面が 2cm^2 を超える箇所については、リスク評価を実施し、ESD の有無および波及効果が許容範囲内であることを確認しなければならない。可否判断は、「机上・コンピュータ等による解析」に基づく「リスク評価」によって行う。どこまで帯電するか放電したとして誤動作等の懸念があるか検討すること。懸念がある場合は帯電電位を下げる工夫をするか、放電の閾値試験を実施し、運用期間中に想定される放電回数を見積ってリスク評価すること。放電の試験方法は 6.4 項の SAP の試験方法を参考にして良い。

(1) 帯電の抑制

ESD の確率低減と影響抑制のため、「 100cm^2 」を超える曝露絶縁部に対して以下を検討しなければならない。また、より小さい曝露部においても同様の検討を推奨する。

a) 放電確率低減その1：絶縁体の連続した曝露面積を縮小する。

例) 100cm^2 以下に小分けする。隣接する絶縁体との間を 2cm 以上開け、間に接地された導電体または高抵抗体を設ける。

b) 放電確率低減その2：絶縁体の曝露視野を縮小する。

例) 宇宙機構体へ接地した「導体フード」によって曝露視野を狭める。

(2) 放電による影響の抑制

個別の帯電部位について「放電経路」を検討し、生じうる影響についてリスク評価を行う。許容できないリスクについては、以下の対策を講じなければならない。

a) 想定される放電経路を適切に制御し、重大な電子機器や表面への放電・電流流入を防止する。

(例) 構体に接地された導電体による「放電ガード」(例えば、前述「導体フード」)を周囲に設けるなどして、適切な放電経路を形成して、放電電流を局所的に閉じるよう構成する。

(例) 電源系、信号系など放電に弱いものを近傍に配置しない。

b) 放電に伴うパルス電流による電氣的過渡状態に対して、適切な電磁適合性(EMC)を確保する。

(例) 放電経路近傍のハーネスを「シールド線」とするとともに、シールドに放電電流が流れた場合の対策を講ずる。

(例) 放電経路となる電流経路について、放電電流による誤動作防止措置を行う。

5.3 プラズマ計測を行う衛星

5.3.1 概要

周辺電界や低エネルギー荷電粒子の計測を行う宇宙機は、局所帯電の抑止、光電子・二次電子放出の抑止、宇宙機電位の能動制御について観測面からの要求がある。本項ではこのような宇宙機における定性的指針を示す。定量的レベルは、観測要求に応じて各ミッションで定義する。

5.3.2 指針

5.3.2.1 局所帯電の抑止

全表面の局所帯電は、観測時の環境条件において可能な限り数V（ミッションごとに規定）以下としなければならない。このため、極力全ての曝露表面において、目標値を満たす電気電導度を有しなければならない。

例外箇所（浮遊導体部および絶縁体を含む）は、可能な限り最小面積としなければならない。

低エネルギー荷電粒子センサーの入口近傍および視野近傍の表面は、特に配慮しなければならない。

5.3.2.2 荷電粒子放出の抑止

負電極は、光電子・二次電子の加速放出を防止するため、外部露出しないよう努めなければならない。低エネルギー荷電粒子センサーの入口近傍および視野近傍では、表面から放出される光電子・二次電子のセンサーへの入射を抑止するよう配慮しなければならない。

5.3.2.3 宇宙機電位の能動制御

宇宙機電位の能動制御に利用する荷電粒子放出装置・プラズマコンタクタなどは、観測目的を阻害しないよう（コンタミネーション抑止、大規模電位変動抑止など）配慮しなければならない。

5.4 太陽電池パネル

5.4.1 解説および適用性

本項で対象とするシステムは、高出力太陽電池パネルおよび太陽電池パドル駆動機構である。本項において規定されている太陽電池パネルに関する要求事項は、太陽電池セル、サブストレート、カバーガラスおよびインタコネクタから構成されるあらゆる太陽電池パネルに対して適用される。また、太陽電池パネルについては、二次放電以外にも一次放電による電気出力性能低下やプラズマ中への電力漏洩についての検討が含まれる。

太陽電池パネルにおいて、金属体のごく近傍に絶縁体が存在すると、一次放電が発生し、絶縁体表面に平行な電界があると絶縁体面上を拡がる沿面放電に至る。成長したプラズマが太陽電池の列間、または太陽電池とサブストレートの間を短絡する。これらのうちのどちらかがなければ、二次放電は発生しない。またトリガ放電の発生と成長を抑制することで、一次放電が及ぼす電気出力への悪影響も回避・低減できる。なお、太陽電池セルのカバーガラス、カバーガラス及びセルをサブストリートに固定するための接着剤、サブストレート表面の絶縁シートは、太陽電池セル、導電性のフェースシートと積層構成される高抵抗体として本項においてのみ取り扱うものとする（高抵抗体の定義は5.2-6項参照）。

太陽電池パドル駆動機構に関する要求事項は、太陽電池パネルの方向を維持するために使われる電動モータ、歯車装置、スリップリングおよびその駆動システムに対して適用される。

太陽電池パネルにおける一次放電及び二次放電を防ぐための設計標準を以下に示す。

5.4.2 基本原則

- (1) 金属部品は、大きさの如何に拘わらず、すべてパネル構造物に接地しなければならない。接地が困難で太陽電池パネルの機能・性能への影響がないと判断でき、顧客の承認が得られる場合はこの限りではない。
- (2) コネクタの空きピンのような接地ができない小面積の金属部は、電氣的浮遊のままとし、露出部分を高抵抗体でカバーして電荷の蓄積が進行しないようにしなければならない。
- (3) 金属部と絶縁材の境界が露出される形で隣接配置してはならない。それが避けられない場合は5mm幅以上の高抵抗体を介して両者は配置されるべきである。但しその場合はEMC、ESDの観点からリスク評

価すること。

- (4) 金属以外の部品・材料では、高抵抗体を使用しなくてはならない。高抵抗体は5.2.6項の規定に従うこと。絶縁体を使用する場合には、顧客の承認が必要である。
- (5) 太陽電池セルとサブストレート間の絶縁のためのカプトン層は、太陽電池パネルが製造過程あるいは軌道上で受ける各種要因を考慮して、ミッション期間中に所定の機能を維持できる厚さとしなくてはならない。(カプトン層の厚さとしては、 $50\mu\text{m}$ 以上が推奨される。)なお、各種要因としては軌道上での絶縁耐性の経年劣化、炭素繊維先端によるカプトン表皮の損傷やその他製造過程での人的損傷等がある。
- (6) 標準テフロン(5.2.6 項参照)を電力ケーブルの被覆として使用してはならない。電力ケーブルに被覆として標準テフロンを使用するときは、外側を更にカプトンで覆わなくてはならない。
- (7) 非接地金属面を有するアライメントキューブは打上げ前に取り除かなければならない。取り除けない場合は、アライメントキューブをカプトンテープで被覆することが望ましい。
- (8) 表面材料に関する電氣的導電性は 5.2.4 項に従わなければならない。表面の電気導電性が確保されない場合は、静電放電による関連機器への影響を評価の上使用することが望ましい。
- (9) 二次放電を抑制するために太陽電池列間にグラウティングを施す時は、ボイドが残らないように調合の時に十分な脱泡処理を行わなくてはならない。またグラウティング材料が軌道上での汚染源とならないように、十分なベーキングを施さなくてはならない。
- (10) 隣り合う太陽電池間の電圧をできる限り下げることが望ましい。30V 以下であれば二次放電発生の確率は非常に低い。
- (11) 太陽電池の並列回路をできるだけ小さく分割して、二次放電が発生した時の供給電流量を下げることを望ましい。二次放電の継続時間は電流量に強く依存し、継続時間が短ければ与える損傷も軽微となる。
- (12) 太陽電池の列間の距離をできる限り拡げることが望ましい。二次放電の発生確率は距離が長くなる程低くなる。

5.4.3 太陽電池パドル駆動機構

- (1) スリップリングアセンブリでの宇宙機一次電源による二次放電を抑制するため、リング間の距離、リング間のバリア高さ、材質、リング構成について充分配慮して設計しなくてはならない。
- (2) 太陽電池パネルに結合する外部曝露ハーネスについては 5.4.2 項に従わなくてはならない。

5.5 高電圧システム

本書では70V以上を発生する機器を高電圧システムと定義する。(付録 I . 8.3 参照)

5.5.1 規範的規定

- (1) 宇宙機に搭載されている装置はすべて、打ち上げから運用終了に至るまでに予想される全てのガス環境において、パッシェン放電が起きる可能性が許容値以下であることを証明しなければならない。
- (2) アウトガスを起こす高電圧システム及びアウトガスを起こす機器近傍に高電圧システムを設置する場合は、電気絶縁には細心の注意を払い設計すべきである。
 - a) アウトガスによる高電圧機器近傍のガス圧上昇については、数値計算等によって正確な値を把握することが望ましい。

- b)解析の結果、ガス圧の最悪値において、電圧レベルがパッシェン放電しきい値を超えることが予想される場合は、機器配置や露出電極部の処理に配慮を加えて、パッシェン放電の可能性を許容値以下に抑えなければならない。

5.6 内部部品および内部材料

5.6.1 概要

検討すべき部品は静電気放電による絶縁破壊が発生する可能性があるあらゆる誘電体(または浮遊導体/誘電体の組合せ)であり、たとえば以下のような品目がある。

- (1)ケーブル絶縁物
- (2)プリント基板
- (3)集積回路実装パッケージ
- (4)接地されていないスポットシールド

さらに電界の影響を受けやすく、かつ絶縁体または浮遊導体が含まれているあらゆる内部システムも同様に静電破壊が発生する可能性がある。たとえば以下のような品目がある。

- (5)3 軸加速度計
- (6)MEMS (Micro Electro Mechanical Systems:シリコン基板上に機械要素部品やセンサ等が集積化されて構成されるデバイス)

5.6.2 要求事項

5.6.2.1 接地および導電性

(1)原則として金属製コンポーネントは、すべて接地路を備えた設計製造をしなければならない。本要求事項の対象となる品目は、構造要素、スポットシールド、変圧器鉄心、金属製のコンポーネントパッケージ、PCB 上の未使用回路パターンなどである。さらに、地上試験で用いられたが軌道上では未使用であるケーブルおよび冗長モード時にリレー (アンテナフィードなど) が稼働して一時的に隔離されることになるケーブルも含まれる。

(2)導体は原則接地しなくてはならない。特に未使用で浮遊している導体は、必ず接地、あるいは除去処理を施さなくてはならない。対象となる品目としては、コネクタの未使用ピン、プリント基板上の未使用配線パターン等が挙げられる。但し、導体で直接接地できないコンポーネントに関しては、高抵抗体を介して接地箇所に接続するものとする。その際に使用される高抵抗体材料の抵抗値に関しては、その接続コンポーネントの帯電緩和時間が軌道周回時間以下となるように値を選定しなくてはならない。

(3)ケーブルが電子装置内に入る場合は、外部曝露ケーブル被覆材の帯電・放電による信号線、あるいはそれに接続されている電子機器への擾乱を防ぐため、宇宙機本体外部からケーブルが出る箇所にサージ対策を施さなくてはならない。具体例としては、制限抵抗やフェライトコア、コンデンサ、カレントリミッタなどの挿入である。

(4)ケーブルは、その他のコンポーネントによる遮蔽効果を利用できる場所を通すことが望ましい。

(5)ケーブルは宇宙機外部への開口部を横断するなどして、結果的に外部曝露することがあってはならない。

(6)宇宙機本体の外部を通るケーブルについては、絶縁性を維持できるための最低限の厚さの高抵抗体で覆わなくてはならない。

5.6.2.2 内部帯電電界

内部帯電には、構体内の誘電体表面が帯電するケースと誘電材料内(構体内材料以外に表面材料も含む)に荷電粒子等が注入・蓄積されることにより帯電が生じるケースの2つが考えられる。以下にその両者に起因する帯電電界についての判断基準について説明を行う。

- (1) 宇宙機の軌道上にて捕捉されている荷電粒子による内部帯電を考える場合、その粒子が持つエネルギーによって飛程が異なるため宇宙機表面材料内に留まるか、宇宙機構体内に侵入するかを検討する必要がある。飛程の算出には様々な実験式が存在するのでそれらを利用するか、もしくは0項に示すコンピュータシミュレーション等を用いても良い。

ここでは例として電子(エネルギー:35keV)が厚さ25 μm カプトンフィルムに照射された際の飛程の算出結果について示す。飛程の算出にKatz、Penfoldによる実験式を用いると、約10 μm と算出される[2]。この場合、照射直後の電子は材料内照射面から厚み方向10 μm の箇所まで全て留まる事となる。

- (2) 誘電体の内部帯電を原因とする放電を最小限に抑制するため、誘電材料内における電界10⁷V/m未満に維持しなければならない。さらにこの場合の誘電体内の蓄積電荷量についても同様に注意を払う必要がある。ここで例として電子(エネルギー:35keV)が材料(カプトンフィルム:比誘電率3.4)に照射された際の誘電体内の蓄積電荷量について示す。電子の飛程を10 μm とし、曝露面から均等に照射電子が分布して蓄積した場合、電界が10⁷V/mとなる際には電荷密度が約30 C/m³となる。
- (3) 上記(1)の要求事項については、影響を受けやすいコンポーネントに関して有限要素法や差分法、電荷重量法などの電界計算シミュレーションを行うか、または実験による試験を行うことによって順守していることを示さなければならない。
- (4) 帯電環境を決定するには以下のいずれかの最悪時環境を用いなければならない。
 - a) 外帯電子フルエンスと軌道計算ソフトウェアを関連させた最悪時モデル
(例えばFLUMICやAE-8等の環境モデル等を利用する。AE-8等の時間平均化された環境モデルを採用する場合、最悪時環境シミュレーションとはならないので実行の際に注意しなくてはならない。)
 - b) 対象となる軌道に関する最悪時スペクトル
 - c) 顧客が提示した最悪時環境
- (5) 内部電界の影響を受けやすく、かつ絶縁体または浮遊導体が含まれているMEMSおよび3軸加速度計などシステムの場合には、内部帯電によって誘発される電界をシステムの設計段階において考慮しなければならない。

5.7 テザー

5.7.1 定義

テザーは、宇宙機から展開されるか、宇宙機の2箇所を結合させる導電性・非導電性フレキシブルケーブルで、宇宙環境と電氣的相互作用を行う。本項では、テザーシステムを有する宇宙機における定性的指針を示す。定量的レベルは、必要に応じて各ミッションで定義する。

5.7.2 指針

5.7.2.1 最大電圧への配慮(導電性テザー)

- (1) 磁場を横切る軌道運動に伴う電磁誘導電圧、およびテザーで結合される「宇宙機の表面間」ないし「独立した宇宙機間」の帯電電位差を元に最大電圧を評価し、それに配慮しなければならない。

(2) テザー被覆絶縁物の耐圧は、予測最大電圧より大きくなければならない。

5.7.2.2 最大電流への配慮（導電性テザー）

(1) 電圧および集電面積を元に、最大電流を評価しそれに配慮しなければならない。

(2) 集電面積から想定される最大電流は、搬送可能な電流量を越えてはならない。

(3) 大電流が流れる場合には、プラズマ加熱、オーム加熱、外部磁界との相互作用などに配慮しなければならない。必要であれば電流量を制限する。

5.7.2.3 電流経路への配慮（導電性テザー）

(1) 展開機構内の予定経路以外の導電性経路については十分高い抵抗をもたせて電流がそれらを通らないよう配慮しなければならない。展開機構においては、絶縁体損傷による影響にも配慮する。

(2) 絶縁体が損傷すると、宇宙機内またはプラズマを通じて予定外の経路を電流が流れる。絶縁体が取扱・展開において損傷されないよう、配慮しなければならない。

5.7.2.4 損傷への配慮

(1) 機械的・電気力学的振動によるテザーおよび展開・改修機構の損傷について配慮しなければならない。必要であれば、電気力学的振動の抑止のため、振動を検出し電気的に振動抑止するシステムを設ける。

(2) 電氣的焼損などによるテザー破断による、宇宙機の機械的ハザードについて配慮しなければならない。

5.7.2.5 固着への配慮

真空固着だけでなく、静電固着についても配慮しなければならない。

注:以下の事項は、本項の適用対象外である。

- (1) 機械強度、熱変形、ねじれ応力
- (2) ダスト/デブリ衝突による損傷、デブリ化
- (3) アウトガス
- (4) 放射線・原子酸素などによる劣化

5.8 電気推進

5.8.1 解説

電気推進は、比較的推力が小さく宇宙機に搭載されるスラスタで、姿勢制御用、ステーションキーピング用、軌道上昇用、惑星間飛行用などがある。本要求事項は、荷電粒子を放出して推力を生み出す全システムが対象になっており、以下のようなスラスタがある。

- (1) 電界放出電気推進(FEEP)スラスタ
- (2) グリッド付イオンエンジン(マイクロ波放電式、高周波放電式および直流放電式など)
- (3) グリッド無しイオンエンジン(ホールスラスタなど)
- (4) MPDスラスタ
- (5) PPT(Pulsed Plasma Thruster)

これらのシステムのうちの多くでは中和電子放出装置または中性プラズマ放出装置が不可欠な構成要素になっており、同じ設計・試験プロセスにおいて検討することになる。さらに、宇宙環境との相互作用によ

って発生する宇宙機電位の制御にも中和器を用いることが可能であり、このため本要求事項では以下のような中和器も対象になっている。

- (6) プラズマコンタクタ(ホローカソード、マイクロ波放電式中和器など)
- (7) 電界放出型中和器
- (8) 電子ビーム放出装置
- (9) 加熱フィラメント式電子放出装置

荷電粒子を放出しない電気推進システム、たとえばDCアークジェット、レジストジェットについては、本書において規定されている要求事項のほとんどが該当しない。しかしながら、これらのシステムの場合も、宇宙機外での静電気上の相互作用に対して影響を及ぼす可能性がある汚染物質およびガスを放出するため、これらの側面が本標準の適用対象になっている。

5.8.2 要求事項

5.8.2.1 電気推進の電源の接地

電気推進では高電圧を扱うことが多い。高電圧電源回路を宇宙機へ接地しなくてはならない。正極、負極、または中間タップのいずれかを接地することとなる。接地の方式には、単純接地、抵抗挿入、ツェナーダイオード挿入、などがある。[\[4\]](#)

5.8.2.2 宇宙機の中和

- (1) 電気推進システムによって生成されたビーム電流が完全に中和されることを立証するため、最悪プラズマ環境において最大ビーム電流および中和電流に適合する中和器性能を、経年変化を含み、示さなければならない。

注 1: 一般的には、環境から出される荷電粒子電流は、電気推進を搭載する宇宙機を中和する上では不十分であり、このため電気推進ビームよりも多くの電流を供給する能力を備えた中和器システムを装備しなければならない。

注 2: 中和が不全になると、宇宙機の帯電を誘起し、電位が時間経過と共に負に沈み、一旦噴射されたイオンが反転して宇宙機に高速で流入する。その結果、他のシステムとの干渉と宇宙機の損傷、電気推進効率の大幅な低下、および宇宙機表面の汚染およびスパッタリング侵食を発生させることになる。

- (2) ホールスラスタの場合は、陰極としてビームを中和化しかつイオン化プロセスの一部として用いられるホローカソードを取り付けることが一般である。なお、上記(1)において示されている中和器に関する要求事項を当該陰極に対して適用させるものとする。
- (3) 関連する中和器を装備しない状態でスラスタを宇宙機上で稼働させてはならない。
- (4) イオンビーム電流やその他の正電流に見合うだけ電子電流を放出する機構を明示しなくてはならない。または制御機構を備えなくてはならない。
- (5) 中和能力が低下した際の検知機構を備えなくてはならない。
- (6) 中和能力低下を検知した場合の安全処理ロジックを備えなくてはならない。
- (7) 中和器とイオン放出装置を結び付ける電気線路を設けて、空間内での中和器電子およびスラスタイオンの流れを含む完全な回路が存在するようにしなければならない。

注 1: 中和電流がその他の搭載システム内を通ることがないようにしないかぎり、EMC 問題が発生すると危惧される。

注 2:スラスタから放出されるイオン電流と中和器からの電子電流が電流ループをなすので、両者の空間的取り付け位置に距離がある場合には磁界成分を放射してEMCや地磁気トルクを発生すると危惧される。特に多数台搭載されたスラスタを同時運転しこれをより少ない数の中和器で中和する場合にはさらに注意を要する。

- (8)LEO上に投入する FEEP などのいくつかの低推力スラスタの場合には、電離圏プラズマ電流を用いて中和することが可能であるが、非常に特殊な方法に分類される。なお、スラスタ運転にとって最悪時外部電流(式(I.3-8)の各電流成分)を考慮後に同方法が適切であることが判明した場合は中和器を省略してもよい。
- (9)電気推進スラスタを装備していない宇宙機において宇宙機帯電を制御する役割を有している中和器は、宇宙機の接地電位部に直接取り付けなければならない。ただし、宇宙機をバイアス電圧で保持することが意図されている場合は例外であり、この場合は電源を介して接地電位部に中和器を取り付けることができる。
- (10)宇宙機帯電を制御する役割を有している中和器を装備する場合は、最大の外部プラズマ電流を上回る電流容量を備えていなければならない。
- (11)低エネルギー中性プラズマを放出する中和器は、能動的な宇宙機電位の制御および測定を行う必要がない。

注:ただし、スラスタの動作を診断する上では測定値が役に立つ可能性がある。

- (12)正または負どちらかの一方の高エネルギー荷電粒子を放出する中和器(たとえば電子銃など)の場合は、時間経過と共に帯電レベルを上昇させる可能性があり、さらには電位バリアによって機能不良になると危惧されるため使用しないこと。

注:これらの放出装置では、一定の電位を維持するためにリアルタイムでの電位測定(ラングミュアプローブやイオンエネルギー分析器)値に照らして放出装置電流を能動的に制御する。

- (13)以下の場合は上記(12)の例外とすることができる。
 - a)たとえば表面が完全な導電性を有しているかまたは、周囲プラズマが非常に低いエネルギーで熱速度が小さいため時間依存する表面帯電レベルが非常に低い状態にとどまることを証明できる場合。
 - b)科学上の測定であるため周囲プラズマを乱さないようにすることが要求される場合。

5.8.2.3 ビームの中和

ビーム内における空間電位分布およびビームが占有する空間体積は、中和器の電子がどの程度効率的にビーム自体に浸透して中和させるかに左右される。なお、宇宙機付近のビームを中和することができないと、ビーム内において生成された電荷交換イオンによる汚染が激しくなり、さらにはビームの発散が大きくなってある程度の推力が失われると危惧される。

- (1)設計プロセスでは、ビームの中和を考慮に入れなければならない。
- (2)荷電ビームの中和が可能な限り宇宙機の近くにおいて行われるようにするため、中和器は可能な限り電気推進の近くに配置することが望ましい。なお、中和器は、通常はスラスタと同じユニット内に組み入れる。
- (3)ただし、当該要求事項は、電気推進システムの単純化設計によるメリットと、上記の影響のデメリットとトレードオフできる事柄である。具体的には1個の中和器を2つ以上の電気推進システムの間に配置することによって軽量化が可能である。なお、当該方法は顧客の承認を得るものとし、さらにビームの中和が継続

的に成立可能であることを示す証拠を示さなければならない。

5.8.2.4 低速低温プラズマ雲の影響

電気推進および宇宙機から放出される中性ガスや高速ビーム、プラズマの相互作用によって宇宙機は低速低温プラズマに覆われる。そのプラズマを介して、電気推進や高電圧太陽電池パネルなどの高電圧露出電極間に電流が誘導される場合がある。その効果を考慮しなくてはならない。

注:電気推進の中和電子電流が宇宙機の他の部位に常時流入すると、その分中和電流が欠乏して宇宙機帯電を誘起する。

5.8.2.5 汚染

電気推進システムを出た中性粒子の一部がイオン化して宇宙機に戻り、汚染源となると危惧される。これらの中性粒子としては、たとえば推進剤およびスラスタ自体が侵食されて離脱した材料などの原子(静電グリッドやプラズマ加速部から出た原子など)である。

- (1)スラスタ用および中和器用の推進剤およびスラスタ構造材料は、汚染物質としての影響を念頭に置いて選択しなければならない。

注:以上の理由により希ガスを推進剤および中和器の媒体として用いるのが1つの典型的な方法である。

- (2)電気推進システムから放出される原子の種類およびこれらの原子の空間分布を考慮しなければならない。

- (3)放出された原子による汚染レベルを顧客によって承認されたレベルまで引き下げなければならない。

注:許容可能な汚染レベルは様々であり、個々の事例に基づいて定められている。なお、光学面および熱制御面の許容可能レベルは、その他の部分よりも厳しく設定される場合がある。

5.8.2.6 プラズマジェット照射

- (1)電気推進システムから出る高速のイオン軌道が、宇宙機のその他の表面に衝突しない、または可能な限り低減化する設計が望ましい。

- (2)加速の開始・停止や作動の断続時に過渡的なイオン軌道が宇宙機に及ぼす効果を考慮し、それが許容範囲内であることを示さなくてはならない。

注:上記の要求事項を順守しないと高レベルの表面材料スパッタリングが発生し(その結果表面が侵食され)、照射領域の機能性能劣化や望ましくないスラストルクが発生する可能性がある。

- (3)イオン軌道が宇宙機のその他の部分に衝突する場合は、スパッタリングおよびトルクが顧客によって同意されたレベルを下回っていることを立証しなくてはならない。

5.8.2.7 中性ガスの影響

中性ガスの放出を原因とする宇宙機周囲のプラズマ密度レベルについての評価を行わなければならない。かつ中性ガスを通じて起こる放電を考慮しなければならない。

注:宇宙機および電気推進システムは、大量の中性ガスを放出させる可能性がある。たとえば、電気熱スラスタや化学スラスタによって放出されるガス、および、内部放電が開始される前にグリッド付イオンエンジンおよびMPDスラスタの始動時に放出されるガスなどがある。また宇宙投入された直後、宇宙機は多量のガスを放出する傾向にある。これらの中性ガスの放出は、高電圧部位にパッシェン放電を誘導すると危惧される。

宇宙機から放出される中性ガスが原因で電気推進作動時に不測の放電や電荷交換反応による周辺プラズマ密度の増大、(アクセルグリッドへの)リーク電流増大などが発生する場合がある。また、光電離された後に宇宙機周囲のプラズマ密度を劇的に上昇させる可能性がある。さらに、その結果生じる可能性がある1つの影響として、帯電している表面上においてまたは能動的に異なった電位に保持されている諸表面間において放電が誘発される場合がある。

5.8.2.8 電気推進の搭載周囲

極短時間でも中和不良が発生すると、一旦噴射されたイオンが反転して宇宙機に高速で流入する。高エネルギーイオンによる宇宙機の局所帯電に留意しなくてはならない。流入範囲は空間電荷制限効果のために電気推進スラスタ周囲に限定されるので、関連部位の表面はすべて導電処理し、接地しなくてはならない。

5.8.3 総論

本項では、宇宙機外でのプラズマ、電界および磁界(中和器によって生成されたものを含む)と宇宙機の相互作用に関わる要求事項が網羅されている。さらに、当該要求事項は、プラズマ環境が電気推進システムの動作に対して及ぼす影響および電気推進システムがプラズマ環境との相互作用を通じて宇宙機のその他のシステムに対して及ぼす影響の両方に関連した要求事項である。

電気推進システムと環境との相互作用のうちで、本項では網羅していない項目は以下である。

- (1) 中和器は強力な EMC 干渉源になる可能性があり、プラズマコンタクトは基本的には曝露した放電源である。このため、EMC 規格を履行することによって当該プラズマコンタクトが宇宙機のその他のシステムに対して不当な干渉を行わないことを確認しなければならない。
- (2) イオンエンジン、イオン中和器および放出ビームは、可視光、紫外線および熱線の発生源である。このため、光学システム(スタートラッカーなど)に対する影響および宇宙機の熱収支を考慮しなければならない。
- (3) 電気推進プラズマビームは無線通信の送受信を遮断[5]すると危惧される。このため、これらのプラズマビームを基準にしたアンテナの配置を考慮しなければならない。
- (4) 電気推進システムはしばしば1kV程度の高電圧を使用する。電気絶縁には細心の注意を払い設計すべきである。高電圧絶縁を担う部位を同定するとともに、不測の事態としてその部位の絶縁不良が発生した際の短絡電流経路を明確にしなくてはならない。その短絡電流が別のサブシステムを経由して流れ、故障がさらに波及する恐れがないように設計する必要がある。

6 試験・検証方法

6.1 原則

5.1.1.4 項にて立案された検証計画にて、宇宙機の健全性を確認する。

6.2 表面の材料

6.2.1 例外的材料の試験

6.2.1.1 試験の実施

(1) 5.2.2 項(1)、(2)、(3)の要求が設計上矛盾する場合や宇宙機の形状が複雑すぎて平面で記述できず、5.2.6(5)項の解析ができない場合、また使用する材料の電気的特性が不明である場合には該当する表面材料の試料を用いて試験を行うものとする。

(2) 当該試験を行う上での論理的根拠、試験手順詳細および試験結果を顧客に提出して承認を得なければならない。

6.2.1.2 材料試験条件

(1) 試験は最悪時の環境における帯電を再現させることができ、当該環境下における材料の応答を評価できなければならない。

(2) 試験は真空状態および電子照射状態において行わなければならない。

(3) 試験は材料のアウトガス放出後に行わなければならない。

注: アウトガスによって揮発性物質が失われるのに伴って材料の電導度が変化する可能性がある。

6.2.1.3 試験に影響を及ぼすパラメータ

6.2.1.3.1 温度依存

試験は宇宙空間における使用温度で行わなければならない。

注: 温度は誘電材料の電導度に対して大きな影響を及ぼすことがあり、温度が低下すると体積抵抗率が上昇する。

6.2.1.3.2 電界および放射線の影響

試験は電子ビームを用いて行わなければならない、該当する環境における電子電流を再現すること。さらに、放射線線量率を再現させることが望ましい。

注: 電子線照射は、測定を行う際の電導度の変化が表面電位に対して影響を及ぼし、また放電の危険性の評価についても影響を及ぼす。

6.2.1.4 試験合格判定基準

最悪時の環境において、かつミッションにおいて用いられることになる全温度において、試料が規定の表面電位および試料に印加される電界を常に下回っていることを、直接的な実験シミュレーションまたは材料パラメータを用いた計算によって示さなければならない。

6.2.1.5 材料帯電試験

(1) 宇宙空間において使用したことがない新材料は、放電のしきい値を以下の条件で試験しなければならない。

(2) 試験条件

- a) 試験対象となる試料は表面電位及び電界を計測する装置の精度以上とし、標準的には30mm×30mm以上とする。
- b) 対象となる軌道環境を考慮に入れて放射線(電子・イオン)のエネルギー及びフラックスを設定する。なお、エネルギースペクトルは軌道上環境におけるスペクトルであるものが望ましいが、代替的に単一エネルギーで最悪時環境を模擬したものでも良い。
- c) 使用する温度範囲全体にわたって温度を変化させること。
- d) 軌道別の放射線及び温度環境は JERG-2-141 の6から9章を参照のこと。

(3) 以下に示す電気的性質を考慮に入れて静電放電リスクの評価を行わなければならない。

- a) 体積抵抗率
- b) 表面抵抗率
- c) 放射線誘起電導度(RIC)
- d) 比誘電率
- e) 放電発生しきい値
- f) 二次電子放出係数
- g) 光電子放出係数

6.2.2 検証「宇宙環境標準」

6.2.2.1 接地

- (1) 電気的導電性および接地に関する評価を、検査および試験によって行わなければならない。
- (2) 宇宙機開発の品質確認試験の一つとして、接地に関する検査・試験計画を策定しなければならない。

6.2.2.2 材料選択

- (1) 体積抵抗率および表面抵抗率などの帯電に関する材料パラメータを確認しなければならず、同確認は材料供給メーカーが行うかまたは材料選定手順の一部として行うものとする。また、宇宙環境における材料の物性パラメータへの影響についても把握する必要がある。
- (2) 物性値は顧客との間で取り決めた基準に従った試験によって決定しなければならない。

6.2.2.3 環境上の影響

電流経路の導電性が以下のような環境上の影響によって損なわれることがないことを実証しなければならない。

- a) 振動
- b) 熱の変化
- c) 材料の劣化

注:c) 項の材料の劣化は、宇宙環境における原子状酸素、放射線、紫外線および熱による劣化を示す。

6.2.2.4 コンピュータによるモデルおよび解析結果

- (1) コンピュータによる解析モデルの仕様および解析結果を示さなければならない。
- (2) 解析結果の妥当性について、過去の宇宙飛行解析結果などを用いて比較検証しなければならない。
- (3) モデルにて表現できない曝露している小さな部分での解析は、その部位の帯電・放電が周辺機器に影響

しないものであれば無視しても良い。無視できないものであれば0項のリスク評価に従い評価しなければならない。

- (4) 表面材料の物性パラメータの宇宙環境による変化(劣化)を考慮し、それが帯電状態に与える影響を定性的、かつもしくは定量的に解析すること。

6.3 プラズマ計測を行う宇宙機

6.3.1 概要

5.3.2 項に対応する、定性的な試験・検証について述べる。定量的レベルは、リスク評価に応じて各ミッションで定義する。

6.3.2 試験・検証

以下を、単体試験時ないし総合試験時、ないしその双方で確認する。

6.3.2.1 局所帯電の抑止

全曝露表面で、宇宙機構体に対する電気電導度を実測し、設計目標値を満たすことを確認する。

実測が難しい箇所は、材料測定およびボンディング抵抗測定などで代用する。

例外箇所(浮遊導体部および絶縁体を含む)で、設計時になされた「面積最小化措置」の実施を確認する。

6.3.2.2 荷電粒子放出の抑止

設計時になされた「負電極の非曝露措置」の実施を確認する。

低エネルギー電子エネルギーアナライザーの入口近傍および視野近傍で、設計時になされた「光電子・二次電子入射抑止措置」の実施を確認する。

6.3.2.3 宇宙機電位の能動制御

イオン・電子放出装置・プラズマコンタクタなどで、設計時になされた「コンタミネーション・大規模電位変動抑止措置」の実施を確認する。

6.4 太陽電池パネル

6.4.1 太陽電池パネル試験（負帯電）

6.4.1.1 概要

太陽電池パネルに関しては、構成する各部品の単体試料(カバーガラスのみやコネクタのみといった単位)に対して行う6.2.1項において解説されている表面帯電試験に加えて、太陽電池パネルとして組立てられた状態において太陽電池電気性能の劣化と二次放電の制御に関する以下の試験要求事項が適用される。太陽電池パネルの放電試験方法はISO化されており³、要すれば参考にすること。

6.4.1.2 試験項目

以下の三項目について試験を実施すべきである。

- (1) 一次放電が発生する時のカバーガラスと太陽電池セル間の電位差のしきい値の測定。
- (2) 一次放電に起因したPN接合の破壊や汚染等による太陽電池の電気出力性能の劣化。ここでいう電気出力性能の劣化とは、太陽電池パネルの一つの直列回路の出力が全て失われるわけではなく、発生電力が一次放電の繰り返しに伴って徐々に低下することを指す。

(3) 一次放電に起因した自己持続的な二次放電(過渡的持続放電または恒久的持続放電)に関する試験

6.4.1.3 試験を必要としない場合

以下に記す場合は試験を実施する必要はない。

- (1) 過去に同一設計の太陽電池パネルが同様の軌道(GEO、PEO等)を想定した試験により耐久性を確認されている場合は、6.4.1.2 項の項目(1)、(2)、(3)は共に試験を実施する必要はない。
- (2) オーロラ帯を通過しない軌道傾斜角のLEO衛星で、日陰あけの最大発電電圧が6.4.1.2 項の項目(1)で得られたしきい値よりも小さい時は、一次放電発生の可能性が極めて低いいため、6.4.1.2 項の項目(2)、(3)共に試験を実施する必要はない。
- (3) 自己持続的な二次放電の発生の可能性は、太陽電池セル種類・隣接セル間電圧・セル間隔に関する実験値(付録-III)を参考として、当該設計が十分にこれらの値を下回っていると判断した時は、6.4.1.2 項の項目(3)については試験を実施する必要はない。
- (4) 電気推進システムを搭載した宇宙機において、イオンビームの中和に失敗した際の負帯電による放電について評価する場合は、まず中和器故障を検知してからイオンビーム電流を遮断するまでの間に発生するカバーガラス表面電位と宇宙機電位の差を見積もること。最大電位差が一次放電発生しきい値以下であれば、6.3.2.3.2 の項目(2)(3)は試験を実施する必要がない。たとえしきい値以上に帯電するとしても、一次放電が繰り返し発生するとは考えにくいので、6.3.2.3.2 の項目(2)については試験を実施する必要はない。

6.4.1.4 試験条件

試験を実施する前に、帯電解析ツール等から、運用期間中の太陽電池パネルにおける一次放電回数についての見積もりを行うこと。その際以下の項目に留意すること。

- (1) 帯電解析ツール等を使って、カバーガラスと太陽電池セル間の電位差が一次放電発生のしきい値を超える環境条件を見つけ、それら環境条件の発生確率と、電位差がしきい値を上回るまでの帯電時間から一次放電発生回数を見積もること。
- (2) 宇宙機全体で発生する一次放電発生回数と試験用クーポンの面積内で発生する一次放電発生回数の両方を見積もること。
- (3) GEO衛星の場合、日陰中と日照中の各状態での一次放電発生回数を見積もること。
- (4) PEO衛星の場合、太陽電池パネルのセル実装面が進行方向を向いているか否かの各状態での一次放電発生回数を見積もること。
- (5) 逆電位勾配状態(カバーガラス表面電位がセル電極電位よりも正)と順電位勾配状態(カバーガラス表面電位がセル電極電位よりも負)の各状態での一次放電発生回数を見積もること。
- (6) 電気推進システムの中和器故障については、中和器故障からイオンビーム遮断までの総時間とカバーガラス・宇宙機間の電位差がしきい値に達する時間を用いて一次放電発生回数を見積もること。

6.4.1.5 一次放電の意図的発生

- (1) 一次放電の発生は帯電解析等の結果得られた電位勾配状態を用いて行うことが望ましい。
- (2) GEO衛星の場合、最も実際に即した方法は、keV 電子ビームを用いてガラス面を帯電させて一次放電を起こさせる方法である。

- (3) LEO衛星の場合、最も実際に即した方法は、太陽電池パネルのセル実装面が進行方向を向いている場合は、低エネルギープラズマを用いる方法である。セル実装面がウエーク側を向いている場合は、keV 電子ビームを用いてカバーガラス面を帯電させる方法が実際に即している。
- (4) 電気推進システムの中和器故障を模擬した試験においては、低エネルギープラズマを用いるのが実際に即している。
- (5) 試験項目が 6.4.1.2 項(3) (二次放電)であり、一次放電から二次放電への移行確率が一次放電パルスの発生手段によらず同じであることを何らかの手段で確認できた時は、前記(2)、(3)の制約を受けずに、効率的に一次放電を起こす手法を用いてもよい。太陽電池列間に効率的に一次放電を起こす手法としては、低エネルギープラズマの使用や、電子ビームをフォーカスする方法、レーザーパルスによるトリガ等の手法がある。
- (6) 試験項目が 6.4.1.2 項(2) (一次放電による太陽電池電気性能の劣化)である時は、一次放電パルスの発生手段については、前記(2)、(3)に沿って行うのが望ましい。また、6.4.1.4 項(2)で見積もった試験用クーポンあたりに予想される回数の一次放電を、一つの試験クーポンあたり発生させること。その回数を経た後の電気性能の劣化具合から、運用期間終了時の電力低下量を見積もること。なお、放電回数については帯電解析等の誤差を考慮した上で、十分なマージンを持たせること。
- (7) 太陽電池パネルとその下の導電性基板の間の二次放電の発生可能性については、正極端で予想される一次放電の発生数の総和に相当する回数の一次放電を、正極端を模擬した試験クーポンのセルの周辺で起こさせること。
- (8) 太陽電池パネルの隣接列間の二次放電の発生可能性については、最大電位差をもつセル間で予想される一次放電の発生数の総和に相当する回数の一次放電を、当該箇所を模擬した試験用クーポンのセル間で起こさせること。
- (9) 前記(7)、(8)の一次放電の発生数の総和とは、太陽電池パネルの各回路の該当箇所での発生数を全て足し合わせたものである。

6.4.1.6 試験解説

(1) 電子ビーム試験は、以下の特性を備えた試験室内において真空状態で行うこと。

- a) keV 電子ビームを安定して照射できるだけの試験室内真空度。通常は 3×10^{-3} Pa 程度である。
- b) 過渡的短絡状態に対する太陽電池パネルの動的反応を再現させることができる電源(SAS)。電源の出力端子間容量はできる限り小さくし、突入電流をできる限り抑えること。
- c) 電源および試験クーポンに接続する高電圧ケーブルフィードスルー(最高 20kV)
- d) 放電電流・列間電圧の過渡状態のモニタリングおよび記録を同時に行うための装置
- e) 試験中における試料の目視観察、写真撮影、およびビデオ録画
- f) 高電圧電源(約-10 kV)
- g) 電子銃(20 keV など)
- h) x-y 走査用の非接触型表面電位計 0~20 kV

(2) 低エネルギープラズマ試験は、以下の特性を備えた試験室内において真空状態で行うこと。

- a) 太陽電池パネルに -1kV の負電圧を印加しても、表面でグロー放電が発生しないだけの試験室内真空度。通常は 0.1Pa を下回れば、一次放電の発生は露出電極表面のグロー放電ではなく、露出電極表面に接した絶縁体の縁、三重接合点となる。
- b) 過渡的短絡状態に対する太陽電池パネルの動的反応を再現することができる電源(SAS)。電源の出力端子間容量はできる限り小さくし、突入電流をできる限り抑えること。
- c) 電源および試験クーポンに接続する高電圧ケーブルフィードスルー(最高 3kV)
- d) 放電電流・列間電圧の過渡状態のモニタリングおよび記録を同時に行うための装置
- e) 試験中における試料の目視観察、写真撮影、およびビデオ録画
- f) 高電圧電源(約 -1kV)
- g) 電子衝撃型直流プラズマ源や電子サイクロトロン共鳴型プラズマ源などの低エネルギープラズマ源。電子温度は、試験クーポンに印加する電圧に比べて十分に小さくなければならない。通常は数 eV 以下。プラズマ密度は、試験クーポンを取り囲むシースが壁に達しないだけのデバイ遮蔽を行える密度をもたねばならない。
- h) ラングミュアプローブ等の背景プラズマ計測

(3) 当該試験クーポンの主な特徴は以下のとおりである。

- a) 試験クーポンは、フライトモデルを模したものでなければならない。実際の大きさの太陽電池パネルを日光下および真空内において試験するのは非現実的であるため、実際の大きさよりも小さい試験クーポンを用いる。
- b) 試験クーポンの数については、フライト品の製造時のばらつきを考慮した十分な数を用意しなければならない。
- c) 試験中にセルに光を照射する必要はない。
- d) 顕微鏡を使って、試験クーポンの表面状態の詳細を試験の前後で記録しておくことが望ましい。
- e) 試験中のビデオ画像から放電発生点の位置を記録することが望ましい。

(4) 試験項目が 6.4.1.2 項(3)(二次放電)である時は、試験クーポンについて以下の項目について留意すること

- a) 最低限の条件として、2個直列の2本のストリングからなる計4個の太陽電池が必要である。それぞれのストリングのP極端、N極端から配線を引き出す。
- b) 隣接するストリング間の間隔は、設計上の最小間隔とほぼ同じにすること。

(5) 試験回路の主な特徴は以下の通りである。

a) 外部キャパシタンス C_{SAT} によって宇宙機構体と宇宙空間の間のキャパシタンスを模擬する。このキャパシタンスは通常 $1nF$ 以下であるので、試験回路のケーブル等に含まれる浮遊容量が同程度ある時には挿入する必要はない。

b) 太陽電池パネル表面のカバーガラス等の絶縁体のキャパシタンスや、太陽電池パネル近傍の熱制御材等の大面積の絶縁体のキャパシタンスを模擬するためには、外部キャパシタンス C_{ext} を用いる。外部キャパシタンスからのエネルギー注入については、一次放電パルスのエネルギーが軌道上で予想されるエネルギーと同等のものとなるように C_{ext} の値を調整すること。また、エネルギー注入が有限の速度をもったプラズマの広がりによるものなので、 C_{ext} から一次放電に供給される電流の時間波形が軌道上で予測されるものと同等になるよう、以下の二つの仮定に基づいて遅延回路等を用いることが望ましい。

○一時放電に寄与するキャパシタンスとして、太陽電池アレイ翼分のカバーガラスのキャパシタンスの総和を仮定する。

○プラズマの進展速度については、静止軌道、及び低軌道に関わらず、逆電位勾配の場合は $10km/s$ を想定し、逆電位放電の電流波形は文献[7]を参考に求めること。順電位勾配については $100km/s^4$ を想定して放電試験回路の設計を行い、予備試験で電流波形を取得[8]。取得した電流波形の妥当性を確認して本試験を実行すること。試験方法については文献[6]を参考にすること。

(6) 試験項目が 6. 4. 1. 2 項(3) (二次放電)である時は、試験回路について以下の項目について留意すること

a) セルに既に電流が流れている状態にして一次放電が発生することが望ましい。バイパスダイオード機能のついていないセルを使用し、且つセルに光を照射しない時には、太陽電池セルに流れる電流は発電時とは逆向きの電流となる。バイパスダイオード機能のついていない時には、大電流を流すことが許されるならば、どちら向きに電流を流してもよい。大電流を流すことが許されない時は、バイパスダイオードに電流を流すこと。

b) SASのブロッキングダイオードによって各ストリングが分離されていないとき、一次放電前にセルに流れる電流は 1 ストリング分であるが、二次放電になった時には、1 ストリング以上の電流が流れることがある。SASを 2 台以上並列につないで複数ストリングからなるセクション全体の試験を行う際に、最初から 2 ストリング以上の電流をセルに流すとPN接合を破壊させる可能性がある。大電流を流すことが許されない時は、予めセルに流す電流は 1 ストリング分程度に抑え、一次放電が発生した後に速やかに 2 ストリング以上の電流が流れるようにすること。

注:セルのPからNの向きに過度の順方向電流を流すと、接合の中の一ヶ所に電流が集中して局所的に加熱することにより、PN接合を破壊する危険性がある。

c) 前記のように、一次放電発生後に別ストリングからの電流をSASから追加供給する際には、追加供給するSASからのケーブルに付随するインダクタンスを小さくして、速やかに追加の電流が供給されるようにすることが望ましい。

d) 不要なインダクタンスによる電流波形の遅延・変形が生じないよう、真空チェンバー内及び外部電源におけるケーブルは極力短くし、可能であれば撚り線または同軸ケーブルを用いる。(図 6. 4-1 参照)

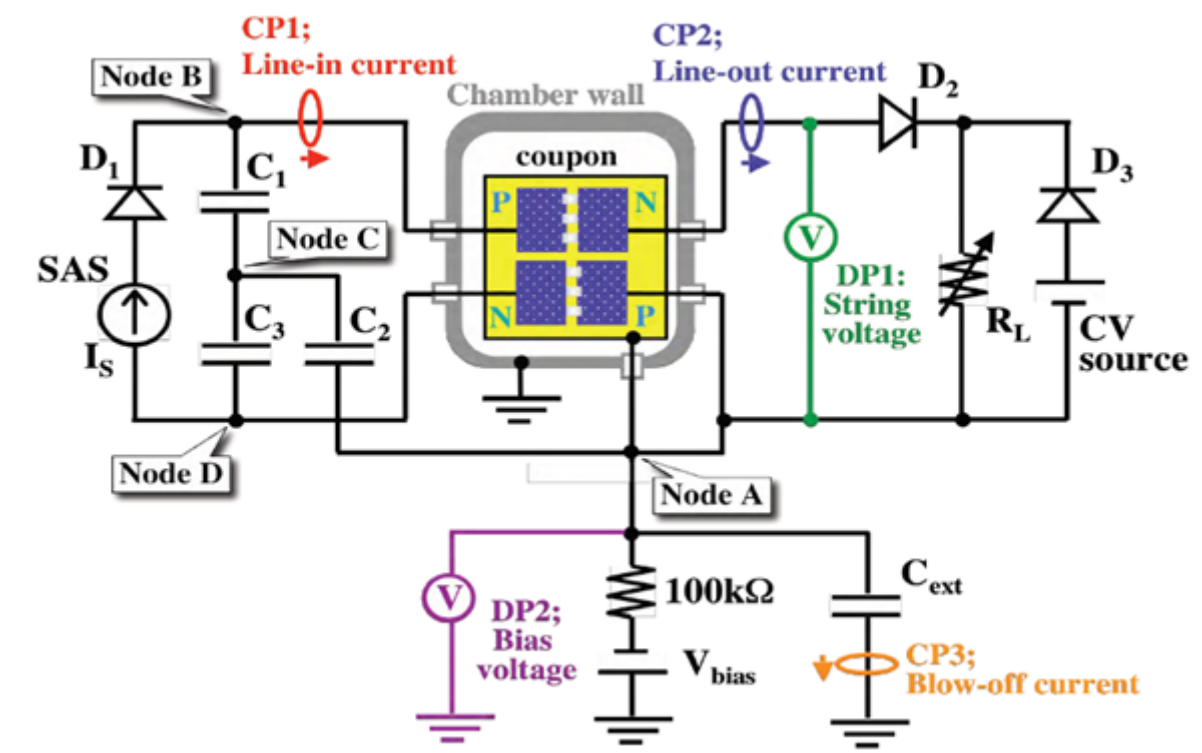


図 6.4-1 試験回路の概略図 (例; プラズマ中逆電位勾配)

e) 太陽電池のストリングの正極端と負極端の間に含まれる太陽電池 PN 接合のキャパシタンス C_j と太陽電池と基板の間の接着剤とフェースシートのキャパシタンス C_k を考慮するために、 π 型ないし T 型に接続した 3 個のキャパシタンスで置き換えたものを、図 6. 4-1 に示すように C_1 、 C_2 、 C_3 として挿入することが望ましい。 C_1 、 C_2 、 C_3 の導出は、太陽電池一個を単位とする分布定数回路で置き換えて以下のように計算する。

$$C_1 = C_3 = N_p \sqrt{C_j C_k} \frac{1}{\tanh \left(\frac{N_s}{2} \sqrt{\frac{C_k}{C_j}} \right)} \quad (6.4-1)$$

$$C_2 = N_p \sqrt{C_j C_k} \sinh \left(N_s \sqrt{\frac{C_k}{C_j}} \right) \quad (6.4-2)$$

ここで、 N_p は太陽電池パネルの並列回路数、 N_s はパネル 1 回路中の直列接続された太陽電池セルの枚数である。

f) 列間での二次放電が発生した時に、太陽電池パネル回路の最大供給電流がすみやかに列間に流れるように、図 6. 4-1 に示すようにダイオード D_2 、 D_3 を介して定電圧源 V_2 を挿入することが望ましい。列間のアーク抵抗の低下によって、列間の電圧が V_2 よりも低下すると、 D_2 が I_1 からの電流が R_L に流れることを阻止し、全電流 I_1 を HOT 列 (図 6. 4-1 の上側の太陽電池列) と RTN 列 (図 6. 4-1 の下側の太陽電池列) の間に流すようにできる。 V_2 は宇宙機電源系において、バス電圧を模擬している。

6.4.1.7 試験合格判定基準

- (1) 試験項目が 6.4.1.2 項(2) (一次放電による電気性能劣化)である時は、運用期間終了時に予想される太陽電池パネルの電気出力低下量が許容範囲内であることを実証しなければならない。
- (2) 試験項目が 6.4.1.2 項(3) (二次放電)である時は、単一の二次放電または蓄積した二次放電が太陽電池パネル回路の絶縁破壊につながらないことを実証しなければならない。もしも、二次放電による絶縁破壊が避けられないのであれば、その後も宇宙機負荷に当該回路からの電力を供給できることを実証しなければならない。

6.4.1.8 追加試験

試験項目が 6.4.1.2 項(3) (二次放電)である時に、試験に合格した後に、列間電圧またはストリング電流をノミナル値よりも上げて、二次放電が発生するまで試験を行って、二次放電発生条件を調べる事が望ましい。設計上のマージンを知る事ができるとともに、予期せぬ場所での二次放電発生を見つけることで、絶縁対策を向上することができる。この試験は試験クーポンを破壊する可能性が高いので、他の全ての試験を終了させた後に行うこと。

6.4.2 太陽電池パネル試験（正帯電）

6.4.2.1 概要

太陽電池パネルに関しては、6.2.1 項において解説されている表面帯電試験と 6.4.1 項において解説されている負帯電試験に加え、太陽電池パネルが周辺プラズマに対して正の電位をもった時のプラズマへの電力漏洩に関する以下の試験要求事項が適用される。太陽電池パネルの放電試験方法は ISO 化されており、要すれば参考にすること。

6.4.2.2 試験項目

太陽電池正極端付近が周辺プラズマから電子を過大に収集し、プラズマ中に太陽電池パネルの発生電力が漏洩する可能性について試験を実施すべきである。

6.4.2.3 試験を必要とする場合

6.4.2.2 項の試験項目は主に LEO 衛星または電気推進システムを搭載した GEO 衛星であり、且つ太陽電池パネルの発生電圧が 50V を超す時に必要である。但し、数値解析等によって太陽電池パネルの正極端の周辺プラズマに対する電位が +50V 以下であることが明らかならば、6.4.2.2 項の試験を実施する必要はない。

注：太陽電池発電電圧が 50V から 100V に上昇した時期に呼応して、宇宙機の電源系事故が多発した経験、及び過去に地上試験において 10^{19}m^{-3} という極端な背圧下でグロー放電発生が確認された最低電圧が 90V であったこと(図 I.5-1 参照)を根拠に、50V 以上を試験必要性の目安とする。

6.4.2.4 試験条件

試験を実施する前に、数値解析等により以下の項目について見積もりを行うこと。

- (1) LEO 衛星である場合には、発電時の宇宙機構体及び太陽電池パネル正極端の周辺プラズマに対する電位。プラズマコンタクタ等により電位制御を行う場合には正極端電位は発電電圧程度の正電位を持つ可能性があるため、特に注意して解析を行うこと。
- (2) 電気推進システムを搭載した宇宙機の場合には、電気推進システム作動中の排出プラズマと太陽電池パネル正極端の間の電位差。

- (3) 太陽電池パネル近傍のプラズマ密度。電気推進システムを搭載した宇宙機にあつては排出プラズマによる密度上昇を考慮すること。
- (4) 運用中に予想される太陽電池パネル近傍の中性ガス密度の最大値とガスの種類。制御用スラスタ等の噴射による密度上昇を考慮すること。

6.4.2.5 試験解説

- (1) 試験は、以下の特性を備えた試験室内において真空状態で行うこと。
 - a) 電子衝撃型直流プラズマ源や電子サイクロトロン共鳴型プラズマ源などの低エネルギープラズマ源。電子温度は、試験クーポンに印加する電圧に比べて十分に小さくなければならない。通常は数 eV 以下。プラズマ密度は、0 項で見積もった値に近い密度を有すること。
 - b) 低エネルギープラズマを作動させた状態でも、真空度が 0.01Pa を下回るだけの排気能力
 - c) 電源および試験クーポンに接続するケーブルフィードスルー (最高 1kV)
 - d) クーポン電位・収集電流のモニタリングと記録を同時に行うための装置
 - e) 試験中における試料の目視観察、写真撮影、およびビデオ録画
 - f) 直流電源 (500V・3A 程度で十分である)
 - g) ラングミュアプローブ等の背景プラズマ計測
- (2) 当該試験クーポンの主な特徴は以下のとおりである。
 - a) 試験クーポンは、フライトモデルを模擬したものでなければならない。実際の大きさの太陽電池パネルを日光下および真空内において試験するのは非現実的であるため、実際の大きさよりも小さい試験クーポンを用いる。
 - b) 一つの試験クーポン中のセルの数があまりに少ないと、電子のフォーカス効果により実際よりも大きな収集電流を集めることになるので注意すること。全方向をセルに囲まれたセルを再現するためには、3 直列×3 並列以上の数が望ましい。
 - c) 試験中にセルに光を照射する必要はない。
 - d) 顕微鏡を使って、試験クーポンの表面状態の詳細を試験の前後で記録しておくことが望ましい。
- (3) 試験回路の主な特徴は以下の通りである。試験クーポンは P 極と N 極の両方からケーブルを出し、それらを一個にまとめて直流電源につないで単一の電位としてかまわない。直流電源はグロー放電発生に備えて、電流リミッタ機能を有するものを使うか、保護用の制限抵抗をつけるのが望ましい(図 6.4-2 参照)。

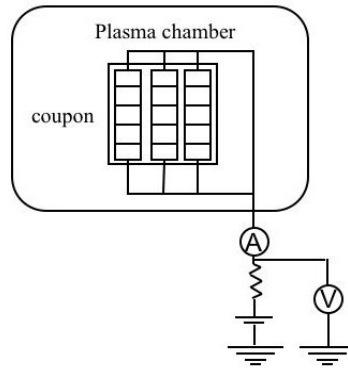


図 6.4-2 試験回路の概略図

6.4.2.6 試験合格判定基準

太陽電池パネル全体で収集される電子電流量を見積もり、プラズマ中への電力漏洩による電気出力低下量が許容範囲内であることを実証しなければならない。

6.4.2.7 追加試験

試験に合格した後に、設計上のマージンを知るために、チェンバー内のガス密度またはクーポン電位をノミナル値よりも上げて、クーポン表面でグロー放電が発生するまで試験を行い、グロー放電発生条件を調べることが望ましい。

6.5 高電圧システム

高電圧機器は、想定される環境(真空度、温度、振動)下にて、単体またはシステム総合試験にて実証することが望ましい。

6.6 内部部品および内部材料

6.6.1 検証

危険なレベルの内部帯電に対する対策が、有効に機能することを示すことができるようにするために、以下の規定を順守しなければならない。

- (1) 構造物、ケーブルハーネスなどの検査を行い、接地されていない金属コンポーネントが存在していないことを検証する。但し、電氣的に浮遊している金属コンポーネントが高抵抗体を介して接続されている場合は、5.6.2.1 項(2)の要求事項を満たしていることを条件に、必ずしも接地されている必要はない。
- (2) 接地されている金属コンポーネントに関する抵抗試験を行い、当該接地が 5.6.2.1 項の要求事項を満たしていることを検証する。
- (3) 内部帯電電界を計算する際に用いる絶縁体または高抵抗体の体積抵抗率は、使用想定温度における数値を用いる。少なくとも、最高・最低温度における抵抗率を用いて検討を行わなくてはならない。但し、温度変動時の抵抗率の変動が室温時の数値と同じ桁数である場合においては、顧客の同意を得る事を条件に、室温時の数値のみを用いても良い。また、抵抗率の測定は、内部帯電に関して適切であると顧客が認めた測定手法を用いるものとする。
- (4) 材料の抵抗率が非常に低い場合は、誘電体を考慮した詳細な電界シミュレーションをコンピュータによって行う必要はない。対象となる部品に使用されている材料の(使用する最低温度における)本来の体積抵抗率が非常に低い場合、電界誘起電導度や放射線誘起電導度を考慮しなくとも、高い電界を生じること

がない時。すなわち、 $1 \times 10^{11} \Omega m$ より低い場合。

- (5) 内部電界の影響を受けやすかつ絶縁体または浮遊導体が含まれているシステムについては、内部帯電の影響をどの程度受けやすいかについての評価を行わなければならない。内部帯電の要因である絶縁体内の荷電粒子の侵入、移動については GEANT4 や EGS-4、SRIM などのモンテカルロシミュレーションを用いることで評価できる。

6.7 テザー

定量的な試験・検証は、リスク評価に応じて各ミッションで定義し、単体試験時ないし総合試験時、ないしその双方で確認する。

6.8 電気推進

6.8.1 検証

6.8.1.1 基本原則

- (1) 妥当性の確認は主に地上試験およびコンピュータによるモデル作成によって行う。ただし、これらの手法はいずれも限界があり、このため実験シミュレーションおよびコンピュータシミュレーションを相互に補完的に用いて、より信頼できるものにするよう勉めるべきである。

- (2) 飛行歴を有するシステムの場合は、飛行中の性能モニタリングを用いてさらなる妥当性確認を行ってもよい。

6.8.1.2 地上試験における特徴

電気推進システムの試験を地上において行うときには、真空チェンバーを使用することになる。これらの真空チェンバーは、壁がビームの特性に対して及ぼす影響を最小限に抑えるためにスラスタの大きさよりも大きく、さらに真空度を継続的にモニタリングする。しかしながら、これらの真空チェンバーには物理的な制限があるため測定値の精度にも限界がある。たとえば、プラズマビームは、真空チェンバー壁または目標物と衝突して中和されるため、真空チェンバー内におけるバックグラウンドの中性粒子やプラズマ密度は軌道上における値よりも高くなるのが通常である。同様に、宇宙環境とは比較にならないほど真空チェンバー内でのスパッタリング汚染は甚だしい。

真空チェンバーに物理的な制限があることによって生じる影響を、モデルを作成することによって（たとえばコンピュータシミュレーションによって）確定すること。

地上試験に関する詳細な要求事項、たとえば真空チェンバーの規模、診断精度などは試験対象となるスラスタに左右される。さらに推力範囲、プラズマ密度およびイオンエネルギーは各々のスラスタごとに大きく異なっている。

6.8.1.3 コンピュータモデルの作成上の特徴

宇宙機のスラスタの挙動を深く洞察する上では、電気推進システムのモデルおよび宇宙機のプラズマとの相互作用モデルをコンピュータによって作成する方法がある。コンピュータシミュレーションでは単純化と概算が行われるのが一般的であるが、限られた資源の範囲内において最も実用的と考えられている。

- (1) コンピュータモデルでは、宇宙機の幾何形状および運用環境を考慮に入れなければならない。
- (2) スラスタプルームモデルを作成する際には、プラズマ速度分布、宇宙機周囲の電界および宇宙機表面上の境界状態について記述しなければならない。
- (3) 地上試験によって得られたデータを用いて（さらに可能な場合は飛行試験によって）コンピュータモデルの妥当性を確認しなければならない。

6.8.1.4 飛行中のモニタリング

設計、地上試験およびコンピュータシミュレーションが信頼できるものであるようにする上では、電気推進システムの性能を測定することが1つの重要な手段となる。

電気推進を利用するあらゆるミッションにおいて宇宙機の電位およびプラズマ環境をモニタリングすることが望ましい。

注:本要求事項が設定されている理由は、真空チェンバー内またはコンピュータコードでは宇宙空間におけるプラズマの相互作用プロセス全体をシミュレーションすることができないためである。

6.8.1.5 宇宙機の中和

- (1) 中和器を用いて宇宙機の中和を行う場合は、正確な電流を用いてかつスラスタ/中和器アセンブリを真空チェンバーの接地電位部から隔離した状態で、または真空チェンバーから電気推進電源回路に還流する電流が無視できることを確認した上で、電気推進システムおよび中和器を同時に稼働可能であることを地上試験によって立証しなければならない。

注:実際には、この種の地上試験は電気推進システムおよび中和器の寿命試験の一部としても必要になるので特別な追加試験は要しないであろう。

- (2) 中和器の最大電流が最大ビーム電流と(宇宙プラズマや光電子など)外部電流成分による最大電流の和よりも大きいことを示さなければならない。
- (3) (宇宙プラズマや光電子など)外部電流成分による電流を確定させる際には電気推進動作にとって最悪時環境を使用しなければならない。
- (4) 外部プラズマ電流を用いて中和を実現させる特殊な場合には、環境が原因で発生する低エネルギー粒子の電流が、ビーム電流と他の外部プラズマ電流のあらゆる組合せよりも大きいことを立証しなければならない。
- (5) 電気推進加速時に中和電流を故意に停止させ、中和能力の故障検知能力と安全化処置能力を地上検証しなければならない。この時スラスタ周囲の表面導電処理の健全性も同時に評価するべきである。

6.8.1.6 ビームの中和

中和器を稼働させた状態にし、かつスラスタ/中和器アセンブリを真空チェンバーの接地電位部から隔離させた状態で、地上試験(ビーム電位およびビームの発散の測定を含む)によってビームの中和を立証しなければならない。

6.8.1.7 宇宙機周辺低速プラズマ干渉

コンピュータシミュレーションで得られたプラズマ密度から、高電圧太陽電池パネルなど高電圧露出部位への電流量を評価し、宇宙機の運用に影響がないことを証明しなければならない。必要があれば、ミニチュアモデル[9]や実物大モデルによる実証実験を併用することが望ましい。

6.8.1.8 汚染

- (1) 地上試験を実施してスラスタ周囲の表面の汚染度を決定しなければならない。

- (2) 真空チェンバーは長さが無限ではないため、ビームが真空チェンバー壁および挿入した目標物に当たって、大きなフルエンスのスパッタリング生成物が発生する。この場合にはこれらを原因とする汚染が過度すぎるため、地上試験だけでは汚染量の評価は不適である。その際には、地上試験を実施し、スパッタリングによるスラスタ表面(静電グリッドが存在する場合はこれらの静電グリッドも含む)の侵食度を測定して、この損耗分が周囲に四散すると仮定して汚染物質の放

出量や率を求める。さらに、計算またはコンピュータシミュレーションによって汚染度を推測する。

6.8.1.9 プラズマジェット照射

- (1) コンピュータシミュレーションまたはその他のコンピュータモデルを用いてイオン軌道を分析して通常の運用中におけるプラズマジェット照射やスパッタリングの影響を決定しなければならない。
- (2) 加速開始・停止や作動の断続時の過渡作動中のイオン軌道による宇宙機への影響を評価しなければならない。

6.8.1.10 中性ガスの影響

- (1) 宇宙投入された直後の初期運用において、宇宙機および電気推進からのアウトガスの処理計画、電気推進作動手順や条件の明確化をしなければならない。
- (2) 電気推進システムおよび宇宙機からの中性ガスの放出が原因で発生した宇宙機周囲のプラズマ密度に関する評価を行わなければならない。

注：電気推進システムからの中性ガスの放出が原因で発生した宇宙機周囲のプラズマ密度レベルを実験室でのシミュレーションによって適切に評価することはできないと思われる。

7. 付録

付録 I 定量的評価

I.1 はじめに

本章では、宇宙機帯電現象を定量的に評価する上で必要となる各種基礎的事項について説明する。尚、より詳細な説明については[\[10\]](#)等を参照すること。

I.2 プラズマ環境

LEO、PEO、GEOについて宇宙機帯電を検討する上で、考慮すべき荷電粒子を表 I.2-1 に示す。

表 I.2-1 各軌道における荷電粒子の代表的エネルギーと電流密度

軌道	粒子	典型的エネルギー(eV)	典型的電流密度(A/m ²)
LEO	電離圏電子	0.1～0.2	10 ⁻⁴ ～0.1
	電離圏イオン	0.1～0.2	10 ⁻⁵ ～10 ⁻³
PEO	電離圏電子	0.1～0.2	10 ⁻⁵ ～0.1
	電離圏イオン	0.1～0.2	10 ⁻⁶ ～10 ⁻³
	降下電子（オーロラ帯）	100～10k	10 ⁻⁸ ～10 ⁻³
GEO	磁気圏電子	100～25k	10 ⁻⁶
	磁気圏イオン	100～25k	10 ⁻⁸
	放射線帯電子	100k～10M	10 ⁻¹⁰
地球近傍の惑星間	太陽風電子	10	10 ⁻⁷ ～10 ⁻⁶
	太陽風イオン	10	10 ⁻⁸ ～10 ⁻⁶

これらの値は、太陽活動の突発的変動などによって数桁に亘り変動する可能性があることに注意すべきである。また、これらの値のモデル及び過去の計測データについては、インターネット上のデータベース[\[11\]](#)にて入手可能である。

図 I.2-1 と図 I.2-2 に衛星実測データの統計解析[\[12\]](#) [\[13\]](#)により得られたPEOの降下電子とGEOの磁気圏電子の電流密度の確率分布を示す。図では横軸に示された電流密度以上の値をとる確率を示している。

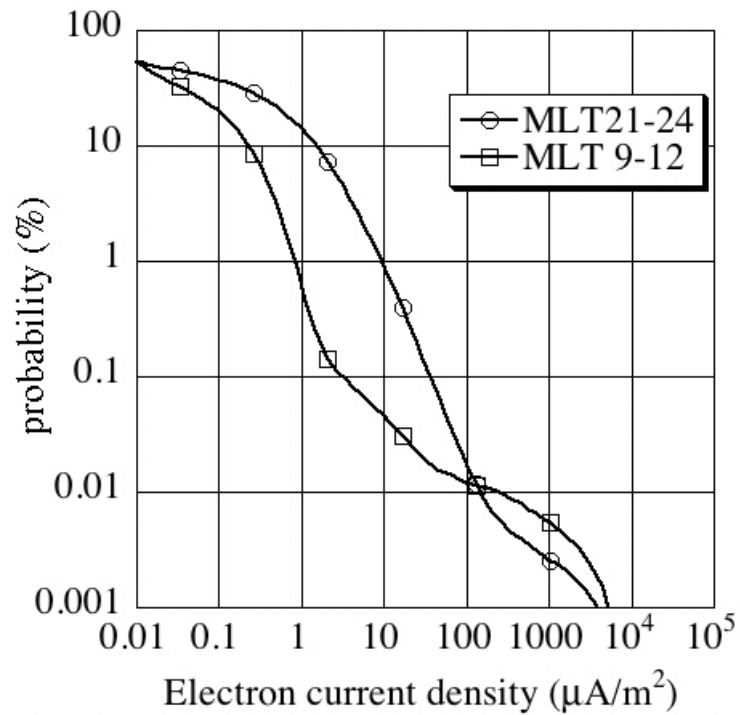


図 I.2-1 高度 840 km の磁気緯度 60 度から 75 度の間における降下電子電流密度の統計分布。

DMSP 衛星の SSJ/4 (エネルギー範囲は 1keV から 30keV) データの解析[\[12\]](#)による。

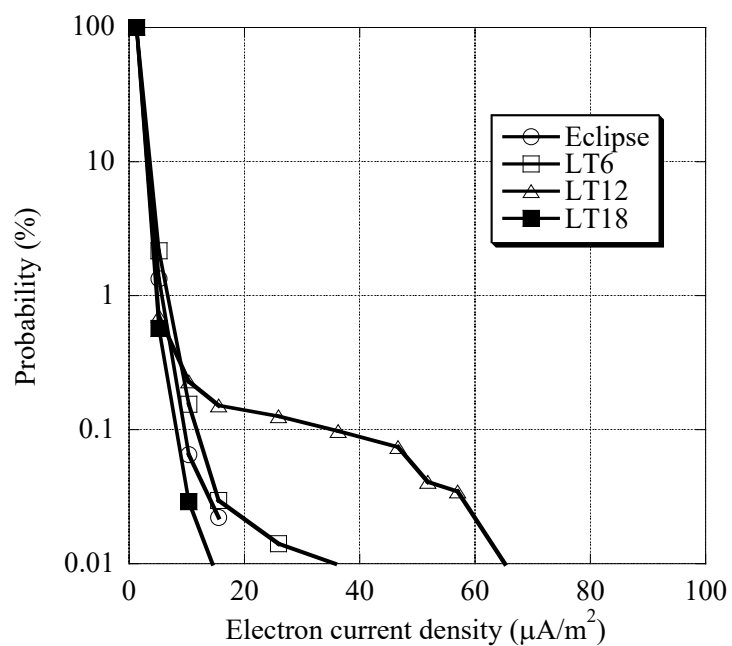


図 I.2-2 G E Oにおける磁気圏電子電流密度の統計分布。LANL 衛星の MPA(エネルギー範囲は 30eV～45keV) データの解析[\[13\]](#)による。

I.3 宇宙機帯電の原理

I.3.1 静電シース

I.3.1.1 シース境界

宇宙機帯電を評価する基本は、宇宙機に流出入する各荷電粒子の電流を計算することであるが、荷電粒子の物体周りの運動を考える際に重要となるのが、シースの概念である。

宇宙機がプラズマ中におかれると、プラズマの静電遮へいの性質によって、宇宙機が存在するという情報は有限の距離しかプラズマ中に浸透しない。宇宙機の電位はプラズマの電位と異なる値を取ることが殆どであり、宇宙機表面から表面に垂直な電界が発生している。周辺プラズマ中の正負の電荷は、それらの電界によって宇宙機に集められる、または反発されることになる。静電遮へいによって宇宙機から発する電界は有限の距離にとどめられるが、シースとは電界の存在する有限の範囲を意味する。シースの中ではプラズマの基本的性質である準中性は保たれず、宇宙機が負電位を持つ場合は正電荷が、正電位を持つ場合は負電荷が優勢となる。

宇宙機が外部プラズマから収集する電流の上限値は、シースの境界を超えて流出入する粒子の電流で決まる。プラズマの分布関数が与えられている時、ある境界を超えて一方向に流入する電流密度は以下の式で与えられる。

$$j_{so} = q_s \int_0^{\infty} v f_s(v) dv \quad (\text{I.3-1})$$

ここで q_s : s 種の電荷 [C]、 v : シース境界に垂直な速度 [m/s]、 $f_s(v)$: s 種の一次元方向の分布関数 [$/\text{m}^3$] である。外部プラズマがマクスウェル・ボルツマン分布をしていると仮定すると、宇宙機が負電位の時にシース境界を横切る正イオンの電流密度は

$$j_{i0} = en \sqrt{\frac{kT_e}{m_i}} \exp\left(-\frac{1}{2}\right) \quad (\text{I.3-2})$$

で与えられ、宇宙機が正電位の時にシース境界を横切る電子の電流密度は

$$j_{eo} = en \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \sqrt{\frac{\kappa T_e}{m_e}} \quad (\text{I.3-3})$$

で表される。ここで n はプラズマ密度 [$/\text{m}^3$]、 k : Boltzmann 定数 [J/K]、 T_e : 電子温度 [K]、 m_i 、 m_e : イオン、電子の質量 [kg] である。プラズマとシースの間にはプレシースと呼ばれる緩衝領域があって、プラズマを準中性に保ちながら電荷を徐々に加速・減速している。そのため、シース境界でのプラズマ密度は外部のプラズマ密度から若干(50%程)低下している。電子とイオンで電流密度の式が異なるのは、イオンがシース境界でボーム速度 $\sqrt{\frac{\kappa T_e}{m_i}}$ をもつまでプレシースで加速されるためである。

I.3.1.2 デバイ長

宇宙機周辺を覆うシースの厚みを見積もる際に重要となるプラズマのパラメータはデバイ長であり、以下の式で与えられる。

$$\lambda_d = \sqrt{\frac{\epsilon_o \kappa T_e}{n_o e^2}}$$

(I.3-4)

デバイ長は、プラズマが静電遮へいを行う際の遮へいの長さに関する尺度を与える。以下に示す二つの電流収集理論において、どちらの理論を採用すべきかを判断する際に、まずデバイ長と宇宙機の特徴的な長さを比較し、前者が後者に比べて遥かに短ければ薄いシースの理論を適用し、逆であれば厚いシースの理論を採用する。

様々なプラズマ領域内における典型的なデバイ長の値を表 I.3-1 に示してある。

表 I.3-1 宇宙空間内の様々な領域におけるパラメータ

Plasma region	Density [m ⁻³]	Temperature [eV]	Debye length [m]
Interstellar	10 ⁶	10 ⁻¹	1
Solar corona	10 ¹³	1~10 ²	10 ⁻² ~10 ⁻³
Solar wind	10 ³ ~10 ⁹	1~10 ²	1~10 ²
Magnetosphere	10 ⁶ ~10 ¹⁰	10~10 ³	1~10 ²
Ionosphere	10 ⁸ ~10 ¹²	10 ⁻¹	10 ⁻¹ ~10 ⁻³

電子ボルト(eV)のエネルギー単位は、宇宙プラズマの温度を表すために幅広く用いられていることに注意すること(1 eV = 11605K=1.6x10⁻¹⁹J)。さらに、光電子又は宇宙機から放出された二次粒子は宇宙機近くのプラズマの性質を変化させる可能性があることに注意すること。なお、これらの領域内のプラズマ環境は動的であり、表 I.3-1 に示した範囲外の値が生じる可能性がある。

I.3.1.3 薄いシース内の電流収集

シースの厚さが宇宙機表面の曲率半径よりもはるかに小さい場合は、シースは局部的には平面であると想定することができ、シース内の電界は宇宙機表面に垂直な一次元方向のみであると仮定して、単純な一次元方向での運動だけで荷電粒子の動きを近似できる。解析に必要なのは一次元の連続の式と、エネルギーの式とポアソン方程式のみである。以下に示す Child-Langmuir の空間電荷制限電流によって、シースの厚み d 、宇宙機電位 V 、シース境界から流入する電流密度 j の3者の関係を表すことができる。

$$j = \frac{4}{9} \epsilon_o \sqrt{\frac{2e}{m}} \frac{V^{3/2}}{d^2}$$

(I.3-5)

シース境界から流入する電流密度が式(I.3-5)のように与えられる時、デバイ長を使って、シース厚は以下のように近似できる。

$$d \approx \lambda_d \left(\frac{|qV|}{kT_e} \right)^{3/4}$$

(I.3-6)

I.3.1.4 厚いシース内の電流収集

シースの厚さが表面の曲率半径よりもはるかに大きい場合は、シース内を横切って荷電粒子が実際に宇宙機表面に到達できるかどうかは宇宙機の形状に依存する。この時シース内の運動を単純な一次元方向で近似することはできない。但し、宇宙機形状を円筒または球のような単純な形状に置き換えることができるならば、エネルギーと角運動量の保存を使ってシース境界から流入した荷電粒子が宇宙機表面に到達する条件を導くことができる。その理論は軌道制限理論と呼ばれている。宇宙機を半径 R の球と見做すことができる時、宇宙機に引き寄せられる荷電粒子の電流は以下の式で与えられる。

$$I = 4\pi R^2 j_{so} \left(1 - \frac{q_s V}{\kappa T_e} \right)$$

(I.3-7)

ここで j_{so} は式 (I.3-1) で与えられるシース境界を横切る電流密度である。

I.3.1.5 一般的な場合

シースの厚さが宇宙機と同等程度の場合は、宇宙機に引き寄せられる電流は式 (I.3-2) や式 (I.3-3) のような簡単な式で表すことはできず、宇宙機の 3 次元的形状を考慮にいたった上でシース内の荷電粒子の運動を追った上で計算しなければならない。このような計算は手計算では難しく、Particle-in-Cell や Particle Tracking を用いた粒子追跡の 3 次元コンピュータシミュレーションコードで行うのが望ましい。それらのコードの例としては MUSCAT[14]、NASCAP[15]、[16]、SPIS[17] 等が挙げられる。

I.3.2 基本式

宇宙機はプラズマ中を文字通り「浮いて」いるので、宇宙機構造体と周辺プラズマの間には電位差が生じる。定常状態での宇宙機（構造体）電位は露出金属面が周辺プラズマから集める電流がゼロとなるように決まる。宇宙機の金属表面の電流としては図 I.3-1 に示すようなものがあり、各電流成分は宇宙機電位 ϕ_{sc} の関数としてあらわされ、定常状態では次式を満たす。

$$I_e(\phi_{sc}) - \{ I_i(\phi_{sc}) + I_{se}(\phi_{sc}) + I_{si}(\phi_{sc}) + I_{be}(\phi_{sc}) + I_{ph}(\phi_{sc}) + I_a(\phi_{sc}) + I_s(\phi_{sc}) \} = 0$$

(I.3-8)

ここで I_e : 外部電子電流、 I_i : 外部イオン電流、 I_{se} : 電子衝撃二次電子電流、 I_{si} : イオン衝撃二次電子電流、 I_{be} : 後方散乱電子電流、 I_{ph} : 光電子電流、 I_a : 能動的放射電流、 I_s : 絶縁体表面からの漏れ電流であり、第一項が負電荷の流入、第二項以下が正電荷の流入若しくは負電荷の放出を意味している。外部電子電流と外部イオン電流については、I.3.1 項で述べた手法により評価することができる。

注：この他に、電子衝撃二次電子が材料表面に沿った電界にて移動することに起因する表面電流効果[18]が知られている。定量化が難しいために本書では、取り扱わない。

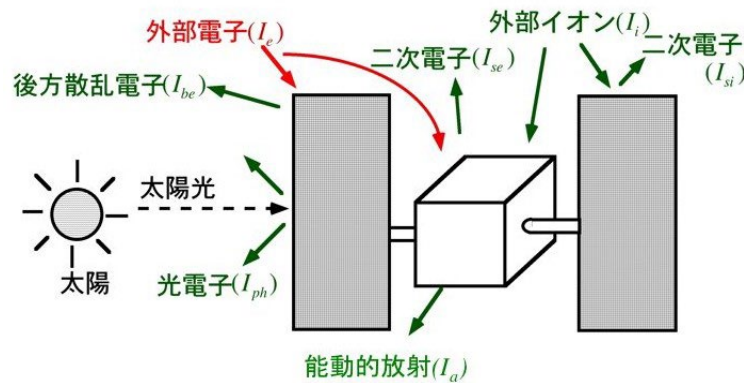


図 I.3-1 宇宙機への流出入電流

I.3.3 光電子

太陽光に含まれる光子のうち、物体の仕事関数以上のエネルギーのものが表面にあたると光電子が放出される。光電子については T_{ph} の温度をもったマクスウェル分布で近似することができ、温度は通常 2eV 程度である。光電子電流は太陽光の照射強度に比例し、比例係数は物体表面の材料に依存する。表 I.3.-2 に代表的な物体の AM0 における光電流密度を示す。

表 I.3-2 代表的な材料の AM0 における光電流密度[10]

材料	光電流密度 ($\mu A/m^2$)
Aluminium Oxide	42
Indium Oxide	30
Gold	29
Stainless steel	20
Graphite	4

I.3.4 二次電子と後方散乱電子

シーシスの外からやってきた電子が高エネルギーで物体表面に衝突すると、物体内部から2次電子を放出させる。また、入射電子自身が散乱されて再び物体外部に出てくる場合もあり、後方散乱電子と呼ばれる。2次電子は光電子と同様に T_{se} の温度を持ったマクスウェル分布で近似することができ、通常 2eV 程度である。一個の入射電子に対して放出される二次電子の個数は2次電子放出係数と呼ばれ、各種の近似式があるが、代表的なものとして以下の式がある[10]。

$$\delta_{ee}(E_i, \theta) = \delta_{e\max} \frac{E}{E_{\max}} \exp\left(2 - 2\sqrt{\frac{E}{E_{\max}}}\right) \exp[2(1 - \cos\theta)]$$

(I.3-9)

ここで E は一次電子の入射エネルギー、 θ は入射角（垂直方向からの角度）、 $\delta_{e\max}$ は2次電子放出係数の最大値、 $E_{\max}$ は最大値をもつ入射エネルギーである。式 (I.3-9) を $\delta_{e\max} = 3, E_{\max} = 300eV$ の場合についてプロットしたものを図 I.3-2 に示す。また、宇宙機表面

に使われる代表的な材料についての $\delta_{e\max}$ と $E_{\max}$ の値を表 I.3-3 に示す。

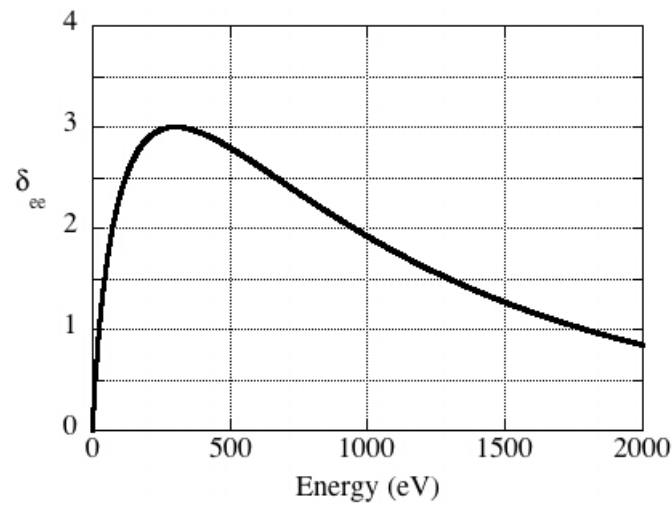


図 I.3-2 2次電子放出係数の入射エネルギー依存性

2次電子はイオンの入射によっても発生するが、2次電子放出係数が最大となる入射エネルギーは数 100keV 程度であり、10keV 程度までは1を超えないので、通常は電子衝撃2次電子に比べて無視できる。

後方散乱電子は入射エネルギー及び入射角度に依存する。放出エネルギーは入射エネルギーに匹敵する幅広い広がりをもっている。

表 I.3-3 代表的な材料の2次電子放出係数の最大値と最大エネルギー[10]

材料	$\delta_{e\max}$	$E_{\max}$
Aluminum	0.97	300
Aluminum oxide	1.5-1.9	350-1300
Magnesium oxide	4.0	400
Silicon dioxide	2.4	400
Teflon	3	300
Kapton	2.1	150
Magnesium	0.92	250

I.3.5 帯電解析ソフトウェアへの帯電物性パラメータの入力例

後述される帯電解析ソフトウェアへの帯電物性パラメータ（二次電子、光電子、体積抵抗率、誘電率）の入力例を表 I.3-4 に示す。

表 I. 3-4 帯電物性パラメータの入力例

金属材料												
国内測定結果						海外参考値						
材料	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	材料名	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	表面抵抗率
	E _{max} , keV	δ _{max}					E _{max} , keV	δ _{max}				
アルマイト処理アルミ	< 0.60	1.93	未取得	N/A	N/A	アルミ	0.3	0.97	4.00E-05	N/A	N/A	N/A
金	< 0.60	1.93	72	N/A	N/A	金	0.8	0.88	2.90E-05	N/A	N/A	N/A
	未取得					INDOX	0.8	1.4	3.20E-05	N/A	N/A	N/A
	未取得					マグネシウム	0.25	0.92	4.00E-05	N/A	N/A	N/A
銀	0.7	1.67	未取得	N/A	N/A	銀	0.8	1	2.90E-05	N/A	N/A	N/A
絶縁材料												
国内測定結果						海外参考値						
材料	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	材料名	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	表面抵抗率
	E _{max} , keV	δ _{max}					E _{max} , keV	δ _{max}				
Aluminized Kapton (146446)	< 0.60	1.38	未取得	未取得	8×10E14	カプトン	0.15	2.1	2.00E-05	3.5	1.00E-16	1.00E+16
	未取得					SiO2	0.4	2.4	2.00E-05	4	1.00E-14	1.00E+19
CMG100AR	1	7.66	10	6.4	5×10E13	カバーガラス	0.41	2.05	2.00E-05	3.8	1.00E-17	1.00E+19
	未取得					テフロン	0.3	3	2.00E-05	2	1.00E-16	1.00E+16
塗料												
国内測定結果						海外参考値						
材料	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	材料名	二次電子		光電子 A・m ⁻²	誘電率	体積抵抗率	表面抵抗率
	E _{max} , keV	δ _{max}					E _{max} , keV	δ _{max}				
D13N	0.8	1.36		N/A	N/A	AQUADG	0.3	1	2.10E-05	N/A	N/A	N/A
	該当する材料無し					Non conducting paint	0.15	2.1	2.00E-05	3.5	5.90E-14	1.00E+13
S13GP	< 0.60	2.03	7	2.3	3×10E11	Conducting paint	0.15	2.1	2.00E-05	3.5	N/A	N/A

注：表中の N/A は使用する帯電解析ソフトウェアに応じて適正值を入力する。例として、NASCAP の場合は“-1”を入力する。

I. 3.6 能動的放射電流

能動的放射電流は宇宙機本体から放出される荷電粒子ビームやプラズマによって流れる。これらは電気推進や科学的実験を目的とするものや、宇宙機電位を制御することを目的として放出されるものである。

電気推進を搭載してイオンを噴出する時、イオンビームの電流量を以下の式で近似することができる。

$$I_{beam} \approx \frac{eF}{m_{ion} g I_{sp}}$$

(I. 3-10)

ここで、 $e=1.6 \times 10^{-19} (C)$ 、 $g=9.8 (m^2/s)$ 、 F は推力 (N)、 I_{sp} は比推力 (s)、 m_{ion} はイオンの質量 (kg) である。イオンエンジンやホールスラスタにおいてビーム電流値は 100mA を超えることが多く、GEOや惑星間軌道においてこれらの推進システムを使用すると、式 (I. 3-8) にある他の電流を遥かに超えることになる。そのため、電気推進システムではむしろイオンビームの噴射によって宇宙機電位が加速電圧程度の負に下がるのを防ぐために中和器を使用してイオンビームと同程度の電子電流を同時に放出しなければならない。

電気推進用中和器は 100mA を超える電子電流を放出できるように、ISS で使用されているように能動的帯電制御器 (プラズマコンタクタ) として利用されることもある。プラズマコンタクタは、宇宙機電位と同等の電位を有した放電室内で高密度プラズマを生成し、それを宇宙機外部に放出するものである。宇宙機電位が周辺プラズマに対して大きく負になった場合には電子を周辺プラズマに流して電位を自動調節する。宇宙機電位が正になった場合には、周辺プラズマに十分な密度があれば電子を集め、なければイオンを放出して電位調節をする。また、両極性拡散によって宇宙機周辺に拡がり、宇宙機表面の絶縁体に電位差が発生していても、絶縁体と周辺の接地点の間の電氣的導通をとる役目を果たすので、表面の局所帯電の緩和に寄与する。

GEOや惑星間軌道で電気推進システムを作動させて中和器が十分な電流量をもって正常に作動している限り、宇宙機電位は周辺プラズマ電位とほぼ同等となる。主要な問題としては、イオンビーム中で生成される低速イオンの後方散乱による汚染と、高電圧太陽電池パネルと低速電子の干渉による電力漏洩と

中和機能の低下が考えられる。それについては I.5 項で詳述する。

I.3.7 漏れ電流

絶縁体からの漏れ電流は、絶縁体の表面または内部に蓄積された電荷が、絶縁体の表面方向またはバルク方向の抵抗を通じて流れる電流である。これらについては I.4 項の表面帯電において詳述する。

I.4 表面帯電

I.4.1 基本式

宇宙機表面の絶縁体表面の電位 ϕ_d は表面の個々の点での電荷の出入りがゼロとなるように決定され、宇宙機電位と異なった電位をもつことが多い。宇宙機電位との差が、あるしきい値を超えると放電が発生する。その他にも絶縁体の表面帯電は、宇宙機周辺の帯電粒子を引き寄せて光学センサー等の汚染につながる可能性や、粒子センサーや電界・磁界センサーの測定値に影響を与える可能性がある。絶縁体表面電位 ϕ_d は式 (I.3-8) の電流を電流密度に置き換えて次式で各点の電位を計算できる。

$$j_e(\phi_d) - \{j_i(\phi_d) + j_{se}(\phi_d) + j_{si}(\phi_d) + j_{be}(\phi_d) + j_{ph}(\phi_d) + j_a(\phi_d) + j_s(\phi_d)\} = 0 \quad (I.4-1)$$

I.4.2 局所帯電

宇宙機構造体電位 ϕ_{sc} の時間変化は以下の式で与えられる。

$$\frac{d\phi_{sc}}{dt} = \frac{1}{C_{sat}} \left(-I_e(\phi_{sc}) + I_i(\phi_{sc}) + I_{se}(\phi_{sc}) + I_{si}(\phi_{sc}) + I_{be}(\phi_{sc}) + I_{ph}(\phi_{sc}) + I_a(\phi_{sc}) + I_s(\phi_{sc}) \right) \quad (I.4-2)$$

ここで C_{sat} は宇宙機構造体が無限遠の電位基準点(周辺プラズマ)に対してもつ静電容量である。同等の半径 R を有する球形の静電容量で近似すると、

$$C_{sat} = 4\pi\epsilon_o R \quad (I.4-3)$$

と書ける。式 (I.4-2) の右辺の電流を $4\pi R^2 J$ で置き換えると、ここで J は宇宙機に出入りする全電流密度である。電位 ϕ_{sc}^* に到達するまでの帯電時間は以下の式で概算できる。

$$\tau_{sat} = \frac{C_{sat}\phi_{sc}^*}{4\pi R^2 J} = \frac{\epsilon_o\phi_{sc}^*}{RJ} \quad (I.4-4)$$

GEOにおける典型値として $J = 10 \mu A/m^2$ を考えると kV オーダに帯電するのに 10^{-3} 秒程度の時間しかかからない。LEOにおいては電流密度 J が更に大きいので、宇宙機構造体の帯電時間は更に短い。

一方、誘電率 ϵ_d 、面積 A および厚さ t を有する薄い絶縁体の静電容量は次式によって求めることがで

きる。

$$C_d = \frac{\varepsilon_d A}{t}$$

(I.4-5)

このため、絶縁体の両側に電位差 ΔV を作るのに要する時定数は次式のようになる。

$$\tau_d = \frac{C_d \Delta V}{AJ} = \frac{\varepsilon_d \Delta V}{tJ}$$

(I.4-6)

上式を使って $J = 10 \mu \text{ A/m}^2$ における厚さ 1mm の絶縁体に 1kV の電位差をつけるのに要する時間を概算すると、 τ_d は 1 秒程度である。

高レベルの帯電環境は、一般的には、GEO上では数時間程度、PEO上では数分程度続く。そのような環境に遭遇すると、まず宇宙機構造体電位は急激に負に帯電する。そのような時間スケールでは宇宙機表面を覆う絶縁体に電荷を蓄えることは殆どできず、絶縁体表面の電位も宇宙機構造体とほぼ同じ電位をもつ。宇宙機構造体電位が定常状態に到達した後、絶縁体の帯電が始まり、絶縁体電位 (Dielectric Potential) を宇宙機電位 (Spacecraft Potential) に差が発生する。このように両者に差が発生した状態を局所帯電と呼ぶ。絶縁体と宇宙機構造体の電位差 (Differential Voltage)

$$\Delta V = \phi_d - \phi_{sc}$$

(I.4-7)

を乖離電圧と呼ぶ。乖離電圧が正の状態、即ち $\phi_d > \phi_{sc}$ の状態を逆電位勾配、負の状態、即ち $\phi_d < \phi_{sc}$ の状態を順電位勾配と呼ぶ。局所帯電過程において、乖離電圧の時間変化は以下の式で表せる。

$$\frac{d\Delta V}{dt} = \frac{1}{C_d} (-j_e + j_i + j_{se} + j_{si} + j_{be} + j_{ph} + j_a + j_s)$$

(I.4-8)

GEOにおいてサブストームが発生した時に予想される逆電位勾配の形成過程の模式を図 I.4-1 に示す。

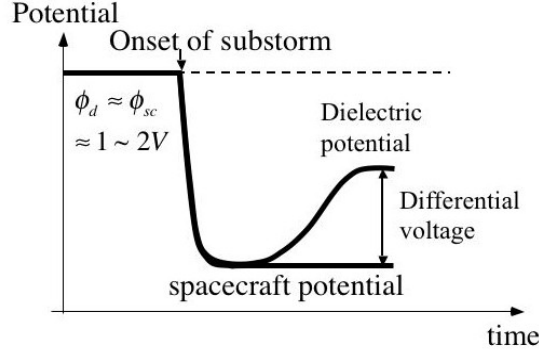


図 I.4.-1 GEOにおけるサブストーム発生時の局所帯電の進行過程の模式図。
図では絶縁体としてカバーガラスを想定している。

I.4.3 GEOにおける局所帯電

サブストームが発生し、数 10keV の高エネルギー電子の密度が飛躍的に増大すると、図 I.4-1 に示すように、日照中であっても宇宙機の姿勢によっては、外部電子電流が光電子電流を上回って、宇宙機電位が大きく負に沈み込むことがある。この時宇宙機電位を決める支配的な電流は、外部電子電流密度 j_e 、電子衝撃二次電子電流密度 j_{es} 、光電子電流密度 j_{ph} 、材料伝導電流 j_s の 4 者である。

$$\frac{d\Delta V}{dt} = \frac{1}{C_d} (-j_e + j_{es} + j_{ph} + j_s) \quad (\text{I.4-9})$$

外部電子電流密度 j_e と電子衝撃二次電子電流密度 j_{es} は共に絶縁体表面電位 ϕ_d の関数である。電子衝撃二次電子電流密度 j_{es} と外部電子電流密度 j_e の関係は以下の式で書ける。

$$j_{es} = \delta_{ee}(E_e, \theta) j_e \quad (\text{I.4-10})$$

材料伝導電流 j_s は以下の式で書ける。

$$j_s = -\frac{\Delta V}{\rho t} + \frac{1}{R_s} \left(\frac{\partial^2 \Delta V}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Delta V}{\partial y^2} \right) \quad (\text{I.4-11})$$

ここで ρ は厚さ t の絶縁体の体積抵抗率である。単位は $\Omega \cdot m$ である。また R_s は矩形の絶縁体の表面抵抗率であり、単位は $\Omega/\square$ である。

式 (I.4-11) の右辺第 2 項が 0 になるような、体積抵抗を通しての厚み方向バルク伝導が支配的な時 (図 I.4-2(A)、参照)、バルク伝導電流 j_s が乖離電圧に比例するため、準定常状態の乖離電圧 ΔV^* は以下の式で表される。

$$\Delta V^* = \rho t J$$

(I. 4-12)

ここで J はバルク伝導電流以外の全ての項を足したもので、外部とやり取りされる電流密度である。絶縁体の表面積を A(=wd)、厚み方向の抵抗を R とすると $R = \frac{\rho t}{A}$ と書け、式(I. 4-12)は以下のように書き直せる。

$$\Delta V^* = R A J$$

(I. 4-13)

絶縁体と接地点までの距離 d が短かったり、表面抵抗が体積抵抗よりも遥かに小さかったりする時は、式(I. 4-11)でバルク伝導電流は面方向成分が支配的となり、(図 I. 4-2(B)、参照)

$$j_s \approx \frac{\Delta V}{R_s d^2}$$

(I. 4-14)

とかけるので、定常状態での乖離電圧は

$$\Delta V^* = R_s d^2 J$$

(I. 4-15)

と書ける。

注:収集電極の形状により、乖離電圧の算定式が異なるので注意。図 I. 4-2(B)のように高抵抗体の辺に沿って収集電極を備える場合、Jが面に対し一様に流入することを考慮して定式化すると、式(I. 4-15)は $\Delta V^* = R_s d w J / 2$ となる。面に流入する全電流 $I (=J d w)$ と置くと、 $\Delta V^* = R_s I / 2$ と書き直せる。

注:図 I. 4-2(C)のように、円形高抵抗体の外周に収集電極を備える場合(外径 D_o 、厚み t)、Jが面に対し一様に流入することを考慮して定式化すると、 $\Delta V^* = R_s J (D_o / 2)^2$ となる。面に流入する全電流 $I (=J \pi (D_o / 2)^2)$ と置くと、 $\Delta V^* = R_s I / \pi$ と書き直せる。

注:図 I. 4-2(D)のように円形高抵抗体の中央に収集電極を備える場合(外径 D_o 、内径 D_i 、厚み t)、Jが面に対し一様に流入することを考慮して定式化すると、次式となる。

$$\Delta V^* = \frac{R_s J}{2} \left(\frac{D_o}{2} \right)^2 \left[\ln \left(\frac{D_o}{D_i} \right) - \frac{1}{2} \left\{ 1 - \left(\frac{D_i}{D_o} \right)^2 \right\} \right]$$

式(I. 4-13)や式(I. 4-15)と同様の式が宇宙空間に曝露しておりさらに抵抗 R を通じて宇宙機の接地点に接続されている面積 A の浮遊導体についても成り立ち、浮遊金属の準定常状態での接地点に対する電位は

$$V^* = ARJ$$

(I.4-16)

とかける。ここで、 J は A を通じての外部とやりとりされる電流密度である。

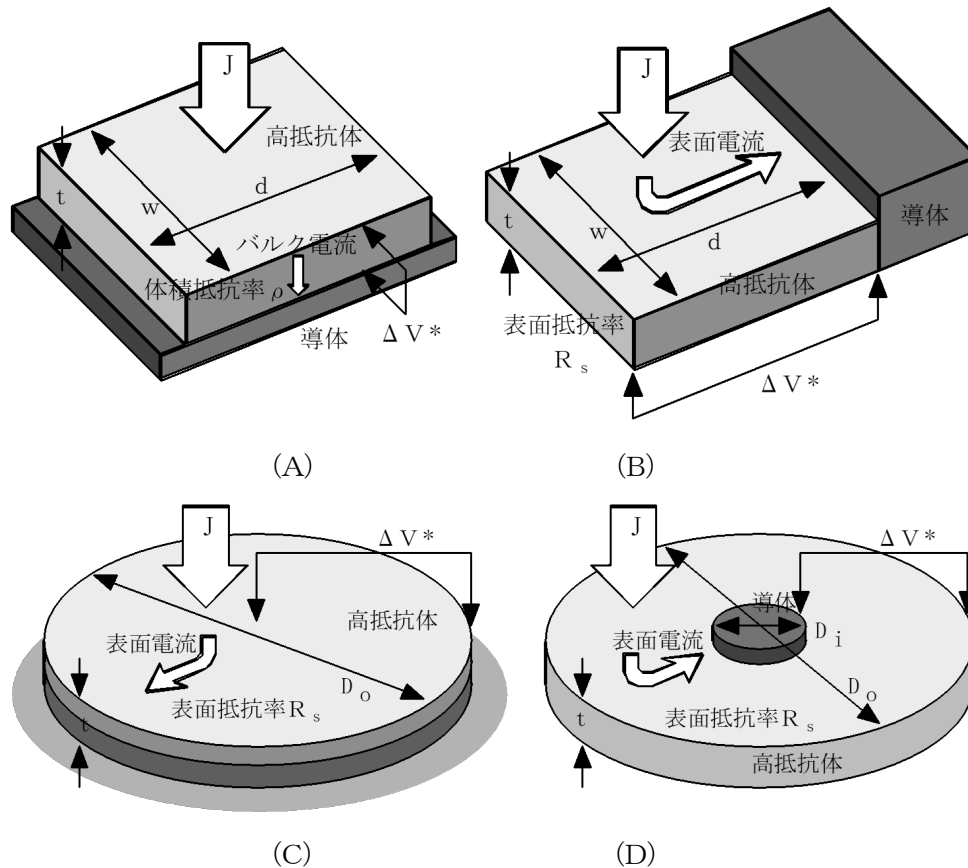


図 I.4-2 高抵抗体中を流れる表面電流、バルク電流

外部プラズマからシース境界を超えてやってくる荷電粒子の電流については、上限があり(GEOで $10 \sim 100 \mu A/m^2$ [13])、絶縁体や浮遊金属の乖離電圧の最低値に関する要求事項によって AR や ρt や $R_s d^2$ に関する要求事項が決まることになる。

体積抵抗率は、放射線、温度、光および帯電レベルに応じて変化する点に注意することが重要である(3.1.6 項および I.6 項参照)。さらに、表面抵抗率は表面の汚染状態によっても変化する。

I.4.4 LEOにおける局所帯電

LEOにおけるプラズマ密度はGEOに比べて4桁から6桁大きい。そのため、宇宙機構造体への支配的な電流項は外部からの電子とイオンであり、それらの温度は0.1から0.2eV程度しかない。宇宙機電位はシース境界からの電子とイオンの流入を均衡させるように決まる。

太陽電池パネルのインタコネクタや太陽電池等の電極部が外部に露出されると、太陽電池パネル回路の正極端と負極端の双方がプラズマに対して露出されていることになる。この状態はダブル静電プローブをプラズマ中においた状態と同等である。宇宙機の定常電位は正極側で収集され

る電子電流と負極側で収集されるイオン電流が均衡するように決まる(図 I.4-3)。パネル回路の負極端が宇宙機構造体に接地されると宇宙機本体の接地された導体面もイオン収集に参加するため、プラズマに対して負電位をもった部分の面積は非常に大きい、電子の移動度がイオンの移動度よりもはるかに大きいため、大半の太陽電池パネルの発電電圧はプラズマに対して負の電位となる。一次近似として、LEOにおける宇宙機電位、 ϕ_{sc}^* は

$$\phi_{sc}^* \approx -V_a \quad (\text{I.4-17})$$

で近似できる。ここで V_a は太陽電池パネルの発電電圧である。

宇宙機表面の絶縁体電位もゼロ電流条件を満たすように決まり、その時は電子温度の数倍程度の負か、正であつてもイオンの軌道運動エネルギーである 5V 程度の正である。正電位は近傍の露出した導体からはりだした負シースが電離圏電子の流入を抑制するために起きる[19]。絶縁体が正負どちらとなってもその電位は太陽電池パネル発電電圧に比べて十分に小さく、第一近似としては絶縁体電位をゼロと仮定してもよい。そのため、LEOにおいては絶縁体が宇宙機構造体よりも正電位をもつ逆電位勾配状態がノミナル状態として成り立ち、定常状態での乖離電圧は以下の値をとる。

$$\Delta V^* \approx V_a \quad (\text{I.4-18})$$

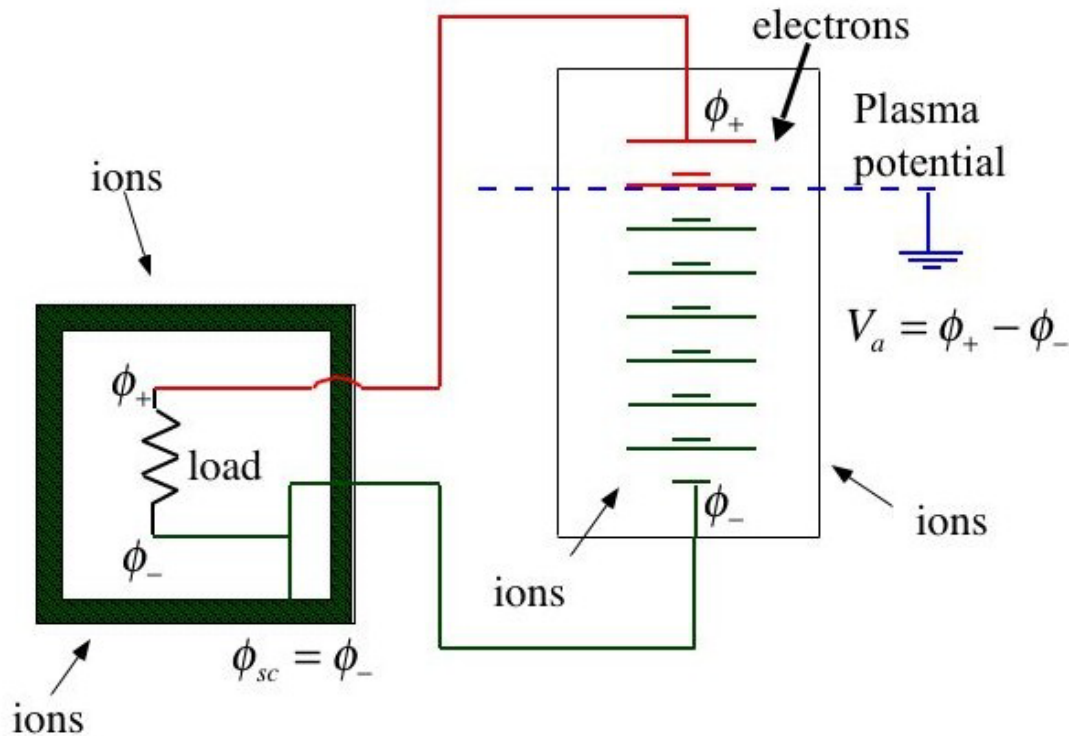


図 I.4-3 LEOにおける宇宙機の電流収集の模式図

I.4.5 PEOにおける局所帯電

宇宙機がオーロラ帯を飛行する際に、支配的な帯電電流の項が電離圏電子ではなく高エネルギーのオーロラ電子になることがある。PEO衛星の宇宙機電位が負になることは、背景の電離圏イオンの密度が 10^6 m^{-3} かそれ以下になった時に、Freja と DMSP[20], [21]において観測されている。そのため、宇宙機電位がPEOにおいて負になるには、宇宙機の高度は非常に高くなければならないか、オーロラ電子のフラックスが著しく高くなることが必要である。

宇宙機電位が負にならなくとも、宇宙機のウェーク側において局所帯電が発生することは可能である。南極または北極の上空において、太陽電池パネルは進行方向に正対する。進行方向（ラム）側で十分な量のイオンを収集できるならば、宇宙機電位は $-V_a$ 程度に保たれる。しかし、イオンは超音速で太陽電池パネルに流入するため、進行方向と逆側の面に回り込むことは容易ではない[22], [23]。そのため、ウェーク側に絶縁体が貼られていると、オーロラ電子だけが到達できる状態が生まれる。特に太陽電池パネルの裏面等は、光があたらないため光電子電流も期待できない。オーロラ電子のエネルギーが数 keV 以上あると、2次電子放出係数は1を下回ることが多くなるので、ウェーク側の絶縁体では負電流が卓越して負電荷が絶縁体に蓄積され続けて $\Delta V^* < 0$ の順電位勾配がなりたつ。二次元の数値計算結果[24], [25]によると、-1kV を上回る乖離電圧が発生することも可能である。

宇宙機電位も負になるような高いオーロラ電子フラックスと電離圏イオン密度の低下があると、状況はGEOのサブストーム発生時と似たものになる。この時に乖離電圧が正になるか負になるかはオーロラ電子のエネルギー Spektrum による。実際の宇宙機において、PEO環境での帯電状態を計算するには、電離圏プラズマによって作られる宇宙機廻りのシース境界を定義する必要があり、MUSCAT[14]や NASCAP/2K[15][16]などの3次元帯電シミュレーションソフトが必要である。

I.5 電気推進スラスタとの干渉

主要な電気スラスタとしてイオンエンジン、ホールスラスタ(SPT)、電界放出スラスタ(FEEP)を考える。電気推進スラスタによって生み出されるプラズマとしては、プラズマビームの高エネルギー一次イオン(SPTが300 eV、イオンエンジンが1000 eV、FEEPが8000 eV)、および、エネルギーが低い電荷交換イオン集団(最高で数十 eV)と中性粒子、中和器から放出される低温プラズマなどがある。

スラスタからの放出は以下のように分類することができる[4], [26]。

I.5.1 一次ビームイオン

これらのイオンは、 $10^\circ \sim 40^\circ$ の半角ビーム広がり内にほとんど集中している。ほとんどのスラスタはイオン化効率が高く95%以上である。一次ビームは通常は一価イオンによって構成されており、二価イオンはほんの数パーセントである(ただしホールスラスタの場合はこの割合よりも高くなる)。なお、典型的なイオンビーム中の電流分布は、半角広がりを限界とするガウス分布で近似できることが多い。

I.5.2 中性粒子

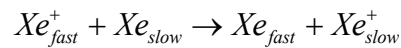
推進剤の利用効率は100%ではないため、スラスタの周囲には中性の環境も生み出されることになる。またグリッド材や加速チャンネルからスパッタリングされた金属粒子も微量ながら存在する。推進薬が金属である場合には重大な汚染上の懸念事項が生じる可能性があるが、イオン化が生じるまでは宇宙機の帯電に対して影響を及ぼすことはない。典型的な電気推進スラスタの出口面における典型的なプラズマ特性を表 I.5-1 に要約した。

表 I.5-1 数種類の電気推進スラスタの出口面におけるプラズマ状態[27]

	Hall thruster	Ion thruster	FEEP thruster
Application	Telecommunication satellite and primary propulsion	Telecommunication satellite and primary propulsion	Scientific satellites
Exit plasma density	10^{17} m^{-3}	10^{16} m^{-3}	10^{16} m^{-3}
Exit neutral density	10^{17} m^{-3}	10^{16} m^{-3}	10^{16} m^{-3}
Ion energies	300 eV	1 keV	8 keV

I.5.3 電荷交換イオン

高エネルギーの一次イオンが電離されずに残った推進剤の中性粒子やスパッタリング反跳粒子と衝突すると電荷交換衝突が起こる可能性がある。この衝突の結果、高速の中性粒子と熱速度を有する低速イオンが生み出される。Xe イオンの場合は以下のような反応となる。



(I.5-1)

このような同種原子との間の電荷交換反応の場合、断面積は特に大きく、 10^{-19} m^2 を上回る。

一次イオンビームがガウス分布を示すためビーム電位も同様の分布になり、ビームの中心線を頂点とした正電位の山を作る。低速イオンは、正電位の山を転げ落ちるようにビームから外れていく。低速イオンの拡がり角は一次イオンの拡がり角よりも遥かに大きく、一部の低速イオンは、宇宙機の表面、太陽電池パネルまたはその他の箇所に向かって流れる可能性がある。これらの逆流イオンは、スラスタ出口の負の高電圧部に衝突するとスパッタリングを引き起こす。またスパッタリング反跳粒子等を起源とした金属粒子が電荷交換によってイオン化し、宇宙機表面の光学センサーに付着して汚染を引き起こす可能性もある。

逆流イオン電流の評価法としては、Particle-in-Cell 法や Particle-tracking 法を用いて粒子軌道を計算することが一般的である[28][29][30][31]。その際に、一次イオンビーム中での電荷交換衝突の発生率と電位分布を正しく見積もることが大事である。宇宙機が高電圧太陽電池パネルを搭載していて、太陽電池パネルからの電界がイオンビーム周辺の電位分布に影響を与えるような場合には、3次元粒子コードの使用が唯一の方法であるが、計算機容量の制約から実際の計算は非常に困難である。

I.5.4 中和電子

中和器から放出された電子は、同時に放出される低温プラズマを経由して、一次イオンビームの正電位に引き寄せられるようにビームの中性化をはかる。また、ビームから外れて宇宙機側に逆流していく電荷交換イオンに対しても、それらの正電荷に引き寄せられるように両極性拡散をしていく。後者に必要な電子電流量は、イオンビームの中和に必要な量に比べて通常は数桁程度低い。宇宙機が高電圧太陽電池パネルを搭載し、且つ電気推進スラスタまでの距離が近い場合、太陽電池パネルから発する電界が中和器電子に到達する可能性がある。中和器電子は宇宙機電位と同電位にあるため、太陽電池パネルの正極端は発生電圧と同等の正の電位を中和器電子に対してもつ。太陽電池パネルと中和器の間で電子を介した閉回路が構成され、そこを流れる電流は宇宙機負荷に供給されないため、太陽電池パネルでの発生電力が漏洩したことになる。

中和器電子が過度に宇宙機側に流れると、本来イオンビームの中和に廻されるはずであった電子までも収集することになり、そうなった時にはイオンビームの中和が失敗して宇宙機電位が大きく負に帯電することになる[9]。スラスタを運用中にビームの中和に失敗すると、ビームがスラスタ出口に逆流することによる大量のスパッタリングが懸念される。

正電位をもった太陽電池パネルと電子の干渉相互作用においてはスナップオーバーと呼ばれる事象が確認されており、200V 近い電位差があると電子収集が急激に増加することが知られている。また太陽電池パネル表面近傍の中性ガス密度が上昇するとグロー放電が発生することで、電流漏洩量が飛躍的に増大する。

図 I.5-1 に地上試験において確認されたグロー放電の発生電圧とガス密度の関係を示す。電気推進スラスタの運用時の太陽電池パネル周辺のガス密度上昇に十分注意する必要がある。

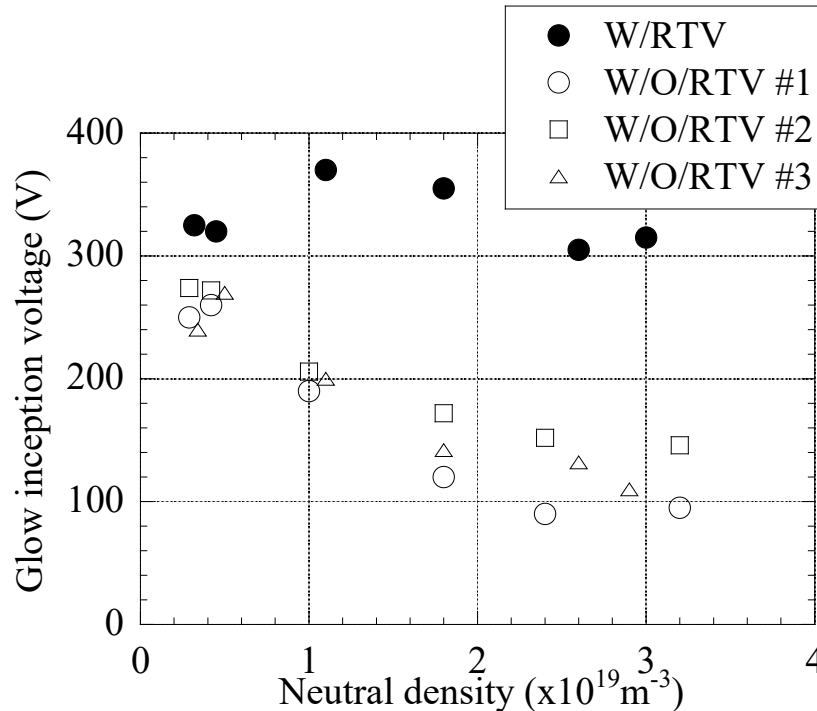


図 I.5-1 正電位をもった太陽電池パネル表面でのグロー放電発生電圧。W/RTV とはインタコネクタを除く太陽電池周囲を RTV シリコンで覆ったものを指し、W/O/RTV とは太陽電池周囲全てを露出したもの。[32]

I.6 内部帯電

内部帯電(たとえば[33]を参照)とは、外部の宇宙環境から放射される粒子が原因で、宇宙機構造物内のいずれかの箇所(表面を除く)において電荷が蓄積することである。この内部帯電は誘電体内部において起きることが多く、深誘電体帯電(deep dielectric charging)と呼ばれることがしばしばある。しかしながら、内部帯電は、宇宙機内において電氣的に浮遊した導体内でも発生する。

I.6.1 表面帯電との関係

宇宙機表面上の厚い誘電体は、ある一定の深さにわたって電荷が蓄積する可能性があるため、表面帯電と深誘電体帯電の区別が明確でないことがある。一般的な分析においては、表面近くおよび材料内部における電荷の蓄積の両方を1つにまとめて考慮することになる。しかしながら、以下のような実際上の理由で内部帯電と表面帯電を別々に扱うことが可能である。

表面帯電(surface charging)は、通常は分という時間スケールで変化する低エネルギープラズマ集団($\sim 10 \text{ keV}$)の大電流と関わりがある。二次電子放出および光電子放出が重要な帯電電流であり、さらには支配的な項となることがある。帯電の時間スケールは宇宙機構造体が秒以下、局所帯電が秒から分である。電流の均衡については、一次電流と二次電流間の均衡、そして表面間での電流のやり取りが重要である。これらの時間スケールは、一般的には、誘電体内でのバルク伝導によって有意な量の電荷が絶縁体内を通る時間としては短すぎる。

内部帯電(bulk charging)は、通常は数時間～数日の時間スケールで変化するより高いエネルギーの荷電粒子($> 0.5 \text{ MeV}$)の小電流と関わりがある。光電子放出は関係なく、二次電子放出係数はこれらの一次エネルギーでは非常に低いため、二次電子放出も一般的には重要でない。帯電が起きるのに要する時間スケールは1日またはそれ以上の長期であることが非常に多いため、通常は、材料全体における容量性

時定数によって決まる。なお、全体的な電流の均衡に関してはバルク伝導電流が重要な役割を果たしている。

I.6.2 絶縁破壊

内部帯電が問題になるのは、蓄えられている電荷が突然放電するか、絶縁破壊が発生したときである。この場合に被ることになる最も直接的な影響として、大量の過渡電流が電子回路内に直接投入されることになるか、または電磁結合を通じて間接的に過渡電流が生み出されることになる。さらに、絶縁破壊が起きると、材料の性質が永久的に変化する可能性があり、その結果、絶縁性能が低下する可能性がある。

絶縁破壊は高い電界が原因で発生し、電子なだれ効果が原因であると考えられている。なお、これらの放電は、リヒテンベルクパターンと呼ばれる「樹木」形状の放電経路（トリー）を形成する可能性がある。

誘電体に関して発表されている絶縁破壊電界は、一般的には 10^6V/m 程度である。しかしながら、実験室での実験では、おそらく局所的な電界集中が原因で、これらの値よりも小さなマクロ的電界強度における部分放電パルスの発生がしばしばみられており、このため、放電が発生する可能性がある「危険レベル」の臨界値としては 10^6V/m が妥当な値である。

I.6.3 電荷の蓄積

内部帯電は、高エネルギー電子が宇宙機表皮を貫通することにより起こり、一般的には 0.5MeV 以上である。このような現象は、放射線帯内帯および放射線帯外帯の両方において見られる。しかしながら、最高のレベルに達するのは外帯の強度であり（特にエネルギーが高い場合）、実際には、外帯のみが有害なレベルの内部帯電に関わっている。GEO上の衛星は外帯の頂部から遠く離れているが、継続的に外帯の端に位置しており内部帯電による影響を受ける危険性が大きい。外帯は非常に動的であり、 2MeV を上回る電子束が数時間の間に 2 桁分または 3 桁分も上昇する可能性がある。さらに、このような高いレベルは数日間にわたって続く可能性がある。

放射線帯の電子は宇宙機表皮を貫通して内部の材料内に蓄積する。貫通の深さは、エネルギーおよび材料の性質（特に密度）に左右される。なお、この深さは、モンテカルロ粒子輸送コードを用いて高い精度で計算することができる [34]。さらに、経験的に導き出された公式もいくつか存在している。 [35]

I.6.4 材料の導電性

誘電体内における内部帯電レベルを決定する際には、材料の電気的な導電性が極めて重要な役割を果たすことになる。荷電粒子を誘電体に照射し続けると、内部の電界は上昇し、蓄積電流とバルク伝導電流が等しくなって平衡状態に達する。厚さ d を有する 1 層の材料の場合における平衡状態時の最大電界はオームの法則に基づいて求めることができる。

$$V=IR \quad \text{i.e.} \quad E_{\text{max}} = V/d = (I/A) \cdot R \cdot A/d = j/\sigma$$

(I.6-1)

ここで、

- V = 電位 [V]
- I = 電流 [A]
- R = 抵抗 [Ω]
- j = 電流密度 [A/m^2]
- σ = 体積電導度 ($=1/\rho$) [S/m]

このため、面積 A の場合は $\sigma = \frac{d}{RA}$ 、 $j = I/A$ である。

誘電体の電導度は温度、電界、および放射線によって大きな影響を受け、電導度が一定でないために、内部帯電の計算は複雑なものとなる。なお、現在は標準的な電導度測定法が定められている [36] が、数日という長時間スケールに同測定法を適用できるかについては疑問も呈されている [37]。

I.6.4.1 温度への依存性

温度は誘電材料の電導度に対して大きな影響を及ぼす。すなわち、温度が高いほど捕獲されている電子を伝導帯に励起し易いため、温度が上昇するに従って電導度も上昇することになり、導体において観察される温度と抵抗の関係とは逆になる。なお、電導度の温度依存性は一般的に次式によって表される。

$$\sigma(T) = \sigma_{\infty} \exp\left(-\frac{E_a}{kT}\right) \quad (\text{I.6-2})$$

ここで、

E_a = 活性化エネルギー (材料に左右される)

k = ボルツマン定数 (J/K)

T = 温度 (K)

σ_{∞} = T が無限大に近づくときの最高電導度 [S/m]

E_a は、電子が価電子帯からエネルギーの大きい伝導帯に励起することに関わるバンドギャップではないことに注意することが重要である (ポリエチレンの場合には、 E_a は約 1 eV で、バンドギャップは約 8.8 eV である)。 E_a は実験研究の結果見つけ出されており、ほとんどの誘電体においては通常は 1 eV 程度である。

I.6.4.2 電界への依存性

電界によって電導度が上昇する理由は、高電界がキャリアの移動性を向上させることに加えて、さらなるキャリアを活性化させるためである。最新の研究は 1975 年における Adamec and Calderwood (A&C) [38] であると思われる。なお、電界と電導度の間における A&C の関係は次式のとおりである。

$$\sigma(E, T) = \sigma(T) \left(\frac{2 + \cosh(\beta_F E^{1/2} / 2kT)}{3} \right) \left(\frac{2kT}{eE\delta} \sinh\left(\frac{eE\delta}{2kT}\right) \right) \quad (\text{I.6-3})$$

ここで、

E = 電界 [V/m]

$$\beta_F = \sqrt{\frac{e^3}{\pi\epsilon}}$$

δ = ジャンプ距離 [m]

e = 電子の電荷 ($= 1.609 \times 10^{-19} \text{C}$)

上式は基本的に理論式である (ただし、実験データを当てはめるために δ を選んだ)。また、 $\sigma(T)$ は上述したバルク伝導性に対する温度の影響を表している。

I.6.4.3 放射線による影響

ポリマーは、放射線が照射されると電導度が上昇することが実証されており、この影響については実験による調査が多数実施されてきている。しかしながら、これらの調査のほとんどは、宇宙において使用時に遭遇する線量率と比較して非常に高い線量率で実施されたものである。原理的には、ポリマーに放射線を照射すると電子が励起されて伝導帯内に入り、ポリマー内でのエネルギー吸収速度(すなわち線量率)に正比例する電荷キャリアが生成される。この線量率は、高エネルギー電子、イオンまたはガンマ線に依存する。

照射されたポリマーの電導度 σ に関する基本的な記述式 (I.6-4) が Fowler (1956) [39] によって求められており、幅広く用いられている。

$$\sigma = \sigma_0 + k_p D^\Delta \quad (\text{I.6-4})$$

ここで

σ_0 = 暗電導度 [$\Omega^{-1} \text{ m}^{-1}$]

k_p = 入射放射線によって誘起される電導度の材料に依存した係数 [$\Omega^{-1} \text{ m}^{-1} \text{ rad}^{-\Delta} \text{ s}^\Delta$]

Δ = 材料に依存する無次元指数 ($\Delta < 1$)

照射を停止した後は、RIC はゆっくりと低下する[40]。低下の時定数は、照射量が大きい程長くなる傾向にある。なお、RIC がゆっくりと低下することを「遅延」RIC と呼ぶことがしばしばある。

I.6.5 時間への依存性

板状の誘電体の場合には、照射後のバルク内電界は時間の経過とともに指数関数的に平衡的な電界になっていく。

$$E = \frac{J}{\sigma} \left(1 - \exp \frac{-t}{\tau} \right) \quad (\text{I.6-5})$$

ここで、 τ は 時定数である。上式は平面コンデンサの場合と同じ式である。誘電体の電気的性質が材料全体にわたって一定である場合は $\tau = \epsilon / \sigma$ である(ここで、 ϵ = 誘電率)。さらに、電導度が厚さ x の試料全体において変化する時には、

$$\tau = \epsilon \int \frac{1}{\sigma(x)} dx \quad (\text{I.6-6})$$

定数が大きい材料のみが有害なレベルの内部帯電が発生しやすくなる。通常は、内部帯電が発生しやすい材料の時定数は 1 日以上である。 τ は実効的には、材料を帯電させる電子フラックスの積分時間である。このため、有害な内部帯電環境を定義する時には、電子フラックスの 1 日平均を考えれば十分な時間分解能が得られる。

I.6.6 幾何形状に関する考慮事項

内部帯電の計算が最も簡単な構造は平板構造である。しかしながら、このような単純な事例においても、常時変化している電界および放射線によって誘発されるバルク伝導性が原因となって材料全体における電導度が変化する。また、電界は誘電体全体において変化し、さらに、誘電体とその下方の導体の間の境界部に、平衡状態になった最大電界が存在している。

ケーブルの絶縁体は、通常は 1 次元の円柱対称形である。中心の導体が 1 本であるケーブルの場合は、誘電体内の電流が中心部に向かって流れるため円柱状の中心導体に電流が集中する。その結果、等価的な平面状の場合よりも電界が増大することになる。

複雑な 3 次元構造を有している絶縁体の場合の最大電界を計算するためには、3 次元の電荷蓄積モデルおよび電流と電界に関する 3 次元モデルが必要になる。しかしながら、このような場合においても、最大電界は誘電体と導体の間の境界部に発生する。

I.6.7 内部浮遊導体

宇宙機内部にある浮遊導体の場合は接地された部位との間に絶縁体が存在しているのが通常である。浮遊導体と接地点の間には、十分な量の電流が絶縁体内を流れて帯電電流と均衡するまで電界が増大し続けるか、その前に絶縁体の破壊強度を超えれば絶縁破壊が発生する。

I.6.8 電界の影響を受けやすいシステム

内部帯電は、絶縁体、半導体または電氣的に浮遊した導体から構成されているシステムに対して影響を及ぼす。独特な影響を受けやすい浮遊導体例として 3 軸加速度計および重力計がある。MEMS も同様に、放射線によって誘発された電界による影響を受ける可能性がある。

I.7 宇宙機によって誘起される現象

I.7.1 ウェーク

ウェークとは、電離圏プラズマ中を秒速 8km で飛行する宇宙機はイオン（熱速度は 1km/s 程度）にとっては超音速であるのに対し、電子（熱速度は 100km/s 程度）にとっては亜音速であるために起こる。電離圏プラズマをかき分けて飛行する宇宙機の後方には電子は回り込めるが、イオンは容易にはまわりこめない。宇宙機のウェーク側で負の高電位を帯びたものがあっても、イオンが回り込めないために負電位が維持される。オーロラ電子は数 keV 以上の電子をもっているためにウェーク側の絶縁体をその電子温度程度の負電位にまで帯電させることが可能である。

I.7.2 $v \times B$ 誘起電圧

導体が磁界を横切ると Fleming の右手の法則によって起電力が生じる。すなわち、 L の長さを有する導体が速度ベクトル $\vec{v}$ で磁界 $\vec{B}$ 内を移動した場合の起電力 V_{emf} は次式のようにになる。

$$V_{emf} = (\vec{v} \times \vec{B}) \cdot \vec{L} \quad (\text{I.7-1})$$

LEO 軌道では地磁気が $30 \sim 50 \mu\text{T}$ であるので、ISS 程度の LEO の大型宇宙機では 20 から 30V 程度の電位差が宇宙機の両端で発生することになる。長さ 20km のテザーを LEO で進展すると、テザーに沿って 5kV の電位差が発生することが予想される。

この電圧で発電を行うとテザーには電流が流れるが、これによりテザーは軌道速度と逆向きの抗力を受け、宇宙機の運動エネルギーを電気エネルギーに変換することになる。逆にテザーに強制的に外部電源で電流を流すとローレンツ力により推進力を得る[41][42]。TSS-1R 実験[43]は 19.7km のテザーを繰り出し 4kV 近い電圧を発生して原理の検証を達成したが、スペースシャトル側の根元部分で放電によって焼き切れてしまった[44]。

テザーに電流が流れると、電流回路は両極端に LEO プラズマが流入して閉じられることになる。テザーの電流収集方法としては、テザー両極端に電子・イオンの放出または収集を行うプラズマコンタクトなどの機器をつけるか、テザー部分の導電部をむき出しにしてテザー自体で電流を集めることになる。テザーの電流

収集については、プラズマの流れとそれに直交する磁界を考慮に入れる必要があり、Particle-in-Cell 法等を使った粒子シミュレーションが一般的である。またプラズマコンタクタなどでは中性ガス密度が高くなるために、荷電粒子-中性粒子間の衝突も考慮した評価が必要である。

I.7.3 スナップオーバー

プラズマコンタクタ等によって太陽電池パネルの正極端付近の露出導体部がプラズマよりも 100V 超の正電位をもつと、周辺プラズマから大量の電子を集め負電位側で集めるイオンとプラズマ中を流れる電流ループを形成し、このプラズマ中の電流は太陽電池パネル出力電力の損失となる。収集電子電流は太陽電池パネルのインタコネクタから漏れ出すシースに流入する流束で決まるが、電圧が高くなるとシースが太陽電池パネル全体を覆うようになって、多大な電子電流が流入することになる。この現象はスナップオーバーと呼ばれ、外部電子電流がカバーガラスの上を大きな電子衝撃二次電子放出を伴って流入するからであるといわれている[32][47]。

スナップオーバー自体は周辺のガス圧の影響は少ないが、ガス密度が 10^{18}m^{-3} 程度になると、5.5.4 で述べたように 100V 程度の電圧でも太陽電池パネルの露出金属部でグロー放電が発生する[32][47]。グロー放電はパルス的に繰り返し発生し、原因としては電離で生成された 2 次イオンが長くシース中に滞留することによって、電子収集シースが外側に広がっていくことが原因とされている[48][49]。 10^{18}m^{-3} といったガス圧は、宇宙空間の通常値に比べ数桁高いが、姿勢・軌道制御用のスラスタ噴射時にはスラスタ近傍で十分に持ちうる値である。そのため、プラズマコンタクタ等で高電圧宇宙機を電位制御した場合に太陽電池パネル近傍でのガス圧の上昇には注意する必要がある。

I.8 放電

宇宙機における放電は帯電(表面または内部)によって発生した絶縁体(または浮遊導体)と宇宙機構造体の間の電位差があるしきい値を超えることによって発生する。しきい値は、絶縁体材料、形状、隣接導体の材料、外部雰囲気等々の非常に多くのパラメータに依存し、仮に全てのパラメータを同じにしたとしても、正確に一意的に定めるのは難しい。そのためしきい値については確率的な取り扱いをすることが一般的である。

静電気放電(Electro Static Discharge、ESD)は、絶縁体の内部の電界がその物質の絶縁破壊強度を超えた時や絶縁体内部のボイドや欠陥での部分放電が引きがねとなって起きるものと、絶縁体が外部に露出した導電体と接するいわゆる三重接合点(Triple Junction、TJ)を起源として起きるものの 2 種類に大別される。いずれも放電のエネルギーは、宇宙機の各種静電容量に帯電の結果蓄積された静電エネルギーが解放される。

I.8.1 放電電流の呼称

パンチスルー(貫通破壊)は絶縁体の両面に蓄えられた帯電電荷(または絶縁体内部と絶縁体に接する導体に誘起された電荷)が再結合することによって流れる電流である。エネルギーは絶縁体のキャパシタンスから供給される。

フラッシュオーバー(沿面放電)は放電発生点から高密度プラズマが絶縁体表面に沿って広がり、表面に蓄えられた電荷を中和する過程で流れる電流である。エネルギーは絶縁体のキャパシタンス C_d から供給される。

ブローオフは放電発生点から宇宙空間に対して負電荷が放出される過程で流れる電流である。GEOやLEOでの帯電発生時には宇宙機電位が負になる。放電開始時に発生点に高密度プラズマが形成されると、シース中の電界に沿って外部に電子が流出する。このエネルギーは宇宙機構造体と宇宙空間との間のキャパシタンス C_{sat} によって供給される。

I.8.2 三重接合点

異なった性質をもつ三種類の材料が接するところは三重接合点(TJ)と呼ばれる。電気機器の設計にお

いても TJ は電界が集中しやすいために、絶縁設計で最も注意を要するところである。宇宙機表面の放電で重要となる TJ は表面に露出された絶縁体と導体と周辺プラズマ(または真空)の 3 者で形成される。放電発生点となる TJ の例としては、太陽電池パネルカバーガラス、太陽電池パネルフェースシート、ワイヤー被覆、接着剤、熱制御材、OSR 等々多種多様のものがある。導電体との境界が宇宙空間に露出している限り、静電気放電発生の可能性が存在する。また薄膜の絶縁体が導体を完全に覆っていたとしても、軌道上の微粒子(debris)衝突によって下地の導体が露出され、TJ を形成する可能性がある。TJ におけるマクロな平均電界は以下の式で与えられる。

$$E = \frac{\phi_d - \phi_{sc}}{t} = \frac{\Delta V}{t}$$

(I . 8-1)

静電気放電は絶縁体と宇宙機構造体間の乖離電圧 ΔV があるしきい値を超えたところで発生する。一般的に乖離電圧が正の時の逆電位勾配の時のほうが、乖離電圧が負の順電位勾配よりも、放電発生しきい値は小さい。これは、逆電位勾配では導電体が負極の役目を果たしているので、電界放出などで静電気放電開始のために必要な初期電子を供給しやすいためである。

図 I . 8-1 と図 I . 8-2 に実験室において撮られた太陽電池パネルクーポン上の ESD の様子を示す。図 I . 8-1 ではクーポンの太陽電池回路は接地されたまま 15keV の電子ビームを照射されており、カバーガラスの表面電位は-7kV の時に放電し、 $\Delta V = -7kV$ の順電位勾配となっている。図 I . 8-2 ではクーポンの太陽電池回路に-5kV の直流電圧を印加した状態でアルミ箔散乱を利用して 3keV から 8keV のエネルギー分布をもたせた電子ビームを照射して、カバーガラスの表面電位を-4kV、即ち $\Delta V = 1kV$ の逆電位勾配状態を作っている。放電に伴う沿面放電は順電位でも逆電位でも両方で見られるが、その形態は異なっている[50]



図 I . 8-1 順電位勾配での太陽電池パネルクーポン表面での放電のビデオ画像

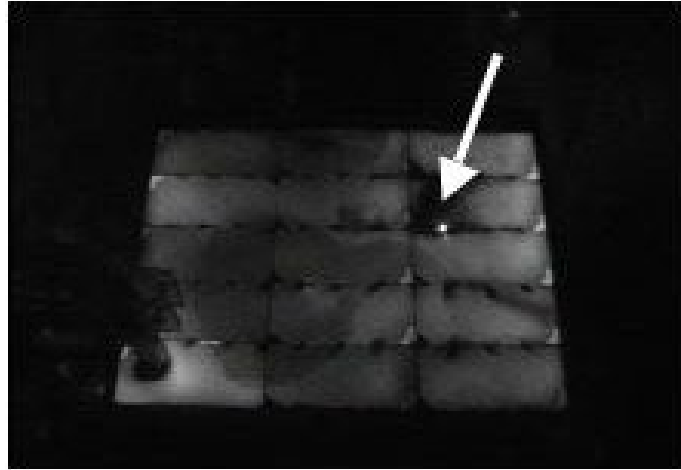


図 I.8-2 逆電位勾配での太陽電池パネルクーポン表面での放電のビデオ画像。放電発生点は矢印で示された点

順電位勾配についての研究は70年代より行われており、地上では接地した供試体に電子ビームを照射した条件での実験(例えば[51])が多く行われている。逆電位勾配についての研究は、LEO環境では70年代より行われていたが(これらのレビューについては[52]が詳しい)、GEOを対象としたものは80年代に数件行われた[53][54][55][56]後は研究が停滞していた。しかし、90年代末以降宇宙機電力が10kWレベルになり、後述するように太陽電池パネルの不具合が逆電位勾配での放電を原因として起きると考えられてからは[57]、各国において非常に活発な研究がなされている。

I.8.3 逆電位勾配での放電発生メカニズム

逆電位勾配における静電気放電は、時に「アーク」と呼ばれてきた。これは放電の形態が、金属蒸気が電離される真空アークによく似た状態になるからである。ここでは太陽電池パネルを例として放電発生メカニズムを説明するが、宇宙機表面の TJ における逆電位勾配での放電は全て同じメカニズムである。

太陽電池パネルは太陽電池を直列に接続して所定の電圧を発生する。図 I.8-3 において CFRP やアルミニウムハニカムパネルで構成される太陽電池パネル構造体は、宇宙機構造体と同電位をもつ。太陽電池とインタコネクタは太陽電池パネル回路の負極端から何番目に位置するかによってその電位が決まる。つまり宇宙機構造体の電位に、負極端とその太陽電池の間にある全太陽電池の発生電圧を足したものが、当該箇所の電位となる。通常的设计では太陽電池セルはポリマーでできたフェースシートを CFRP/アルミハニカム構造体の上に接着剤で貼られている。カバーガラスが各太陽電池の上に貼られ、各太陽電池は P 電極と N 電極をつなぐインタコネクタにより接続されている。インタコネクタは熱サイクルによるストレス吸収のために空間に露出していることが多い。太陽電池間の距離は通常は 1mm 以下である。各太陽電池の上の絶縁体の厚みは、カバーガラスと透明接着剤を併せて 100 から 200 μm である。

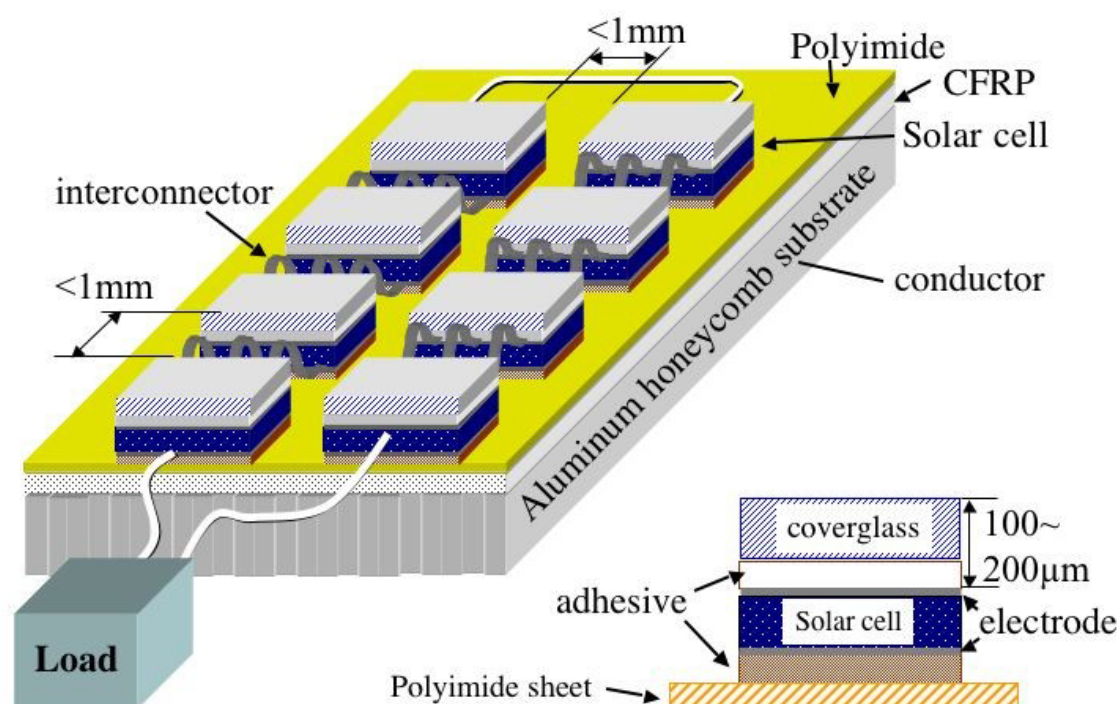


図 I.8-3 典型的な設計のリジッドパネル式太陽電池パネルの構造と断面図

逆電位勾配を持った太陽電池パネルで放電が発生することは 70 年代より知られていて、80 年代後半から 90 年代前半にかけてさかんにその発生メカニズムが調べられた。この放電は地上実験で数 100nsec から数 μ sec 程度のパルス電流として観測される単発の現象であり、後述する二次放電 (sustained arc、continuous arc、secondary arc 等と英語では言われている) と区別するために一次アーク (primary arc、trigger arc、primary ESD 等と英語では言われている) と呼ばれることがある。

図 I.8-4 に [58] [59] と [60] で提唱された一次アークの開始メカニズムの概念図を示す。太陽電池パネルの場合、図 I.8-4 の導電体はインタコネクタ、太陽電池電極、バスバー等に相当し、絶縁体はカバーガラス、接着剤、ポリマーシート等に相当する。図 I.8-5 に実験室で確認された一次アークの発生箇所を示す。図 I.8-5 でわかるように三重接合点と一次アークの発生箇所が合致している。

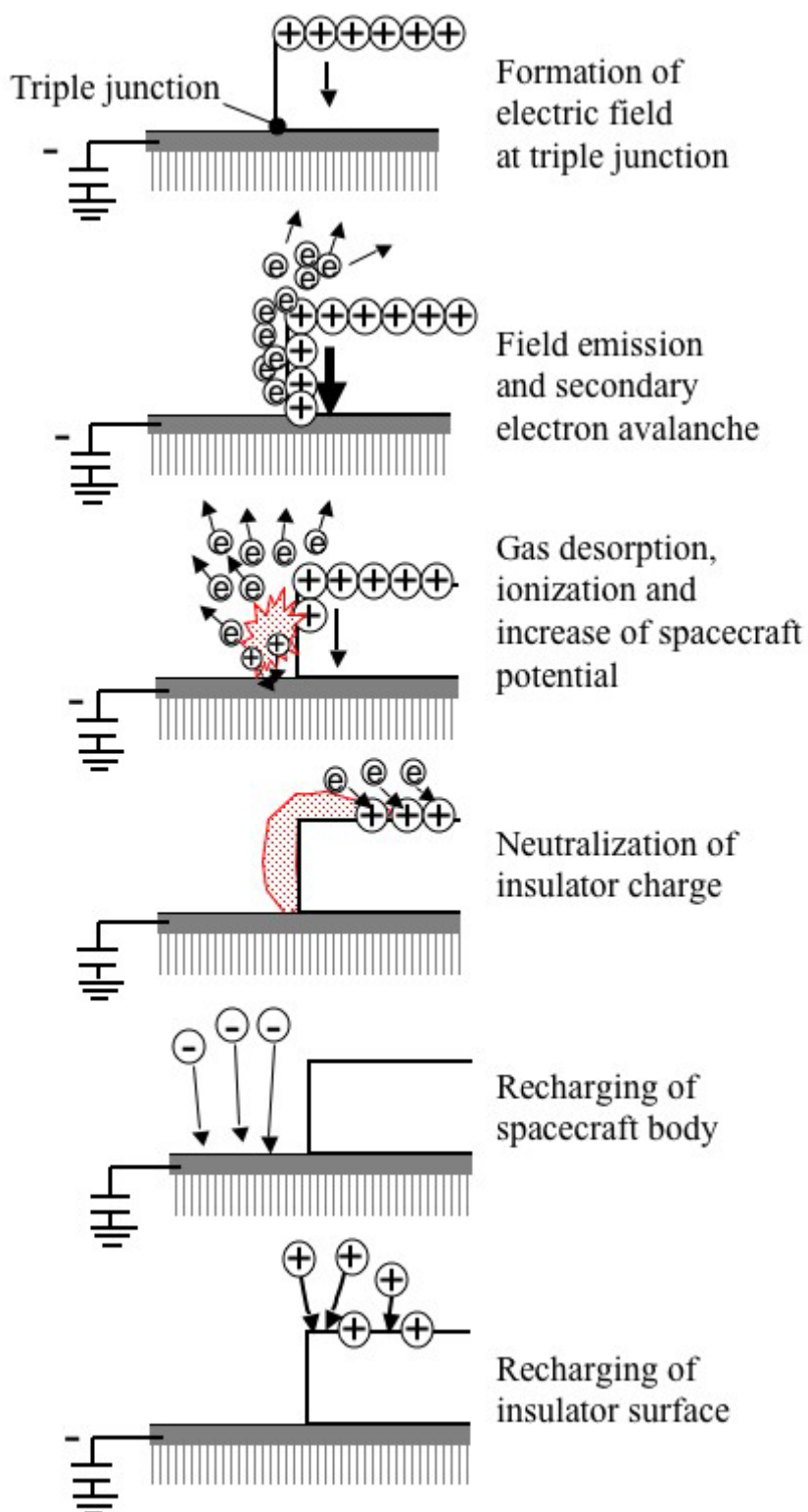


図 I.8-4 逆電位勾配での一次アーク発生メカニズムの模式図

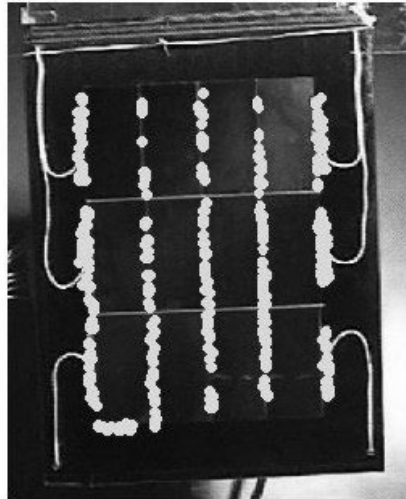


図 I.8-5 逆電位勾配の地上実験[61]において太陽電池パネル上で確認された一次アーク発生点（白丸）。太陽電池パネルクーポンはL E Oプラズマを模擬した環境の中で-500V の負電位にバイアスされた。太陽電池列間のギャップは RTV シリコンによって埋められている。

- (1) 絶縁体表面が正に帯電することによって逆電位勾配が発生する。図 I.8-4 の矢印は電界を示し、TJ 近傍に電界が集中することを示している。正帯電はL E Oの場合は外部イオンにより、G E Oの場合は2次電子や光電子によってなされる。
- (2) 逆電位勾配によって TJ 近傍に MV/m 程度の電界がかかると、導体表面から電界放出によって電子が放出される。TJ 近傍の電位構造は、電子を絶縁体側面に引き寄せるような電界をつくっているため、電子は絶縁体側面にあたって電子衝撃二次電子を放出する。電子衝撃二次電子放出係数が 1 以上であれば、絶縁体側面には正電荷が残され、正に帯電する。これによって TJ での電界が更に高められて、正帰還がかかり、電界放出電流は爆発的に増加していく。なお、MV/m という電界は電界放出をするには2桁程弱く、TJ 近辺に局所的に電界を高める微小突起や絶縁不純物の存在が前提となっている。
- (3) 電界放出電流が爆発的に増えるにつれ、絶縁体側面を叩く電子の量も増える。そのとき、絶縁体側面に吸着していたガスが脱離され薄いガス層を形成する。ガス層の中で電離が起きて放電に至る。放電によって導体には正電荷が流れ込んで放電電流となり、周辺絶縁体に蓄えられていた正電荷は放電プラズマの電子によって中和される。(2) と (3) で述べたこのメカニズムは真空沿面放電において提唱された電子衝撃二次電子なだれ[62] [63]と同様のものであるが、陽極がすぐ近傍にないところが異なっている。
- (4) 脱離ガスの電離や絶縁体電荷の中和に伴って導体表面に放電電流が流れる。表面での電流の集中が導体表面を蒸発させ、金属蒸気が発生してそれが電離される真空アークと似た状態となる。導体表面のクレータ[64]や、ガス粒子[65]や金属粒子[66]の発光スペクトラムが、そのことを物語っている。
- (5) 電子が外部空間に逃げると共に、宇宙機構造体と宇宙空間の間のキャパシタンスに蓄えられていた電荷が放出される。そのため、宇宙機電位は急激に外部プラズマ電位まで上昇する。
- (6) 放電プラズマが沿面放電となって拡がり、絶縁体表面の電荷を中和する。沿面放電の停止と共に、エネルギー及び電荷の供給が停止するので、一次アークは止む。

- (7) 宇宙機の露出した導体面が負電荷を集めることで、再び宇宙機電位が負に帯電する。
- (8) 絶縁体表面が外部プラズマから正電荷を収集して、再び逆電位勾配が形成され、(1)の状態に戻る。

実験室で確認されたLEO相当のプラズマ中の太陽電池パネルの放電発生しきい値は、 $\Delta V = 100V$ [67][68]である。LEO 相当プラズマとは1eV程度の低エネルギーで 10^{10} から 10^{13} m^{-3} の密度を有したプラズマを 10^{-3} to 10^{-2} Pa の真空度で作った状態を指す。太陽電池パネルに限らず、TJが宇宙空間に露出している限り放電は発生し、例としてはCFRPの表面、熱制御材の穴、電力線の傷等である。特にCFRPではカーボン繊維が樹脂と絡み合っって無数の TJ を作りだして、 $-70V$ を超えると放電の可能性がある [69][70]。このことから70V以上の発生電圧を有する宇宙機は高電圧システムと定義されるべきである。

GEOを模擬した実験室環境(10^{-4}Pa から 10^{-3}Pa の真空状態で数 keV の電子ビームを $10 \mu\text{A}/\text{m}^2$ から $1 \text{ mA}/\text{m}^2$ の電流密度で照射)では、太陽電池パネルの一次アークは $\Delta V \geq 400V$ で発生することが確認されている [32]。

I.8.4 パッシェン放電

高電圧使用時に圧力上昇に伴ってパッシェン法則に基づく放電が発生する危険性がある。特に、残留ガスが空気の場合、図 I.8-6 および表 I.8-1 に示すように、直流電圧ではパッシェン放電電圧の最小値が330Vとなる。

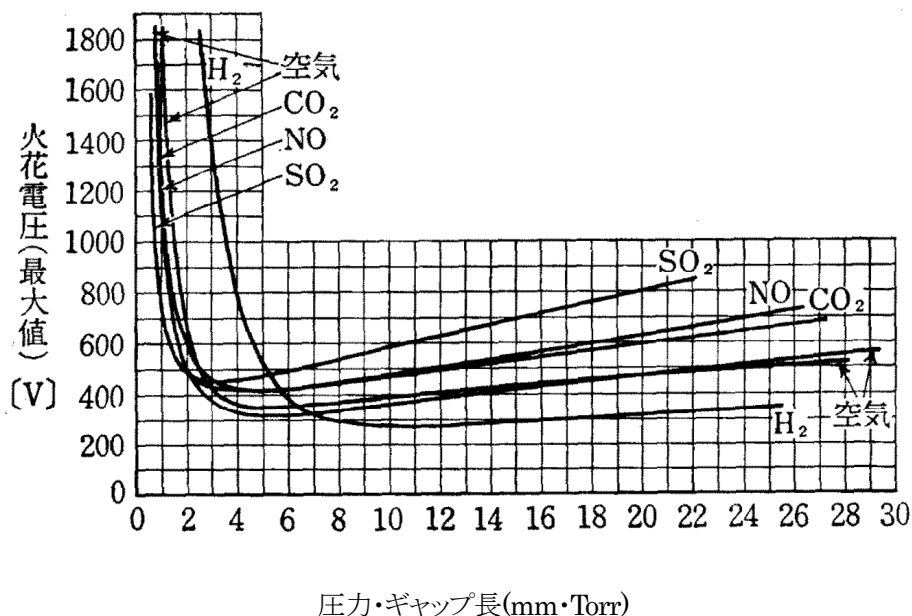


図 I.8-6 パッシェンカーブの例

表 I.8-1 最小火花電圧 ($(V_s)_{\min}$) とそれを与える pd ((pd)_c)

気体	$(V_s)_{\min}$ (V)	$(pd)_c$ (mm・Torr)
空気	330	5.67
H ₂	270	11.5
O ₂	450	7.0
N ₂	250	6.7
He	約 156	約 40
Ar	233	7.6
Ne	186	3.0
Na 蒸気	335	0.4
CO ₂	420	5.4

パッシェン法則に基づく放電発生電圧の測定は、電極端部が密閉系においてなされたものである。実際の宇宙機に搭載される高電圧システムにおいては、電極端部の一部あるいは全面が開放状態の場合が多い。その場合、パッシェン法則は、圧力 p と放電距離 d の積 pd で放電電圧が決まるので、電極端部が開放状態であれば、圧力が低くても長い放電距離をとることができる。そのため、低圧力でも P パッシェン最小電圧が維持される。図 I.8-7 に、1mm 電極間隔における沿面放電電圧の圧力依存性を示したものである[71]。図 I.8-6 のパッシェンカーブから $d=1\text{mm}$ としたときの特性と比較すると、低圧力側に最低放電電圧領域が延びているのがわかる。このため、充分高真空度になるまで電源電圧をオン状態にしないことが望ましい。

ところで、上記パッシェン放電電圧特性は直流電圧印加の場合である。そのパッシェン放電電圧の最小値は、図 I.8-8 に示すように、電源周波数の増加とともに低下するため[72]、TWT などの高周波機器においては注意が必要で、実験的に充分検討する必要がある。

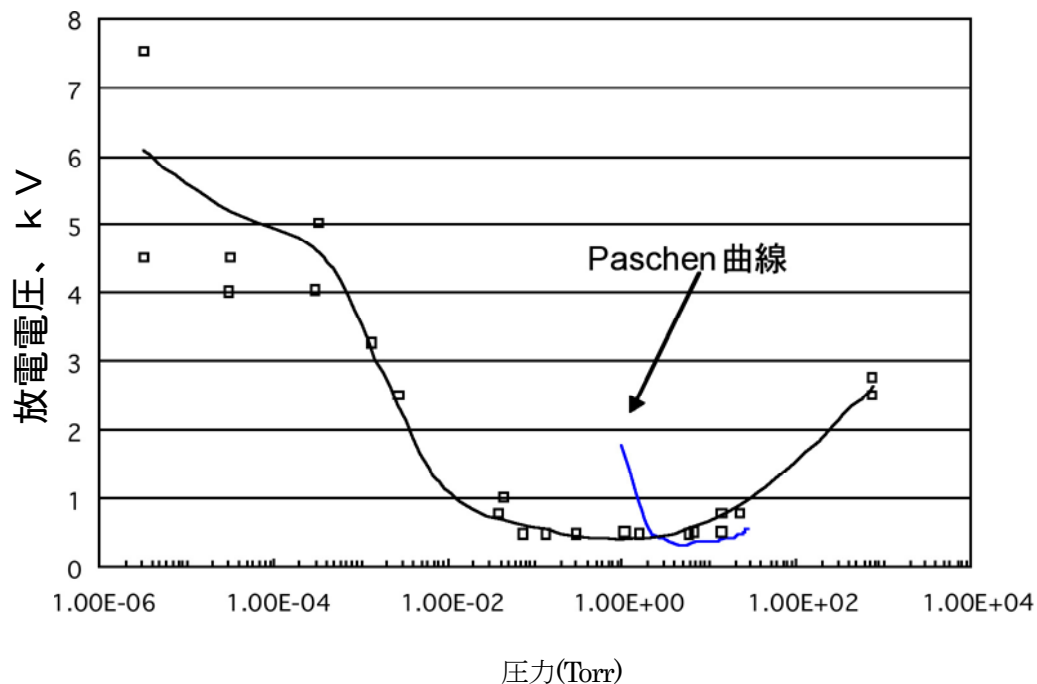


図 I.8-7 沿面放電電圧の圧力依存性 (FR-4 プリント基板、電極間隔 1mm) [71]

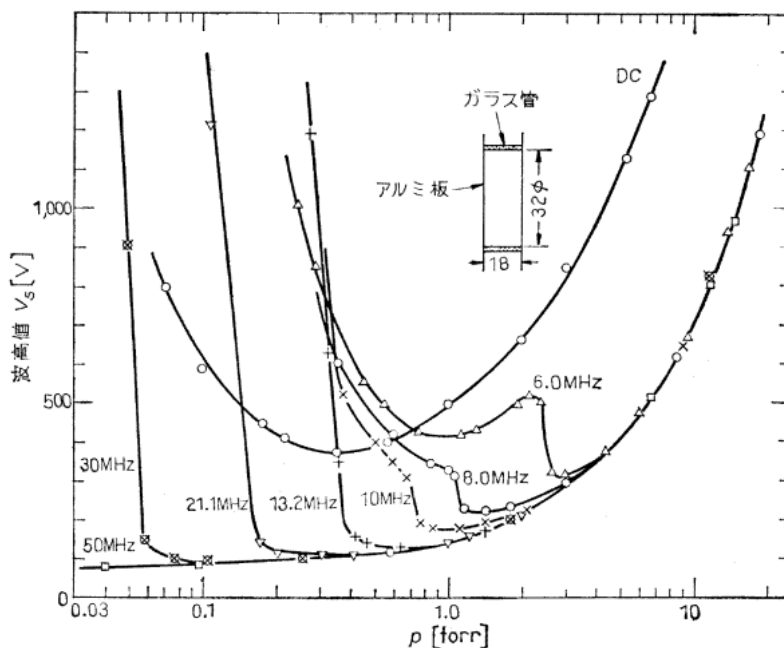


図 I.8-8 パッシェンカーブの電源周波数依存性[72]

I.8.5 マルチパクタ放電

高真空中で使用される高周波機器(進行波管、出力合波器等)においては、マルチパクタ放電に対して十分な検討が必要である。

真空中の電極に高周波電圧が印加された場合を考える。電極間に電子が存在し、高周波電圧が印加され、その電子が陽極に達したとき、もしちょうど高周波の半周期の時間が経過しているとすれば、今まで陽極として電子を加速していた電極は陰極となり、反対方向に電子を加速する。電子が対向電極に達したとき、あるエネルギー以上であれば二次電子が放出される。この二次電子放出係数が 1 以上ならば、入射したよりも多くの電子が反対方向に向かうことになり、またこれらの電子が相手電極に達した瞬間に電圧の極性が変われば、新しい多数の電子が放出され、これが元の電極に戻ることになる。こうして電子が両電極間を往復する毎にその数は数限りなく増加する。実際には、ある数にまで電子密度が増加すれば、時には残留中性粒子との衝突電離が生じて定常放電となり、平衡に達する。これが二次電子共鳴増倍作用による真空中の放電、いわゆる Multipactor 放電現象である[72]。以上から、マルチパクタ放電に関して、次のことが言える。

- (1) 電開始は、ガス圧やガス種によらず、電極材料にのみ依存する。
- (2) 開始の条件は、
 - a) 電子の電極間走行時間が、高周波電圧の半周期に等しいこと。
 - b) 電極材料の二次電子放出係数が 1 以上であること。

このマルチパクタ放電に関しては理論的に検討され、図 I.8-9 に示すような真空中の放電電圧と周波数の関係が求められている。

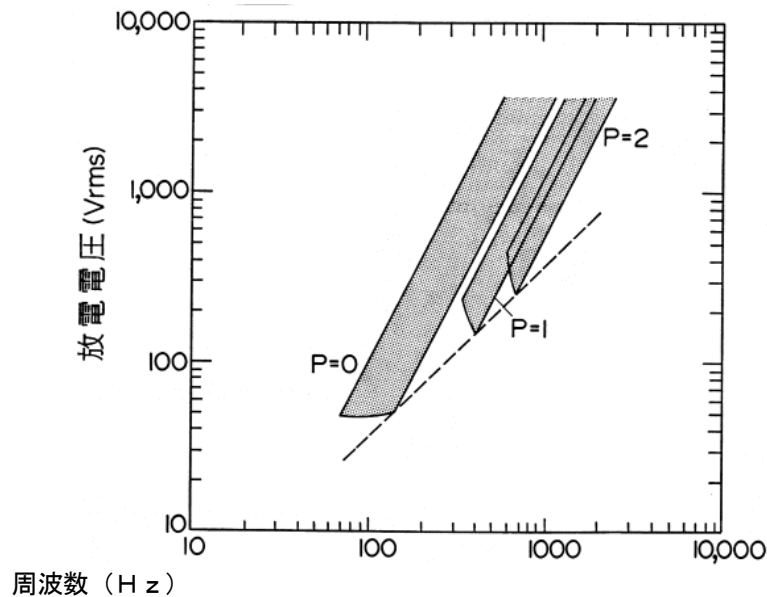


図 I.8-9 マルチパクタ放電の発生

I.8.6 宇宙機内部における沿面放電

高電圧システムの電源は通常宇宙機内部に搭載され、宇宙機外部プラズマの影響は受けない。一方、宇宙環境の高エネルギー荷電粒子(通常 500keV 以上の電子線)は、宇宙機外表皮を貫通し低エネルギー化して宇宙機内部の絶縁物に蓄積する。この蓄積電荷が宇宙機内部の高電圧システムの電源に及ぼす影響、特に沿面放電電圧に及ぼす影響を検討し、問題が生じないか実験的にシミュレーション検証をしておく必要がある。

図 I.8-10 に、プリント基板(材質 FR-4)上に形成された電極間の沿面放電電圧に及ぼす電子ビーム照射の影響を示している[71]。電子ビーム照射は沿面放電電圧を低下させ、低エネルギー電子の方が沿面放電電圧の低下が大きいことがわかる。このような電子ビーム照射が沿面放電特性に及ぼす影響について充分把握し、設計上問題がないか検討しておく必要がある。

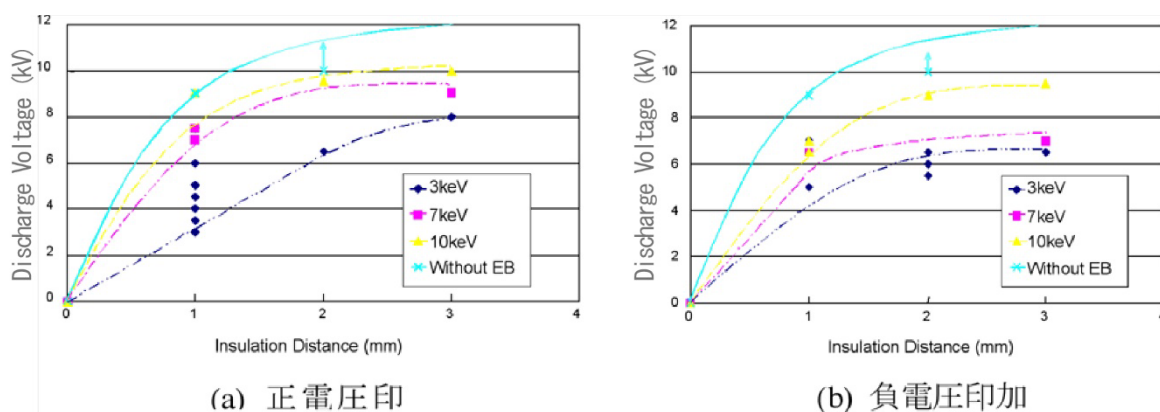


図 I.8-10 電子ビーム照射下の真空中沿面放電電圧の電極間隔依存性 (プリント基板 FR-4) [71]

I.8.7 一次放電の成長

電源回路に直結した箇所にて一次放電が起きると、それがもたらす悪影響の度合いは一次放電の電流値やエネルギーに依存する。一次放電は局所的な電離現象として始まるが、太陽電池パネル全体、更には宇宙機全体を巻き込む現象に成長する可能性がある。一次放電発生直後のエネルギーは宇宙機と宇宙空

間の間の静電エネルギーによって供給されるが、そのキャパシタンスは通常 1nF よりも小さいので、そのエネルギーは $1\mu\text{J}$ 程度に過ぎない。そのエネルギーを使い切ったあとには、一次放電の成長は絶縁体のキャパシタンスに蓄えられた静電エネルギーに依存する。宇宙機電位がゼロ電位付近に急上昇すると共に、中和されていない絶縁体表面電位も同様に上昇し、絶縁体表面は放電発生点近傍の電子を引き寄せる。放電発生点と絶縁体表面の間には、沿面放電プラズマと宇宙機回路を介した電流路ができ、絶縁体キャパシタンスの電荷が RC 放電のように放出される。宇宙機表面の絶縁体キャパシタンスは $10\mu\text{F}$ を超えることもあり、供給可能な全エネルギーは 10J を超えることがある。

I.8.8 宇宙機電力システムにおける二次放電（二次アーク）

一次放電による太陽電池発電能力の低下や汚染の進行などの累積効果は考慮する必要があるものの、一次放電単発で宇宙機の運用に致命的な損傷を与える可能性は殆どない。しかしながら、一次放電は二次放電の引きがねとなることがある。図 I.8-11 に宇宙機電力系の概略図を示すが、印のついた箇所での一次放電が起きると、電力システムで短絡事故を引き起こす可能性がある。

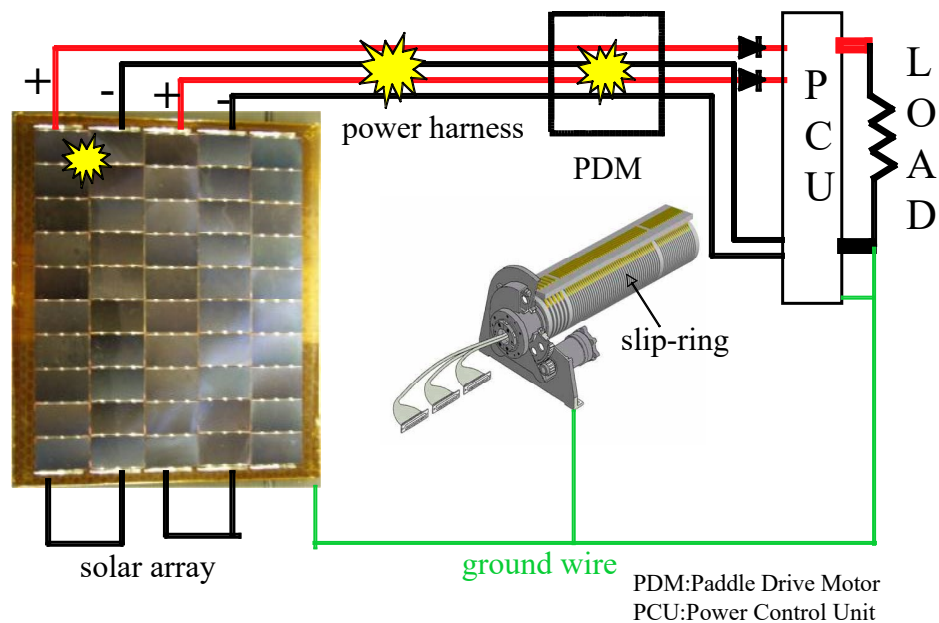


図 I.8-11 典型的な宇宙機電力システムと二次放電の危険性のある箇所

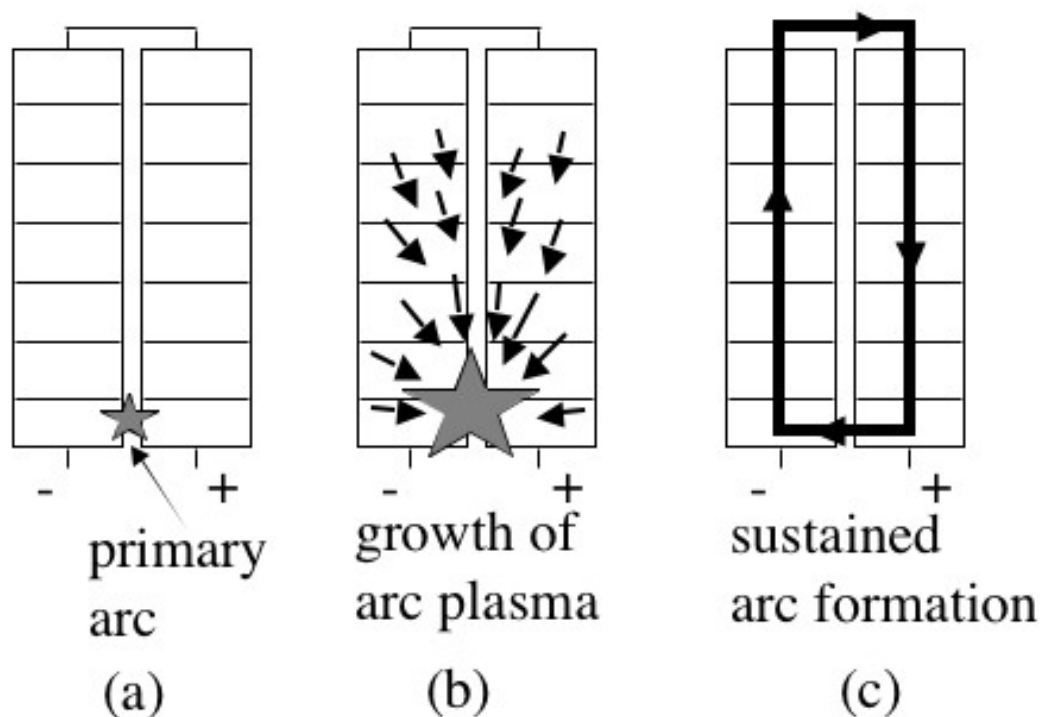


図 I.8-12 太陽電池パネルにおける一次放電の成長と二次放電の形成過程の模式図

図 I.8-12 は一次放電プラズマの成長と持続放電の形成過程の概略を示している。もし一次放電が高い電位差を有した 2 点間でおきると、放電プラズマがその 2 点を短絡し、太陽電池パネル回路が供給可能な最大電流によっては、短絡電流が流れ続ける可能性がある。このような状態を二次放電と呼ぶ。

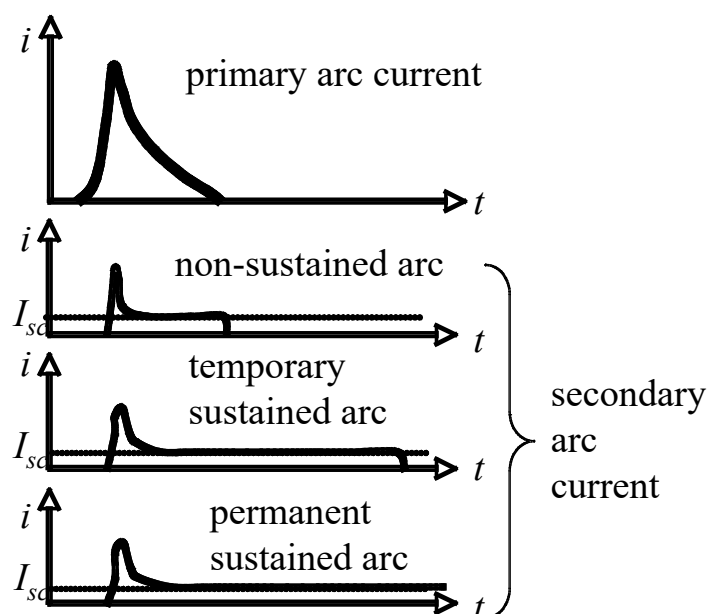


図 I.8-13 二次放電現象（二次アーク）の各レベルの呼称。電流 I_{sc} は太陽電池パネル回路から供給可能な短絡電流

図 I.8-13 に二次放電に関する用語を示す。静電気放電である一次アークに対して、放電電流に太陽電池パネル回路からの電流供給があるものを、二次放電と総称する。二次放電の内、一次放電が続いている間だけ短絡電流が流れる場合は非持続放電と呼ばれる。一次放電が終わった後でも、太陽電池パネル回路が電流を供給し続けるが、それでもある時点で自発的に止む場合を過渡的持続放電(Temporary Sustained Arc、TSA)と呼ぶ。もし、太陽電池パネル回路からの電流供給が止まらない時は恒久的持続放電(permanent sustained arc、PSA)と呼ぶ。通常の実験室で見られる恒久的持続放電では、数秒から数10秒で放電点近傍の絶縁材が熱によって炭化し、CFRP/アルミハニカムへの地絡路を形成する。その後、太陽電池パネル回路からの電流はアーク中を流れるのではなく、地絡路を流れ続ける。そのため、恒久的とは言っても、図 I.8-14 のように放電発生点近傍の絶縁が破壊されるまでの長くて数10秒の状態を指す。図 I.8-14 のような状態では、太陽電池パネル回路が地絡しているので、負荷側に電力を送ることは難しい。

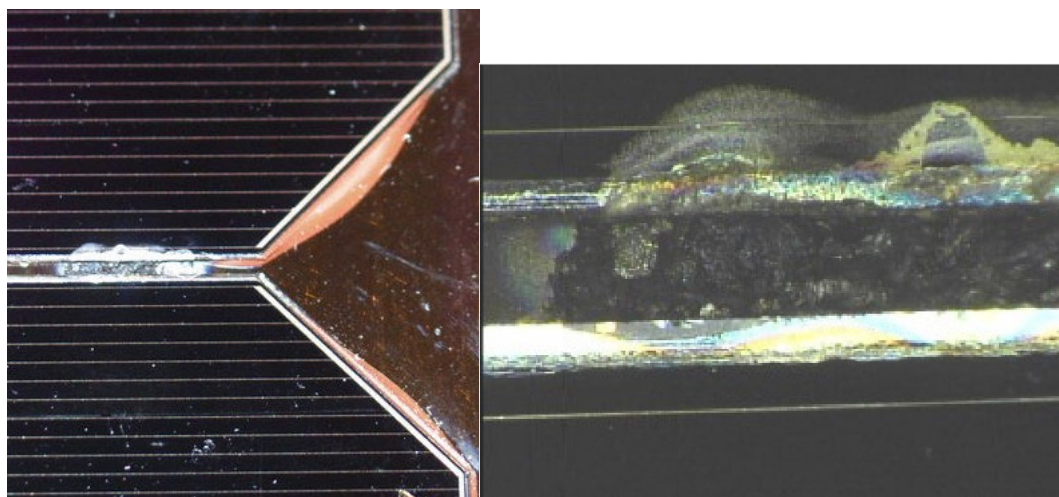


図 I.8-14 恒久的持続放電によって損傷を受けた太陽電池の写真（左）と 60 倍の拡大写真（右）。太陽電池間の距離は約 $600\ \mu\text{m}$ である。

付録-II 帯電解析プログラム

宇宙機表面と荷電粒子の相互作用や宇宙機の3次元形状を考慮して表面帯電の解析を行えるコンピュータプログラムには、以下に示す幾つかのものが挙げられる。2000 年代前半迄に世界的に最もよく使われてきた帯電解析プログラムは NASA と米国空軍で開発された NASCAP/GEO であり、商用版も存在する。NASCAP/GEO は NASCAP-2K という新バージョンが開発されたが、米国外で使用することは難しい。そのため、次世代帯電解析プログラムとして、日本では MUSCAT が、欧州では SPIS が開発された。

宇宙機表面帯電解析の基本は、その表面からの2次電子や光電子の放出といった粒子と表面の相互作用を考慮しながら、各荷電粒子の軌道を追跡して宇宙機表面の各部に流入する電流を計算することにある。表面各部での電流密度と表面と宇宙機本体の間の抵抗に基づいて表面の電荷分布が更新され、表面電位はポアソン方程式やラプラス方程式を用いて更新される。その後、粒子軌道が更新された電位分布に基づいて計算され、一連のプロセスを予め設定した時間または定常状態に到るまで繰り返す。帯電解析プログラムにおいて重要な点は、宇宙機の3次元形状をモデル化できること、二次電子放出・光電子放出・絶縁体漏れ電流といった表面物理過程を正しく計算できること、そして各種宇宙表面材料に関してそれらの物性に関するデータベースを備えていることである。

以下に各帯電解析プログラムの概略を述べる。

NASCAP-GEO[78]:

磁気圏プラズマによる衛星表面の帯電を計算できる。このコードはイオンと電子についてダブルマクスウェリアン分布を仮定して、3次元モデル化された衛星各部への各電流成分を足し合わせた全電流を計算できる。これらの電流から各表面の電位変化を計算する。電流と電子計算は平衡状態が得られるまで続けられる。

NASCAP-LEO[79]:

NASCAP-LEO は LEO 環境で特徴的な低温高密度プラズマと高電圧をもった物体の相互作用を解明する目的で開発された。NASCAP/GEO と同様に各電流の収集量を解析的に表している。NASCAP/GEO との違いは電流収集に衛星を取り囲むシースの影響を考慮している点であり、高電圧太陽電池の露出電極部における電力漏洩を解析することが主な使用目的である。衛星モデル形状は NASCAP/GEO よりも進化しており、有限要素法による電位計算に対応している。

NASCAP-2K[80]:

NASCAP の後継版として開発されたが、米国外での使用は極めて難しい。旧版に比べて衛星形状のモデル化は格段に進歩し、LEO、PEO、GEO に対応している。

SPIS[81]:

SPIS は詳細な形状を有した宇宙機モデルによる電流収集や周辺のシーソ構造を計算できる3次元 Particle-in-Cell (PIC) 法を元に作られている。2次電子放出や光電子放出等の表面相互作用も考慮されている。ソースコードは無償公開されており、www.spis.org からダウンロード可能であるが、サポートはメイリングリストによる限定的なものである。

MUSCAT[82]:

MUSCAT は LEO、PEO、GEO に適用可能な3次元粒子計算コードである。そのアルゴリズムは PIC 法と粒子追跡法の組み合わせであり、計算の高速化のために並列計算が可能である。衛星の3次元モデル化と計算結果可視化のための JAVA3D ベースの GUI プログラムを有している。2次電子放出・光電子放出・漏れ電流といった表面物理過程を含んでおり、物性データベースも装備している。このコードは商用版を購入することが可能である。

(余白)

付録-Ⅲ ECSS 引用一覧

Quotation part Identification Sheet

JERG-2-211 Spacecraft Charging and Discharging			ECSS-E-20-04 Draft 0.12 Spacecraft Charging		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph, ":" : No quotation)	
3.1.1	オーロラ帯	auroral zone	3.1.1 auroral zone	FULL	
3.1.2	用量	dose	3.1.3 dose	FULL	
3.1.4	静電破壊	electrostatic breakdown	3.1.5 electrostatic breakdown	FULL	
3.1.6	内部帯電	internal charging	3.1.9 internal charging	FULL	
3.1.7	イオンエンジン	ion engine	3.1.11 ion engine	FULL	
3.1.8	Lシェル	L shell	3.1.12 L shell	parameter of the geomagnetic field. NOTE 1 It is also referred as L and is used as a co-ordinate to describe positions in near-Earth space.	
3.1.9	アウトガス速度	outgassing rate	3.1.14 outgassing rate	FULL	
3.1.10	プラズマ	plasma	3.1.15 plasma	FULL	
3.1.11	放射線	radiation	3.1.1 radiation	FULL	
3.1.16	スラスター	thruster	3.1.20 thruster	FULL	
4.6	内部部品および内部材料	Internal parts and materials requirements	6.5.1 Description	Parts concerned are any dielectric (or isolated conductor/dielectric combination), potentially subject to electrostatic breakdown, for example:	
5.2.1	解説および適用性	Description and applicability	6.2.1 Description and applicability	there are additional specific requirements for these due to the possibility of secondary discharges.	
5.2.3	構造・機構の導電性	Conductive of structure and mechanism	6.2.3 Continuity and grounding	Ground shall be carried across an articulating joint or hinge using a ground strap.	
5.2.8	導電性コーティング	conductive coating	6.2.3.3.2 c	The thickness of conductive coating shall be such that there is no degradation of the performances when exposed to the expected erosion due to sputtering and atomic oxygen.	
5.4.2(1)	基本原則	General	6.3.2.2 b General	Any metallic part shall be connected to the panel structure (without any minimum size)	
5.4.2(4)	基本原則	General	6.3.2.2 j General	Teflon shall not be used when using as an external insulator on power cables.	
5.4.2(7)	基本原則	General	6.3.2.2 n General	Alignment cubes with floating metallic face should be removed before launch	
5.6.1	概要	Description	6.5.1 Description	FULL	
5.6.2.1	接地および導電性	Grounding and connectivity	6.5.2.2 Grounding and connectivity	a. All metallic components shall be supplied with a grounding path. This requirement includes structural elements, spot shielding, transformer cores, metal packaging of components, unused tracks on PCBs etc. Also included are cables used for testing on the ground but unused in orbit and cables that become temporarily isolated through the operation of a relay, e.g. antenna feeds when in redundant mode.	
I.3.1.2	デバイ長	The Debye length	5.2.3 The Debye length	Table2:Parameters in different regions in space	
I.5.1	一次ビームイオン	Primary beam ions	5.5.3 Primary beam ions	FULL	
I.5.2	中性原子	Neutral atoms	5.5.3 Neutral atoms	Since propellant utilisation efficiency is less than 100%, also a neutral environment is produced around the thruster. but there is no influence on spacecraft charging until ionisation occurs. Table4:Plasma conditions on exit plan of several electric propulsion thrusters	
I.5.3	電荷交換イオン	Ion exchange charge	5.5.4 Charge-exchange effects	-	
I.6	内部帯電	Internal charging	5.6 Internal and deep-dielectric charging	FULL	
I.6.1	表面帯電との関係	Relationship to surface charging	5.6.1 Relationship to surface charging	Surface charging is associated with large currents of a low-energy (~10 keV) plasma population which usually varies on time-scales of minutes. These timescales are generally too short for significant charge to pass through the insulator by internal conduction in dielectric materials. Internal charging is associated with small currents of a higher-energy (>0.5 MeV) plasma population which usually varies on time-scales of hours to days. The time scale for charging is often days or longer and is usually determined by the capacitive time-constant across the material. Internally conducted current is a significant contributor to the overall current balance.	
I.6.2	絶縁破壊	Breakdown	5.6.2 Breakdown	FULL	added by JAXA
I.6.3	電荷の蓄積	Charge deposition	5.6.3 Charge deposition	FULL	added by JAXA
I.6.4	材料の導電性	Material conductivity	5.6.4 Material conductivity	FULL	added by JAXA
I.6.4.1	温度への依存性	Temperature dependence	5.6.4.1 Temperature dependence	Temperature has a large effect on conductivity in dielectric materials. Higher temperatures increase the energy available to trapped electrons, enabling more of them to jump into conduction band quantum states. Hence conductivity increases with temperature, the reverse of the dependence observed in conductors. The dependence of conductivity on temperature is generally represented by the following equation: It is important to note that E _i is not the band-gap associated with the excitation of electrons from the valence band into the conduction band which is far larger (for polythene E _i is around 1 eV and the band gap is around 8.8 eV).	

Quotation part Identification Sheet

JERG-2-211 Spacecraft Charging and Discharging			ECSS-E-20-06 Draft 0.12 Spacecraft Charging		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL" : Entire description in the Paragraph " " : No quotation)	
I.6.4.2	電界への依存性	Electric field-induced dependence	5.6.4.2 Electric field-induced dependence	Clearly a more subtle process is at work than a straightforward excitation of electrons. E_c is found from experimental studies and normally lies close to 1 eV for most dielectrics.	
I.6.4.3	放射線による影響	Radiation effects	5.6.4.3 Radiation effects	Polymers demonstrate an increase in conductivity under irradiation and this effect has been subject to much experimental investigation. However, most was conducted at very high dose rates by comparison with that seen in space applications. Irradiation excites electrons into the conduction band, generating charge carriers in direct proportion to the energy absorption rate in the polymer i.e. dose rate. This dose rate can be the result of energetic electrons, ions or gamma rays. The basic equation to describe the conductivity, σ , of irradiated polymers was developed by Fowler (1956) (see [33]). This equation, shown below, is widely used: It is generally observed that after irradiation is stopped, RIC decays away only slowly (see [33]). The slow decay of RIC is often called 'delayed' RIC.	
I.6.5	時間への依存性	Time dependence	5.6.5 Time dependence	FULL	
I.6.6	幾何形状に関する考慮事項	Geometric considerations	5.6.6 Geometric	FULL	

参考資料

- 1 ISO-19923 Space environment (natural and artificial) – Plasma environments for generation of worst case electrical potential differences for spacecraft
- 2 Swaminathan P., Dannison J.R., Sim A., Brunson J., Crapo E. and Frederickson A.R.: Comparison of Classical and Charge Strage Methods for Determining Conductivity of Thin Film insulators”, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Epochal Tsukuba, April 2005.
- 3 L. Katz and A. S. Penfold, Rev. Mod. Phys., 24(1952), P. 28
- 4 荒川、國中、中山、西山、イオンエンジンによる動力航行、コロナ社、2006
- 5 宇宙科学研究所報告特集第36号、SFU 実験報告 (搭載実験編)、1997年3月、宇宙科学研究所、pp.69-70.
- 6 ISO 11221:2011. Space systems — Space solar panels — Spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods
- 7 Okumura T. Imaizumi M. Nitta K. Takahashi M. Suzuki T. Toyoda K. Flashover Discharge on Solar Arrays: Analysis of Discharge Current and Image, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 48, No. 2, March-April 2011. DOI: 10.2514/1.50907.
- 8 Toyoda K. Noda R. Cho M. Discharge Propagation in Normal Potential Gradient on Spacecraft, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, ists 29, pp. Pr_35-Pr_39, 2014.
https://www.jstage.jst.go.jp/article/tastj/12/ists29/12_Pr_35/article/-char/ja
- 9 Kuninaka H. and Molina-Morales P.: Spacecraft Charging due to Lack of Neutralization on Ion Thrusters, Acta Astronautica, Vol.55, No.1, 2004, pp. 27-38.
- 10 Hastings D.E. and Garrett H.: Spacecraft Environmental Interactions, Cambridge Univ. Press, 1996.
- 11 <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/>
- 12 Mengu C., Saito K., Hamanaga T.: Data analysis of the polar plasma environment for spacecraft charging analysis, Acta Astronautica Volume 81, Issue 1, December 2012, Pages 160-173,
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.07.004>
- 13 Cho M., Kawakita S., Nakamura M., Takahashi M., Sato T.: Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite, J. Spacecraft and Rockets, Vol.42, No.4, 2005, pp.740-748.
- 14 Hatta S., Muranaka T., Hosoda S., Kim J., Cho M., Ueda H., Koga K., Goka T.: Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT): Development Overview, JAXA Special Publication: 9th Spacecraft Charging Technology Conference, JAXA-SP-05-001E, Tsukuba, April, 2005.
- 15 Mandell M.J., Katz I., Hilton J.M., Minor J. and Cooke D.L.: NASCAP2K – A Spacecraft Charging Analysis Code for the 21st Century, AIAA 2001-0957, 39th Aerospace Sci., Meeting, 2001.
<https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2001-957>
- 16 Davis V.A., Neergaard L.F., Mandell M.J., Katz I., Gardner B.M., Hilton J.M. and Minor J.: Spacecraft Charging Calculations: NASCAP-2K and SEE Spacecraft Charging Handbook, AIAA 2002-0626, 40th Aerospace Sci., Meeting, 2002.
<https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2002-626>
- 17 Forest J., Eliasson L. and Hilgers A.: A New Spacecraft Plasma Interactions Simulation Software, PicUp3D/SPIS, Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conf., 2001, pp.515-520.
- 18 Mandell M.J. and Ktaz I., "Potentials ina Plasma over Biased Pinhole", IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol.NS-30, No.6, 1983, pp.4307-4310.
- 19 Cho M., Hastings D.E.: Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, 1991, pp. 698-706.
- 20 Anderson P.C.: A Survey of Surface Charging Events on the DMSP Spacecraft in LEO, Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA, SP476, 2001, pp.331-336.
<https://archive.spis.org/>
- 21 Wahlund J. E., Wedin L.J., Carrozi T., Eriksson A.I., Holback B., Andersson L. and Laakso H.: Analysis of Freja Charging Events: Statistical Occurrence of Charging Events, ESA Technical Note, SPEE-WP130-TN, 1999.
- 22 Kuninaka H. and Kuriki K.: Numerical Analysis on Interaction of a High Voltage Solar Array with

-
- Ionospheric Plasma, J. Spacecraft and Rockets, Vol.24, No.6, 1987, pp.512-517.
- 23 Kuninaka H., Nozaki Y., Satori S. and Kuriki K.: Ground Study of Ionospheric Plasma Interactions with a High Voltage Solar Array, J. Spacecraft and Rockets, Vol.27, No.4, 1990, pp.417-424.
- 24 Wang J., Leng P., Garret H., and Murphy G.: Multibody-Plasma Interactions: Charging in the Wake, J. Spacecraft and Rockets, Vol.31, No.5, 1994, pp.889-894.
- 25 Cho M., Hosoda S., Miura T., Iwata T., Nozaki Y.: ESD Tests of Solar Array Paddle on a Polar orbiting Satellite, IEEE Transactions on Plasma Science, Volume: 34, Issue: 5, Oct. 2006. DOI: 10.1109/TPS.2006.881935
- 26 栗木、荒川、電気推進ロケット入門、東京大学出版会、2003
- 27 Tajimar M.: Electric Propulsion Plasma Simulations and Influence on Spacecraft Charging, J. Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.6, 2002.
<https://doi.org/10.2514/2.3895>
- 28 Samanta Roy R.I and Hastings D.E.: Three-Dimensional Modeling of Dual Ion-Thruster Plumes for Spacecraft Contamination, J. Spacecraft and Rockets, Vol.33, 1996, pp.519-524.
- 29 Samanta Roy R.I., Hastings D.E. and Gatsonis N.A.: Ion-Thruster Plume Modeling for Backflow Contamination, J. Spacecraft and Rockets, Vol.33, 1996, pp.525-534.
- 30 Samanta Roy R.I., Hastings D.E. and Gatsonis N.A.: Numerical Study of Spacecraft Contamination and Interactions by Ion-Thruster Effluents, J. Spacecraft and Rockets, Vol.33, 1996, pp.535-542.
- 31 Oh D.Y. and Hastings D.E.: Modeling of Stationary Plasma Thruster-100 Thruster Plumes and Implications for Satellite Design, J. Propulsion and Power, Vol.15, 1999, pp.345-357.
- 32 Cho M., Ramasamy R., Toyoda K., Nozaki Y. and Takahashi M.: Laboratory Tests on Interaction between 110V Solar Arrays and Ion Thruster Plasma, J. Spacecraft and Rocket, Vol.40, No.2, 2003, pp.221-229.
- 33 Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-Orbit Internal Charging Effects, NASA Technical Handbook, NASA HDBK 4002, Feb. 1999.
- 34 Nelson W.R., Hirayama H. and Rogres P.W.O.: The EGS4 Code System, SLAC-265, 1985.
- 35 Tabata, T., Ito, R. and Okabe S.: Generalized Semiempirical Equations for the Extrapolated Range of Electrons, Nucl. Instr. Method, Vol.103, 1972, pp.85-91.
- 36 Standard Test Methods for DC Resistance or Conductance of Insulating Materials, ASTM D257-93, 1993, Re-approved, 1998.
- 37 Dennison J.R., Swaminathan P., Jost R. and Brunson J., Green N.W and Frederickson A.R.: Proposed Modifications to Engineering Design Guidelines Related to Resistivity Measurements and Spacecraft Charging, JAXA Special Publication: 9th Spacecraft Charging Technology Conference, JAXA-SP-05-001E, Tsukuba, April, 2005.
- 38 Adamec V. and Calderwood J.: Electrical Conduction in Dielectrics at High Fields, J. Phys. D.; Appl. Phys. Vol.8, No.5, 1975, pp.551-560.
- 39 Fowler, J.F.: Analytic Expression for Electrons Transmission in Dielectrics, Proc. Royal Soc., London, Vol.A236, 1956, pp.464-475.
- 40 Weaver L., Shultis J. and Faw R.: Analytic Solutions for Radiation Induced Conductivity in Insulators, J. Appl. Phys. Vol.48, No.7, 1977.
- 47 Galofaro J.T., Ferguson D.C., Vayner B.V., Degroot W.A., Thomson C.D., Dennison J.R. and Davies R.E.: Inception of Snapover and Gas Induced Glow Discharges, AIAA 2000-0245, 38th Aerospace Sci. Meeting, 2000.
<https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2000-245>
- 48 Cooke D. L. and Katz I.: Ionization-Induced Instability in an Electron Sheath, J. Spacecraft and Rockets, Vol.25, 1988, pp.132-138.
- 49 Cho M.: Sheath Structure around a High Voltage Body in Magnetized Ionospheric Plasma, J. Spacecraft and Rockets, Vol.35, 1998, pp.82-89.
- 50 Leung, P.: Plasma Phenomena Associated with Solar Array Discharges and Their Role in Scaling Coupon Test Results to a Full Panel, AIAA2002-0628, 40th Aerospace Sci. Meeting, 2002.
<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2002-628>
- 51 Balmain, K.G.: Surface Discharge Effects, in H. Garret, C. Pike, Ed. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.71, 1980, pp.276-298

-
- 52 Ferguson D.C. and Hillard G.B. : Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines, NASA/TP 2003-212287, February 2003.
- 53 Stevens N.J., Mills, H.E. and Orange L. : Voltage Gradients in Solar Array Cavities as Possible Breakdown Sites in Spacecraft-Charging-Induced Discharges, IEEE Trans. Nuc. Sci., Vol.NS28, 1981, pp.4558-4562.
- 54 Levy L., Rulet R., Sarraill D., Siguer J.M. and Lechte H. : MARECS and ECS Anomalies Attempt for Insulation Defect Production in Kapton, Proc. 5th European Symp on Photovoltaic Generators in Space, Scheveningen, 1986, pp.161-169.
- 55 Snyder D.B. : Environmentally Induced Discharges in a Solar Array, IEEE Trans. Nuc. Sci, Vol.NS29, 1982, pp.1607-1609.
- 56 Leung P. : Discharge Characteristics of a Simulated Solar Cell Array, IEEE Trans. Nuc. Sci, Vol.NS30, 1983, pp.4311-4315.
- 57 Katz I., Davis V.A. and Snder D.B. : Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting, 1998.
<https://doi.org/10.2514/6.1998-1002>
- 58 Kuninaka H. : Qualitative Experiment with Arc Discharges on Negatively Biased Solar Cells, J.Spacecraft and Rockets, Vol.27, No.6,
<https://arc.aiaa.org/doi/pdfplus/10.2514/3.26196>
- 59 Hastings D.E., Cho M. and Kuninaka H. : The Arcing Rate for a High Voltage Solar Array: Theory, Experiment and Predictions, J. Spacecraft and Rockets, Vol.29, 1992, pp. 538-554.
- 60 Hastings D.E., Wyle G. and Kaufman D. : Threshold Voltage for Arcing on Negatively Biased Solar Arrays, J. Spacecraft and Rockets, Vol.27, 1990, pp.539-544.
- 61 Hosoda S., Okumura T., Toyoda K. and Cho M. : High Voltage Solar Array for 400V Operation in LEO Plasma Environment, 8th Spacecraft. Charging Tech. Conf., Oct. 20-24, Huntsville, 2003.
https://archive.spis.org/https://archive.spis.org/projects/spine/home/tools/sctc/VIIIth/7939eb21c0a80014014ac239af9e162d/8th_High_Voltage_Solar_Array_for_400V_Operation_in_LEO_39.pdf
- 62 Anderson R.A. and Brainard J.P. : Mechanism of Pulsed Surface Flashover Involving Electron-Stimulated Desorption, J. Appl. Phys. Vol.51, 1980, pp.1414-1421.
- 63 Pillai A.S. and Hackam R. : Modification of Electric Field at the Solid Insulator-Vacuum Interface Arising from Surface Charges on the Solid Insulator, J. Appl. Phys. Vol.54, 1983, pp.1302-1313.
- 64 Amorim E., Levy L., Vacquie S. : Electrostatic Discharges; Common Characteristics, J. Phys. D: Appl. Phys. Vol.35 2002, pp.L21-L23.
- 65 Vayner B., Galofaro J., Ferguson D. : Interactions of High-Voltage Solar Arrays with Their Plasma Environment: Physical Processes, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 6, November, 2004, pp.1031-1041.
- 66 Upschulte B.L., Marinelli W.J., Wyle G.M., Aifer E. and Hastings D.E. : Arcing of Negatively Biased Solar Cells in a Plasma Environments, J. Spacecraft and Rockets, Vol.31, 1994, pp. 493-501.
- 61 Hosoda S., Okumura T., Toyoda K. and Cho M. : High Voltage Solar Array for 400V Operation in LEO Plasma Environment, 8th Spacecraft. Charging Tech. Conf., Oct. 20-24, Huntsville, 2003.
- 62 Anderson R.A. and Brainard J.P. : Mechanism of Pulsed Surface Flashover Involving Electron-Stimulated Desorption, J. Appl. Phys. Vol.51, 1980, pp.1414-1421.
- 63 Pillai A.S. and Hackam R. : Modification of Electric Field at the Solid Insulator-Vacuum Interface Arising from Surface Charges on the Solid Insulator, J. Appl. Phys. Vol.54, 1983, pp.1302-1313.
- 64 Amorim E., Levy L., Vacquie S. : Electrostatic Discharges; Common Characteristics, J. Phys. D: Appl. Phys. Vol.35 2002, pp.L21-L23.
- 65 Vayner B., Galofaro J., Ferguson D. : Interactions of High-Voltage Solar Arrays with Their Plasma Environment: Physical Processes, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 6, November, 2004, pp.1031-1041.
- 66 Upschulte B.L., Marinelli W.J., Wyle G.M., Aifer E. and Hastings D.E. : Arcing of Negatively Biased Solar Cells in a Plasma Environments, J. Spacecraft and Rockets, Vol.31, 1994, pp. 493-501.

-
- 67 Vayner B., Galofaro J., Ferguson D.: Interactions of High-Voltage Solar Arrays with Their Plasma Environment: Ground Tests, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 6, November, 2004, pp.1042-1050.
- 68 Davis S., Stillwell R., Andirario W., Snyder D. and Katz I.: EOS-AM Solar Array Arc Mitigation Design, SAE Technical Paper Series, 1999-01-2582, 34th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Vancouver, August 1999.
- 69 Hosoda S., Okumura T., Cho M. and Toyoda K.: Development of 400V Solar Array Technology for LEO Spacecraft, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol.34, No.5, DOI: 10.1109/TPS.2006.883287
<https://archive.spis.org/>
- 70 Iwata T., Miura T., Nozaki Y., Hosoda S. and Cho, M.: Solar Array Paddle for the Advanced Land Observing Satellite (ALOS): Charging Mitigation and Verification, JAXA Special Publication: 9th Spacecraft Charging Technology Conference, JAXA-SP-05-001E, Tsukuba, April 2005.
- 71 藤井・長谷川・大須賀・松井、「宇宙用電源基板の沿面放電」、第26回宇宙エネルギーシンポジウム、pp.41-45 (2007)
- 72 武田進:「気体放電の基礎」(東明社) (1973)
- 73 Katz I., Cassidy, J.J., Mandell, M.J., Schnuelle, G.W., Steen P.G., and Roche, J.C., "The Capabilities of the NASA Charging Analyzer Program", in Spacecraft Charging Technology -1978, Ed. R.C.Finke and C.P.Pike, NASA CP-2071/AFGL TR-79-0082, ADA045459, p.101, 1979
- 74 I. Katz, M. J. Mandell, G. W. Schnuelle, D. E. Parks, and P. G. Steen, "Plasma Collection by High-Voltage Spacecraft at Low Earth Orbit", J. Spacecraft and Rockets, 1981, vol.18 no.1 (79-82)
- 75 M. J. Mandell, V.A. Davis, D. L. Cooke and A.T. Wheelock, "NASCAP-2k Spacecraft Charging Code Overview", JAXA Special Publication: 9th Spacecraft Charging Technology Conference, JAXA-SP-05-001E, Tsukuba, April 2005.
- 76 Roussel, J. F., Rogier, F., Dufour, G., Mateo-Velez, J-C., Forest, J., Hilgers, A., Rodgers, D., Girard L., Payan, D., "SPIS MODELLING CAPABILITIES, ACHIEVEMENTS AND PROSPECTS", in 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, June, 2007.
<https://archive.spis.org/>
- 77 Muranaka, T., Hatta, S. Kim, J. Hosoda, S., Ikeda, K., Cho, M., Ueda, O., H., Koga, K. and Goka, T., "Final Version of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (Muscat)", in 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, June, 2007.
- 83: 渡邊 力夫, 三宅 弘晃, 田中 康寛, 仁田 工美, 宇宙環境模擬下における絶縁材料の体積抵抗率計測について, 電気学会論文誌A (基礎・材料・共通部門誌), Vol.132, No.1, pp. 88-94, 2012
- 84: R. Uchiyama, T. Hara, T. Homme, H. Miyake and Y. Tanaka, "Degradation phenomena of electric property on polymeric materials films irradiated by proton," 2012 Annual Report Conference on Electrical Insulation and Dielectric Phenomena, 2012, pp. 641-644, doi: 10.1109/CEIDP.2012.6378862.