

講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

2. 宇宙機での放電現象

2. Discharge Phenomena on Spacecraft

趙 孟佑, 増井博一

CHO Mengu and MASUI Hirokazu

九州工業大学

(原稿受付: 2015年7月31日)

この章では宇宙機で発生する放電現象について説明する。宇宙機で発生する放電現象が最も起こりやすい箇所は太陽電池パネルであるために、最初に太陽電池パネルの構造について詳しく述べる。その後、太陽電池パネルでの帶電のメカニズムについて説明し、初期放電発生メカニズムを衛星の軌道高度ごとに分けて説明する。統いて、初期放電により引き起こされる影響のさらに大きな持続放電のメカニズムについて説明する。

Keywords:

space environment, spacecraft, charging, ESD, sustained arc

2.1 太陽電池パネルでの放電

1章で述べたように、宇宙機の放電現象は帶電状況(=軌道)により異なる。ここでは最も放電現象が発生しやすい太陽電池パネルに着目し説明を行う。実際、故障が発生しやすい箇所として、電源、太陽電池パネルが報告されている[1]。図1は太陽電池パネルの断面の模式図を示している。太陽電池パネルは下から、サブストレート(CFRP), 絶縁シート(ポリイミドフィルム), 接着剤(Room Temperature Adhesive=RTV), 太陽電池セル, カバーガラスが重ね合わせられ構成されている。カバーガラスは太陽電池が放射線に曝露される事による出力低下を低減する目的で透明接着剤によって太陽電池セルに取り付けられている。また、カバーガラス表面には太陽光の反射を低減するAR(AntiReflect)コーティングが施されている。太陽電池セルは直列に接続されており、ダイオード特性をもつ太陽電池セル上部のN電極から隣の太陽電池セルの下部のP電極にインターフォンクタによって接続されている。放電は図1において点線で囲まれる箇所で発生する。この箇所は導体、絶縁体、プラズマの境界が接する三重接合点と呼ばれ、電気力線が集中する箇所であり、初期放

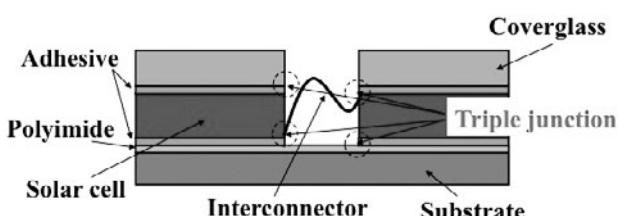


図1 太陽電池断面。

トライプルジャンクション(導体、絶縁体、プラズマが接する境界面)で放電が発生しやすい。

電が発生しやすい。トライプルジャンクションが存在する箇所であれば、太陽電池以外の箇所でも放電は発生する。その一例が次節で説明するケーブル間での放電である。太陽電池ではトライプルジャンクションが非常に多く存在するため結果として発生頻度が高くなる。

この時、太陽パネル表面と宇宙機構体の間に発生する電位差の事を乖離電圧と呼ぶ。この電圧がある閾値以上になると、放電が発生する。この放電発生の閾値も帶電状況によって異なる。以下に帶電環境ごとの放電発生メカニズムについて詳しく述べる。

2.1.1 低エネルギー plasma 環境下での逆電位勾配

低軌道では0.1 eV程度の低いエネルギーをもつプラズマが支配的であり、放電現象は宇宙機の発電状況によって大きく影響される。図2は宇宙機の発電時の電位の模式図である。

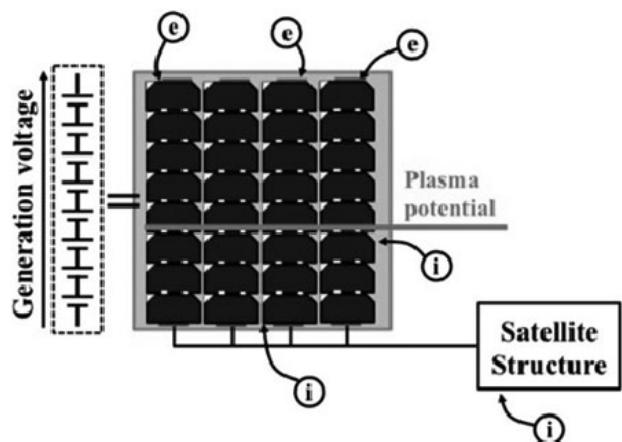


図2 低地球環境下での発電時の衛星の電位。衛星構体はイオンを収集する必要がある為に負帯電となる。

宇宙機が太陽電池を使用して発電すると、太陽電池の正極は宇宙プラズマから電子を収集し、宇宙機構体はイオンを収集し、電流のループが形成される。当然、電子とイオンの移動度が異なるので、衛星構体全体が発電電位と同じ程度負に沈み、イオン電流を収集することでループが維持される。一方、太陽電池表面は太陽光に曝されており、光電子による電流の流出が支配的なためほぼ正の状態が保たれる。したがって、衛星構体-太陽電池表面のカバーガラス間には衛星の発電電圧分の電位差が生じることとなる。この状態はプラズマ環境下での逆電位勾配 (Inverted Potential Gradient: IPG) と呼ばれ、衛星構体の電位に対してカバーガラス表面の電位が高い状態である。放電に至るまでには次のようなプロセスが考えられている。①トリプルジャンクションにおいて電界が強められ、電子が放出される。②放出された電子はカバーガラス側面を叩いてガス脱離を促進し、同時にカバーガラス側面からの電子の放出も促進する。結果として、カバーガラス-構体間の電位差が増加することとなる。③ガスの脱離により、トリプルジャンクション付近に放電環境が整い放電が発生する。低地球環境下では、発電電圧がそのまま放電電圧となる。1990年以前では50 V程度の発電が主流であったが、伝送ロスを減らし、発電効率を向上させる目的で衛星の高電圧化が進み、1990年代後半に入ると100 V程度のバス電圧が採用されるようになった[2]。また、当初は国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) も 200 V 以上のバス電圧を想定していた。しかし、発電電圧が 200 V を超えると上記のプロセスによって放電が発生することが指摘され[3]、実験室でも同様の放電が確認されるに至った[4]。この指摘以降、ISS では発電電圧を 160 V とし、尚かつ、プラズマコンタクター (電子源) を使用して ISS の電位が下がりすぎないような対策が取られることとなった。

2.1.2 高エネルギー plasma 環境下での逆電位勾配

静止軌道環境下やオーロラ帯で高エネルギーの電子によって引き起こされる逆電位勾配形成について説明を行う。高エネルギー plasma 環境下での帯電に影響する材料特性としては、抵抗、光電子放出係数、静電容量などがあるが、特に逆電位勾配の放電で重要な特性はカバーガラスからの二次電子放出である。先に述べたようにカバーガラス表面には MgF_2 などの材質の AR コーティングが施されているが、この AR コーティング材は高い二次電子放出係数をもっている。静止軌道上では、低軌道で存在していた低エネルギーの plasma が存在せず電子電流が支配的となり通常衛星電位は負になる。サブストームの発生により、流入する電子電流が急激に増加すると帯電状況が変化する。カバーガラスは誘電体であり、導体で構成される衛星構体とは別の電位をもつ。また、AR コーティングされたカバーガラスの表面に電子が照射されると流入電子よりも流出電子の方が大きくなる状態が発生しやすい。つまり、二次電子放出係数が 1 以上となる条件が整うとカバーガラスの表面は衛星構体に対して正の電位をもつこととなり、逆電位勾配が形成されることとなる。以降の放電に至るまでのプロセスは 1.1 と同じである。この二次電子放出係数と

電子エネルギーの関係 (宇宙環境下では実際は衛星構体間と電子のエネルギーの差となる) は図 3 のようになり、流入する電子のエネルギーが高すぎる場合には二次電子放出係数は小さくなる傾向があり、一般的には 500 eV から 1000 eV の間で二次電子放出係数が最も大きくなる。二次電子放出係数は温度や宇宙環境下での劣化により変動する。高エネルギー電子によって形成される逆電位勾配の乖離電圧の放電発生の閾値は 400-800 V である[5-7]。

2.1.3 順電位勾配

次に順電位勾配形成について述べる。順電位勾配は衛星表面の誘電体の電位が、宇宙機構体の電位に比べより負になる帯電状態である。順電位勾配が発生する軌道としては、主に静止軌道と極軌道、オーロラ帯が考えられる。しかし、順電位勾配は先に述べた逆電位勾配に比べると発生する確率は低い。理由は宇宙機の電位が負に沈むことが多く、衛星構体の電位が正を保つことが難しいためである。極軌道で考えられる順電位勾配発生のメカニズムとして、ラム面とウェーク面の発生によるものが考えられる。太陽電池パネルの進行方向面すなわちラム面にはイオンと電子がほぼ同数流入するので衛星の電位はほぼ 0 となるが、ウェーク面となる太陽電池の裏面ではイオンの移動度が異なり裏面には回り込むことが難しく、電子だけが流入する。この時に、裏面に誘電体表面があれば、流入電子によって帯電が発生し、この状況が順電位勾配となる。

2.2 初期放電

トリプルジャンクションで放電が発生すると、宇宙機に蓄えられた電荷は宇宙 plasma に放出される。この時、放電で発生した plasma は誘電体表面に蓄えられた電荷を中和しながら、誘電体表面を移動する。この放電の進展はフラッシュオーバーと呼ばれる。図 4 に逆電位勾配での太陽電池パネル上での plasma の伝播の模式図を示す。帯電した状態の太陽電池パネルのカバーガラス一枚が電荷を蓄えたコンデンサと考えることができるので、放電で発生した plasma はコンデンサの電荷を取り込みながら太陽電池パネル上を伝播する。この plasma はリング状に太陽電

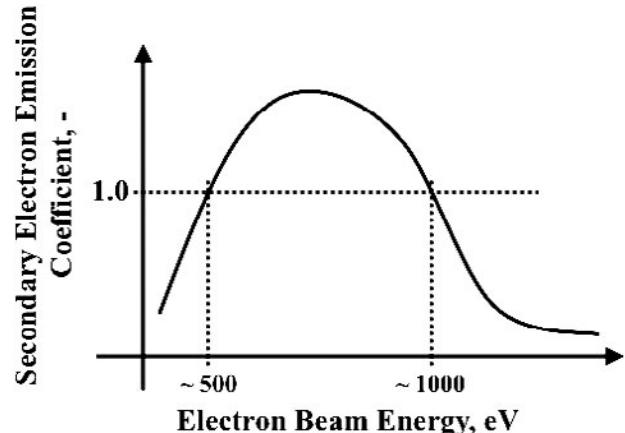


図 3 二次電子放出係数と流入電子のエネルギーの関係。500 V 程度を境に 1 以上の値を取る。1 以上の場合は逆電位勾配が形成される。

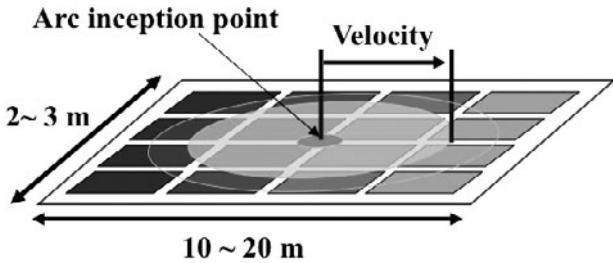


図4 太陽電池パネルでの初期放電プラズマ伝播のイメージ。プラズマはカバーガラスの電荷を中和しながら進展する。

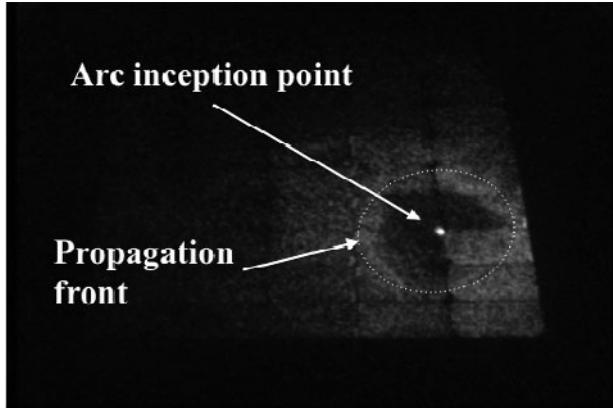


図5 高速度カメラで捉えた初期放電の伝播。リング状にプラズマが伝播している[8]。

池の表面を伝播していると考えられる。これについては高速度カメラを使用した実験で確認されており、図5に示すように放電はリング状であることが確認されている[8]。

逆電位勾配では、カバーガラスの電子が不足した状態であるので、プラズマからカバーガラスに電子が供給されることで帶電の中和が行われる。電気回路としてはプラズマがもつ抵抗と電荷がカバーガラスに蓄えられた状態のコンデンサから構成されるRC回路となり、放電点に電流が流れることとなる。この電流をフラッシュオーバー電流と呼ぶ。このフラッシュオーバー電流の規模は乖離電圧、プラズマ到達距離、プラズマの速度に依存する。一般的な大きさの太陽電池パネル8.0 m × 2.4 m、乖離電位が800 V、プラズマの伝播速度が10 km/sの条件では、図6に示すような15 A、600 μs程度のパルスになることが計算で予想されている[6]。プラズマの伝播する速度が一定の場合の計算結果を示しているが、伝播速度が時間で減衰するという結果[8]も報告されている。計算条件に示したように太陽電池パネルが非常に大きい為に地上試験での再現は難しく、予測が重要となる。これら一連の初期放電によって電磁干渉の発生、太陽電池セルの劣化[9, 10]、持続放電等の問題が引き起こされる。この太陽電池上で発生する初期放電を完全に抑制することは難しい。太陽電池のインターフェクタなどを接着剤などで完全に覆うのはコスト面から難しいというのが理由である。また、接着剤などの有機材料からの汚染物質の発生の問題もあり、完全とはいえない。有効な対策としては、透明な有機フィルム(PTFE, FEP)によるトリプルジャンクションのカバーが提案されている。このフィルムには非常に高い太陽光透過率(95-98%)が要求さ

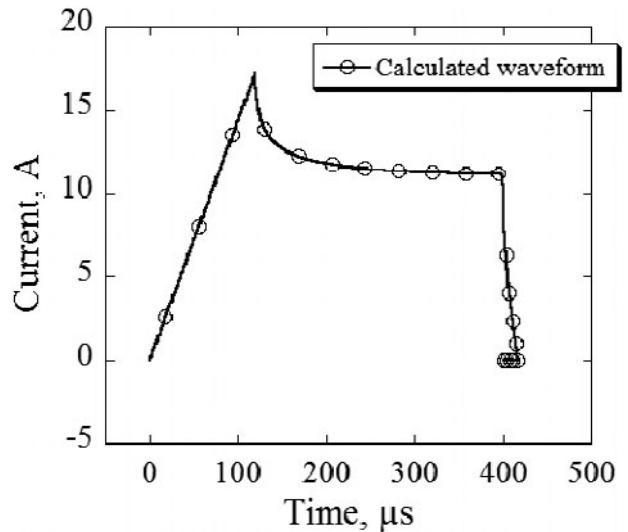


図6 軌道上で予測されるフラッシュオーバー電流波形。図4のイメージで放電点に流れ込む電流波形を計算により求めたもの。

れ、宇宙環境(紫外線、放射線、原子状酸素)に対する耐性が現在評価されている[11]。もう一つの対策は、カバーガラス表面へのTiOの導電性コーティングであるが、レアメタルであるTiを使用するので高コストとなる。代替物質として安価なアンチモンを主剤とするコーティングが提案されており、特性が評価されている[12]。

2.3 持続放電

初期放電によって一瞬にして衛星の運用が即座に停止となるような不具合が発生することはないが、初期放電によって誘起される持続放電は衛星の電力を一瞬で喪失する可能性があり、太陽電池パネルで発生する放電現象の中で最も注意すべき事象である。持続放電によると推測される衛星の故障はアメリカ、日本で実際に報告されている[13, 14]。図7は太陽電池セルの配置を示している。一枚の太陽電池パネルは2-3 mの長さをもち、直列に接続された太陽電池セルはパネル端で折り返される。この時、電圧が異なる太陽電池セル列が隣同士に配置されることがある。セル列間での電位差は50 Vから100 Vである。異なる電圧

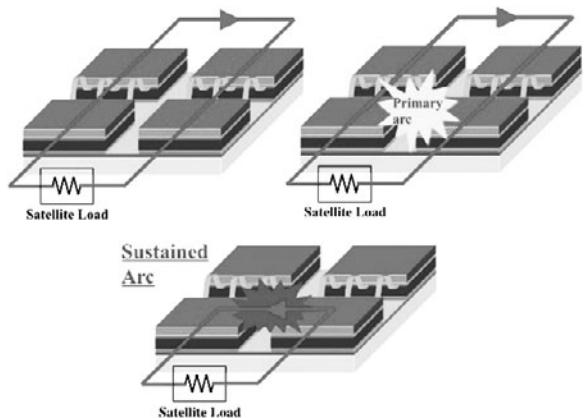


図7 持続放電発生のイメージ図。プラズマが媒体となって隣り合う太陽電池間が短絡している状態。

をもつセルの距離は衛星の設計にもよるが 0.5–1.0 mm 程度と短い。限られたスペースに太陽電池セルを敷き詰める必要があるので、セル列間の距離は極力短く設計される。通常、太陽電池で作られた電力は衛星に搭載された負荷（ミッション機器や電力制御系）に供給されている。太陽電池の列間で、初期放電が発生すると、列間が初期放電によって発生したプラズマで満たされ、列間が短絡する。これが持続放電である。持続放電は持続時間の長さによって場合分けされており、図 8 に示すように 3 種類に分かれ。この場合分けは国際規格[15]によって規定されている。非持続放電 NSA (Non Sustained Arc) では初期放電によって生じたプラズマが列間を短絡させるが、太陽電池で発生した電力がプラズマの生成、維持に使われることなく、初期放電の終了と共にプラズマによる短絡が終了する。過渡的持続放電 TSA (Temporary Sustained Arc) では初期放電の終了後も列間の短絡が太陽電池からの電力供給により維持される。初期放電の終了後に $2\ \mu\text{s}$ 以上短絡が維持されている場合は TSA と判定される。NSA や TSA が発生した場合には、衛星の負荷に電力が供給されなくなるため、地上の電力伝送で起こるような「瞬停」の状況が作り出される。恒久的持続放電 PSA (Permanent Sustained Arc) では持続放電により生成されたプラズマが長時間維持されることで図 1 に示したポリイミドフィルムの絶縁層が熱により融解、炭化する事で導電性のパスが太陽電池–衛星構体間に形成される。持続放電の継続時間は数ミリ秒から数秒のオーダーであり[16]、 μsec のオーダーをもつ初期放電に比べると非常に長い。この持続時間は太陽電池に流れる電流に強く依存することが研究でわかっている[17–19]。

一旦 PSA が発生すると、太陽電池で発電した電力は衛星の負荷側に供給されない。衛星の発電電力量は、打ち上げ

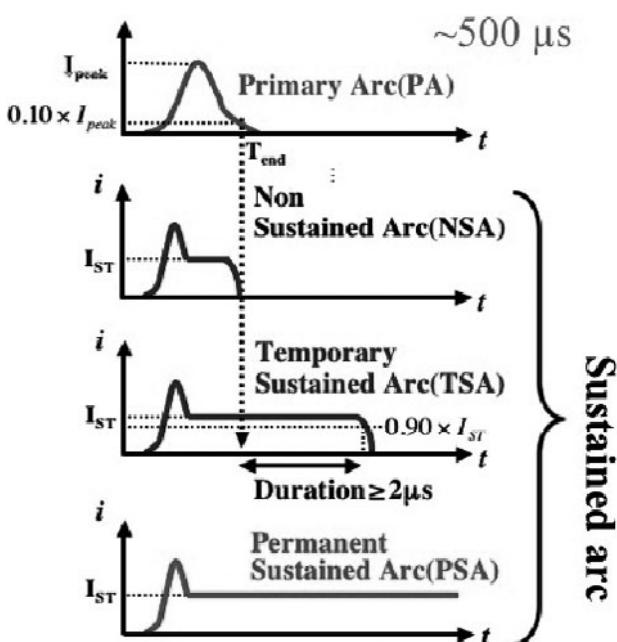


図 8 持続放電の種類[15]。持続放電が太陽電池で作られた電力によって維持されているかで場合分けされている。

られた直後の状態BOF (Beginning of Life) と運用終了直前 EOL (End of Life) とでは BOL の状態の方が多く、余剰電力がある。これは放射線劣化による太陽電池の出力低下に対応するためであるが、この低下量は既知で 10% 程度と見込まれている。この低下を見込んで初期の発電電力は余剰があるように設定されている。しかしながら、PSA によって引き起こされる電力低下は ADEOS-II のケースでは 6 kW から 1 kW と 80% 程度[14]の低下を引き起こしてマージンを超えるので、打ち上げ直後に PSA が発生すると、電力不足で衛星の運用が即停止するような状況に至った。同様のことが海外の商用衛星でも起きている。太陽電池パネルでの短絡と同様の持続放電はケーブル間でも発生する[20, 21]。これについては 3 章で詳しく述べる。持続放電を抑制するには列間に存在するギャップを RTV 等の接着剤で埋める方法が有効であるが、RTV に放射線や熱サイクルによって亀裂が生じること[22]が問題となり、完全な抑制方法とはいえない。

2.4 まとめ

軌道毎に異なる帶電のメカニズムについて説明し、初期放電と持続放電について概要を説明した。放電に関して、これまで地上での検証実験やメカニズムの解明が活発に行われてきたが、現在では放電の抑制技術の開発も進んでいる。特に問題となるのは持続放電であり、この抑制は将来的な高電圧発電実現の為には確実に必要な技術である。

軌道上と地上での試験環境の違いについても問題となっている。現在、放電閾値に至るような帶電を生じる材料の劣化を含んだワーストケースの宇宙環境条件についての議論がなされている。また、実際に軌道上での実験を行う方向に変更しつつある。

参考文献

- [1] Frost & Sullivan Corporation., Commercial Communications Satellite Bus Reliability Analysis, August 2004 (2004).
- [2] 趙孟佑：日本航空宇宙学会誌 51, 591 (2003).
- [3] DC. Ferguson *et al.*, NASA-TM-87259, (1986).
- [4] D. Hastings *et al.*, J. Spacecraft and Rockets 29, 538 (1992).
- [5] K. Toyoda *et al.*, 36, 2413, doi:10.1109/TPS.2008.2002823 (2008).
- [6] E. Amorim *et al.*, 9th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2005).
- [7] L. Philip *et al.*, 8th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2005).
- [8] M. Masui *et al.*, IEEE Transactions on Plasma Science 36, 5 (2008).
- [9] 奥村哲平：日本航空宇宙学会論文集 55, 590 (2007).
- [10] J.C. Mateo-Velez *et al.*, IEEE Transactions on Plasma Science 36, 2395 (2008).
- [11] 奥村哲平：日本航空宇宙学会論文集 54, 232, (2006).
- [12] A. Takahashi *et al.*, IEEE Trans. Plasma Sci. 42, 2 (2014).
- [13] I. Katz *et al.*, 36th Aerospace Science Meeting Prof. 98 (1998).
- [14] 細田聰史：日本航空宇宙学会論文集 54, 427 (2006).

- [15] ISO 11221:2011, Space systems -- Space solar panels -- Spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods.
- [16] K. Toyoda *et al.*, 3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference Prof., AIAA 2011-3977 (2011).
- [17] H. Masui *et al.*, Journal of Spacecraft and Rockets **51**, 3, 922 (2014).
- [18] V. Inguimbert *et al.*, IEEE Trans. Plasma Science **36**, 2404 (2008).
- [19] M. Bodeau *et al.*, IEEE Trans. Plasma Science **42**, 7 (2010).
- [20] H. Kayano *et al.*, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan **7**, Pr_2_34-Pr_2_39 (2009).
- [21] S. Kawakita *et al.*, 9th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc, JAXA-SP-05-001E (2005).
- [22] T. Endo *et al.*, 11th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2010).