

宇宙機表面のアーキングに関する地上実験と数値計算

Ground-based Experiment and Numerical Simulation of Spacecraft Surface Arcing in Ambient Plasma Environments

田原 弘一・増山 貴久 (大阪大学大学院基礎工学研究科)

Hirokazu Tahara and Takahisa Masuyama (Graduate School of Engineering Science, Osaka University)

Key Words: Arcing, Spacecraft Surface Insulator, Space Plasma Environment, Anodized Aluminum Plate, High Neutral Particle Number Density

Abstract: In the future, LEO spacecraft will be larger and higher powered. Because of the balance of leakage currents through ambient space plasma, their main conductive body will have a higher negative potential without plasma contactor operation. When spacecraft operate with a higher voltage, more intensive arcing is suspected to occur on the surface. In this study, ground-based experiment and Direct-Simulation-Monte-Carlo Particle-In-Cell plasma simulation were carried out to understand the arcing phenomenon and to examine influences of ambient space plasma on the arcing process. Simulating plasmas were generated by electron cyclotron resonance discharge. When arcing occurred on negatively-biased anodized aluminum sample (AAS) plates in the plasma environment, the time variations in arc current and bias voltage were measured. Arc spot diameter was also measured. The experimental results showed that both the peak arc current and the total charge emitted by arcing increased with initial charging voltage and neutral particle number density. The diameter of arc spots increased with initial charging voltage although it was almost constant regardless of neutral particle density. The calculated results showed that neutral particles in addition to charged particles around spacecraft played an important role in expansion of arc plasma causing the arcing characteristics. Accordingly, high voltage operation of LEO spacecraft might bring drastic degradation of AAS by arcing depending on ambient plasma conditions.

1. ま え が き

宇宙機を取り巻く宇宙環境は過酷なものである。宇宙機表面は電子、イオン、陽子、原子状酸素や紫外線のような高エネルギーで反応性の高い粒子に曝されている。このような粒子にはプラズマ推進機から排出される粒子も含まれ、宇宙環境が宇宙機に与える影響は宇宙機の信頼性と寿命を決める上で重要な役割を果たす¹⁾。低地球軌道 (LEO: Low Earth Orbit) では原子状酸素の数密度に比べ酸素や窒素のイオン数密度は低い²⁾が、宇宙機は周辺プラズマと静電的な相互作用をすることにより帯電、放電現象を引き起こす。宇宙機周辺のイオンは太陽電池アレイの負電位によって加速され、アレイ表面に形成されたイオンシースへ流入するイオン電流はリーク電流となって発電損失につながる。さらに収集されたイオンは太陽電池アレイに衝突し、表面材料を劣化させる³⁾。このような周辺宇宙環境との相互作用を通して宇宙機表面材料はその化学的構造や電気特性が変化することになる⁴⁾。静止衛星軌道 (GEO: Geosynchronous Orbit) を飛翔する宇宙機では、その表面を覆う絶縁物の絶縁破壊により宇宙機システムの故障を招くことが知られている。プラズマコンタクタから放出されるイオンを宇宙機が収集することで宇宙機の帯電を緩和することが期待されているが、太陽電池アレイの場合と同様に表面材料の劣化を招くことが考えられる^{6), 7), 8)}。そのため材料が劣化するメカニズム、シースの構造、帯電、放電現象について理解する必要がある。

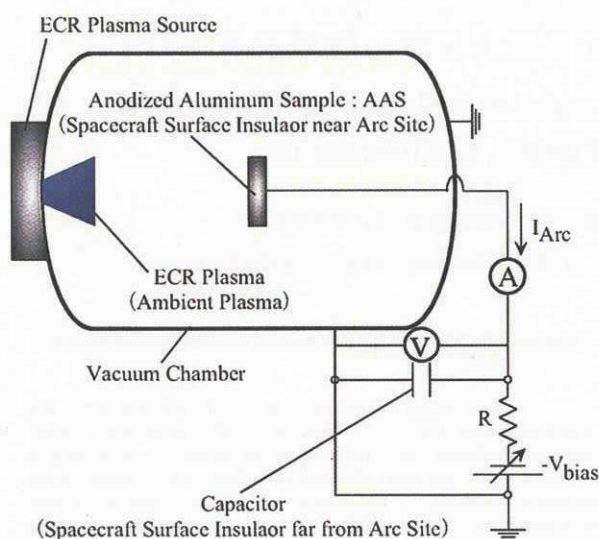
大阪大学では、高電圧太陽電池アレイの周辺に形成さ

れるイオンシースの構造、高エネルギーのイオン衝撃による宇宙機表面材料の劣化に関する研究を行ってきた。さらにプラズマ放出による宇宙機の帯電緩和に関する研究も行っている。

将来 LEO の宇宙機は大型化、高電圧化すると考えられる。プラズマコンタクタを使用しない場合、宇宙機の導電性本体の電位は周辺プラズマから宇宙機に流出入する電流がバランスすることにより決定され、その結果大きく負に沈むことになる。そのため太陽電池が高電圧で発電を行うと、宇宙機表面においてアーク放電が発生することが予想される。本研究では、アーク放電現象を理解し周辺プラズマがアーク放電過程に与える影響について調べるために地上模擬実験を行った。宇宙プラズマを模擬したプラズマは電子サイクロトロン共鳴 (Electron Cyclotron Resonance: ECR) 放電を用いて生成された。このプラズマ環境に負の電圧を印加した陽極酸化アルミニウムのサンプル (Anodized Aluminum Sample: AAS) を置き、AAS 表面で発生するアーク放電の特性について調べた。またアーク放電が発生した際に流れる電流と電圧の時間変化を測定し、アークスポットの直径を計測した。さらにアーク放電が発生した際にアークスポットから周辺プラズマへ拡散するアークプラズマについて理解するために、モンテカルロ直接 (Direct-Simulation-Monte-Carlo: DSMC) 法と Particle-In-Cell (PIC) 法を用いて数値計算を行った。

2. 実験装置

本研究において使用した実験装置を第1図に示す。実

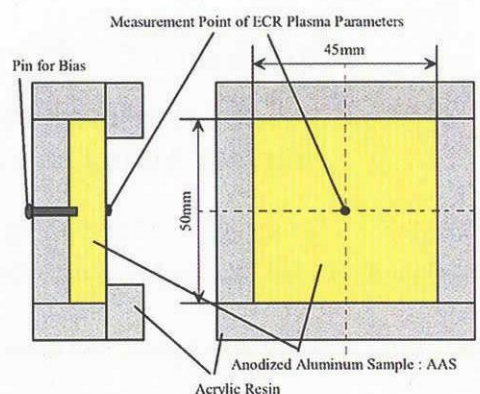


第1図 実験装置

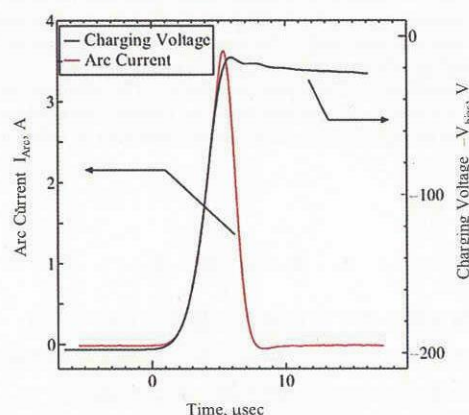
実験装置は真空タンク、真空排気系、プラズマ源、AAS から構成される⁹⁾。真空タンクは直径 0.7m、長さ 1.5m のステンレス製で、一つのフランジには ECR プラズマ源が設置されている。タンク内の高真空排気はターボ分子ポンプによって行われ、タンク内の圧力は実験が行われている間 10^{-3} Pa 程度に保たれている。

宇宙機周辺のプラズマ環境を ECR 放電によって生成されるアルゴンプラズマによって模擬する。ECR 放電室に投入されるマイクロ波の最大連続出力は 1.3kW で、周波数は 2.45GHz である。なお本実験におけるマイクロ波の投入電力は 300W で一定である。生成されるプラズマの密度を低減させるために、放電室出口にはオリフィスが配置されている。電子数密度、電子温度の測定にはラングミュアプローブを用い、中性粒子密度の測定には RNP (Retarding-potential-type Neutral Particle) プローブを用いた。測定位置はプラズマ源の下流 660mm で、これは AAS が設置される位置に相当している。プラズマ中の中性粒子密度はアルゴンガスの質量流量を変化させることにより調節した。本実験に使用するプラズマの電子温度、電子数密度、中性粒子密度はそれぞれ 1.0-4.0eV、 $1.2-4.5 \times 10^{13} \text{m}^{-3}$ 、 $3.0-8.5 \times 10^{17} \text{m}^{-3}$ となっている。

本研究に使用する AAS プレートを図 2 に示す。プレートの大きさは 50mm×50mm で、陽極酸化層の厚さは 1.3 μm である。母材のアルミニウムは国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) の日本の実験モジュール (Japanese Experimental Module: JEM) にも使用されている A12219 であり、MIL-A-8625-TYPE I に基づいて陽極酸化処理が施されている。AAS と真空タンクとの間に接続されたコンデンサは宇宙機表面全体の静電容量



第2図 AAS の概略図



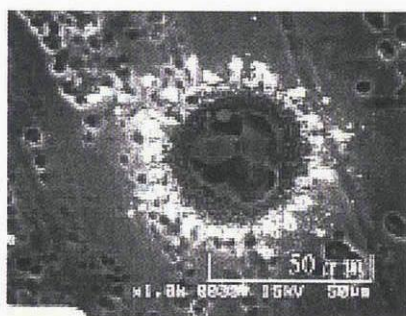
第3図 測定された典型的な電流、電圧波形

を模擬しており、その静電容量は 0.1 μF である。本研究ではコンデンサにより負電圧を印加した AAS 表面でアーク放電を発生させ、その際に流れるアーク電流と電圧の時間変化を測定した。また実験条件を変えるたびに AAS を新しいものに取り替え、実験に用いた AAS 表面に形成されたアークスポットの直径を測定した。

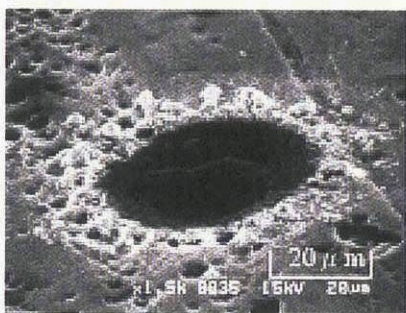
3. 実験結果

測定された典型的な電流、電圧波形を図 3 に示す。またアークスポットの写真を図 4 に示す。アーク放電が発生すると印加電圧は急激に増加してゼロに近づき、アーク電流は数アンペアまで急激に増加した後に減少するパルス的な特性を示した。またアーク放電により AAS 表面に数十 μm のスポットが形成されていることが図 4 からわかる。陽極酸化層は溶解し、母材のアルミニウムが剥き出しになっている。そのためアーク放電によって宇宙機表面材料が劣化することが予測される。

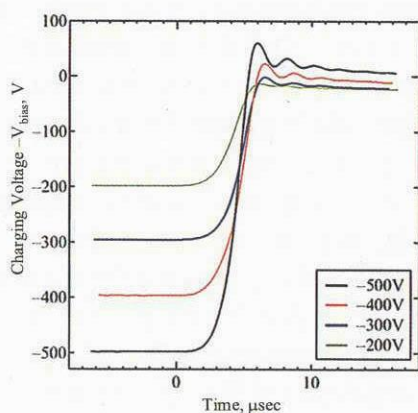
図 5 は初期印加電圧に対する印加電圧、アーク電流の時間変化を示している。中性粒子密度、電子数密度、電子温度は一定でそれぞれ $3.0 \times 10^{17} \text{m}^{-3}$ 、 $1.2 \times 10^{13} \text{m}^{-3}$ 、4eV



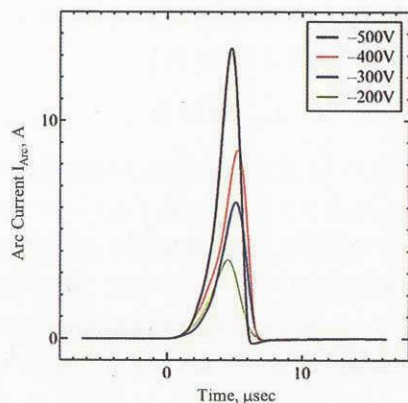
(a) 正面から撮影した写真



(b) 斜め上方から撮影した写真
第4図 アークスポットの写真

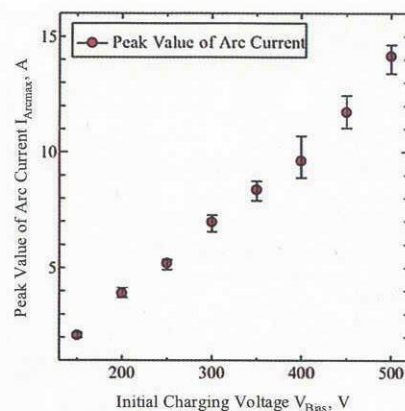


(a) 印加電圧の時間変化

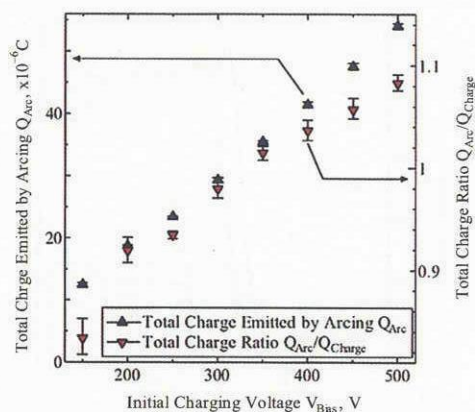


(b) アーク電流の時間変化

第5図 アーク特性の初期印加電圧に対する依存性

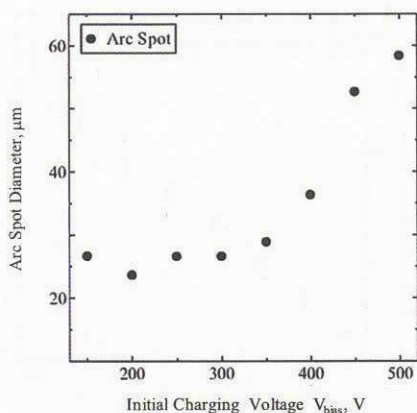


第6図 初期印加電圧に対するアーク電流のピーク値

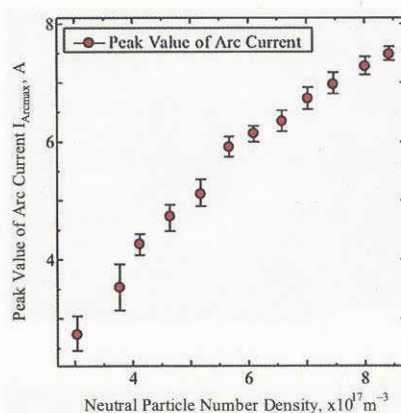


第7図 放出された電荷量の初期印加電圧に対する依存性

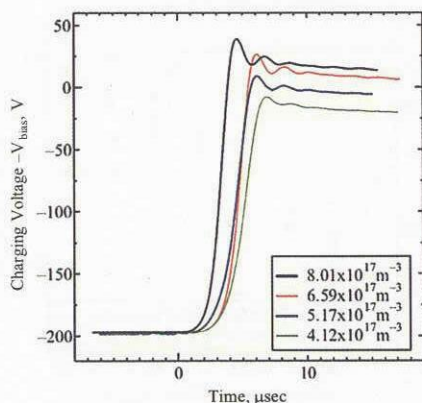
となっている。アーク放電が発生すると印加電圧は各初期電圧から急激にゼロに近づいている。また初期印加電圧が-400V、-500Vの場合、印加電圧はゼロを上回るまで増加していることがわかる。これはAASの陽極酸化層が蒸発した際に生成される中性粒子、もしくは周辺プラズマ中の中性粒子と放出された電子が衝突電離を繰り返し、生成されたイオンがアークスポットに流入することが原因であると推察される。一方アーク電流は急激に増加してピーク値を迎えた後、減少している。初期印加電圧に対するアーク電流のピーク値を第6図に示す。アーク電流のピーク値は初期印加電圧とともに増加している。第7図はアーク放電によって放出された電荷量の初期印加電圧に対する依存性を示している。この値はアーク電流を時間に対して積分したものである。アーク放電前にコンデンサに蓄えられていた電荷量は初期印加電圧によって異なるため、放出された電荷量とコンデンサに蓄えられていた電荷量の比をとることでこの値を評価した。第7図より、放出された電荷量は初期印加電圧とともにほぼ線形的に増加する傾向が見られた。また電荷比が1.0を上回っていたことから、コンデンサに蓄えられていた



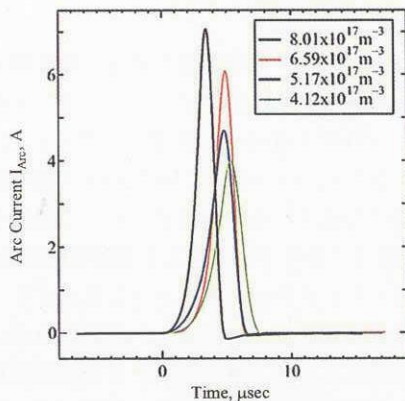
第 8 図 初期印加電圧に対するアークスポットの直径



第 10 図 中性粒子密度に対するアーク電流のピーク値



(a) 印加電圧の時間変化



(b) アーク電流の時間変化

第 9 図 アーク特性の中性粒子密度に対する依存性

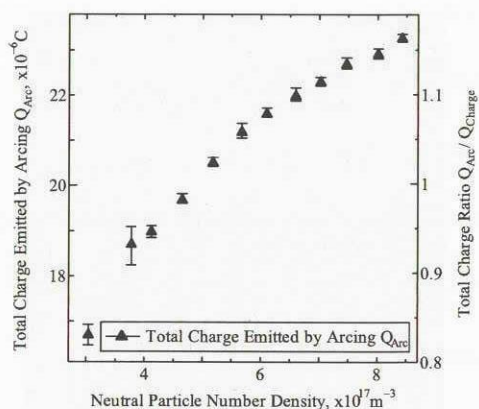
以上の電荷がアーク放電の際に流れていることがわかる。このことから、前述したような衝突電離過程によって生成された電荷がアーク電流に加わっていることが推察される。初期印加電圧に対するアークスポットの直径を第 8 図に示す。初期印加電圧が-150V から-350V の範囲ではアークスポットの直径はほぼ一定で、-350V を超えると初期印加電圧とともに増加する傾向が見られた。このことから初期印加電圧が高い場合、アーク放電によ

てより多くの AAS の陽極酸化層が溶解、蒸発することが推定される。そのためアークスポット周辺の中性粒子密度は高くなり、衝突電離によって濃密なプラズマが生成されることが推察される。

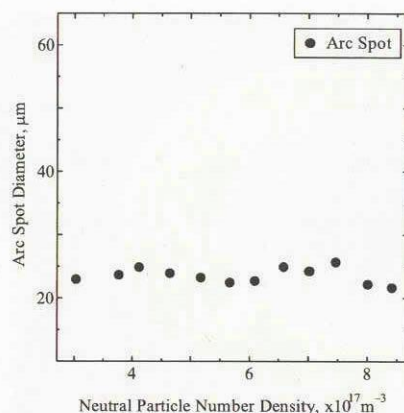
第 9 図は周辺中性粒子密度に対する印加電圧、アーク電流の時間変化を示している。初期印加電圧は-200V で一定であり、電子数密度、電子温度はそれぞれ $1.2\text{--}4.5 \times 10^{13} \text{ m}^{-3}$ 、 $1\text{--}4 \text{ eV}$ となっている。印加電圧、アーク電流ともに中性粒子密度の増加とともに急激に増加していることがわかる。これは第 5 図の初期印加電圧が高い場合と同様に、周辺プラズマ中の中性粒子密度が増加することで電離生成される荷電粒子が増加するためであると考えられる。周辺中性粒子密度に対するアーク電流のピーク値、アーク放電によって放出された電荷量をそれぞれ第 10 図、第 11 図に示す。アーク電流のピーク値は第 9 図で見られた傾向と同様に周辺中性粒子密度とともに増加した。また第 11 図に見られるように、周辺中性粒子密度が高い場合に電荷比は 1.0 を上回っていた。一方第 12 図に示されているように、アークスポットの直径は周辺中性粒子密度に対しほぼ一定であった。これはアーク放電直前にコンデンサに蓄えられていたエネルギーが一定であるためであると推察される。

4. 数値計算

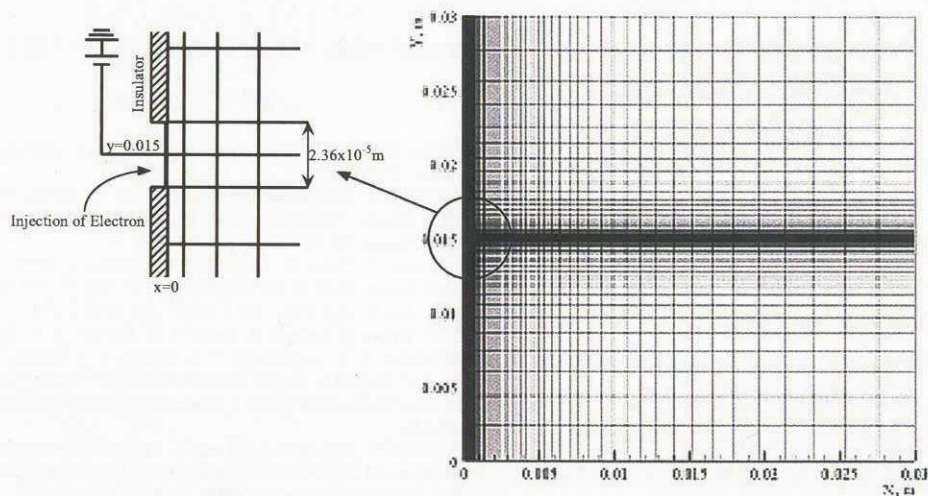
本研究ではアーク放電発生直後に宇宙機表面のアークスポットから周辺プラズマへ拡散するアークプラズマについて理解するために、数値計算を行った。なお計算には DSMC-PIC 法を用いた。第 13 図は二次元の計算領域を示している。Y 軸は宇宙機の絶縁物表面に相当しており、電子を Y 軸上のアークスポットから流入させる。アークスポット幅は $2.36 \times 10^{-4} \text{ m}$ で、これは第 12 図に見られるように初期印加電圧が-200V の際のアークスポット直径とほぼ一致している。アークスポットのポテンシヤ



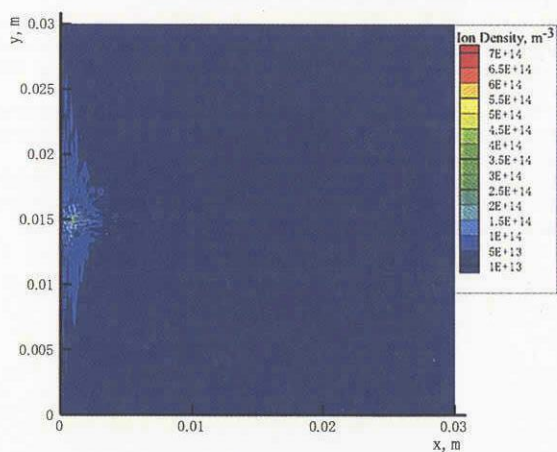
第 11 図 放出された電荷量の中性粒子密度に対する依存性



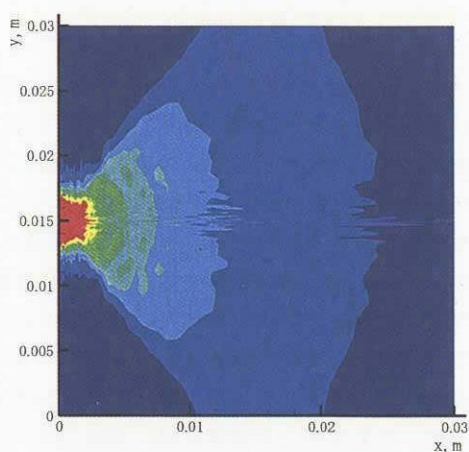
第 12 図 中性粒子密度に対するアークスポットの直径



第 13 図 計算領域



(a) 中性粒子密度: $1.0 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$

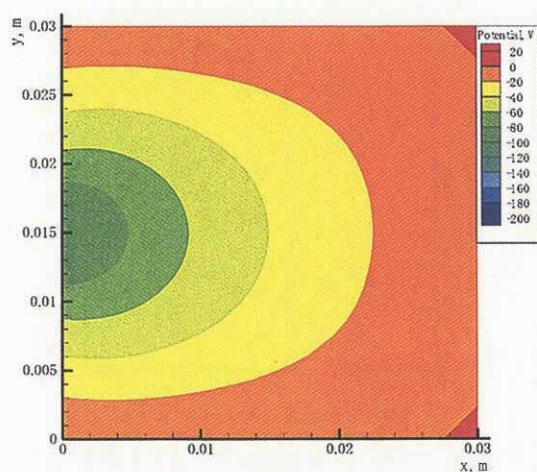


(b) 中性粒子密度: $1.0 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$

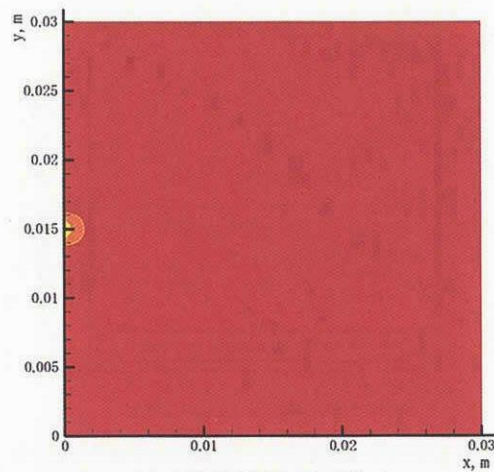
第 14 図 アーク開始から 8μsec 経過後のイオン数密度分布

ルには、初期印加電圧が-200V のときの実験値を線形近似した値を時間刻み毎に与えた。そしてアーク放電発生前にコンデンサに蓄えられていた電荷量をアークの持続

時間=10μsec で割った値を時間刻み毎に一定量流入させた。周辺プラズマ中には電子、イオン、中性粒子が存在し、粒子間の衝突は電子と中性粒子との弾性衝突、電離



(a) 中性粒子密度: $1.0 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$



(b) 中性粒子密度: $1.0 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$

第 15 図 アーク開始から $8 \mu\text{sec}$ 経過後の空間電位分布

衝突のみを考慮した。

第 14 図, 第 15 図にアーク開始から $8 \mu\text{sec}$ 経過したときのイオン数密度分布, 空間電位分布をそれぞれ示す。第 14 図からアークスポット近傍にはイオン数密度の高い領域が形成されていることがわかる。またこの領域は電子と中性粒子との電離衝突の影響により, 中性粒子密度の増加とともに拡大している。そのためアークスポット近傍にはより強い電場が形成されている。

前章で示した実験結果は, これらの計算結果から説明することができる。アーク特性は周辺プラズマ, 特に周辺中性粒子密度に強く依存している。そのため宇宙機表面におけるアーク放電現象を決定する際に, 宇宙機表面を覆う絶縁物の特性と周辺プラズマの特性が重要であると考えられる。

5. 結論

本研究では宇宙機表面における放電現象と, 周辺プラズマが放電現象に与える影響について調べるために地上模擬実験を行った。ECR 放電により宇宙機周辺プラズマを模擬したプラズマを生成した。負電圧を印加した AAS 表面で発生するアーク放電の特性を測定した結果, アーク電流のピーク値とアーク放電の際に流れる電荷量は初期印加電圧, 中性粒子密度の増加とともに増加する傾向を示した。初期印加電圧を増加させた場合アークスポットの直径は増加したが, 中性粒子密度に対してはほぼ一定であった。さらにアーク放電直後に周辺プラズマへ拡散するアークプラズマについて調べるために, DSMC-PIC 法を用いて数値計算を行った。計算結果は宇宙機周辺の中性粒子がアーク放電特性を決定する上で重要であることを示した。そのため LEO の宇宙機が高電圧で運用されると, 表面を覆う絶縁物がアーク放電によって劣化する可能性があると考えられる。特に宇宙機周辺の中性粒子

密度が高い場合, 大電流が流れることが予想される。

参考文献

- 1) NASA/SDIO Space Environmental Effects on Material Workshop, NASA CP-3035, 1989.
- 2) H. Tahara, L. Zhang, M. Hiramatu, T. Yasui, T. Yoshikawa, Y. Setuhara and S. Miyake: Exposure of Space Material Insulators to Energetic Ions, J. Appl. Physics, **78** (1995), pp. 3719-3723.
- 3) L. Zhang, T. Yasui, H. Tahara and T. Yoshikawa: X-ray Photoelectron Spectroscopy Study of the Interactions of O^+ and N^+ Ions with Polyimide Films, Jpn. J. Appl. Phys., **36** (1997), pp. 5268-5274.
- 4) A. C. Trrible, R. Lukins, E. Watts, V. A. Borisov, S. A. Demidov, V. A. Denisenko, A. A. Gorodetskiy, V. K. Grishin, S. F. Nauma, V. K. Sergeev and S. P. Sokolova: United States and Russian Thermal Control Coating Results in Low Earth Orbit, J. Spacecraft and Rockets, **33** (1996), pp. 160-166.
- 5) H. Tahara, K. Kawabata, L. Zhang, T. Yasui and T. Yoshikawa: Exposure of Spacecraft Polymers to Energetic Ions, Electrons and Ultraviolet Light, Nucl. Instrum. and Methods, **B121** (1997), pp. 446-449.
- 6) D. Matsuyama, H. Tahara, T. Matsuda, T. Yasui and T. Yoshikawa: Ground Experiments of Interaction between Plasma Flow and Negatively Biased or Charged Materials, Proc. 26th Int. Electric Propulsion Conf., Kitakyusyu, Japan, IEPC-99-224, pp. 1314-1321, 1999.
- 7) H. Tahara, T. Yasui, D. Matsuyama and T. Yoshikawa: Laboratory Simulation of Charging Relaxation by Plasma Flow, Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conf., ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-476, 2001.
- 8) H. Tahara, D. Matsuyama, T. Yasui and T. Yoshikawa: Mitigation Process of Spacecraft Negative Charging by Plasma Flow, Proc. 27th Int. Electric Propulsion Conf., Pasadena, CA, USA, IEPC-01-258, 2001.
- 9) H. Tahara, T. Yasui and T. Yoshikawa: Space Plasma Simulator Performance Using an Electron Cyclotron Resonance Plasma Accelerator, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., **40** (1997), pp. 59-68.