

## 導電性テザーシステム搭載に向けた電界放出カソードの電子放出能力評価

○村田文彦, 田中義信, (静大・工・院), 島田温子 (静大・工・学)

大川恭志, 河本聡美 (JAXA), 山極芳樹, 松井信 (静大・工)

Keyword : Field Emission Cathode, Electrodynamic tether

## 1. 序論

電界放出カソード (FEC) とは電子放出源の一種である。FEC は, その原理, 構造などから小型化, 低電力化が期待されており, 特に導電性テザー (EDT) システムの電子放出源への応用が期待されている。宇宙航空研究開発機構では低軌道 (LEO) のスペースデブリの除去方法として EDT システムを用いた方法を提案しており, EDT システムの電子放出源としてカーボンナノチューブ (CNT) を用いた FEC の搭載を検討している<sup>1</sup>。

FEC からの電子放出量は EDT システムの推進効率を決定する重要なパラメータである。FEC の EDT システムへの搭載においては EDT 衛星搭載時の電位条件および外部環境条件下での FEC の性能評価および安定動作に関する検討が重要である。しかしながら, EDT システムへの搭載を想定した軌道上での周辺環境条件の変化による FEC の性能評価は十分に行われていない。

以上のことから本研究では, FEC の EDT システム搭載を想定し, その動作電位条件を模擬した実験により FEC の放出性能及び安定駆動に関する評価を行った。

## 2. 導電性テザー (EDT) システム

EDT システムの作動原理を図 1 に示す。ある軌道上において軌道周回する EDT システムが長さ  $L_{\text{tether}}$  [m] のテザーを軌道半径方向(地球方向)に伸展した状態で, 地球磁場強度  $B_H$  [T] の地球磁場中を軌道速度  $v_{\text{orbit}}$  [m/s] で軌道運動することによりテザー全長には誘導起電力  $\text{EMF}_{\text{emf}}$  [V] が生じる。この時の誘導起電力は次式で求められる。

$$V_{\text{emf}} = (v_{\text{orbit}} \times B_H) \cdot L_{\text{tether}} \quad [\text{V}] \quad (1)$$

この誘導起電力によりテザーは周辺プラズマ電位に対してテザー上端(地球と反対側)は正に, テザー下端(地球側)は負に帯電する。このとき, テザー上下端に取り付けられたプラズマコンタクタにより高電位側の周辺プラズマから電子を収集し, 低電位側から電子を放出することにより周辺プラズマを介した電氣的閉回路が形成され, テザーに電流  $I_{\text{tether}}$  [A] が流

れる。このテザー電流と地球磁場の干涉によってテザーにローレンツ力が発生し, 軌道運動方向に対して負の推力が得られる。このときのローレンツ力  $F_{\text{Lorentz}}$  は次式で求められる<sup>2</sup>。

$$F_{\text{Lorentz}} = (I_{\text{tether}} \times B_H) \cdot L_{\text{tether}} \quad [\text{N}] \quad (2)$$

このように発生したローレンツ力を抗力として利用することによりデブリの軌道高度を低下させることでデブリを地球へ再突中させることが可能となる。

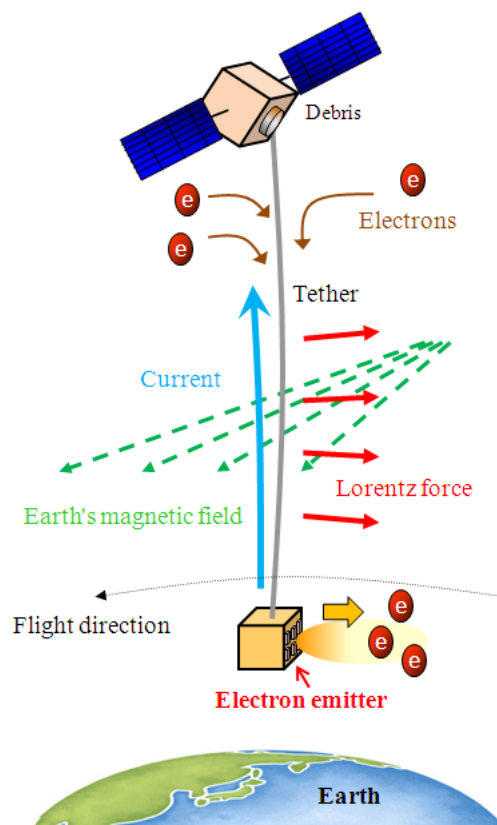


Fig.1 導電性テザーシステムの概念図

## 3. 電界放出カソードおよび空間電荷制限効果

## A. 電界電子放出の原理

CNT 型 FEC の概念図を図 2 に示す。FEC は主にエミッタ, ゲートと呼ばれる二枚の電極より構成される。電界電子放出は電極間に電位差を発生させることで, エミッタ表面の電界

が  $10^9 \sim 10^{11} \text{ V/m}$  に達した場合に発生する。CNT 型 FEC は、エミッション材料としてカーボンナノチューブを使用したものである。CNT は優れた尖鋭性、高機械強度、化学的安定性、高導電性などエミッション物質として有効な特性を保有している。本研究でも、上記の特性よりエミッション材料として CNT を採用している。

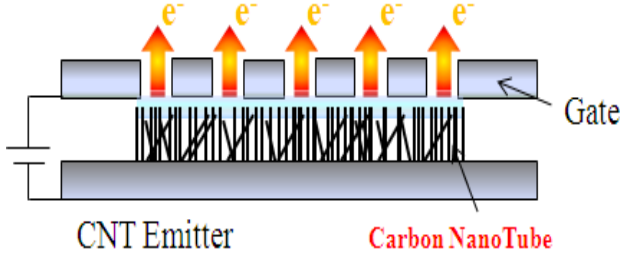


Fig. 2 CNT 型電界放出カソード

電界電子放出電流密度  $J[\text{A/m}^2]$  とエミッタ先端電場  $F[\text{V/m}]$  の関係は以下の Fowler-Nordheim の式で表される<sup>3</sup>。

$$J = \frac{e^3 F^2}{8\pi h \phi} \exp\left(-\frac{8\pi\sqrt{2m_e}}{3heF} \phi^{3/2}\right) \quad (3)$$

ここで、 $e$  は素電荷、 $h$  はプランク定数、 $\phi$  は仕事関数、 $m_e$  は電子の質量である。エミッタ先端を放物面と仮定した場合、エミッション物質先端の電場は次のように与えられる。

$$F = \beta E \quad (4)$$

$$E = \frac{2V}{r_{tip} \ln(2d/r_{tip})} \quad [\text{V/m}] \quad (5)$$

ここで、 $\beta$  は電界増倍係数、 $r_{tip}[\text{m}]$  は先端の曲率半径、 $d[\text{m}]$  は電極間距離、 $V[\text{V}]$  は電極間電位差である。CNT 型 FEC では、エミッション材料に CNT を使用することにより CNT のナノオーダーの直径により高い電界増倍係数  $\beta$  となり低電力化が期待できる<sup>4</sup>。また、FEC は作動ガスが不要であり、その構造などから小型化、軽量化なども容易であるため EDT システムの電子源として有力である。

## B. 空間電荷制限効果

CNT 型 FEC は先に述べた通り EDT システムの電子放出源として有力視されているが、その特徴により空間電荷制限効果により放出可能な電流値が制限されることが知られている<sup>5</sup>。空間電荷制限効果とは、ある空間内に同種の荷電粒子が存在するとき、荷電粒子の密度が高い場合に粒子同士のクーロン力により反発し合い空間内に存在できる粒子密度が制限されることである。ある距離  $d[\text{m}]$  だけ離れた 2 枚の無限平行平板に電位差  $V_0[\text{V}]$  の電位差が印加されており、一方より電子

が放出されている一次元のモデルを仮定すると、空間に放出可能な電流密度  $J_{CL}[\text{A/m}^2]$  は次の Child Langmuir の式で表される<sup>6</sup>。

$$J_{CL} = \frac{4}{9} \epsilon_0 \left( \frac{2e}{m_e} \right)^{1/2} \frac{V_0^{3/2}}{d^2} \quad [\text{A/m}^2] \quad (6)$$

ここで、 $\epsilon_0$  は真空の誘電率、 $e$  は電子の電荷、 $m_e$  は電子の質量である。このとき得られる電流値を空間電荷制限電流 (Space Charge Limited Current: SCLC) と言う。FEC の軌道上での運用を想定した場合、電子を FEC より宇宙空間へ放出するため本来アノードに相当するものは存在せず、周辺プラズマにより EDT システム周辺に形成されたシースの端までの距離が電極間距離に相当する。シースとは、導体表面電位とプラズマ電位の差により生じる電荷層のことであり、シース厚さは導体表面電位のおよぶ範囲ということになる。シース厚さ  $S[\text{m}]$  は次の式で表される<sup>7</sup>。

$$S = \left( \frac{2\epsilon_0 V_0}{en_e} \right)^{1/2} = \lambda_D \left( \frac{2V_0}{T_e} \right)^{1/2} \quad [\text{m}] \quad (7)$$

ここで、 $n_e$  は電子密度、 $\lambda_D$  はデバイ長、 $T_e$  は電子温度である。上式よりシース厚はプラズマとエミッタ電極の電位差に依存していることがわかる。また、チャイルドラングミュアの式(式(6))に当てはめた場合、エミッタ電位が変化することにより電位の変化だけでなくシース厚の変化も加わり大きく SCLC が大きく変化し、FEC の電子放出性能はエミッタ電位の変化にともない変動していくことが予測される。このことから FEC の想定される動作環境下での動作特性を把握することは FEC の実用化を考えた場合、重要であることがわかる。

## 4. EDT システム搭載時における FEC の電位条件

EDT システムに FEC を搭載した場合、FEC はテザーの下端(地球側)に取り付けられる。この状態で、軌道を周回することによりテザー両端に誘導起電力(EMF)と呼ばれる電位差が発生する(式(1))。この EMF はプラズマ電位に対し正負に自律的に割り当てられる。プラズマ電位に対して正側の領域ではテザー電位によりシースが形成され、プラズマ電位からテザー下端までの電位(EMF の一部)が FEC のエミッタ電位として割り当てられる。この状態でゲートに電圧を印加することによりエミッタ-ゲート間に電位差を発生させ、エミッタより電子放出を行う。これによりプラズマ空間を介して電氣的閉回路が形成されテザーに電流が流れることでローレンツ力が

発生する(式(2)). この時の EDT 衛星の概念図と電位条件図を図 3 に示す.

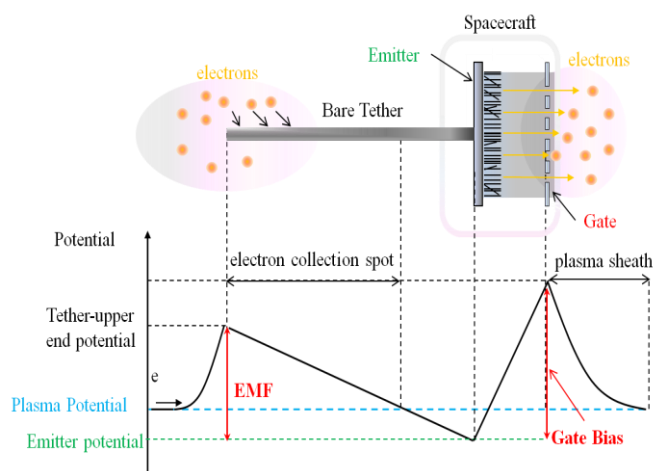


Fig. 3 FEC を搭載した場合の EDT システムの電位条件

EDT 衛星の運用中に問題となるのがエミッタ電位の変化である. これはテザー全体に生じる EMF の変化および EMF のプラズマ電位に対する正負の比率の変化により生じる.

テザー両端に生じる EMF の変化はテザーと地球磁場の干渉角度の変化により生じる. EMF は通常, 軌道運動するテザーと地球磁場との外積により発生するため(式(1)), テザーの挙動により地球磁場との干渉角度が変化することにより, テザー両端に生じる EMF は変動する. 以下に EDT システムの打ち上げが検討されている軌道の地球一周回分の EMF の時間変化の JAXA による解析結果の一例を示す. 図 4 は高度 300km, 軌道傾斜角  $51.6^\circ$  の ISS の周回軌道で 1km の長さのテザーを想定した場合である. 同図より EMF は 0~120V 程度まで大きく変動している様子が確認できる.

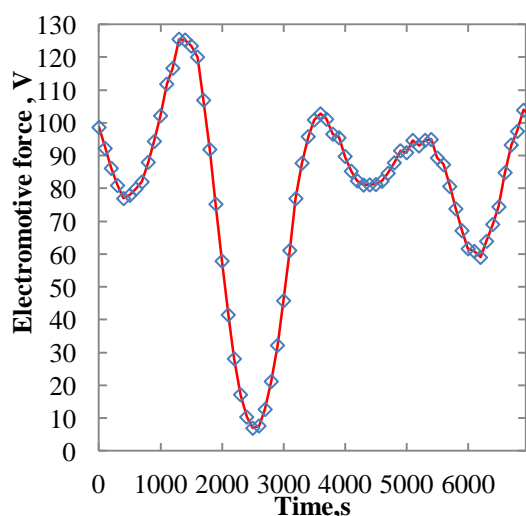


Fig. 4 誘導起電力の時間変化の一例

また, EMF のプラズマ電位に対する正負の比率の変化は荷電粒子の流入出によっても生じる. 通常, 軌道上に打ち上げられた宇宙機には周辺プラズマからの電子・イオンの流入があり, 移動度の優位性などから電子の流入が多く, ある程度負電位に帯電した状態で落ち着く<sup>8</sup>. EDT 衛星の場合も同様に, 流入出の量が一定であれば EMF によりプラズマ電位に対し正電位に帯電したテザー部では電子が流入し, FEC より電子の放出を行い, その流入出のバランスが取れた状態で落ち着く. しかしながら EMF の変化や周辺プラズマ密度が一定でないため電子の流入出が一定になることはなく FEC のエミッタ電位は EDT システムの運用と共に時々刻々と変化する. この FEC 電位変化により EDT システム周辺部のシース厚さが変化する(式(7)). 図 4 よりエミッタ電位の変化を 0~100V として, この電位条件下での太陽極大期 0 時のシース距離は, 電子数密度を  $n_e=2 \times 10^{12}/\text{m}^3$ , 電子温度  $T_e=0.1\text{eV}$  とすると 5~400mm と大きく変化する. これらの変化によって FEC から宇宙プラズマへ放出可能な空間電荷制限電流は変化する(式(6)). この空間電荷制限電流変化はテザー電流値の変化に相当し, EDT システムの推力の変化に繋がる重大な変化となる(式(6)). したがって EDT システムへの搭載を想定した条件での FEC の性能評価が重要となる.

## 5. 実験装置

### A. FEC (実験室モデル)

実験で使用した実験室モデルの FEC の構造図および実際に使用した FEC をそれぞれ図 5 および 6 に示す.

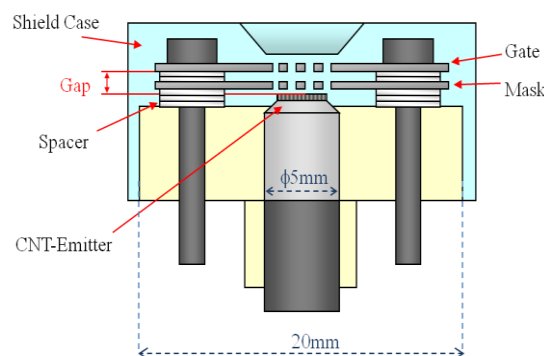
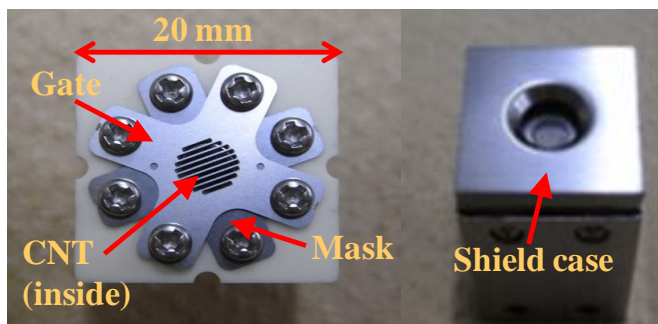


Fig. 5 CNT 型電界放出カソードの構造(実験室モデル)



(左：シールドケースなし，右：シールドケース取り付け時)

Fig. 6 電界放出カソード(実験室モデル)

本カソードは $20 \times 20\text{mm}$ の面積より $0.5\text{mA}$ 程度のエミッション電流を想定し設計されており<sup>9</sup>，主にCNTが接着されたエミッタ電極と引き出し電極であるゲート電極，マスク電極，シールドケースより構成される．マスク電極はエミッタ表面に取り付けられ電子の軌道を湾曲させることでゲートへ流入する損失電流を低減させる役割を持つ．シールドケースはイオンスパッタや中性粒子などの外乱からエミッタを守る為に取り付けられている．スペースデブリ除去の為のEDTシステムに必要な電流は数A程度となるためミッション搭載時にはCNT面積の拡大化や配列化されたFECが必要となるが本論文では初期検討の為，実験には全て $0.5\text{mA}$ レベルのFECを使用しデータ取得を行った．

## B. 実験構成

本実験ではアノード板を用いてシース厚さを模擬し，アノード板をFECの正面に設置しアノード板とFECの距離およびアノードの電位条件を変化させることでEDTシステム搭載時のFECの動作環境を模擬しFECの動作評価実験を行った．アノード板には $490 \times 630\text{mm}$ のアルミ板を用いた．実験配置の概念図および実験回路をそれぞれ図7および図8に示す．シース厚さの変化はFECアノード間距離を変化させることで模擬を行った．アノード-FEC間の距離については先に見積もったシース厚さを基にFEC-アノード間の50mm, 90mm, 200mm, 300mm, 400mmの5ケースで実験を行った．エミッタ-プラズマ間電位差はアノード板に電位を与えることにより模擬を行った．軌道上ではエミッタ電位は負の値を取るが，本実験ではチャンバ壁の影響を小さくするため，エミッタ電位を0Vとし，アノードに正のバイアスを印加し行った．図4の結果よりアノード電位を0~100Vとした．実験条件を表1に示す．本実験ではエミッタ電位を0Vで固定し，ゲート電圧を印加させることでエミッタより $0.5\text{mA}$ の電子放出させた後，エミッタ-ゲート間電位差を固定し，アノード電位を0~100Vスイープさせることによりデータの取得を行った．

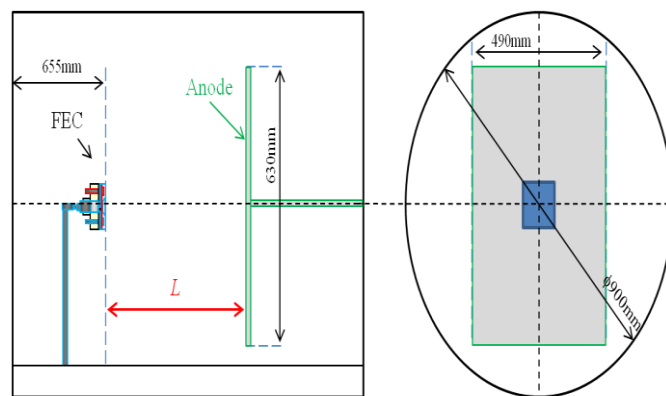


Fig. 7 実験構成の概念図

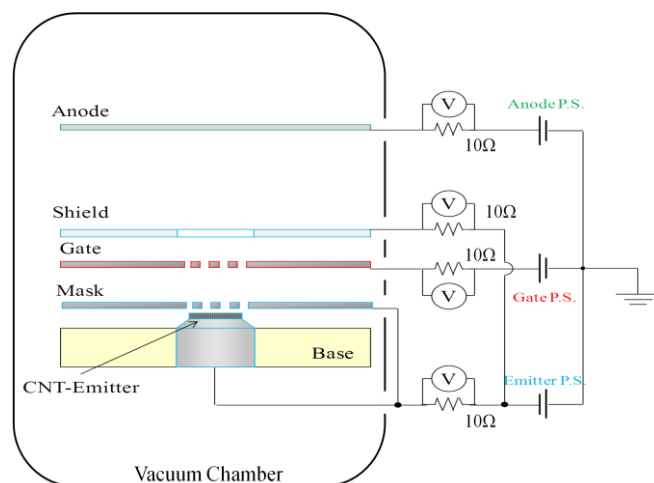


Fig. 8 実験回路

Table1 実験条件

Chamber Pressure	$2.0 \times 10^{-5}\text{Pa}$
Emitter- Gate distance	0.18mm
Gate- shield distance	2.1mm
Emitter potential, $\phi_e$	0V
Gate potential, $\phi_g$	Positive bias
Shield potential, $\phi_s$	Emitter potential
Anode potential, $\phi_a$	sweep(0~100V)
FEC- anode distance, $L$	50mm, 90mm, 200mm, 300mm, 400mm
Emission current, $I_e$	0.5mA

## 6. 実験結果と考察

代表的なエミッタ-アノード間電位差の電位変化による電流の変化としてFEC-アノード距離50mmの場合の実験結果を図9に示す．また，シース距離による引き出し効率の変化を図10に示す．



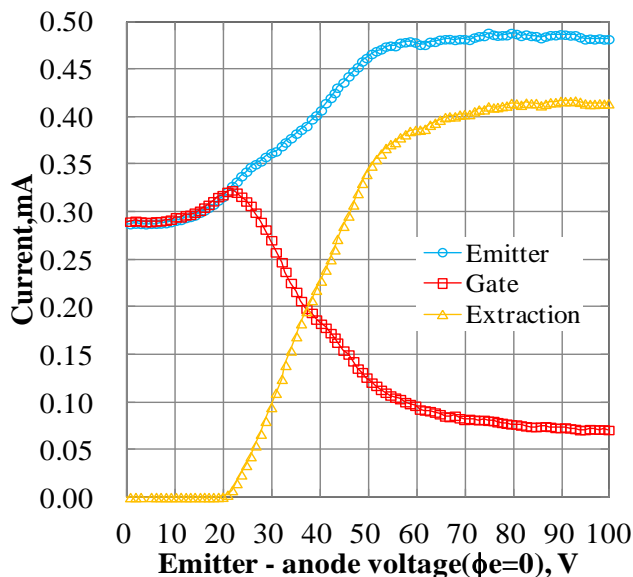


Fig. 9 エミッタ - アノード間電位差による電流の変化  
( $L=50\text{mm}$ )

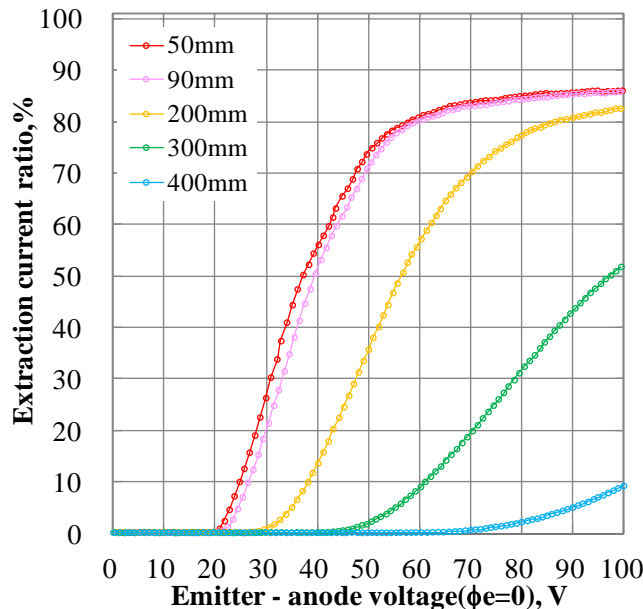


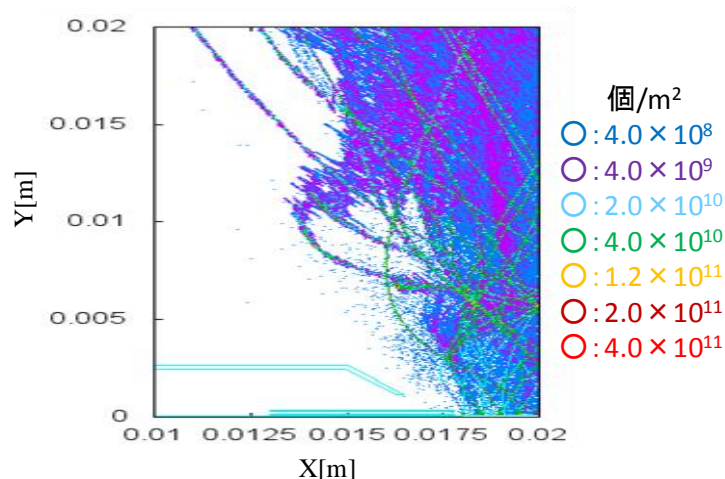
Fig. 10 アノード距離による引き出し効率の変化

図9よりエミッタ - アノード間電位差が50V以上の領域ではエミッション電流量は0.5mA程度で一定電流量を維持できていることがわかる。一方で、50V以下の領域では電位差の低下にともない放出電流量が低下し、安定的な動作が行えていないことがわかる。特にエミッタ - アノード間電位差0Vの場合では0.3mA程度と約40%の低下が確認できる。これはエミッタ - アノード間電位差の低下にともない空間電荷制限電流が低下したことによるものであると考えられる。式(6)の一次元モデルの場合で考えてみると、FEC-アノード間の距離は一定であるので電子のエネルギー等を考慮せず単純な電位のみの変化だけ考えた場合でも、エミッタ電位が100Vより0Vに変化した場合には電圧の1.5乗で減少するため空間電荷制

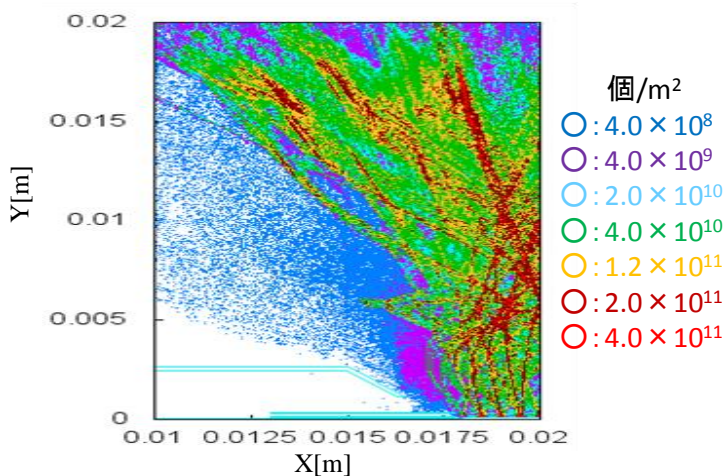
限電流は1/1000となる。このため電位の変化にともない空間電荷制限電流がエミッション電流量の0.5mAを下回り、エミッタより0.5mA相当の電子が放出されていても空間電荷制限電流以上の電子は再びエミッタや基材に流入し、放出電流として測定されないため、実際の電流値よりも低下した状態で測定されていると考えられる。本来、電位差が0Vであれば空間電荷制限電流は0mAとなるはずであるが0.3mA程度の放出は行われている。これはゲート電位の引き出し効果によるものである。しかしアノードへ到達した放出電流は0mAになりエミッション電流の全てがゲートに流れていることから、ゲート電位よりエミッタ - ゲート間での引き出しは行えるものの、エミッタ - アノードの電位差が0Vになっているため放出された電子は全て正電位であるゲートに引きつけられゲートへ流入していると考えられる。これは<sup>10)</sup>のVlad Hruby等による $L_a/L_g < 1$ を満たさない時(ここで $L_a$ はFEC-アノード距離、 $L_g$ はエミッタ - ゲート間距離)、アノード - ゲート間で空間電荷制限効果を受けやすくなるとの結果からも妥当な結果であるといえる。

図10よりアノード距離に依らず、エミッタ - アノード間電位差の低下にともない放出性能が低下していることがわかる。更にエミッタ - アノード間電差20V以下のような電位条件領域ではアノード距離に依らず、FEC外部への電子放出が困難な領域が生じていることが分かる。またアノード距離によっても放出性能が低下していることがわかる。これはゲート電位の引き出しによりエミッション電流は得られるがアノードに到達可能な空間電荷制限電流はエミッタ - アノードの条件に依存するためエミッタ - アノード間電位差の低下およびアノード距離の増加にともない低下するためである。更に電界放出に必要なエネルギーはエミッション物質の仕事関数に相当するとされ<sup>10)</sup>、CNTの仕事関数である5~6eV程度のエネルギー損失が生じていることから、放出時のエネルギーは極めて小さいと考えられ、放出された電子がアノードに到達するエネルギーを持たず、ゲート電位に引きつけられゲート電流が増加することで放出性能が低下し安定した電子放出が困難になっていると考えられる。

この様な性能変化の原因の検討するためPIC(Particle in Cell)法によりポアソン分布を解くことによってFECからの放出粒子の計算を行った。PIC法によりFEC周辺部の粒子分布図を図11に示す。同図は電界放出開始から $5.5 \times 10^{-8}\text{s}$ 後のFEC周辺部の粒子分布を示したものである。



(A)エミッタアノード間電位差  $V_{ea}=100V$



(B)エミッタ - アノード間電位差  $V_{ea}=0V$

Fig. 11 エミッタ - アノード間電による粒子分布の変化

図 11 (A)よりエミッタ-アノード間電位差 100V の場合には粒子は FEC 平行方向に拡散することなくアノードへ到達していることがわかる。FEC の放出性能に変化が見られた(B)の場合には(A)のエミッタ-アノード電位差が大きく性能変化が生じなかった場合よりも更に 10 倍程度粒子数が大きくなっていることが確認できる。また FEC の平行方向(X 方向)への粒子の拡がりが大きくなっている。これより FEC 周辺部で粒子数が増加していることが確認でき FEC の性能変化は粒子の滞留によって生じる空間電荷制限効果であることがわかる。

以上のことより、エミッタ電位がプラズマ電位に近づくにつれエミッション電流は空間電荷制限効果の影響を受け低下し、放出性能自体も低下し安定動作が困難であることがわかった。また、アノード距離が大きくなるにつれ空間電荷制限効果の影響は大きくなる。更に電位条件によってはアノード距離に依らず FEC 外部へ電子放出困難な領域が存在することがわかった。

## 7. 結論

本研究では、電界放出カソードの導電性テザーシステム搭載を想定した軌道上での電位条件下における電界放出カソードの放出性能、安定駆動に関する評価を行った。

エミッタ電位-アノード間電位差 100V 以上と十分に大きい場合、エミッタ-ゲート間電位差を制御することにより安定した電子放出は可能である。また、エミッタ電位がプラズマ電位に近づくにつれ空間電荷制限効果の影響を受けエミッション電流量は低下し、安定した放出電流を得ることが困難である。更にそれにともない FEC 外部への放出性能も低下し電位条件によっては FEC 外部への電子放出が困難であることが明らかとなった。アノード距離が大きい場合、空間電荷制限効果の影響は大きくなりエミッション放出量の低下量の増加及び放出性能の変化が大きくなることがわかった。

## 参考文献

1. S. Kawamoto, Y. Ohkawa, *et al.*, "Strategy for Active Debris Removal Using Electrodynmic Tether", Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 7, No. ists26, pp. Pr\_2\_7- Pr\_2\_12, 2009.
2. 山極芳樹, 竹ヶ原春貴, 小堺正也, 大西健夫, 田原弘一 "エレクトロダイナミックテザー", 日本宇宙学会誌, 第 52 巻, 第 603 号, 2004 年
3. M. Gamero-Castano, V. Hruby, *et al.*, "ELECTRON FIELD EMISSION FROM CARBON NANO TUBES, AND ITS RELEVANCE IN SPACE APPL ICATIONS", AIAA2000-3263.
4. H. Liu, S. Kato, "Effect of Cathode-Anode Distance on Field Emission Properties for Carbon Nanotube Film Emitter", Jpn. J. Appl. Phys. Vol. 48 015007.
5. M. A. Loieberman, A. J. Lichtenberg, "Principles of Plasma Discharges and Materials Processing", PP637-638, 2005.
6. J.W.Luginsland, Y.Lau, *et al.*, "Two-Dimensinal Child-Langmuie Law", PHYSICAL REVIEW LETTERS Vol.77, No.22 25 November 1996.
7. Dave Morris, Brian Gilchrist, "Electron Field Emission and The Space Charge Limit;Techniques and Tradeoffs", AIAA 2003-4792.
8. 村中高信, "数値シミュレーションによる宇宙機帯電解析", J. Plasma Fusion Res. VoL88, No.2 (2012)87-91.
9. Yasushi Ohkawa, "Preliminary Testing of Carbon-Nanotube Field Emission Catodes for Electrodynmic Tethers", JAXA Special Publication JAXA-SP-05-001E.
10. Vlad Hruby, Chas Gasdaska, *et al.* "Modeling of Field Emission Cathodes for Space Propulsion", AIAA 2002-212.4