

# 電子エミッターを用いた衛星帯電中和の研究

佐々木 進・田村 定三\*・八木 康之  
菊地 弘\*・河島 信樹

Charge Neutralization of Spacecraft by an Electron Emitter

By

Susumu SASAKI, Sadamitsu TAMURA, Yasuyuki YAGI,  
Hiroshi KIKUCHI and Nobuki KAWASHIMA

**Abstract:** A lot of unexpected malfunctions of spacecraft are attributed to the charging up by magnetospheric plasma. Negative charging of spacecraft has been successfully controlled by an electron emitter in laboratory experiments. This method is preferable to the usage of an electron gun in its simplicity, reliability, power consumption and weight.

## 1. 序 論

宇宙空間を飛翔する衛星、特にプラズマ密度の希薄な領域を飛翔する衛星が自然帯電して、極端な場合には放電事故を誘起するということが、しばしば報告されている。この帯電現象は、静止軌道に打ち込まれることの多い実用衛星やそれ以上の高度を飛翔する科学衛星でしばしばみられる。例えば、最近報告された楕円軌道衛星EXOS-Bの一時的な不調も、この様な帯電現象による可能性が指摘されている。この様な高度にある飛翔体は周囲のプラズマ密度が希薄である為、帯電要因があれば容易に帯電し、ひとたび帯電すると自然中和が行われにくい。帯電要因としては、衛星が高エネルギー電子群と遭遇する場合が最も深刻と考えられ、特に高エネルギー電子群の存在する地球磁気圏へのミッション、太陽に接近するミッションや木星等活発な電子加速機構を持つ惑星へのミッションでは、強い帯電を受ける可能性がある。衛星が高電圧に帯電した場合には、絶縁破壊を誘起し、その電気ノイズで飛翔体のエレクトロニクスが誤動作又は損傷を受ける可能性がある。又、たとえ事故が誘起されない場合でも、科学データ取得上、衛星が高電圧に帯電して周囲に強い電場が存在していることは好ましくない。今後、磁気圏衛星や惑星間ミッションはますます盛んになり、その衛星帯電防止法の開発は重要な課題となっていくと思われる。我々は電子エミッターを用いた

---

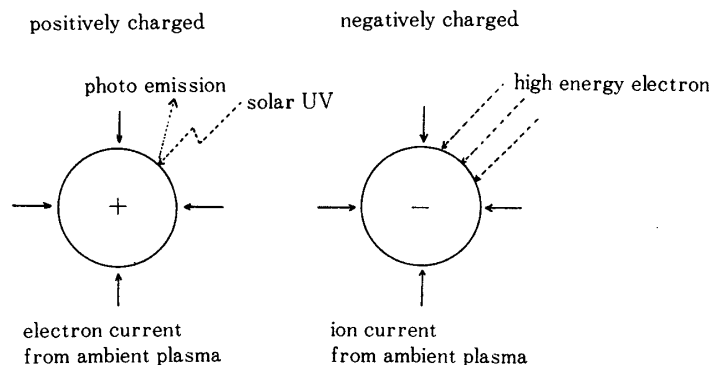
\* 日大理工学部

極めて簡単な方法で衛星の帯電中和を図ることを考え、それをシミュレーション実験で模試して帯電中和効果を確認した。更に、その衛星搭載用モデルを製作・試験して良好な結果を得たので、本稿ではそれらについて報告する。

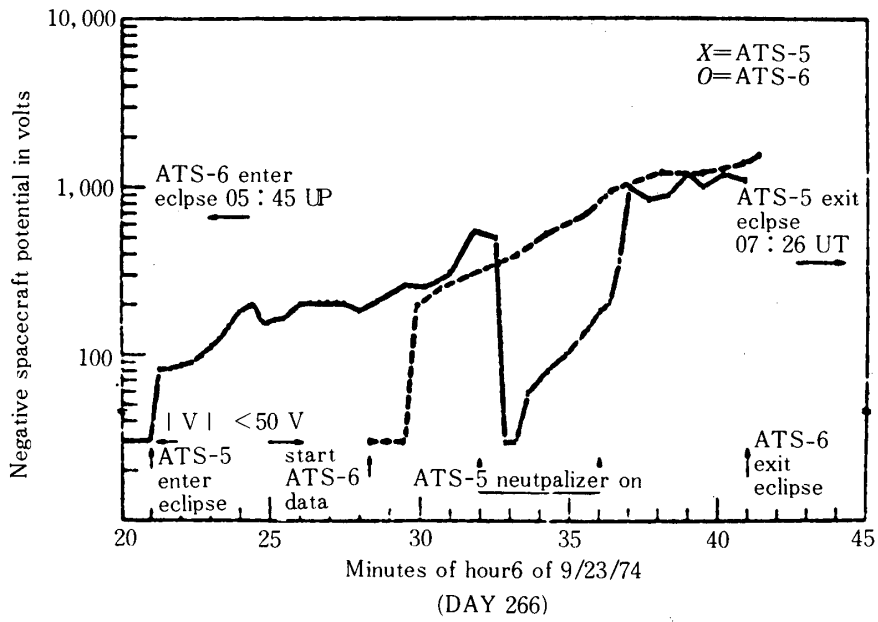
## 2. 衛星の帯電とその中和法

帯電をひきおこす要因としては、第1図に示すように solar UV による飛翔体表面からの photo emission や高エネルギー電子群との遭遇が考えられる。前者の場合飛翔体は正に帯電し、後者の場合負に帯電する。帯電した飛翔体は周囲の宇宙空間プラズマから、正に帯電した場合には電子電流を、負に帯電した場合にはイオン電流を供給されて中和へのフィードバックがかかり、電離層のように周囲のプラズマ密度が十分高い場合には、自然中和が行われて高電圧に帯電することはない。ところが、プラズマ密度の小さい磁気圏領域や惑星間空間では、自然中和が十分行われず衛星が高電圧に帯電してしまう可能性がある。一般のプラズマではイオン電流は電子電流に比べて非常に小さいため、特に負に帯電する場合の方が深刻であり、又実際の観測例でも負に帯電した場合の報告が多い。第2図に、ATS-5, 6で得られた衛星帯電の例を示す[1]。例えば10 KeVの高エネルギー電子が密度比で0.1%程度以上含まれるような宇宙空間プラズマ中を飛翔する衛星は-10KVに容易に帯電する。

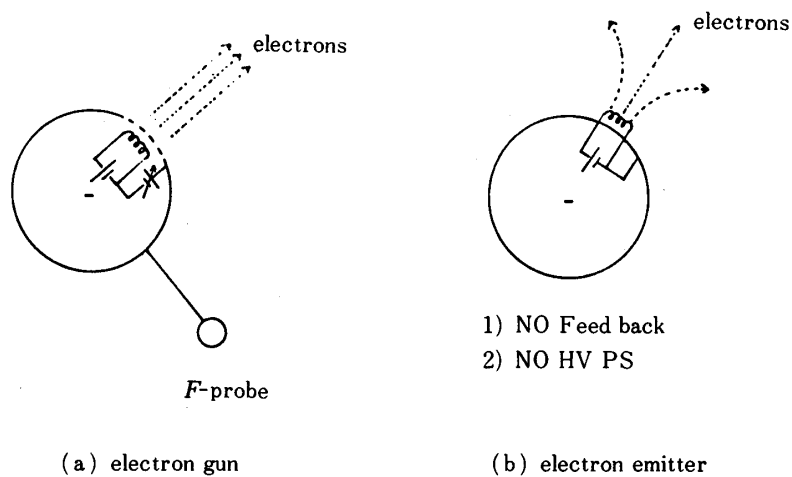
負に帯電した場合には、飛翔体から電子を放出してやる必要があるが、これには従来から電子銃を用いることが提案されている(第3図a)。これは、飛翔体に対し高圧電源を用いて負電位に沈めたヒーターカソードからの熱電子を、飛翔体電位で加速して外部に放出しようとするものである。この様にいわば active な方法で電子を放出するという考え方に対し、飛翔体表面に電子エミッターとしてのフィラメントをとりつけ、宇宙空間への電子放出は、帯電時に飛翔体表面にできるプラズマシースの電場によって行うという passive な方法を考えることができる(第3図b)。電子銃を用いる方法と比較してこの方法は次のような利点



第1図 衛星の自然帯電の要因 solar UVによる photo emission 放出の場合正に帯電し、高エネルギー電子群との遭遇の場合負に帯電する。



第2図 実験衛星 ATS-5 及び ATS-6 を用いて行われた帯電測定の結果



第3図 衛星の負帯電中和方法

(a) 電子銃を用いる方法

(b) 電子エミッターを用いる方法

を持っている。

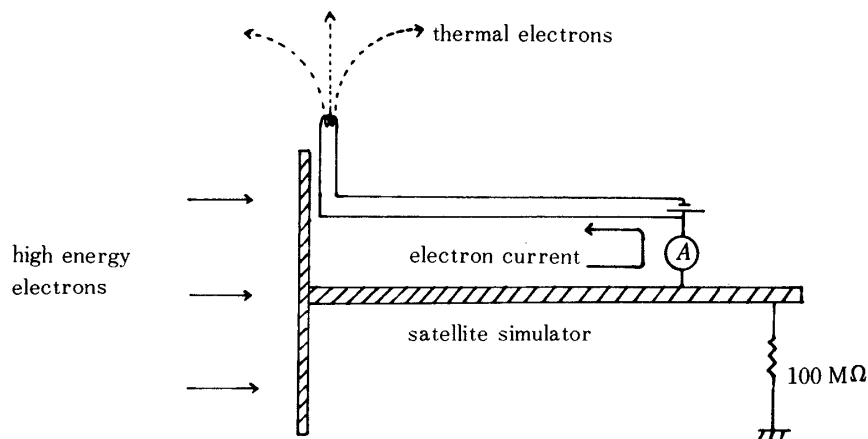
1. 電子加速用の高圧電源が不要で、重量、容積、電力、安全性、信頼性の面で優れている。
2. 電子銃を用いた場合、帯電電圧をこえた加速電圧で電子を過剰放出すると、逆帯電現象をひき起こすので、飛翔体電位を常にモニターしてその情報で電子銃の出力を制御するというフィードバック機能が必要であるが、エミッターのみを用いる方法の場合、帯電がなくなると電子ひき出しの電場も消滅し、もはや電子は外へ出て行かないという自然のフィードバックがかかる。

### 3. 実験装置・方法

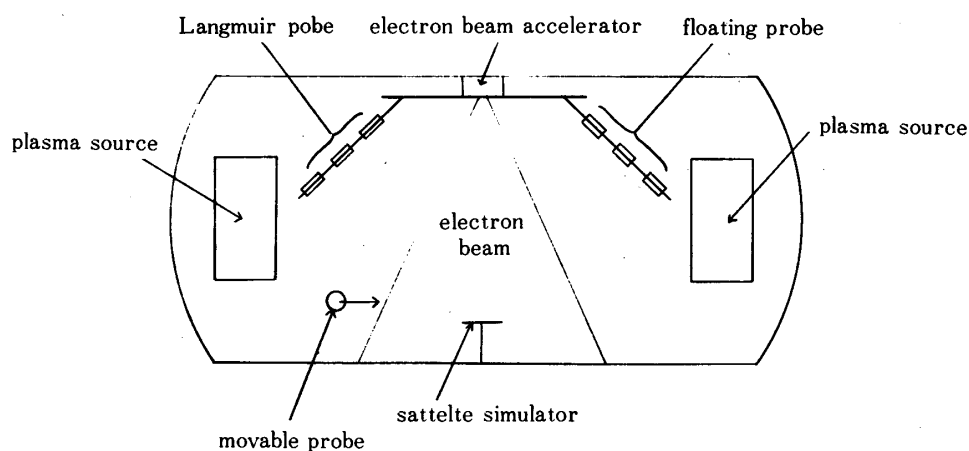
搭載モデル試験以外の実験は、宇宙研の大型スペースチェンバーで行った。

#### i) 大型スペースチェンバー実験

第4図に示すようなサテライトシミュレーターをチェンバー壁から高インピーダンス ( $100\text{ M}\Omega$ ) でうかしその前方約1.5 mの所に設定した電子銃 (定格  $6\text{ kV}$ ,  $500\text{ mA}$ ) から、電子ビームを照射した。照射用電子銃は蒸着用直熱型 (板タングステンヒーター使用) で、 $50\text{ ms}$  及び定常で運転を行った。使用したプラズマ源は磁場拡散型 ( $A\text{r}$  ガス使用) である。サテライトシミュレーターは直径120 mm 厚さ2 mm のステンレス円板で、縁部に8ヶのフィラメント (定格  $4.0\text{ V}$ ,  $300\text{ mA}$ ) を装着している。実験ではこのうち、1ヶのフィラメントを使用した。実験配位を第5図に示す。



第4図 実験に用いたサテライトシミュレーターのブロック図

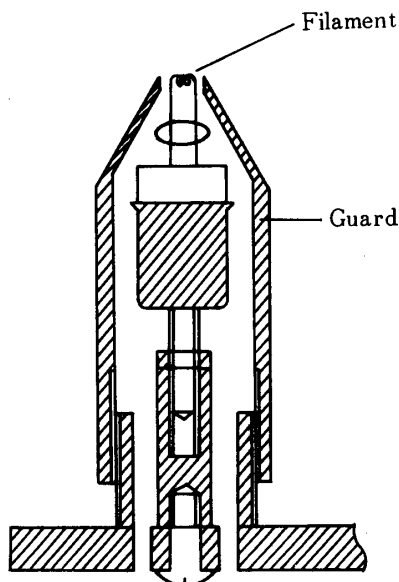


第5図 大型スペースチェンバーでの実験配位図

## ii) 小型スペースチェンバー実験

帯電中和用フィラメントを実際の衛星に搭載する場合、その機械的保護の為、当然ガードが必要である。この場合ガードが中和効果にどのような影響を及ぼすかを調べるため第6図に示す様な搭載モデルを製作して実験を行った。使用したフィラメントは定格3.8 V, 300 mAで、ガードの影響を調べるためガード付きのもの(A), ガードなしのもの(B)を同一板上に配置した。

サテライトシミュレーターはチェンバー壁から高インピーダンス(100M $\Omega$ )でうかし、そ



第6図 電子エミッターの衛星搭載用モデル  
 径 20 mm      長さ 50 mm  
 重量 50 g      消費電力 1.1 W

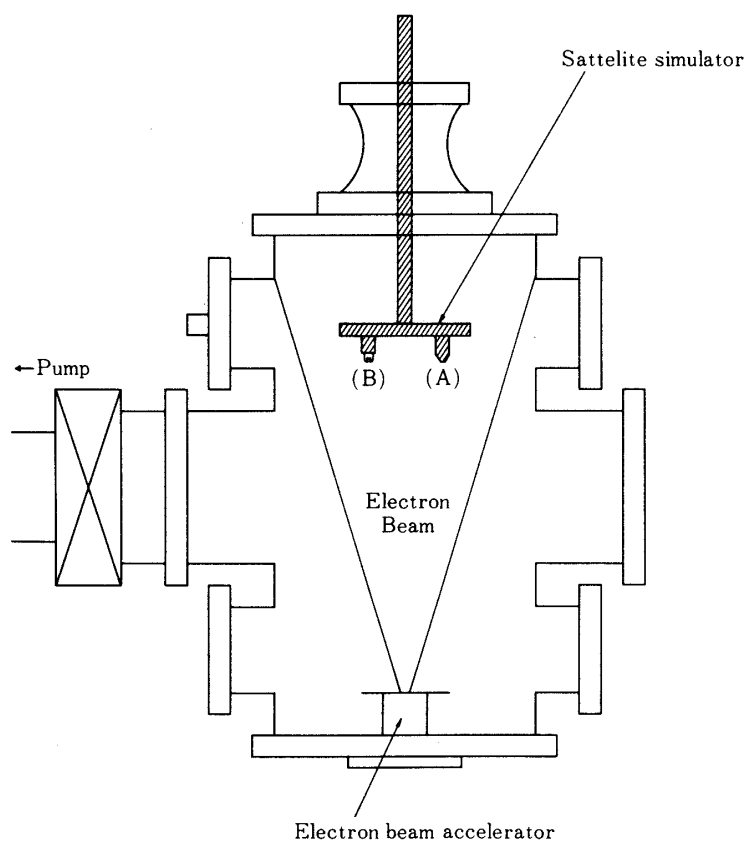
の前方約0.5 mの所に設置した電子銃（定格2 kV, 40 mA）から電子ビームを照射した。照射用電子銃は大型チェンバーの時と同様、蒸着用直熱型（板タングステンヒーター使用）で500 msで運転を行った。その実験配位を第7図に示す。

計測は、サテライトシミュレーターの帯電電圧を高圧プローブで測定するとともにシミュレーターに入りフィラメントから出ていく電子電流をアンメーターで計測した。測定系は大型チェンバー実験の時と同じである。

#### 4. 実験結果

##### i) フィラメント電子エミッターの特性

電子ビームを照射する前にサテライトシミュレーターに外部から負電位を印加し、今回使用したフィラメント系のエミッション特性（電圧—電流特性）を調べた。この場合、フィラメント系は、一種の電子銃と考えることができ、空間電荷制限領域で定義されるパービアンスは0.07である。



第7図 小型スペースチェンバーでの実験配位図

熱電子制限電流値は、

ヒーター電流	熱電子制限電流
300 mA (定格)	100 $\mu$ A
275 mA	17 $\mu$ A
250 mA	1.6 $\mu$ A

と実測された。

### ii) 帯電中和効果とエミッション電流

この衛星シミュレーターのフィラメント (定格 4 V, 300 mA) を点灯した場合の帯電状態を第 8 図に示す。実験条件は真空度  $2.6 \times 10^{-6}$  Torr, 照射電子ビーム 4 kV, 80 mA の場合である。(a) はフィラメント電流 ( $I_H$ ) が 0 mA の場合で (b) は, 200 mA の場合である。(b) では帯電電圧は (a) と同じ (1700 V) であるが帯電電圧の decay の仕方が RC decay からずれて, フィラメントから放出される熱電子の影響が表われている。(c) はフィラメント電流が, 225 mA の場合で帯電電圧は 1100 V まで下がるとともにビーム照射終了後, ただちに 0 になっている。(d) はフィラメント電流が, 250 mA で帯電電圧は 80 V にまで下がり, 電子エミッターの効果十分に表われている。この場合, フィラメントを点灯しなかった場合に比べて帯電電圧は約 1/20 になっている。

また, 帯電電圧とエミッション電流の変化の様子の一例を第 9 図に示した (照射用電子銃からシミュレーターへの電子ビーム 4 kV, 1 mA)。  $I_H$  が 250 mA になって, フィラメントが活性化されエミッション電流が流れ始めると帯電中和効果が現われ始め, エミッション電流が増加するに従って帯電電圧が小さくなっていく。このことは, フィラメント点灯時の帯電中和が予想通りフィラメントからの熱電子放出によって達成されていることを示している。

帯電電圧は理論的には定常状態で

$$I_{IR} = I_E(V_F) + V_F / R$$

$I_{IR}$  ; サテライトシミュレーターへの照射電子ビーム量

$V_F$  ; 帯電電圧

$I_E$  ; フィラメントからのエミッション電流

$R$  ; 電圧検出抵抗

で決まる。一方, フィラメントの空間電荷制限領域では

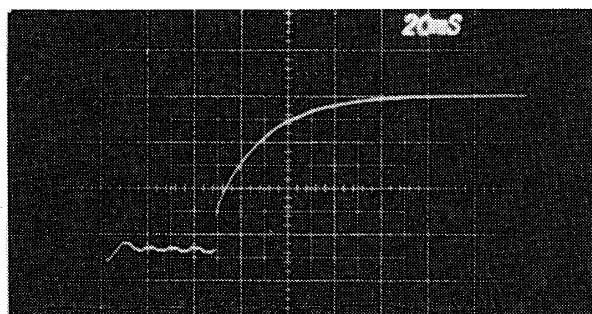
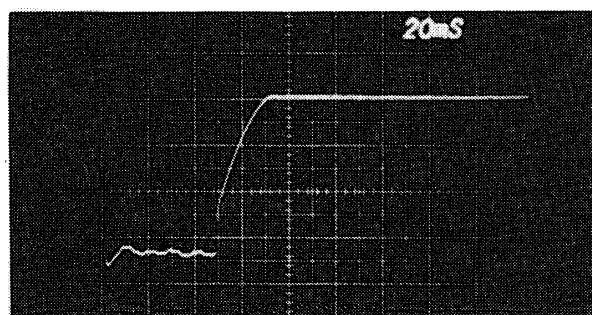
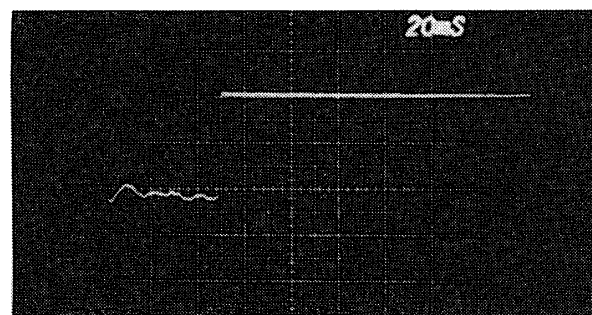
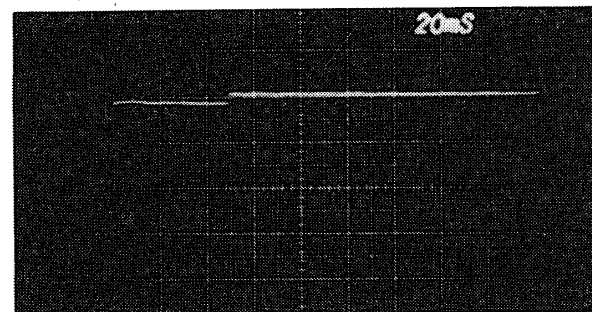
$$I_E(V_F) = PV_F^{3/2} / 10^6$$

$P$  ; パービアン

が成立するから検出抵抗が十分大きければ

$$V_F = 10^6 (I_{IR} / P)^{2/3}$$

となる。第 10 図に,  $I_H = 300$  mA の時の  $I_{IR}$  に対する  $V_F$  の依存性を示した。図から明らか

(a)  $I_H = 0$  mA(b)  $I_H = 200$  mA(c)  $I_H = 225$  mA(d)  $I_H = 250$  mA

第8図 帯電に対する電子エミッターの中和効果



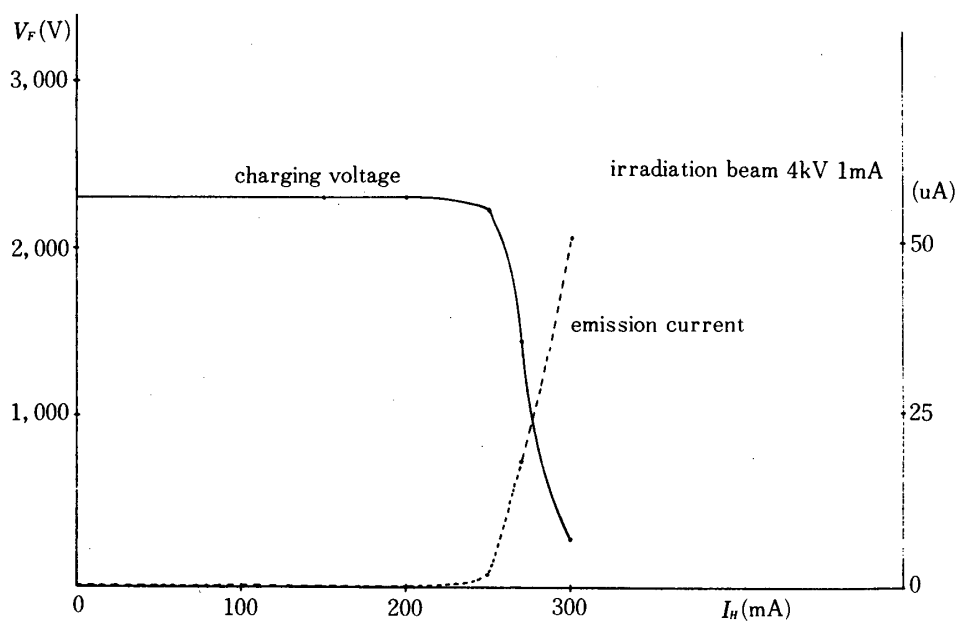
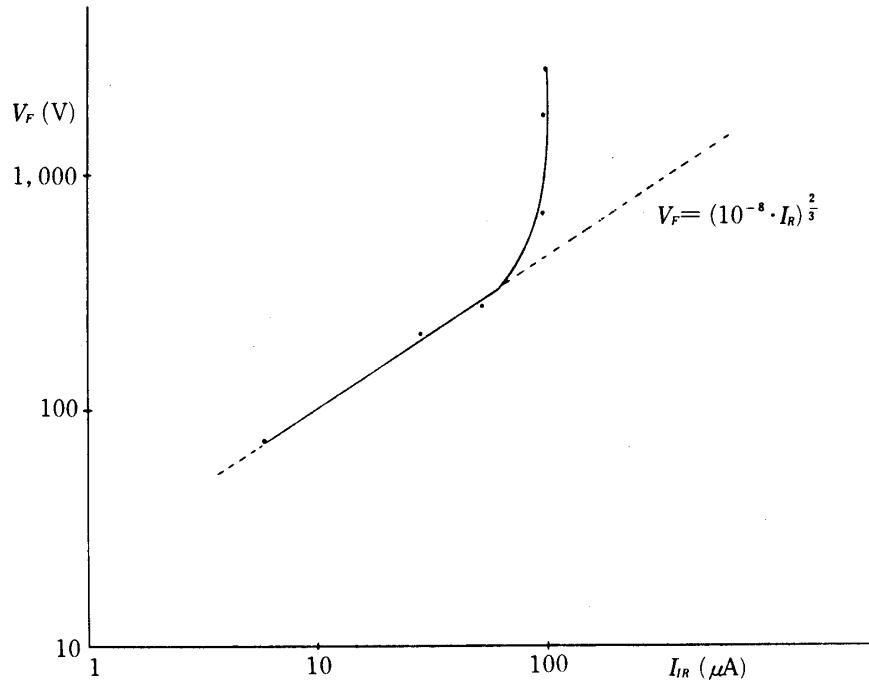


Fig. 2

第9図 帯電電圧とフィラメントのエミッション電流との関係、フィラメントからのエミッション電流によって中和が行われていることがわかる。

な様に空間電荷制限領域では、上記の理論に従って  $V_F$  は、 $I_{IR}$  の  $2/3$  乗に比例しており、これからパービアンスは、 $0.01$  と求まる。ところが i) で述べたようにフィラメント系のパービアンスは  $0.07$  と実測されており大きく異なっている。これは電子ビーム照射時にはサテライトシミュレーター付近に照射ビームによる電界が存在し、それによって実効的にパービアンスが下がる為と考えられる。実際照射電子ビームの存在する時としない時では、空間電荷制限領域で、フィラメントのエミッション特性が異なっている。但し、v) で示す様に帯電中和の限界と関係のある熱電子制限電流値は照射電子ビームが存在しても減少せず影響を受けない。



第10図 サテライトシミュレーターへの照射電子ビーム量(=フィラメントからのエミッション電流量)と帯電電圧の関係。  
空間電荷制限領域では  $I_R \propto V_F^{3/2}$  の関係がある。

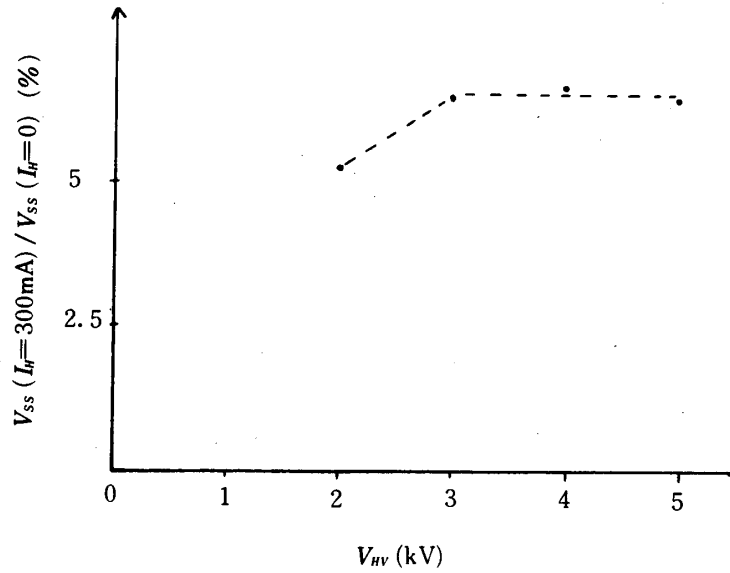
### iii) 帯電中和のパラメーター依存性

第11図及び第12図にこのフィラメントを用いた帯電中和の効果のビーム電圧依存、真空度依存を示した。縦軸 ( $V_{SS} (I_H = 300 \text{ mA}) / V_{SS} (I_H = 0)$ ) は、フィラメントを点灯した時としなかった時とのシミュレーターの帯電電圧の比でこの比が小さい程、帯電中和効果が大きいということになる。一般にV)で述べるようにビーム電流の増加に伴って、中和効果は小さくなるが、ビーム電圧、真空度に対しては、それ程強く依存しない。これらの依存性は、もっと真空度のよい磁気圏や惑星間空間の環境条件の下でも、そして、もっと高電圧に帯電する場合でも、この実験と同様な帯電中和効果が期待できることを示している。

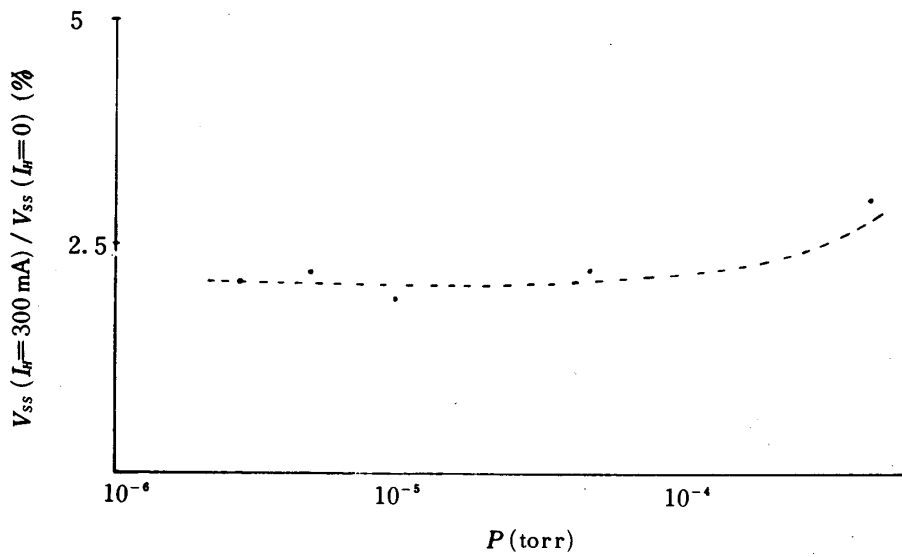
### iV) 搭載モデル試験

実際に電子エミッターを衛星に搭載する場合、フィラメントを裸のまま衛星表面に露出させるのでは、破損のおそれがあり実用的でない。そこでフィラメントに機械的ガード(第6図)を施した場合について、フィラメントのエミッター特性と帯電中和効果について試験した。使用したフィラメントは、定格3.8V, 300mAのものである。

フィラメントの電子エミッター特性を調べるため、i)と同様の試験を、ガードのある場合(A)とない場合(B)について行った。熱電子制限電流値は



第11図 帯電中和効果の照射電子ビームエネルギー依存性



第12図 帯電中和効果の真空度依存性

フィラメント電流	熱電子制限電流	
	ガードのある場合 (A)	ガードのない場合 (B)
300 mA(定格)	7.8 mA	8.0 mA
275 mA	2.8 mA	2.5 mA
250 mA	0.7 mA	0.7 mA
230 mA	0.3 mA	0.3 mA

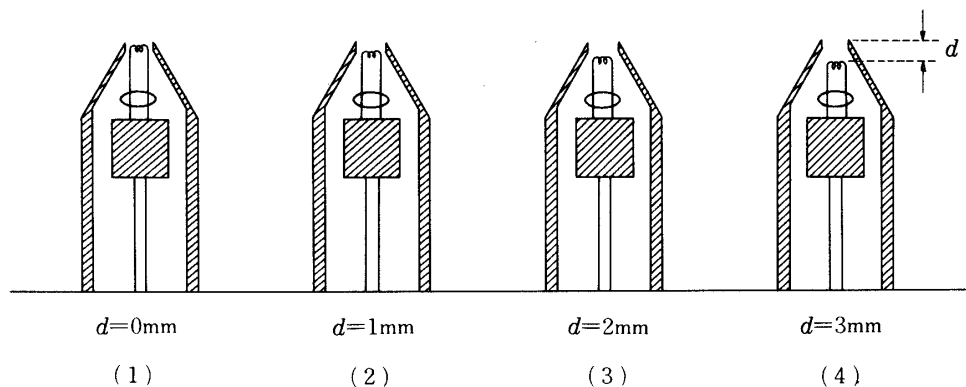
と実測され、ガードのある場合とない場合とで、あまり大きな差は認められない。なお、この場合のフィラメントの位置は、ガードの上部開口面と一致している(第13図(1))。

ガードの帯電中和効果への影響を調べるため、ii)の場合と同様な試験を、ガードのある場合(A)とない場合(B)とについて行った。実験条件は真空度 $1.0 \times 10^{-5}$  Torr, 照射電子ビームは、約1.95 KV, 1.6~1.7 mAで実験を行った。第14図にその時得られたデータを示す。帯電中和の効果は、ガードが存在してもほとんど悪くならないことがわかる。

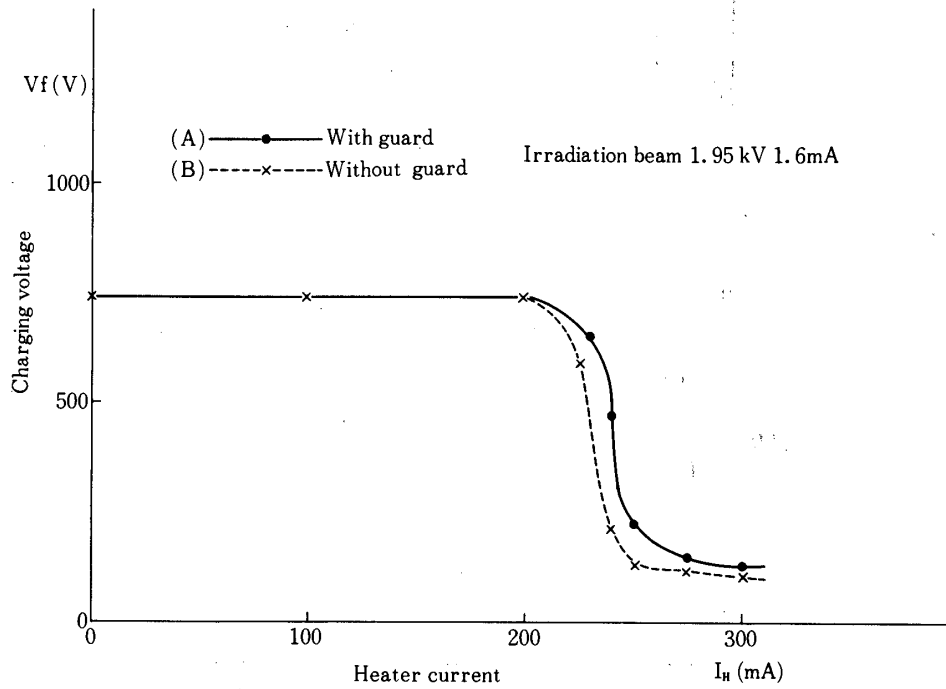
フィラメントの保護という観点から言えば、フィラメントはガードの奥深く入ることが望ましいが、帯電中和効果の観点からは、フィラメントはできるだけガードの出口にあることが望ましい。第13図に示すフィラメントとガードの位置関係の各場合について試験すると第15図に示すような結果を得た。ガードを使用する場合には、その出口から3 mm以内にフィラメントを装着する必要があることがわかる。

#### v) 帯電中和の限界

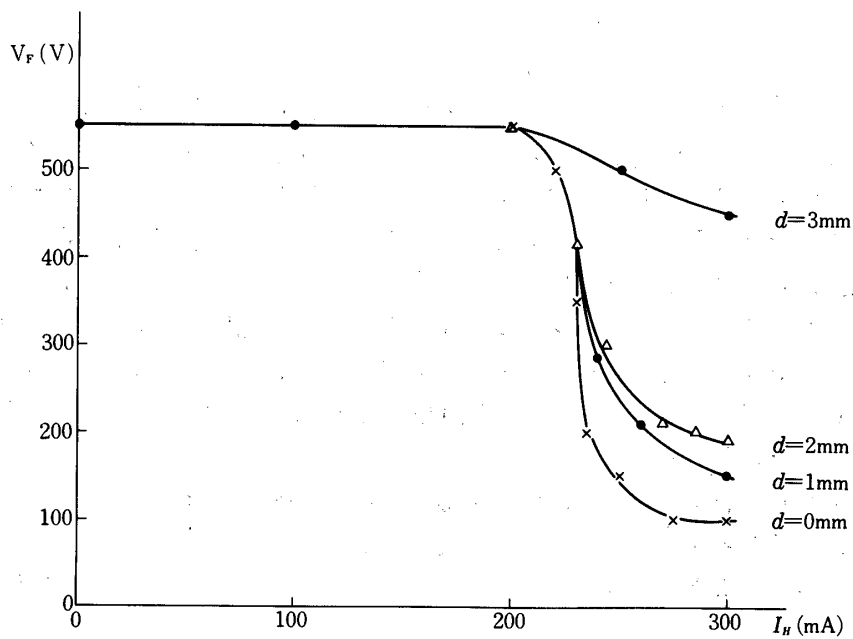
サテライトシミュレーターへの照射ビーム量を増やしていくと、ある量から急に中和効果が失われていく。この帯電中和の限界は、フィラメントの熱電子制限電流で決まると考えられる。第16図に大型スペースチェンバーの実験の場合について照射電子ビーム量が各フィラメント電流値(250 mA, 275 mA, 300 mA)での熱電子制限電流値に近づく時、中和効果が失われていく様子を示した。



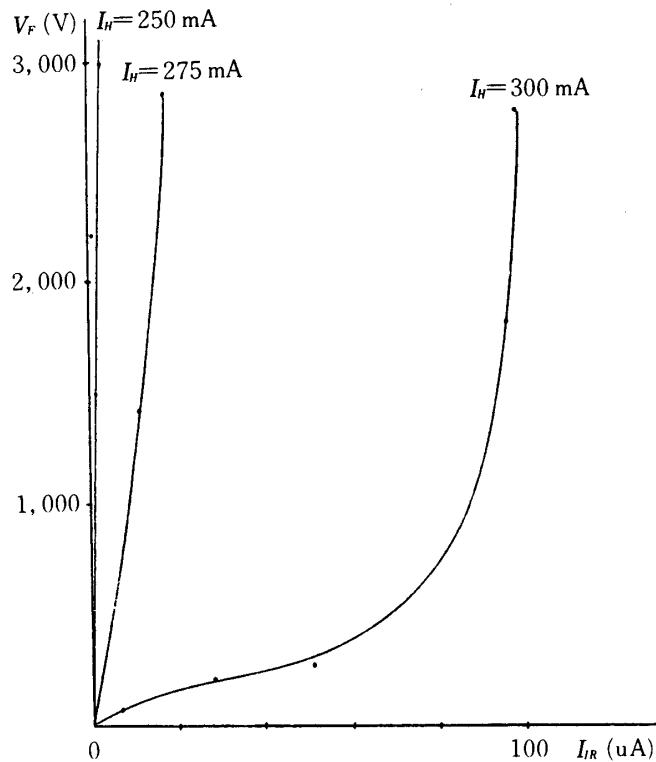
第13図 ガード上部開口面とフィラメントとの位置関係



第14図 フィラメントに機械的ガードを付けた場合(A)とつけない場合(B)との中和効果の比較



第15図 ガード上部開口面とフィラメントとの位置関係に対する中和効果の依存性



第16図 各フィラメント電流の場合の中和効果の限界。照射電子ビーム量が、フィラメントの熱電子制限電流と等しくなった時が中和効果の限界となる。

## 5. 結 論

衛星の負帯電防止方法のひとつとして、フィラメント点燈による熱電子放出を用いる方法を試験し検討を行った。この方法は、装置も簡単で使用電力も少なく適用される理論も比較的単純な上、この中和効果は周囲の環境条件に強く依存しないので、信頼性のある有効な衛星帯電防止法であると考えられる。ただこの方法では帯電要因が存在する場合、衛星の帯電を完全に0にすることは原理的に不可能であり、おそらくマイナス数十V程度に中和するのが限度であるが、ミッションの安全性の確保という観点からはこれは十分であろう。また、惑星間ミッションなどの長期間ミッションでは、フィラメントの寿命が問題になり今後の研究課題であるが、中和が必要な時のみ点燈するといったコントロールを行えば、寿命は大幅に延びると考えられる。

科学的な立場から見れば、掃引電圧印加電源とモニター系を付加すれば、エミッションプローブとして用いることができ、衛星電位の情報、周囲のプラズマパラメーターの情報等の科学データを取得することもできる。

1979年9月17日

## 参 考 文 献

- [1] R. Goldstein, S.E. Deforest, Prog. Astro. Aero., 47, 169 (1975).