

ロケット搭載大出力電子銃装置を用いた Active Experiment

佐々木進*・金子 修*・矢守 章*・八木康之*・河島信樹*・大林辰蔵*

Active Experiment with a Rocket-Borne High Power Electron Gun

Susumu SASAKI*, Osamu KANEKO*, Akira YAMORI*, Yasuyuki YAGI*,
Nobuki KAWASHIMA* and Tatsuzo OBAYASHI*

Abstract: High power electron beam experiments have been performed by sounding rockets, and the spacecraft charging due to beam emission has been investigated. The charging effect was found to be considerably depressed by the extra ionization effect around the spacecraft due to collisions between the high power electron beam and the neutral gas

要旨: 観測ロケットを用いた高エネルギー電子ビーム放出実験を行い、ビーム放出に伴う飛しょう体の帯電現象を研究した。大出力電子ビームを放出した時、飛しょう体からのアウトガスのため、周辺に高密度プラズマ領域が形成され、帯電が予想よりはるかに低くおさえられることがわかった。

1. 序 論

宇宙空間での電子ビーム放出実験では、人為的に制御された状態で人工オーロラの励起、波動の励起をひきおこすことができ、特に高エネルギー電子が主役を果たしている極域でのプラズマ諸現象の研究に役立つと考えられる。東京大学宇宙航空研究所では、1975年にこの種の実験を開始して、これまで6回のロケット実験およびそれに関連した7回の大型スペースチェンバー実験を行って、技術的問題、実験自体の本質的な問題を解決し、現在本格的な科学研究を開始しようとしている時点である。その経過を表1に示した。1975, 76両年で技術的問題、主として電子銃およびその高圧電源を飛しょう体機器として開発試験するとともに、あわせて測定機器の開発を行った(表1, phase I)。続く1977, 78年で基本的な問題、すなわち宇宙空間で電子ビームがどのように伝搬するかという問題と、電子ビーム放出に伴う飛しょう体帯電の問題を研究し、一応の結論を得た(表1, phase II)(河島他, 1979)。宇宙空間での電子ビーム伝搬の問題は、すでに昨年度のシンポジウムで述べた通りである。本年度は帯電の問題について重点的に検討したので、本稿ではその点を中心に述べる。今後は、

* 東京大学宇宙航空研究所。Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo, 6-1, Komaba 4-chome, Meguro-ku, Tokyo 153.

表 1 電子ビームを用いたロケットおよびチェンバー実験の経過
 Table 1. Research phase of the experiments with an electron beam
 by sounding rockets and a space chamber.

Year	Research phase		Event	
			Space exp.	Chamber test
1975	Phase I	Development/test 1. E-gun	◁ K-10-11 ◁ K-10-12	◁ ISAS ◁ NASA JSC
'76		2 Diagnostics (Plasma probe, wave receiver, optics)	◁ K-9M-57	
'77	Phase II	Fundamental research 1. Beam propagation	◁ K-9M-58	◁ NASDA I ◁ ISAS ◁ ISAS ◁ ISAS ◁ NASDA II
'78		2 Charging	◁ K-9M-61	
'79	Phase III	Application 1. Wave excitation	◁ K-9M-66 ◁ K-9M-69	
'80		2 Aurora/air glow 3 Field tracer	◁ Space shuttle (SL 1)	

電子ビーム放出に伴う諸問題が解決されたので、電子ビームを用いて波動の励起、人工オーロラの励起、磁場電場の計測を本格的に開始する予定である (表 1, phase III)。現在までのロケット実験で、電子ビームによるオーロララインの励起 (5577 Å, 3914 Å) や、VLF/HF 帯の波動の励起が予備的に観測されており、今後精密な測定を行うことによって質の高い科学データが取得されることが期待される。

とくにこの実験は、自然の現象と直接対比できるという意味では極域で行うことが望ましいが、逆に極域まで出かけなくても、観測設備の整ったロケット打ち上げ基地で、極域でのプラズマ状態をある程度再現して研究できるという利点を持っている。

2. 帯電現象の研究

飛しょう体から電子ビームを放出すると当然飛しょう体は正に帯電する。電子銃からあるパラメーター (加速電圧 V_B , ビーム電流 I_B) の電子ビームを放出して飛しょう体が V_F に帯電した場合、宇宙空間に実効的に放出される電子ビームのパワーは $I_B (V_B - V_F)$ となり、 V_F が大きくなるにつれて効率が悪くなる。また実質的な電子ビームのエネルギーも $(V_B - V_F)$ となり V_F を正確に測定しない限り、放出されたビームによってひきおこされた現象の

解析ができない。したがって電子ビーム放出実験では、この帯電電圧を正確に測定することが必要で、さらに帯電のメカニズムを調べることにより何らかの方法で帯電をおさえることが望ましい。

2.1. 帯電のメカニズムとモデル

飛しょう体の帯電は、その飛しょう体が宇宙空間から集めうる電子電流（帰還電子電流 I_R ）よりも大量の電子ビームを放出しようとする場合にひきおこされる。定常的には、ビーム電流と帰還電子電流量は等しくなければならないので、ポテンシャルは、

$$I_B = I_R(V_F)$$

という関係式で決まる。この右辺は飛しょう体の single probe 特性で定まるものであり、この問題は結局 single probe 特性を調べることに帰着する。電圧の低い場合の single probe 特性は Langmuir の理論が適用されるが、電圧が高い場合については、特に磁場を考慮しなけ

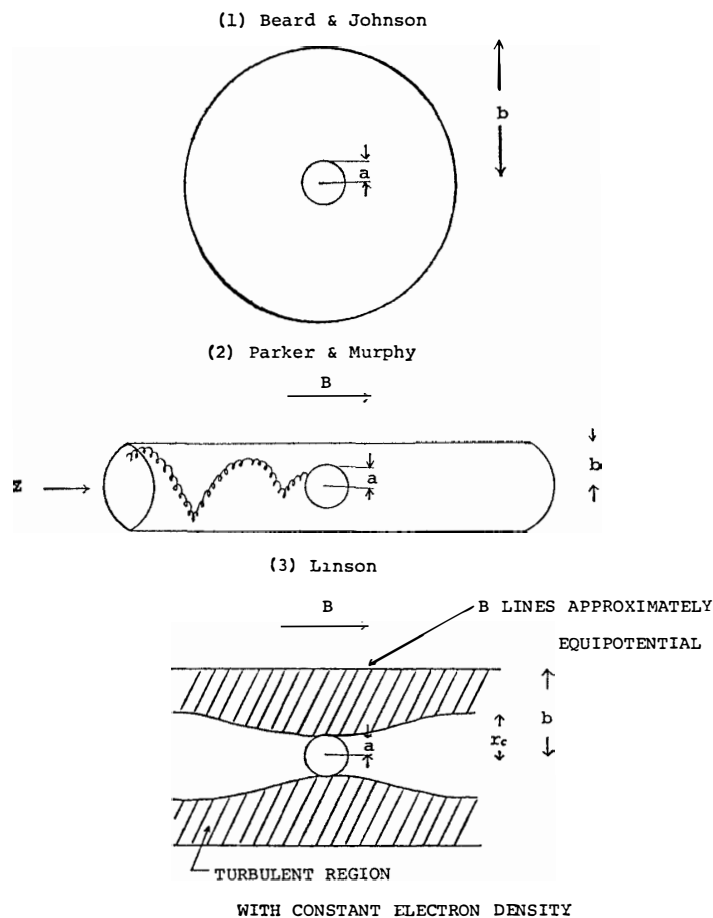


図 1 シングルプローブ特性に関する理論
 Fig 1. Three theories of the single probe characteristics.

れはならない時は従来から研究があまりなされていなかった。理論としては磁場を無視できるような領域（イオンシース長が電子ラーモア半径より十分小さい場合）については BEARD and JOHNSON (1961) のモデルがあり、磁場を無視できないような領域では（イオンシース長が電子ラーモア半径と同程度かもっと大きな場合）PARKER and MURPHY (1967) のモデルがある。この場合磁場と垂直方向からはプローブに電子電流が供給されないが、プローブ周辺が乱流プラズマ状態となって波動粒子相互作用により、磁場と垂直方向からも電流が供給されるというモデル (LINSON (1969) のモデル) も提案されている (図 1)。これらのモデルが正しいか否かは実験的に検証されて初めて判断できるものであるが、これらのモデルを使ってビーム放出に伴う帯電を評価すると、宇宙空間で人工オーロラ生成等に必要の大出力ビームを放出するためには、巨大な電子コレクターを飛しょう体に装着する必要があることになり、実際問題として大出力電子ビーム放出に悲観的な結論が導かれる。

2.2. 帯電の測定

ところが過去の実験では、特に大きな電子コレクターを用いなくても実際に大出力電子ビームが放出されたことが報告されており、2.1. で示した帯電のメカニズムと異なるメカニズムが存在することが予想されるようになった。我々はこの問題を調べるため、過去のロケッ

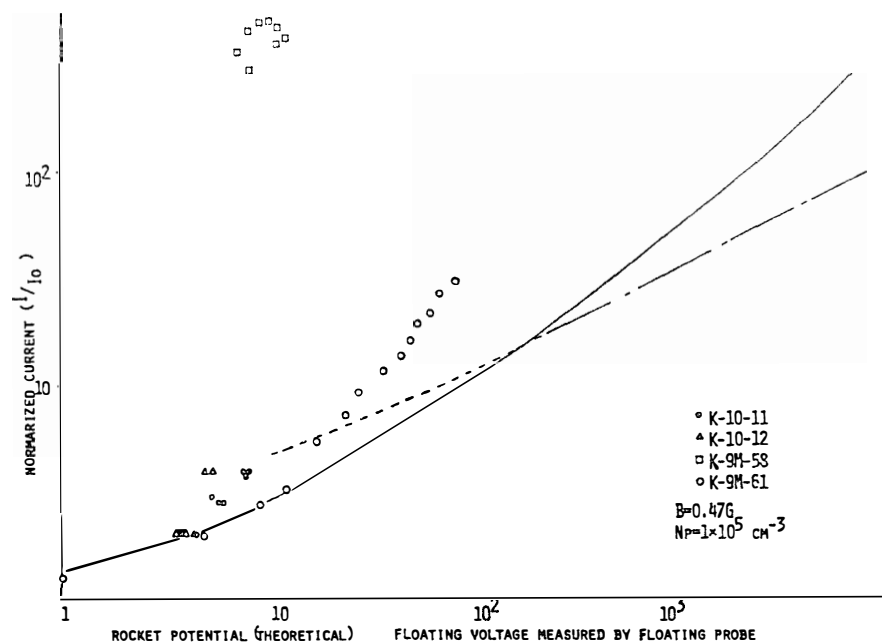


図 2 ロケット実験のデータと理論との比較

Fig. 2. Comparison of data from sounding rocket experiments with the theories

ト実験で得られた帯電データを整理し、その結果低出力電子ビーム放出時（数ワット程度）には帯電電圧は前記モデルに従うが、大出力電子ビーム放出時（数十ワット以上）には、もっと複雑なメカニズムによって帯電が低くおさえられることを見出した。図2にこれまで得られたデータの一部とモデルでの予想値との比較を示したが、ビーム電流が大きい時には明らかにデータがモデル値より高い。この現象は、ロケットによって得られたデータを詳細に調べ、実験室でのシミュレーション実験をくりかえすことにより、ロケット周辺に高密度プラズマ領域が生成されそこから帰還電子がロケットに供給されるためだと考えられるようになった。この高密度プラズマ領域の存在は、光学的方法とラングミュアプローブによるプラズマ密度計測によって確かめられた。この高密度プラズマ領域は、磁場と帯電による空間電場とで飛しょう体周辺にトラップされた電子がロケット表面への電子ポンプによるアウ

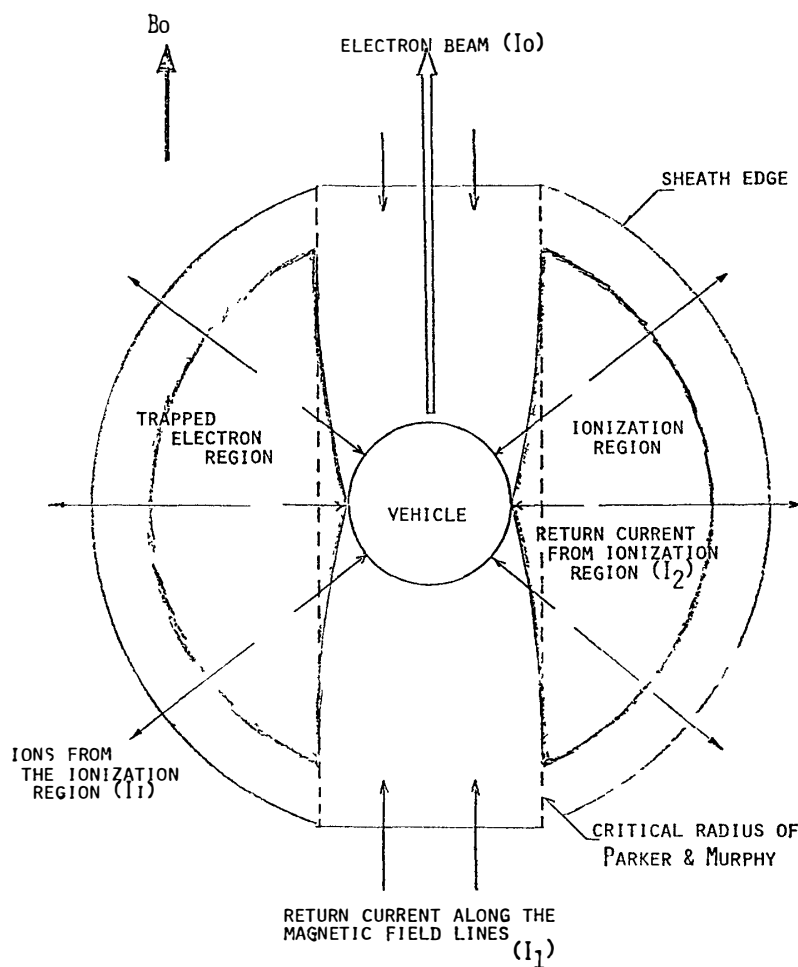


図3 ロケット周辺のシースの様子

Fig 3 Schematic view of the sheath around a rocket

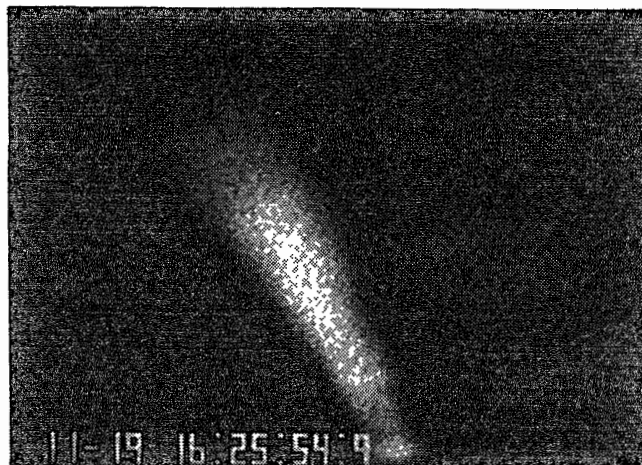
トガスを電離するために生成されると考えられる。したがってビーム放出時のロケット周辺の様子は従来考えられてきたものよりもずっと複雑で、図3に示したようなものとなることが予想される。実験室シミュレーション実験でもこの図に示したようなプラズマ状態になることが、微弱光検出カメラでとらえられた。

2.3. 帯電防止法

従来の大出力電子ビーム放出実験が可能であったのは、上記のようなメカニズムによるも



(a)



(b)

図4 中性ガスによる帯電中和の様子。(a) 中性ガス放出前。ビーム径路は明確でなく、後部のモックアップがリターンカレントにより光っている。(b) 中性ガス放出後、ビームが遠くまで伝搬する様子がわかる。

Fig 4. Charge neutralization by a neutral gas plume. (a) Before the neutral gas is plumed The beam pass is not clear and a mock-up seen behind is brightened by the return current (b) After the neutral gas is plumed The beam running far can be seen

のと考えられる。意外にもロケットからのアウトカスが飛しょう体帯電をおさえていたことになるが、このことは人為的に電子ビーム放出と同期して大量の中性ガスを放出することにより、より完全な帯電中和をはかることができ、さらにまた、これまでよりも大電力のビームを放出することが可能になることを示唆している。この考えは 1982 年に予定されているスペースシャトルでの大出力電子ビーム放出実験 (7.5 kV, 1.6 A 最大) での帯電中和法にも応用されることになっており、またすでに実験室実験でもその有効性が証明された。図 4 に帯電電圧がビーム加速電圧と同じになって、ビームが擬似飛しょう体から実効的に出て行かなくなった時、中性ガス雲を放出して帯電中和を行うと、ビームが実効的に出て行くようになる様子を示した (1978 年 11 月 NASDA-SEPAC 共同実験)。この時の中性ガス放出量は、12 cc (N₂ ガス) である。

3. 今後の実験計画

飛しょう体での電子ビーム実験の最大の障害と思われた帯電の問題についてそのメカニズムがはっきりし、それを積極的に防ぐ方法にもめどがついた。今後はこれまでの予備的な波動・光学データから十分科学的なデータが得られる見通しがついているので、精密な実験を行う予定である。ただし前に触れたように、ビーム放出時のロケット周辺は高密度プラズマが生成され、かなり乱れた状態になっているので、ロケット近傍での波動計測・粒子計測は、自然を再現する立場からは意味が少ない。親子ロケット方式を用いて電子銃システムと観測系を十分分離して計測を行うか、または地上からの観測を行うことが望ましい。1980 年 1 月に予定している実験では、親子ロケット方式を用い、電子銃を搭載する親ロケットから数百 m 離れた子ロケットで波動計測を行う予定である。

文 献

- BEARD, D. B and JOHNSON, F S. (1961): Ionospheric limitations on attainable satellite potential J. Geophys Res, **66**, 4113-4122.
- 河島信樹・佐々木進・金子 修 (1979): 高エネルギー電子ビーム放出によるオーロラシミュレーション実験. 南極資料, **63**, 42-52
- LINSON, L M (1969): Current-voltage characteristics of an electron-emitting satellite in the ionosphere. J Geophys. Res, **74**, 2368-2375.
- PARKER, L. W. and MURPHY, B L (1967): Potential buildup on an electron-emitting ionospheric satellite. J. Geophys Res, **72**, 1631-1636.

(1979 年 4 月 16 日受理)