

帯電する飛翔体上でのラングミュア プローブ測定に関する研究

田寺 慶樹^{*1} 阿部 琢美^{*2} 三宅 亘^{*1}

Study of the Langmuir probe measurements on charging spacecraft

by

Yoshiki TATERA^{*1}, Takumi ABE^{*2} and Wataru MIYAKE^{*3}

Abstract

The floating potential of a spacecraft in space varies with the number flux of charged particles incident to and emitting from its surface. Earth-orbiting satellites at low altitude are known to be negatively charged due to incidence of thermal electrons, and the negative potential can become several volts. In the case of spacecraft on which active experiments at high voltages are carried out, it is possible for the potential to be much larger. This situation is unacceptable for measurements by a Langmuir probe because the sweep voltage required to obtain the current versus voltage (I-V) relationship in the measurements is typically a few volts, and so it is not possible to obtain the information required to estimate plasma parameters. This study aims to develop an electric circuit for the Langmuir probe applicable for negatively charged spacecraft. Such a circuit was first developed to obtain the I-V relationship necessary for plasma parameters estimations. Evaluation of the developed circuit was performed on the weakly ionized plasma inside vacuum chamber. We also investigate how the ion sheath formed on negatively charged conductive plane affects Langmuir probe measurements of plasma. As a result, it is confirmed that the developed circuit can determine its potential with respect to the plasma. In addition, it is experimentally shown that plasma measurement inside the ion sheath is affected by higher energy electrons than thermal electrons.

Keywords: Langmuir probe, plasma parameter, spacecraft, floating potential.

1. 緒言

宇宙空間を飛翔する人工衛星やロケットの様な飛翔体は、地上のように接地が出来ないため数ボルトの帯電をしており電位が変動している。飛翔体上でアクティブな実験を行うために外部に露出した導電体に高電圧を印加する場合にはさらに浮動電位が大きく変化する場合もある。電位が大きく変化する衛星の例としては導電性テザー(Electrodynamic Tether, EDT)システムがあげられる¹⁾。

これは低軌道上の宇宙空間に伸展させた導電性の金属製ワイヤー(テザー)に電圧を印加することで電流を流し、地磁気とワイヤーを流れる電流によるローレンツ力を推進力とし、デブリをデオービットまで降下させ除去するための推進系の1つとしてEDTシステムが考えられている。この際ワイヤーに大きな電流を流すためにはワイヤー両端に高電圧を印加する必要があるため、EDTシステムを搭載した飛翔体は大きく帯電する可能性が高いと予

想される。また、テザーに流れ込む電流は周辺のプラズマとで閉回路を作ることで形成されるが、この電流の理論式は周辺の電子温度および電子密度の関数として表される²⁾。実際に流れた電流が理論式に一致するかどうかを検証するためには、電子温度・密度を測定する必要がある。

この様な電流値の検証目的以外にも電子温度や密度はプラズマの基本パラメータとして飛翔体上で科学目的のために測定が必要とされている場合が多い。

電子温度・密度を推定するためのラングミュアプローブによる測定では通常基準電位(人工衛星の場合は構体の電位)に対して数ボルト程度の電圧掃引を行う。ところが、上に述べたEDTシステムを搭載した場合のように大きく帯電する可能性のある飛翔体上での測定においては、基準電位がプラズマ空間電位から10V以上離れる場合があり、その場合は電子温度・密度の推定に必要な電流-電圧特性が取得できない。

2. 概要

*1 工学研究科 機械工学専攻 修士課程
*2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所
*3 工学部 航空宇宙学科 航空宇宙学専攻 教授

これらの背景の下、本研究の目的は電位が大きく変動するような飛翔体上で自らの帯電電位を推定し、周辺のプラズマの電子温度と電子密度の推定に必要な掃引電圧のための基準電位を決定し、有効に機能するラングミュアプローブ用回路の開発を行うことにある。加えて帯電した飛翔体表面上に形成されるシースがプローブ測定にどのような影響を与えるのかについて調査し、測定値がこの影響を受けているのか否かについて判断可能かについての指標の作成を行う。

本研究では、プラズマ環境を模擬したスペースサイエンスチャンパー内にこの回路を設置し、その機能の評価する実証実験。さらに、チャンパー内に設置した飛翔体表面を模擬する平面導体が通常よりも大きく帯電した場合に、その表面に形成されるイオンシースが近辺で行うプローブ測定に与える影響についても検討を行った。

3. プローブによる基準電位の決定

3.1 ラングミュアプローブによるプラズマ測定

プラズマ中にプローブを挿入した場合、そのプラズマ粒子それぞれの温度に応じた熱運動により電子やイオンが流入して電流が流れるが、プローブ電位に印加する電圧 V_p に応じてそれぞれの流入電流は異なる³⁾。その電流-電圧特性を Fig.1. に示す。プローブのおかれた位置におけるプラズマ空間電位を V_s として、プローブ電位が V_s に等しい場合は、周囲のプラズマと等電位なので、プローブには電子の熱運動により熱拡散電流が流入する³⁾。

プローブ測定においてはプラズマパラメータである電子温度と電子密度の推定に必要な領域として、Fig.1 に示したようなプラズマ空間電位を含む①のイオン飽和領域、②の減速電界領域、③の電子飽和領域の3つの領域が必要となる。ここで浮動電位を V_f とする。

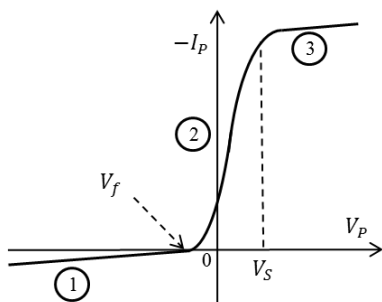


Fig.1 Schematic images of the voltage-current relationship in Langmuir probe measurement. (1: Ion saturation region, 2: Retarding potential region, 3: Electron saturation region.)

3.2 電位が変動する飛翔体上でのプラズマ測定

1~2[V]程度の帯電をした飛翔体上でのラングミュアプローブを用いたプラズマ測定では、この飛翔体の電位を基準にプローブに±数ボルト程度の掃引を行うことによって、電子温度と電子密度の推定に必要な電流-電圧特性の三つの領域をカバーすることが出来る。しかし、飛翔体の電位が空間電位に対して正または負側に数十ボ

ルトに達した場合、これを基準としてプローブに数ボルトの電圧を掃引しても電子温度と電子密度の推定に必要な情報を得ることが出来ない。そのため、何らかの方法で自身の電位（基準電位と呼ぶ）を決定した上で、その電位を基準として電圧掃引を行う必要がある。

3.3 イオンシースの形成

Fig.2 に示すのは、空間電位に対して負に帯電した平板上の導体表面上に形成されるイオンシースの構造を簡単に示したものである。

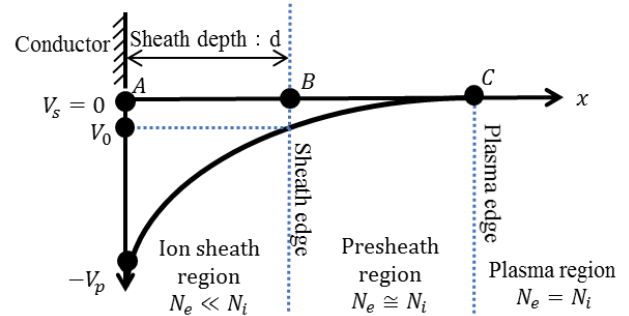


Fig.2 Schematic images of the ion sheath around the conductor with negative charging with respect to the plasma.

Fig.2 中に示す紙面に向かって(C)点より右側の領域では、帯電した平板上の導体から十分に距離が離れた場所のため、導体が作り出す電界の影響による擾乱がないので依然としてプラズマ状態である。一方、(B)点から(C)点の間の領域では、(C)点の境界から徐々に導体の作り出す電界の影響を受け、導体に向かう電子は減速、イオンは加速される。しかし、この領域では、電界強度はさほど大きくないのでそれぞれの荷電粒子の加減速による密度変化は小さく、電子密度、イオン密度ともにわずかに減少するが依然として $N_e \cong N_i$ である。この領域を一般に準中性プラズマ領域という。

(A)点と(B)点の間の領域では、電界の影響を強く受ける領域となるため、その場所での電界に打ち勝つエネルギーをもったもの以外の大部分の電子は排除され、電子密度はさらに減少する。したがって、 $N_e \ll N_i$ となり、この領域をイオンシースという。また、(A)点は導体表面であり(B)点はシース端と呼ばれている。

3.4 浮動電位-空間電位の電子温度依存

浮動電位と空間電位の電位差は電子温度の上昇とともに増大する。

プローブ電位が空間電位よりも低くプローブ表面に形成されるシースの厚さが薄くデバイ長より平均自由行程以下とし、電子温度がイオン温度より大きいとした場合、浮動電位と空間電位の電位差は次式により求められる⁵⁾。

$$V_f - V_s = \frac{kT_e}{2e} \ln \frac{\epsilon_0 m_i}{2\pi m_e} \quad (1.1)$$

この時、 k はボルツマン定数、 ϵ_0 は真空の誘電率、 m_i イオンの質量、 m_e は電子の質量、 T_e は電子温度中性粒子は一種類とした場合である。したがって、電子温度の上昇

に伴い浮動電位と空間電位の電位差は上昇することがわかる。

3.5 電位が変動した飛翔体電位の決定方法

本研究では大きく帯電した飛翔体上でラングミュアプローブによる測定を行うことを前提として、基準電位を推定する方法を検討した。一般に、飛翔体から外部に展開したプローブにプラズマ空間電位よりも正の電圧を印加すると電子電流が、負の電圧を印加するとイオン電流が測定されることが知られている。これは言い換えるとプラズマ空間電位を境に電流の符号が逆転することを意味している。熱拡散電流は電子のほうが圧倒的に大きいので、Fig.1 に示したように電子電流の立ち上がり部分は絶対値も傾きもイオン電流と比べて大きい。これを用いてまず十分に広い範囲で電圧を掃引し、この中で電流の変化率がもっとも大きな電圧を持って基準電位と判定することにした。

3.6 ラングミュアプローブ回路の概要

本研究では平成 24 年度に EDT システムを搭載する衛星搭載用として最初に開発がなされたラングミュアプローブ回路に対し、期待通りの機能が発揮されるような改修を行ってきた。回路内で行われている基本シーケンスを以下に述べる。前述した様に飛翔体が数十ボルトの帯電をした場合は基準電位に対して振幅数ボルトの電圧掃引を行っても電子温度・密度の推定に必要な電流-電圧特性を得ることができない。ここでの電子温度・密度推定に必要な領域とは、Fig 1 に示した電流-電圧特性の中でも浮動電位から空間電位に向けた電子電流の立ち上がり部分及びその近接領域を指している。ここでは、EDT システムを搭載する飛翔体の場合に基準電位が空間電位に対して負側に数十ボルトとなっている場合を想定する。まず、掃引する電圧範囲の中で電流が急に立ち上がる部分を捉えられるように、プローブ回路により 0~+100[V]の広い範囲を粗いステップ(2000step, 0.5 秒間)で掃引 (V1 電圧掃引と呼ぶ)を行う。粗いステップにするのは実際に飛翔体から地上へデータを送信する場合のテレメトリの制約を考えてのことである。次に、V1 掃引で決定した基準電位を用い、これに対して-3~+1[V]の電圧範囲で細かいステップ(800step, 200 ミリ秒間)で掃引 (V2 電圧掃引と呼ぶ)を行う。実際のデータ解析では V2 掃引時に得られた電流値を地上で解析し電子温度および電子密度の推定に用いることとなる。

4. プローブ測定実験

4.1 回路の電位を変化させた場合の測定実験 (1)

衛星が帯電しその電位が空間電位に対して負の方向に大きく変動した場合においてこの回路の実証実験を行った。プローブ回路をスペースサイエンスチャンバーと呼ばれる真空容器の中に設置し宇宙空間中の飛翔体の帯電を模擬するために接地をせずに-30~-80[V]まで-5[V]刻みで負のバイアス電圧を印加した。真空容器内の真空度は 10^{-2} Pa程度に維持し、プラズマの密度は上部電離圏

の値として 10^4 cm^{-3} 程度にした。それぞれの場合でバイアス電圧を変化させてこのラングミュアプローブ回路を用いて V1 掃引電圧による基準電位の決定、及び V2 掃引電圧による電流-電圧特性の取得を行った。

4.2 大きく帯電した飛翔体上での測定実験 (2)

衛星にプローブを搭載する際は、衛星表面からできるだけ距離を離して設置する。これはその軌道上において予想される衛星の帯電による衛星表面に形成されるシースの影響を避けるためである。しかし、予想される帯電の大きさを上回った場合、その衛星の電位に対応して衛星表面からのシースの厚さが増加することが考えられる。

衛星表面からのプローブの距離よりもシース厚が大きくなった場合を想定したプラズマ測定実験を行った。

帯電した衛星を模擬する導体とプローブをスペースサイエンスチャンバー内に設置し、導体とプローブ回路は同電位になるようにそれぞれ結線しバイアス電圧を印加し 0~-80[V]まで変化させ測定を行った。プローブはチャンバー内の三軸可動アームにより導体表面からの距離を変更することができるように設置した。また、この時の真空容器の真空度は真空容器内の真空度は 10^{-2} Pa程度に維持し、プラズマの密度は上部電離圏の値として 10^4 cm^{-3} 程度にした。

5. 実験結果

5.1 回路による基準電位の決定

回路に対してバイアス電圧を印加し回路の電位を変化させた場合の実証実験(1)の結果を Table 1 にまとめる。

Table 1 Results of each condition at the demonstration experiment(1).

Bias voltage[V]	V2 determination voltage[V]	Plasma space potential[V]
-30	32.68	33.50
-35	38.20	38.99
-40	42.50	42.70
-45	47.90	48.43
-50	51.60	51.77
-55	55.30	55.50
-60	60.20	60.61
-65	64.40	64.81
-70	70.50	71.06
-75	74.00	74.58
-80	81.85	81.78

左列から回路に印加した各バイアス電圧値。中列は V2 掃引電圧の結果として回路が決定した基準電位。右列は V1 掃引電圧から得られたデータを後に解析して求めたプラズマ空間電位である。この時のチャンバー内の真空度は 2.29×10^{-2} [Pa]であった各バイアス電圧値において V1 掃引により回路が決定した基準電位は真の空間電位に対して 1.0 [V]の範囲内で一致していることが分かる。

全てのバイアス電圧において、ほとんどの場合で基準電位が空間電位よりも低く決定されているのは Fig.1 に示されるように空間電位は減速電界領域で指数的に立ち上がる電流を近似する直線と飽和電子電流部分を近似する直線の交点として得られるため、この関係を考えると電流の傾き最大の位置（回路が決定する基準電位）よりも空間電位が若干高めになることは妥当であるといえる。Table 1 に示したほかのバイアス電圧を印加した場合についても同様に必要とされる電流領域をカバーしていることが確認できており、これらから本研究のプローブ回路は有効に機能していることが確かめられた。

5.2 シースがプローブ測定に与える影響

4.2 に述べた実験の結果を Fig.3 に示す。バイアス電圧 -50[V] の場合の測定値から推定した電子温度・密度の導体からのプローブの距離との関係である。

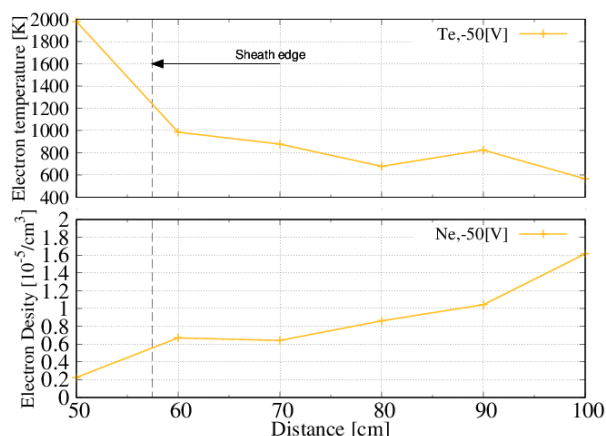


Fig.3 Relationship of the parameter and distance from conductor at the bias voltage -50[V]. (top panel : electron temperature, bottom panel : distance.)

Fig.3 に示す点線はバイアス電圧 -50[V] 時に導体表面に形成されるシース端の位置を示している。プローブがシース端より導体に近づくと電子温度は増加し、密度は減少していることが分かる。これはシース内での電子の加熱と密度減少を意味している。

Table 2 Estimated sheath depth of each condition.

Bias voltage[V]	Seath depth[cm]
-20	34.15
-30	46.32
-40	57.48
-50	67.96
-60	77.92
-70	87.48
-80	96.70

Table 2 はシースの影響を受けない状況で測定した電子温度 (683[K])・密度 ($1.8 \times 10^5/cm^3$) から推定した各バイアス電圧値でのシース厚の理論値である。バイアス電圧 -40[V] の場合の浮動電位と空間電位の差の理論値と V2 掃引から導いた電位差と理論的値との比較を Fig.4 に示す。

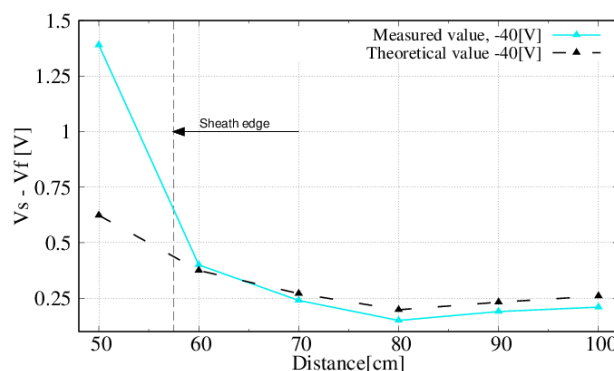


Fig.4 Relationship of the theoretical $V_s - V_f$ and Measured $V_s - V_f$.

Fig.4 中に示す青の点は測定実験から求めた空間電位と浮動電位との電位差である。黒の点は式(1.1)に各距離で測定した際に推定した電子温度を代入して算出した、その電子温度に対する理論的な電位差である。

一般的に、電位差は電子温度の上昇に伴い増加するが、プローブがシース内部に入り込むと実験値から求めた電位差が理論値から大きな値を取っていることがわかる。これは、電子温度の上昇以外の要因で電位差が増加していることを表している。

この理由としては、シース内では負に帯電した導体に向かって加速されたイオンが主に中性粒子に衝突することによって発生した数十 eV 程度の二次電子の可能性が考えられる。シース内ではこの二次電子が周囲の粒子と衝突することで熱化が生じて、背景プラズマと比べ高いエネルギーを持った電子が存在するようになると考えられる (Fig5(Bottom panel))。シース内で測定を行った場合に、浮動電位付近に高いエネルギーの電子が存在し負の電圧をプローブに印加している場合でもプローブに電子が流入することで浮動電位を負側へシフトさせ電位差が上昇したと考えられる。

電子のエネルギー分布関数がマクスウェル分布として表されるのであれば対数を取った I-V 特性の減速電界領域は直線の変化をするはずである。しかし、シース内に背景プラズマよりも高いエネルギーを持った電子が存在する場合この直線から外れることになる。バイアス電圧 -50[V]、プローブ位置が導体から 40[cm]での測定で得られた電子電流—電圧特性では、浮動電位と空間電位間に高いエネルギーを持った電子の存在を確認した。

(Fig.5(right panel))。また、シースの外側で測定を行った際のデータを Fig.5(left panel)に示す。

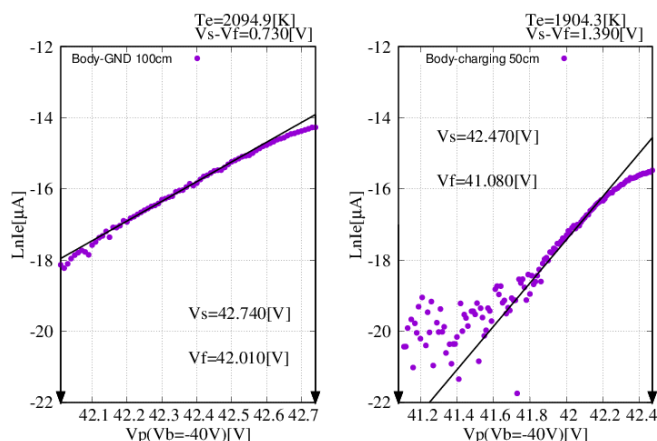


Fig.5 Relationship of the natural logarithm electron current and probe voltage.

(Left panel : The conductor was same voltage with chamber, It was not affected the probe to the sheath. Right panel : It was affected the probe to the sheath.)

Fig.5は、自然対数を取った電子電流値とプローブ電圧(浮動電位と空間電位の間)との関係を示している。Fig.5(left panel)のシースの影響を受けていない場合では、浮動電位と空間電位間においてフィッティングから外れる値がほとんどなく、電子はマクスウェルの速度分布関数にしたがっていることが分かる。一方で、Fig.5(right panel)に示すのは、プローブがシース内にある場合の測定である。ここで、プローブ電圧 41.88[V]より正ではフィッティングに乗っている。すなわちマクスウェル分布に従っていることを意味するが、41.88V未満では電流値がフィッティングに乗らない電流値が確認でき、高いエネルギーの電子が存在していることを示している。これはシース内の電子が加熱されエネルギーが上昇しているためであると思われる。

6. 結論

本研究では平成 24 年度に開発されたラングミュアプローブ回路に対し、自身の基準電位を適切に見つけられるように改良を施した。その後、スペースサイエンスチャンパー内に本回路を設置し、電離圏に相当する大気・プラズマ環境を生成した上で、飛翔体の帯電状態を模擬しプラズマ測定実験(1)を行った結果、回路は適切に

基準電位を決定し、電子温度と電子密度の推定に必要な領域をV2電圧掃引がカバーできていることがわかった。よって、本研究で用いているラングミュアプローブ回路は、帯電し自身の電位が大きく変動している飛翔体上でも正常に機能することを確認した。

衛星が大きく帯電しその表面に形成されたシースがプラズマ測定にどのような影響を及ぼすのかについて行った測定実験(2)においては、プローブがシース領域付近、または、シースの内側に位置するとこの影響を受けることが分かった。

シース内では導体電位の影響により加速されたイオンが二次電子を生成する。この時、二次電子は浮動電位と空間電位の電位差増加に関与し、プローブ測定に影響を与えることが判明した。これは、プローブがシースの内部で測定を行ったかの判別をI-V特性から行う上で重要な指標になる。したがって、EDTシステム搭載衛星上においてテザーに電流を流し衛星表面上に厚いシースの形成が予想される場合の時に測定を行った際のデータから電子温度・密度を推定し、これから算出した理論的な浮動電位と空間電位の電位差とデータから求めた電位差とを比較することによって、それら測定データがシースの影響を受けているのかの判断が可能であると考えられる。

参考文献

- 1) Satomi Kawamoto et al. : Strategy for Active Debris Removal Using Electrodynamic Tether, Trans. JSASS Space Tech. Japan Vol. 7, No. ists26, pp. Pr_2_7-Pr_2_12 (2009).
- 2) K.R. Fuhrhop, et al. : Current Collection to Electrodynamic-Tether System in Space, AIAA 2004-5670 (2004).
- 3) Takumi Abe and Koh-ichiro Oyama : Langmuir probe, An Introduction to Space Instrumentation. pp.63-75 (2013).
- 4) Shu T, Lai : Fundamentals of spacecraft charging; Introduction to spacecraft charging, Spacecraft interactions with space plasma, Chapter 1 (2012).
- 5) Amemiya Hiroshi, et al. Probe Measurements: Fundamentals to Advanced Applications, Journal of
- 6) Plasma and Fusion Research Vol.81, No.7 (July 2005).