

帯電した飛翔体上で使用可能な Langmuir ユーアプローブの開発

田寺 慶樹^{*1} 阿部 琢美^{*2} 三宅 亙^{*3}

Development of a Langmuir Probe for highly charged 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 voltage versus current (V-I) 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 aimed to develop an electric circuit for the Langmuir probe applicable for spacecraft with varying potential. Such a circuit was first developed to obtain the V-I relationship necessary for plasma parameters. However, the circuit did not work properly. In this study, we modified the logic of the FPGA program in the circuit. Then, the performance was tested by confirming whether the reference potential with respect to the plasma could be determined. As a result, it was confirmed that the circuit can successfully determine the potential. We conclude that the present modification of the in-circuit logic for the Langmuir probe greatly improves its performance and the newer circuit can determine the potential with respect to the plasma.

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。その一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によって形成されるが、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。

このよう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Langmuir ユー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場合がある。

2. 概要

これらの背景の下、本研究の目的は電位が大きく変動

*1 東海大学大学院 工学研究科

*2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

*3 東海大学 工学部

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を決定し、有効に機能するラングミュアプローブ用回路を開発することにある。このロジックを搭載した回路はプラズマ環境を模擬したスペースサイエンスチャンバー設備において機能確認のための実証実験に供され、回路の機能が評価された。さらに、予想する飛翔体の帯電の大きさよりも大きく帯電した場合の導体である飛翔体の表面に形成されたシースの影響がプローブ法を用いたプラズマ測定にどのような影響を与えるのかを検討する。

本研究で用いられた回路は 2011 年に初めて開発が行われ、スペースサイエンスチャンバー内での実証実験が行われた。この実験では、飛翔体の帯電を模擬するために回路に対して 6 種類のバイアス電圧値を与えた場合の電流-電圧特性を測定した。その結果、概ね電子温度・電子密度の推定に必要な電流-電圧特性を捉えることが出来ているが、適切な電圧範囲の決定に成功していない例も多く見られた。その理由としては、1) 回路自身の帯電電位決定ロジックの誤り、2) プローブ電流値にノイズが混入した場合の対処が回路内ロジックにおいて考慮されていなかったこと、があげられる。これらの誤りを克服するよう回路内ロジックに対する変更を行う必要がある。回路の実証実験では、スペースサイエンスチャンバーと呼ばれる真空容器内に低高度電離圏のプラズマ環境を生成し、この中で回路が大きく帯電した状態を模擬した上で電位を正確に決定できるのか実験を行った。

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、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。

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 0~3[V]の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ラングミュアプローブの電圧掃引を行う必要がある。

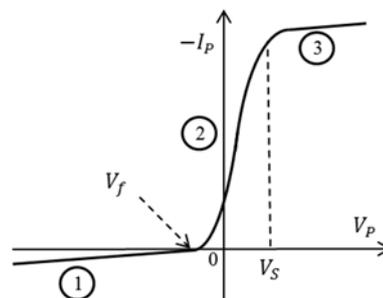


Fig.1 Schematic images of the voltage-current relationship in Langmuir probe measurement. (1: Ion saturation region, 2: Retarding potential region, 3: Electron saturation region.)

3.3 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。

3.4 先行研究での実験結果と改善点

前節で述べたロジックにより自身の電位を決定するプログラムを内部に書き込んだ回路が製作され、その回路を用いた最初の実証実験が 2011 年に行われた。この実験では電離圏の高度数百 km に相当するプラズマ環境（電子温度：1000[K](0.1eV)程度、電子密度： $10^4 \sim 10^6 \text{cm}^{-3}$ 程度）をスペースサイエンスチャンバー内に生成し、電位が大きく変動した飛翔体を模擬するためのバイアス電圧を印加した回路を内部に設置し測定を行った。その結果、自身の電位を適切に決定することが出来ないことが分かった。これは電位を決定するための回路内ロジックでは、重畳したようなノイズに大きく影響を受けるためである。したがって、この様なノイズに影響を受けずに自身の電位を決定することが可能な回路内ロジックが必要である。

3.5 ラングミュアプローブ回路の概要

本研究では 2012 年に 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う。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の様に基準電位が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慮のことである。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。

3.6 回路内ロジック変更内容

ラングミュアプローブ回路内に実装されている FPGA 内の V2 掃引のための基準電位決定のためのロジックを変更する。V1 掃引時に得られた電流値から V2 掃引のための基準電位を決定するために、V1 電圧掃引に対して得られた電流値の対数を取り、この値の前後 2 点間の傾き (差分) を計算する。2012 年に測定に用いた当初の回路では対数を取らずに電流値の差分を傾きとしていた。しかし、節 3.4 で述べたように飽和電子電流領域では電流の絶対値が大きく、差分も大きくなる傾向にあるため、本来の空間電位に近い部分を検出できるよう電流値の対数を取ってその差分を求めることとした。

また、傾き最大を探すための比較に当たっては連続した 8 点の差分が全て正であることを条件とし、これを満たすものだけを差分値最大の電圧を求めるための比較に用いた。この理由は節 3.4 に述べたように電流に対して正のノイズが重畳した場合には傾きが一時的に過大となってしまう可能性があるが、その次にノイズが重畳されないデータが入ってくると差分はマイナスとなってしまうため、符号の連続性という条件を加えることでこのようなデータを比較の対象から外すことができるためである。逆に負の方向のノイズが重畳した場合には一時的に負の傾き (差分値)、次に大きな正の傾きが得られることとなるが、この場合も負の傾きがあるため比較の対象からは外れることになる。このようなロジックを採用することで、電流値に重畳するノイズの影響を除くこととした。

このような方法で差分の値を 8 点ずつ取得しこの 8 点の内の符号にマイナスが無い場合は、取得点数 8 点の平均を計算し過去に取得した最大平均値と比較する。そして、この 8 点のうち先頭から数えて 4 点目の差分の値を過去に取得した最大傾きと比較する。この時、最終的に取得点数 8 点目の内の先頭から数えて 4 点目の傾きが最大となったタイミングでプローブに印加していた電圧値を V2 掃引のための基準電位と決定する。これを中心に-

3~+1[V]の電圧幅で掃引を行い、電子温度・密度の推定に必要な領域でデータを取得することとした。

連続した 8 点の電流差分を比較に用いる理由としては、FPGA 内のプログラム変更内容の計算時の取得点数の決定にあたり、8 は 2 のべき乗で表すことが出来るため、計算が比較的簡単になることである。計算時のクロック数は取得点数が奇数の場合に比べて抑えることが出来る。また、8 点より少ない 4 点の場合、大きな変化を持ったノイズに対する影響をより強く受けやすくなり、最大傾きを見つける際に適当ではない場所を決定してしまう可能性がある。逆に 16 点の場合は、大きな変化を持ったノイズに対して最大傾きを求める際に、影響を受けにくくなるが 16 点の平均を計算し、比較していく場合に最大傾き付近の変化に反応することが難しくなる。これらの理由から比較判断を行っていく上での取得点数は 8 点となった。

取得した 8 点の電流差分の平均値の比較を行う理由としては、電流—電圧特性の立ち上がり部分では電流値の変化が大きくなっているため、その差分を計算した際に真の最大傾きである値を中心に前後数点の平均値は大きな値となる。これはその他の電流値の変化が少ない場所での数点の平均値と比較すると大きな値となることが予想される。よって、所得点数 8 点の内の符号にマイナスが無くこの連続した 8 点の電流差分の平均が大きくなる部分は最大傾き付近であることが予想できる。

取得点数 8 点目の内、頭から数えて 4 点目の値を最大傾きと比較する理由は、8 点の内の符号にマイナスが無く平均値が最大となる場合では、この中の中心である 4 点目、5 点目の差分の値のどちらかが最大となる可能性が高いためである。よって、4 点目の値を最大傾きとして考える。ここで、5 点目の場合でも結果は 1 点ほどの違いにより影響は極めて少ない。

4. 改修後の回路を用いた機能確認実験

4.1 回路の電位を変化させた場合の測定実験

V2 掃引時の基準電位取得方法の開発当初の回路内ロジックに対して改修を行った後に、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。この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測定、及び V2 掃引電圧による電流—電圧特性の測定を行った。

4.2 大きく帯電した飛翔体上での測定実験

衛星にプローブを搭載する際、衛星表面から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防

ぐためである。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する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稼働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

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において V2 掃引電圧のための基準電位決定のための回路内ロジックに対して行った改修後のラングミュアプローブ回路の実証実験の結果を Table 1 にまとめる。

Table 1 Results of each condition at the demonstration experiment.

Bias voltage[V]	V2 determination voltage[V]	Plasma space potential[V]
-30	32.7	33.54
-35	38.2	38.99
-40	42.5	42.70
-45	47.9	48.43
-50	51.6	51.77
-55	55.3	55.5
-60	60.2	60.61
-65	64.4	64.81
-70	70.5	71.06
-75	74.0	74.58
-80	77.4	77.91

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、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、これらから本研究で改良されたラングミュアプローブ回路が当初の期待通りの機能を有していることが確かめられた。

大きく帯電した衛星表面に形成された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行った実験において得られた各バイアス電圧と導体表面からのプローブの距離での V2 電圧掃引のための基準電位決定電圧値を Table 2 に示した。

Table 2 Determination of reference potential for V2 sweep voltage relation between distance of probe from conductor surface and bias voltage.

		Distance of probe from conductor surface[cm]					
		25	37.5	40	50	55	60
Bias voltage [V]	-20	44.8	27.2	25.8	21.8	23.4	
	-30	67.1	41.5	34.8	38.5	32.3	29.8
	-40	95.2	61.9	47.2	43.3	43.2	39.2
	-50		80.9	63.8	54.5	51.8	49.0
	-60		99.5	78.1	66.6	62.8	57.5
	-70			101.1	78.1	73.9	70.1
	-80				99.9	84.7	83.1

各バイアス電圧においてプローブの位置が導体表面に形成されたシース領域内側またはシース端付近に存在する場合、V2 電圧掃引のための基準電位決定電圧が予想よりも高くなることが分かった、

これは導体表面に形成されたシース領域と準中性プラズマ領域付近にプローブが位置していたためこれらの影響を受けたのだと考えられる。この時の導体付近で測定した電子温度 (1563.59 [K])・密度 (7.75×10^5 [cm^{-3}]) から推定した各バイアス電圧値でのシース厚を Table 3 に示した。各バイアス電圧においてシース端付近とその内側での測定では、決定電圧が高くなっていることが Table 2 と Table 3 からわかる。

Table 3 Estimated sheath depth of each condition.

Bias voltage[V]	Sheath depth[cm]
-20	27.1
-30	30.4
-40	33.7
-50	35.9
-60	38.3
-70	40.5
-80	42.6

6. 結論

本研究では 2012 年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を行った。バイアス電圧として-30~-80[V]まで-5[V]ステップ刻みで印加し実験を行った結果、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、本研究で考案した回路内ロジックの変更によって開発当初のラングミュアプローブ回路としての性能が向上したと言える。

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実験において、プローブがシース領域付近に位置するとこの影響を受けることが分かった。今後、この追加実験を行い、上部電離圏中において帯電することが予想される衛星上でプラズマ測定を行う際に、衛星表面上からどの程度の距離を離してプローブを設置すればシースの影響を受けずに測定することができるかを調査し、プローブがシース領域より内側もしくはシース端付近で測

定したデータから推定した電子温度・密度がシース端より外側で測定を行った場合のものとは比べてどの程度の誤差があり、本回路を用いてプラズマ測定を行った場合、どの程度の距離までなら電子温度・密度の推定が可能なのかについての調査を行う。

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).