# 電位が変動する飛翔体で使用可能な ラングミューアプローブの開発 <sub>田寺 慶樹<sup>\*1</sup> 阿部 琢美<sup>\*2</sup> 三宅 亙<sup>\*3</sup></sub>

# Development of a Langmuir Probe for Spacecraft with Varying Potential

by

Yoshiki TATERA<sup>\*1</sup>, Takumi ABE<sup>\*2</sup> and Wataru MIYAKE<sup>\*3</sup> (Received on Oct. 12, 2017 and accepted on Oct. 12, 2017)

#### 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<sup>1)</sup>.

EDT システムは飛翔体用の一般的な推進系として多 く利用されている推進剤を使用せずに,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するものである. 今日までに打ち上げられたロケットの残骸や運用を終了 した人工衛星などのスペースデブリによって地球周辺の 宇宙環境の悪化が懸念されているが,これらのデブリを 除去する衛星プロジェクトが計画されてきた.その衛星 に搭載する推進系の一つとして EDT システムが考えられている.

このシステムにおいてデブリを減速させデオービット まで降下させるためには進行方向に対して反対方向の推 進力が必要となるが、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<sup>2)</sup>.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

<sup>\*1</sup> 工学研究科機械工学専攻修士課程

<sup>\*2</sup> 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

<sup>\*3</sup> 工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻教授

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 電流一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 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ーアプローブ用回 路のロジックを開発することにある.また,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.

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 電流一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一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 ラングミュー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Vpに応じてそれぞれの流入電流は異なる<sup>3)</sup>.その電流 一電圧特性を 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 Vsとして、プローブ電位がVs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 り次の式で表される熱拡散電流が流入する<sup>3)</sup>.

$$I_{e0} = \frac{1}{4} N_e e S \left( \frac{8 \, \hbar T_e}{\pi m_e} \right)^{1/2} \quad (1)$$

ここで、eは電荷素量、 $N_e$ は電子密度、 $T_e$ は電子温度、 $m_e$ は電子質量、Sはプローブ表面積、 $\hbar$ はボルツマン定数である.

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ー 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 電流一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 ミューアプローブの電圧掃引を行う必要がある.

#### 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ーア 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<sup>4</sup>~10<sup>6</sup>cm<sup>-3</sup>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 を Table 1 に示す. 左列から回路に印加したバイアス電圧, 回路が決定した基準電位,データ取得後の解析で求めた 空間電位である.この時,2列目と3列目の値が近けれ ば,開発した回路が期待通りの動作をしていることを意 味する.

Table 1 Result of demonstration experiment of the probe circuit development in the previous study.

Bias	V2 determination	Plasma space
voltage[V]	voltage[V]	potential[V]
0	19.6	17.7
-10	26.1	18.7
-20	33.9	24.4
-30	42.1	34.2
-35	49.6	39.1

Table 1 に示された実験結果から回路が決定した基準 電位は実際の電位よりも数ボルトから約 10[V]高い値が 推定されていたことが分かる.この原因としては基準電 位決定のための回路内ロジックが、単純に傾きが最大と なるときの場所を決定していることに関係していること が考えられる.例えば、Fig.1 の飽和電子電流領域では電 流の傾きは小さい様に見えるが電流値の絶対値は大きく、 そのためにこの領域で前後 2 点間の差がプラス側におお きいと傾きが大きいと見なしてしまう.また、データ 2 点間の差から電流の傾きを求める方法では、何らかの原 因により電流値に対してノイズが混入した場合、大きな 傾きと見なされる場合がある、そのため、ノイズが混入 した場合でもこれらの影響を排除し適切に基準電位を決 定することが可能な回路内ロジックを開発することが必 要である.

#### 3.5 ラングミュー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ーアプ 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クエ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一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,Fig1に示した電流一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.この掃 引電圧シークエンスの模式図を Fig 2 に示す.



Fig.2 Schematic images of sweep voltage sequence in the Langmuir probe circuit.

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

ラングミュー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.平成 24 年度に測定に用いた 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様 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.この様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、電流一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

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、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<sup>-2</sup>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<sup>4</sup> cm<sup>-3</sup>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ーアプローブ回路 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.この実 証実験時の実験装置の結線,配置図の概略図を Fig 3 に 示す.

#### 5. 実験結果

バイアス電圧値-30, -80[V]の時の V1 掃引時に得られ た電流一電圧特性とイオン電流領域にフィッティングを 行いプローブ電流からイオン電流を差し引き,電子電流 特性を表したものを Fig.4 にそれぞれ示す.この時,縦 軸をプローブ電流,横軸を V1 掃引電圧としている.また, それぞれの電子電流特性において,減速電界領域と電子 飽和領域にフィッティングを行いその交点からプラズマ 空間電位を求めている.





Fig.3 Schematic diagram of the experiment setup.

Fig.4 が示している V1 掃引時に得られた電流一電圧特 性において、19[V]付近にある電流値の極端な変化は回路 による電圧の入出力特性によるものであり、V2 掃引電圧 のための基準電位の取得,決定の際の比較判断において これらの電流値の変化は無視している.

ここに示した例において,バイアス電圧-30[V] と-80[V]の時に回路が決定した基準電位は,それぞれ 32.7[V],77.4[V]である.この電位を中心に V2 掃引電圧 の電圧幅で掃引を行い,それに対して得られた電流一電 圧特性を Fig.5 に示す.



Fig.5 Voltage versus current characteristics in the V2 sweep voltage at the bias voltage of -30[V] (left panel) and -80[V] (right panel) measured by the circuit for the Langmuir probe.

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ーアプローブ 回路の実証実験の結果を Table 2 にまとめる. 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<sup>-2</sup>[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 関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で,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.

Fig.5 はバイアス電圧-30[V] と-80[V]の場合に V1 掃引 から決定された基準電位を用いて行った V2 電圧掃引に より電子温度や電子密度の推定に必要な電流一電圧特性 の中の3つの領域である,イオン電流領域,減速電界領 域,電子飽和領域の全てが含まれることを示している.

Table 2 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 たラングミュー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.

Table 2 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

#### 6. 結論

本研究では平成 24 年度に開発されたラングミューア 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 チャンバ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ーアプローブ回 路としての性能が向上したと言える.

#### 参考文献

- 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).
- K.R. Fuhrhop, et al. : Current Collection to Electrodynamic -Tether System in Space, AIAA 2004- 5670 (2004).
- Takumi Abe and Koh-ichiro Oyama : Langmuir probe, An Introduction to Space Instrumentation. pp.63-75 (2013).