

## 帯電する飛翔体で使用可能なLangmuirプローブの開発

# 田寺 慶樹 [1]; 阿部 琢美 [2]; 三宅 互 [3]

[1] 東海大; [2] JAXA宇宙科学研究所; [3] 東海大・工

## Development of Langmuir Probe for Spacecraft with Charged Potential

# Yoshiki Tatera[1]; Takumi Abe[2]; Wataru Miyake[3]

[1] Tokai Univ; [2] ISAS/JAXA; [3] Tokai Univ.

The floating potential of a spacecraft in space varies with the number flux of charged particles incident to and emitting from its surface. A low earth orbit (LEO) satellites is known to be negatively charged due to incidence of thermal electrons, and its potential can be negatively charged up to several volts. In addition, it is known that the ion sheath with a thickness of several centimeters is formed on the spacecraft surface. In the case of spacecraft on which active experiments are carried out, it is possible for the potential to be much larger and then the sheath thickness on the spacecraft surface is possible to be several tens centimeters. Such a situation is unacceptable for measurements by a Langmuir probe because an amplitude of the sweep voltage to obtain the current versus voltage (I-V) relationship in the Langmuir probe measurements is typically a few volts, and therefore the sweep with respect to the floating potential cannot cover the voltage range necessary for the electron temperature and density estimation. Furthermore, undesirable impact may be exerted to the probe measurement because of the ion sheath formed on the spacecraft surface. Therefore, it is important to identify whether or not the probe is stays inside the sheath during its measurement.

We are developing an electric circuit for the Langmuir probe which can be used on spacecraft with large floating potential so as to avoid such unfavorable situation. In the developed circuit, the voltage sweep to get the I-V relationship consists of two steps; 1) coarse sweep for wide voltage range to get the I-V relationship consisting of the three regions of the ion current saturation region, retarding region and electron current saturation region, and 2) fine sweep for narrow voltage range. A voltage from 0 to 100V is applied to the probe to find the space potential on the spacecraft in the first step. In actual measurement, the circuit is designed to find the potential on which the gradient of logarithmic probe current with the voltage becomes maximum in a wide range of the voltage sweep. In the second step, the probe voltage is determined with respect to this space potential so that one can obtain the I-V relationship with a fine step which is necessary for the electron temperature and density estimates. Such a circuit for Langmuir probe measurement was first developed a few years ago. However, the circuit did not work properly because of the significant noise to the probe current.

In this study, we try to modify the logic of the FPGA program in the circuit to overcome the problem. Then, the performance was tested by confirming whether the reference potential with respect to the plasma could be properly determined. It was concluded that the circuit can successfully determine the potential. We try to verify experimentally how ion sheath formed on the spacecraft surface affects the measurement to estimate plasma parameter. A result of the present study is summarized as follows, 1) Inside the ion sheath, the electron temperature and density tend to be estimated higher and lower, respectively, than that outside the sheath. 2) In the measurement inside the ion sheath, the reference potential estimated from the coarse sweep tends to be shifted to higher voltages compared that obtained outside the sheath. 3) The circuit can not properly decide the reference potential for the narrow range sweep voltage when the probe locates deep inside the sheath. We notice important feature in the I-V relationship in the ion saturation and the electron retarding regions when the probe is put deeper inside of the sheath(closer to the conductive body). In the future, we will also study a possibility to distinguish inside and outside of the sheath about the probe position from the I-V relationship by discussing the electric potential distribution around the conductor and the sheath generation process of the probe surface in the ion sheath.

宇宙空間の飛翔体の浮動電位はその表面への荷電粒子の入射と放出の数によって変化する。低高度の人工衛星の場合、電離圏中の熱電子の入射により負に帯電する。その電位はプラズマ空間電位に対して負に数ボルトにまでなることがある。また、人工衛星表面にはその電位に対応した厚さ約数センチの鞘が形成されることが知られている。衛星上で能動的な実験を行う場合は、その電位はより大きくなる可能性があり、鞘の厚さも数十センチにまで広がる可能性がある。衛星上で電子温度や密度の推定を目的としてLangmuirプローブを用いる場合、I-V特性を得るための掃引電圧振幅は数ボルト程度であるため、大きく帯電した衛星電位を基準にこの程度の掃引を行ってもプラズマパラメーターの推定に必要な情報を得ることは困難である。したがって、このような状況下では一般的なLangmuirプローブを用いてプラズマパラメーターを推定することができない。さらに、飛翔体表面に形成された鞘がLangmuirプローブの設置された位置にまで成長し、プラズマパラメーターの推定に影響を及ぼす可能性があることが考えられる。そのため、飛翔体上でプラズマ測定を行った際にプローブが鞘の内側もしくは外側での測定なのかの判別が重要となっている。

本研究の目的は大きく帯電する飛翔体上で使用可能なLangmuirプローブのための回路の開発である。また、本回路を用いてプラズマ測定を行った際に、衛星表面上に形成される鞘がプラズマパラメーターにどの程度の影響を及ぼすのかについても研究を行う。

この回路ではプローブに二種類の掃引電圧振幅を印加し、最終的にプラズマパラメーターの推定に必要なI-V特性を取得する。一つ目の掃引では、周囲のプラズマに対する飛翔体の電位を見つけるために広い範囲を粗い電圧ステップ

で測定し、イオン飽和領域、減速電界領域から飽和電子電流領域の三つの領域からなる I-V 特性を得る。そして、得られた I-V 特性の対数を取りその中で傾きが最大となった時の電位を次の電圧掃引のための基準電位とする。二つ目の掃引では、一つ目の電圧掃引で決定した基準電位を基準に狭い電圧幅を細かい電圧ステップで測定し、プラズマパラメータの推定に必要な電流-電圧特性を取得する。

上記を目的とする当初の研究では、一つ目の電圧掃引の際にプローブ電流に混入したノイズの影響を受け基準電位を適切に決定できないという問題があった。これを解決するために本研究ではノイズの影響を受けずに基準電位を決定できるよう回路内の FPGA プログラムロジックの改修を実行し、基準電位を決定できるかどうかについての実証実験を行った。そして、回路は狭い電圧幅の電圧掃引のための基準電位とプラズマ空間電位を正常に決定することが出来ていることを確認した。

次に、衛星表面上に形成される鞘がプローブ法による電子温度等のプラズマパラメータ推定にどのような影響を及ぼすのかについて実験的に検証を行った。飛翔体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の飛翔体表面を模擬した円筒型、平板型の導体を低高度の電離圏プラズマ環境を模擬した真空チャンバー内に設置し、鞘が存在するであろう導体周辺でプローブによる測定を実施した。さらに、帯電した飛翔体上でプローブ法を用いたプラズマ測定を行い得られた I-V 特性から飛翔体表面上に設置されているプローブが鞘の内側もしくは外側なのかの判別が可能か否かについて、検討した。

結果は次のとおりである。1) プローブがイオン鞘の鞘端周辺もしくは内側に位置する場合に推定した電子温度・密度は、この影響を受けていない場合に推定した電子温度・密度と比べ、電子温度は高く、電子密度は低く見積もられる。2) 本回路を用いた場合、狭い電圧幅の電圧掃引のための基準電位が鞘の影響を受けていない時のものと比べて高電圧側にシフトする傾向がある。3) プローブがイオン鞘に深く入り込んだ場合、狭い電圧幅の電圧掃引では、プラズマパラメータの推定に必要な I-V 特性を得られない可能性が高い。4) プローブがイオン鞘にさらに深く入り込んだ場合、I-V 特性にはイオン飽和領域から減速電界領域にかけての領域において特徴的な電流値の変化が見られる。

今後は、得られた I-V 特性からプローブの位置がイオン鞘の内側なのか外側なのかの判別が可能か否かについて、導体周辺の電位分布とイオン鞘内でのプローブ表面の鞘の形成過程とその形に着目し検討する。