

超小型衛星搭載に向けた真空アーク推進機の開発

○ 瀧上慎悟（九州工業大・電気電子工），豊田和弘（九州工業大），趙孟佑（九州工業大）

Abstract

A vacuum arc thruster in this research was lightweight and simple structure. Therefore, it is suitable for small satellite thrusters. We are developing the vacuum arc thruster in order to mount it in 10kg class satellite. A thruster head which was made as a prototype was $\Phi 6$ mm in diameter, 14 mm in length, and 2 g in weight. The propellant material of this thruster was made of Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP). This vacuum arc thruster was ignited by primary discharge, which occurred on cross section of CFRP. In addition, the vacuum arc thruster was driven by high voltage solar cell directly. Therefore, it was able to remove a tank for liquid or gas, a high voltage pulse generator for igniter, and a DC/DC converter. An impulse bit was measured by thrust target, which was made of polyimide film. Also, an average velocity of vapor jet from thruster was measured by the Time of Flight method with a Quadrupole Mass Spectrometer. The results of measurement show that, the impulse bit is in μNs order and the specific impulse is 1200 s approximately.

1 はじめに

一度に多くの機器を搭載する大型衛星では、システムが非常に複雑であるために開発に要する時間とコストが膨大になるという問題がある。そこで機器の能力は限定されるが、システムを単純化した小型衛星が近年注目されている。

小型衛星のメリットとして、開発にかかるコストが比較的安価であることや短期間で開発が可能であることが挙げられる。ベンチャー企業や教育機関でも 1~50kg 級の超小型衛星を開発できる時代となり、宇宙分野参入のすそ野は広がりを見せている。

軌道上で行う科学技術実証実験の中には、故障リスクを伴うものもある。超小型衛星の場合、大型衛星に比べて失敗のリスクを許容できるため今後も超小型衛星の需要は尽きないと考えられる。

軌道上を飛行する衛星は、大型・小型問わず大気抗力や太陽光圧力による軌道擾乱や姿勢擾乱に晒される。ミッションによってはこれらを補償しなければならない場合がある。また、軌道遷移やデオービットが要求されることもある。これらは衛星に推進機を搭載することで能動的に行うことが可能である。しかし超小型衛星に搭載する推進

機として、普及している推進機では推進剤タンクなどの縮小困難な部品があるため質量を抑えられずシステムとしての効率を落とす結果となる。そこで、超小型衛星に適した推進機の開発が求められる。

以上のことを踏まえ本研究の目的を、地球近傍の軌道を飛行する超小型衛星搭載に向けた真空アーク推進機の開発とする。また、それに伴い真空アーク推進機のパフォーマンス評価を行うためのシステムを構築し基礎研究として性能をしらべた。

2 真空アーク推進機

電極間で真空アークが形成されると、陰極輝点からは金属蒸気がジェット状に噴射することが知られている^[1]。金属蒸気の噴射を衛星の推進力として利用するのが真空アーク推進機である。推進剤には固体金属などの導体を使用されるため、推進剤タンクや弁のような可動部が排除でき推進機システムの軽量化・簡易構造化が可能である。そのため、超小型衛星の姿勢制御に適した推進機であると考えられる。

2.1 本研究の真空アーク推進機

本研究では真空アーク推進機を低地球軌道で利用することを想定している。低地球軌道には $10^{10} \sim 10^{12}[\text{m}^{-3}]$ の高密度プラズマが存在する^[2]ため、トリブルジャンクションにおいて電界が集中する場所では放電頻度が高くなる。この放電をイグナイタとして利用することで、シンプルな構造を実現できる。

推進機への電力供給には、九州工業大学が開発した超小型衛星「鳳龍弐号」が 2012 年に軌道上で実証した高電圧太陽電池を使用することを想定している。この高電圧太陽電池は高度 680km にて 350V の安定発電に成功しており、この電源を使用することで昇圧不要で電圧印加が可能となる^[3]とされている。

2.2 推進剤

本研究では、推進剤として炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastic, 以下 CFRP) に注目している。CFRP の表面には導体である炭素繊維と絶縁体である樹脂が積層されている為、プラズマ環境に晒すことでトリブルジャンクションが形成される。図 1 に本研究の推進機の回路図を示す。推進剤であるカソードの近傍にアノードに設置し、カソードに周囲のプラズマ電位に足して負電位を印加する。推進剤に電圧を印加されると、プラズマとの相互作用により絶縁体は帯電し導体との間に電界が発生する。電界により電子が放出され、帯電を中和する方向に電子が移動して微小な放電が発生すると、この放電が切掛けとなりアノード・カソード間が真空アークにより短絡される。この真空アークはコンデンサに蓄えられた電荷によって形成されるのだが、コンデンサの電圧が下がり電荷が供給できなくなるとアークは途切れるため、本推進機はパルス状に動作する。

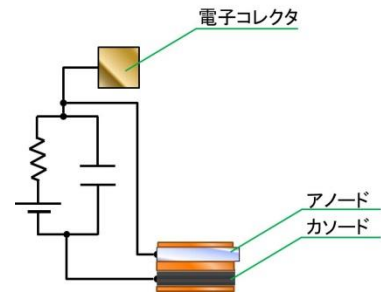


図 1. 本研究真空アーク推進機回路図

3 推進機性能評価

真空アーク推進機の評価として比推力 I_{sp} とインパルスビット I_{bit} を測定した。比推力とインパルスビットはそれぞれ式(1)、(2)より算出した。

$$I_{sp}[\text{s}] = \frac{v_e}{g} \quad (1)$$

$$I_{bit}[\text{Ns}] = m \sqrt{2g(L - \sqrt{L^2 - x^2})} \quad (2)$$

ただし、

- v_e : 排気速度
 - g : 地上での重力加速度
 - m : スラストターゲット質量
 - L : スラストターゲット紐長さ
 - x : スラストターゲット変位
- とする。

3.1 測定装置

本研究における実験は下記装置を使用した。

3.1.1 真空容器

真空容器を図 2 に示す。また、その緒元を表 1 に示す。



図 2. 真空容器

表 1. 真空容器緒元

寸法[m x m]	排気速度[l/s]	到達真空度 [Pa]
0.45 x 0.5	1200	4×10^{-4}

3.1.2 四重極形質量分析器

金属蒸気の検出を行うために四重極形質量分析器（Quadrupole Mass Spectrometer, 以下 QMS）に Stanford Research Systems 社製の RGA200 を使用した。QMS は主に試料導入部・イオン化部・質量分離部・検出部・排気部・制御部からなる。本実験では任意に指定した質量電荷比の物質が検出部に到達した際の信号をオシロスコープで取得することで金属蒸気を検出した。

CFRP カソードから噴射される蒸気のうち炭素成分を検出するため質量電荷比 $m/z=12$ を指定した。

3.1.3 スラストターゲット

本実験で使用したスラストターゲットとその設置構成をそれぞれ図 3、図 4 に示す。また、その緒元を表 2 に示す。スラストターゲットが推進機からの蒸気の噴射を受けたときの揺れをデジタルカメラ（CASIO 社製 EX-F1）によって真空容器の外から撮影し、スラストターゲット初期位置からの変位 x を測定した。

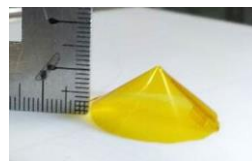


図 3. スラストターゲット

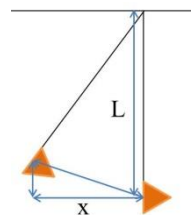


図 4. スラストターゲット設置構成

表 2. スラストターゲット緒元

材料	寸法 [mm x mm]	質量 [mg]	糸長さ L [mm]
ポリイミド	25 x 12.5	20	140

3.2 蒸気速度測定

推進剤から噴射される金属蒸気の排気速度を測定した。金属蒸気には速度分布があるため、その平均速度も計算した。

3.2.1 測定方法

速度測定の試験構成を図 5 に示す。金属蒸気の速度測定には Time of Flight 法を用いた。推進機の噴射面を QMS に向けて設置し、蒸気の飛行距離となる噴射面と QMS との距離 d を測定しておく。コンデンサの電圧を測定し、真空アークが発生した際の電圧の立ち上がりを金属蒸気噴射のトリガーとした。

金属蒸気飛行距離 d と放電発生から QMS に金属蒸気が到達するまでの時間から金属蒸気の速度分布を取得した。

比推力 I_{sp} を計算するにあたって蒸気の平均速度 \bar{v}_e を計算した。速度分布関数 $P(v)$ 、速度成分で重み

付けした分布関数 $Q(v)$ とすると平均速度 \bar{v}_e は式(3)で計算される。

$$\bar{v}_e [\text{m/s}] = \frac{\int P(v)Q(v)dv}{\int Q(v)dv} \quad (3)$$

本実験では任意のタイミングで真空アークを単発で発生させるために、イグナイタを制御して一次放電を発生させた。

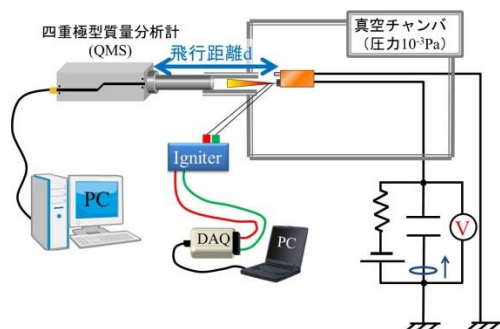


図 5. 速度測定試験構成

実験では真空アークの放電規模を変更するために、静電容量と印加電圧を変更してそれぞれの金属蒸気平均速度を測定した。真空アークの測定としてコンデンサにかかる電圧とコンデンサに流れ込む電流を測定した。

3.2.2 測定結果

実験より得られた蒸気速度分布と速度成分で重み付けした蒸気速度分布をそれぞれ図 6、図 7 に示す。

印加電圧 300[V] で静電容量を変更した場合の実験結果を図 8 に、コンデンサ容量 6.6[μ F] で印加電圧を変更した場合の実験結果を図 9 に、またそれぞれの測定結果から放電エネルギーを計算しエネルギーと蒸気平均速度の関係を図 10 に示す。

この結果より、CFRP 推進剤では蒸気の平均速度はおおよそ 12[km/s] であった。放電規模を変更した場合であっても蒸気平均速度に有意な差は見られなかった。また、式(1)より CFRP 推進剤での比推力

はおおよそ 1200[s] であった。

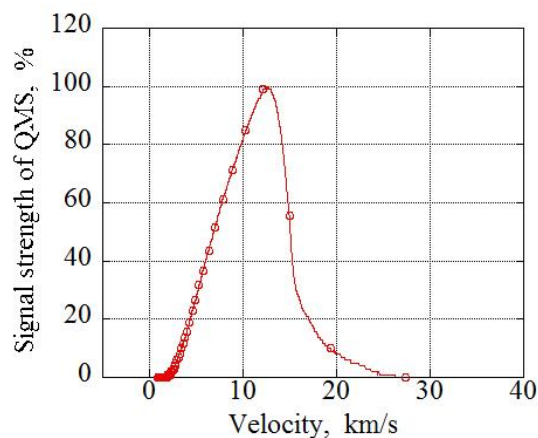


図 6. 蒸気速度分布

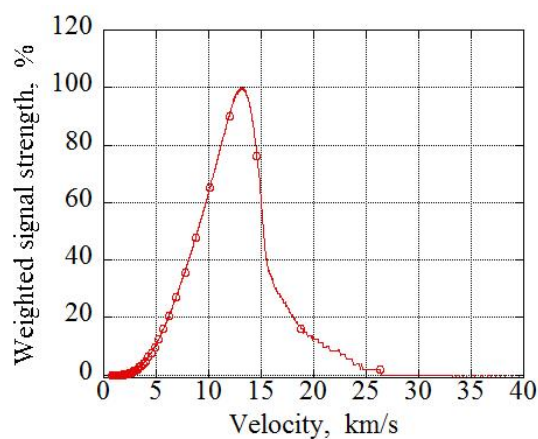


図 7. 重み付き蒸気速度分布

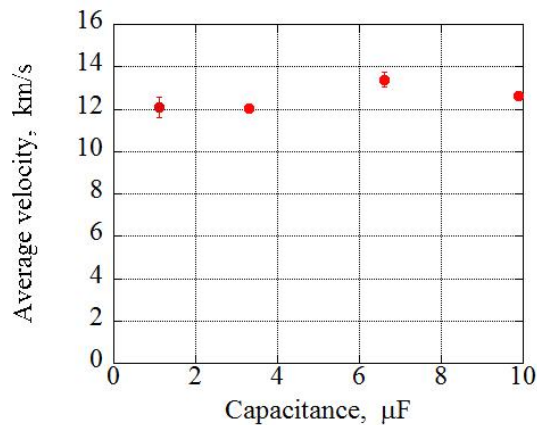


図 8. 蒸気平均速度 – 静電容量

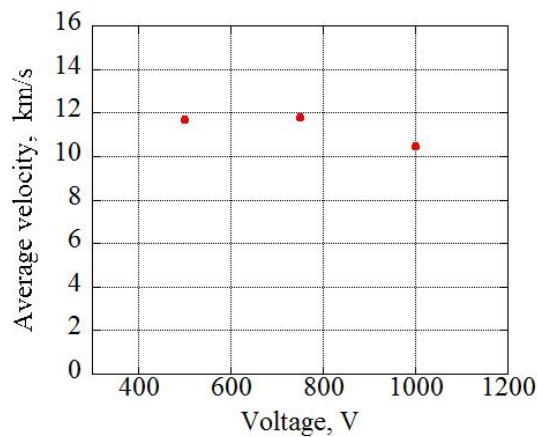


図 9. 蒸気平均速度 – 印加電圧

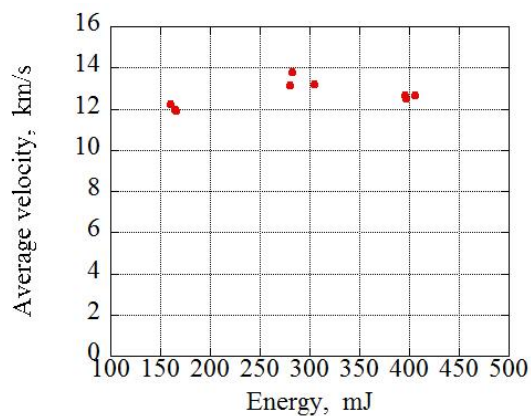


図 10. 蒸気平均速度 – エネルギー

3.3 インパルスビット測定

推進機が噴射する金属蒸気のインパルスビットを測定した。

3.3.1 測定方法

インパルスビット測定の試験構成を図 11 に示す。推進剤の噴射面前方 5mm の位置にスラストターゲットを設置する。静止しているスラストターゲットに金属蒸気を噴射し、揺れ幅をデジタルカメラで撮影する。スラストターゲットの初期位置からの変位 x を式(2)に代入してインパルスビットを算出した。蒸気速度測定試験と同様、放電規模を静電容量および印加電圧の変更によって変更してインパルスビットを測定した。また、真空アークの測定としてコンデンサにかかる電圧とコンデンサに流れ込む電流を測定した。

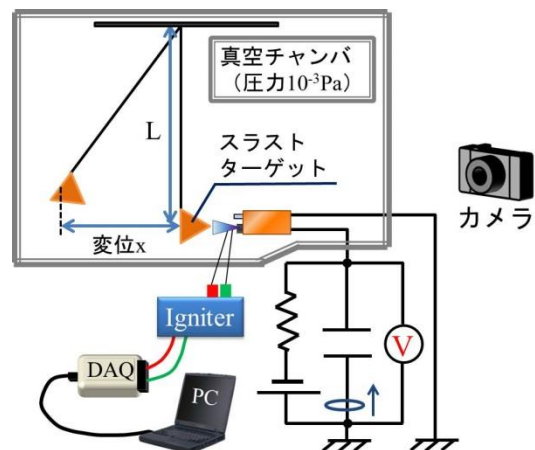


図 11. インパルスビット試験構成

3.3.2 測定結果

静電容量を変更した際の真空アークの電圧と電流をそれぞれ図 12、図 13 に示す。

印加電圧 300[V] で静電容量を変更した場合の実験結果を図 14 に、静電容量 6.6[μF] で印加電圧を変更した場合の実験結果を図 15 に、またそれぞれの測定結果から放電エネルギーを計算しエネルギーとインパルスビットの関係を図 16 に示す。

図 12 より、ほぼ同様の電圧立ち上がりを測定した。立ち上がり際のノイズはイグナイタ由来であると考えられる。また、図 12 および図 13 から放電の振動現象は見られなかった。推進剤がアルミ

ニウムのような金属導体の場合、真空アークの振動現象が確認されており^[4]、回路定数が放電波形に影響を与えていると考えられる。

金属蒸気が陰極から噴射されることを鑑みると、放電が半波で終了する場合の方がコンデンサに貯蔵されたエネルギーを効率よく蒸気に変換していると考えられる。

図 16 より、放電エネルギーを増加させると推進機のインパルスビットが比例して増加することが分かる。速度測定の実験より、エネルギー増加によって一放電あたりに放出される金属蒸気質量（マスショット Δm ）が増加していると予想される。

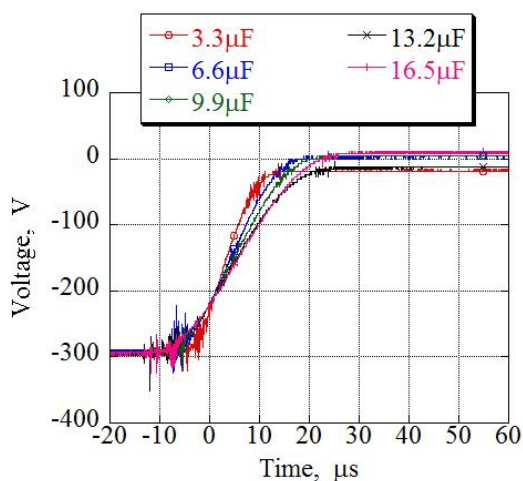


図 12. 放電電圧

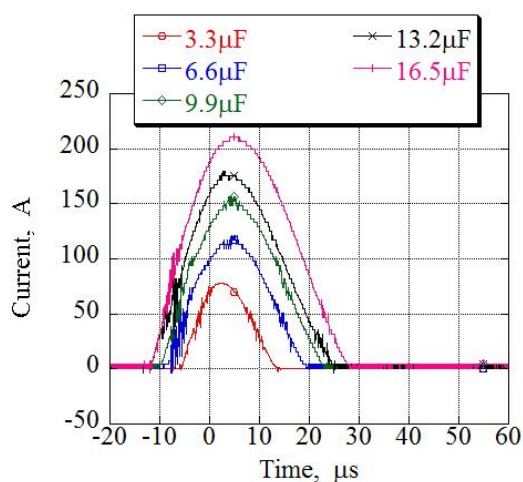


図 13. 放電電流

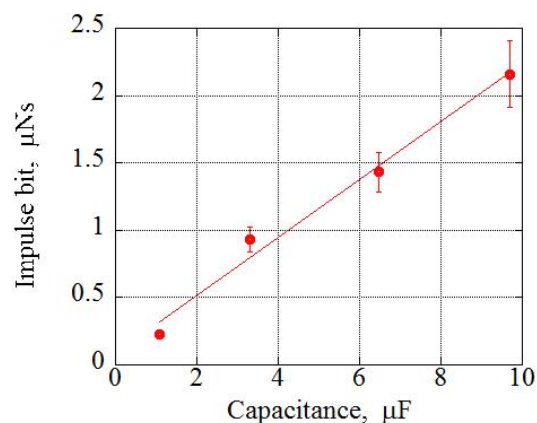


図 14. インパルスビット - 静電容量

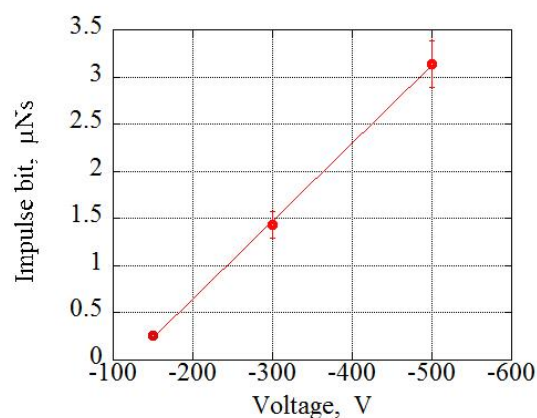


図 15. インパルスビット - 印加電圧

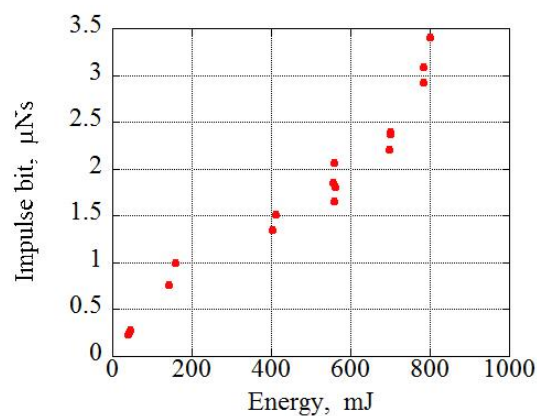


図 16. インパルスビット - エネルギー

3.4 マスショット見積もり

蒸気速度測定、インパルスビット測定を受けて式(4)よりマスショット Δm を計算した。その結果を図 15 に示す。

$$\Delta m[\text{kg}] = \frac{I_{\text{bit}}[\text{Ns}]}{\bar{v}_e[\text{m/s}]} \quad (4)$$

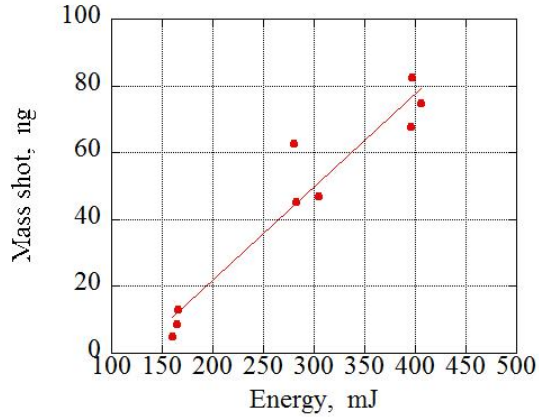


図 17. マスショット - エネルギー

計算の結果、放電エネルギーに比例して数十[ng]の蒸気が一度に噴射することが分かった。またコンデンサに蓄えられた電荷量とマスショット Δm の結果より、本実験において CFRP 推進剤は 40～70[$\mu\text{g/C}$]の関係で蒸気を噴射することが分かった。

3.5 推進機効率

本研究の推進機の効率 η を式(5)より計算した。

$$\eta[\%] = \frac{1/2 \Delta m v_e^2}{1/2 C V^2} \times 100 \quad (5)$$

その結果、効率 η は 3.0[%]であった。

4 Horyu-IV 搭載に向けた推進機開発

九州工業大学は 2006 年より超小型衛星「鳳龍」シリーズの開発を続けている。2012 年に軌道投入された「鳳龍弐号」は宇宙空間において 350V の安定した発電する実績を残した^[5]。本研究の真空アーク推進機は次世代機である「HORYU-IV」において高電圧利用技術実証ミッションのひとつとして搭載されることが決まっており、現在開発を進めている。

4.1 試作機試験

軌道上実証に向けた推進機開発の基礎実験として、プラズマ環境下での真空アーク推進機の動作試験を行なった。

4.1.1 試験方法

試験構成を図 18 に示す。アクリル板に真空アーク推進機、高電圧発電太陽電池（発電電圧 300V）、コンデンサ（10 μF ）、電子コレクタを設置し、この板を真空容器内に吊り下げた。容器外部から窓を通してハロゲンランプの光を太陽電池に当て、プラズマとの相互作用によって放電する様子を動画にて撮影した。プラズマ源には電子サイクロトロン共鳴（ECR）プラズマ源を使用し、真空容器内プラズマ密度測定にはラングミュアプローブを使用した。本実験では図 19 に示すスラストヘッドを使用した。スラストヘッドは直径 $\Phi 6\text{mm}$ x 長さ 14mm のサイズで直径 1mm の CFRP ロッドを 2 本アノードとカソードとして使用した。

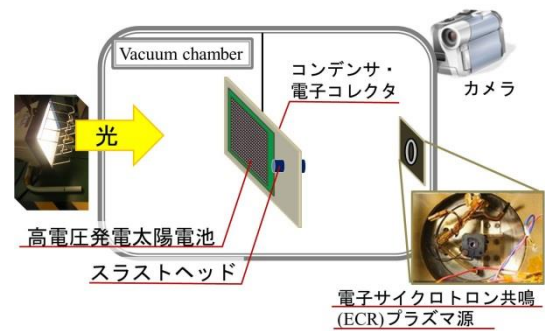


図 18. プラズマ環境試験構成

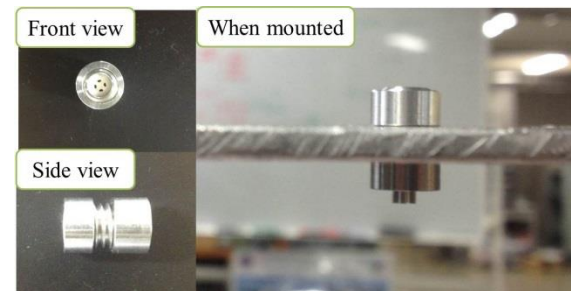


図 19. 試作スラストヘッド

4.1.2 試験結果

試験時のプラズマ環境を表3に示す。また撮影された放電を図20に示す。

この実験より動作原理の通りイグナイタを用いことなく真空アークを発生できることが確認された。

本実験では放電頻度が非常に小さい結果となった。その原因としてはスラストヘッドの真空アーク発生部が小さすぎたため、プラズマによる帯電等の相互作用の影響が小さかったためと考えられる。

圧力[Pa]	電子温度[eV]	電子密度[cm^{-3}]
3×10^{-3}	4	5×10^{12}

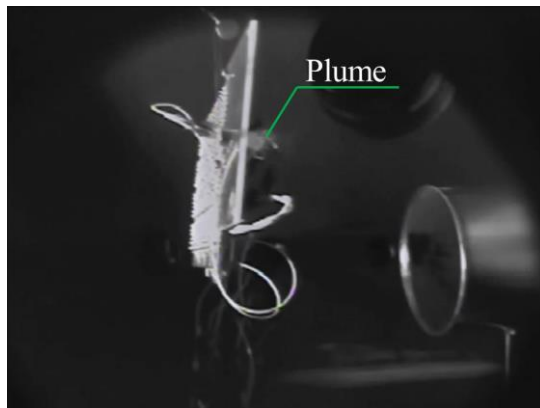


図 20. プラズマ環境中での放電

5 まとめ

5.1 総括

- ✓ 真空アーク推進機の Isp 及び Ibit の測定を行った
- ✓ QMS を用いて蒸気速度測定を行った
- ✓ 蒸気速度分布から蒸気平均速度を算出した
- ✓ CFRP 推進剤では放電エネルギーに依らず Isp=1200[s]程度であった
- ✓ Ibit は放電エネルギーと比例関係であった
- ✓ CFRP 推進剤の蒸気質量は約 $60 \mu\text{g/C}$ と見積もられた

- ✓ プラズマ環境下でのイグナイタを用いない真空アークの発生を確認した

5.2 今後の予定

- 試作スラストヘッドを作成し放電頻度の改善を図る
- HORYU-IV 搭載に向けた回路作成を行なう

6 参考文献

- [1]電気学会、「改訂新版 放電ハンドブック」、オーム社、1991 年、P.141
- [2]Daniel H、Henry G、「Spacecraft-Environment Interactions」、CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS、2004 年、P.59
- [3]Masayoshi N、Shingo F、Kazuhiro T、Mengu C「300V direct drive vacuum arc thruster for nano-satellite」、2013、p.1
- [4]中本昌芳、豊田和弘、趙孟佑「超小型衛星用真空アーク推進機の基本性能及びエンジニアリングモデルの開発」、2013、p.3
- [5]Shunsuke I、Tatsuya Y、Hirokazu M、Minoru I、Kazuhiro T、Mengu C、「On-Orbit Data Analysis of high Voltage Technology Demonstration Satellite HORYU-II」、51st AIAA Aerospace Sciences Meeting、AIAA 2013-0813、p.6