

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 26 年 6 月 12 日現在

機関番号：17104

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2012～2013

課題番号：24656521

研究課題名(和文)超小型衛星搭載用300V発電直接駆動真空アーク推進機の開発

研究課題名(英文)Development of 300V direct-drive vacuum arc thruster for nano-satellite

研究代表者

豊田 和弘 (Toyoda, Kazuhiro)

九州工業大学・工学(系)研究科(研究院)・准教授

研究者番号：10361411

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円、(間接経費) 930,000円

研究成果の概要(和文)：300V発電太陽電池直接駆動を目指した超小型衛星搭載用真空アーク推進機の開発を行った。推力測定ターゲットを円板型から円錐型に改良し、推力測定の改善を行った。コンデンサの印加電圧およびコンデンサ容量を変化させて金属蒸気速度計測を行ったが、平均速度の大きな変化は見られなかった。また推力測定を行って印加電圧および電荷量が推進性能に与える影響を調べ、推力は放電の電荷量と比例関係にあることが分かった。エンジニアリングモデルを作成し、300Vで発電太陽電池を用いて直接駆動実験を行った。打ち上げ予定の超小型衛星に搭載するための、回路作成を行った。

研究成果の概要(英文)：A vacuum arc thruster was developed for 300V direct-drive operation on nano-satellite. The cone-type target was produced for improving thrust measurement in place of the plate-type target. The metal vapor velocity was measured with changing the parameter of applied voltage and amount of capacitance. The average velocity did not change in this measurement. The thrust was proportional to amount of charge stored in capacitance. The engineering model of thruster was produced and drove directly by 300V solar array in vacuum chamber. The circuit of thruster was also developed for nano-satellite.

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：真空アーク 超小型衛星 300V発電

### 1. 研究開始当初の背景

近年、大学等がこぞって 10cm 立方程度の超小型衛星を開発し打ち上げている。低価格で開発打ち上げができることがメリットであるが、大型衛星のように推進機を搭載することが難しく、軌道の変更は難しい。しかし、超小型衛星が推進機を搭載した場合には、地上観測や複数衛星による編隊飛行などその用途は大幅に拡大し、多くの需要が見込まれる。

現在大型衛星で用いられている推進機は、ガスを噴射したり、ガスをプラズマにし静電加速したりとガスを推進剤に使用するものが大多数である。この場合、推進剤であるガスを貯蔵するためのタンクと、推進剤供給のオンオフをするためのバルブなど大きく複雑な機構が必要となる。そのため、推進機システムは大型化し、機械的に動く部分があるため故障の確率も高くなる。

これまでに行ってきた人工衛星帯電により発生する放電を利用し、金属上で発生する真空アーク放電を推進機で利用する事を考えた。

### 2. 研究の目的

本研究では、超小型で固体金属を推進剤とする推進機の開発を目的としている。この推進機では、固体金属上で真空アーク放電を発生させ、金属蒸気を 10km/s 以上と高速で噴射することで推力を生む仕組みとなっている。推進剤を金属とすることで、ガス推進剤のようにバルブを使用する必要はない。また、金属は密度が高いためシステムを小型化することが可能である。さらに太陽電池で発電した 300V で直接推進機を起動することで、コンバーターなどの部品を減らし効率を上げる事が可能である。放電の発生には高電圧を必要とするイグナイタを使用せず、宇宙プラズマとの干渉により真空アーク放電を誘発させる。これにより余計な高電圧回路を必要とせず電磁ノイズなどの問題も低減させることが可能となる。

### 3. 研究の方法

#### (1) 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。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。

#### 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ため、トリプ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「鳳龍式号」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とされている。

#### 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プ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を設置し、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。

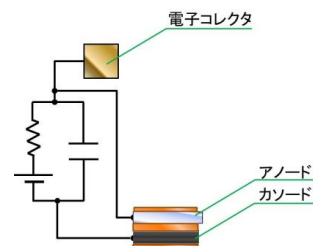


図 1. 本研究真空アーク推進機回路図

#### (2) 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。

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

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

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。

#### 測定装置

本研究における実験は下記装置を使用した。

#### A) 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。

#### B) 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を図 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。

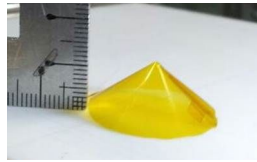


図 2. スラストターゲット

#### 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。

#### A) 測定方法

速度測定の試験構成を図 3 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も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パラ平均速度  $\bar{v}_e$  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。

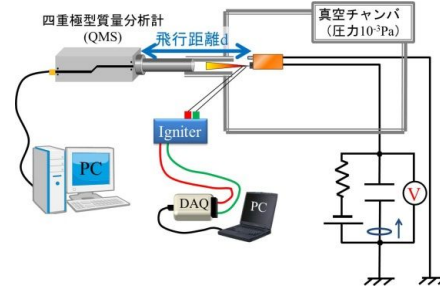


図 3. 速度測定試験構成

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。

#### B) 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 4、図 5 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 6 に、コンデンサ容量 6.6[ $\mu\text{F}$ ] で印加電圧を変更した場合の実験結果を図 7 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 8 に示す。

この結果より、CFRP 推進剤では蒸気のパラ平均速度はおよそ 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よそ 1200[s] であった。

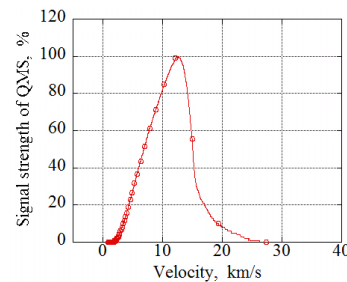


図 4. 蒸気速度分布

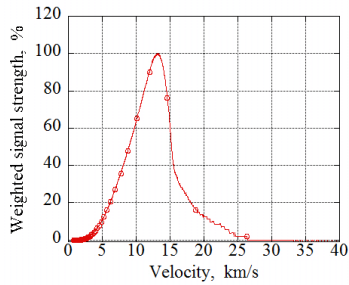


図 5. 重み付き蒸気速度分布

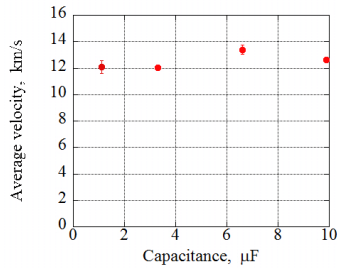


図 6. 蒸気平均速度 - 静電容量

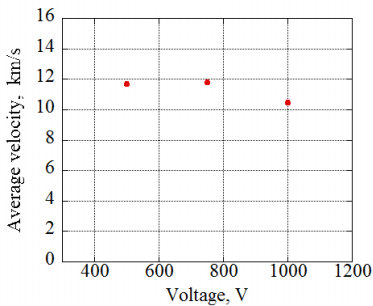


図 7. 蒸気平均速度 - 印加電圧

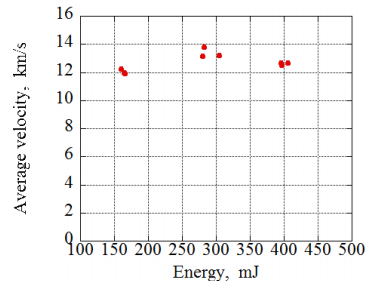


図 8. 蒸気平均速度 - エネルギー

### 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。

#### A) 測定方法

インパルスビット測定の試験構成を図9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。

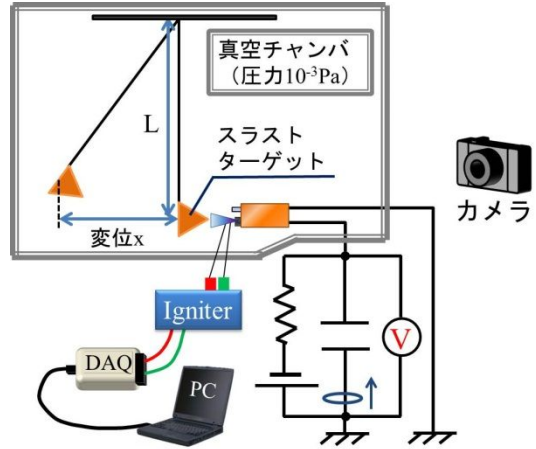


図 9. インパルスビット試験構成

#### B) 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10、図11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12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13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14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、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14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 m)が増加していると予想される。

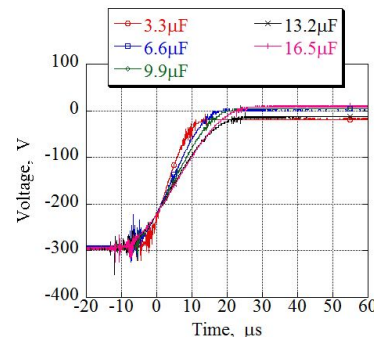


図 10. 放電電圧

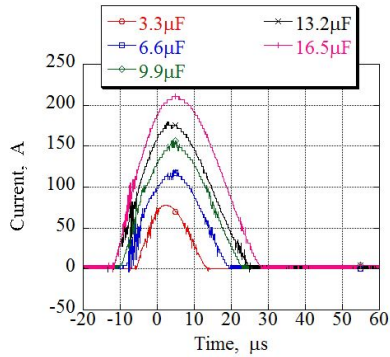


図 2. 放電電流

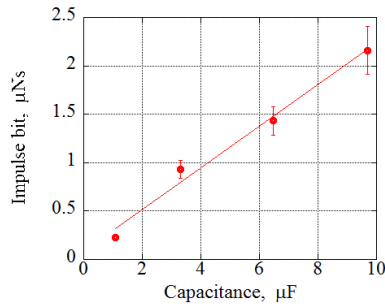


図 3. インパルスビット – 静電容量

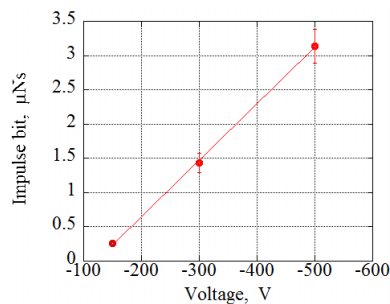


図 13. インパルスビット – 印加電圧

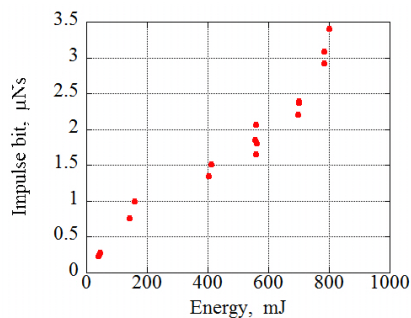


図 4. インパルスビット – エネルギー

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  $m$  を計算した。その結果を図 15 に示す。

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

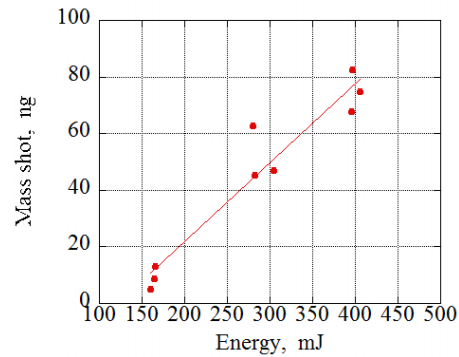


図 5. マスショット – エネルギー

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  $m$  の結果より、本実験において CFRP 推進剤は  $40 \sim 70[\mu\text{g}/\text{C}]$  の関係で蒸気を噴射することが分かった。

#### 推進機効率

本研究の推進機の効率  $\eta$  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  $\eta$  は  $3.0[\%]$  であった。

#### (3) 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「鳳龍式号」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。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。

#### 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。

#### A) 試験方法

試験構成を図 16 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（ $10 \mu\text{F}$ ）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 17 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 6mm 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。

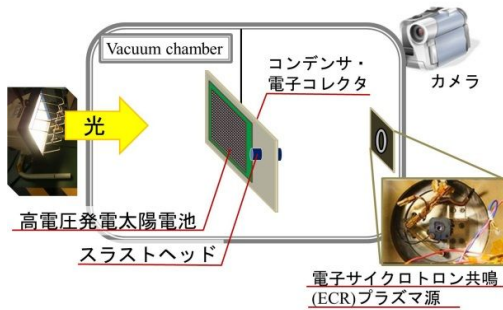


図 6. プラズマ環境試験構成

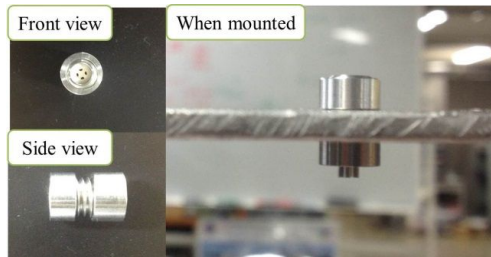


図 17. 試作スラストヘッド

#### B) 試験結果

撮影された放電を図 18 に示す。プラズマ密度は  $5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ 、電子温度は  $4 \text{ eV}$  であった。

この実験より動作原理の通りイグナイタを用いることなく真空アークを発生させ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。

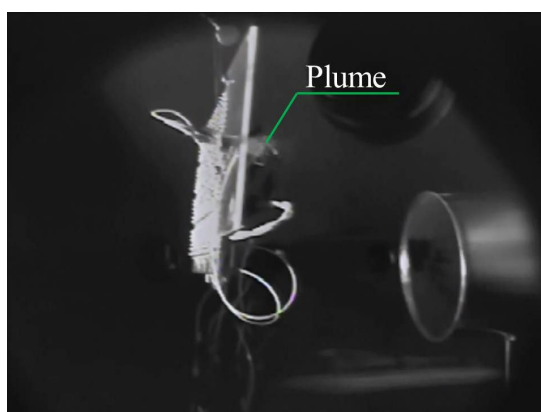


図 18. プラズマ環境中での放電

#### 4. 研究成果

300V 発電太陽電池直接駆動を目指した超小型衛星搭載用真空アーク推進機の開発を行った。

(1) 推力計測: 推力測定ターゲットを円板型

から円錐型に改良し、推進剤の反射により過大評価していた推力測定の改善を行った。

- (2) 電圧およびコンデンサ容量を変化させて実験をおこなった。コンデンサの印加電圧およびコンデンサ容量を変化させて金属蒸気速度計測を行ったが、平均速度の大きな変化は見られなかった。また推力測定を行って印加電圧および電荷量が推進性能に与える影響を調べた。その結果、推力は放電の電荷量と比例関係にあることが分かった。
- (3) 超小型衛星搭載用推進機のエンジニアリングモデルを作成し、300V で発電太陽電池を用いて直接駆動実験を行った。また打ち上げ予定の超小型衛星に搭載するための、回路作成を行った。

#### 5. 主な発表論文等

[学会発表](計5件)

淵上慎悟、他、超小型衛星搭載に向けた真空アーク推進機の開発、宇宙輸送シンポジウム、2014年1月16日、相模原  
Shingo Fuchikami、他、Development of Vacuum Arc Thruster for Nano-Satellite, International Electric Propulsion Conference、2013年10月6日、Washington D.C. (米国)

Shingo Fuchikami、他、Development of Vacuum Arc Thruster for Nano-Satellite in Low Earth Orbit, ISTS、2013年6月2日、名古屋

Masayoshi Nakamoto、他、300V direct drive vacuum arc thruster for nano-satellite, 51st AIAA Aerospace Science Meeting、2013年1月9日、Grapevine (米国)

Masayoshi Nakamoto、他、Measurement of preliminary performance of vacuum arc thruster for nano-satellite

、12th Spacecraft Charging Technology Conference、2012年5月21日、北九州

#### 6. 研究組織

(1) 研究代表者

豊田 和弘 (TOYODA KAZUHIRO)

九州工業大学・大学院工学研究院・准教授  
研究者番号: 10361411