

アノードレイヤ型ホールスラスタの推進性能に対する陽極形状依存性

Anode Configuration Effect on Thrust Performance in an Anode Layer Type Hall Thruster

○江川 雄亮 (九大・院) ・山本 直嗣 (九大) ・高瀬紘平 (九大・院)

○Yusuke Egawa ・ Naoji Yamamoto ・ Kohei Takase (Kyushu University)

Abstract

The anode configuration effects on thrust performance, thrust and oscillation characteristics, in a 5 kW class anode layer Hall thruster (RAIJIN94) have been investigated. The thrust is measured by means of a thrust stand developed at Kyushu University and oscillation amplitude is measured by means of a current probe. The thrust with normal anode and boss anode are 111 mN and 103 mN, respectively at discharge voltage of 400 V and anode mass flow rate of 4.9 mg/s and cathode mass flow rate of 0.5 mg/s. the small oscillation operational range with normal anode is larger than that with the boss anode. The difference between two anode configurations would be due to the plasma generation region.

記号の説明:

F	推力
g	重力加速度
I_d	放電電流
I_{sp}	比推力
\dot{m}	推進剤質量流量
V_d	放電電圧
η_t	推進効率
τ	測定時間

1. 序論

NASA の 457M¹⁾やロシア D-160²⁾ 等に見られるように、火星有人探査時や SSPS 建設用カーゴの主推進機として、数十 kW 級の大型のホールスラスタの開発が進められている。ホールスラスタはソビエトが中心となって開発が進められてきた電気推進機のひとつであり、その特徴として、イオン加速領域に電子が存在するため、空間電荷制限則をうけず、このため推力密度が高くコンパクトという特徴がある。³⁻⁵⁾ また長寿命化が期待でき、比推力 1500-2000 秒で効率が 50%以上とよいという点も利点である。そのためホールスラスタは人工衛星の軌道変更や、人工衛星や宇宙大型建造物の南北制御などの地球近傍ミッションに適しており、現在最も注目を浴びている電気推進機である。宇宙機への搭載例として、月探査の SMART-1⁶⁾の主推進や静止衛星の南北制御⁷⁾などが挙げられる。

ホールスラスタには大きく分けてアノードレイヤ型とマ

グネチックレイヤ型がある。⁵⁾ 現在の主流はマグネチックレイヤ型であるが、コンパクトさ、推進効率、寿命等の潜在能力の高さから、日本独自の In space propulsion としてはアノードレイヤ型ホールスラスタが最右翼になると考えている。Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japan IN-space propulsion(RAIJIN)プロジェクトとして、日本のホールスラスタ研究開発グループが一体となって 2011 年度から開発がスタートした。⁸⁾ 開発において安定化に大きく寄与するホローアノードの最適化が必要不可欠であるが、ホローアノード内部の物理に関して未解明の部分もあり、ホローアノードの設計指針を構築中であるのが現状である。

そこで本研究は、アノードレイヤ型ホールスラスタに用いられる陽極形状が推力や放電振動などのスラスタ性能へ及ぼす影響を調査した。

2. 実験装置

2.1 ホールスラスタ

本実験に使用したホールスラスタは 5kW 級アノードレイヤ型ホールスラスタである。図2、図3に使用したホールスラスタの概観を示す。加速チャンネルの外径は 94 mm、外径は 60 mm であり、チャンネルはカーボンで出来ている。スラスタ中心部に1つ、外側に4つ、計5つのソレノイドコイルとチャンネル外周にトリムコイルが設置されている。これらにより加速チャンネル内に磁場を印加する。内側と外側のコイルに流す電流の大きさと比、トリムコイルの電流値を変えることで磁束密度及び磁場形状を変更することが可能

である(図 4 参照). アノードは中空の環状リングの形状をしたホローアノードを採用している. アノードはスラスト軸方向の出口間距離を変更でき, またアノードの流路幅も変更することが可能である. 推力測定では, 図 5 に示すような, 返しのない厚さ 1 mm のアノードと先端に返しの付いた厚さ 2 mm のアノードの二種類について, それぞれ実験を行った. 返しのないアノードでは比較的チャンネル内部深くまでプラズマ生成領域を形成し, 安定作動かつ高効率のイオン生成を見込む一方, 返しの付いたアノードはプラズマ生成領域を内外のアノードの中央に絞ることで, イオンの壁面衝突を抑制し, 長寿命化を図っている.⁹⁾

電子源にはホローカソード (VEECO 社製, HCES) を使用した. 作動ガスにはキセノンを使用した. 大気解放中ではアルゴンを流し続けることによりインサータの大気暴露を避けた. カソード着火時はキーパーに 1500 V, ガス流量を 5 mg/s 流して着火させ, カソード作動中のガス流量は 0.49 mg/s, キーパー電流は 1.5 A 一定とした.

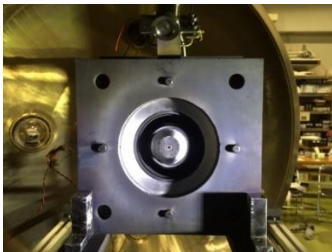


図 2 アノードレイヤ型ホールスラストの外観



図 3 アノードレイヤ型ホールスラスト作動時

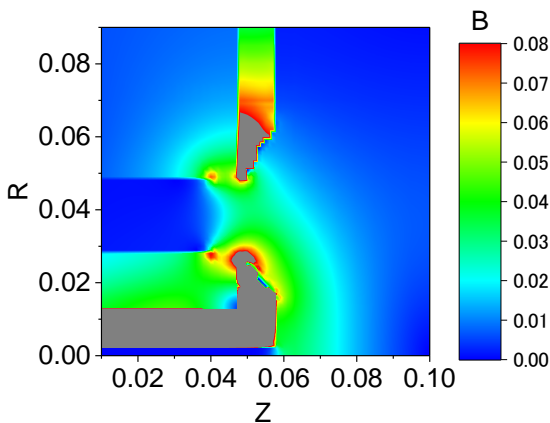


図 4 磁束密度分布(Magnum 3.0 による数値解析, 内側コイル 0.7 A, 外側コイル 0.7 A, トリムコイル 0 A)

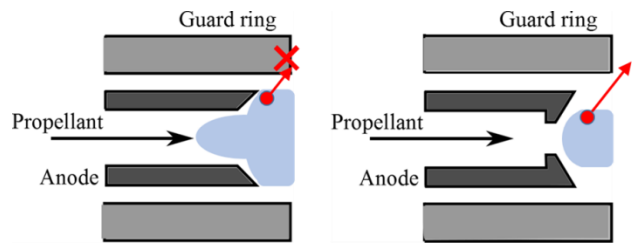


図 5 ホローアノード
(左) 薄型 (右) 返しあり

2.2 スラストスタンド

推力測定は振り子式スラストスタンドを用いて行った. 図 6 にスラストスタンドの概形を示す. 外枠はアルミニウム製, 内側の振り子はカーボン製の 8 本の骨組みと 12 個のナイフエッジで構成され, 箱ブランコのような構造をしている. ホールスラストはスラストスタンドの上部に設置し, 下部には 5 kg のカウンターウェイトを設置し, LED マイクロ変位センサ (OMRON 社製, Z4W-V25R) により変位を検出し, 推力を評価した. 推力校正は, 真空環境下においてロードセルとトラバースを組み合わせた機構を用いて, 水平方向荷重をスラストスタンドに加え変位を測定, 水平方向荷重と変位の関係式を算出し行った. このスラストスタンドの測定誤差は 2.6% であった.

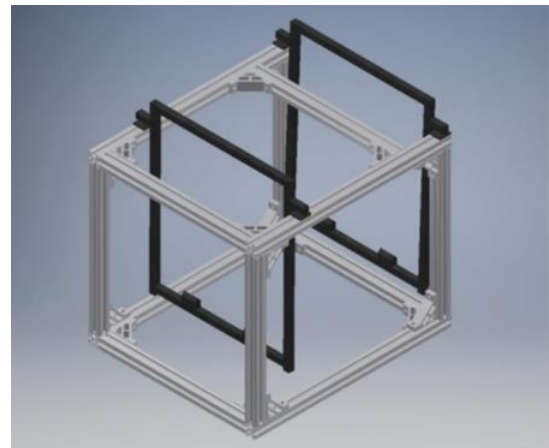


図 6 スラストスタンド

2.3 真空設備

スラストの作動実験は独立行政法人 JAXA (宇宙航空研究開発機構) / 宇宙科学研究所の大型スペースサイエンスチャンパーにて行った. 図 7 にスペースサイエンスチャンパーの外観を示す. 上記のチャンパーは円筒形のステンレス製の真空槽で, チャンパーの直径は 2.5m, 長さは 2.5m で, 排気にはメカニカルブースターポンプ 1 台とロータリーポンプ 2 台で粗引きを行った後, 1 基のターボ分子ポンプ (TG3451MVAB : 排気速度 3400 l/s at N₂) と 2 基のクライオポンプ (CRYO-U30H : 排気速度 28000 l/s at N₂) が接続されており, チャンパー内を高真空まで排気し, 維持した. 図 8 に排気系統概略図を示す. 推進剤 (キセノン) 未流入時の到達真空度は 1.30×10^{-4} Pa で, スラスト作動下での真

空度は 1.45×10^{-2} Pa であった。



図7 スペースサイエンスチェンバー

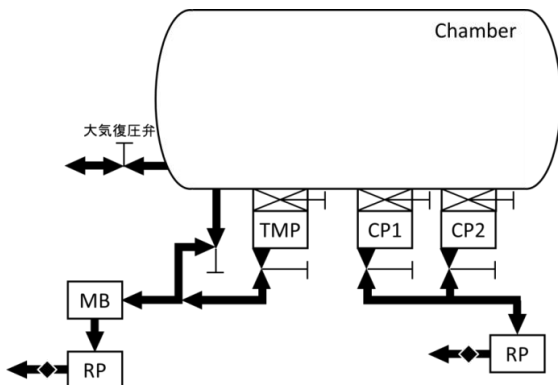


図8 排気系統の概略図

3. 結果・考察

3.1 推進性能

推進効率 η_t 比推力 I_{sp} は1以下の式によって評価した。放電以外にも消費される電力、例えば磁気回路の励磁エネルギーやホローカソードの加熱に消費されるエネルギーなどは無視した。

$$\eta_t = \frac{F^2}{2\dot{m}V_d I_d}$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g}$$

図9に推進剤流量 4.9 mg/s に固定した状態で放電電圧を 150 V から 400 V まで変化させたときの推力を示す。推力は放電電圧とともに上昇し、 150 V ではどちらの陽極形状においても 54 mN (比推力 1135 s) であったが、 400 V では返しありのアノードでは 103 mN (比推力 2150 s)、薄型のアノードでは 111 mN (比推力 2330 s) が得られた。

図10に図9と同じ条件下での放電電圧と推進効率の関係を示す。推進効率も推力と同様に薄型アノードのほうが効率はよく、 400 V では返しありアノードで 0.53 、薄型アノードで 0.60 であった。

薄型アノードを使用した時は、ホローアノード内でプラズマが生成されやすく、返しありアノードを使用した時は、

プラズマはホローアノードの中央付近、加速チャンネルの内側付近から外側でプラズマが生成されることを意図したため、推進剤利用効率が下がったために¹⁰⁾、推力および推進効率は下がったが、寿命とのトレードオフを考えると十分な性能が得られているといえよう。

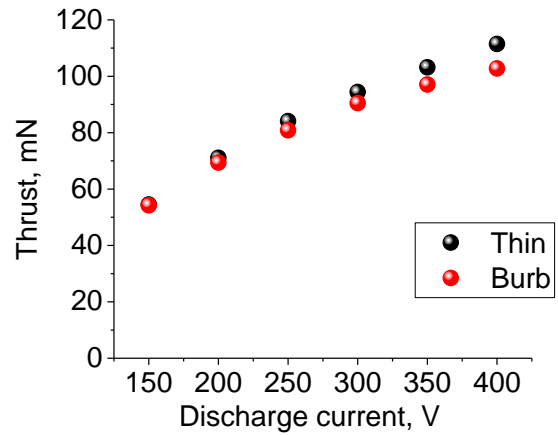


図9 放電電圧に対する推力

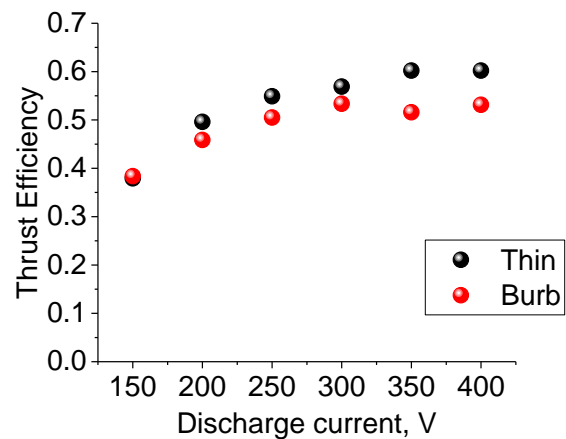


図10 放電電圧に対する推進効率

3.2 安定作動範囲

振動の大きさを表す指標として、以下の式で意義される指標 Δ を用いた。 τ は測定時間で本研究では 50 ms とした

$$\Delta = \frac{R.M.S}{\bar{I}_d} = \frac{1}{\bar{I}_d} \sqrt{\frac{\int_0^\tau (I_d - \bar{I}_d)^2}{\tau}}$$

$$\left(\bar{I}_d = \frac{\int_0^\tau I_d}{\tau} \right)$$

図11、図12に内側コイルの電流値、と放電電圧に対する振動の大きさの分布を示す。返しありアノードのときと薄型アノードのときの分布を比較すると、薄型アノードを使用したときは返しアノードを使用したときより安定作動範囲が広く見られた。これは薄型アノードではスラスタ作動時、プラズマがより、ホローアノードの内側に生成さ

れることで、プラズマが安定したためである。¹¹⁾

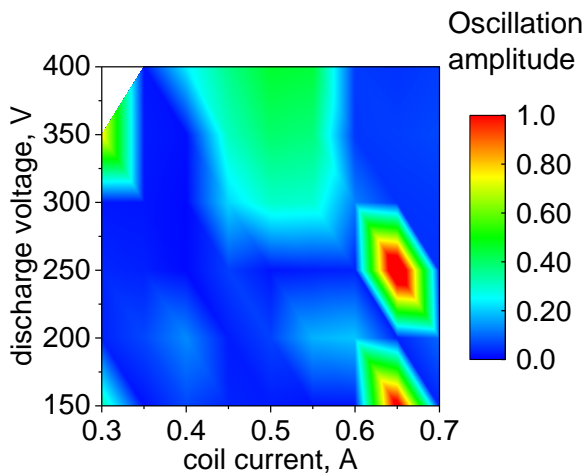


図 11 不安定領域 (返しありアノード)

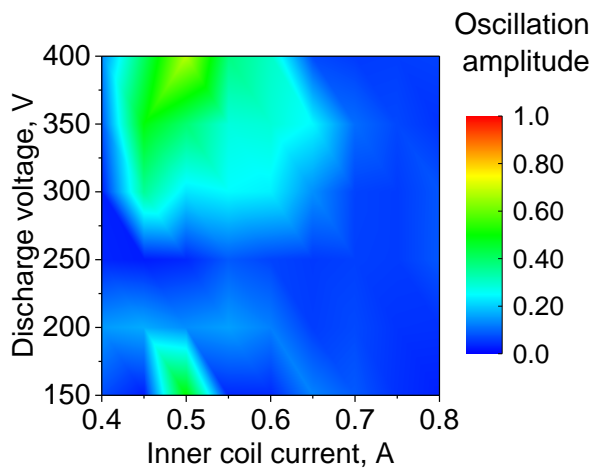


図 12 不安定領域 (薄型アノード)

4. まとめ

本研究では 5kW 級のアノードレイヤ型ホールスラスタを用い、2 種類の陽極を使い作動実験を行った。陽極形状変更前後で推力、推進効率ともに差が見られたが、400V で 7%程度にとどまった。また安定作動範囲も二つの陽極により特に高電圧作動条件で差が出たが、どちらもまったく安定な動作点がないという作動条件はなかった。これより寿命延長の効果を考慮すると返しあり陽極の選択もありえるため、数値解析による詳細な再設計を行いたい。

謝辞

本研究は、JSPS 科研費 23686123, 26289324 の助成を受けたものです。

本研究は「宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 スペースプラズマ共同利用設備」を利用したものであり、また本研究を行うに当たり、ご協力をいただきました、國中均教授、細田聡史開発員、月崎竜童助教に感謝申し上げます。

参考文献

- 1) J. A. Linnell, A.D. Gallimore, "Efficiency Analysis of a Hall thruster Operating with Krypton and Xenon," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.22, pp. 1402-1418, 2006.
- 2) S.Tverdokhlebov, A. Semekin, and J. Polk, "Bismuth Propellant Option for Very High Power TAL Thruster," *AIAA Paper 2002-0348*, Jan. 2002.
- 3) V. V. Zhurin, H. R. Kaufman, R. S. Robinson, "Physics of Closed Drift Thrusters," *Plasma Sources Sci. Technol.* 8, 1999, R1-R20.
- 4) Zharinov, A. V. and Popov, Yu. S., "Acceleration of Plasma by a Closed Hall Current," *Soviet Physics-Technical Physics*, Vol. 12, Aug. 1967, pp. 208-211.
- 5) H. R. Kaufman, "Technology of Closed-Drift Thrusters," *AIAA journal*, Vol. 23, No. 1, 1985, pp.78-86.
- 6) C. R. Koppel and D. Estublier, "The SMART-1 Electric Propulsion Subsystem," *AIAA-2003-4545*, 39th Joint Propulsion Conference, Huntsville, Alabama, July 20-23, 2003.
- 7) R. Myers, Overview of Major "U.S. Industrial Electric Propulsion Programs," *AIAA-2004-3331*, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004
- 8) N. Yamamoto, et al., "Thrust Performance in a 5 kW class anode layer type Hall thruster," *IEPC paper 2015-459p*, Kobe, July, 2015.
- 9) 山口敦, "九州大学大学院総合理工学府修士論文, 2016.
- 10) 高瀬 紘平, "5 kW 級アノードレイヤ型ホールスラスタの特性評価," 九州大学大学院総合理工学府修士論文, 2016.
- 11) 横田茂, 安井伸輔, 熊倉賢, 小紫公也, 荒川義博: アノードレイヤ型ホールスラスタ内部のシース構造と放電電流の数値解析, *日本航空宇宙学会誌*, Vol.54, No. 632, Sep., 2006.