

# 5kW 級アノードレイヤ型ホールスラストの性能に関する研究

九大・総理工 山本 直嗣  
九大・総理工 伊藤 匠  
九大・総理工 中島 秀紀  
ISAS/JAXA 細田 聡史  
ISAS/JAXA 月崎 竜童

## 1. 研究の背景

有人探査時や SSPS 建設用カーゴの主推進機として、数十 kW 級の大型電気推進機の開発が迫られている。実際に NASA の 457M<sup>1)</sup> やロシア D-160<sup>2)</sup> 等に見られるように、大型のホールスラストの開発が進められている。ホールスラスト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。<sup>3-7)</sup> 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ト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-1<sup>8)</sup> の主推進や静止衛星の南北制御<sup>9)</sup> などが挙げられる。

ホールスラスト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。<sup>6)</sup> 現在の主流はマグネチックレイヤ型であるが、大電力化において、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ト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ト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。そのマイルストーンとして、5 kW 級アノードレイヤ型ホールスラストを開発し、宇宙科学研究機関、宇宙科学研究所イオンエンジン耐久試験装置において性能取得実験を行った。その成果を報告する。

## 2. 実験装置

製作したホールスラストの外観図を図 1 に示す。設計コンセプトとしては、Magnetic Shielding も適用可能にすることや放射冷却での熱の成立

性が確認可能な形にすること、セラミック部品を出来るだけ削減する事という 3 つのコンセプトのもと設計した。設計点を表 1 に示すが、高推力モードと高比推力モードの 2 つの動作点での作動可能なスラストとなっている。一つは放電電圧 300V で 360 mN の軌道遷移時に使用する高推力モードであり、もう一つは比推力 3000 秒の惑星探査用の高比推力モードである。

加速チャンネルの外径は 94 mm であり、ホローアノードを採用している。4 つの外部ソレノイドコイルと、一つのスラスト中心部のソレノイドコイルと磁極によって加速チャンネル内に半径方向の磁場が印加されている。このコイルに流す電流および内側と外側に流す電流の比を変化させ、加速チャンネル内に印加する磁束密度の大きさおよび磁場形状が調整可能である。本研究においては、図 2 に示すとおり、なるべく磁力線が加速チャンネル内において加速チャンネルと垂直になるように、外部コイル電流と内部電流コイルの電流比を 1:1 に固定して行った。半径方向の磁束密度はスラスト出口で最大になるように磁場形状を設計した。径方向には磁束は一定なので、磁束密度は加速チャンネルの内側壁面で最大となり外側に行くに従い減少する。

推進剤にはキセノンを用いた。陰極にはホローカソード(veeco 社製 HCES2)を使用した。作動ガスにはキセノンを用い、作動ガス流量は 1.5 mg/s に固定した。

スラストの作動実験は直径 5.0 m 長さ 2 m のイオンエンジン耐久試験装置で行った。真空ポンプの排気速度は空気で  $4.4 \times 10^4$  l/s(xenon)であり、スラスト作動時圧力は  $5 \times 10^{-3}$  Pa 以下であった。

表 1 5 kW 級ホールスラスト設計点

Power	Thrust	$I_{sp}$	$\dot{m}$	$\eta$	$V_d$
6 kW	360 mN	1900 s	20 mg/s	0.60	300 V
17 kW	580 mN	3000 s	20 mg/s	0.55	800 V

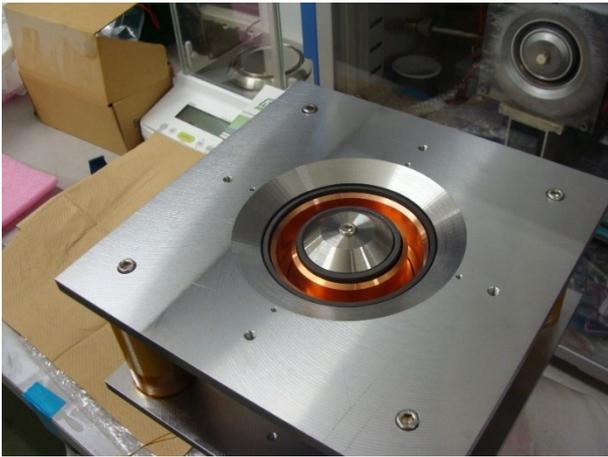


図1 ホールスラスタ外観図

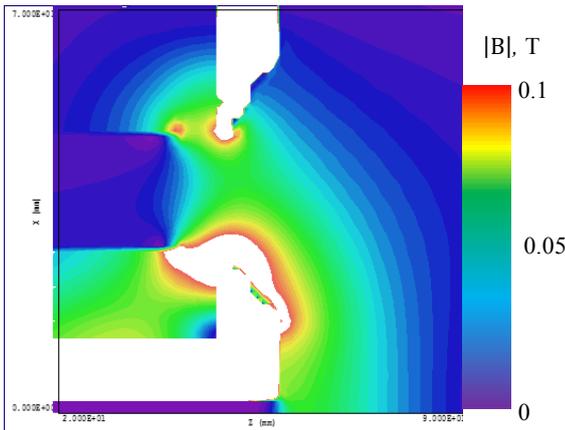


図2 磁場形状分布, 外部コイル4 A, 内部コイル4 A (Magnum 3.0 による数値解析)

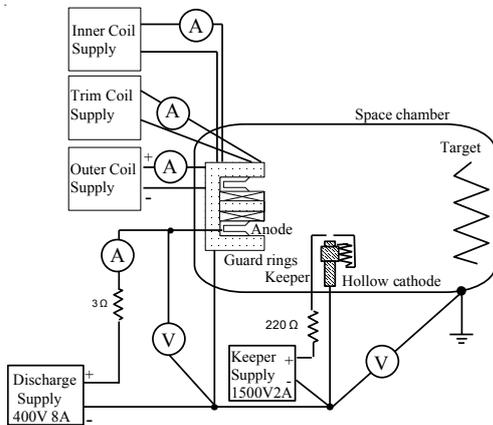


図3 試験時の電気系統図

図3に電気系統図を示すが、カソードは真空容器から浮かせて実験を行った。ただしチャンバとの電位差が40Vを超えると実験を停止した。放電電圧が300V以上で40Vを超えたため、これ以上の作動は行わなかった。また、3Ωの安定化抵抗を電源とホールスラスタの間に設置したスラスタヘッドに流れる電流および印加する電圧をデータロガーおよびオシロスコープを

用いて測定した。さらに推進性能を評価するために、振り子式スラストスタンドを用いて推力を算出した。この振り子式スラストスタンドの誤差は5%であった。

### 3. 結果

スラスタを作動させ、性能を測定した。はじめにサブチャンバで作動の確認実験および真空度の影響を調査した後、性能評価のため、メインチャンバにスラスタを直接設置し、推力および温度変化を測定した。推力の測定よりカソードで消費するガスやカソード及びコイルで消費される電力も加味して比推力および推進効率を算出した。ただし、今回の作動条件において、カソードは安定作動を優先させたため、最適な条件とは言えない。実際にカソードには1.8 mg/sとアノード流量と比較して1/4も占めており、適正值よりも大きかった。

$$I_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)}$$

$$\eta_t = \frac{F^2}{2(\dot{m} \left( \dot{m} \frac{dV_d}{dt} + \sum (P_{coil} + P_{cathode}) \right) )}$$

ここで、 $I_{sp}$ ,  $\eta_t$ ,  $F$ ,  $\dot{m}_a$ ,  $\dot{m}_c$ ,  $V_d$ ,  $I_d$ ,  $P_{coil}$ ,  $P_{cathode}$ はそれぞれ、比推力、推進効率、推力、アノード流量、カソード流量、放電電圧、放電電流、コイルで消費する電力、カソードで消費する電力 ( $1.5 \text{ A} \times 23 \text{ V} = 35 \text{ W}$ ) であった。

図4にホールスラスタに流すガスの流量を6.8 mg/sに、ホローカソードに流すガスの流量を1.8 mg/sに固定したときの推進性能を示す。この時の真空度は  $3.2 \times 10^{-3} \text{ Pa}$  であった。推力は放電電圧と共に増加し、放電電圧300Vで95 mNとなった。このとき比推力は1250秒であった。推進効率は推力と同じく消費電力放電電圧と共に増加している。

放電電圧を200Vに固定して、磁場を変化させたときの推力、放電電流を図5に示す。コイル電流4Aまでは磁場の増加と共に、推力および放電電流ともに減少し、4Aを超えると、推力はほぼ一定となる。コイル電流2.8Aで推力が90 mNと大きくなっている。これは計測の誤差範囲外であり、実際に推力が大きくなっている。このときは放電電流もそれなりに大きい。結果的に効率は30%を達成している。これはホローアノード内で効率的にプラズマ生成が行えたために性能が上がったと考える。

スラスタ作動時にプラズマの不均一性が見られた(図6参照)。すなわち、図の右手側の加速

チャンネル内の発光強度のほうが左手よりも強いことが分かる。この不均一はスラスタにガスを供給する配管の途中でリークがあり空気がスラスタ本体の供給されていたためであり、再度実験した結果として、不均一性は改善され、推進性能も向上していた。<sup>10)</sup>

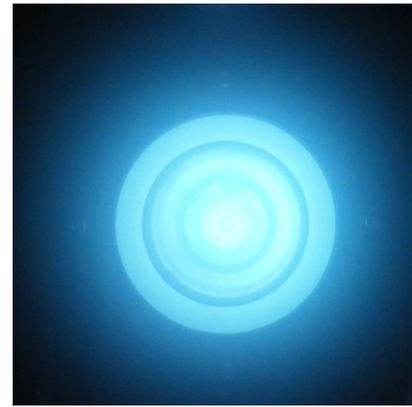
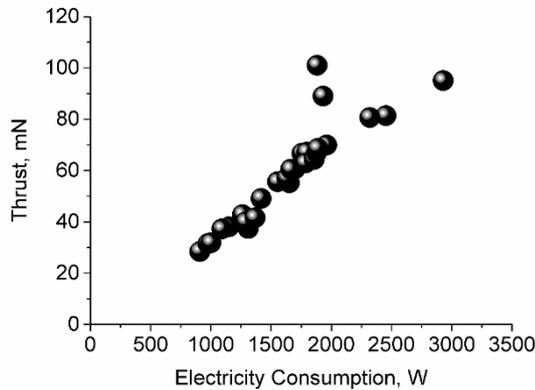
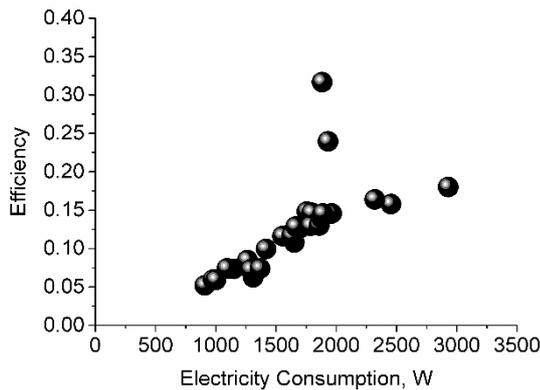


図 6 作動中の様子



(a)



(b)

図 4 消費電力に対する推進性能(a)推力 vs.消費電力(b)推進効率 vs.消費電力、アノードガス流量 6.8 mg/s, カソードガス流量 1.5 mg/s

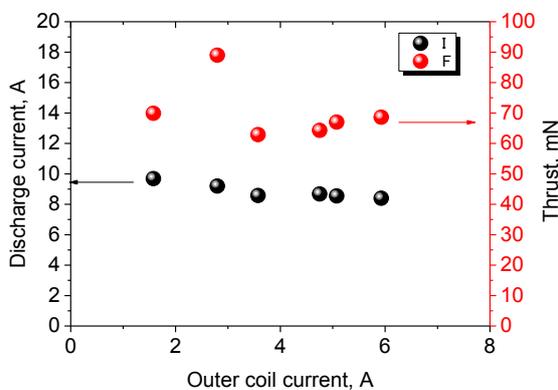


図 5 放電電流/推力 vs. 外部コイル電流(4 つ並列), 推進材流量 6.8 mg/s 放電電圧 200 V

### 謝辞

本研究は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所「イオンエンジン耐久試験装置」を利用したものです。ここに謝意を表します。実験遂行に当たりご支援頂いた國中均先生に感謝致します。

### 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. Semenin, , 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) E. Y. Choueiri, "Fundamental difference between the two Hall Thruster Variants," *Phys. Plasmas*, 8, 11, 2001.
- 5) 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.
- 6) H. R. Kaufman, "Technology of Closed-Drift Thrusters," *AIAA journal*, Vol. 23, No. 1, 1985, pp.78-86.
- 7) V. Kim, "Main physical feature and processes determining the performance of stationary plasma thrusters," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 736-743.
- 8) 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.
- 9) 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
- 10) N. Yamamoto, et al., "Thrust Performance in a 5 kW class anode layer type Hall thruster," *IEPC2015 paper*.