

マイクロ波カソード-200W 級ホールスラスタのプルーム解析

Efficiency analysis of microwave cathode – 200 W class Hall thruster

○森下 貴都(東大・院)・月崎 竜童(宇宙航空研究開発機構)・山本 直嗣(九大)
・杵淵 紀世志(名大) 西山 和孝(宇宙航空研究開発機構)

○Takato Morishtia(The University of Tokyo)・Ryudo Tsukizaki (JAXA)・Naoji Yamamoto (Kyushu University)・Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University) Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Abstract

A hollow cathode is an efficient electron source by the self-heating mode utilizing the discharge power. However, in sub-Ampere to a few amperes, it needs keeper power to maintain the thermionic electrons discharge, which could decrease the thrust efficiency. In order to solve the problem, we suggest using a microwave cathode, which is based on the flight model of microwave ion thruster neutralizer cathode as the alternation of a hollow cathode. In this research, we coupled the microwave cathode with a 200 W class hall thruster and compared the characteristics and performance with a hollow cathode. We measured thrust by an inverted thrust stand, ion energy distribution functions by a retarding potential analyzer and beam profiles by an ion collector. It is confirmed that magnetic field polarity affects the ignition characteristics. The thrust and thrust efficiency are equivalent in both cases of cathodes. Specific impulse is 10 % higher in the case of the microwave cathode. Since the potential difference between the microwave cathode and ground rapidly increased with respect to more than 600 mA, which could be the trade-off point against the hollow cathode.

記号の説明

B :	磁束密度
e :	電荷素量
E_m :	ビーム平均エネルギー
F :	推力
g :	標準重力加速度
I_a :	アノード電流
I_{beam} :	ビーム電流
I_c :	カソード電流
I_{coil} :	内側コイル電流
I_{sp} :	比推力
J :	電流密度
L :	スラスタ-RPA・イオンコレクタ間距離
\dot{m}_a :	アノード流量
\dot{m}_c :	カソード流量
m_e :	電子質量
M :	キセノンイオン質量
P_a :	アノード消費電力
P_c :	カソード消費電力
P_{coil} :	コイル消費電力
r_0 :	スラスタチャネル外径
V_a :	放電電圧
η_b :	電流利用効率

η_{div} :	ビーム収束効率
η_u :	推進剤利用効率
η_v :	電圧利用効率
ω_c :	電子サイクロトロン周波数

1. 緒 論

イオンエンジンやホールスラスタを始めとする電気推進機は、宇宙機燃料の抜本的削減をもたらした。これにより超低軌道衛星の実現や、静止衛星の2台同時打ち上げ、深宇宙探査における人類の活動領域の拡大などの成果をもたらされた。小惑星探査機「はやぶさ」や「はやぶさ2」による小惑星サンプルリターンは記憶に新しい^{1,2,3}。本研究室で研究され、打ち上げから3年半もの期間を経て往路を完走させたマイクロ波放電式イオンエンジンは、今後さらなる宇宙科学ミッションに採用されることが期待されている。「はやぶさ」のような比較的大型な衛星による成果はもちろん、今後は小型衛星による成果も期待されている。2013年にDubaiSat2が打ち上げられた^{4,5}。DubaiSat2は300kg級の小型衛星であり、主推進系として電気推進を採用しており、ホールスラスタとマイクロ波カソードから構成される。しかしDubaiSat2の開発時には、スラスタとカソードの磁場干渉やプルームのエネルギー、プロファイルは調査されなかった。したがって本研究の目的は、ホールスラスタ-マイクロ波カソードのカップ

リングの動作特性を調査し、マイクロ波カソードとホローカソードの優劣の境界を明らかにすることである。このために、第1に推力を計測し、第2にイオンエネルギー分布、ビームプロファイルを測定した。またそれぞれホローカソードと比較し、その結果をここに報告する。

2. マイクロ波カソード

一般に宇宙機に搭載する中和器にはホローカソードが使われてきた⁶。ホローカソードはヒータによってBaOやLaB6などの熱電子放出材が温められることにより放電が開始する。一方、本研究で扱うマイクロ波カソードは、小惑星探査機「はやぶさ」や「はやぶさ2」で採用された $\mu 10$ イオンエンジンの電子源であり、これまで幾度と大電流化されてきた^{7,8,9}。地上耐久試験では6万時間程度の耐久実績があり、現在も継続中である。マイクロ波カソードのプラズマ生成機構としては図1に示すように、電子サイクロトロン共鳴(Electron Cyclotron Resonance, ECR)加熱と直流放電の2つが挙げられる。ECR加熱は、式(1)に示す通り、場の磁束密度における電子サイクロトロン周波数 ω_c と共鳴するマイクロ波を投入し、電子サイクロトロン共鳴を起こすことでプラズマを発生させる方法である。

$$\omega_c = \frac{eB}{m_e} \quad (1)$$

一方直流放電では、イオン源により放出されたイオンビームの比較的高いポテンシャルと、中和器内部プラズマポテンシャルの差により電子が加速し、放電が生じる。

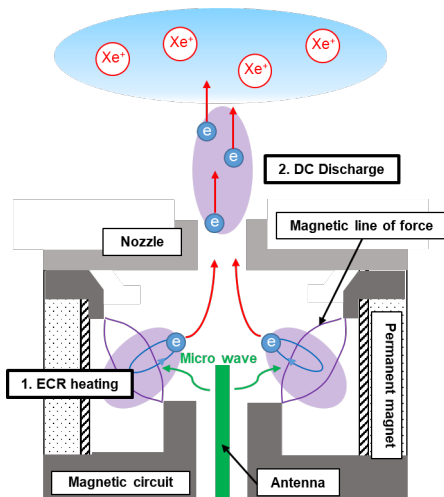


図1 マイクロ波カソードの構造

ここで表1にマイクロ波カソードとホローカソードの特性比較を示す。ホローカソードは始動時にヒータにより約1000Kまで予熱する必要がある¹⁰。またヒータのON/OFFを繰り返すことによりヒータが断線する懸念がある¹¹。さらに熱電子放出材料の特性から約1000時間以上大気暴露することができないという難点がある^{12,13}。これに対しマイクロ波カソードについて取り扱いは容易であり、ホローカソードのような取り扱いの難しさはない。但し、比較的放出する電子

電流が小さいという点が短所であり、後述の通りこれを克服することが求められてきた。

表1 マイクロ波カソードとホローカソードの特性比較

	マイクロ波カソード	ホローカソード
長所	- 取り扱いが容易 - 即時点火	数A以上で自己発熱維持による低電力作動が可能
短所	低電流	- ヒータの断線 - 大気暴露時間の制限 - 予熱が必要 - 自己発熱限界付近で電力消費大
磁場	あり	なし

現在用いられている種々の中和器とマイクロ波カソードの放出電子電流による比較を図2に示す。横軸が放出する電子・イオンの電流量であり上側が中和器、下がイオン源を示す。図2に示す通り、マイクロ波カソードは100mA~200mAの領域で動作している。これははやぶさ初号機やはやぶさ2で搭載されたイオンエンジン $\mu 10$ がこの領域で動作し、そのカソードとして設計されたからである。1Aより大電流ではBaOやLaB6のホローカソードが主流の電子源である。従ってマイクロ波カソードとホローカソードの境界であるサブアンペアにおいて両者が競合する。そしてこの領域が200W級のホールスラスト用カソードの適用範囲である^{14,15}。

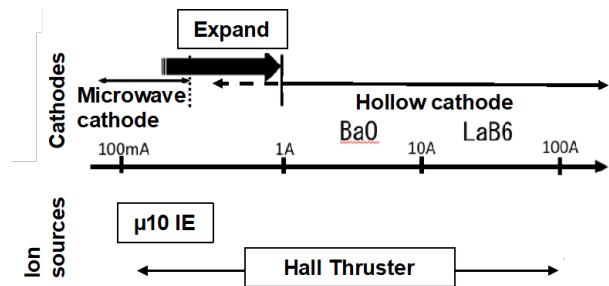


図2 マイクロ波カソードとホローカソード(BaO, LaB6)の電流域比較と対応する電気推進器

3. 実験

本実験は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)宇宙科学研究所(ISAS)内のスペースサイエンスチャンバで行った。またホールスラストは九州大学が開発しているSPT型を用いた。図3に実験セットアップを示す。逆振り子式スラストスタンドにより推力を測定した。またスラスト下流0.95mの位置にRetarding Potential Analyzer(RPA)、イオンコレクタを配置し、横切る方向に掃引することでビームプロファイルを測定した。イオンエネルギー分布はスラスト下流0.95mにRPAを設置して計測した。電流プローブによりアノード電流 I_a 、カソード電流 I_c を測定し、カソードとグラウンドの電位差 V_{cg} を計測した。以上をスラストの流量や放電電圧 V_a 、内側コイル電流 I_{coil} をパラメトリックに計測し、汎用的なホローカソード(Ion tech HCN252)と比較した。外側コイル電流は内側の

4 倍の電流値をとる。マイクロ波カソードは、既到大電流化された 500 mA 級のモデルを用いた¹⁶。また、マイクロ波伝送ケーブルの剛性により推力が正しく測れないことから、マイクロ波カソードはスラストスタンドに載せず、独立した治具に固定した。実験条件を表 2 にまとめる。

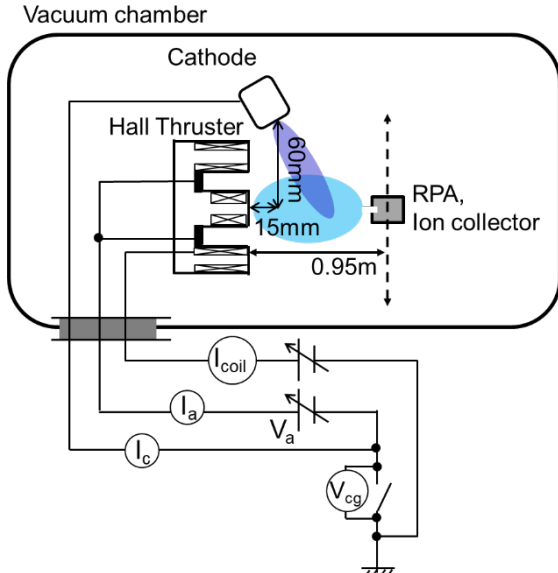


図 3 カップリング試験のセットアップ

表 2 カップリングの実験条件

マイクロ波カソード	
Xe 流量 \dot{m}_c	1.5 sccm
マイクロ波投入電力 P_c	20 W
ホローカソード (Ion tech HCN252)	
Xe 流量 \dot{m}_c	2.8 sccm
ヒータ, キーパ電力 P_c	20 W
SPT 型ホールスラスト (九大)	
Xe 流量 \dot{m}_a	7 sccm
放電電圧 V_a	150, 200, 250, 300 V
内部コイル電流 I_{coil}	1.5, 2.0, 2.5 A

4. 結 果

図 4 にスラスト流量が 7 sccm, I_{coil} が 2.0 A の時の推力 F , 比推力 I_{sp} , V_{cg} , I_a , 推進効率を示す。ここで、比推力 I_{sp} , 推進効率 η_t は下式に定義される。ここで P_{coil} はコイルで消費する電力である。

$$I_{sp} = \frac{F^2}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)g} \quad (2)$$

$$\eta_t = \frac{F^2}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)(P_a + P_c)} \quad (3)$$

$$P_a = I_a V_a + P_{coil} \quad (4)$$

図 4 に示す通り、推力 F は各放電電圧 V_a においてマイクロ波カソードとホローカソードで同等である。比推力 I_{sp} はマイクロ波カソードの方が 10~20%高く、これは各カソードの Xe 流量の違いによるものである。また V_{cg} について、ホローカソードは-15~20V を一定に推移している。一方、マイクロ波カソードは $V_a = 200V$ まではホローカソードと同等もしくは浅い沈み込み電位であるが、 $V_a = 250V$ では-25V まで沈み込んでいる。アノード電流 I_a について、マイクロ波カソードの方が各放電電圧 V_a について 30%高い値を示した。推進効率 η_t について、 $V_a = 200V$ まででマイクロ波カソードが優勢または同等で、 $V_a = 250V$ においてホローカソードが若干優勢となった。これらは $I_{coil} = 1.5, 2.5 A$ でも同様の傾向を示す。

図 5 に $I_{coil} = 1.5, 2.5 A$ の場合も含めた I_a - V_{cg} プロットを示す。ホローカソードでは 350 mA から 750 mA まで V_{cg} が-15~20 V まで一定を推移していたが、マイクロ波カソードでは 600 mA を境に急激に V_{cg} が深く沈み込んでいき、最大-30 V 程度となった。

図 6 にスラスト流量が 7 sccm, I_{coil} が 2.0 A, の時の $V_a = 250V$ の時のイオンエネルギー分布とビームプロファイルを示す。ビームの平均エネルギー E_m は 9V ホローカソードの方が高く、ビームプロファイルにおいてマイクロ波カソードの方がピーク点で 20%高い。

図 7 に内部効率の比較を示す。ここでは 4 つの内部効率、電流利用効率 η_b , ビーム収束効率 η_{div} , 推進剤利用効率 η_u , 電圧利用効率 η_v を以下の式から算出した。

$$\eta_b = \frac{I_{beam}}{I_a} \quad (5)$$

$$\eta_u = \frac{I_{beam} M}{e \dot{m}_a} \quad (6)$$

$$\eta_v = \frac{E_m}{e V_a} \quad (7)$$

$$E_m = \left\{ \int f(E) \sqrt{E} dE \right\}^2 \quad (8)$$

$$\eta_{div} = \left[\frac{\int_0^{r_0} r j(r) dr + \int_{r_0}^{\infty} r j(r) \cos \theta dr}{\int_0^{\infty} r j(r) dr} \right]^2, \quad \tan \theta = \frac{r - r_0}{L} \quad (9)$$

電流利用効率 η_b は $V_a = 200V$ 以下でマイクロ波カソードの方が高く、 $V_a = 250V$ では逆転する。ビーム収束効率 η_{div} はマイクロ波カソードの方が最大 5%程度高い。推進剤利用効率 η_u はビーム電流が高いマイクロ波カソードの方が高い値を示す。電圧利用効率 η_v はホローカソードの方が最大 10%程度高い。これらは $I_{coil} = 1.5, 2.5 A$ でも同様の傾向を示す。

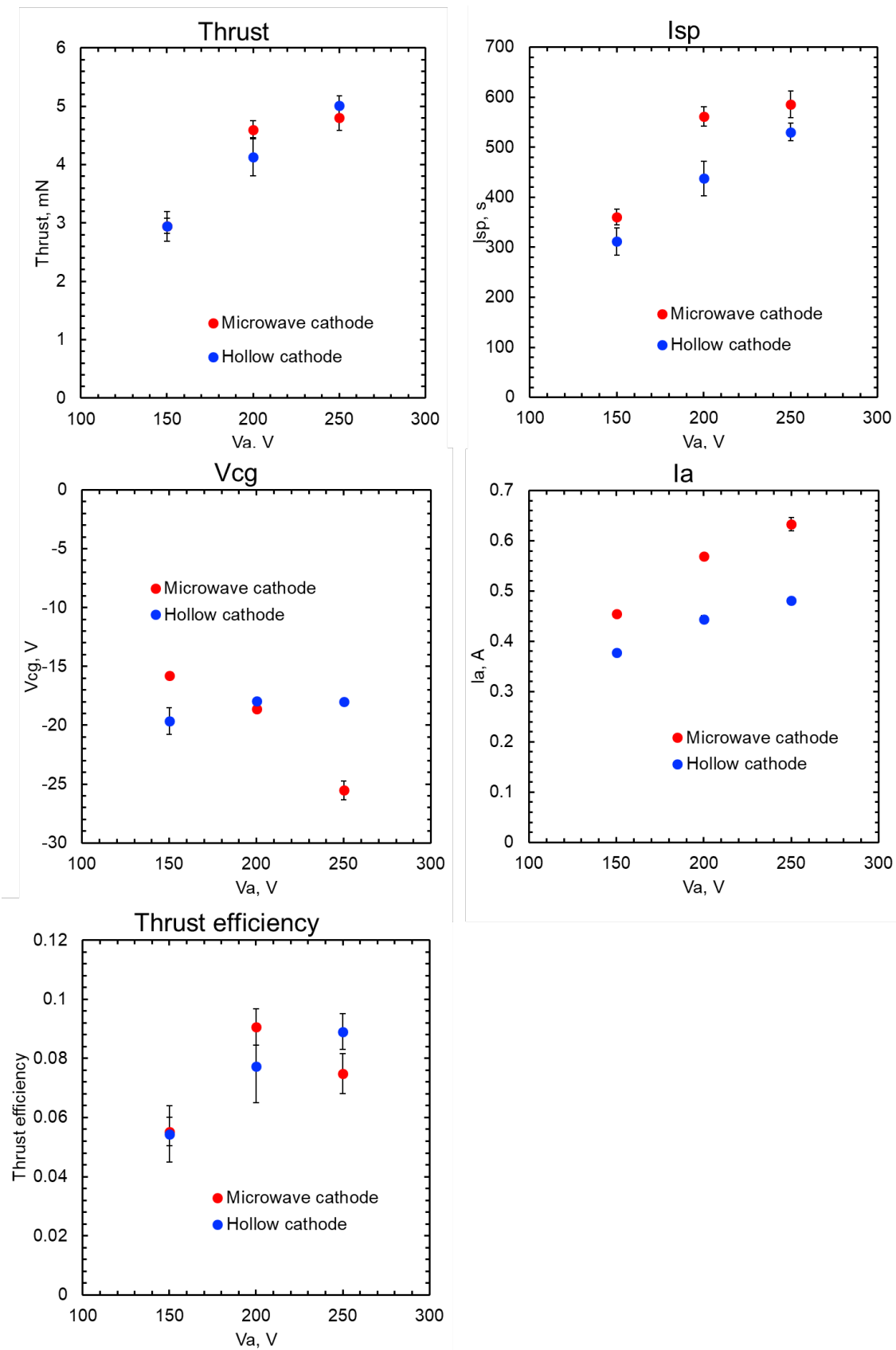


図4 $m_a = 7$ sccm, $I_{coil} = 2.0$ A の時の推力 F , 比推力 I_{sp} , カソード-グラウンド電位差 V_{cg} , アノード電流 I_a , 推進効率 η_t

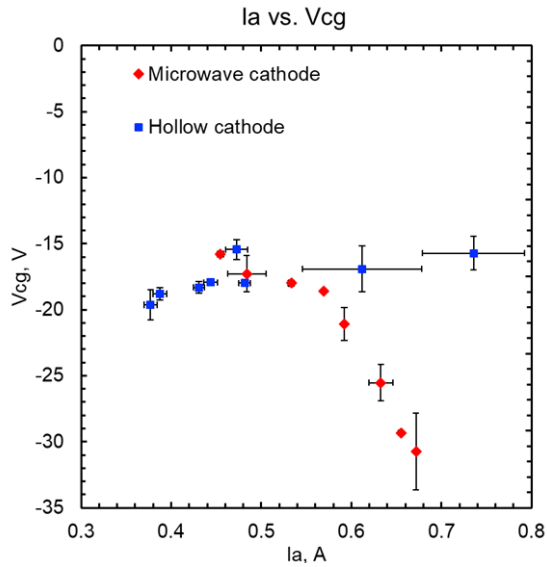


図5 I_a - V_{cg} 特性のマイクロ波カソードとホローカソードでの比較

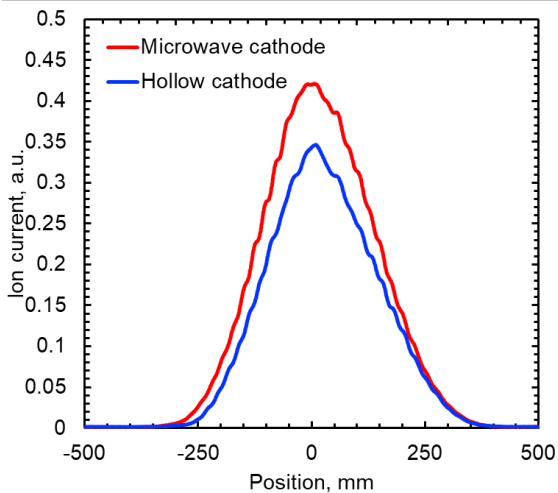
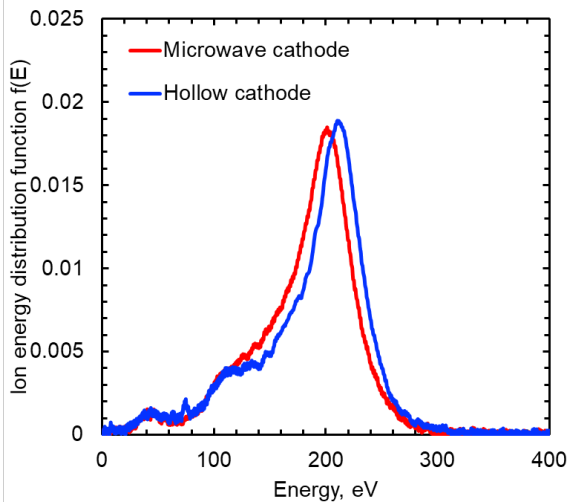


図6 $\dot{m}_a = 7 \text{ sccm}$, $I_{\text{coil}} = 2.0 \text{ A}$, $V_a = 250 \text{ V}$ の時のイオンエネルギー分布関数とビームプロファイル

5. 考 察

図5において600 mA以降で、ホローカソードでは V_{cg} が-15~-20 Vの一定のままであることに対して、マイクロ波カソードの V_{cg} が大きく沈み込んだのは、マイクロ波カソードの電子放出能力がホローカソードよりも劣ることによる。

図6において電荷交換衝突による低エネルギー帯の割合はマイクロ波カソードとホローカソードで一致している。しかし、200 V付近のピークはマイクロ波カソードで低く、イオン加速の効率が悪い。ビームプロファイルにおけるビーム電流量の差は後の内部効率の考察で述べる。

図7より、ビーム収束効率 η_{div} はマイクロ波カソードの方が高く、推進剤利用効率 η_u はマイクロ波カソードの方が高く、電圧利用効率 η_v はホローカソードの方が高い理由として、図8に示すようなスラスタチャンネル内の電離領域の違いが挙げられる。マイクロ波カソードとのカップリングにおいて、カソードの磁場がチャンネル内部において、ホローカソードの場合よりも強磁場を形成する。従って電離領域がより上流に形成され、アノード電流量およびビーム電流量が増加することで推進剤利用効率 η_u が高くなる。また、上流に電離領域が形成されることで、加速長が長くなりビーム収束性が向上するので、ビーム収束効率 η_{div} はマイクロ波カソードのほうが良い。しかし電離領域が上流に形成されれば、その分チャンネル壁面で運動量損失を生ずる量が増えるので、電圧利用効率 η_v は低くなる。これらが打ち消しあった結果、マイクロ波カソードとホローカソードで推力が同等になったと考えられる。

6. 結 論

これまで小型のホールスラスタに用いられてきたホローカソードは、1A以下では自己発熱モードが難しい(ヒータやキバ電力が必須)という問題点がある。これを解決するため、本研究室でこれまで大電流化してきたマイクロ波カソードを提案した。マイクロ波カソードを九州大学が開発したSPT型ホールスラスタへ適用し、性能とプローブ計測による比較をホローカソードで行った。本研究で得られた知見を以下に示す

- 推力は同等出であったが、流量はホローカソード2.8sccmに対し1.5sccmであるため比推力はマイクロ波カソードのほうが10-20%程度高い。
- 一方で、 V_{cg} はマイクロ波カソードにおいてアノード電流600mA以上で急上昇していることから、600mAがホローカソードとの性能の交差点であることがわかった。
- プローブ計測では、マイクロ波カソードの方が収束効率、推進剤利用効率が高く、電圧利用効率は低い。その結果推力は同等になった。
- この理由としてマイクロ波カソードによる磁場が、スラスタチャンネル内部の磁場を強化し、電離領域をホローカソードの場合よりも上流に形成したことが示唆された。

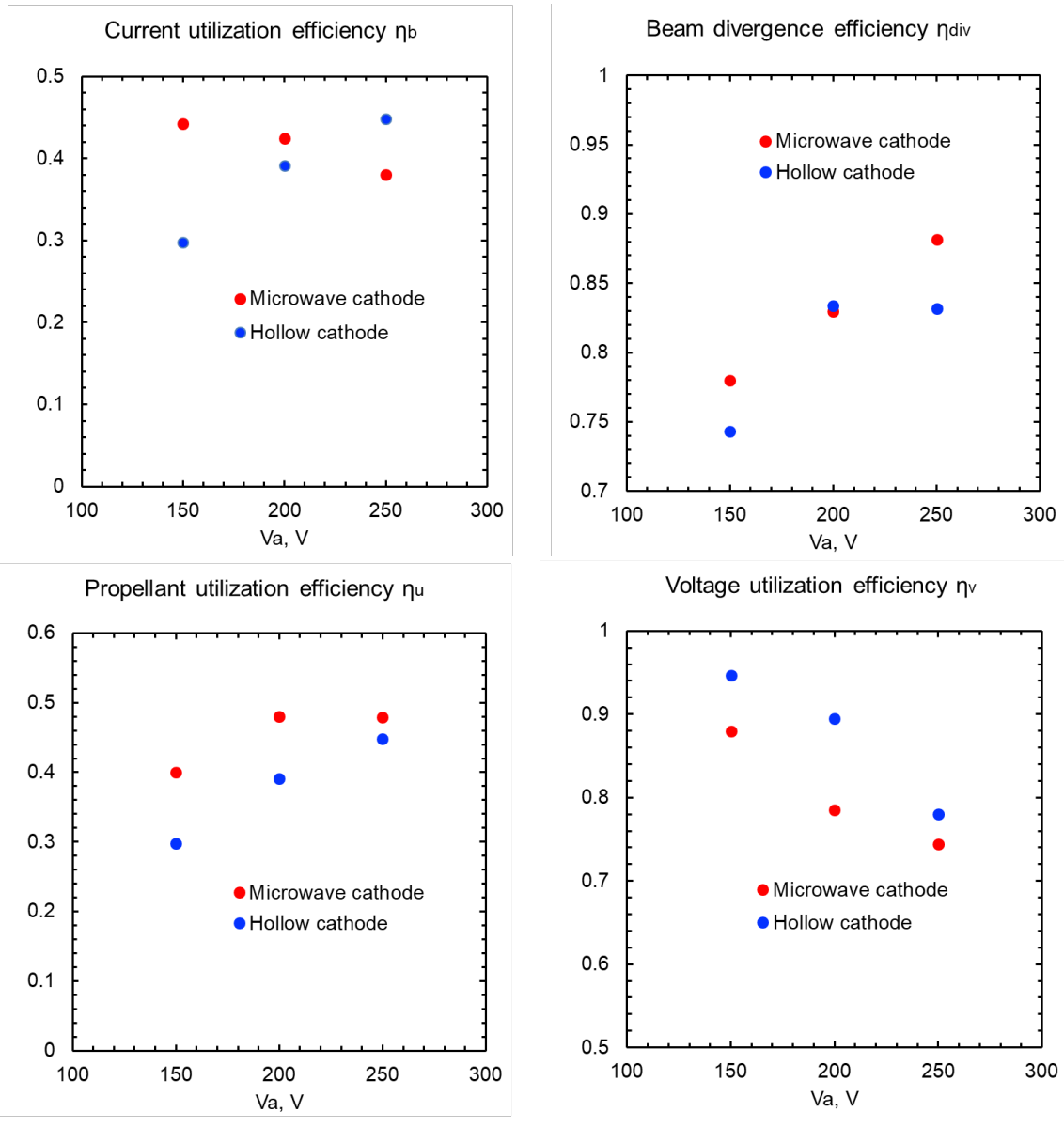


図7 $\dot{m}_a = 7 \text{ sccm}$, $I_{\text{coil}} = 2.0 \text{ A}$ の時の電流利用効率 η_b , ビーム収束効率 η_{div} , 推進剤利用効率 η_u , 電圧利用効率 η_v のマイクロ波カソードとホローカソードの比較

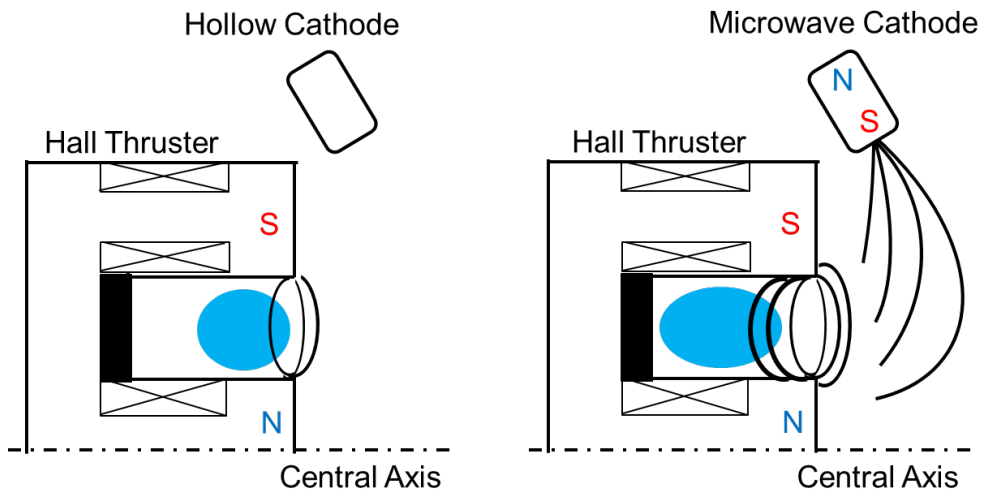


図8 マイクロ波カソードとホローカソードのカップリングにおける電離領域の違い

<参考文献>

- [1] H. Kuninaka, K. Nishiyama, I. Funaki, T. Yamada, Y. Shimizu, J. Kawaguchi., Powered flight of electron cyclotron resonance ion engines on Hayabusa Explorer, *J. of Propuls. and Power* 23 (2007) 544–551.
- [2] H. Kuninaka, K. Nishiyama, Y. Shimizu, K. Toki, Flight status of cathode-less microwave discharge ion engines onboard HAYABUSA Asteroid Explorer, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Jt. Propuls. Conf. & Exhib.*, AIAA 2004-3438 (2004)
- [3] L. Nishiyama, S. Hosoda, K. Ueno, R. Tsukizaki, H. Kuninaka, Development and testing of the Hayabusa2 ion engine system, *Trans. JSASS Aerosp. Tech.* 14 (2016) Pb131–Pb140.
- [4] H. Koizumi, H. Kuninaka, The application of 500 mA class microwave discharge neutralizer to Hall thruster system of DubaiSat-2 satellite, *Proceedings of Space Transportation Symposium: FY2012 (In Japanese)*
- [5] J. Lee, A. Reissner, M. Tajmar, Y. Jeong, Simulation of the Spacecraft Electric Propulsion Interaction on DubaiSat-2 using SPIS, *IEPC 32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-012, 2011
- [6] D. M. Goebel, E. Chu, High-current lanthanum hexaboride hollow cathode for high-power Hall thrusters, *J. of Propuls. and Power* 30 (2014) 35–40.
- [7] R. Tsukizaki, T. Ise, H. Koizumi, H. Togo, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Thrust enhancement of a microwave ion thruster, *J. of Propuls. and Power* 30 (2014) 1383–1389.
- [8] Y. Tani, R. Tsukizaki, D. Koda, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Performance improvement of the $\mu 10$ microwave discharge ion thruster by expansion of the plasma production volume, *Acta Astronaut.* 157 (2019) 425-434.
- [9] T. Morishita, R. Tsukizaki, S. Morita, D. Koda, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Effect of nozzle magnetic field on microwave discharge cathode performance, *Acta Astronaut.* 165(2019) 25-31.
- [10] J. E. Polk, D.M. Goebel, R. Watkins, Characterization of hollow cathode performance and thermal behavior, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE *Jt. Propuls. Conf. & Exhib.*, AIAA 2006-5150 (2006).
- [11] D. M. Goebel, J. T. Crow and A. T. Forrester, Lanthanum hexaboride hollow cathode for dense plasma production, *Rev. of Sci. Instrum.* 49 (1978) 469–472.
- [12] M. T. Domonkos, A. D. Gallimore, G. J. Williams, Low current hollow cathode evaluation, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE *Jt. Propuls. Conf. & Exhib.*, AIAA 99-2575 (1999).
- [13] M. T. Domonkos, M. J. Patterson, A. D. Gallimore, Low-Current, Xenon Orificed Hollow Cathode Performance for In-Space Applications, NASA/TM-2002-211574 (2002).
- [14] Ryan, W., Conversano, Dan, M., Goebel, Ioannis, G., Mikellides, Richard, R., Hofer, Richard, E., Wirz: Performance Analysis of a Low-Power Magnetically Shielded Hall Thruster: Computational Modeling, *J. Propulsion and Power*, 33 (2017), pp.992–1001.
- [15] Kurt, A., Polzin, Thomas, E., Markusic, Boris, J., Stanojev, Amado, DeHoyos, Yevgeny, Raitses, Artem, Smirnov, Nathaniel, J.: Fisch-Performance of a Low-Power Cylindrical Hall Thruster, *J. Propulsion and Power*, 23 (2007), pp. 886–888.
- [16] Morishita, T. Koda, D. Tsukizaki, R. Nishiyama, K. Kuninaka, H., Characteristic Evaluation of Microwave Discharge Neutralizer using Antenna Structure and Magnetic Field, *Proceedings of Space Transportation Symposium: FY2017 (In Japanese)*