

## レーザ誘起蛍光法によるマイクロ波放電式中和器のイオン速度計測

## Ion velocity measurement of microwave cathode plume

## by laser-induced fluorescence spectroscopy

○森下 貴都(東大・院)

・月崎 竜童・西山 和孝・國中 均(宇宙航空研究開発機構)

○Takato Morishtia(The University of Tokyo)

・Ryudo Tsukizaki・Kazutaka Nishiyama・Hitoshi Kuninaka (JAXA)

## Abstract

In the asteroid explorer Hayabusa mission, the ion thruster stopped due to the voltage increase of the neutralizer power supply. It is thought that the cause is the degradation of the neutralizer, but the mechanism has not been clarified. In addition, in previous research, the electron emission capability of microwave cathode was improved by weakening the magnetic field at the nozzle. In order to investigate the degradation physics and cause of improved electron emission capability, we measured the ion velocity field in a plume by laser induced fluorescence spectroscopy. It was found that the weak field nozzle cathode had different velocity profile comparing with nominal microwave cathode. The weak field nozzle cathode had a relatively high ion velocity at the center axis, and the ions focused on the center axis. It was suggested that the electron loss on the nozzle wall surface was smaller in a weak field nozzle cathode, and the electron transportability was improved.

## 記号の説明

$A$ :	アインシュタイン A 係数
$B$ :	磁束密度
$B_{12}$ :	アインシュタイン B 係数
$c$ :	光速
$e$ :	電荷素量
$I_{ex}$ :	レーザ強度
$m_e$ :	電子質量
$Q$ :	無放射遷移速度定数
$S$ :	陽光柱断面積
$\Delta I$ :	蛍光強度
$\Delta N$ :	密度
$v$ :	粒子速度
$\lambda$ :	レーザ波長
$\omega_c$ :	電子サイクロトロン周波数
$\Omega$ :	視野角

## 1. 緒言

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がもたらされた。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<sup>1,2,3</sup>。初代はやぶさで

はイオンエンジン中和器の電圧が上昇し、一時主推進器の推力喪失をきたした。中和器の劣化が原因と考えられるが、具体的な物理メカニズムは明らかになっていない。その後、はやぶさ2では磁場が強化された中和器を搭載した。打ち上げから7年もの期間を安定的に航行し、地球帰還を果たし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。これまでイオン源も改良を重ねているが<sup>4,5</sup>、中和器も電子放出性を幾度改良している<sup>6,7</sup>。したがって本研究の目的は、劣化メカニズム解明のための足掛かりとしてまず中和器プルームのイオンの流れ場を知ること、及び、これまでの性能向上の理由を解明することである。このために本研究ではプルームのイオン速度場をレーザ誘起蛍光法で計測し、それぞれフライトモデルと改良型の中和器と比較した。この結果を報告する。

## 2. マイクロ波放電式中和器

**2.1 原理** 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<sup>8</sup>。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放電式中和器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 $\omega_c$ 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, これと中性粒子との衝突で放電が生じる.

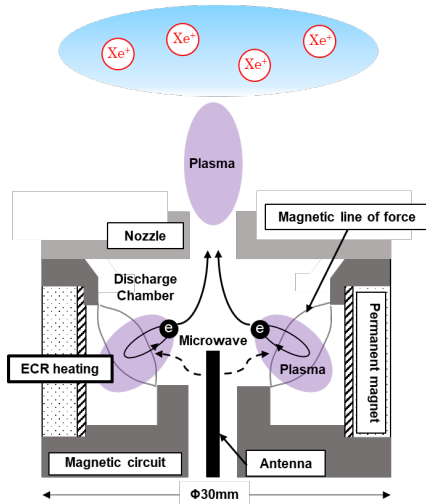


図1 マイクロ波放電式中和器の構造

**2.2 ホローカソードとの比較** ここで表1にマイクロ波放電式中和器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<sup>9</sup>. 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<sup>10</sup>. 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<sup>11,12</sup>. これに対しマイクロ波放電式中和器について取り扱いが容易であり, ホローカソードのような取り扱いの難しさはない. また無電極放電により原理的に電極損耗を回避することで長寿命を特徴とする. はやぶさ2フライトモデル中和器の地上耐久試験では6万時間以上の耐久実績があり, 現在も継続中である. 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る.

表1 マイクロ波放電式中和器とホローカソードの特性比較

	マイクロ波放電式中和器	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

**2.3 ノズル弱磁場化** 先行研究<sup>6</sup>において, マイクロ波放電式中和器のノズル部磁場を弱磁場化することで電子放出性

が向上することがわかった. 詳しくは参考文献を参照されたいが, 本研究で比較するため, 簡単に説明する. 図2のように中和器単体試験において, 中和器ノズルにコイルを巻き, 磁場を印加しアノード電圧の変化を調べた. 結果を図3に示すが, ノズル端で 7mT 弱めることで, アノード電圧は約 10V 抑制された.

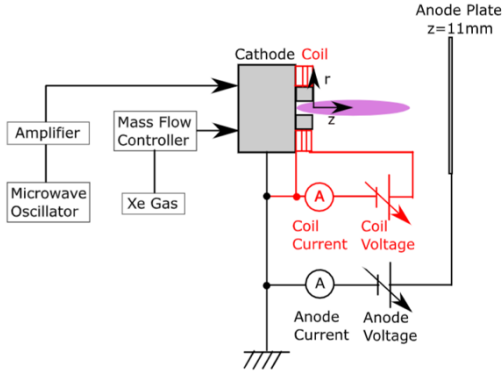


図2 ノズル弱磁場化単体試験

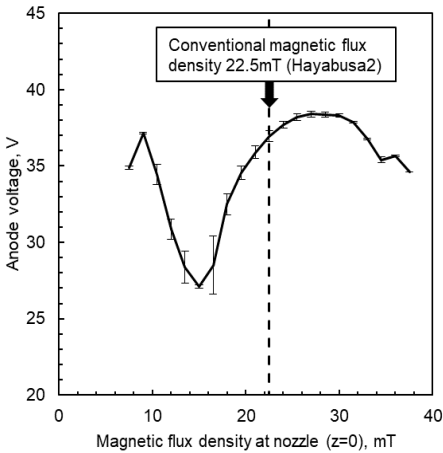


図3 ノズル弱磁場化によるアノード電圧の抑制

### 3. レーザ誘起蛍光法

本研究で用いるレーザ誘起蛍光法(Laser induced fluorescence method, LIFM)について説明する. LIF はプラズマ中のイオンの特定の準位の占有密度, 速度を空間分解能をもって非接触で計測ができるプラズマ診断手法である. これまでホローカソードの計測にも多く使用されてきた<sup>13,14,15</sup>. 具体的には, 可変波長レーザを用いてプラズマ中の粒子の励起順位に相当する波長の光を発生させることにより, 下準位にある粒子がレーザ光のエネルギーを受けて上準位に励起される. その後, 遷移確率の逆数で決まる時間が経過後, 再び電磁波を放出して下準位へ遷移する. この電磁波を蛍光として観測する. 測定対象の粒子が運動している場合, それらの粒子の運動のドップラー効果により共鳴吸収波長が変化する(図4). つまり得られるスペクトル線が特定の方向にずれる. したがってレーザの波長を掃引し, 吸収線の波長のシフト量を測定する

ことにより粒子のドップラープロファイルすなわちレーザの入射方向の速度分布を求めることができる。速度 $v$ はドップラースhift $\Delta\lambda$ から求めることができ式(2)のようにかかる。また共鳴吸収のエネルギー準位は簡単のため2準位系で考える。このとき弱励起状態では蛍光強度 $\Delta I$ と粒子相対密度 $\Delta N$ は式(3)の関係がある<sup>16,17</sup>。

$$v = -\frac{c\Delta\lambda}{\lambda} \quad (2)$$

$$\Delta I = \frac{B_{12}I_{ex}}{c} \frac{A}{A+Q} \frac{\Omega}{4\pi} \Delta N \quad (3)$$

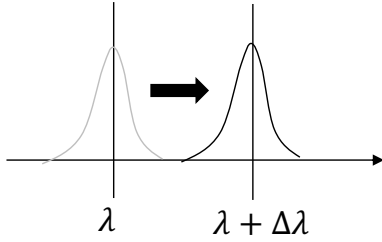


図4 ドップラースhift

#### 4. 実験系

図5に軸方向速度計測の実験系を示す。半導体レーザ(DL100)から出力されたレーザ光は1/2波長板を介して増幅器(BoosTA)に導入され増幅される。その後レーザ光はビームスプリッタにより分割され、波長計・参照セル・真空チャンバ内の中和器計測系に導入される。真空チャンバ内にはシングルモードの光ファイバにより導入し、中和器プルームへと射出される。出射後、レンズによりレーザ径は約100 $\mu\text{m}$ に集光される。参照セル及び中和器プルームで発生した蛍光はそれぞれPMTにより観測される。PMTによる出力はロックインアンプに導入され、チョッパの参照周波数を用いてノイズ除去を行いロガーに記録される。本研究では834.724nmのレーザを用いて励起させ、541.915nmの蛍光を計測する。真空チャンバ内では、2軸のステージに中和器を設置することで、2次元分布測定を可能にしている。図5は軸方向の速度計測の場合を示しており、アノードのパンチング穴からレーザ光をプルームに入射している。半径速度の速度計測では図5におけるy軸回りに中和器を90°傾けて設置することで実験系を構築した。

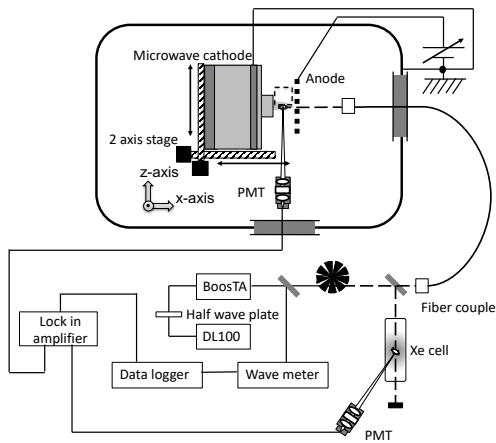


図5 軸方向速度計測の実験系

#### 5. 実験結果

図6に、はやぶさ2フライトモデルの磁場と、2.3で述べたノズル弱磁場における軸方向速度の比較を示す。イオンはアノードから上流方向に流れるが、両磁場で異なる空間分布を示す。はやぶさ2磁場では1,000-1,800 m/sに対し、弱磁場では1,000-2,500 m/sと、はやぶさ2磁場よりも弱磁場の方が最大40%大きい。また、中心軸上とそれ以外で速度場が異なる。はやぶさ2磁場では中心軸上及び $r=2\text{mm}$ においてほぼ同じ速度であったが、弱磁場では中心軸上で特に大きい速度を示した。

図7に、はやぶさ2磁場とノズル弱磁場における相対イオン密度の比較を示す。イオンの相対密度に関しては、中心軸上では、はやぶさ2磁場よりも弱磁場の方が10-40%高い密度を示した。また弱磁場では半径方向の密度勾配がはやぶさ2磁場よりも大きいことがわかる。さらに、はやぶさ2磁場は弱磁場よりもノズル付近でプラズマが広く分布している。

図8に、はやぶさ2磁場とノズル弱磁場におけるフラックスの比較を示す。フラックスは図8中の陽光柱断面積 $S_k$ と密度、速度の積から式(4)のようにかかる。

$$\sum_{k=1}^3 S_k \Delta N_k v_k \quad (4)$$

図8より、はやぶさ2磁場のほうが広範囲でイオンが上流に運動しているのに対し、弱磁場では中心軸にイオンが集中している。

続いて、半径方向の速度計測も同様に行った。両磁場とも、ノズル近傍からアノードに近づくにつれて拡散速度が

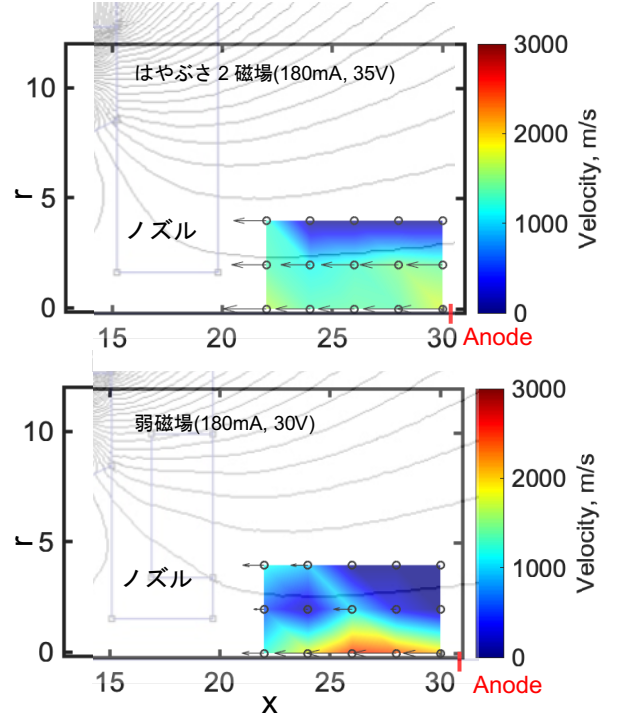


図6 はやぶさ2磁場とノズル弱磁場における軸方向速度の比較

増大する。しかしノズル周辺では分布が異なり、はやぶさ2磁場ではノズル近傍の半径方向の拡散速度が大きい。

半径方向のレーザ掃引による相対イオン密度計測では、両磁場ともノズル近傍で高い密度を示し、はやぶさ2磁場よりも弱磁場において20-50%高い密度を示した。分布は軸方向での計測結果と整合したことを確認した。弱磁場のほうがより下流でも高い密度が分布している。

同様に半径方向のイオン流出フラックスを求めたが、弱磁場ははやぶさ2磁場に比べて、プルーム下流における拡散量が多い。これに対しノズル近辺では、はやぶさ2磁場のほうが拡散量が多いことが確認された。

## 5. 考 察

軸方向・半径方向のLIF計測から得られたフラックス分布をもとに、はやぶさ2磁場とノズル弱磁場におけるプルームの違いを模式的に図9に示す。弱磁場では中心軸上で濃いプラズマができており、特にノズル近傍にてプルーム径が小さく収束している。ただしプルーム下流では弱磁場の影響から半径方向拡散量が多い。しかし単体試験では十分な半径のアノード、カップリング運転ではプルーム下流10mmにはイオン源から発せられたイオンビームが存在するためここの半径方向拡散は電子輸送性能に大きな差を生じないと考えられる。

これに対し、はやぶさ2磁場ではノズル外の端面に向かう軸方向フラックスおよび、ノズル近傍での半径方向フラックスが多いことから、ノズル外の端面やノズル内壁面でのイオンフラックス損失が比較的多いと考えられる。

つまり弱磁場ではノズル壁面での電子損失が少ないと考えられ、結果的に電子の輸送性が高くなったと考えられる。

## 6. 結 論

本研究では、宇宙で実運用されているマイクロ波放電式中和器のプルームをはじめてLIF計測した。またそれぞれはやぶさ2フライトモデルと改良型のノズル弱磁場中和器でイオン速度場の違いを比較した。

- ・ はやぶさ2磁場と弱磁場ではイオン速度、密度の分布に違いが確認された。
- ・ はやぶさ2磁場ではノズル外の端面に向かう軸方向フラックスおよび、ノズル近傍での半径方向フラックスが多く、ノズル外の端面やノズル内壁面でのイオンフラックス損失が比較的多いと考えられる。
- ・ これに対し弱磁場では中心軸上で濃いプラズマができており、特にノズル近傍にてプルーム径が小さく収束している。したがって弱磁場ではノズル壁面での電子損失が少なく電子輸送性が向上したと考えられる。

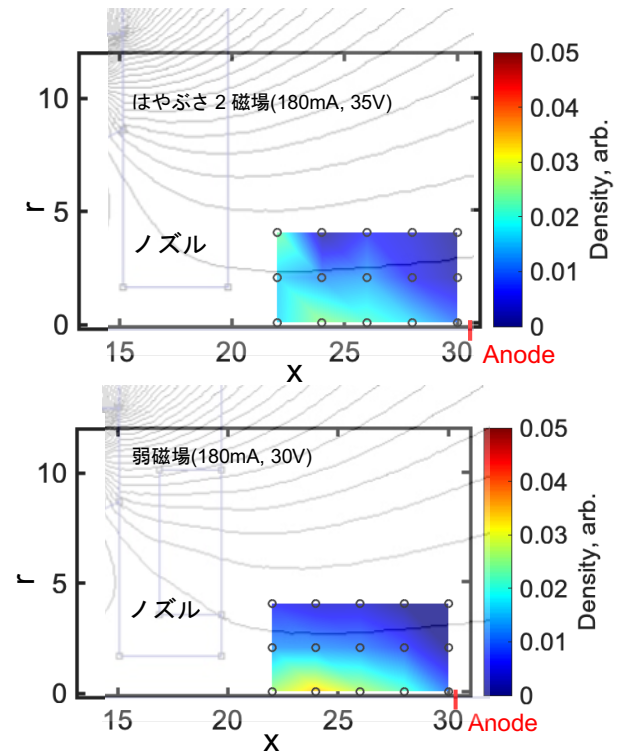


図7 はやぶさ2磁場とノズル弱磁場における相対イオン密度の比較

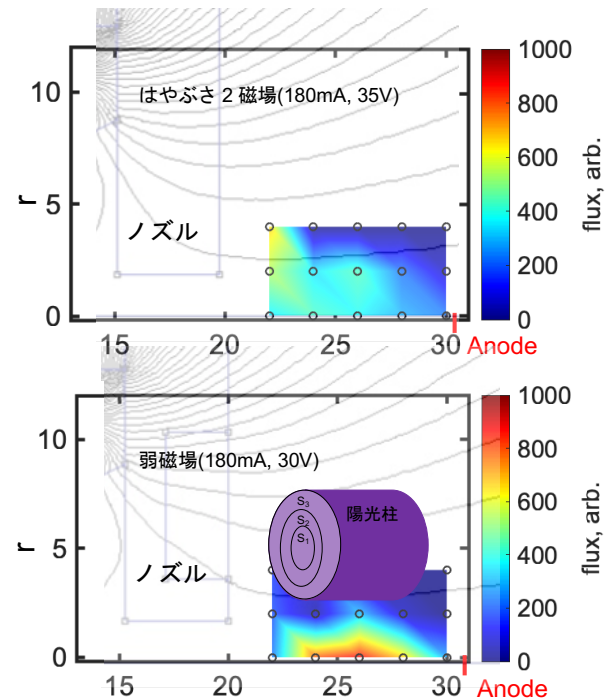


図8 はやぶさ2磁場とノズル弱磁場におけるフラックスの比較

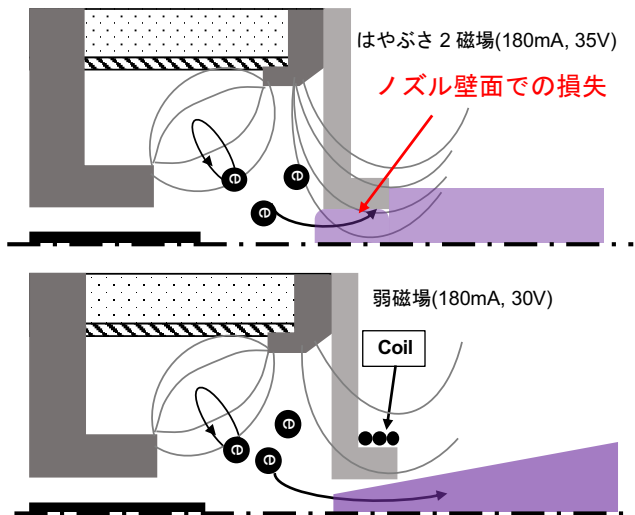


図9 はやぶさ 2 磁場とノズル弱磁場におけるブルームの違い

#### <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] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] T. Morishita, R. Tsukizaki, N. Yamamoto, K. Kinefuchi, K. Nishiyama, Application of a microwave cathode to a 200-W Hall thruster with comparison to a hollow cathode, Acta Astronaut. 176(2020) 413-423.
- [8] 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.
- [9] 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).
- [10] 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.
- [11] 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).

[12] 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).

[13] G. J. Williams, T. B. Smith, M. T. Domonkos, A. D. Gallimore and R. P. Drake, Laser-induced fluorescence characterization of ions emitted from hollow cathodes, IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 28, no. 5, pp. 1664–1675(2000)

[14] Christopher Dodson, Benjamin Jorns and Richard Wirz, Measurements of ion velocity and wave propagation in a hollow cathode plume, Plasma Sources Sci. Technol. 28 065009(2019)

[15] George J. Williams, Jr., THE USE OF LASER-INDUCED FLUORESCENCE TO CHARACTERIZE DISCHARGE CATHODE EROSION IN A 30 CM RING-CUSP ION THRUSTER, The University of Michigan(2000)

[16] D. D. Krivoruchko and A. V. Skrylev, J. Phys.: Conf. Ser.946, 012161(2018)

[17] D. S. Kutuzov and I. V. Moskalenko, Plasma Physics Reports, Vol. 45, No. 7, pp. 642–649(2019)