

レーザ誘起蛍光法による可視化マイクロ波放電式中和器の 内部プラズマ及びプルーム計測

Internal and External Plasma Parameter Measurements of Visualizable Microwave Discharge Cathode 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 Morishta(The University of Tokyo)

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

Abstract

An understanding of the plasma physics inside a microwave discharge cathode is the key to extending the lifetime of microwave ion thruster systems. However, probes can only measure the plume region due to their low spatial resolution and electromagnetic disturbance. This study develops a visualizable cathode that has the same anode currents as those of a flight model in diode mode (anode voltage error is within 7%). Laser-induced fluorescence spectroscopy is applied to the cathode, which has a windowed discharge chamber. The axial and radial ion velocity distribution function (IVDF) in the plume region and the axial IVDF inside the cathode are measured. The measured functions represent the number density of Xe II (3P_2) $6p[3]_{5/2}$. They are compared to those for xenon ion previously measured by an electrostatic probe in the plume region. The functions exhibit multimodal characteristics. Theoretical models based on the measured current oscillation support these characteristics.

記号の説明

A_{12} :	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 :	クエンチング
S :	蛍光強度
N :	密度
v :	粒子速度
λ :	レーザ波長
ω_c :	電子サイクロトロン周波数
Ω :	視野角

惑星サンプルリターンは記憶に新しい^{1,2,3}。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^{4,5}、中和器も電子放出性を幾度改良している^{6,7}。したがって本研究の目的は、さらなる性能向上のため、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ラズマ中のイオンの流れ場、密度分布を明らかにすることである。このために本研究ではフライトモデルと同等の I-V 特性を持つ内部可視化中和器を開発しレーザ誘起蛍光法で計測した。本研究で初めて中和器内部と外部のプラズマをシームレスに計測した。本研究の詳細は文献⁸をご参考頂きたい。

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

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⁹。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 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発生する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、プルームにおける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の電位差により電子が加速し、中性粒子との衝突で放電が生じる。

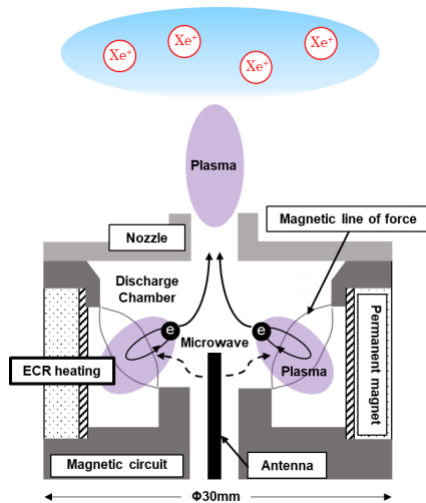


図1 マイクロ波放電式中和器の構造

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1,000 K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1,000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放電式中和器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。また無電極放電であることから、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7万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。

3. レーザ誘起蛍光法

本研究で用いるレーザ誘起蛍光(Laser induced fluorescence, LIF)法について説明する。LIF法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^{14,15,16}。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、ドップラー効果により共鳴吸収波長が変化する(図2)。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 はドップラーシフト $\Delta\lambda$ から求めることができ式(2)のようにかける。また図3に示すように、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 S と粒子相対密度 N は式(3)の関係がある^{17,18}。ここでは省略するが⁸、諸々の近似により蛍光強度 S と粒子相対密度 N は比例の関係とし、密度を算出する。

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

$$S = \frac{A_{12}B_{12}I_{ex}}{c(A_{12} + Q) + 2B_{12}I_{ex}} \frac{\Omega}{4\pi} N \quad (3)$$

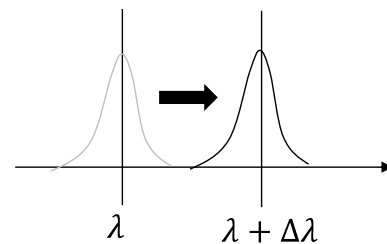


図2 ドップラーシフト

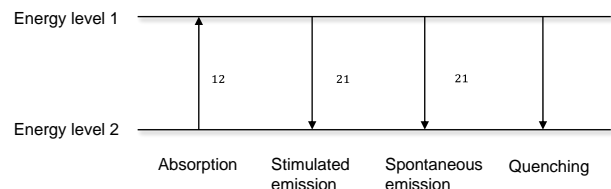


図3 2準位系

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 - 大電流
短所	- 低電流 - マイクロ波系が必要	- 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

4. 実験系

図4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ー光は 1/2 波長板を介して増幅器(BoosTA)に導入され増幅される。その後レーザー光はビームスプリッターにより分割され、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、中和器プラズマへ入射する。レンズによりレーザー径は約 2 mm に集光される。また集光系の検査直径も約 2 mm である。放電管及び中和器ブ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 834.7 nm のレーザーを用いて励起させ、541.9 nm 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とする。図 4 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ー光をブルームに入射している。半径速度の速度計測では図 4 において Y 軸回りに中和器を 90° 回転して設置する。

図 5 に計測点を示す。軸方向には内部 3 点、ブルーム上で 15 点計測し、半径方向にはブルーム上で 15 点計測した。

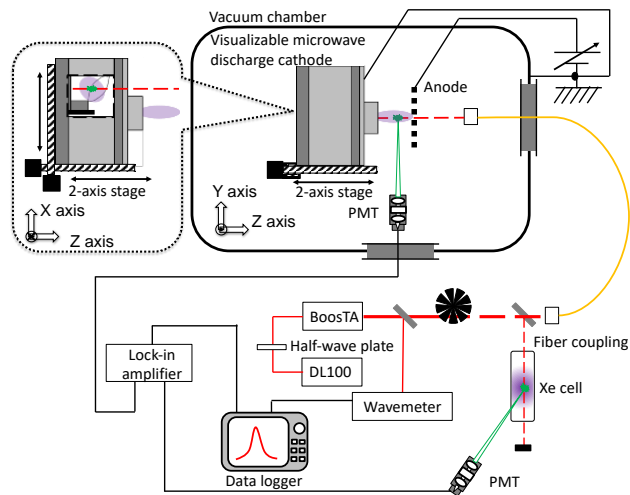


図 4 軸方向速度計測の実験系

4. 内部可視化中和器

可視化はこれまで様々なプラズマ源で行われてきたが、可視化のための光学窓により、オリジナルのプラズマの状態を変化させることが報告されている。例えば、直流放電イオンスラストでは可視化によりイオン生成コストが 20% 増加する¹⁹。またマイクロ波放電式イオンスラストではアクセラ電流が 15% 増加したことも報告されている²⁰。このようにオリジナルの性能を維持したままプラズマ源の可視化をすることは難易度が高い。

以上を踏まえ、本研究では可視化中和器について下記を設計指針とする。

- ・ フライトモデル級と同等性能を維持する (I-V 特性の変化が最小限)
- ・ 放電室の形状変更は最小限
- ・ アンテナ, ノズル近く, ミラー磁場を観測可能

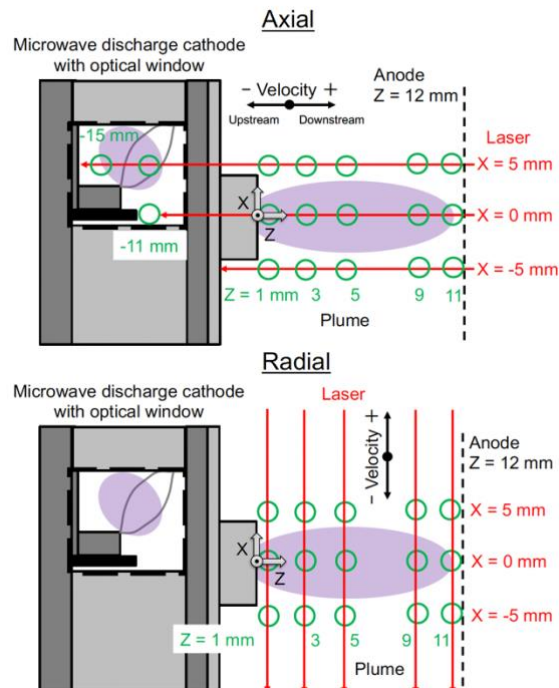


図 5 LIF 計測点

しかし先述の通り、プラズマ源の可視化は内部プラズマに影響しオリジナルの性能から変化するため、本研究では光学窓の大きさと配置を試行錯誤して設計した。

図 6 に内部可視化中和器の内部観測写真を示す。外部からの観察では、ブルームからアンテナにかけて高密度のプラズマが存在していることが確認された。図 7 に内部可視化中和器の I-V 特性を示す。はやぶさ 2 の代表的作動点である 180 mA 作動では電圧値の誤差が 2% であることを確認した。またマイクロ波電力をパラメータとして、図 7 の掃引電流域にて 7% 以下の電圧差でオリジナルの I-V 特性を再現した。6 万時間を経過した地上耐久試験モデルと比較しても 2% の差であることを示した。本研究の LIF 計測では本可視化中和器を用いる。

5. ブルーム計測

ブルーム上の LIF 計測を行った。軸方向の計測結果を図 8 に示す。図 8 において速度の正負は図 5 に定義する通りで、カラーコンターは蛍光強度を示す。ブルームでは軸方向 IVDF において 2 つの Population が存在し、中心軸上では平均速度が上流方向、軸外では下流方向であることが確認された。図 9 に図 8 の結果を元に、ブルーム中心軸上の密度分布を静電プローブと比較した結果を示す。LIF は相対密度計測のため較正值を用いて比較を行うが、密度分布の形状が良い精度で一致した ($R^2=0.96$)。また電子温度が一樣という仮定のもと、中和器内部ではノズル直下より 3 倍高い密度を示している。図 10 に軸方向と半径方向の Ion velocity distribution function, IVDF 計測結果を元に計算したベクトル場を示す。軸方向と半径方向の信号波形は文献⁸を参考されたい。先述の通りブ

ルーム上では IVDF に 2 つの Population が確認されるため、式(4)に示す平均速度を用いた。

$$\bar{v} = \int_{-\infty}^{+\infty} v f(v) dv \quad (4)$$

中心軸上においてカソードに近づくにつれて減速しており Z = 3, 5 mm 間で約 300 m/s 減速している。軸方向平均速度が最大約 2,500 m/s に対し、半径方向は高々数 100 m/s である。またホローカソードではプラーム上は下流方向の平均速度である。マイクロ波と異なるのは、キーパーの影響^{21,22}、アノード形状の違い²³(マイクロ波：パンチング板、ホローカソード：円筒)が原因として考えられる。

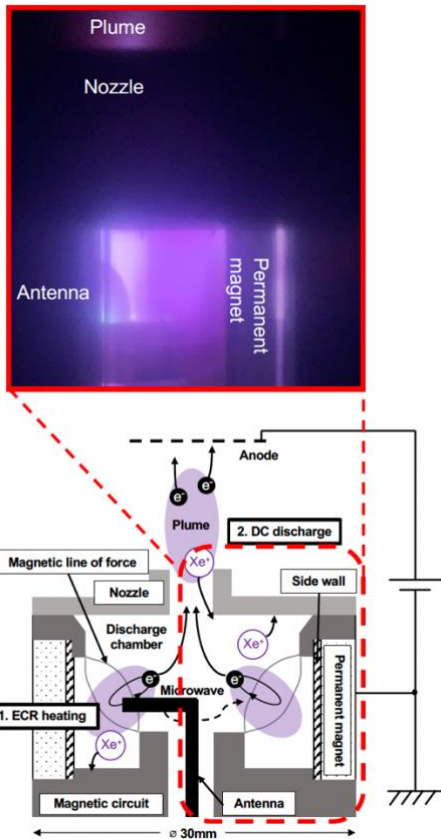


図 6 内部可視化中和器の観測写真

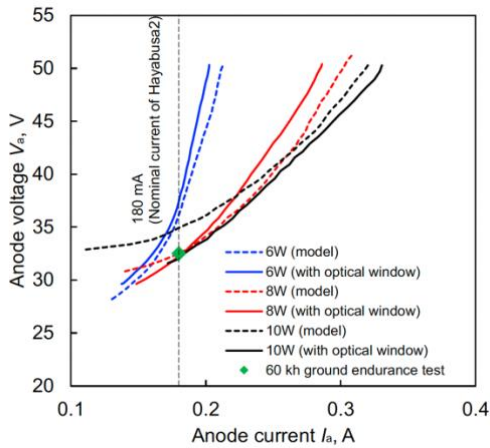


図 7 内部可視化中和器の I-V 特性

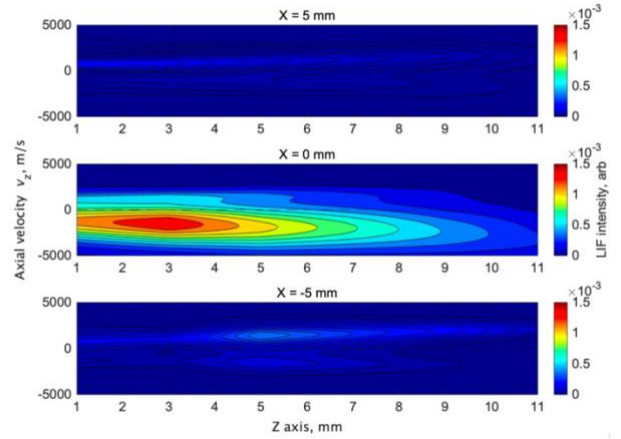


図 8 プルーム上の軸方向 LIF 計測結果

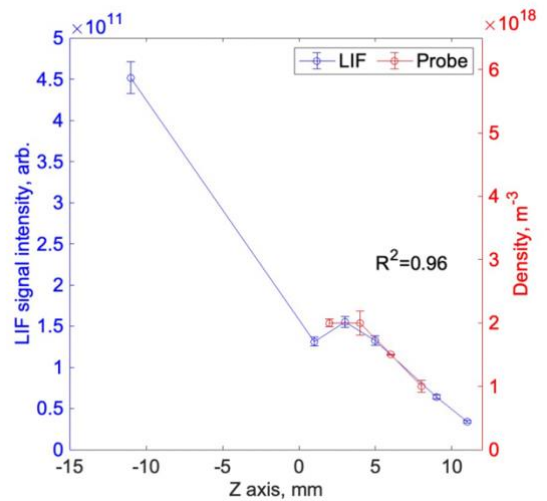


図 9 中心軸上の軸方向 LIF 計測による密度分布比較

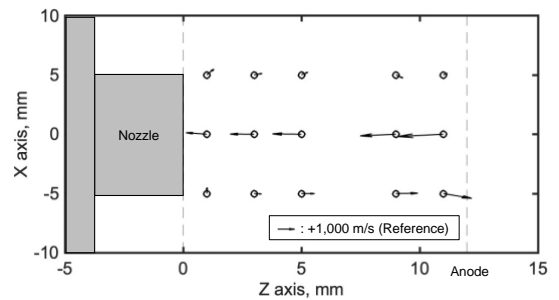


図 10 プルーム上のイオン速度ベクトル

6. 内部計測

先述の通り、中和器内部では 3 点の軸方向計測を行った。図 11 に可視化中和器内部における軸方向 LIF 計測結果を示す。アンテナ直上では 3 つの Population が、アンテナ直上以外では 2 つの Population がそれぞれ存在することが確認された。各波形の数字はアンテナ直上(X=0 mm, Z=-11 mm)の密度で規格化した存在比を示している。括弧内はそれぞれの全体密度で規格化した存在比を示している。アンテナ直上に対して他 2 点は 15%程度の密度であることがわかった。ここでアンテナ直上の 3 つの Population をそれぞれ図に示すように A,

B, C と定義した. 図 12 にパラメトリック計測によるアンテナ直上($X=0$ mm, $Z=-11$ mm)における各 Population の規格化存在量を, 図 13 に存在比とピーク速度の比較を示す. 図 12 よりマイクロ波電力増, キセノン流量減, 電流値増ほど全体強度が増加する. また図 13 より存在比はパラメトリック計測において顕著な変化が確認されなかった. またピーク速度についても電流値増に対して Population A, C の絶対速度小という弱い傾向が見えるが, それ以外では顕著な変化はない. つまり, マイクロ波電力・キセノン流量・電流値の変更では信号波形は大きく変化しない.

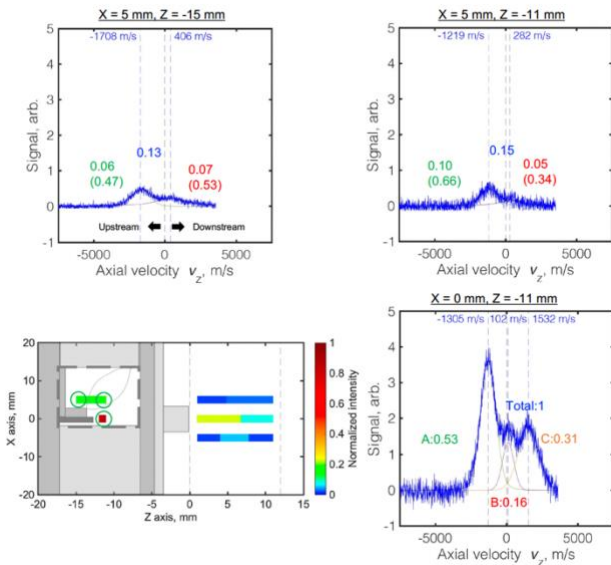


図 11 可視化中和器内部における軸方向 LIF 計測結果

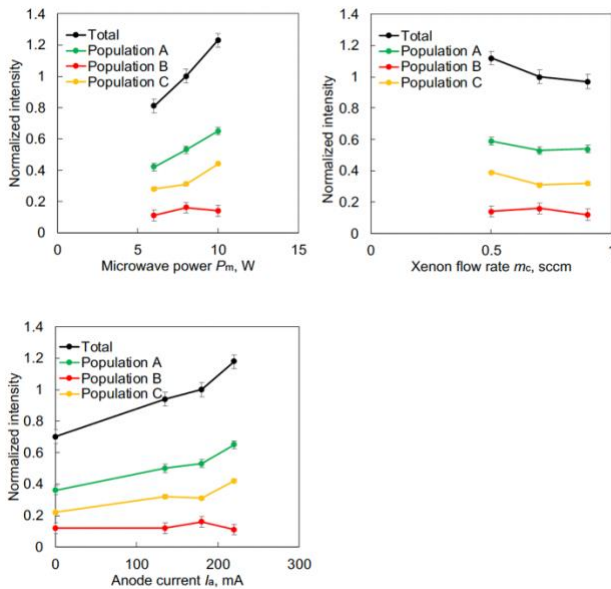


図 12 パラメトリック計測によるアンテナ直上($X=0$ mm, $Z=-11$ mm)における各 Population の規格化存在量

7. 考 察

LIF 計測で確認された多峰性 IVDF について考察する. 中和

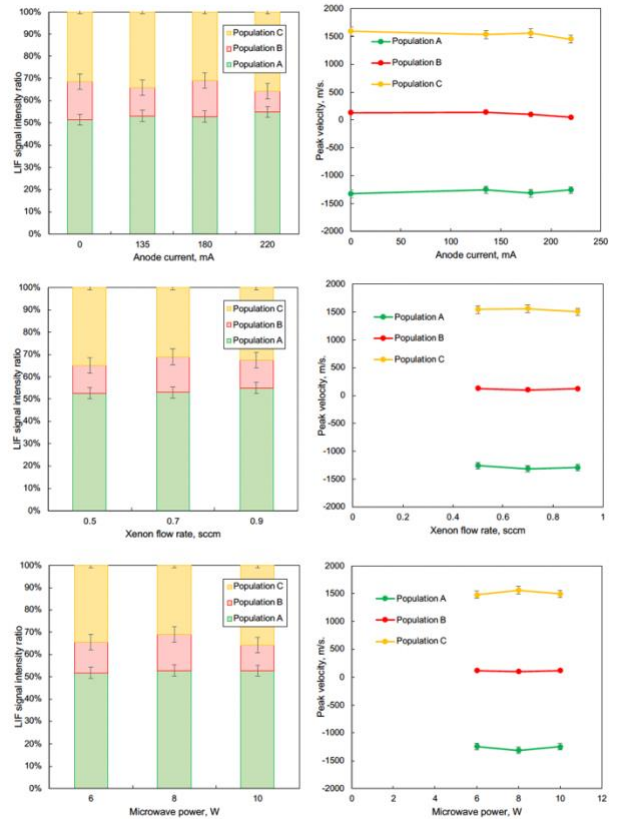


図 13 パラメトリック計測によるアンテナ直上($X=0$ mm, $Z=-11$ mm)における各 Population の規格化存在比とピーク速度

器内部壁面のレーザ反射により多峰性分布が現れたことが原因ではないことを予備実験で確認した⁸.

本研究で行った Time averaged LIF では波長掃引時間(~50 pm/min)内の速度分布を計測しているため, その周波数以上の振動成分を IVDF に反映する. ホールスラスタプルームの振動でも同様の報告がされている^{24,25}. したがってイオンが振動している場合, その振動中の存在密度に比例した速度成分が信号に現れることになる.

ここで簡単に検証すると, Maxwell 分布を仮定して,

$$f(v) = A \exp\left\{-\frac{M(v-v_0)^2}{2kT_i}\right\} \quad (5)$$

ここで速度 v_0 が振動成分を持つとき,

$$v_0(t) = v_{0c} + \Delta v_0 \sum_i G_i \sin(\omega_i t + \theta_i) \quad (6)$$

ここに実際の振動波形を適用する.

図 14 に示す実験系にてアノード電流振動と放射スペクトルを計測した結果を図 15 に示す. また表 2 に結果をまとめる. アノード電流振動波形の存在密度分布に正負の偏りがあることが確認され, IVDF の正負の偏りを示唆する. 電流振動, 放射スペクトルともに約 180 kHz の基本波が確認された. 各々 4 次, 3 次の高調波まで観測される. 基本周波数及び高調波は先行研究に対して妥当であった²⁶.

本結果を式(5)と(6)のモデルに適用した場合の結果を図 16 に示す. $T_i = 423$ K, 振動振幅 $\Delta v_0 = 2,000$ m/s とし, 規格化アノード電流波形を適用した. LIF 計測結果はプルーム上で最

もプラズマ密度の高いノズル直下($X=0$ mm, $Z=1$ mm)と比較した。図 16 に示すように非対称な正負の IVDF が再現された。また LIF 計測結果が 30-40% 程 FWHM の広がり大きい。これはモデルは Maxwell 分布が前提であることにに対し、LIF 計測結果には Saturation 広がり(20%程度)が影響する。

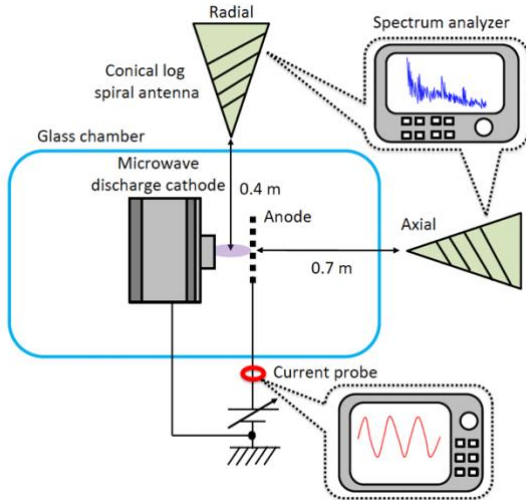


図 14 アノード電流振動と放射スペクトル計測の実験系

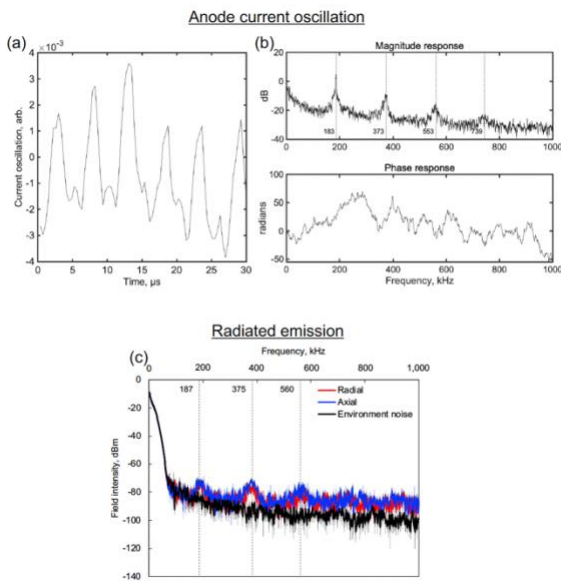


図 15 アノード電流振動と放射スペクトル計測結果

表 2 アノード電流振動と放射スペクトル計測結果

次数 i	アノード電流			放射スペクトル
	周波数 ω_i , kHz	位相 θ_i , rad	相対強度 G_i	周波数 ω_i , kHz
1	183	25.2	1	187
2	373	20.0	0.39	375
3	553	1.8	0.21	560
4	739	-14.6	0.11	-

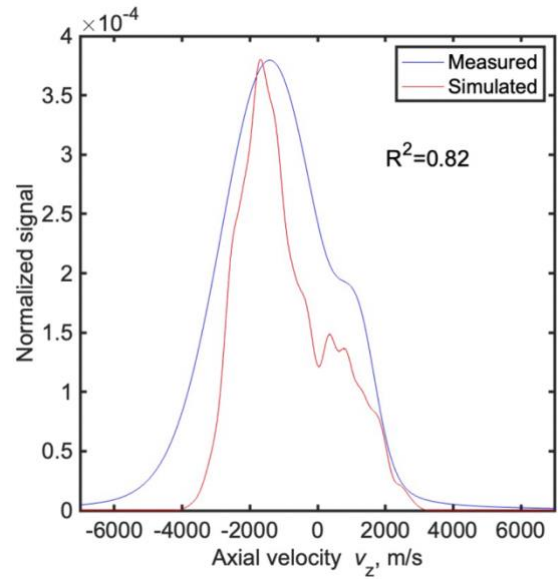


図 16 理論モデルと LIF 計測結果の IVDF の比較

6. 結 論

本研究では、マイクロ波放電式中和器の内部及びプルームを LIF 計測した。下記に結論を列挙する。

- ・ 内部可視化中和器を開発し、フライトモデルの I-V 特性と比較して電圧が 7% 以内の誤差となった
- ・ 2次元の LIF 計測系を構築し、内部可視化中和器の放電室内およびプルームにおける IVDF を計測した
- ・ プルームにおいて LIF 計測による密度分布(Xe II (3P2)6p[3]5/2)と先行研究の静電プローブ計測結果は、較正係数を用いればよく一致した($R^2=0.96$)
- ・ 中和器内部のアンテナ直上では IVDF に 3つの population が存在し、その他の放電室内及びプルーム上では 2つの population が確認された
- ・ パラメトリック計測(アノード電流、Xe 流量、マイクロ波電力)では、アンテナ直上の 3つの population の存在比やピーク速度は変化がない
- ・ 電流振動および放射スペクトルを計測し、規格化波形を IVDF の振動モデルに適用した結果、モデルは計測結果と比較して妥当であった($R^2=0.82$)。したがって、IVDF の複数ピークが生じた原因としてイオンの振動が考えられる

<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] Morishita, T., Tsukizaki, R., Nishiyama, K., Kuninaka, H., Plasma parameters measured inside and outside a microwave-discharge-based plasma cathode using laser-induced fluorescence spectroscopy, *Journal of Applied Physics*, Vol. 131, 013301, 2022
- [9] 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.
- [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] 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)
- [15] 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)
- [16] 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)
- [17] D. D. Krivoruchko and A. V. Skrylev, *J. Phys.: Conf. Ser.* 946, 012161(2018)
- [18] D. S. Kutuzov and I. V. Moskalenko, *Plasma Physics Reports*, Vol. 45, No. 7, pp. 642–649(2019)
- [19] George Jarvis Williams Jr. The use of laser-induced fluorescence to characterize discharge cathode erosion in a 30 cm ring-cusp ion thruster. University of Michigan, 2000.
- [20] Yuto Sugita, Hiroyuki Koizumi, Hitoshi Kuninaka, Yoshiaki Yamagiwa, and Makoto Matsui. Number density measurement of neutral particles in a miniature microwave discharge ion thruster. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol. 12, No. ists29, pp. Tb 31- Tb 35, 2014.
- [21] G. J. Williams, T. B. Smith, M. T. Domonkos, A. D. Gallimore, and R. P. Drake, *IEEE Transactions on Plasma Science* 28, 5, 1664 (2000).
- [22] C. A. Dodson, D. Perez-Grande, B. A. Jorns, D. M. Goebel, and R. E. Wirz, 52nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf., AIAA 2016-4838 (2016).
- [23] G. -C. Potrivitu, S. Mazouffre, L. Grimaud, and R. Jousset, *Phys. Plasmas* 26, 113506 (2019).
- [24] J. V. H. Chaplin, B. A. Jorns, A. L. Ortega, I. G. Mikellides, R. W. Conversano, R B. Lobbia, and R. R. Hofer, *J. Appl. Phys.* 124, 183302 (2018).
- [25] A. L. Fabrisa, C. V. Young, and M. A. Cappelli, *J. Appl. Phys.* 118, 233301 (2015).
- [26] I. K. Nishiyama, Y. Shimizu, I. Funaki, H. Kuninaka, and K. Toki, *J. Propuls. and Power* 23, 3, 513 (2007).