

平成 30 年 6 月 13 日現在

機関番号：12102

研究種目：若手研究(A)

研究期間：2015～2017

課題番号：15H05558

研究課題名(和文) 即時安定作動可能な大電流電子源

研究課題名(英文) High current electron source capable of instant stable operation

研究代表者

横田 茂 (Yokota, Shigeru)

筑波大学・システム情報系・准教授

研究者番号：30545778

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 14,800,000円

研究成果の概要(和文)：宇宙推進機用の大電力電気推進機用電子源の作動安定化の指針を取得し、実証した。まず、不安定な作動が低推進剤流量かつ大電子電流のときに起こることを見出した。また、安定作動時と不安定作動時における内部のプラズマ状態を観測し、不安定な作動は、強制的な電子の引き出しに起因していることを見出した。これらの結果から、新しい設計指針に基づいた電子源を開発し、即時安定可能な作動を実証した。

研究成果の概要(英文)：A criterion to stabilize the operation of a hollow cathode for high power electric propulsion of space crafts is obtained. First, we found that the hollow cathode operation is unstable when the propellant flow rate is low and the electron extract current is high. Second, we observed the plasma in the hollow cathode using probes. As a result, we found that the forcible electron collection causes the unsteady operation. Finally, we developed a new hollow cathode under the stabilization criteria and demonstrated that the hollow cathode operation became stabilized instantly.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：宇宙推進 電気推進 ホローカソード 電子源

1. 研究開始当初の背景

近年、太陽光発電衛星の構築や、火星への有人探査などが計画され、宇宙開発は大量物資輸送時代を迎えつつある。従って輸送コスト削減が重要課題であり、高い比推力(燃費の指標)を有する電気推進機の搭載が不可欠となってきている。

電気推進は、推進剤をプラズマ化し、電磁氣的に加速・排出することで推力を得るもので、化学反応を利用した化学推進に比べて比推力が1桁以上も大きく、大幅な推進剤の低減、すなわち打上げコストの大幅削減が可能である。

この電機推進機のプラズマを生成には、電子源が必要である。この電子源として、ホローカソードと呼ばれる電子放出源が用いられるのが一般的である。作動原理は図1に示す通り、ヒーターで電子放出材を加熱し熱電子を放出させ、作動ガスを電離、発生した電子共々、キーパー部分に印加されている電圧によって電子を外部へ引き出す、というものである。

このホローカソードは、一般的に作動ガスの流量を絞ると振動作動になることが知られている。振動作動になると推進機のプラズマ生成も不安定にするため、多めの推進剤を流し、安定作動領域でのみ作動させることにしている。一方で、数十~100 A 級の大電流で作動させた場合、数分程度作動させ続けると、振動作動から安定作動へと突然遷移する現象が観測され、振動低減の可能性が見られていた。

2. 研究の目的

本研究の目的は、安定作動と振動作動時の双方について、内部のプラズマの状態の違いを観測し、安定作動化のきっかけとなる要因を明らかにすることで、作動安定化への指針が得ることである。

3. 研究の方法

どのような作動条件の場合、時間変化によって遷移するのかを明らかにし、そこで得られた条件下にて、推進機内部のプラズマ諸量の分布の観測や数値解析を行い、その結果を元に、振動が収まるメカニズムを解明、得られた結果を元に即時安定作動とするための指針を見出し、その実証を行った。

4. 研究成果

(1) 作動条件による作動モード

安定、不安定作動がそれぞれ起こる作動条件を割り出すため、作動条件(放電電流、推進剤流量)をパラメータとして、それぞれのケースについて放電電圧の時間履歴を取得し、安定・不安定作動の判定を行った。この結果、図1に示すとおり、引き出し電流(放電電流)が大きく、推進剤流量が小さい場合に、不安定化することがわかった。

また、不安定作動時には、平均放電電圧値

が上昇することがわかった(図2における推進剤流量 0.68 mg/s、放電電流 100A のケース)。このことから、振動時は引き出し電子電流に対して推進剤流量が不足しているが、無理に電子を引き出そうとしている状態であることが示唆された。

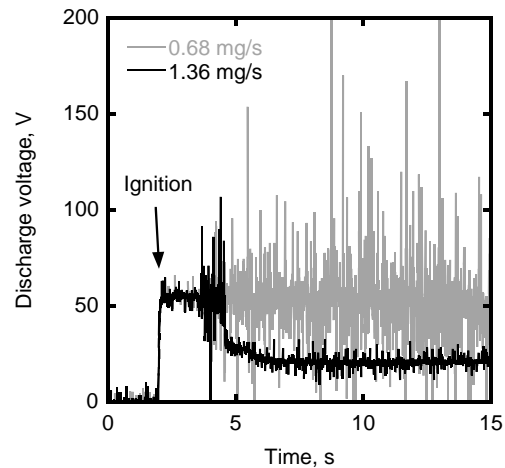


図1 放電電圧の時間履歴

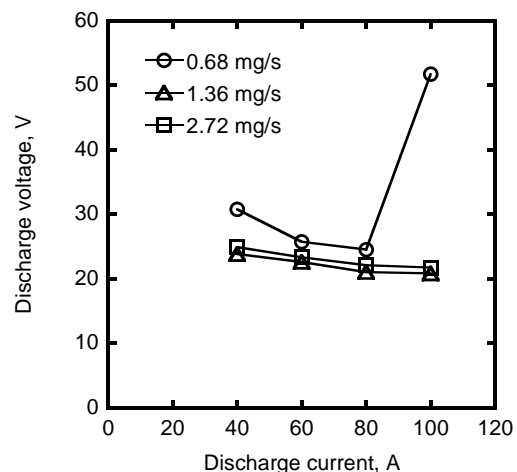
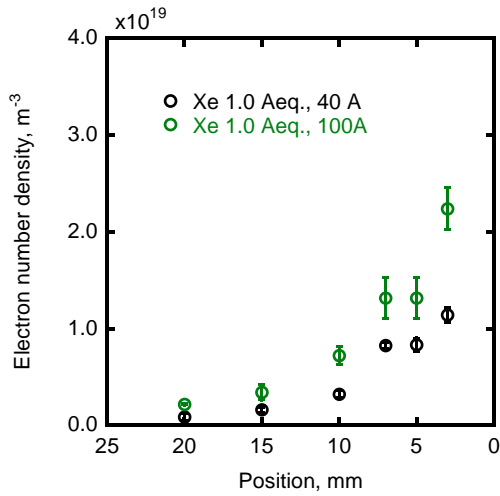


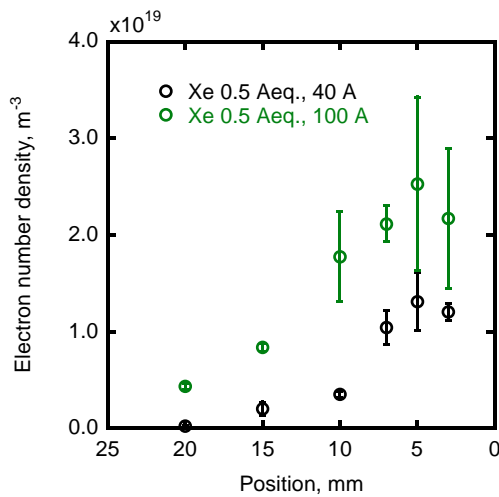
図2 電子源の電流電圧特性

(2) ホローカソードのプラズマ観測

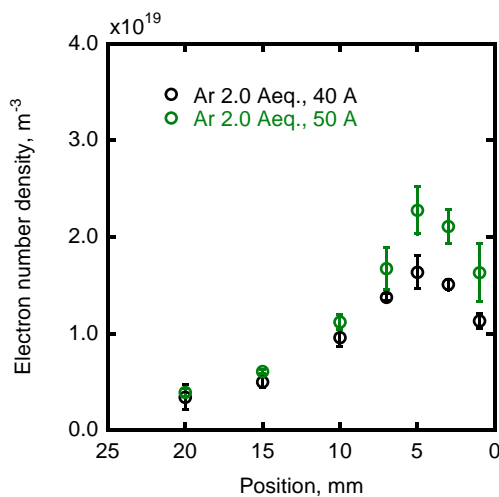
ホローカソード内部のプラズマについてプローブ診断を行い、電子数密度分布の計測を行った。図3に示すのは、(a)安定作動時(推進剤Xe流量 1 Aeq)および(b)振動作動時(同 0.5 Aeq)の電子数密度分布である。どちらのケースでも、上流から下流にかけて電子数密度に上昇傾向があるものの、振動作動時のみ電子源出口にて電子数密度分布が急激に減少していることがわかる。このことから、振動作動時は内部のプラズマの電子が不足し、電子を内部のから外部へと強制的に排出している状態であるために起こるものと考えられる。電子の不足であるという推論の検証のため、更に低電離度推進剤としてアルゴンを用いた試験を行ったが、この場合も予測どおりに出口付近での電子数密度の低下が見られた。



(a) 安定作動時 (推進剤 Xe 流量 1 Aeq.)



(b) 振動作動時 (推進剤 Xe 流量 0.5 Aeq.)



(c) 低電離率推進剤 Ar 使用時 (推進剤 Ar 流量 2.0 Aeq.)

図3 電子源内部の電子数密度分布

また、上記(a), (b)のケースについて、排気プラズマの観測を行ったものが図4である。この図が示す通り、振動作動時は排気プラズマが広がり、円筒形陽極に接していることがわかる。これは、電子源に最も近い位置に設置されている円筒形陽極が電子を強制的に引き出している状態であることを示しており、(1)で得られた推論を支持するデータとなった。

以上の結果より、電子源内部の電子の不足を補えば、作動安定化するという指針が得られた。



(a) 推進剤流量 1.36 mg/s



(b) 推進剤流量 0.68 mg/s

図4 排気プラズマ形状

(3) ホローカソードのプラズマ観測

(2)までで得られた指針から、プラズマからの入熱によって電子放出剤の温度を即時昇温する構造とすれば、即時安定化する電子源となることが示唆され、このため、それを達成する熱設計を行ったホローカソードを制作し(図5)、作動試験を行った。この結果、最終的に振動作動が収まらない条件を除けば、設定したどの作動条件においても、作動開始後5秒程度で安定な定常作動へと移行することが実証された。

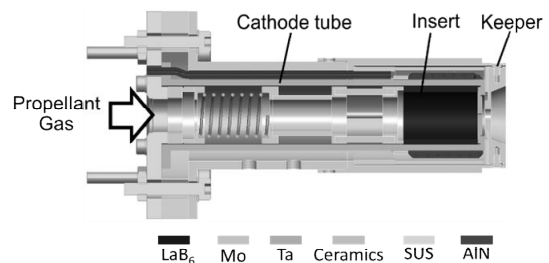


図5 即時安定化電子源

5. 主な発表論文等
(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 2件)

[1] K. Kojima, S. Yokota, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, M. Yasui, "Plasma diagnostics in High Current Hollow Cathode," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan, Vol. 16, No. ists31, 2018 (to be published).

[2] 山崎純子, 横田茂, 嶋村耕平, 小島康平, 木村竜也, 川又善博, 安井正明, "大電流電子源の開発," プラズマ応用科学, Vol.25, No.1, 2017.

[学会発表](計 8件)

[1] J. Yamasaki, S. Yokota, K. Shmamura, "Plasma Structure in High-current Hollow Cathode," The 11st International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, B-4 Manila, Philippines, March, 2018.

[2] J. Yamasaki, M. Yonaha, S. Yokota, Plasma Properties in a 100 A Class Heater-less Hollow Cathode," the 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-481, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October, 2017.

[3] S. Yokota, M. Yonaha, J. Yamasaki, K. Shimamura, "Two-dimensional Hollow Cathode," 31st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2017-b-81p, Matsuyama, July, 2017.

[4] S. Yokota, K. Nakatani, J. Yamasaki, K. Shimamura, "Cathode Position Effect on Hall Thruster Performance," 31st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2017-b-83p, Matsuyama, July, 2017.

[5] K. Kojima, S. Yokota, A. Osada, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, M. Yasui, "Numerical Simulation of High Current Hollow Cathode," 31st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2017-b-06, Matsuyama, July, 2017.

[6] K. Kojima, S. Yokota, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, M. Yasui, "Plasma Diagnosis by Langmuir Probing on High Current Hollow Cathode," 31st International Symposium on Space

Technology and Science, ISTS-2017-b-07, Matsuyama, July, 2017.

[7] J. Yamasaki, M. Yonaha, S. Yokota, K. Shmamura, "Operation Characteristics of a High Current Electron Emitter," The 10th International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, B-4 Hanoi, Vietnam, March, 2017.

[8] S. Yokota, K. Kojima, T. Kimura, H. Kataoka, A. Sasoh, "100A-class Hollow Cathode," 34th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-192, Kobe, Japan, 2015.

6. 研究組織

(1)研究代表者

横田 茂 (YOKOTA, Shigeru)
筑波大学・システム情報系・准教授
研究者番号: 30545778