

機関番号：13901

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2009～2010

課題番号：21860023

研究課題名（和文） ホール型推進機の安定作動領域の拡大

研究課題名（英文） Expansion of stable operation range of a Hall thruster

研究代表者：

横田 茂 (YOKOTA SHIGERU)

名古屋大学・工学研究科・助教

研究者番号：30545778

研究成果の概要（和文）：ホール型推進機とは、電気推進機の一つであり、宇宙機用推進機として現在最も有望なものの一つである。この推進機において最も深刻な問題は、放電振動と呼ばれる非定常作動である。この作動安定化を行うため、推進剤の不均一導入が効果的であることが発見された。このため、この原理を模索するべく、推進機内部のプラズマを模擬する数値解析コードを開発した。その結果、推進機内部における電子の移動度が大きいほうが、放電振動の低減につながる事が明らかになった。

しかしながら、推進剤の不均一導入法を用いると、推進効率も低下してしまっ。この推進効率の低下は、大きく2つの原因があることが明らかになった。ひとつは生成したイオンの壁面への損失量が増加したことであり、もうひとつは、電子の移動度が推進機全体において増加したために起きた振動低減のためには不可避であるものであった。一つ目は壁面に絶縁体で覆いをすることで解決した。2つ目は振動低減の原理上不可避であった。

そこで、推進機全体ではなく、その一部でのみ、電子の移動度を上げるべく、印加磁場形状の最適化を行った。その結果、推進効率を低下させることなく、放電振動の低減が実現した。

研究成果の概要（英文）：A Hall thruster is one of the most promising electric propulsion systems. However this thruster has a serious problem: discharge oscillation. In our previous research, we found that the discharge is stabilized by propellant non-uniform feeding. In order to comprehend the mechanism of this method, we developed a numerical simulation code and observed the plasma in the thruster. As a result, we found that the stabilization was realized by the increment of the electron mobility in the thruster. However, this non-uniform feeding method decreases the thrust efficiency. This decrement of the efficiency is caused by two phenomena; one is increment of the ion loss to the wall; the other is increment of the electron current. In order to solve the first problem, we develop a wall guard made of an insulator. On the other hand, the 2<sup>nd</sup> problem is difficult to solve because the electron current increases when the electron mobility increases. Therefore, we optimized a magnetic topology in the thruster in order that the electron mobility increases only in a part of the thruster. As a result, the discharge stabilization was realized without the decrement of the thrust efficiency.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	1,080,000	324,000	1,404,000
2010年度	980,000	294,000	1,274,000
総計	2,060,000	618,000	2,678,000

研究分野：航空宇宙工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：ホール型推進機、並列計算、宇宙推進工学、放電振動、電気推進機

### 1. 研究開始当初の背景

ホール型推進機は、プラズマを生成・加速・排出して推力を得る電気推進機の一つで、宇宙機の姿勢制御や軌道変換に用いる推進機として、大変有望である。しかしながら、この推進機には、放電振動と呼ばれる深刻な問題がある。この放電振動は、電源に過剰な負荷がかかること、電力マージンを取らなくてはならないため重い電源を搭載しなくてはならなくなってしまうこと、また、この振動が突然の作動停止を引き起こすことなどの理由から、解決しなくてはならない問題である(図1)。

これに対し、研究代表者らの過去の研究から、推進剤を不均一に投入することで、この振動の低減に一定の効果が見られることが発見された。しかしながら、その原理は不明であり、どこまで有用なものであるのかが明らかではなかった。

また、この手法により、推進効率の低下が招かれるが、その原因が何であるかが明らかにされていなかった。

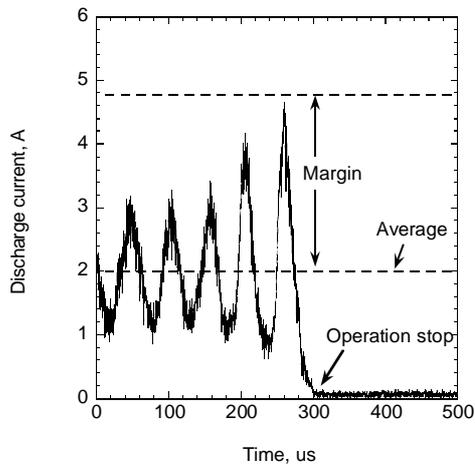


図1 放電振動時の放電電流の時間履歴

### 2. 研究の目的

1で述べた背景から、推進剤の不均一導入について詳しく調べ、振動低減がなんによるのか明らかにすること、また、推進効率の低下が何の原因によるのか明らかにすること、また、その解決策を検討すること、を目的とした。

### 3. 研究の方法

まず、推進機内部のプラズマを模擬する数値解析コードの開発を行う。これにより、振動低減のメカニズムを明らかにする。

次に、振動低減との引換に、推進効率が低下するが、これが何を原因としているのか、実験的に各種効率を測定することから明らかにする。

その推進効率の低下をなくす解決策を模索し、新しい推進機を開発して実証を行う。

### 4. 研究成果

#### (1) 数値解析による内部のプラズマ解析

推進機内部のプラズマを模擬する数値解析コードの開発を行った(図2)。この数値解析には、空間2次元速度空間3次元のFully-kinetic PIC-DSMC法をもちいた。

この結果、プラズマが推進機内部にまで浸透していると、放電振動が抑えられていることが明らかになった(図3)。

推進剤を不均一に導入した場合、周方向に電場が誘起される。これは、推進剤の不均一な領域で、イオンと電子の分極が起こるためである。この周方向電場によって、電子が軸方向にドリフトする。この効果によって、電子の移動度が上昇したこととなり、プラズマが推進機内部の奥深くまで浸透することとなる。このため、放電振動が緩和される事となる。

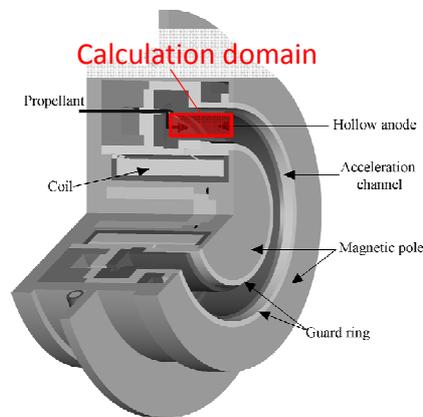
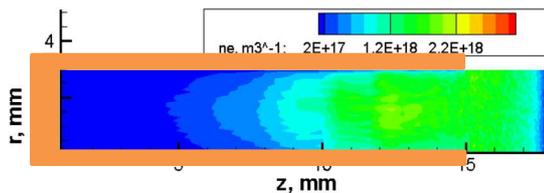
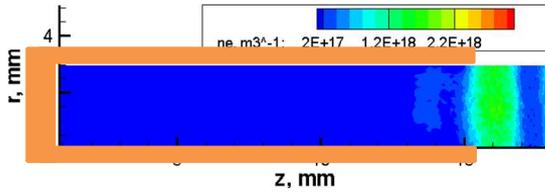


図2 計算領域



(a) 高移動度時(安定作動)



(b) 低移動度時 (不安定作動)

図3 電子数密度分布

(2) 効率低下防止 1

実験より各種効率を測定し、効率の低下は主に2つの原因があることがわかった。そのうちの 하나가、イオンの壁面への損失であった。

そのため、図4に示すとおり、表面にセラミックのカバーをし、損失の低減を試みた。

その結果、損失の低減に成功し、最大で約5%近くの推進効率の回復を実現した(図5)。



図4 推進機前面の絶縁体によカバー

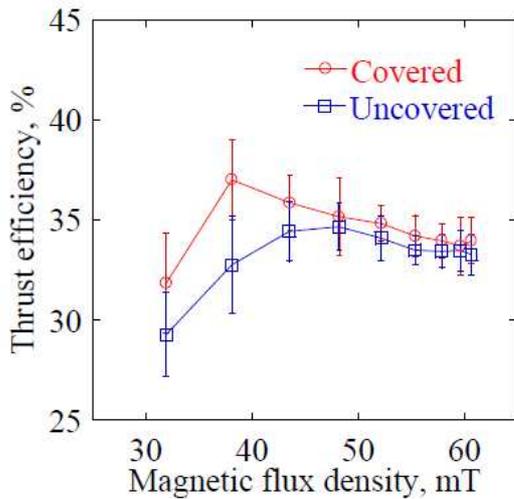


図5 カバーの有無による推進効率の変化

(3) 効率低下防止 2

効率低下の2つの原因のうち、もう一方は、電子電流の増加である。この電子電流の増加は、電子の移動度に起因するものであり、振動低減の為には不可避である。

そこで、推進機全体で電子の移動度が上昇してしまう推進剤の非均一導入ではなく、推進機の一部でのみ電子の移動度が上昇するように、印加磁場の形状を変更することで、推進効率低下を招かずに、放電振動のみ抑えることができるのではないかと着想し、これを試みた。

図6は実証試験を行うために新しく開発した推進機である。この推進機には、推進機内部の磁場を一部遮断するための鉄製の部品を取り付けることが可能となるように設計した。

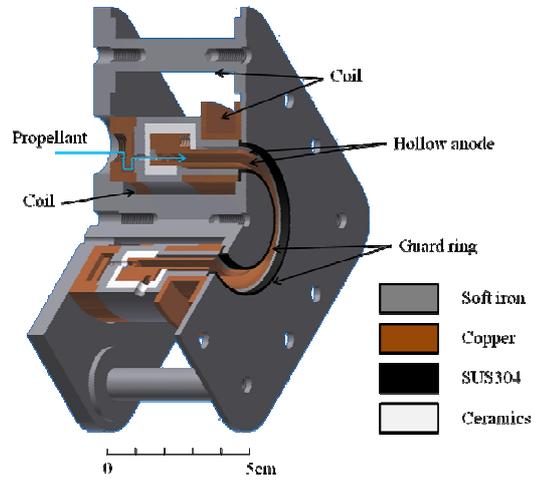


図6 磁気遮断部品付き新型推進機

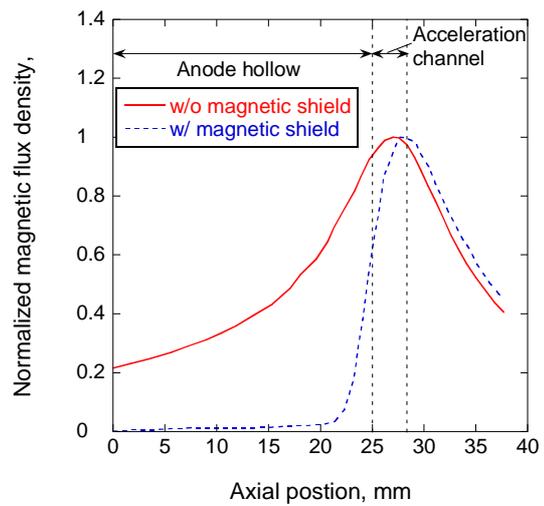


図7 推進機内部の磁束密度分布

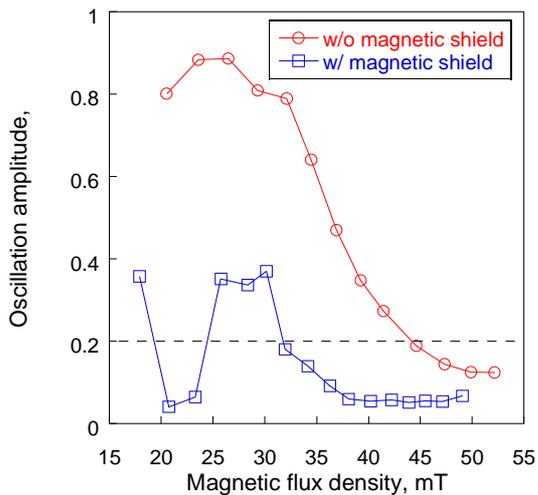


図8 放電振動の大きさ

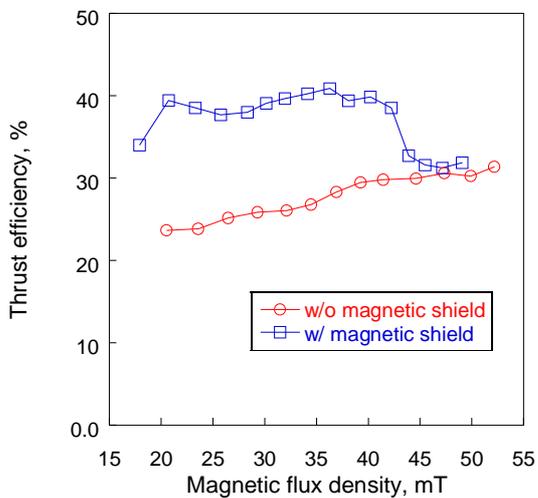


図9 推進効率

内部の磁場は図7に示すとおりであり、推進機の一部（上流部分）において、磁場が小さくなっているようにした。  
この結果、放電振動は大幅に低減されるものの（図8）、推進効率はむしろ上昇する結果となり（図9）、放電振動、推進効率ともに改善される結果となった。

#### 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7件）

（すべて査読あり）

- ① Y. Fukushima, S. Yokota, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Influence of Azimuthally Nonuniform Propellant Flow Rate on Thrust Vector and

Discharge Current Oscillation in a Hall Thruster," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Space Technology Japan, 7, pp.Pb\_41-Pb\_45, 2009.

- ② S. Yokota, M. Lempke, M. Matsui, K. Hara, K. Komurasaki and Y. Arakawa "Diagnostics of Xe Ion in an Anode-layer Type Hall Thruster Using Laser-Induced Fluorescence", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Space Technology Japan, 7, pp.Pb\_131-Pb\_134, 2009.
- ③ 福島靖博, 横田茂, 小紫公也, 荒川義博"周方向に非一様な周方向に非一様な推進剤供給によるアノードレイヤ型ホールスラストの放電安定化," 日本航空宇宙学会誌論文集, 58(672), pp. 8-14, 2010.
- ④ 金子亮太郎, 横田茂, 張科寅, 原健太郎, 高橋大祐, 小紫公也, 荒川義博, "発光分光法によるホール型推進機の壁面損耗率評価," プラズマ応用科学, 18, pp. 37-42, 2010.
- ⑤ S. Cho, S. Yokota, K. Hara, D. Takahashi, Y. Arakawa, K. Komurasaki A. Kobayashi, "Development of Lifetime Evaluation Method Using Multilayer Coated Chip," Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 8, pp. Pb\_51-54, 2010.
- ⑥ J. Yang, S. Yokota, R. Kaneko, K. Komurasaki, Y. Arakawa, "Diagnosing on plasma plume from xenon Hall thruster with CR model," Physics of Plasmas, 17, 103504, 2010.
- ⑦ D. Takahashi, S. Yokota, S. Cho, R. Kaneko, M. Hosoda, K. Komurasaki, Y. Arakawa, "Effect of Magnetic Field Configuration on Thrust Performance in Anode Layer Type Hall Thruster," Frontier of Applied Plasma Technology, 4, pp.16 - 19, 2011.

〔学会発表〕（計7件）

- ① S. Yokota, K. Hara, S. Cho, D. Takahashi, K. Komurasaki, and Y. Arakawa, "Measurement of Ion Number Density and Velocity Distribution in an Anode-layer Type Hall Thruster by Laser Induced Florescence Method," 31st International Electric

- Propulsion Conference, Ann Arbor, MI, US, Jul., 2009.
- ② S. Yokota, Y. Fukushima, D. Takahashi, K. Hara, S. Cho, K. Komurasaki, and Y. Arakawa "Discharge Stabilization Method of an Anode Layer Type Hall Thruster by Non-uniform Propellant Flow," 31st International Electric Propulsion Conference, Ann Arbor, MI, US, Jul., 2009.
- ③ Shigeru Yokota, Kentaro Hara, Shinatora Cho, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, "The Difference between Anode Shapes in an Anode-layer Type Hall Thruster," 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, Jul., 2009.
- ④ S. Cho, S. Yokota, K. Hara, D. Takahashi, Y. Arakawa, K. Komurasaki, A. Kobayashi, "Hall Thruster Channel Wall Erosion Rate Measurement Method Using Multilayer Coated Chip," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, USA, Jul., 2010.
- ⑤ S. Cho, S. Yokota, Y. Arakawa, K. Komurasaki, "Development of Cylindrical Hall Thruster," 61th International Astronautical Congress Prague, Czech Republic, Sep., 2010.
- ⑥ 高橋大祐, 横田茂, 張科寅, 金子亮太郎, 細田誠也, 荒川義博, 小紫公也, "ホールスラスト表面の絶縁体被覆によるイオン損失低減, 平成22年度宇宙輸送シンポジウム, ISAS/JAXA(相模原), 2011年1月.
- ⑦ 張科寅, 横田茂, 高橋大祐, 金子亮太郎, 荒川義博, 小紫公也, "小型ホールスラストの推進性能及び壁面損耗評価," 平成22年度宇宙輸送シンポジウム, ISAS/JAXA(相模原), 2011年1月.

[その他]

ホームページ等  
なし (作成中)

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

横田 茂 (YOKOTA SHIGERU)  
名古屋大学・大学院工学研究科・助教  
研究者番号：30545778

### (2) 研究分担者 なし

(3) 連携研究者 なし