

**科学研究費助成事業 研究成果報告書**

平成 29 年 6 月 12 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2014～2016

課題番号：26820377

研究課題名(和文)次世代宇宙推進機のための大電流ホローカソードの研究

研究課題名(英文)Study on High-Current Hollow Cathode for Next-Generation of Spacecrafts

研究代表者

窪田 健一(Kubota, Kenichi)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員

研究者番号：10723364

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,000,000円

研究成果の概要(和文)：ホローカソード(H/C)内外のプラズマ流れをイオンを粒子、電子を流体で扱うHybrid-PIC(Particle In Cell)モデルにより定式化し、コードを開発した。先行研究と同条件で解析した結果、H/C内部の密度分布は定量的にもよい一致を示し、本モデルの妥当性を示すことができた。独自の実験データ入手のためH/Cを製作し、単体作動試験も実施した。10-50Aの範囲で電流を変化させた結果、流量30 sccm以上で放電モードの遷移が観測された。得られた放電条件でプラズマ解析を実施し、得られた熱流束を用いた熱解析も実施したところ、主にイオン衝突により自己加熱が維持されることが明らかになった。

研究成果の概要(英文)：A plasma simulation code was developed to investigate plasma flow of hollow cathodes. The model treats the heavy particles (neutrals and ions) and electrons as particles and fluid, respectively. The developed code was validated through the comparison with the preceding measured data within the cathode, i.e. the simulated electron number density is in good agreement with the experimental data obtained by other group. Our own hollow cathode was also manufactured, and experiments in a diode mode were also conducted in the current range of 10-50 A. Then, mode transition from plume to spot mode was observed for a mass flow rate above 30 sccm. The simulations under the same condition as our cathode were also carried out, and it was found that the self-heating is sustained mainly by the ion bombardment.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：electric propulsion hollow cathode simulation hybrid-PIC

### 1. 研究開始当初の背景

近年、姿勢制御だけでなく軌道遷移も電気推進で行う全電化衛星への注目や、NASAの小惑星捕獲計画に代表される宇宙探査ミッションの拡大により、数十kWから数百kW級の電気推進の開発が求められている。数十kW級推進機の筆頭候補としてはイオンエンジンとHallスラスタが挙げられる。これらはイオンを静電加速させて推力を得るが、両者共通して電子源を搭載する必要がある。電子源は放電維持のために放電部に電子を供給する他、宇宙機の帯電を防ぐために電子を放出しイオン流を中和する役割を担う部品として用いられ、静電加速型の電気推進機には必要不可欠の装置である。次世代を睨んだ数十kWから数百kW級の電気推進機には数十Aから数百Aの大電流に対応できる電子源が必要であり、そのような大電流に対応可能な電子源の候補としてはホローカソード(H/C)が挙げられる(図1)。H/Cは放電室内に設置された熱電子放出源(インサート)から出る電子を低電圧で放出できる電子源であり、数十A以上を供給可能なものとしては唯一無二の電子源と考えられている。インサートとして実績のあるBaO-Wは大気暴露に弱く、作動気体純度への要求が高いためオペレーションに多大な注意を要するが、LaB<sub>6</sub>を用いることでそれらの制約は大幅に緩和されることから、H/Cの欠点であった管理方法の困難さも解消されつつある。欧米では既に100A以上のH/Cの開発が進んでいるが、国内ではJAXAが開発した20A級のもの(インサートはBaO-W)のみであり、日本独自の電力電気推進機開発のためには大電流H/Cの国際的競争力強化が喫緊の課題である。

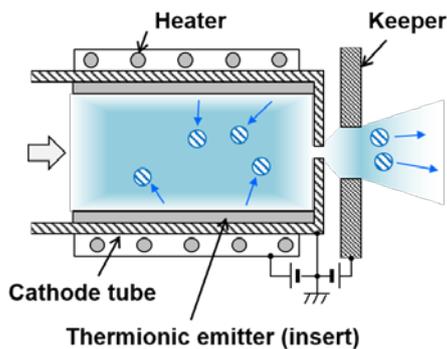


図1 ホローカソード

### 2. 研究の目的

(1) H/Cのオリフィス径は一般的に数mm程度であることから、実験的に放電室内部の現象を理解するには困難である場合が多い。そこで本研究では数値解析によりH/C内外のプラズマを解析し、大電流条件下でのH/C開発の加速に貢献することを目指す。寿命を支配するとされる電極損耗にはイオン音波不安定性に起因する高エネルギーイオンによるスパッタリングが原因であると予想されているため、イオンの運動論的扱いを可能とするモ

デルを構築し、それを実装した解析コードを開発する。

(2) インサートにLaB<sub>6</sub>を用いた実験室モデルを製作し、単体作動試験により電流電圧特性を取得する。開発したコードで実験を模擬する解析を実施し、実験結果との比較を通して解析結果を検証した。特にH/Cの熱特性を明らかにするために、実験を模擬したプラズマ解析で得られた熱流束分布を境界条件として用いた熱解析を実施する。プラズマ解析と熱解析から得られるインサート温度予測の整合性を確認するとともに、インサート自己加熱メカニズムを明らかにする。

### 3. 研究の方法

(1) H/C内外のプラズマを解析するために、2次元軸対称プラズマ解析コードを開発した。イオンの運動論的取り扱いを可能としつつ、H/C内部の高密度プラズマを扱うことができると考えられるHybrid-PIC (Particle In Cell) モデルを採用した。本モデルでは重粒子(中性粒子、イオン)は粒子で近似する一方で、電子は流体で扱うことで計算コストの低減を図ったモデルであり、電子速度はdrift-diffusionモデルで与えた。また、電子の衝突周波数として、中性粒子及びイオンとの弾性衝突の他に二流体不安定性に起因する異常抵抗の影響も考慮した。

(2) 実験データを取得するために、数十Aの電子を供給可能なH/Cを製作し電流電圧特性を取得した。H/Cの設計にあたっては、従来のヒータの脆弱性改善のために、放射加熱式ヒータを考案した(図2)。放電試験はイオンルームを模擬したアノードを下流に配置したダイオードモード(キーパーは浮遊)で実施した。放電電流を10-50Aで変化させ、電流電圧特性を取得した。さらに、得られた電流・電圧条件下でのプラズマ解析を実施し、インサート温度を推定した。また、得られた壁面加熱分布を境界条件とした熱解析も実施し、プラズマ解析で予測したインサート温度と熱解析から得られる同温度を比較し、整合性を検証した。

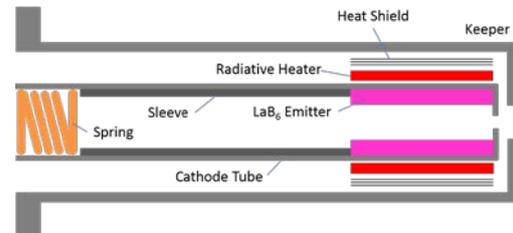
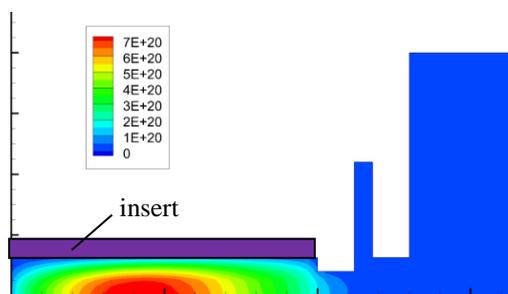


図2 放射加熱式ホローカソード

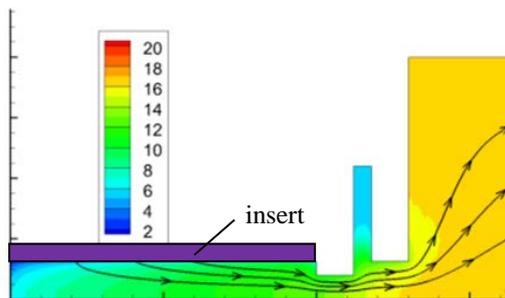
### 4. 研究成果

(1) H/C内外の流れ場を構築したモデルで解析できることを確認するために、先行研究(引用文献①)で実験的に調査されている条件にて解析を実施した。キセノン流量10sccm、放電電流30A、インサート最大温度1900Kでの解析結果(電子数密度、ポテンシャル)を図3に示す。ポテンシャル分布には電子流線

も重ねてプロットした。本計算では、インサート温度分布は固定し、与えた放電電流となるよう放電電圧を調整した。電子数密度はインサート中央部付近でピークを持ち、その値は約  $7 \times 10^{20} \text{ m}^{-3}$  であった。またこの妥当性を検証するために先行研究の計測結果と比較したものが図4である。仮定するインサート温度により解析結果は異なるものの、1900 Kの結果は実験結果とよい一致を見せ、本モデルにより実験と整合する解析が得られることを示唆する結果であるといえる。インサート温度を下げると密度が上昇、逆にインサート温度を上げると密度が減少することが示唆されている。これはインサート温度により放電電圧、さらにはH/C内ポテンシャルが上下することと関連する。インサート温度が上がると放電電圧が下がり結果的にH/C内ポテンシャルも減少する。その結果、シース電圧が下がることに伴い電子の壁面損失が増加することで密度が減少する。



(a) 電子数密度 ( $\text{m}^{-3}$ )



(b) ポテンシャルと電子流線 (V)

図3 解析結果 (10 sccm, 30 A,  $T_{\text{emi}}=1900 \text{ K}$ )

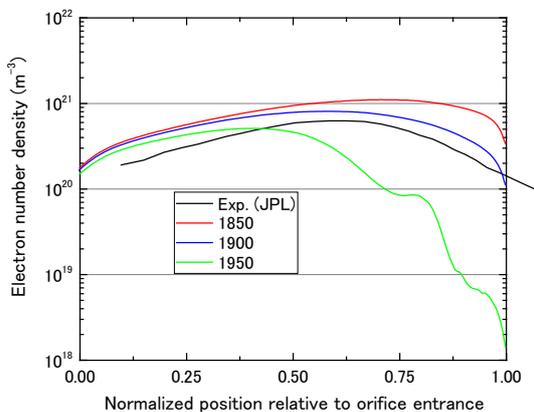


図4 中心軸上における電子数密度分布

(2) 図5に製作したH/Cで得られた電流電圧特性を示す。図中には放電の発光写真も重ねて表示した。本結果はH/Cの下流38 mmの位置に設置したリングアノードとの放電により得られたものである。流量にかかわらず、電流を上げると放電電圧が下がる負抵抗特性が観測された。放電モードはプルーム中に強い発光が見られるプルームモードと、プルーム中の発光は見られずH/C出口にスポット状の発光のみが見られるスポットモードの2種が観測された。スポットモードは流量30 sccm、電流が40 A以上の条件下で現れ、モードの遷移に伴い放電電圧が不連続に低下した。モードの遷移メカニズムは明らかになっていないが、プルームモードでは放電電流波形に乱れが見られる一方でスポットモードでは非常に安定した波形に変わることから、プラズマの不安定性に関連するものと考えられる。

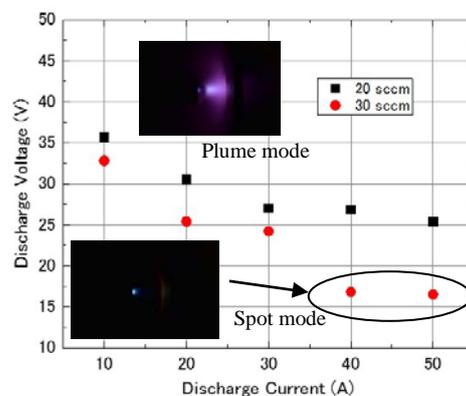


図5 電流電圧特性 (実験値)

実験で放電電圧、放電電流が得られたため、これらを固定した上でインサート温度及び壁面への熱流束分布を予測するプラズマ解析を実施した。本解析では放電電圧は固定し、与えた放電電流になるようインサート温度を逐次調整した。流量30 sccm、放電電流30 Aの条件で解析したときの熱流束分布を図6に示す。熱流束分布は電子、中性粒子、イオンに起因するものに分解できるが、結果的にはイオン衝突によるものと、それに伴い発生する再結合エネルギーによるものが支配的であった。電子に起因する熱流束が小さい理由は電子温度(1-2 eV)にくらべH/C内部のポテンシャルが高く(5-10 eV)、シース電位を乗り越えらえる電子が僅少であるためである。なお、インサートへのプラズマからの熱入力(316 W)であった。そのうち、イオン衝突による入熱は246 W、再結合による入熱は190 Wであり、熱電子や再結合電子がインサート表面から出る際に必要な仕事関数分が差し引かれることでバランスしている。得られた熱流束分布を境界条件とした熱解析結果を図7に示す。熱解析ではインサートへの熱入力に加え、オリフィス部からの熱入力(38 W)も考慮した。オリフィスへの熱入力はインサートへのものにくらべ総量は1/10程度だが、面積

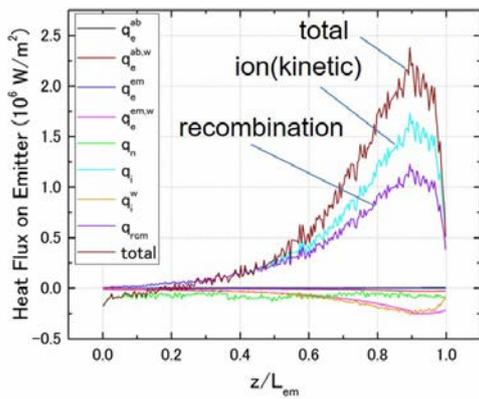
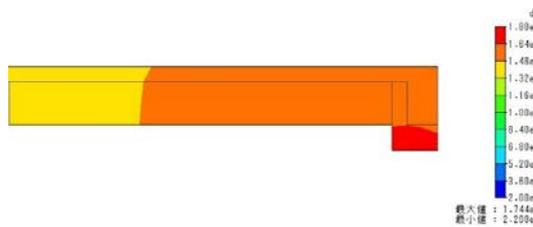
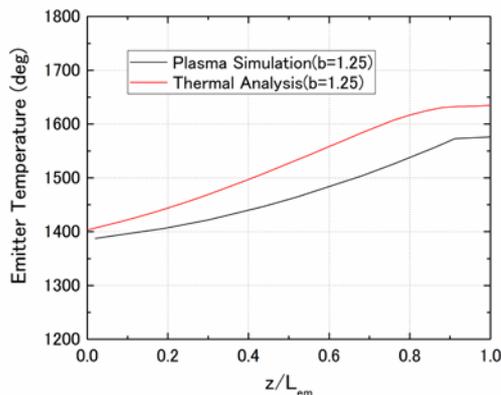


図 6 インサートへの熱流束解析結果 (30 sccm, 30 A, V=24.2 V)



(a) インサート温度 2 次元分布



(b) インサート表面温度分布の比較

図 7 熱解析結果 (30 sccm, 30 A, V=24.2 V)

が小さい故に熱流束はインサートへのものより高く、結果的にオリフィスが最も高温となる。熱解析から得られたインサート表面温度分布と、プラズマ解析から予測される温度分布を比較した結果によれば、熱解析で得られた結果はプラズマ解析と比較して定性的には近い結果となったが、定量的には 4 % 程度高いことがわかる。この差異の一因として、プラズマ解析から見積もられた熱入力が過大評価されている可能性が考えられる。先に述べたように、熱入力で支配的な成分はイオンに関連するものなので、イオンの熱入力が過大評価されている可能性が高い。イオンが壁面に衝突して壁面に与えるエネルギーにはシース領域での加速で得るエネルギーも加味されていることから、H/C 内部のポテンシャルが下がればイオンによる熱入力は減少するものと考えられる。H/C 内外のポテンシャルは異

常抵抗モデルに含まれるモデルパラメータに強く依存する。異常抵抗が大きい場合、ポテンシャル勾配が高くなるため、放電電圧が一定の場合 H/C 内部のポテンシャルが低下すると考えられる。そこで異常抵抗が高くなるようにパラメータを変更すると、イオン衝突による熱入力の減少により、熱入力の総量は 240 W に低下した。その結果、熱解析から得られるインサート温度も減少し、プラズマ解析から得られる温度分布を若干下回る結果となった。このことから、さらなるパラメータの最適化によりプラズマ解析から予測されるインサート温度分布と、熱解析で得られる温度分布が整合することが示唆される。今後は熱解析で得られたインサート温度分布をプラズマ解析にフィードバックするなど、熱・プラズマの連成を強めた解析を実施する予定である。

<引用文献>

① Goebel, D. M., and Chu, E.: High Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathodes for High Power Hall Thrusters, IEPC Paper 2011-053, 2011.

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 1 件)

① K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, I. Funaki, "Hybrid-PIC Simulation on Plasma Flow of Hollow Cathode", Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, 査読有, Vol. 14, No. ists30, 2016, p. Pb\_189-Pb\_195, DOI: [http://doi.org/10.2322/tastj.14.Pb\\_189](http://doi.org/10.2322/tastj.14.Pb_189)

[学会発表] (計 9 件)

① K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, I. Funaki, "Hybrid-PIC Simulation on Thermal Characteristics of Hollow Cathode", 31<sup>st</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Jun. 6-9, 2017, Himegin Hall (Matsuyama).  
 ② Y. Oshio, K. Kubota, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, I. Funaki, "Experimental Investigation of LaB<sub>6</sub> Hollow Cathode with Radiative Heater", 31<sup>st</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Jun. 6-9, 2017, Himegin Hall (Matsuyama).  
 ③ 大塩裕哉, 窪田健一, 渡邊裕樹, 張科寅, 大川恭志, 船木一幸, "LaB<sub>6</sub> を使用した大電流ホローカソードのオリフィス径が性能に与える影響の実験的調査", 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 2016 年 9 月 9 日, 函館アリーナ (函館).  
 ④ K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, I. Funaki, "Numerical and Experimental Study on Discharge

Characteristics of High-Current Hollow Cathode”, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Jul. 25-27, 2016, Salt Lake City (USA).

- ⑤ 藤野貴康,岩尾徹,茂田正哉,田中康規,窪田健一, “高エンタルピープラズマの数値シミュレーション,” 第 23 回応用物理学会プラズマエレクトロニクス分科会新領域研究会, 2016 年 8 月 8 日, 大阪市立大学 (大阪), 招待講演.

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

- 出願状況 (計 1 件)

名称: ホローカソード

発明者: 窪田健一、大塩裕哉、張科寅、大川恭志、船木一幸、渡邊裕樹、安藤春夫、藤井雄平

権利者: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構、株式会社ナガノ

種類: 特許

番号: 特願 2015-130283

出願年月日: 平成 27 年 6 月 29 日

国内外の別: 国内

- 取得状況 (計 0 件)

名称:

発明者:

権利者:

種類:

番号:

取得年月日:

国内外の別:

〔その他〕

ホームページ等 なし

## 6. 研究組織

### (1)研究代表者

窪田 健一 (KUBOTA, Kenichi)

宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・数値解析技術研究ユニット・研究開発員

研究者番号: 10723364

### (2)研究分担者

なし

### (3)連携研究者

なし

### (4)研究協力者

大塩 裕哉 (OSHIO, Yuya)

東京農工大学・工学部・機械システム工学学科・特任助教

研究者番号: 80711233

渡邊 裕樹 (WATANABE, Hiroki)

首都大学東京・システムデザイン研究科・

航空宇宙システム工学域・助教

研究者番号: 30648390

張 科寅 (CHO, Shinatora)

宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・数値解析技術研究ユニット・研究開発員

研究者番号: 40710596

大川 恭志 (OHKAWA, Yasushi)

宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・第二研究ユニット・主任研究開発員

研究者番号: 20415920

船木 一幸 (FUNAKI, Ikkoh)

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・飛翔工学研究科・准教授

研究者番号: 50311171