

電気推進用大電流ホローカソード  
設計指針・作動指針の構築

2021年 3月

小島 康平

電気推進用大電流ホローカソード  
設計指針・作動指針の構築

小島 康平

システム情報工学研究科  
筑波大学

2021年 3月

# 目次

第 1 章 序論 .....	10
1.1 電気推進 .....	10
1.1.1 電気推進による宇宙開発.....	10
1.1.2 電気推進機.....	12
1.2 電子源（ホローカソード）.....	16
1.2.1 電気推進の電子源.....	16
1.2.2 ホローカソードの作動原理.....	19
1.2.3 先行研究 .....	20
1.3 研究目的 .....	26
第 2 章 ホローカソードの設計指針構築.....	27
2.1 設計指針構築 .....	27
2.1.1 設計指針 .....	27
2.1.2 電子電流 100 A 生成のためのインサート設計 .....	28
2.1.3 プラズマ生成部モデル化によるインサートサイズの設定 .....	30
2.1.4 プラズマ維持.....	36
2.1.5 設計指針に基づく設計結果.....	41
2.2 設計検証 .....	42
2.2.1 実験セットアップ.....	42
2.2.2 実験条件 .....	55
2.2.3 設計検証 .....	56
2.3 ホローカソード設計指針構築のまとめ.....	64
第 3 章 ホローカソードの作動指針構築.....	65
3.1 ホローカソード作動特性.....	65
3.1.1 放電電圧 .....	65
3.1.2 プルーム .....	67
3.1.3 $V-I$ 特性 .....	69
3.2 設計指針に関する作動メカニズム.....	70
3.2.1 安定作動メカニズム.....	70
3.2.2 不安定作動メカニズム.....	71
3.3 作動指針まとめ .....	73
第 4 章 推進機とホローカソードのカップリング実証.....	74
4.1 供試体 .....	74
4.2 作動実証 .....	79
4.2.1 実験セットアップ.....	79

4.2.2 実験条件 .....	84
4.2.3 作動実験 .....	86
4.3 まとめ .....	93
第 5 章 結論 .....	94
謝辞 .....	96
参考文献 .....	97

## 図表リスト

- 図 1-1 国際宇宙探査ロードマップ (Global Exploration Roadmap)
- 図 1-2 Critical Technologies
- 図 1-3 5 kW 級の代表的なイオンスラスタ
- 図 1-4 5 kW 級の代表的なホールスラスタ
- 図 1-5 電気推進機の比推力, 推力密度
- 図 1-6 ホールスラスタへの電子源適用例
- 図 1-7 MPD スラスタへの電子源適用例
- 図 1-8 ホールスラスタの推力, 放電電圧特性
- 図 1-9 MPD スラスタの推力, 放電電圧特性
- 図 1-10 ホローカソード 作動原理図
- 図 1-11 ホローカソードの形状
- 図 1-12 ホローカソード 電子密度とポテンシャル(NEXIS 用)
- 図 1-13 ホローカソード外部プラズマ診断
- 図 1-14 低電流ホローカソード (SITAEL 社)
- 図 1-15 100 A 級ホローカソード (NASA JPL)
- 図 1-16 ヒータレスホローカソード (Rafael 社)
- 図 1-17 ホローカソード 数値計算例 (JAXA)
- 図 2-1 各温度での電子放出電流密度
- 図 2-2 酸素ならびに水分の分圧に対する熱電子放出の割合 ( $\text{LaB}_6$  と  $\text{BaO-W}$  の比較)
- 図 2-3 インサート内部のプラズマ生成部の電子密度モデル概略図
- 図 2-4 熱モデルの概略図
- 図 2-5 熱解析によるホローカソード温度分布
- 図 2-6 ホローカソード 断面図
- 図 2-7 ホローカソード 外観
- 図 2-8 実験セットアップ概略図
- 図 2-9 真空チャンバ外観
- 図 2-10 ロータリポンプ, ターボ分子ポンプ外観
- 図 2-11 マスフローコントローラ外観
- 図 2-12 ホローカソードとアノードの外観
- 図 2-13 シングルプローブの回路構成例
- 図 2-14 シングルプローブの  $V_p$ - $I_p$  特性例
- 図 2-15 プローブ診断によるデータ解析例
- 図 2-16 プローブ外観
- 図 2-17 プローブ計測模式図

- 図 2-18 プローブ計測波形
- 図 2-19 放電電流 100 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 1.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-20 放電電流 100 A でのプルーム外観 (流量 1.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-21 各放電電流でのプルーム外観 (流量 1.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-22 オリフィス上流の電子温度 (流量 1.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-23 オリフィス上流の電子密度分布(流量 1.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-24 0 次の第 1 種ベッセル関数
- 図 2-25 オリフィス上流の電子温度 (流量 2.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-26 オリフィス上流の電子密度分布(流量 2.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-27 オリフィス上流の電子温度 (流量 0.5 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-28 オリフィス上流の電子密度分布(流量 0.5 A<sub>eq.</sub>)
- 図 2-29 検証実験後のホローカソード外観
- 図 3-1 放電電流 100 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 0.5 A<sub>eq.</sub>)
- 図 3-2 放電電流 80 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 0.64 A<sub>eq.</sub>)
- 図 3-3 放電電流 100 A でのプルーム外観 (流量 0.5 A<sub>eq.</sub>)
- 図 3-4 ホローカソード出口からのプルーム外観 (流量 0.5 A<sub>eq.</sub>, 1.0 A<sub>eq.</sub>, 2.0 A<sub>eq.</sub>)
- 図 3-5 各流量での放電電流と放電電圧の相関
- 図 3-6 ホローカソード 安定作動メカニズム
- 図 3-7 ホローカソード 不安定作動メカニズム
- 図 4-1 スワール加速による推力発生
- 図 4-2 ホール加速による推力発生
- 図 4-3 自己誘起磁場による推力発生
- 図 4-4 外部磁場印加型 MPD スラスタの断面図
- 図 4-5 外部磁場印加型 MPD スラスタへのホローカソード取付状態
- 図 4-6 作動実験セットアップ概略図
- 図 4-7 作動実験セットアップ外観
- 図 4-8 推力実験セットアップ概略図
- 図 4-9 スラスタスタンド概略図
- 図 4-10 推力校正 変位センサ出力電圧の時刻履歴
- 図 4-11 推力校正 荷重と変位センサの相関
- 図 4-12 MPD スラスタ作動中のプルーム外観
- 図 4-13 MPD スラスタ作動時の各部電圧
- 図 4-14 MPD スラスタ 推力計測結果(放電電流 40 A)
- 図 4-15 計測推力とスワール加速による計算推力の比較
- 図 4-16 カソード径をオリフィス径としたイメージ図
- 図 4-17 カソード径を仮想的なカソード径としたイメージ図

図 4-18 MPD スラスタ 推力実験の放電電圧計測結果

図 4-19 計測した逆起電力と計算上の逆起電力の比較

表 2-1 電子密度分布の指数  $\alpha$  の導出

表 2-2 マスフローコントローラ諸元

表 2-3 ホローカソード検証実験用 電源諸元

表 2-4 ホローカソード作動条件

表 4-1 外部磁場印加型 MPD スラスタ作動実証 電源諸元

表 4-2 外部磁場印加型 MPD スラスタ 作動実験条件

表 4-3 外部磁場印加型 MPD スラスタ 推力実験条件

## Nomenclature

- $A$  リチャードソン係数または, インサート表面積  
 $C$  定数  
 $d$  直径  
 $D$  拡散係数  
 $e$  電荷素量  
 $E$  電場  
 $F$  推力または, 関数  
 $G$  関数  
 $I$  電流  
 $I_{sp}$  比推力  
 $j$  電流密度  
 $J$  電流  
 $J_0$  第一種ベッセル関数  
 $k$  定数  
 $k_B$  ボルツマン定数  
 $L$  長さ  
 $m$  電子質量  
 $\dot{m}$  推進剤流量  
 $M$  イオン原子量  
 $n$  電子密度または, 数密度  
 $\dot{n}$  電離による電子の生成レート  
 $N$  数密度  
 $N_0$  Neumann 関数  
 $p$  電子圧力  
 $Q$  エネルギー量  
 $r$  半径方向座標または, 半径  
 $R$  インサート半径  
 $S$  面積  
 $t$  時刻  
 $T$  温度  
 $u$  速度  
 $U$  イオン化エネルギー  
 $v$  速度または, 電子の速度  
 $V$  電圧または, インサート空間容積 または, 加速体積  
 $z$  軸方向座標



- $\alpha$  定数
- $\beta$  ホールパラメータ
- $\Gamma$  電子流束
- $\varepsilon$  放射率
- $\iota$  電子-中性粒子間衝突周波数
- $\lambda$  熱伝導率
- $\mu$  真空中の透磁率または，移動度
- $\sigma$  イオン-電子の電離衝突断面積または，ステファン・ボルツマン定数または，電気伝導度
- $\varphi$  ポテンシャル

## Subscript

0 中性粒子

l Bessel 関数の定数項添え字

a 軸方向または, アノード

back 逆起電力

c カソード

d 放電

e 電子

em 熱電子放出

eq 等価

hall ホール加速

i イオンまたは, 内径側

in インサート

j 番号

o 外径側

p 圧力荷重または, プローブ

r 再結合または, 径方向

s シースまたは, 飽和

self 自己誘起磁場による加速

swirl スワール加速成分

wf 仕事関数

z 軸方向

$\theta$  周方向

# 第1章 序論

## 1.1 電気推進

### 1.1.1 電気推進による宇宙開発

近年、深宇宙探査や大型宇宙構造物構築のための物資輸送が計画されており、国内外の公的機関、企業において、電気推進機の大電力化についての研究や開発が進められている[1]。具体的には、国際宇宙探査協働 (ISECG) では、Global Exploration Roadmap (GER) が掲げられ、2020年代には月探査、2030年代には火星探査が計画されている(図1-1)。これらの計画実現に向けたCritical technologies(図1-2)の1つとして、10~30 kW級の電気推進技術が挙げられている。日本国内では、日本航空宇宙学会が「JSASS 宇宙ビジョン2050」として、2050年以降の地球近傍活動、月・火星圏の活動、深宇宙探査と科学活動の発展性を科学技術と総合政策ロードマップとともに示しており、深宇宙探査用の推進機として電気推進が記載されている[2]。

商用衛星としての電気推進の大電力化も進められており、実用または実用に向けた開発が進められている[3]。静止軌道上において30 kW級の大容量通信が想定されているが、その電力が必要とされるのは軌道運用時である。軌道に到達する前に、相当の電力を有効活用するには、電気推進が格好である。また、従来の化学推進より高い比推力をもつ電気推進機を適用することで、必要推薬量を大幅に削減できる[3]。化学推進と比較して軌道への遷移時間は長くなるものの、打ち上げコストの低減は魅力的である。こうした背景から、米国では、SP702によるイオンエンジンの商用利用が進められており[4]、日本国内では、1.8~6 kW級のホールスラスタ開発が進められている[5]。推力レベルは、軌道遷移時は約360 mN、軌道維持は80 mNであるが、この性能を1台のホールスラスタでの実現を計画している。電力をコントロールすることで、推力可変が可能である点は、化学推進と比較しても、運用上、有利と考える。以上の背景から、大量輸送・高速輸送として、電気推進機への期待が高まっている。

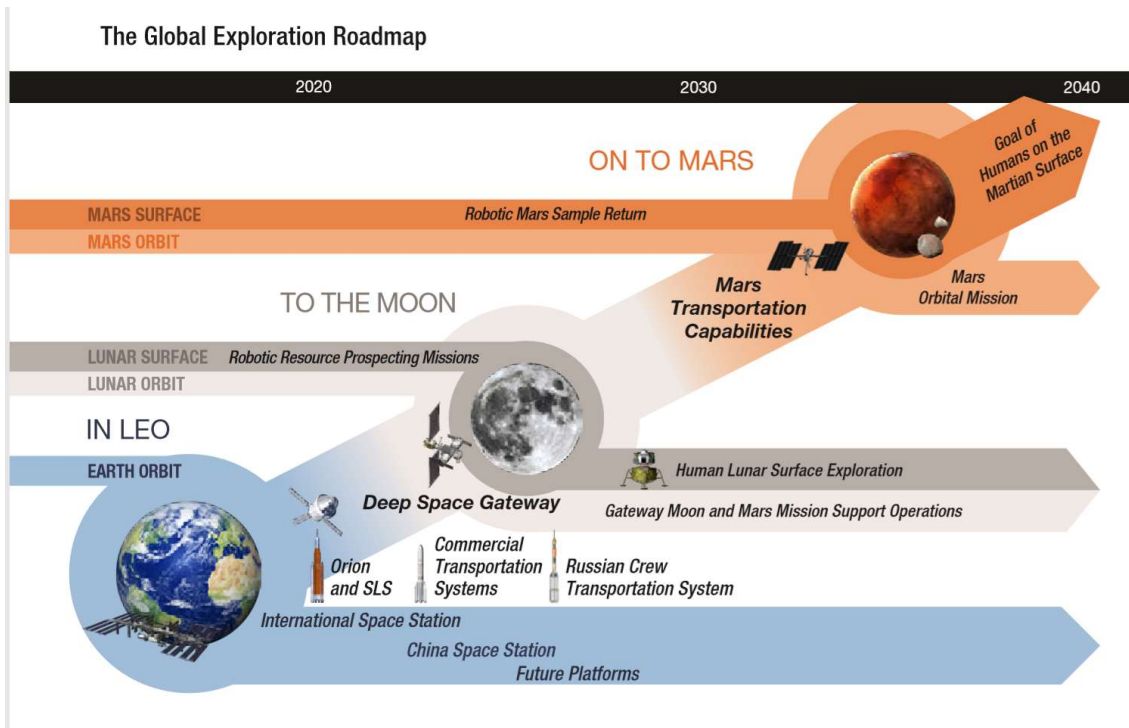


図 1-1 国際宇宙探査ロードマップ (Global Exploration Roadmap) [1]

Global Exploration Roadmap Critical Technologies (Summary Table)	Today ISS & Spaceflight Heritage	Near-Future Moon Vicinity/Surface	Future Mars Vicinity/Surface
<b>Propulsion, Landing, Return</b>			
In-Space Cryogenic Acquisition & Propellant Storage	Spacecraft: CPST/eCryo demo	u-G vapor free liquid tank to propulsion transfer, Efficient low-power LOx & H <sub>2</sub> storage >1 Yr (Mars)	Throtttable Regen Cooled Engine for Landing (Mars Scale)
Liquid Oxygen/Methane Cryogenic Propulsion		Throtttable Regen Cooled Engine for Landing (Lunar Scale)	Throtttable Regen Cooled Engine for Landing (Mars Scale)
Mars Entry, Descent, and Landing (EDL)	Spacecraft: MSL class (~900 kg)	Demonstration of advanced technology in deep space environment	Large Robotics >1000 kg; Human ~40,000 kg
Precision Landing & Hazard Avoidance	Spacecraft: Lunar & Mars Landers State-of-the-Art	~100 m accuracy, 10's cm hazard recognition, Support all lighting conditions	
Robust Ablative Heat Shield Thermal Protection	Spacecraft: Orion Heatshield test flight (EFT-1)	~1000 W/cm <sup>2</sup> under 1.0 atmospheric pressure	~2,500 W/cm <sup>2</sup> under 0.8 atmospheric pressure
Electric Propulsion & Power Processing	Spacecraft: 2.5 kW thruster (Dawn)	~10 kW per thruster, High Isp (2000 s) (for some mission options)	~30-50 kW per thruster (for some mission options)

図 1-2 Critical Technologies [1]

## 1.1.2 電気推進機

電気推進機とは、推進機外部より電力を投入し、電力を推進エネルギーに変換し、推力を得る推進機である。特徴は以下のとおりである。[6]

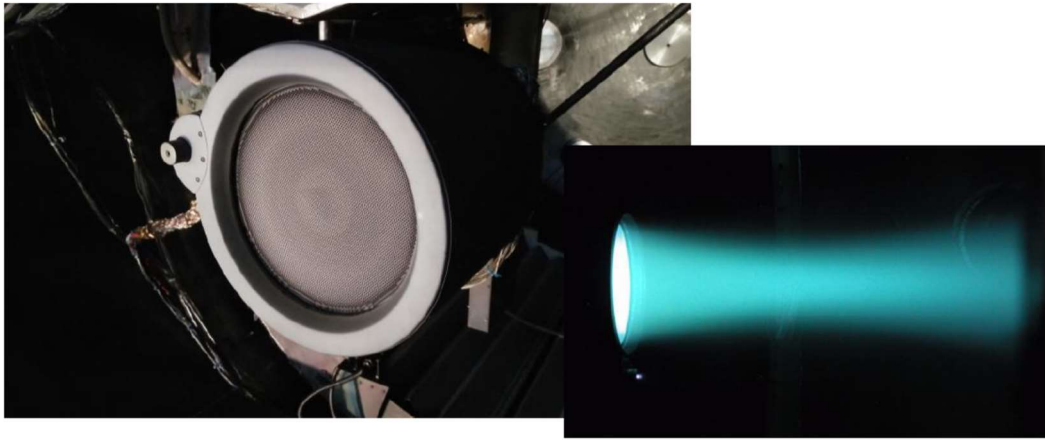
- ・推進剤の放電によりプラズマを生成する。
- ・プラズマを介して、静電力、電磁力、または加熱により、推力を得る。
- ・電気推進の比推力は、1000～5000 秒であり、化学推進機 (100～400 秒) に比べて、高い。
- ・電気推進機では、化学推進と比べて、ペイロード比を高めることができる。
- ・電気推進の推力は、数～100 mN 程度にとどまる事例が多く、化学推進の推力 (一般的には数 N 以上) より低い。

電気推進機の高い比推力を生かしながら、電力を高めることで大きい推力を得て、利便性を高めた開発・製品例が注目を集めている。全電化衛星である[4]。1.1.1 項で記載したように、現在、開発または実証された電気推進機の中で、比較的高い電力で使用されるレンジとしては、約 5 kW 級で推力が 300 mN 程度のものである。5 kW 級の電気推進機のタイプとしては、イオンスラスタ[7,8]、ホールスラスタ[9,10,11]が多い。イオンスラスタの例を図 1-3 に、ホールスラスタの例を図 1-4 に示す。この推進機を複数台運用し、軌道遷移期間は約 3～6 か月を要する。化学推進での軌道遷移期間が数日程度の点から考えると、軌道遷移期間は長期となる。

高いペイロード比を維持しつつ、輸送期間短縮させるには、電気推進の大推力化が必要となる。電気推進の大推力化には、推力密度の高い電気推進が望ましい。ここで、電気推進機における比推力と、推力密度の分布を図 1-5 に示す[12]。

図 1-5 から、比推力が高く、推力密度が高い電気推進機として、ホールスラスタや Magnet-Plasma-Dynamic (MPD)スラスタが挙げられる。これらの推進機で大推力を発生させるには、大電流が必要であり、その大電流を供給しうる電子源が必要である。

次項では、大電流を供給しうる電子源について言及する。



(a) T6 スラスタ[7]

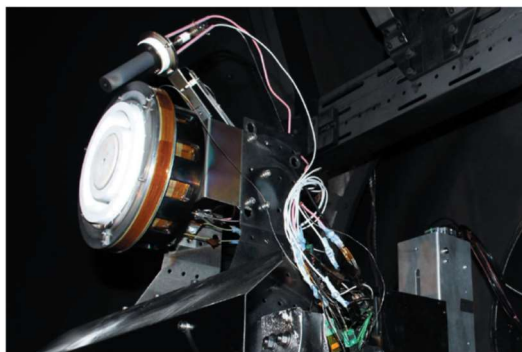


(b) XIPS[8]

図 1-3 5 kW 級の代表的なイオンスラスタ [7,8]



(a) XR-5[9]



(b) HT5k[10]



(c) PPS-5000[11]

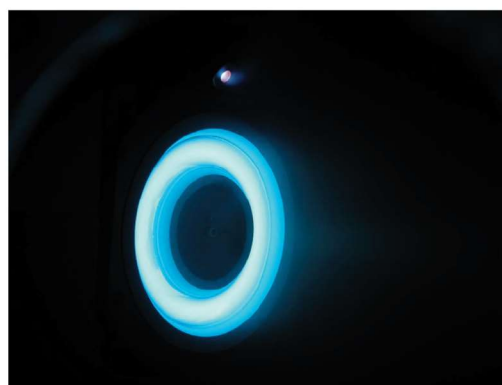


図 1-4 5 kW 級の代表的なホールスラスタ[9,10,11]

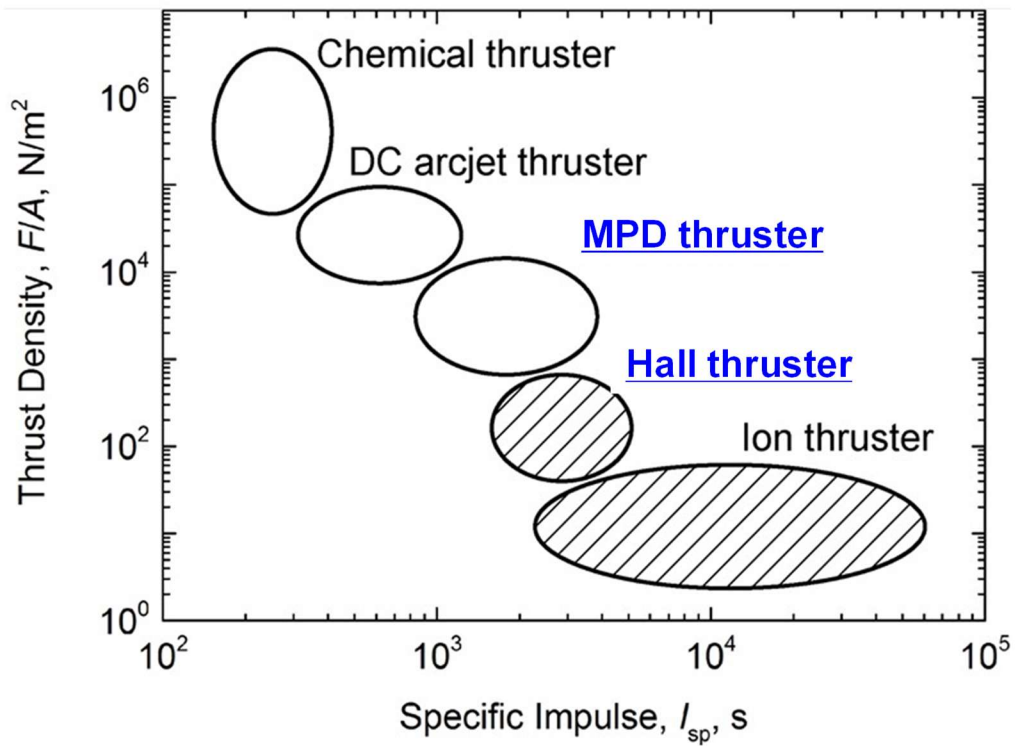


図 1-5 電気推進機の比推力，推力密度[12]



## 1.2 電子源 (ホローカソード)

### 1.2.1 電気推進の電子源

従来より、電子源は、電気推進機の中和器または陰極として、用いられてきた。例えば、ホールスラスタでは、中和器としてホローカソードが使われてきた[13,14,15,16,17]。また、MPD スラスタでは金属の尖頭形状の陰極[18,19,20]から、昨今ではホローカソードを陰極に用いる研究もなされている[21,22,23]。ホールスラスタでの適用例を図 1-6 に、MPD スラスタへの適用例を図 1-7 に示す。これらのスラスタ以外にも、HEMPT (Thales 社) への適用研究も進んでいる[24,25,26]。

次に、各スラスタの放電電圧に着目する。ホールスラスタでの代表的な放電電圧を図 1-8[13]に、MPD スラスタでの代表的な作動電圧を図 1-9[22]に示す。作動電圧は概ね 100～400 V である。ここで、放電電圧を 300 V と仮定した場合、30 kW 級の電気推進を実現するには、100 A の電子電流の生成が必要となる。すなわち、100 A 級の電子源の実現が必要となる。

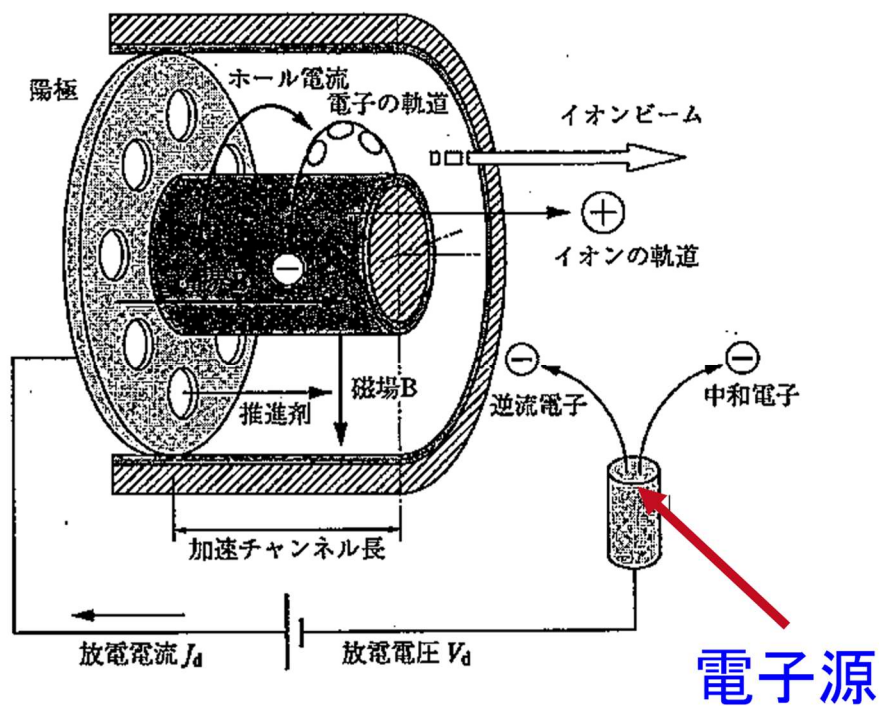


図 1-6 ホールスラスタへの電子源適用例[6]

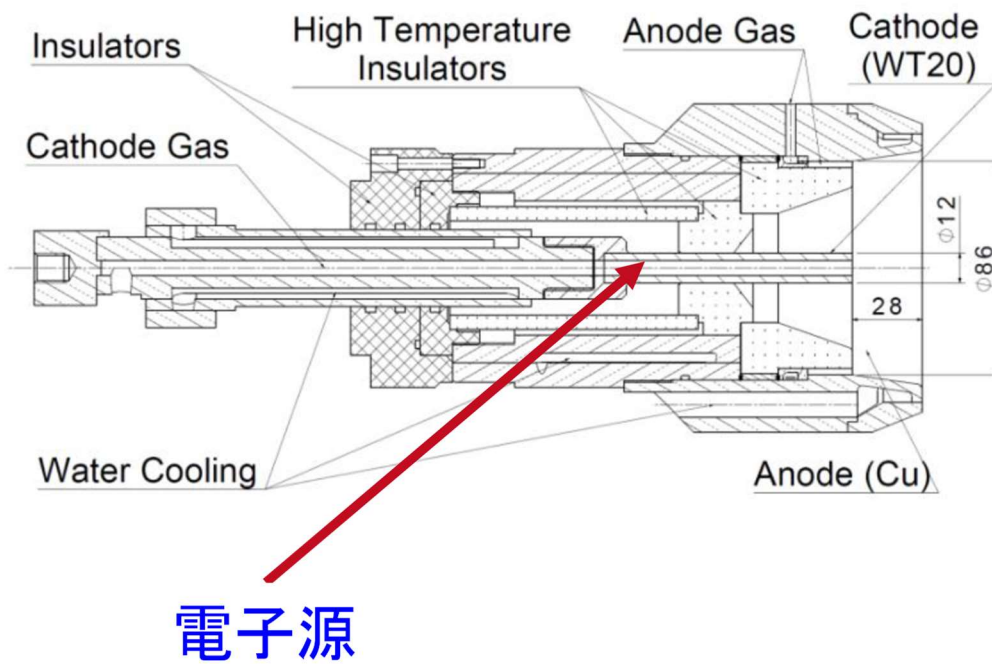


図 1-7 MPD スラスタへの電子源適用例[20]

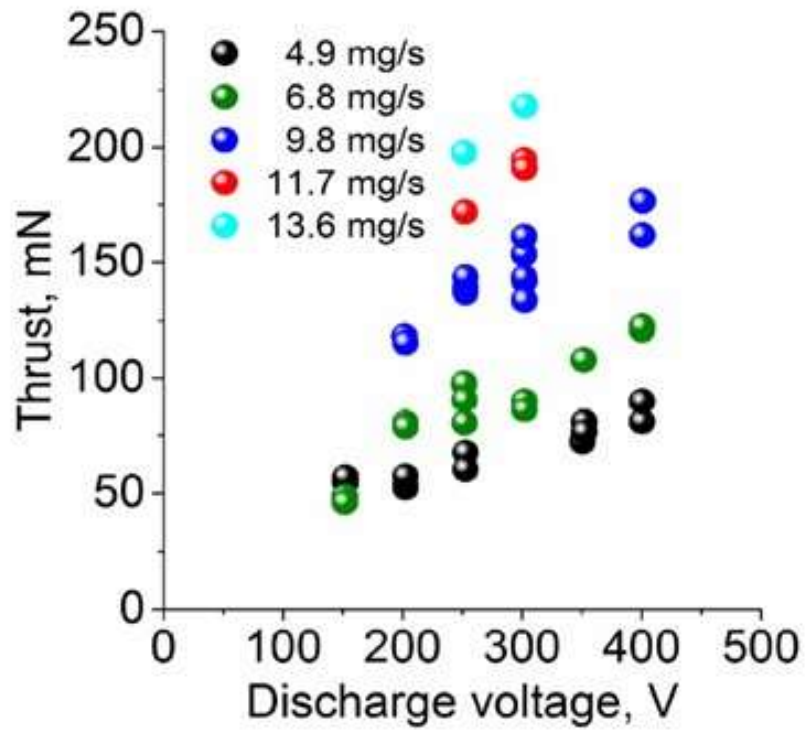


図 1-8 ホールスラスタの推力，放電電圧特性[13]

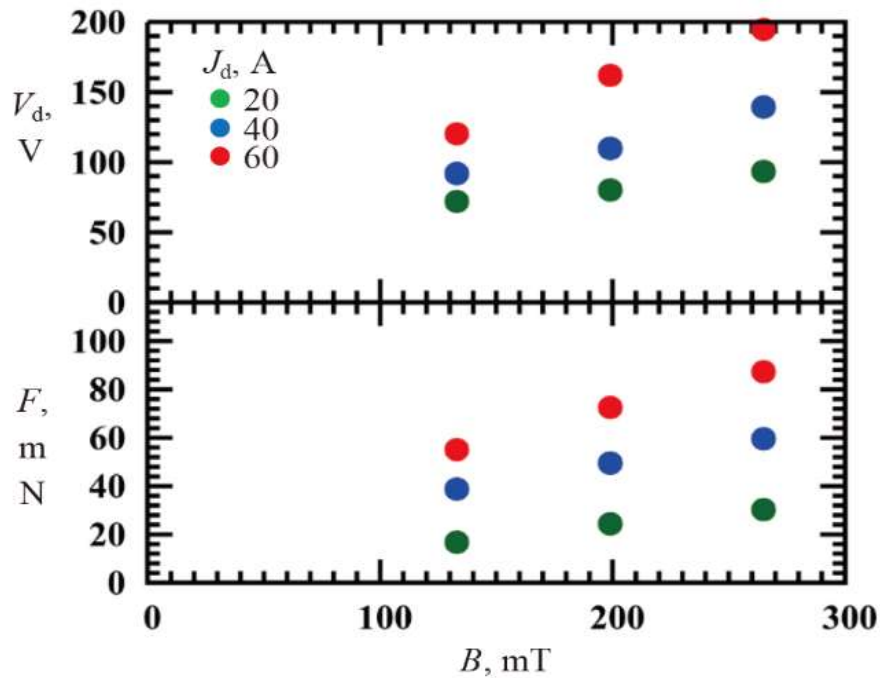


図 1-9 MPD スラスタの推力，放電電圧特性 [22]

## 1.2.2 ホローカソードの作動原理

本項では、ホローカソードの作動原理を示す[27].

ホローカソードの基本構造を図 1-10 に示す. 構成要素としては, 大きく 3 つある. 電子放出部 (インサート), ヒータ, キーパである. 電子放出部は, 電子放出を担う部分であり, 大電流の電子電流を引き出すために, 主に熱電子放出による電子放出機構を採用している. ヒータは, その熱電子放出を促すために, 電子放出部を加熱するためのものである. キーパは, 電子を電子源の外部に放出するため, 電子放出部に比べて正の電圧が印加される部分である. これらの電子源では, 電子放出部は中空 (円管) となっており, その中へプラズマの生成と維持するための推進剤を供給する. このため, 電子源内部の電子は, この推進剤と衝突して電離させるはたらきをするため, その電子温度は, 推進機としての主放電のプラズマの電子温度よりも低く抑えられる. 従って, 電子放出材表面に形成されるシーブ電圧が低く, 電子放出材へ衝突するイオンのエネルギーが低く抑えられる. これが, 中空状電子源がフィラメント電極や MPD スラスタの棒状陰極よりも長寿命である理由となる[27].

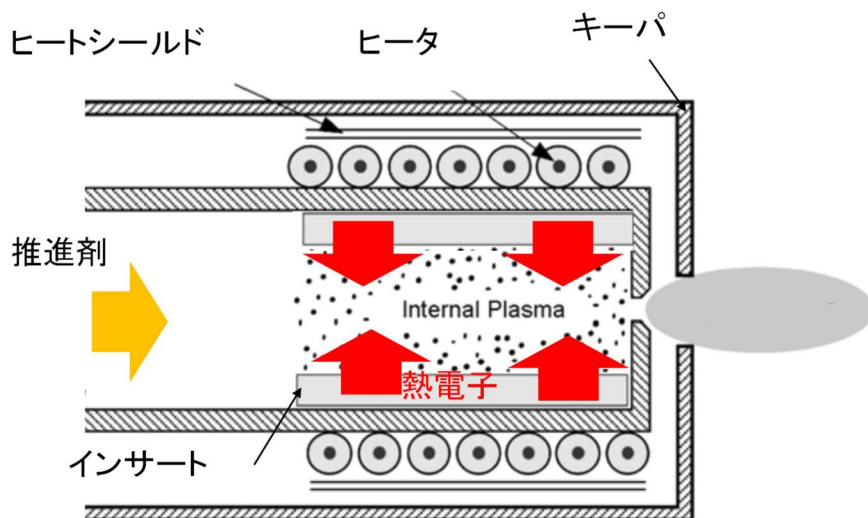


図 1-10 ホローカソード 作動原理図[27]

### 1.2.3 先行研究

ホローカソードの先行研究として、代表的な熱電子放出材料の特性、カソードの形状、ホローカソード内部や外部のプラズマ診断やモデル化、寿命、推進剤による作動特性、大電流化と低電流化、ヒータレス化、等に関するものが挙げられる。また、日本国内でも、ホローカソードに関する研究および開発が進んでいる。

熱電子放出材料の特性については、BaOやLaB<sub>6</sub>などの仕事関数の低い材料に関する研究がロシア、米国で進められてきた[28,29]。また、昨今では、0.6 eVという、さらに低い仕事関数をもつ 12(CaO)-7(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)材料によるホローカソードの研究も進められている[30,31]。

ホローカソードの形状については、図1-11に示すような、オリフィス部の形状の差があり、電流などの違いがあることに言及した研究がある[27,32]。

ホローカソード内部のプラズマに関しては、プラズマ診断、モデル化などの研究が進められてきた。プラズマ診断に関しては、Nuclear Electric Xenon Ion Thruster System (NEXIS) で使用されたホローカソードでは、図1-12に示すように、電子密度が $10^{19} \text{ m}^{-3}$ オーダー、ポテンシャルが20 V程度のものが確認されている[33]。また、電子温度について、2 eV程度であったことが確認されており、電位が低いことが、表面のイオンスパッタリングを排除し、寿命を大幅に延ばしたことに言及している[34]。

ホローカソードの外部のプラズマについては、ホローカソードとアノードとの間のプラズマについて、研究事例がある。プリンストン大学での、ホローカソードとアノードとの間のプラズマ診断の計測系統図を図1-13に示す[35]。これらの診断には、プラズマとの干渉を避けるために、高速で掃引可能なプローブが用いられている。ミシガン大学でも、プローブを用いて、ホローカソード内部のプラズマ診断がなされている[36]。他のホローカソード内部に関して、プラズマ診断の参考文献を[37, 38]に示す。電子温度の範囲としては、2~5 eVであり、低い電子温度が確認されている。

プラズマのモデル化については、NASA JPLでは、電子密度を解析するための二次元軸対称理論モデルが見られる[39]。Pisa大では、放電電流と放電電圧について、実験と解析とを比較した研究がなされている[40]。具体的には、ALTA社、NASA[41]、MIT[42]のカソードが比較対象となっている。日本国内でも、ホローカソード内部プラズマに関する数値解析の研究が進められている[43]。

寿命については、Pisa大とALTA社で、MPDスラスタ用のマルチロッド式ホローカソードの寿命試験がなされており、100時間での消耗量が調べられている[44]。NASA JPLでは、28000時間の耐久試験を実施した研究事例がある[45]。

推進剤については、Southampton大で、H<sub>2</sub>,Kr, また、H<sub>2</sub>とXeの混合ガス、XeとKrの混合ガスで、作動が確認されている[46]。

比較的低電流での研究・製品例としては、1 A以下程度の低電流でのホローカソードの製品化も進められている。図1-14に、SITAEL社のホローカソードを示す[47]。

100 Aを超えるような大電流の研究事例としては、NASAのJet Propulsion Laboratoryでは100 A電子電流の放出が確認されている[41,48]. 図1-15にそのホローカソードの外観を示す. 1.2.2で述べた作動原理と同じく、ヒータによって電子放出材料を加熱することが必要である. 但し、ヒータを用いるためには、電気推進本体にヒータ用の電源搭載が必要となり重量が重くなること、ヒータそのものの比較的故障率が高いことが、問題点として挙げられる.

次に、ヒータによる加熱を必要としないホローカソードについても、研究や製品化が進められている. ヒータを用いないホローカソード[49,50,51]について、外観を図 1-16 に示す. 但し、このようなヒータレスホローカソードの電子電流は1 A程度と、低電流の事例が見られる.

日本国内では、ETS-9用のホールスラストとして、JAXA主導でのホローカソード開発が進んでおり、実験や、数値計算などの研究が進められている[52,53,54,55]. 数値計算例を図1-17に示す.

30 kW級の電気推進を実現に向けては、100 A級などの大電流のホローカソードの実現が必要であることを、1.2.1項で言及した. 大電流の先行研究としては、NASAのJPLによる研究例が見られている. 但し、大電流でのホローカソードに関して、具体的な設計指針や作動指針は示された先行研究は見られていない.

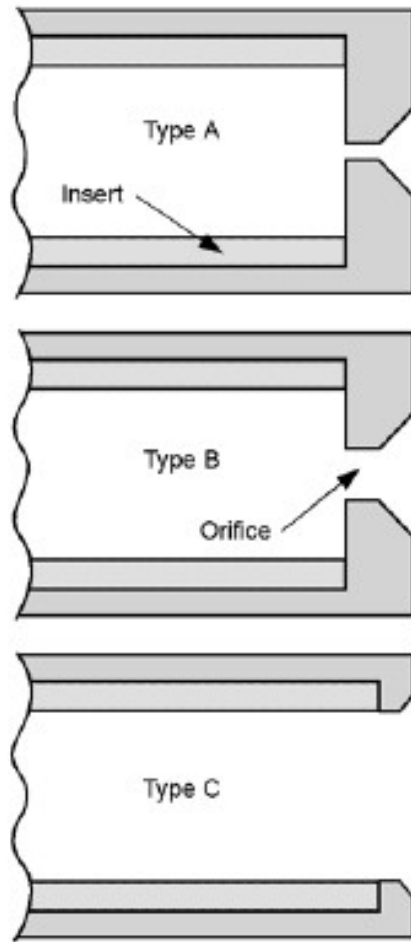


図 1-11 ホローカソードの形状[27]

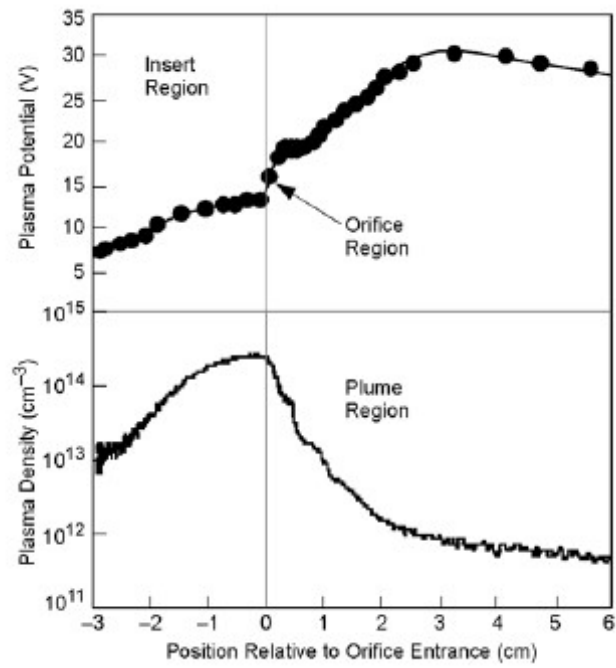


図 1-12 ホローカソード 電子密度とポテンシャル(NEXIS 用)[33]

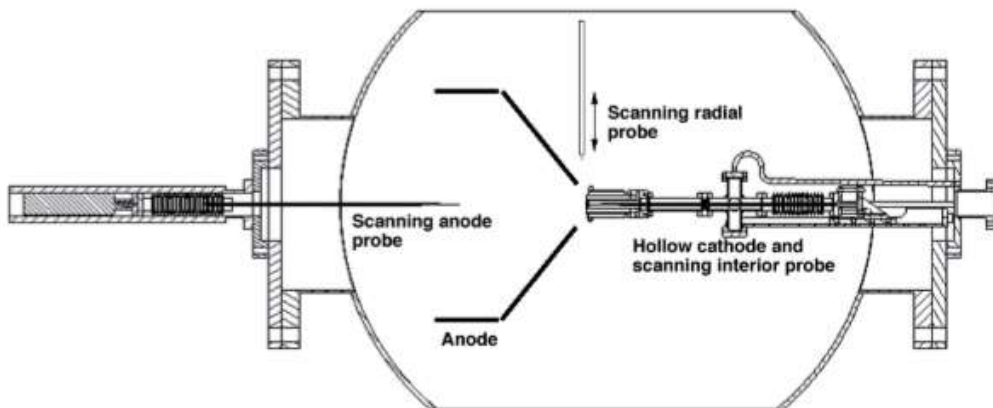


図 1-13 ホローカソード外部プラズマ診断[35]





図 1-14 低電流ホローカソード (SITAEL 社) [47]

## 外観



## 内部



図 1-15 100 A 級ホローカソード (NASA JPL) [41]

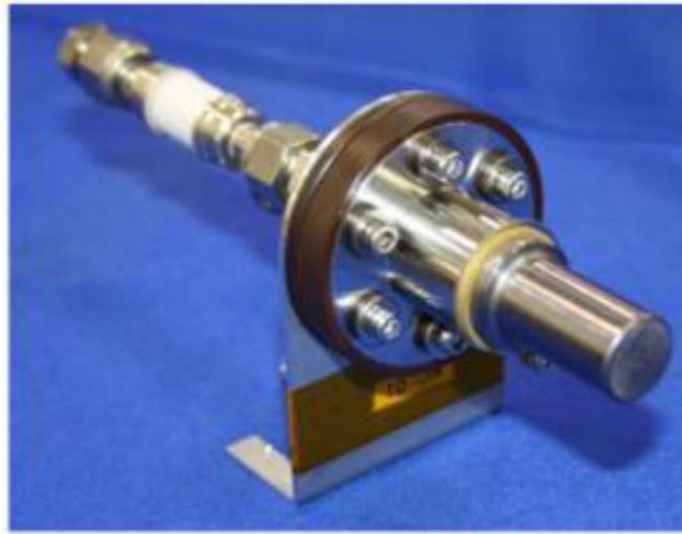
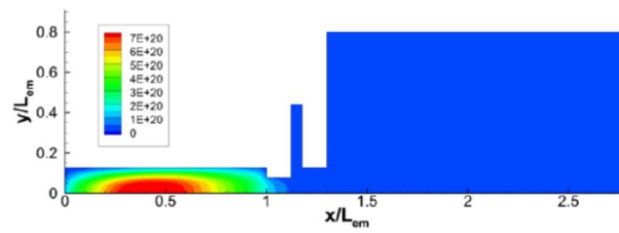
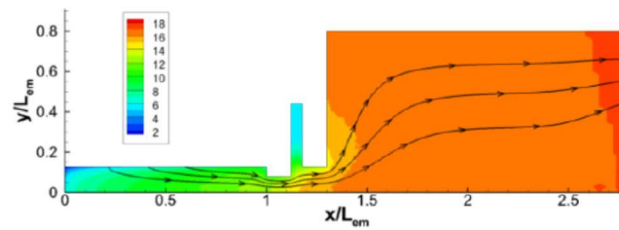


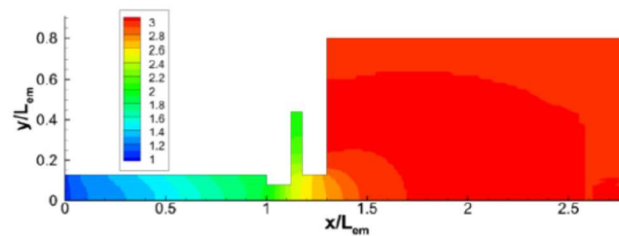
図 1-16 ヒータレスホローカソード (Rafael 社) [49]



(a) Electron number density,  $m^{-3}$



(b) Electric potential with electron streamlines, V



(c) Electron temperature, eV

図 1-17 ホローカソード 数値計算例 (JAXA) [54]

## 1.3 研究目的

前項までの背景を踏まえ、大電流 (100 A 級) ホローカソードの具体的な設計指針, 作動指針を示した研究例がないことから, 本論文の研究目的を以下とした.

### ホローカソードの設計指針構築

大電流のホローカソードの設計指針を構築することを目的とする. 設計指針の構築にあたり, プラズマ生成部モデル化, プラズマ維持に必要な設計を実施し, その設計に沿った供試体を用いて検証実験 (作動実験, プラズマ診断) を通して, 設計指針を構築する.

ここで, 大電流としては, 100 A 級を想定する. また, 検証実験の供試体としては, ヒータのないホローカソード (ヒータレスホローカソード) を対象とした.

### ホローカソードの作動指針構築

設計指針の検証時に, 設計指針適用範囲を外れた状態で, ホローカソードが作動する条件を確認した. 但し, その作動条件は, 設計指針適用範囲にある作動状態と比べて, 不安定であった. ホローカソードの作動安定状態と, 不安定な作動状態をもとに, ホローカソードの作動指針を構築する.

### 推進機とのカップリング実証

ホローカソードの本来の用途は, 電気推進機の電子源として機能することが必要である. 試作したホローカソードを外部磁場印加型の MPD スラスタに取り付け, MPD スラスタとして作動することと, 推力を発生することを実証する.

## 第 2 章 ホローカソードの設計指針構築

本章では、初めに、大電流ホローカソードの設計指針を述べる。そのあとで、設計指針に基づいた設計と、設計に基づいて製作した供試体による検証実験結果を述べ、設計指針の検証結果を述べる。

### 2.1 設計指針構築

#### 2.1.1 設計指針

ホローカソードの基本構造については、1.2.2 項で言及した。100 A 級ホローカソードの設計にあたり、設計指針となる項目を以下に示す。

##### 電子電流 100 A 生成のためのインサート設計

電子電流を生成するには、熱電子を放出するインサートを設計する必要がある。具体的な設計項目は、以下の 3 つである。1 つ目は、インサートの材料選定である。2 つ目は、作動時のインサートの温度決定である。3 つ目は、熱電子を放出するインサート表面積の決定である。

##### プラズマ生成部モデル化によるインサート形状の決定

インサートの表面積を決めた後、その長さや直径について指針を得ることで、具体的な形状を決めることができる。ここでは、インサート内部のプラズマ生成部の電子密度をモデル化することで、インサート内部でのプラズマとして、有意な電子密度範囲を決め、インサート形状 (長さ, 直径) を決定する。

##### プラズマの維持

ホローカソードは、生成させたプラズマを維持することが必要である。プラズマを維持するには、以下の 3 つが必要となる。1 つ目は、インサートから熱電子を継続的に放出するために、インサート温度を維持することである。2 つ目は、インサートの通電状態を維持することである。3 つ目は、プラズマの高温に耐える構造をホローカソードが有していることである。

以上の設計指針を次項より述べる。

## 2.1.2 電子電流 100 A 生成のためのインサート設計

電子電流を生成するには、熱電子を放出するインサートを設計する必要がある。初めに、インサートの材料選定について述べる。

一般に、物質からの電子放出量は、Richardson - Dushman の式 (2-1) [6]で表される。

$$j = AT^2 \exp\left[-\frac{\phi_{wf}}{k_B T}\right] \quad (2-1)$$

ここで、 $j$ は電子電流密度、 $A$ はリチャードソン係数、 $T$ はインサート温度、 $\phi_{wf}$ は仕事関数、 $k_B$ はボルツマン定数である。この式において、物質固有の値は $\phi_{wf}$ だけである。電子放出部の材料としては、 $\phi_{wf}$ が小さい材料ほど、 $j$ が大きくなり、大電流化には望ましい。図 2-1 は、仕事関数の低い代表的な物質について、その温度に対する放出される電子電流密度を表したものである[41]。BaO をタングステンに含浸させた BaO-W411 が、低温で放出電流密度が最も高く、次に LaB<sub>6</sub>が高い。しかしながら、BaO-W411 は酸素雰囲気中の劣化が大きいことが知られている (図 2-2) [27,40]。本論文では、取り扱いが容易で放出電流密度が高い LaB<sub>6</sub>を、電子放出材料として用いることとした。

次に、インサート温度を決定する。一般に、ホローカソードに用いるインサートの電子電流密度は、1~10 A/cm<sup>2</sup>であることが知られている[27]。本論文では、大電流でのホローカソードとして、電子電流密度 10 A/cm<sup>2</sup>を作動点とした。インサートの材料が LaB<sub>6</sub>であることから、図 2-1 から、作動時のインサート温度を 1900 K に決定した。

次に、インサートに必要な表面積を決定する。目標引き出し電流を 100 A と設定しており、電子電流密度は 10 A/cm<sup>2</sup>であるので、インサートに必要な表面積は、10 cm<sup>2</sup>となった。

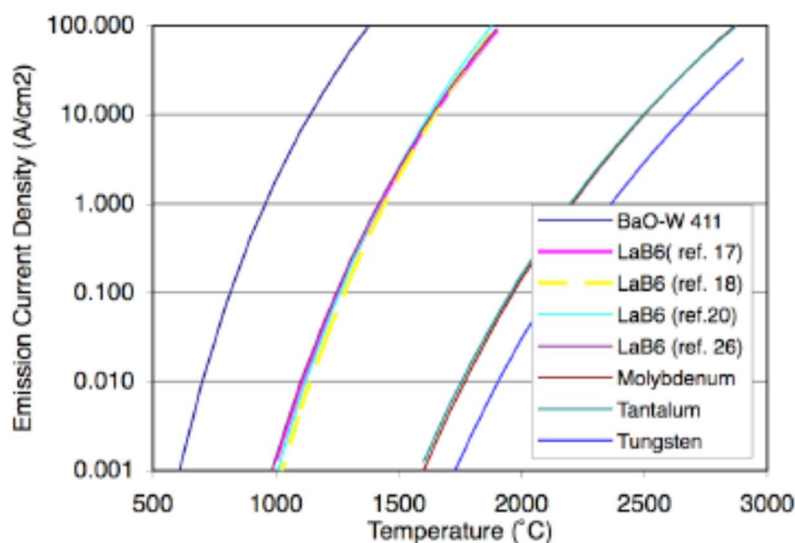


図 2-1 各温度での電子放出電流密度[41]

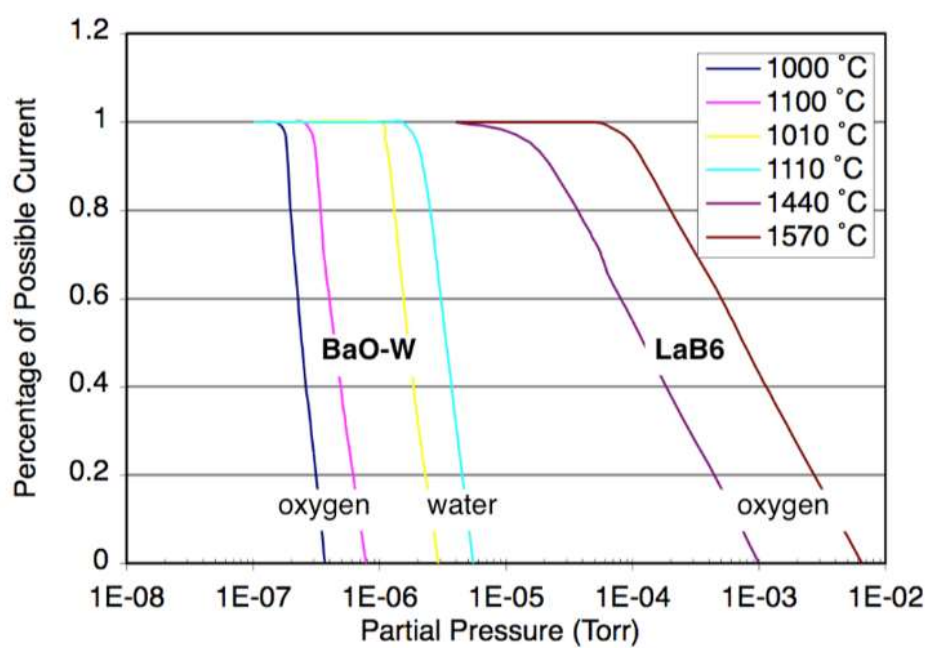


図 2-2 酸素ならびに水分の分圧に対する熱電子放出の割合 (LaB<sub>6</sub> と BaO-W の比較) [41]

### 2.1.3 プラズマ生成部モデル化によるインサートサイズの設定

本項では、インサートのサイズ設定について示す。

目標引き出し電流  $J$  は、インサートの内径  $R$ 、長さ  $L$ 、電流密度  $j$  を用いて、式 (2-2) で表される。

$$J = 2\pi RLj \quad (2-2)$$

次に、表面積  $2\pi RL$  のうち、内径  $R$  と長さ  $L$  への配分について示す。本論文では、インサート内部のプラズマ生成部の電子密度をモデル化し、インサート内部でのプラズマとしての有意な電子密度範囲を決め、インサート形状 (長さ、直径) を決定した。

プラズマ生成部の電子密度のモデルについて、モデル概略図を図 2-3 に示す。

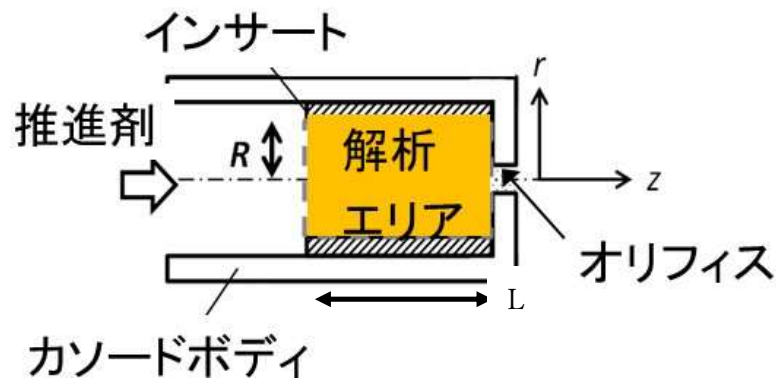


図 2-3 インサート内部のプラズマ生成部の電子密度モデル概略図

次に、基礎式として、電子の運動方程式 (式 (2-3)) と連続の式 (式 (2-4)) を用いる [56].

$$mn \frac{d\mathbf{v}}{dt} = en\mathbf{E} - \nabla \mathbf{p} - mn\mathbf{v}(\mathbf{v} - \mathbf{v}_0) \quad (2-3)$$

$$\frac{dn}{dt} + \nabla \cdot \mathbf{\Gamma} = \dot{n} \quad (2-4)$$

ここで  $m$  は電子の質量、 $n$  は電子密度、 $e$  は電気素量、 $\mathbf{E}$  は電場、 $\mathbf{p}$  は電子圧力、 $\mathbf{v}$  は電子-中性粒子間衝突周波数、 $\mathbf{v}$  は電子の速度、 $\mathbf{v}_0$  は中性粒子の速度、 $\mathbf{\Gamma}$  は電子流束、 $\dot{n}$  は電離による電子の生成レートである。

式 (2-3) について，以下の仮定を置く．

【仮定】

- ・時間によるプラズマ速度の変化がなく定常である．
- ・プラズマの温度がほぼ一様である．
- ・電子の速度は中性粒子速度に比べてはるかに大きい．

以上の仮定と，状態方程式 (2-5)を式 (2-3)に代入すると，式 (2-6)を得る．

$$\nabla \mathbf{p} = \nabla(nk_B T) = k_B T \nabla n \quad (2-5)$$

$$\mathbf{0} = en\mathbf{E} - k_B T \nabla n - mn\mathbf{v} \quad (2-6)$$

式 (2-6)について，電子の速度  $\mathbf{v}$  について解くと，式 (2-7)を得る．

$$\mathbf{v} = \frac{e}{mv} \mathbf{E} - \frac{k_B T}{mv} \frac{\nabla n}{n} \quad (2-7)$$

このとき移動度  $\mu$ ，拡散係数  $D$  を用いて， $\mu = e/mv$ ， $D = k_B T/mv$  と表せるため，式 (2-8)を得る．

$$\mathbf{v} = \mu \mathbf{E} - D \frac{\nabla n}{n} \quad (2-8)$$

次に，電子流束  $\mathbf{\Gamma}$  の  $\mathbf{v}$  に式 (2-8)を代入すると，式 (2-9)を得る．

$$\mathbf{\Gamma} = n\mathbf{v} = n\mu \mathbf{E} - D \nabla n \quad (2-9)$$

ここでインサート内部のプラズマの電位差が小さい場合，電場  $\mathbf{E} = \mathbf{0}$  とし，式 (2-10)を得る．

$$\mathbf{\Gamma} = -D \nabla n \quad (2-10)$$

式 (2-10)を連続の式 (2-4)に代入し，式 (2-11)を得る．

$$\frac{dn}{dt} - D \nabla^2 n = \dot{n} = n_0 n \langle \sigma_i v_e \rangle \approx n_0 n \sigma_i \bar{v}_e \quad (2-11)$$

ここで， $n_0$  は中性粒子の密度， $\sigma_i$  は中性粒子と電子間の電離衝突断面積， $\bar{v}_e$  は電子の平均



速度である。定常状態を仮定すると、時間微分の項は消えて、式 (2-11)から、式 (2-12)を得る。

$$-D\nabla^2 n = n_0 n \sigma_i \bar{v}_e \quad (2-12)$$

式 (2-12)は、左辺の衝突拡散によって周囲に流入流出する電子量と、右辺の電離によって生成される電子量が同じである、つりあっているということを意味する式となる。

式 (2-12)について、図 2-3 に示す、円筒座標系を考える。すなわち、インサートの径方向を  $r$  方向、インサート軸方向を  $z$  方向と置く。また、 $z=0$  をオリフィス、 $z$  の負の値をインサート部と仮定する。式 (2-12)から、式 (2-13)を得る。

$$\frac{\partial^2 n}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial n}{\partial r} + \frac{\partial^2 n}{\partial z^2} + C^2 n = 0, \quad \left( C^2 = \frac{n_0 \sigma_i \bar{v}_e}{D} \right) \quad (2-13)$$

これについて変数分離を用いて解く。電子源下流出口孔 (オリフィス) 付近にて電子数密度を  $n(0,0)$  と記述すると、電子数密度  $n$  は式 (2-14) で表される。

$$n = n(0,0)F(r)G(z) \quad (2-14)$$

式 (2-14)を式 (2-13)へ代入すると、式 (2-15)を得る。

$$\frac{1}{F(r)} \frac{\partial^2 F(r)}{\partial r^2} + \frac{1}{rF(r)} \frac{\partial F(r)}{\partial r} + C^2 + \alpha^2 = -\frac{\partial^2 G(z)}{\partial z^2} + \alpha^2 \quad (2-15)$$

左辺  $r$  のみの関数、右辺は  $z$  のみの関数であるため、両辺とも同じ定数である必要がある。各関数について解く。まず、右辺 ( $z$ 方向) を解く。

$$\frac{1}{G(z)} \frac{\partial^2 G(z)}{\partial z^2} = \alpha^2 \quad (2-16)$$

$$G(z) = Ae^{\alpha z} + Be^{-\alpha z} \quad (2-17)$$

$G(0)$ が有限値で、 $z=-\infty$ では  $G(-\infty)=0$  のため、式 (2-18)を得る。

$$G(z) = G(0)e^{-\alpha z} \quad (2-18)$$

同様に式 (2-15) の左辺について解く。

$$\frac{1}{F(r)} \frac{\partial^2 F(r)}{\partial r^2} + \frac{1}{rF(r)} \frac{\partial F(r)}{\partial r} + (C^2 + \alpha^2) = 0 \quad (2-19)$$

この式は、Bessel の微分方程式で  $m=0$  の場合に帰着する。これを解くと 0 次のベッセル関数となる。

$$F(r) = A_1 J_0(\sqrt{C^2 + \alpha^2} r) + A_2 N_0(\sqrt{C^2 + \alpha^2} r) \quad (2-20)$$

$r = 0$ , すなわち中心軸上では、プラズマ密度は有限の値をとる。 $r = 0$  で無限大の値をとる Neumann 関数  $N_0$  の定数  $A_2$  はゼロとなる必要があり、有限の値をとる 0 次の第 1 種ベッセル関数  $J_0$  のみを考えればよい。

また、管壁で電子数密度  $n(r = R)$  について、オリフィスでの電子数密度と比べて十分小さいと仮定し、 $n(r = R) = 0$  とすると、式 (2-21) を満たす必要がある。なお、2.2.3 項にて後述するが、実際には管壁での電子数密度は 0 ではないが、ここでは、オリフィスでの電子数密度より十分小さいとして、0 と仮定した。

$$F(R) = A_1 J_0(\sqrt{C^2 + \alpha^2} R) = 0 \quad (2-21)$$

初めに 0 となる  $\lambda_0 = 2.405$  の点までを考えればよいことから、式 (2-22) を得る。

$$\sqrt{C^2 + \alpha^2} R = \lambda_0 = 2.405 \quad (2-22)$$

式 (2-22) から、式 (2-23) を得る。

$$F(r) = A_1 J_0\left(2.405 \frac{r}{R}\right) \quad (2-23)$$

式 (2-14), 式 (2-18), 式 (2-23), かつ  $(r, z) = (0, 0)$  の密度は  $n(0, 0)$  から、式 (2-24) を得る。

$$n(r, z) = n(0, 0) F(r) G(z) = n(0, 0) \cdot J_0\left(2.405 \frac{r}{R}\right) \cdot e^{-\alpha z} \quad (2-24)$$

式 (2-24) から、プラズマの密度は電子源内部で上流 (図 2-3 の  $-z$  方向) に行くに従い、指数関数で低下する。従って、インサート長さ  $L$  を長くしても、インサート上流部はプラズマの生成への寄与が小さいことがわかる。

ここで、インサート端部のプラズマ密度が、オリフィスでの電子密度の  $1/e^k$  になるイン

サート長さ  $L$  は,  $L=k/\alpha$  と表される. ここで, 式 (2-22) から,  $\alpha$  について表すと式 (2-25) が得られる.

$$\alpha = \sqrt{\left(\frac{\lambda_0}{R}\right)^2 - C^2} \quad (2-25)$$

式 (2-25) と,  $L=k/\alpha$  を, 式 (2-2) 放電電流  $J$  に代入すると, 式 (2-26) が得られる.

$$J = 2\pi RLj = 2\pi jR \frac{k}{\alpha} = 2\pi k j \frac{R}{\sqrt{\left(\frac{\lambda_0}{R}\right)^2 - C^2}} \quad (2-26)$$

式 (2-26) について, 変形すると, 式 (2-27) が得られ, 式 (2-28) に示す  $R^2$  に関する 2 次方程式が得られる.

$$J \sqrt{\left(\frac{\lambda_0}{R}\right)^2 - C^2} = 2\pi k j R \quad (2-27)$$

$$k^2 R^4 + \left(\frac{JC}{2\pi j}\right)^2 R^2 - \left(\frac{J\lambda_0}{2\pi j}\right)^2 = 0 \quad (2-28)$$

ここで,  $R^2$  について解くと, 式 (2-29) が得られる.

$$R = \left[ \frac{-\left(\frac{JC}{2\pi j}\right)^2 + \sqrt{\left(\frac{JC}{2\pi j}\right)^4 + 4k^2 \left(\frac{J\lambda_0}{2\pi j}\right)^2}}{2k^2} \right]^{1/2} \quad (2-29)$$

ここで,  $J=100$  A,  $j=10$  A/cm<sup>2</sup>,  $C$  は式 (2-13) で推進剤と電子の電離衝突断面積 ( $\sigma_i$ ), 拡散係数 (電子温度) により決まる値である. このため, インサート半径  $R$  は,  $k$  の値を決めることで決められる. また, インサート半径  $R$  が決まることで, インサート長さ  $L$  も決まり, 式 (2-25) から,  $\alpha$  を求めることができる.

本論文では, 電子温度を仮定し, オリフィス部の電子数密度の 1~2 桁低い値を有意な電子密度範囲と仮定し,  $k$  を 3~6 の間で仮定した. そのうえで, 製造可能な形状として,  $R$  と  $L$  を決めた. 電子温度として, 2~5 eV と仮定すると,  $\alpha$  は 0.19~0.3 の値をとる. 導出過程を表 2-1 に示す. これをもとに, インサート半径  $R$  と, 長さ  $L$  を決定した.

表 2-1 電子密度分布の指数  $\alpha$  の導出

	Case 1	Case 2
Emission current: $J$ , A	100	100
Emission current density: $j$ , A/cm <sup>2</sup>	10	10
Insert length constant $k$ ,	2.5	6
Electron temperature: $T_e$ , eV	2	5
Neutral particle number density: $n_a$ , m <sup>-3</sup>	$1.0 \times 10^{20}$	$1.0 \times 10^{20}$
Constant $C^2$ , m <sup>-2</sup>	$1.4 \times 10^{-4}$	$1.0 \times 10^{-5}$
Constant $\alpha$ , mm <sup>-1</sup>	$1.9 \times 10^{-1}$	$3.0 \times 10^{-1}$

## 2.1.4 プラズマ維持

ホローカソードとして、プラズマを維持するために、以下の3つのことが必要である。

- ・インサートから熱電子を継続的に放出するために、インサート温度を維持すること。
- ・インサートの通電状態を維持すること。
- ・プラズマの高温に耐える構造を有すること。

### インサート温度の維持

初めに、インサート温度を維持することについて述べる。インサートへの入熱ならびに放熱に関して、熱モデルを立てることで、インサートの温度を算定する。熱モデルの概略図を図2-4に示す。ここで、熱モデルは、定常状態を仮定した。

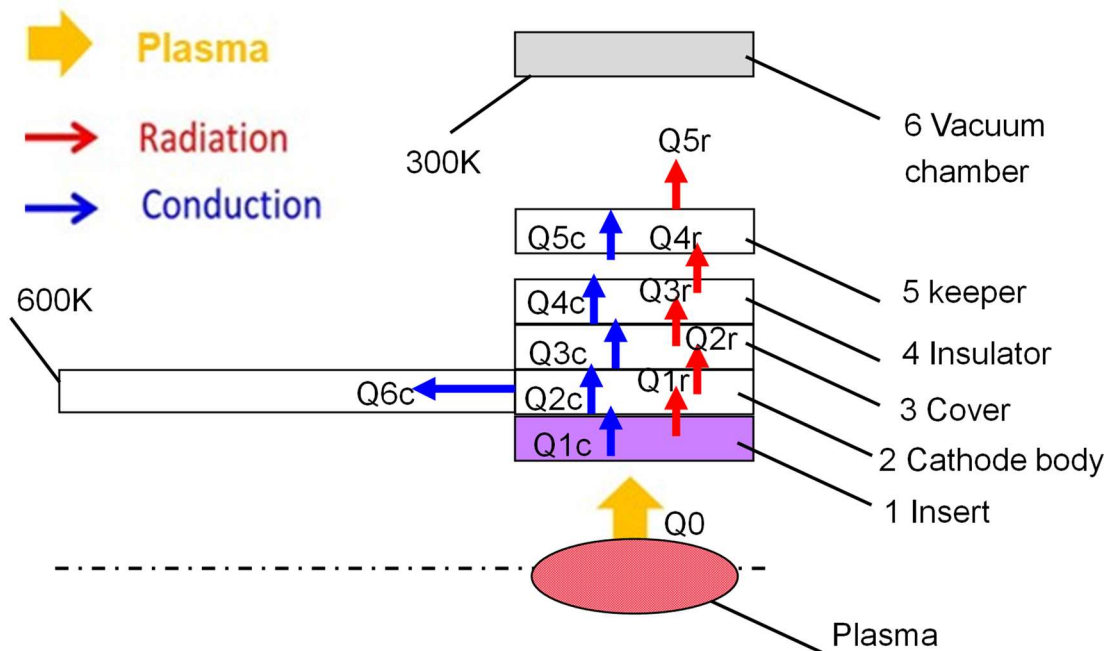


図 2-4 熱モデルの概略図

インサートへの入熱について以下に示す。一般的に、熱電子放出型電子源では、ヒータによる熱電子放出材の加熱を行うことが多いが、本論文では、ヒータレスホローカソードを供試体として選定した。このため、インサートへの熱入力、は、プラズマからの入熱のみとなる。プラズマからインサートへの入熱は、イオンのインサートへの衝突、電子のインサートへの衝突、インサートからの熱電子放出に伴うイオンとの再結合を考慮した。

イオンのインサートへの衝突について述べる．イオン 1 個がインサートに衝突することでインサートに与えるエネルギーは，シース電位とプレシース電位の総和の電位に，電荷素量に乗じた値である．ここで，単位時間あたりにインサートに衝突するイオンの個数に電荷素量に乗じると，イオンの電流になることから，単位時間あたりにイオンがインサートに衝突することで与えるエネルギー $Q_i$ として，式 (2-30)を得る．

$$Q_i = I_i \left( \frac{T_e}{2} + \phi_s \right) \quad (2-30)$$

ここで，電子 1 個が 1 秒間に単位体積当たり，中性粒子に衝突する回数は， $n_0 < \sigma_i v_e >$  回であり，インサート容積  $V$  にある電子数は， $n_e V$  個であるため，インサート容積中に電子衝突で生成されるイオン電流 $I_i$ は，式 (2-31)で表される．

$$I_i = en_0 < \sigma_i v_e > n_e V \quad (2-31)$$

シース電位 $\phi_s$ は，式 (2-32)で表される[27]．

$$\phi_s = T_e \ln \left( \sqrt{\frac{2M}{\pi m}} \right) \quad (2-32)$$

ここで， $M$ は，イオンの原子量である．

次に，電子のインサートへの衝突について記述する．電子は，運動エネルギーを減らしながらシースを通過する．このとき，プラズマ中の電子がインサートに衝突する際に与えるエネルギー $Q_e$ は，式 (2-33) [27]で表される．

$$Q_e = en_e \frac{1}{4} \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m}} A (2T_e + \phi_s) \exp \left( -\frac{\phi_s}{T_e} \right) \quad (2-33)$$

ここで  $A$  は，インサートの表面積である．

イオンがインサートに衝突すると，インサートから電子を受け取ることで，イオンは中性粒子となるが，その際にイオン化エネルギー分のエネルギーがイオンからインサートへ開放され，インサートへ与えられる．一方で，中性粒子が電子を受け取るため，インサートから仕事関数分のエネルギーを必要とする．このため，合計としては，式 (2-34)のエネルギー

$Q_r$ を，インサートが受け取る事となる．

$$Q_r = I_i(U - \phi_{wf}) \quad (2-34)$$

プラズマの輻射については，プラズマが光学的に厚いと仮定して，「ゼロ」とした[27]．入熱量として，解析上，中性粒子密度は表 2-1 同様に  $1.0 \times 10^{20} \text{m}^{-3}$  とし，先行研究から，電子温度 5 eV，電子密度を  $4.0 \times 10^{19} \text{m}^{-3}$  と仮定した．

次に放熱については，放電電流としてのインサートの熱電子放出と，インサートからカソードを構成する部品への熱輻射を考慮した．カソードを構成する部品については，部品内部の熱伝導と部品間の熱輻射を考慮した．

放電電流による熱電子放出については，仕事関数を用いて，式 (2-35)として示される．

$$Q_{em} = I_{in} \phi_{wf} \quad (2-35)$$

次に，インサートやカソード各部品での熱移動について示す．

構成する部品内部の熱移動は，径方向の温度差による熱伝導を算出した．構成部品が円筒形であることを考慮して，熱移動量を式 (2-36)にて算出した．カソードボディの熱移動は，インサート部直近の温度と配管端部の温度差から熱移動を算出した．軸方向への熱伝導を考慮して，熱移動量を式 (2-37)にて算出した．配管端部は，境界条件として，600K を与えた．

$$Q_{jc} = \frac{2\pi\lambda_j(T_{ji} - T_{jo})L_j}{\ln\left(\frac{d_{jo}}{d_{ji}}\right)} \quad j = 1,2,3,4,5 \quad (2-36)$$

$$Q_{6c} = \frac{\lambda_2 \left( \frac{T_{2i} + T_{2o}}{2} - 600 \right) \left( \frac{\pi d_2^2}{4} \right)}{L_6} \quad (2-37)$$

構成する部品間の熱移動は，部品間にすき間があることから，熱輻射による熱移動を仮定した．熱移動量を式 (2-38)に示す．ホローカソードの最外径にあるキーパでは，真空チャンバへの熱輻射を考慮した．熱移動量を式 (3-39)に示す．境界条件として，真空チャンバ温度を 300K とした．

$$Q_{jr} = \frac{\sigma(T_{jo}^4 - T_{(j+1)i}^4)2\pi d_{jo}L_j}{\frac{1}{\epsilon_j} + \frac{1}{\epsilon_{j+1}} - 1} \quad j = 1,2,3,4 \quad (2-38)$$

$$Q_{5r} = \frac{\sigma(T_{5o}^4 - 300^4)2\pi d_{5o}L_5}{\frac{1}{\varepsilon_5}} \quad (2-39)$$

これらの入熱ならびに放熱条件をもとに、前述したが、定常状態を仮定して、エネルギーバランスを考慮した。プラズマからインサートへの加熱量 $Q_0$ は、加熱量として式 (2-30), (2-33), (2-34)と、放熱量として式 (2-35)を考慮し、式 (2-40)として得られる。

$$Q_0 = Q_i + Q_e + Q_r - Q_{em} \quad (2-40)$$

次に、インサートへの加熱量 $Q_0$ すべてが、インサート内部の熱伝導、インサートからカソードボディへの熱輻射による熱移動と等しいと仮定し、式 (2-41)を得る。

$$Q_0 = Q_{1c} = Q_{1r} \quad (2-41)$$

カソードボディに入熱した熱移動量 $Q_{1r}$ は、カソードボディの径方向の熱移動を $Q_{2c}$ と、配管境界条件 (600K) への熱移動に分配されるとし、式 (2-42)を得る。

$$Q_{1r} = Q_{2c} + Q_{6c} \quad (2-42)$$

各部品間と部品内部の熱移動は、エネルギーバランスから、式 (2-43)を得る。

$$Q_{jc} = Q_{jr} \quad j = 2,3,4,5 \quad (2-43)$$

以上の1次元の熱解析モデルをもとに、各部品の材料、厚さ、内径を設定し、定常状態でインサート内径の温度が 1900 K を達成することを確認した。熱解析による温度分布の推定値を図 2-5 に示す。熱伝導ならびに熱輻射に関する導出式として、式 (2-36)から式(2-39)については、参考文献[57]に依った。金属材料としては、モリブデンやタンタル、絶縁材としてセラミック材料を選定した。熱解析に用いた材料物性については、参考文献[58]～[66]に依った。



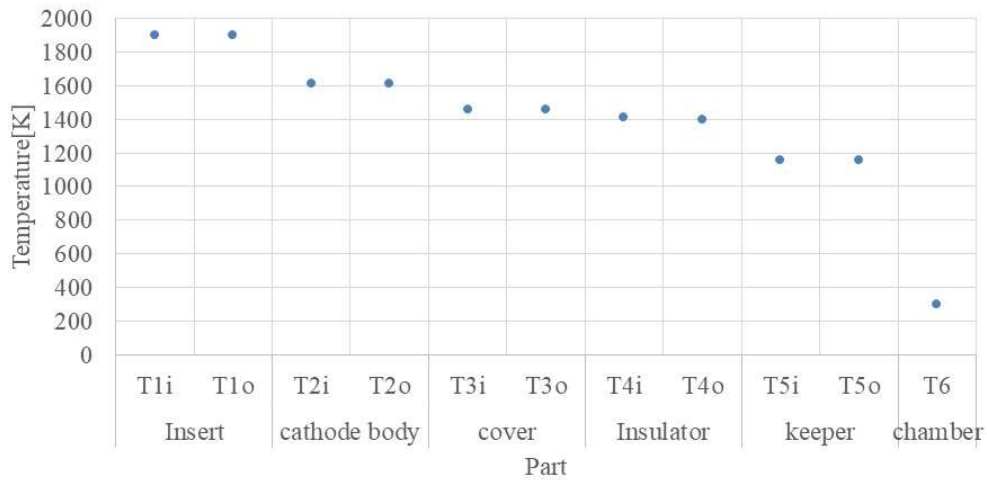


図 2-5 熱解析によるホローカソード温度分布

#### インサートの通電状態の維持

ホローカソードの各部品は、プラズマによる加熱により、カソードチューブとカソードチューブ内部の部品による熱膨張差が生じる可能性がある。この熱膨張差に追従しうる構造とするため、耐熱材料によるばねによって、インサートを支持した。

#### プラズマの高温に耐える構造

プラズマの高温に耐える構造とするためには、耐熱材料を用いた。本論文では、カソードボディは高温のため高融点かつ加工し易いタンタル、キーパは高融点材料のモリブデン、その他絶縁部はセラミック材料を、比較的低温の部位にはステンレス (SUS304) を用いた。

また、インサートの温度を高温に維持しやすく、電力の効率性を高めるためには、インサートからの放熱を減らすことが有効である。放熱を減らすために、インサートからの伝熱面積を減らす構造とした。具体的には、インサートを支持する Mo の部品は、柱状形状や薄肉円筒の部品を軸方向に配置して構成した。また、カソードボディを薄肉円筒とすることで、伝熱面積を減らす形状とした。

## 2.1.5 設計指針に基づく設計結果

2.1.2 項から 2.1.4 項の設計結果にもとづいて、ホローカソードを試作した。試作した供試体の断面図を図 2-6 に、外観を図 2-7 に示す。

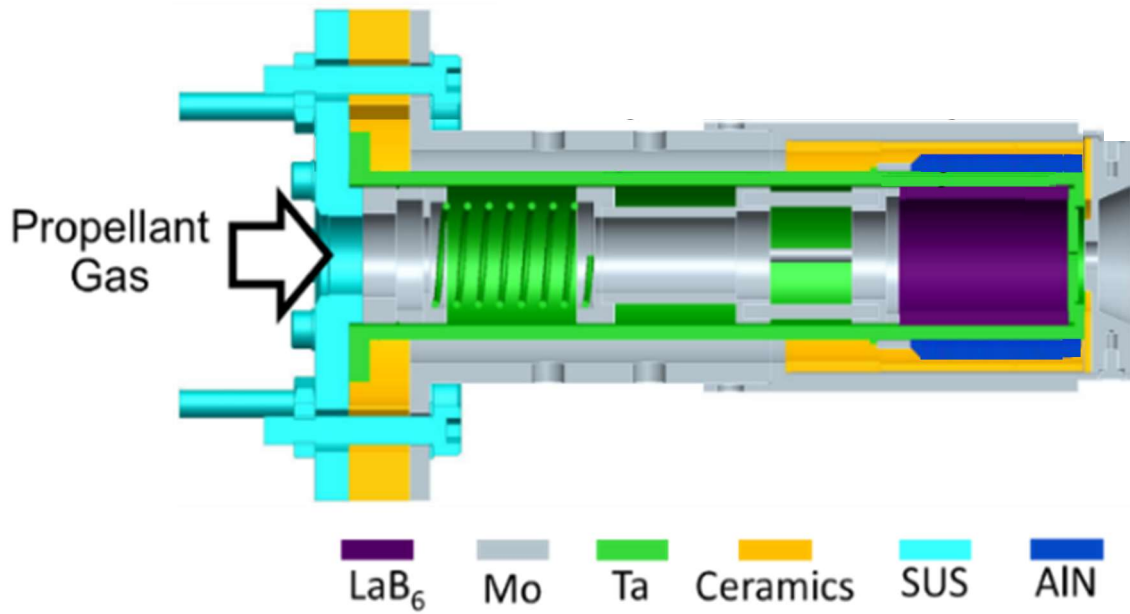


図 2-6 ホローカソード 断面図



図 2-7 ホローカソード 外観

## 2.2 設計検証

本項では、2.1 項で設計した実証機について、設計検証を実施した内容を記述する。設計検証の実施目的を以下に示す。

- ・電子電流 100 A が生成可能であることを検証する。
- ・オリフィスから上流に向かうほど、プラズマ生成部の電子密度が低下すること。
- ・プラズマを維持できること。具体的には、放電電圧の維持（インサートから熱電子が継続的に放出）、放電中のインサートの通電状態の維持、高温に耐える構造であること。

これらの検証を、次項に示すセットアップで実施した。

### 2.2.1 実験セットアップ

実験セットアップの系統図を図 2-8 に示す。各系統を以下に示す。

#### 真空系

実験は直径 1 m、長さ 1 m の真空チャンバの中で実施した。真空チャンバの外観を図 2-9 に示す。真空チャンバは、ターボ分子ポンプ（排気量 3000 L/s、島津製作所の TMP-V3304LM/LMC）1 台と、補助ポンプであるロータリポンプ（排気量 1500 L/min、檜山工業の KR-1800）1 台によって真空排気された。ロータリポンプ、ターボ分子ポンプの外観を図 2-10 に示す。これらの真空ポンプによる最高真空到達度は、 $5.8 \times 10^{-1}$  Pa 程度であった。真空度の計測では、大気圧～ $1.2 \times 10^{-1}$  Pa の範囲は、ピラニ真空計（Pirani Gauge）により、真空度がそれ以上の範囲では、電離真空計（Ionization Vacuum Gauge）によって真空度を計測した。

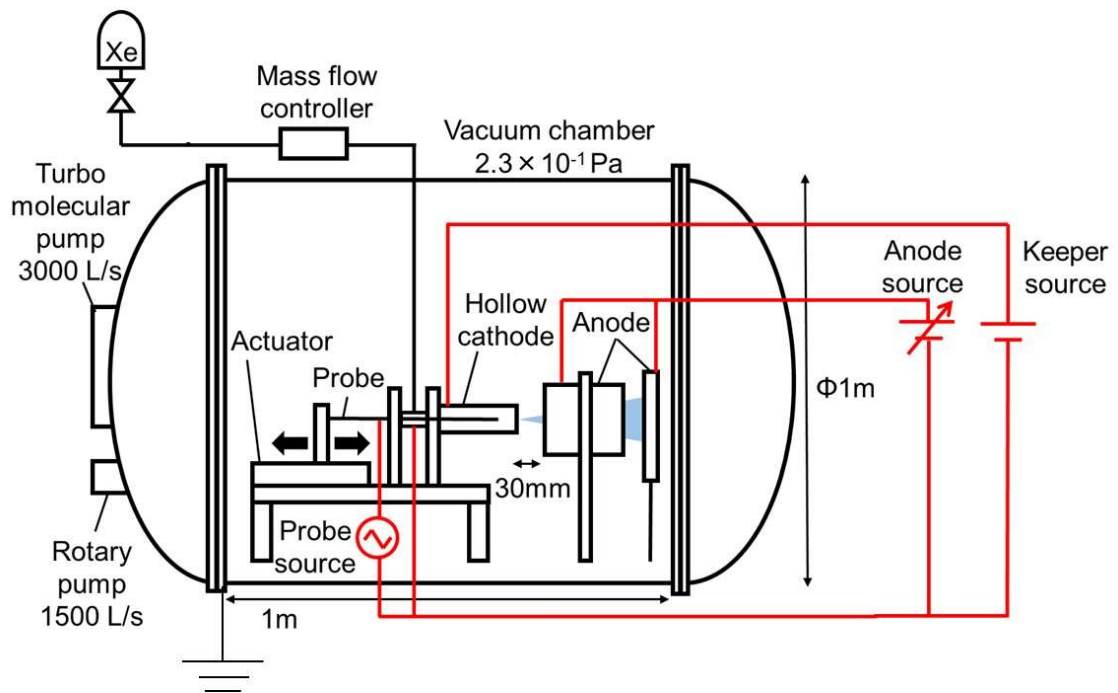


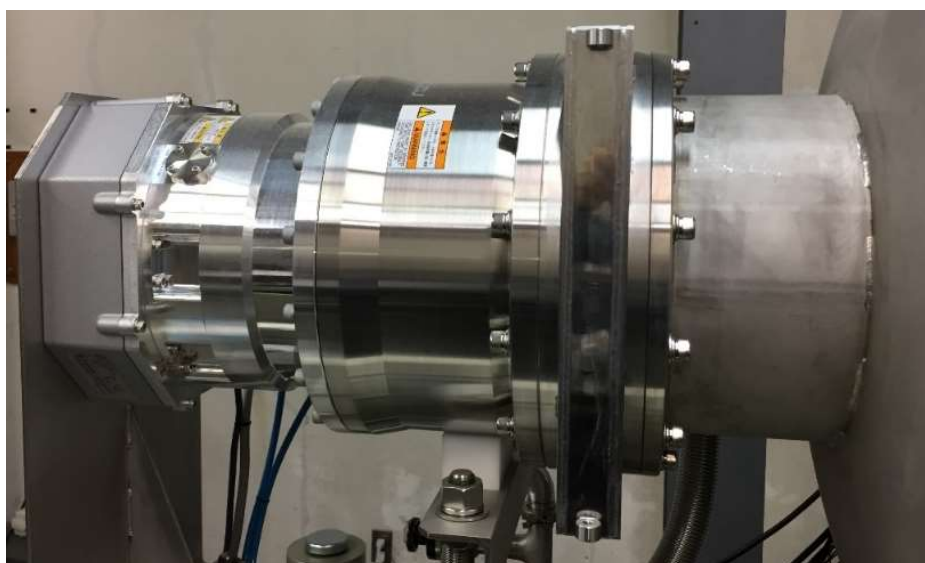
図 2-8 実験セットアップ概略図



図 2-9 真空チャンバ外観



(a) ロータリポンプ外観



(b) ターボ分子ポンプ外観

図 2-10 ロータリポンプ,ターボ分子ポンプ外観

## 推進剤系統

推進剤には、キセノンガスを用いた。キセノンガスの純度は99.999%であった。キセノンを高圧ポンプからレギュレータを通して減圧し、マスフローコントローラ (MFC) により流量を調節した後に、SUS 管を通して真空チャンバ内へ導入し、ホローカソードへと推進剤を供給した。マスフローコントローラの諸元を表 2-2 に、その外観を図 2-11 に示す。マスフローコントローラは、流量に応じて、2 種類用いた。

表 2-2 マスフローコントローラ諸元

No.	メーカー	型番	F.S.	精度
MFC1	Kofloc	MODEL8500	50 sccm	±1 %
MFC2	Fujikin	FOST1005LC-4F2-F01-XE	10 sccm	±1 %



(a)MFC1



(b)MFC2

図 2-11 マスフローコントローラ外観

## 電源系

電源としては、放電電流用 (アノード・カソード間) , キーパ電流用, ならびにプローブ診断用の3種類を用いた. 各電源の諸元を表 2-3 に示す.

表 2-3 ホローカソード検証実験用 電源諸元

使用部位	メーカー	型番	電力
アノード/ カソード	TAKASAGO	HX060-125	60 V / 125 A
キーパ	KIKUSUI	PAN600-2A	600 V / 2 A
プローブ	NF	HAS 4011	$\pm 75$ V / $\pm 2.82$ A

## アノード

ホローカソード出口から下流の 30 mm の位置に、アノードを設置して、電子電流を捕集した。外観図を図 2-12 に示す。アノードには、銅の円筒とプレートを用いた。ホローカソードとアノード間は、電流制御電源にて電流値をコントロールした。

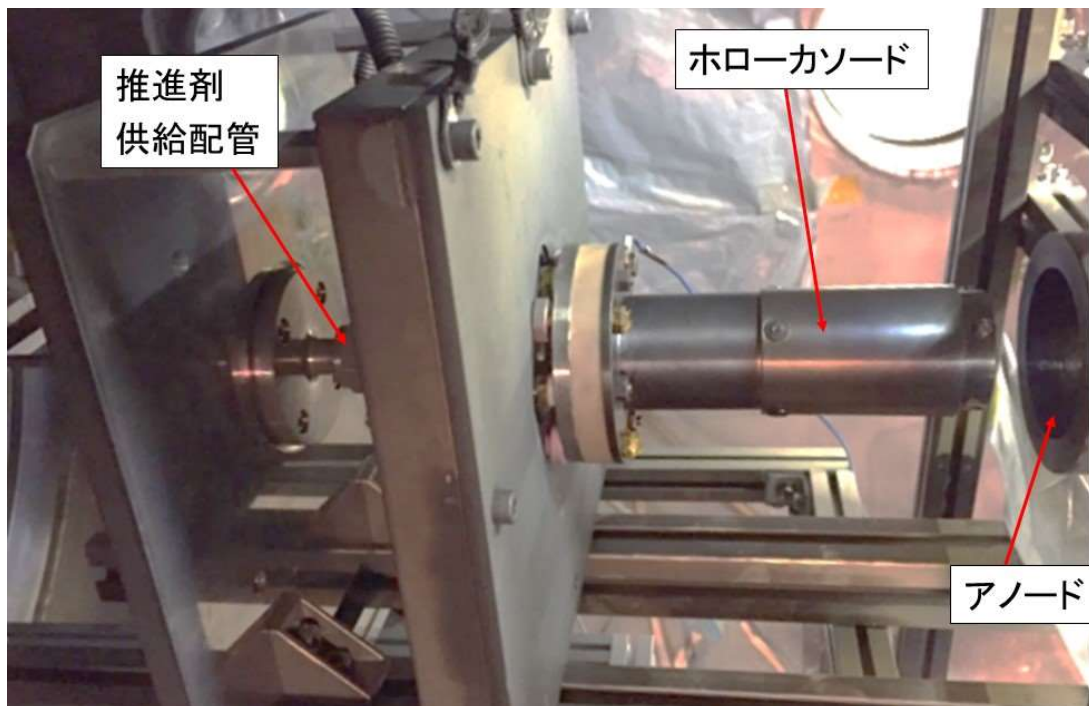


図 2-12 ホローカソードとアノードの外観



## 作動方法

ホローカソードの作動方法を述べる．最初に着火（絶縁破壊）を促すために，キーパとカソードボディ間に 600 V を印加しておき，着火後，放電を維持するためにキーパとカソードボディ間で電子が 1 A 程度流れるように設定した．初期の着火に関しては，ホローカソードの上流のバルブを閉じることで推進剤を一時的に溜めておき，そのあと上流のバルブを開けて，ホローカソードを流れる流量が定常状態より過渡的に多く流す状態として，初期プラズマの生成を促した．

ある一定時間プラズマを作動させ，一度ホローカソードの作動を止めた後，再度ホローカソードを作動させる場合は，キーパ電圧による電子引き出しによりプラズマを生成することができた．プラズマを維持する間は，ホローカソードとアノード間を定電流電源にて電流を流した．

## プラズマ診断

2.1.3 項では、ホローカソード内部で生成するプラズマについて、有意な電子密度範囲を考慮して、インサート長さ・半径を決定した。電子密度範囲が有意であることを確認するため、ホローカソード内部で生成するプラズマの電子密度を求め、設計検証を実施した。

初めに、電子密度計測の手法として用いた静電プローブ法について示す。プラズマの電子密度の計測するために、オリフィス上流よりプローブを挿入し、電子密度を実験的に把握する、静電プローブ法を用いた。静電プローブ法による電気回路について、真空チャンバ内でのセットアップを図 2-8 に、静電プローブの回路構成を図 2-13 に示す。本論文では、シングルプローブ法により、電子密度を算出した。本手法の適用にあたり、参考にした文献を[56,67]に示す。

次に、静電プローブによる計測原理について示す。プラズマ電位を  $V_s$ 、プローブ電圧を  $V_p$  とし、プローブ表面積を  $S$  とする。プローブ電圧  $V_p$  を変えた場合、プローブ電流  $I_p$  は、図 2-14 のような変化を示す。  $V_p$  が十分負である場合、プラズマ内の電子はプローブ表面より反発され、イオンはプローブに流入する。シース内での電離もプローブからの電子放出もないとすると、プローブ電流はイオン電流のみである。この電流はイオン飽和電流と言われ、図 2-14 の領域 A の状態を示す。  $V_p$  を負の値から、漸次増大させていくと、プローブに向かう電子のうち、特に速度の大きいものが、逆電場 ( $V_p - V_s < 0$ ) に打ち勝って、プローブに達するようになり、プローブ電流  $I_p$  は、図 2-14 の領域 B のようになる。このとき、プローブ表面に流れ込む電子電流  $I_e$  は、式 (2-30) で表される。

$$I_e = I_{es} \exp\left(\frac{e(V_p - V_s)}{k_B T_e}\right) \quad (2-30)$$

ここで、  $I_{es}$  は式 (2-31) で表される。

$$I_{es} = \frac{eS\bar{v}_e N_e}{4} = \frac{1}{4} eS \left(\frac{8k_B T_e}{\pi m_e}\right)^{1/2} N_e \quad (2-31)$$

ここで、  $\bar{v}_e$  は、平均熱速度である。この  $I_{es}$  は、プローブに向かう粒子の自由なフラックスがつくる電流である。  $V_p > V_s$  では、プローブ電極近傍のシース電界は消失しているので、この  $I_{es}$  がプローブ電流である。  $I_{es}$  を電子飽和電流といい、領域 C のプローブ電流  $I_p$  となる。式 (2-30) について、両辺対数をとると、式 (2-32) が得られる。すなわち、  $\ln(I_e) - V_p$  特性の直線の勾配から、電子温度  $T_e$  が求められる。

$$\frac{d(\ln(I_e))}{dV_p} = \frac{e}{k_B T_e} \quad (2-32)$$

ここで、 $\ln(I_e)$ - $V_p$  特性について、実際の計測例を図 2-15 に示す。 $\ln(I_e)$ - $V_p$  は、式 (2-32) に示す直線的な変化はせず、曲線的な波形を描く。このため、領域 B の中央値または変曲点での傾きを、曲線を代表する傾きとして、その傾きが、式 (2-32) の右辺に等しいとして、電子温度  $T_e$  を算出した。

また、式 (2-31) を  $N_e$  について解くと、式 (2-33) が得られる。

$$N_e = \frac{4I_{es}}{eS \left( \frac{8k_B T_e}{\pi m_e} \right)^{1/2}} = \frac{4}{e} \left( \frac{\pi m_e}{8k_B} \right)^{1/2} \frac{I_{es}}{S T_e^{0.5}} = 3.72 \times 10^{19} \frac{I_{es}}{S T_e^{0.5}} \quad (2-33)$$

プローブ面積  $S$ 、電子温度  $T_e$ 、ならびに得られた特性の電子飽和電流  $I_{es}$  を、式 (2-33) に代入して、電子密度  $N_e$  を求める。

次に、具体的な計測方法について示す。初めに、プローブについて示す。プローブは小さな金属電極であるが、解析上の都合から平板型、円筒型、球形など面積を容易に求めることのできる形状を用いる。本論文では円筒型を用いた。プローブ先端にあるプローブ本体のみを露出し、プラズマ中に挿入する。さらに、プローブは、セラミックやガラス等で被膜絶縁を行う。本論文では、外径 2.5 mm、内径 1.5 mm のセラミックチューブの中に、外径 1.2 mm のタングステンワイヤを挿入したプローブを用いた。タングステンワイヤとセラミック管の固定は、セラミックボンドを用いて、絶縁を確保した。タングステンワイヤは、セラミック管より約 1 mm 露出させた。プローブの外観を図 2-16 に示す。

ここで、プラズマ中にタングステンワイヤを長秒時挿入すると、タングステンワイヤがプラズマにより熔融する。先行研究では、短時間での計測が可能のように、プローブを軸方向に駆動できる方法が用いられている[35]。本研究でも、プローブを軸方向に駆動可能な機構を製作し、プローブ法にて計測した。プラズマ計測状態の模式図を図 2-17 に示す。電子密度を計測する前は、図 2-17 の①の位置のようにインサートの上流側でプローブを待機させ、電子密度を計測する際は②のようなプラズマ内部にプローブを挿入し、計測後には再び①の位置にプローブを戻した。プローブの掃引速度は約 50 mm/s であった。計測位置の同定としては、プラズマを生成しない状態で、プローブをオリフィス穴位置まで移動させ、その位置を 0 mm とした。プローブの相対位置は、ステッピングモータの電圧値でプローブ位置を同定した。

図 2-18 に、プローブ計測の一般的な時間履歴結果を示す。上段がプローブ印加電圧、下段がプローブ電流となっている。プローブ電圧は 1 kHz、 $\pm 40$  V での掃引した。プローブ

ブ電流の波形形状に着目すると，上流よりプローブをプラズマ内部へ挿入していくことで電流値  $I_p$  が上昇し，測定点付近でプローブの移動が停止となり電流値は一定となり，待機点へ戻っていくにつれて，電流値が減少していくことが確認できる．

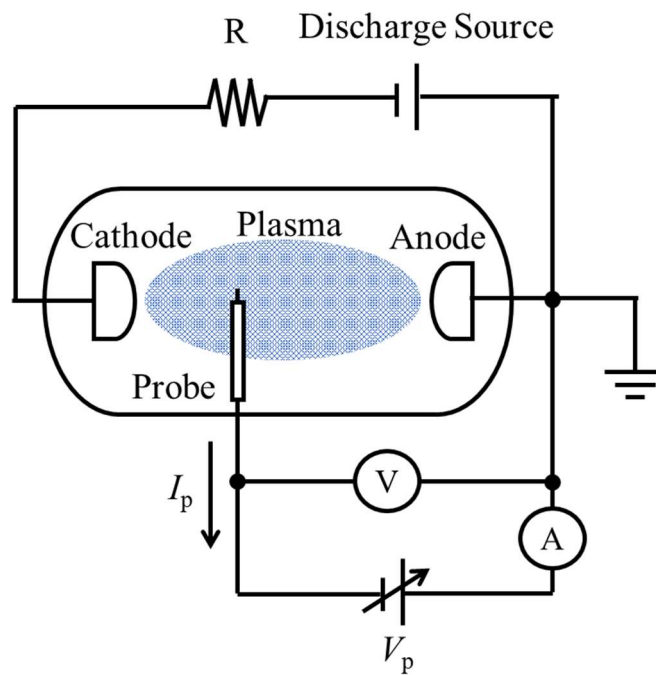


図 2-13 シングルプローブの回路構成例

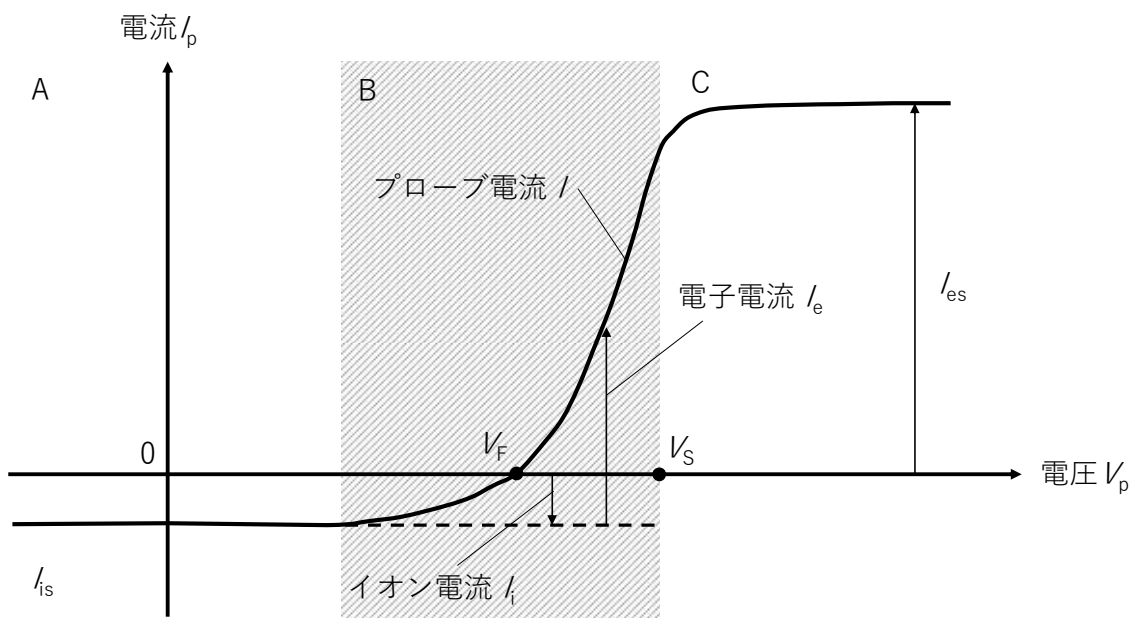


図 2-14 シングルプローブの  $V_p$ - $I_p$  特性例

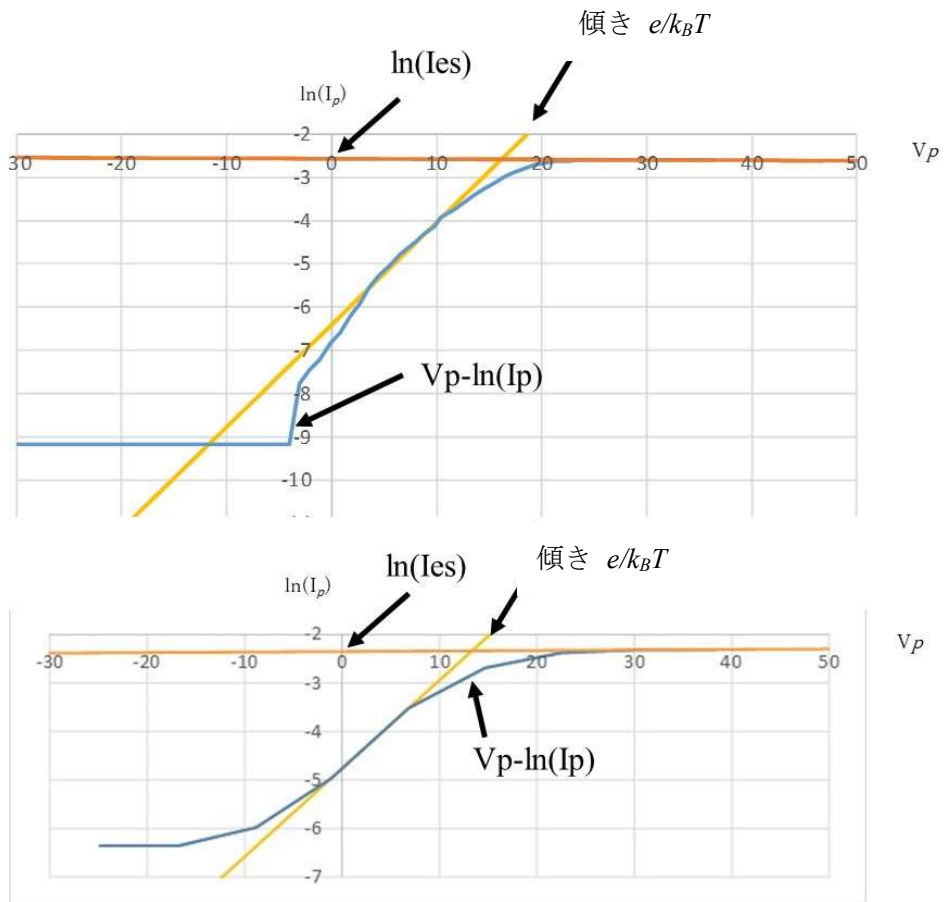


図 2-15 プローブ診断によるデータ解析例



図 2-16 プローブ外観 (使用後)

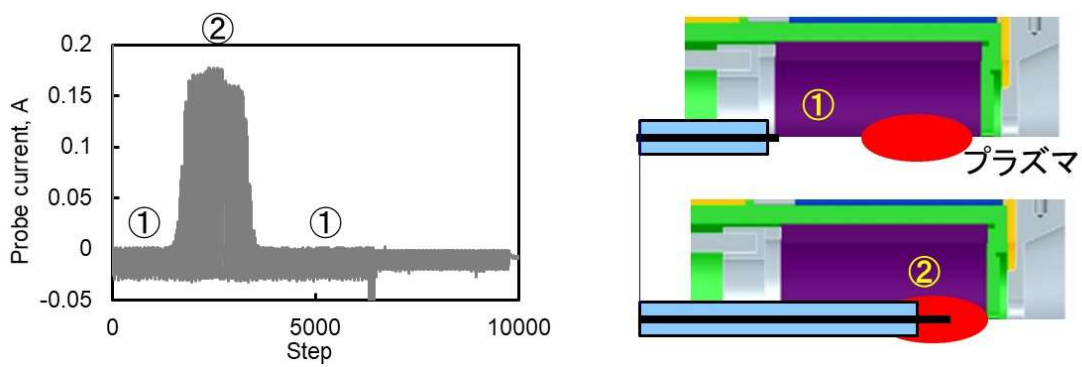
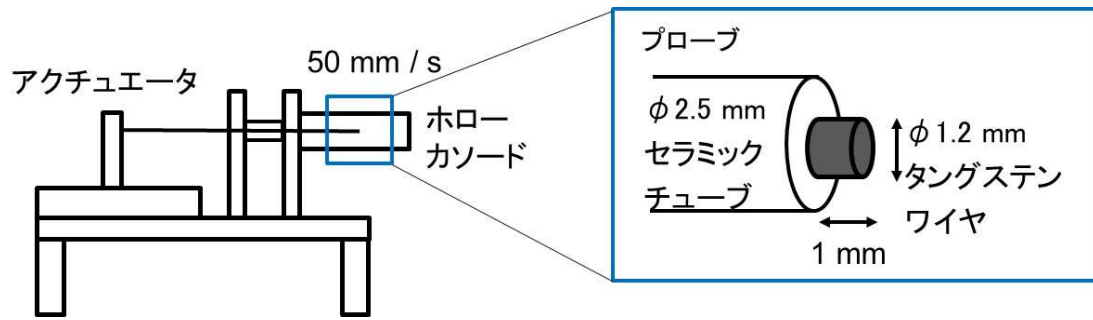


図 2-17 プローブ計測模式図

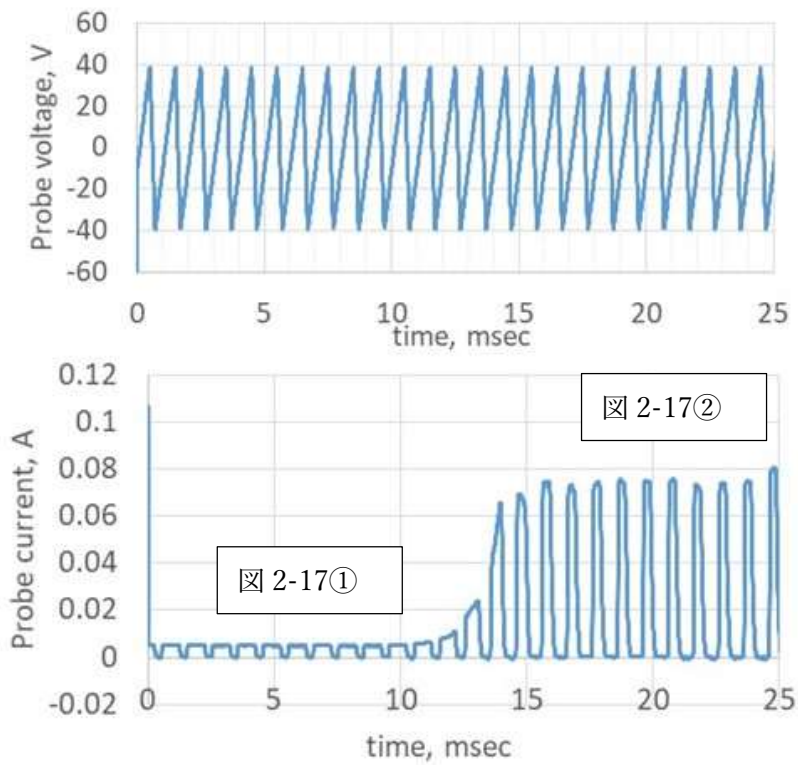


図 2-18 プローブ計測波形

## 2.2.2 実験条件

設計検証にあたっての実験条件を表 2-4 に示す。基本的な考え方を以下に示す。

推進剤については、電気推進で一般的に用いられるキセノンを、検証実験でも使用した。推進剤流量については、先行研究[41]ではキセノンで 8~12 sccm, すなわち 1.0 A<sub>eq.</sub> (=13.9 sccm) 程度であった。このため、本実験でも、1.0 A<sub>eq.</sub>を基準として、その 2 倍, 半分をパラメータとした。放電電流は最大 100 A として、40 A から段階的に増やし、流量による傾向をとらえることとした。キープ電流はプラズマが維持される程度の電流とした。

表 2-4 ホローカソード 作動条件

Parameter	Value
Propellant, -	Xe
Flow rate, A <sub>eq.</sub>	0.5, 1.0, 2.0
Discharge current, A	40, 60, 80, 100
Keeper current, A	0.5~1.0



### 2.2.3 設計検証

設計検証結果を以下に示す。

#### 電子電流 100 A 生成

放電電流 100 A での放電電圧の時間履歴を図 2-19 に、100 A 放電時のプルーム外観を図 2-20 に示す。図 2-19 から、推進剤流量 1.0 A<sub>eq</sub>の場合、着火後 5 秒程度で定常値へと収束し、安定した作動であることがわかる。また、図 2-20 から、安定したプルームが見られた。

図 2-21 に、推進剤流量 1.0 A<sub>eq</sub>での各放電電流でのプルーム外観を示す。いずれの条件でも、安定したプルームが見られた。

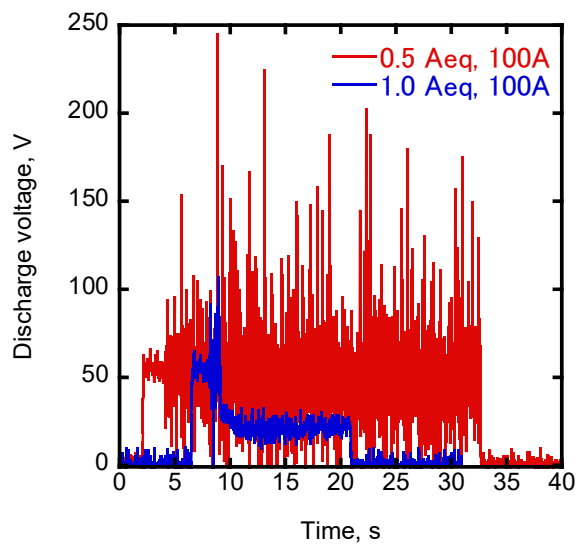


図 2-19 放電電流 100 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 1.0 A<sub>eq</sub>)

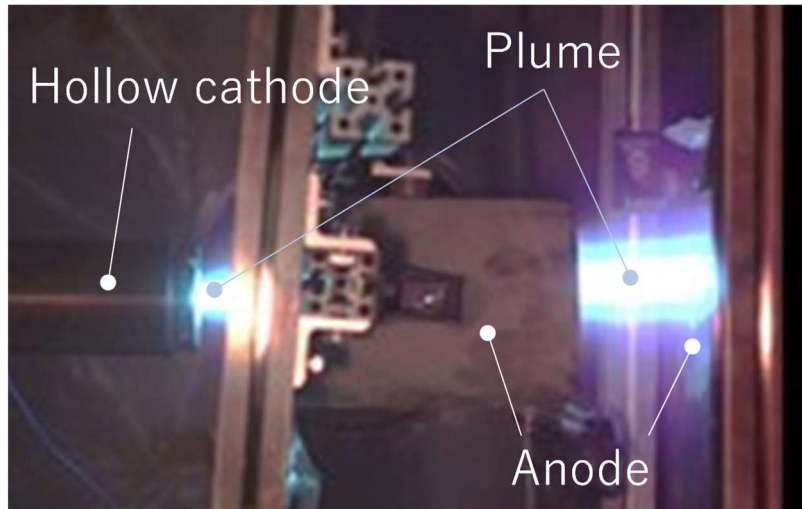
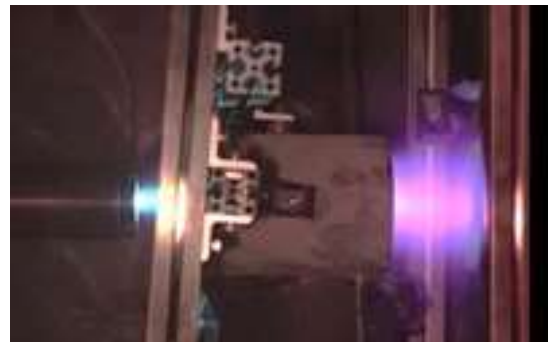


図 2-20 放電電流 100 A でのプルーム外観 (流量 1.0 A<sub>eq</sub>.)



(a)  $J_d = 40$  A



(b)  $J_d = 60$  A



(c)  $J_d = 80$  A



(d)  $J_d = 100$  A

図 2-21 各放電電流でのプルーム外観 (流量 1.0 A<sub>eq</sub>.)

## プラズマ生成部モデル化

プローブ法による電子温度と電子密度の結果を以下に示す。流量  $1.0 A_{eq}$  の電子温度を図 2-22 に、電子密度を図 2-23 に示す。横軸はオリフィスから上流への距離を示す。

電子温度は、 $2\sim 5$  eV 程度であり、先行研究と同等であることが分かった。

電子密度は、オリフィスより上流に向かうに従い、電子密度が指数関数的に低下する傾向を確認した。オリフィスから  $20$  mm 上流の電子密度 ( $2.1 \times 10^{18} \text{ m}^{-3}$ ) は、オリフィス部の電子密度 (近似値:  $3.6 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$ ) と比べ、1桁程度の低下が見られた。電子密度の近似線の指数  $\alpha$  は、約  $0.15$  であり、2.1.3 項で示した  $\alpha = 0.19\sim 0.3$  より小さい値となった。これについての考察を以下に示す。

設計モデルでは、式 (2-21) に示すように、インサート内径  $R$  の数密度を  $0$  と仮定した。ただ、実際は、インサート内径  $R$  の位置では、電子密度は  $0$  ではなく、有意な電子密度が存在することから、式 (2-22) の  $\sqrt{C^2 + \alpha^2 R}$  の値は、 $\lambda_0 = 2.405$  より小さい値であると考えられる。参考に、 $0$  次の第 1 種ベッセル関数を図 2-24 に示す。このことから、 $\alpha$  は、2.1.3 項で示した  $\alpha = 0.19\sim 0.3$  より小さい値となり、実験で得られた  $\alpha$  が約  $0.15$  であることは、事象として起こりうると考える。

次に、電子密度、電子温度の計測値より算出される電子量と、電子電流  $100$  A を比較する。図 2-22 より、オリフィス近傍 ( $z=0$ ) での電子温度は約  $5$  eV である。また、図 2-23 から、オリフィス近傍 ( $z=0$ ) での電子密度は近似式から約  $3.6 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$  である。電子の熱速度から、オリフィス面積を通過する電子量は約  $60$  A となる。ここで、熱速度は等方性を仮定している。モデル上は、ホローカソード内部のプラズマには電位差がない、電場がないものと仮定したが、実際にはオリフィスより下流では、電子が下流に流れることから、完全な熱速度の等方性は保たれていないと考えられる。電子がプラズマより上流側に流れず、その分下流へ流れたとすると、電子の量は 2 倍と仮定され、電子量は約  $120$  A となる。このことから、アノードに引き出された電流  $100$  A と、計測値から推定される電子電流は、オーダが一致しており、事象として起こりうると考える。

流量  $2.0 A_{eq}$  での結果について、電子温度を図 2-25 に、電子密度を図 2-26 に示す。電子密度は、流量  $1.0 A_{eq}$  と同じく、オリフィスより上流に向かうに従い、電子密度が指数関数的に低下する傾向を確認した。指数  $\alpha$  は約  $0.13$  であり、流量  $1.0 A_{eq}$  と同じく、実際の仮定値  $\alpha = 0.19\sim 0.3$  より小さい傾向は一致している。

流量  $0.5 A_{eq}$  での結果について、電子温度を図 2-27 に、電子密度を図 2-28 に示す。電子密度について、流量  $1.0 A_{eq}$ 、 $2.0 A_{eq}$  の傾向と同じく、オリフィスより比較的上流側では、上流に向かうに従い、電子密度が低下する傾向を示した。一方、オリフィスの直上流近傍では、電子密度が低下する傾向は見られなかった。また、オリフィス直上流では、電子密度の変動幅が大きい傾向が見られた。流量  $0.5 A_{eq}$  では、ホローカソードとして作動はするものの、2.1.3 項での設計指針と異なる電子密度分布を示した。また、変動幅が大きいことについては、ホローカソードとしての作動が不安定になることで、電子密度が変動し

たことによると考えられる。この不安定作動についての考察を3章で述べる。

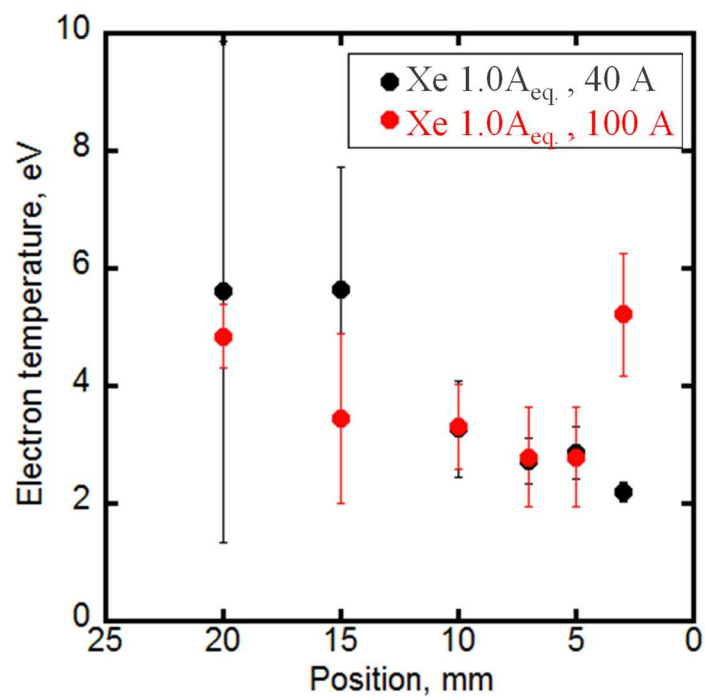


図 2-22 オリフィス上流の電子温度 (流量 1.0 Aeq.)

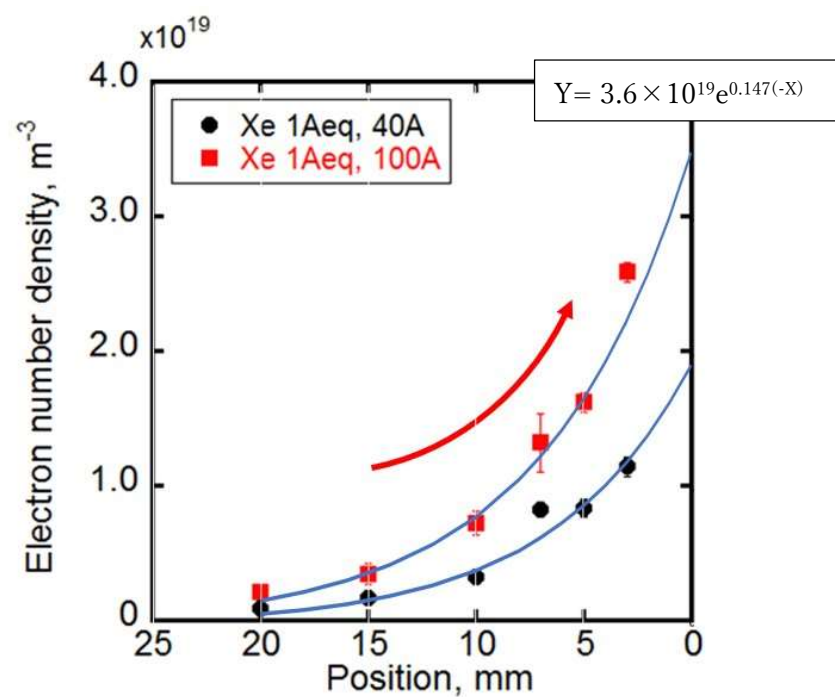


図 2-23 オリフィス上流の電子密度分布 (流量 1.0 Aeq.)

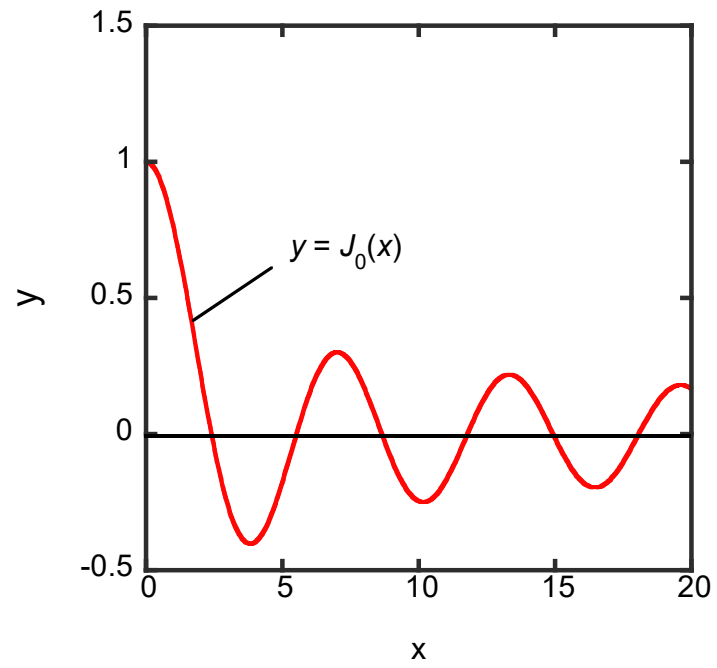


図 2-24 0 次の第 1 種ベッセル関数[56]

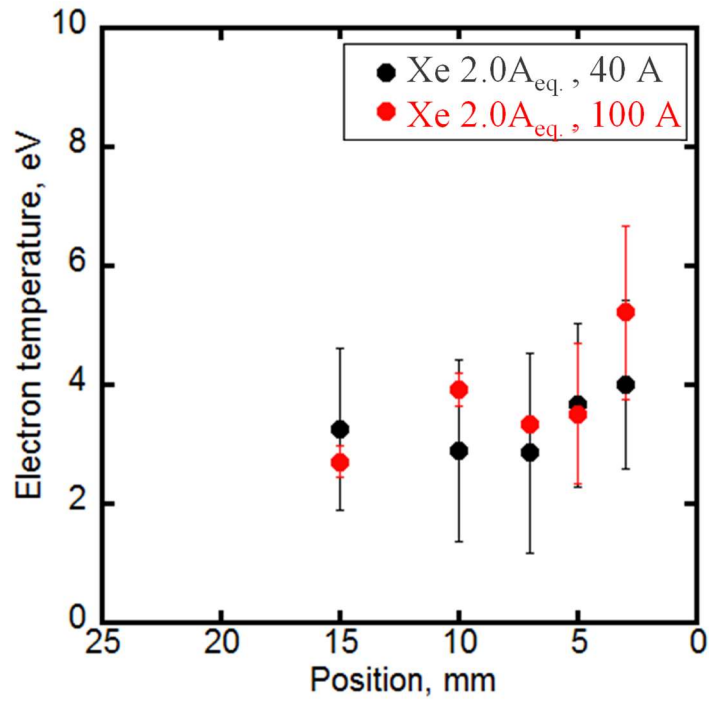


図 2-25 オリフィス上流の電子温度 (流量 2.0 A<sub>eq</sub>)

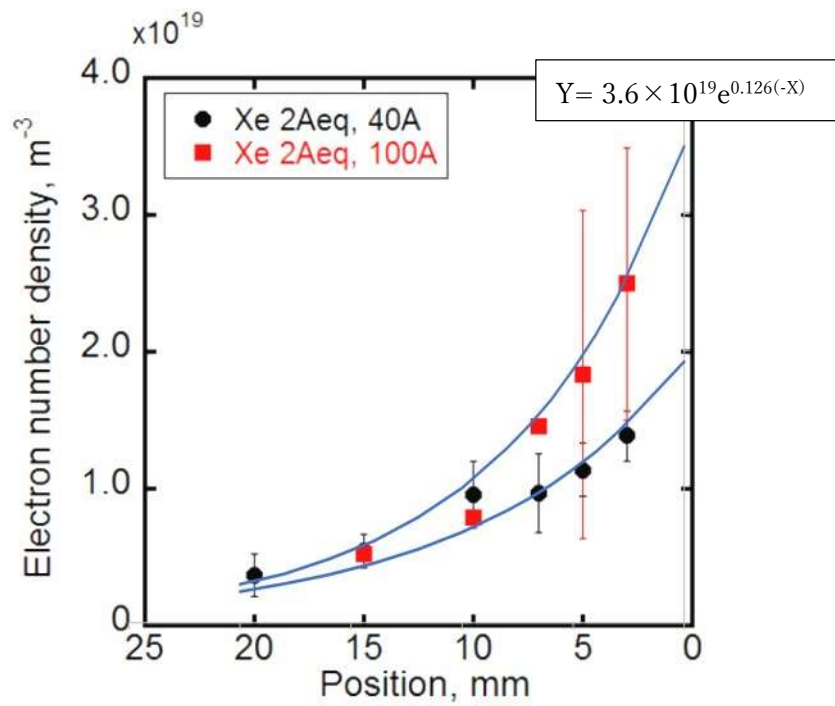


図 2-26 オリフィス上流の電子密度分布 (流量 2.0 A<sub>eq</sub>)

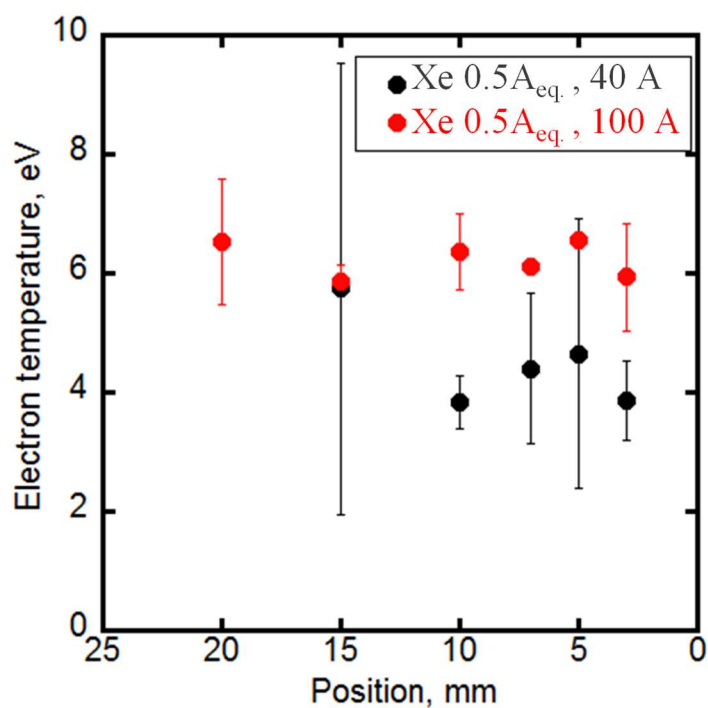


図 2-27 オリフィス上流の電子温度 (流量 0.5 A<sub>eq</sub>.)

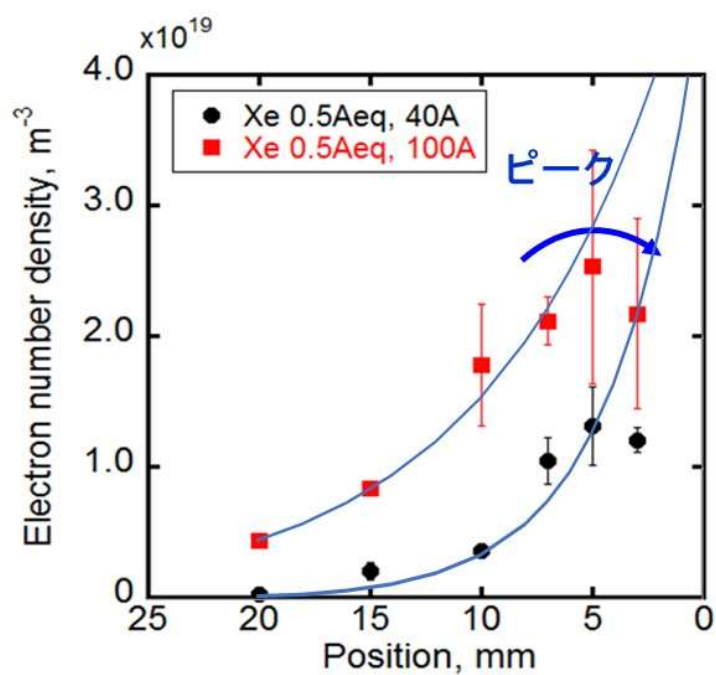


図 2-28 オリフィス上流の電子密度分布 (流量 0.5 A<sub>eq</sub>.)

## プラズマの維持

プラズマを維持に関する検証結果を以下に示す。

インサートからの熱電子放出の継続と、インサートの通電状態の継続については、図 2-19 の流量  $1.0 A_{eq}$  条件で、放電電圧が維持されたことで検証することができた。

次に、プラズマの高温に耐える構造に関して、検証実験後の外観を確認した。検証実験後の外観を図 2-29 に示す。検証実験後において、構造を維持していることを検証できた。本ホローカソードは、100 A で 80 回以上、累積 30 分以上、作動させている。



図 2-29 検証実験後のホローカソード外観



## 2.3 ホローカソード設計指針構築のまとめ

2章のまとめを以下に示す。

- ・ホローカソードの設計指針として、つぎの3点を構築した。①電子電流 100 A 生成のためのインサート設計、②プラズマ生成部モデル化によるインサート形状の決定、③プラズマの維持。

- ・これらの設計指針に基づき、ホローカソードの供試体を製作した。ホローカソードは、ヒータレスとした。

- ・製作したホローカソードで、設計検証を実施した。結果、次の3点を検証した。①電子電流として 100 A を生成した。②ホローカソード内部のプラズマの電子密度を計測し、プラズマ生成部のモデル化を検証した。具体的には、オリフィスより上流に向かうに従い、電子密度が低下することを検証した。

- ・一方、低下する指数関数の指数  $\alpha$  については、実験結果の  $\alpha$  は、仮定値より小さい値を示した。ただし、この  $\alpha$  が仮定値より小さい値を示した結果は、インサート境界近傍で電子密度が存在することを考慮すると、事象として起こりうることを示した。

- ・③プラズマ維持を可能とする構造を有することを検証した。具体的には、プラズマ生成後の放電電圧の時系列データが安定していたこと、検証実験後のホローカソードの外観が構造を有していたことから示された。

- ・ホローカソード内部のプラズマの電子密度の計測した結果、設計指針の適用範囲と異なる作動条件があることを確認した。

## 第 3 章 ホローカソードの作動指針構築

2 章では、ホローカソードの設計指針を構築したが、その中で、設計指針の適用範囲と異なる作動条件があることを確認した。具体的には、キセノン流量が  $0.5 A_{eq}$  で放電電流が 100 A での作動条件であった。またこの条件では、不安定な作動を示した。本章では、ホローカソードの作動安定状態と、不安定状態に関して考察を加え、大電流ホローカソードの作動指針を構築する。

### 3.1 ホローカソード作動特性

設計指針の適用範囲と異なる作動条件は、キセノン流量が  $0.5 A_{eq}$  で放電電流が 100 A での作動条件であった。この条件での作動特性について述べる。

#### 3.1.1 放電電圧

流量  $0.5 A_{eq}$ 、放電電流 100 A での放電電圧の時間履歴を図 3-1 に示す。放電電圧が高電圧から低電圧まで変動する状態を確認できる。

ここで、実験条件がほぼ同等と考えられる、流量  $0.64 A_{eq}(=8.9\text{sccm})$  で放電電流 80 A にて放電電圧の変動が見られた。この電圧が変動する周波数は、約 4 kHz であった。電圧の変動の時刻歴を図 3-2 に示す。

電圧が変動する要因としては、電子またはイオン等による電離に関する振動、流体的な振動、電源の振動が挙げられる。

ホローカソードの内部プラズマの電子密度が  $10^{19}\text{m}^{-3}$  程度である場合、電子のサイクロトロン周波数は、約 28 GHz となる。また、キセノンの 1 価イオンのサイクロトロン周波数は約 58 MHz となる。このため、この電圧が変動する周波数は、一般的なプラズマの振動ではないと考えられる。

周波数は、4 kHz であることから、一般的な電源の周波数 (50~60 Hz) と異なる。

図 2-28 に示すオリフィス上流の電子密度分布(放電電流 100 A, 流量  $0.5 A_{eq}$ )からは、プラズマの有意な長さは、約 20 mm と考えられる。中性粒子のキセノン (温度 300 K) が、20 mm のプラズマ存在範囲を音速で通過する時間は、約 0.11 msec である。この常温のキセノンが、プラズマ存在範囲に滞留し、放電とともにオリフィス外部へ瞬時的に流出すると考えた場合、その周波数は、0.11 msec の逆数の約 9 kHz となる。この点で、電圧変動の 4 kHz は、流体的な振動周波数とオーダーが近いことがわかる。

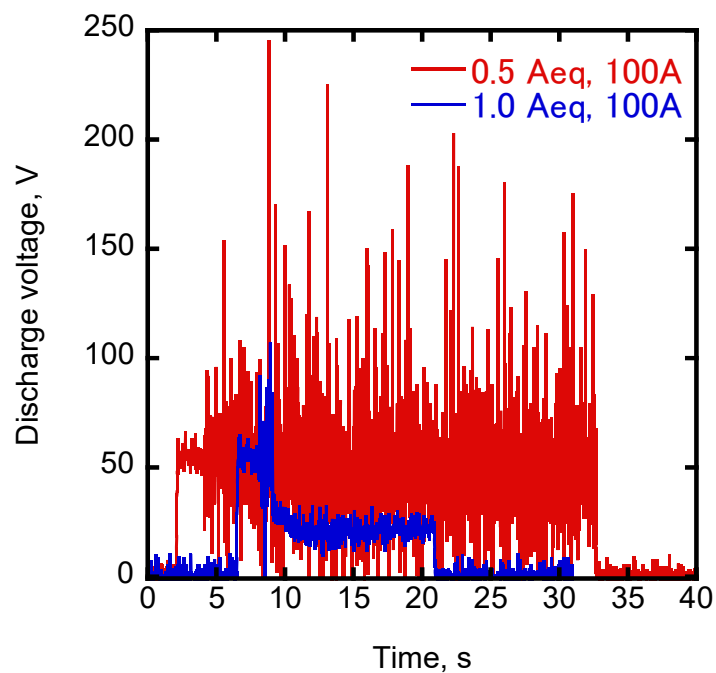


図 3-1 放電電流 100 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 0.5 A<sub>eq</sub>)

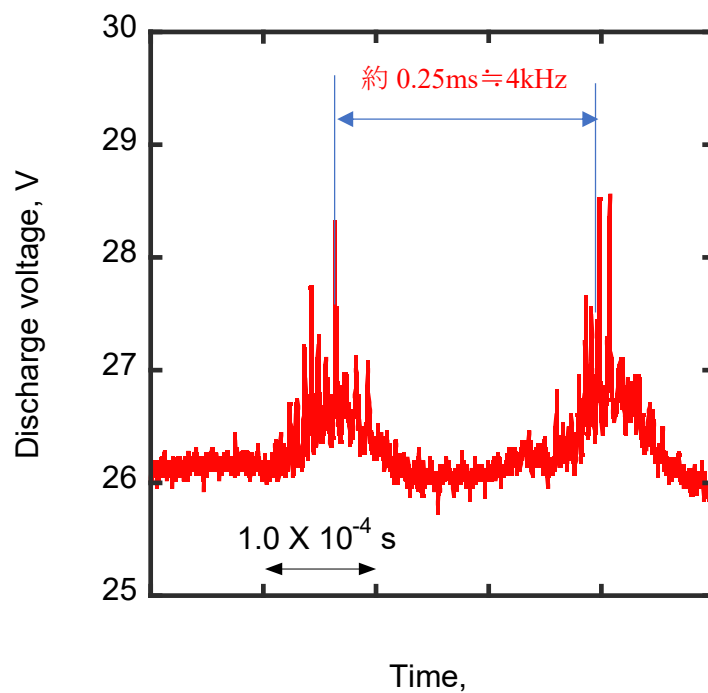


図 3-2 放電電流 80 A での放電電圧の時刻履歴 (流量 0.64 A<sub>eq</sub>)

### 3.1.2 プルーフム

流量  $0.5 A_{eq}$ , 電流  $100 A$  放電時のプルーフム外観を図 3-3 に示す. 図 3-3 からは, ホローカソードの出口からプルーフムが広がる様子が確認できる.

流量  $0.5 A_{eq}$ ,  $1.0 A_{eq}$ ,  $2.0 A_{eq}$  の条件での, ホローカソード出口からのプルーフム外観を図 3-4 に示す. 流量  $1.0 A_{eq}$  と  $2.0 A_{eq}$  では, どの放電電流条件でも直線的なプルーフムを示す, スポットモードが見られた. 一方, 流量  $0.5 A_{eq}$  では, 比較的少ない放電電流では, スポットモードとプルーフムモードが混在した. 大電流の  $100 A$  では, プルーフムが外部に大きく広がるプルーフムモードが見られた.

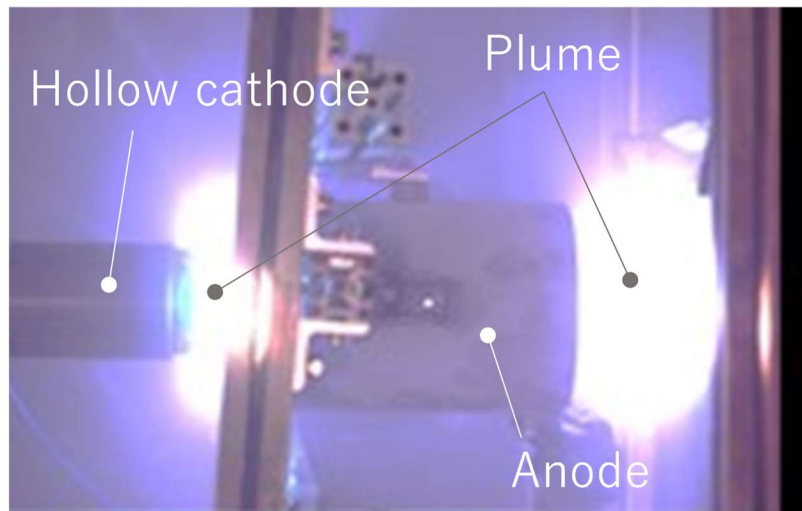


図 3-3 放電電流  $100 A$  でのプルーフム外観 (流量  $0.5 A_{eq}$ )

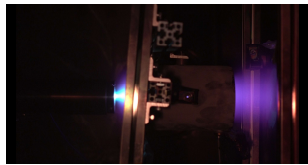
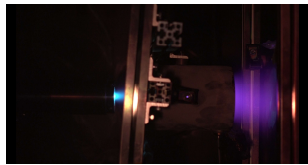
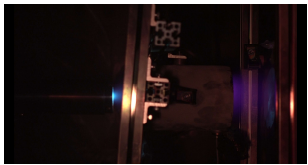
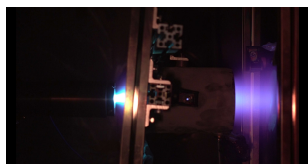
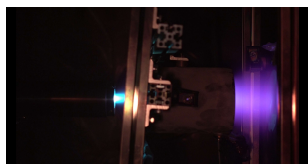

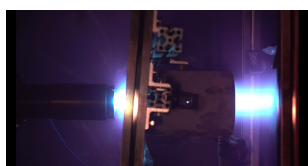
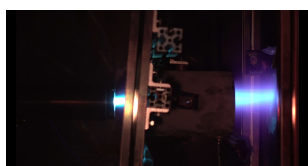
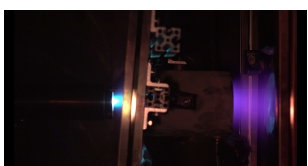
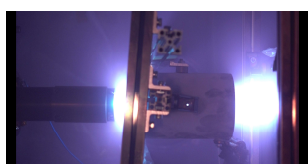
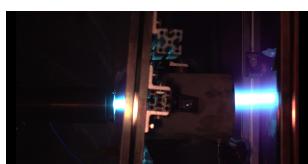

	0.5 A <sub>eq.</sub>	1.0 A <sub>eq.</sub>	2.0 A <sub>eq.</sub>
40 A			
60 A			
80 A			
100A			

図 3-4 ホローカソード出口からのプルーム外観 (流量 0.5 A<sub>eq.</sub>, 1.0 A<sub>eq.</sub>, 2.0 A<sub>eq.</sub>)

### 3.1.3 $V-I$ 特性

各流量での放電電流と放電電圧の相関を図 3-5 に示す。放電電圧は作動中の平均電圧とした。

流量  $1.0 A_{eq}$  と  $2.0 A_{eq}$  では、放電電流が同じ条件の場合、放電電圧は同等であった。流量  $0.5 A_{eq}$  は、他の流量条件より放電電圧が高い結果となった。特に、放電電流  $100 A$  での放電電圧は、他のいずれの条件より高い電圧となった。

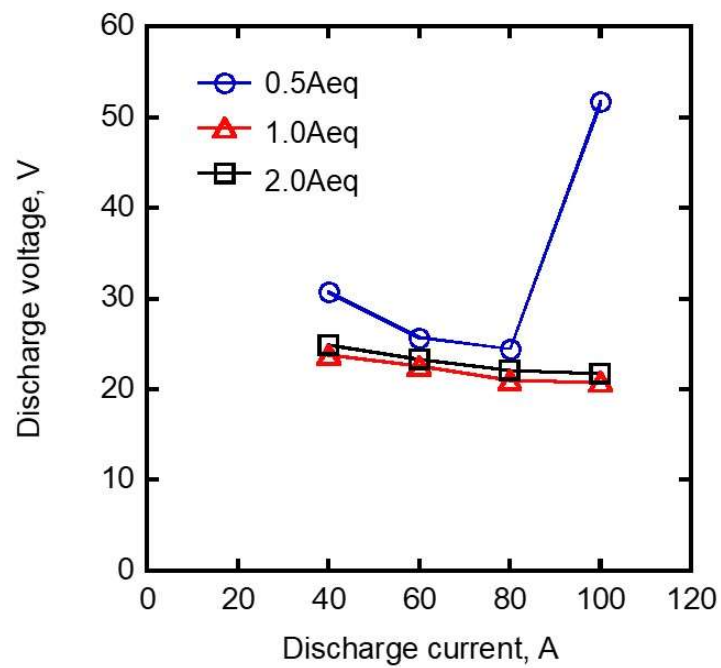


図 3-5 各流量での放電電流と放電電圧の相関

## 3.2 設計指針に関する作動メカニズム

流量  $0.5 A_{eq}$  , 放電電流  $100 A$  の条件は, 図 2-28 に示したように, 電子密度の分布が設計指針とは異なる結果となった. 3.1 項の作動特性をもとに, 作動メカニズムについて考察する.

### 3.2.1 安定作動メカニズム

2.1.3 項 式 (2-12) は, 「衝突拡散によって周囲に流入流出する電子量と, 電離によって生成される電子量が同じである, つりあっている.」ことを意味することを述べた. 安定した作動では, アノードへ引き出される電子電流と比べて, ホローカソード内部の電離によって生成される電子量が十分であると考えられる. このホローカソード内部の電離によって生成される電子量が十分であるのは, ホローカソードに供給される推進剤流量が十分であるためであるとする. この安定作動メカニズムを図 3-6 に示す.

また, 作動が安定することは, 放電電圧が安定 (図 2-19, 流量条件  $1.0 A_{eq}$ ) であることと, 直線的なプルーム (図 2-20) の結果にも示される.

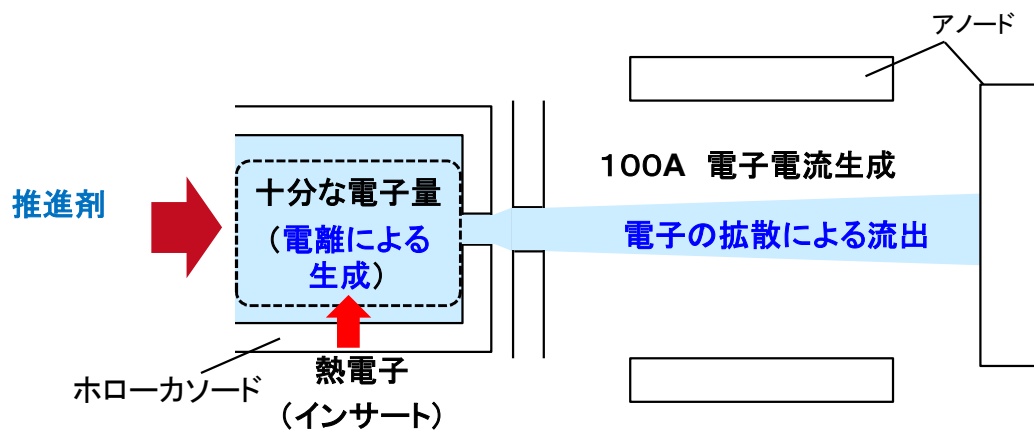


図 3-6 ホローカソード 安定作動メカニズム

### 3.2.2 不安定作動メカニズム

流量  $0.5 A_{eq}$ 、放電電流  $100 A$  の条件で見られた不安定作動メカニズムを述べる。

不安定な放電が見られる条件では、アノード側へ引き出される電子電流に対して、推進剤流量とインサートからの熱電子による電離によって生成される電子量が一時的に不十分な状態になっているものと考えられる。この不十分な状態に関するメカニズムを以下に示す。

アノード側で引き出そうとする電子電流に対して、ホローカソードで生成される電子電流が不足すると、アノードとホローカソード間の電圧、すなわち放電電圧を高める状況を作り出すことが必要となる。放電電圧が高まると、ホローカソード内部で生成された電子は短時間のうちに、アノード側へ引き出される。ここで、アノードへ電子が引き出される際に、アノード電位にあたる至るところは、ホローカソードから電子を引き出そうとするため、プルームは広角に引き出される。ホローカソードからアノードに電子が移動することで、通電するため、放電電圧は一時的に低下する。そして、電子がホローカソードからアノードに急激に移動することで、ホローカソード内部の電子量が急激に低下する。この後、ホローカソードに供給される推進剤（中性粒子）とインサートからの熱電子が衝突し、電離によって電子を生成する。ただし、生成された電子量は、再び、アノード側へ引き出される電子電流  $100 A$  に対して不足する。これらの一連の状況が繰り返されることで、放電電圧の増減は繰り返され（図 3-1、流量条件  $0.5 A_{eq}$ ）、プルームは、ホローカソードの外部に大きく広がった（図 3-3）と考える。また、放電電圧の変動周波数は、約  $4 \text{ kHz}$  であり、中性粒子の流体的な振動（約  $9 \text{ kHz}$ ）とオーダが近い（3.1.1 項）。このことから、放電電圧が不安定となる変動は、流体的な振動によるものと考えられる。

この一連の不安定作動メカニズムを図 3-7 に示す。



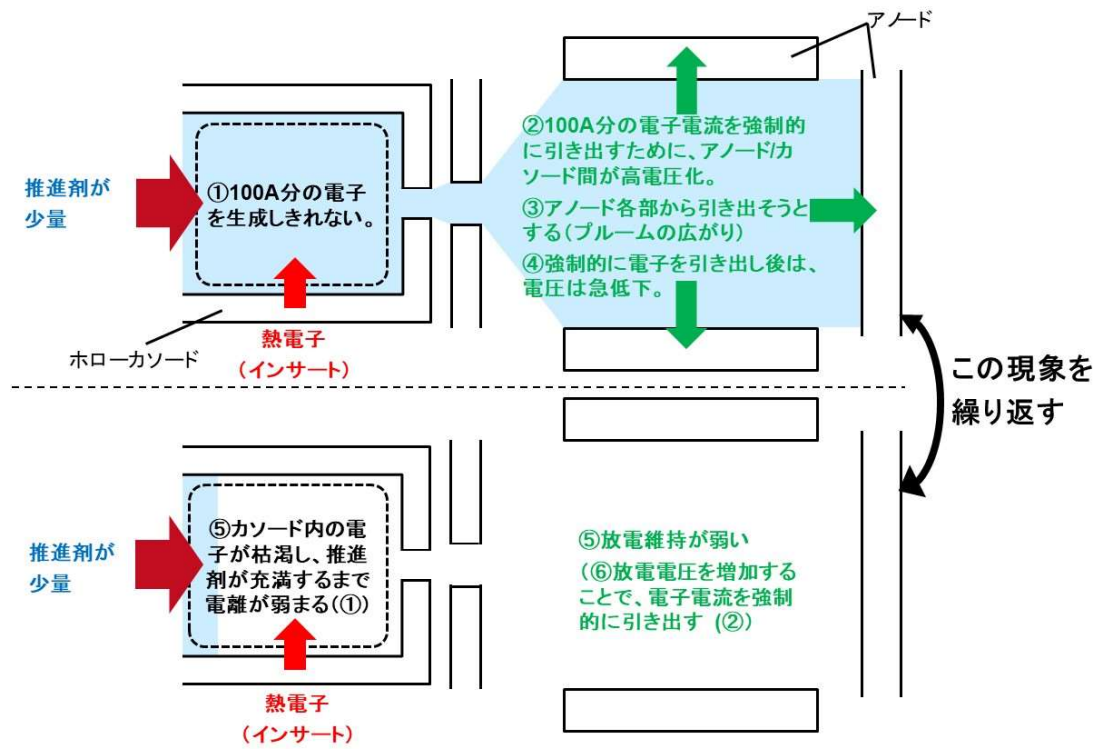


図 3-7 ホローカソード 不安定作動メカニズム

### 3.3 作動指針まとめ

3章のまとめを以下に示す.

- 2章で構築した設計指針と異なる電子密度分布が見られた作動条件は, 推進剤流量が少ない条件であり, ①~③に示す特徴が見られた. ①放電電圧の増減を繰り返す不安定な作動, ②プルームモードのプラズマが見られる. ③安定作動時と比べて, 放電電圧が平均的に高い.
- 100 A 級ホローカソードでみられた作動不安定の要因は, ホローカソード内部で生成される電子電流が, アノードに引き出される電子電流よりも少ないことによるものである. 放電電圧の変動する要因として, 放電電圧が変動する周波数が, ホローカソードに供給される推進剤, すなわち中性粒子の流体的な振動とオーダが近く, 放電電圧が不安定となる変動は, 流体的な振動によるものと考えられる.

以上より, 100 A 級の大電流でホローカソードを安定に作動するための指針としては, アノードへの引き出される電子電流の電子量 (100 A) が, ホローカソード内の電離によって生成される電子量に収める必要がある.

なお, ホローカソードとして安定に作動するために, ホローカソード内の電離によって生成される電子量の閾値を理論的に与えることについては, 今後の研究課題と考える.

## 第 4 章 推進機とホローカソードのカップリング実験

ホローカソードは、その用途として、電気推進機の電子源として機能することが必要である。試作したホローカソードを外部磁場印加型 MPD スラスタに取り付けて、電気推進としての作動が可能であり、推力を発生できることを実証する。

ホローカソードは、他にホールスラスタやイオンエンジンでも作動が可能であると考えられるが、これらの推進機は大電流作動をさせるには推進機自体の大きさや出力を大きくする必要があり、試験に困難を伴う。また、これらのエンジンでホローカソードを用いることは一般的であるが、MPD スラスタでは大電子電流が必要となること等から、これまでホローカソードを用いられたケースは少ない。MPD スラスタでも大電流ホローカソードが用いられることが実証されれば、大電流ホローカソードの利用範囲を拡大することが期待できる。これらのことから、本研究におけるカソードのカップリング実験として、MPD スラスタを選択した。

### 4.1 供試体

MPD スラスタに関して、作動原理、特徴を示した後、本論文で用いた外部磁場印加型 MPD スラスタ供試体の特徴を述べる。

#### MPD スラスタ

MPD スラスタとは、アークジェットスラスタと同様の同軸電極構造をもつが、電磁力（ローレンツ力）を主加速力とするため、その設計指針はアークジェットスラスタとは異なる。アークジェットスラスタでは、推進剤の解離・電離などの化学反応に消費されるエネルギー損失をできる限り抑え推進効率の向上を目指す。MPD スラスタではプラズマ生成のための電力消費は少ないとして考慮せず、その回収もあきらめ、電磁力の仕事率を高めることを目指す。大電流のアーク放電によって推進剤を電離し、生成プラズマを電磁力によって加速する[6]。

MPD スラスタは、軸方向の磁場を印加すると、作動特性が大きく変化する。外部磁場を印加することで、軸方向磁場に起因するプラズマ回転運動が電極上の電流集中を緩和し、電極損耗を低減できることが知られている[6]。

## MPD スラスタの推力発生

外部磁場印加型 MPD での推力発生原理（プラズマ加速原理）は、主に、スワール加速、ホール加速、自己誘起磁場による加速の3つとなる。

スワール加速とは、外部印加磁場の軸方向成分と半径方向の電流によるローレンツ力によって周方向に回転させられたプラズマが、下流の拡散磁場によってその回転エネルギーが軸方向の運動エネルギーへと変換される、すなわち下流へプラズマが加速されるというものである。

このメカニズムによる加速によって得られる推力は、プラズマを剛体として回転するモデルから、次の式のように表される [68]。ここで、各記号は、図 4-1 に示す通りとなる。

$$F_{\text{swirl}} = \dot{m}u_z = \frac{1}{\sqrt{2}}J_a B_z r_a \frac{1 - \left(\frac{r_c}{r_a}\right)^2}{\sqrt{1 + \left(\frac{r_c}{r_a}\right)^2}} \approx \frac{1}{\sqrt{2}}J_a B_z r_a \left[1 - \frac{3}{2}\left(\frac{r_c}{r_a}\right)^2\right] \quad (4-1)$$

次に、ホール加速とは、軸方向磁場と半径方向電場によって誘起される周方向電流であるホール電流と、半径方向磁場との干渉によって生じると言われている加速方式である (図 4-2)。このメカニズムによる加速によって得られる推力は、次の式のように表されると言われている。

$$F_{\text{Hall}} = \frac{V\sigma_0\beta(-j_r)B_r B_z}{1 + \frac{\sigma_0 V B_r^2}{\dot{m}}} \quad (4-2)$$

自己誘起磁場による推力はブローイング力およびポンピング力といわれるもので、前者は半径方向の放電電流とそれによって誘起される周方向磁束密度の干渉によって発生する推力であり、後者は軸方向電流と周方向磁束密度の干渉によって中心軸上の圧力が高まることによって発生する圧力推力である。加速原理図を図 4-3 に示す。

$$F_{\text{self}} = \frac{\mu J^2}{4\pi} \left( \ln \frac{r_a}{r_c} + \frac{3}{4} \right) \quad (4-3)$$

これらの理論式は、あくまで棒状陰極を用いた際の理論推力であり、本研究におけるローカソードを用いた際に成立するとは限らない。

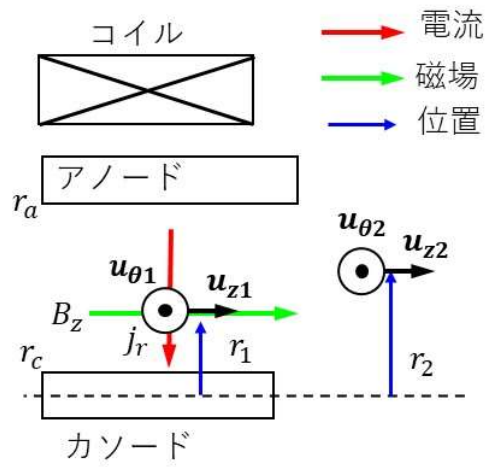


図 4-1 スワール加速による推力発生[68]

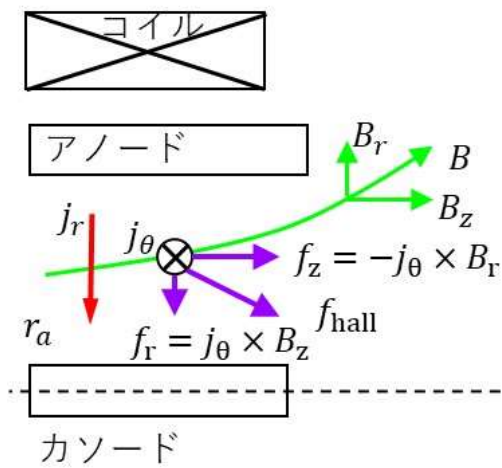


図 4-2 ホール加速による推力発生[68]

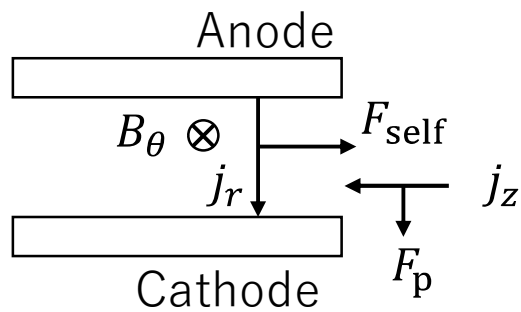


図 4-3 自己誘起磁場による推力発生[6]

### 外部磁場印加型 MPD スラスタ供試体

本論文で供試体として用いた，外部磁場印加型スラスタについて，断面図を図 4-4 に，ホローカソードの取り付け状態を図 4-5 に示す．このスラスタは，カソードとアノードの両方から推進剤を供給することが可能となっている．磁場を発生させるために，水冷コイルを設けている．水冷コイルとホローカソードとを電氣的に絶縁するために，コイル部に絶縁材を設けている．また，アノードは，ホローカソードの下流に配置した．ホローカソードとアノードの間に絶縁をとるために，セラミックの部品を挟みこんでいる．ホローカソードは，2章で試作したホローカソードを用いた．

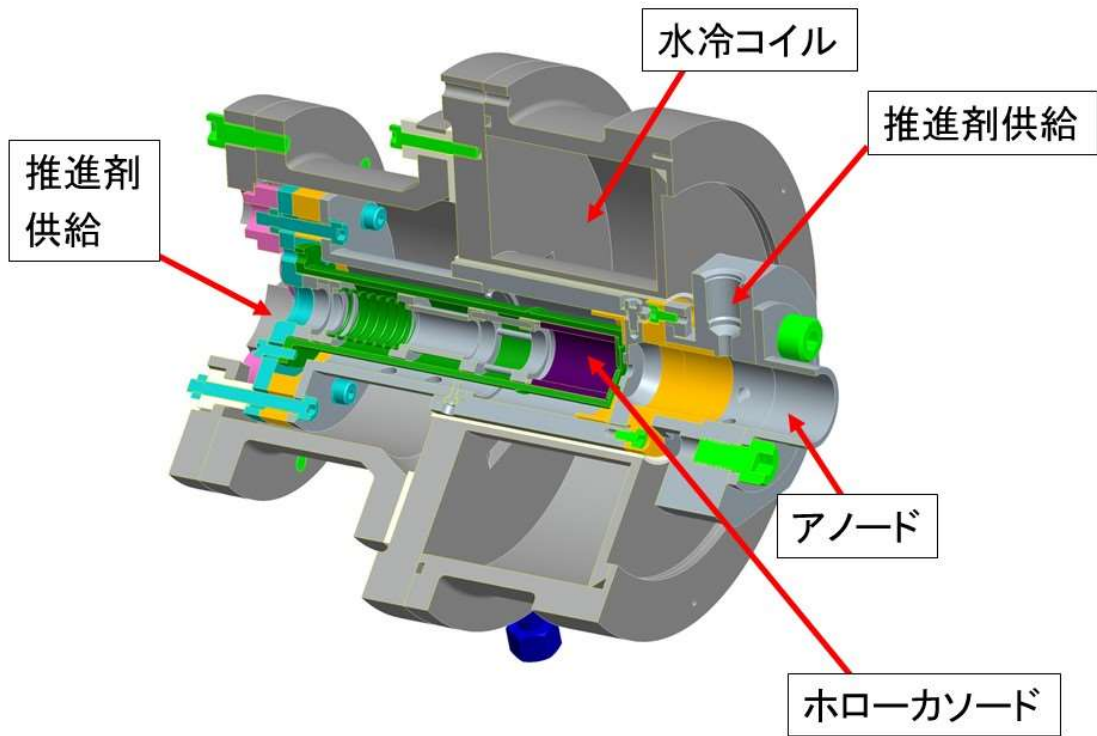
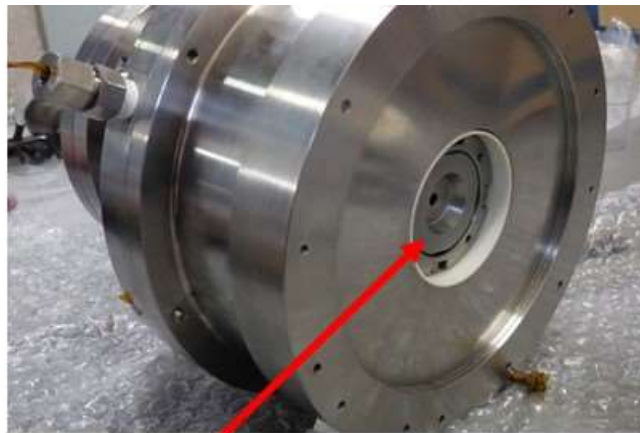


図 4-4 外部磁場印加型 MPD スラスタの断面図



ホローカソード

図 4-5 外部磁場印加型 MPD スラスタへのホローカソード取付状態

## 4.2 作動実証

4.1 項に示す供試体により，作動実験と推力実験を実施した結果を以下に示す．

### 4.2.1 実験セットアップ

#### 作動実験

実験セットアップ概略図を図 4-6 に，実験セットアップ外観を図 4-7 に示す．はじめに，真空システムについて示す．真空チャンバは，図 2-9 に示す直径 1 m，長さ 1 m を用いた．真空ポンプは，図 2-10 と同じ真空ポンプを用いて，真空チャンバ内を真空引きをしたのち，作動実験を実施した．到達真空度は  $2.2 \times 10^{-2} \text{Pa}$  であった．

推進剤システムについて示す．推進剤は，電気推進で一般的に用いられるキセノンを使用した．推進剤の供給にあたり，表 2-2 に示すマスフローコントローラを用いた．

電源システムについて示す．電源には，MPD スラスタの主放電用，キープ電流用，コイル用の 3 種類を用いた．各電源の諸元を表 4-1 に示す．

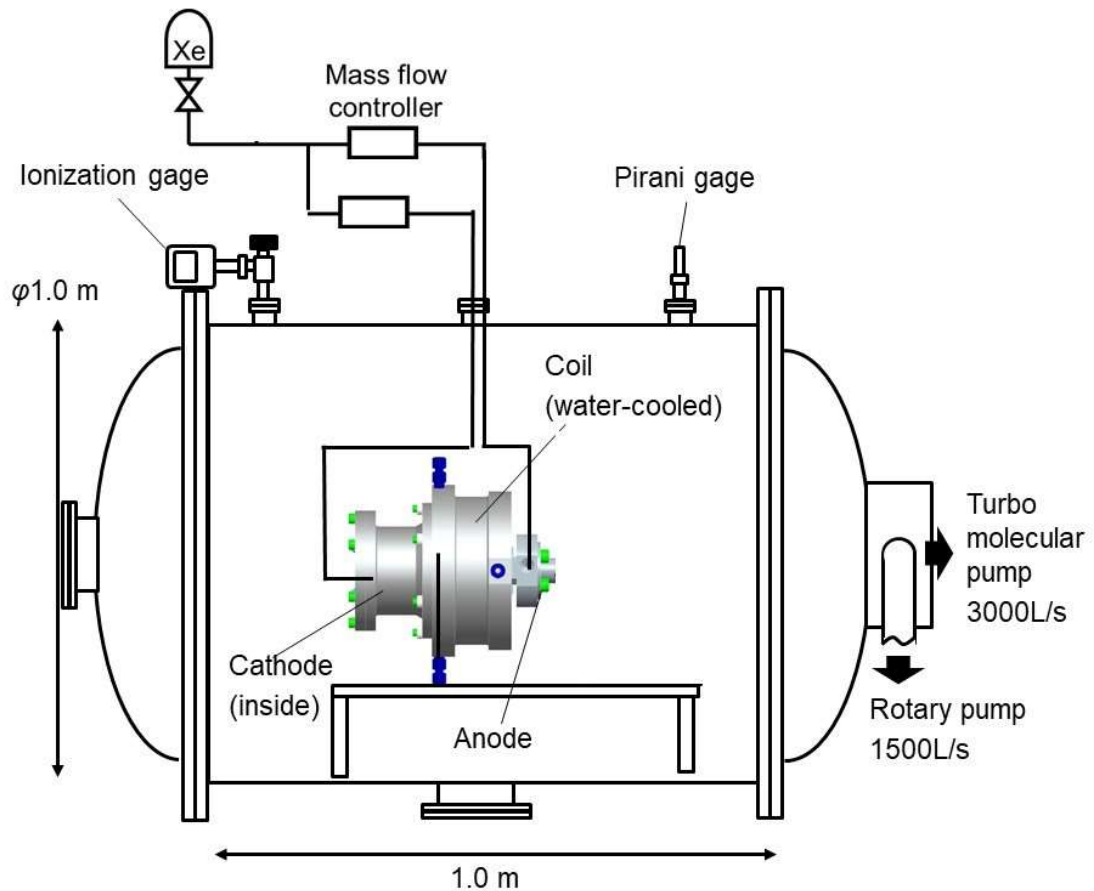


図 4-6 作動実験セットアップ概略図



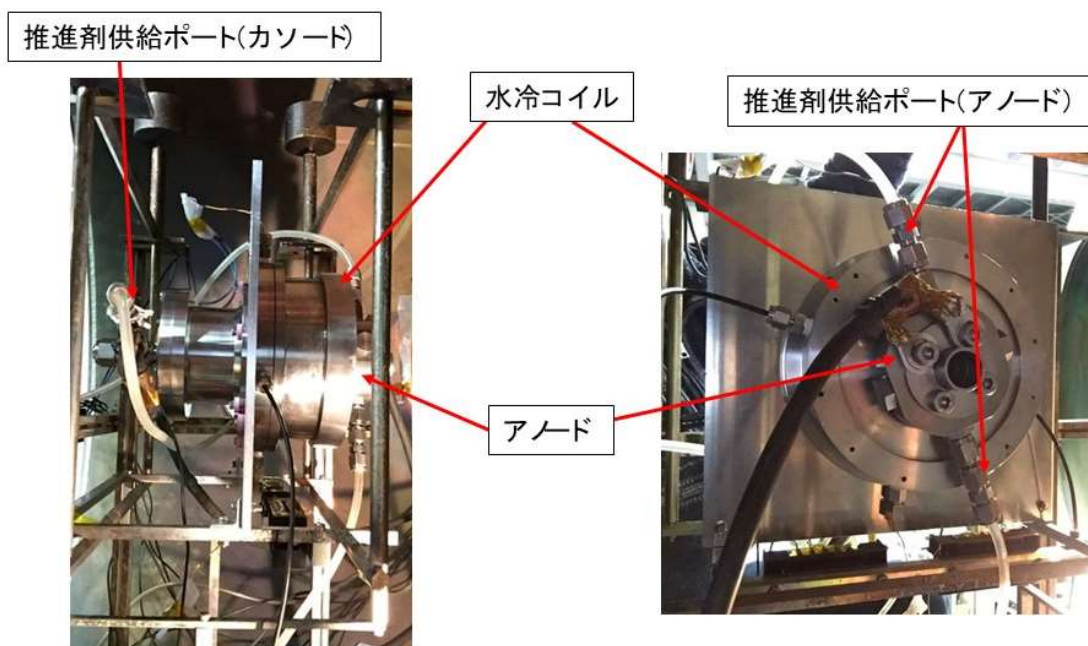


図 4-7 作動実験セットアップ外観

表 4-1 外部磁場印加型 MPD スラスタ作動実証 電源諸元

使用部位	メーカー	型番	電力
アノード/カソード	TAKASAGO	HX0300-50	300 V/50 A
キーパ	Matsusada	PRK600-2.7	600 V/2.7 A
コイル	TAKASAGO	HX0500-12M2	500 V/12 A

## 推力実験

推力計測について、真空系統、推進剤系統、電源系統は、作動実験と同じである。ここでは、推力計測に関する事項を以下に示す。推力実験のセットアップ概略図を図 4-8 に示す。

はじめに、スラストスタンドについて示す。電気推進機でのスラストスタンドは、振り子式のスラストスタンド、回転式のスタンド等の例がある。本論文では倒立振り子式スラストスタンド[69]を用いて実験を実施した。

倒立振り子式スラストスタンドの概略図を図 4-9 に示す。MPD スラスタから推力  $F$  を生成すると、ばねが変形し、角度  $\theta$  の変位が発生する。その変位量を LED 変位計で計測し、推力校正結果と基に、推力を算出する。スラストスタンドの特徴を以下に示す。

- ・推力計測時の摩擦等によるヒステリシスの影響を抑えるため、ケーブル、配管等のばね剛性を最小化した。具体的な方法を以下に示す。

配線は、大電流に対応するため、電気の供給ラインを一般的なケーブルとすると、ケーブルが太くなりヒステリシスの影響を受けやすい。このため、金属による通電で大電流供給を可能しながら、剛性を落とすために、ばね式の形状とした。なお、ばね間の放電を防ぐために、テフロンシートで各々のばねの絶縁を取った。

配管については、コイル用の水冷配管はアーチ状とし、推進剤供給の配管はらせん状にして、配管剛性を下げた。

- ・推力信号に対して、電気ノイズに対して S/N 比を大きくするため、推力が発生した場合の変位を大きくする方が望ましい。このため、供試体の重心を支点より上にした。

- ・MPD 作動時は、MPD スラスタのプルームによる熱輻射により、スラストスタンドの熱変形が生じると、推力値の正確な測定が損なわれる。このため、スラストスタンドに、サーマルシールドを配置した。

- ・MPD スラスタの重心を支点の鉛直上方にあるよう、MPD スラスタより鉛直上方にカウンターウェイトを配置した。

次に、推力校正について示す。上述したが、MPD スラスタの推力は、スタンドに生じる LED 変位計で計測した変位量を、推力校正結果と基にして、算出される。推力校正は、水平方向に荷重を印加できるプーリーと分銅を用いて実施した。推力校正結果について、変位センサの出力電圧の時刻歴を図 4-10 に、図 4-10 の結果を元にした、荷重と変位センサの相関を図 4-11 に示す。図 4-11 から、分銅による荷重と、変位センサの出力電圧はほぼ比例で、相関係数が 0.9963 であることから、ヒステリシスの小さい推力計測系を構築できている。

そのほか、磁場を印加することで発生する tare force は、個別にもとめ、推力値に考慮した。

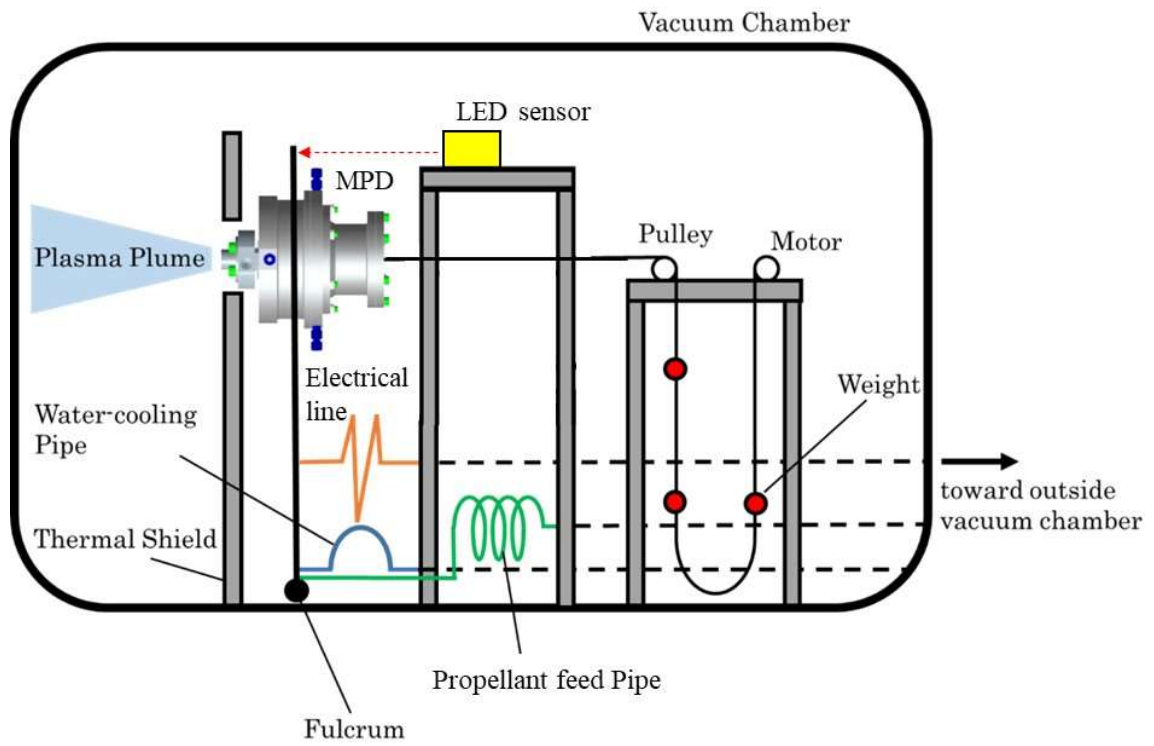


図 4-8 推力実験セットアップ概略図

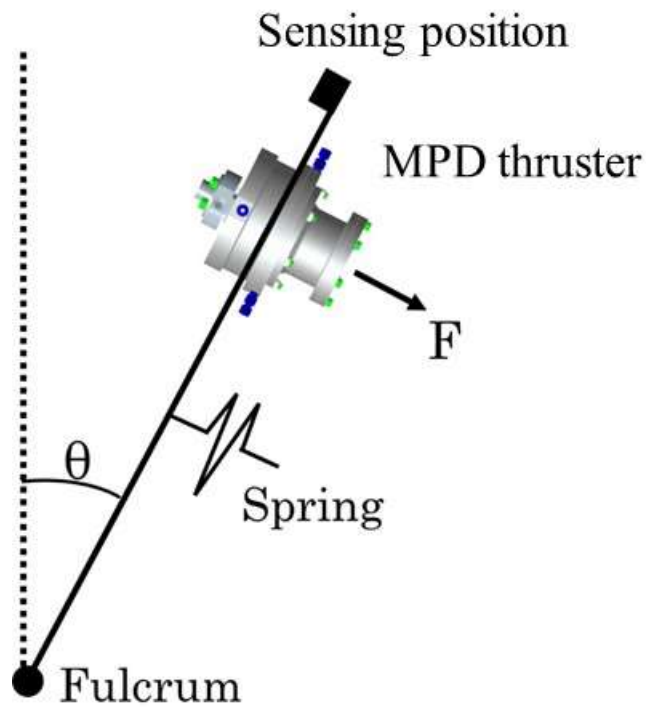


図 4-9 スラストスタンド概略図

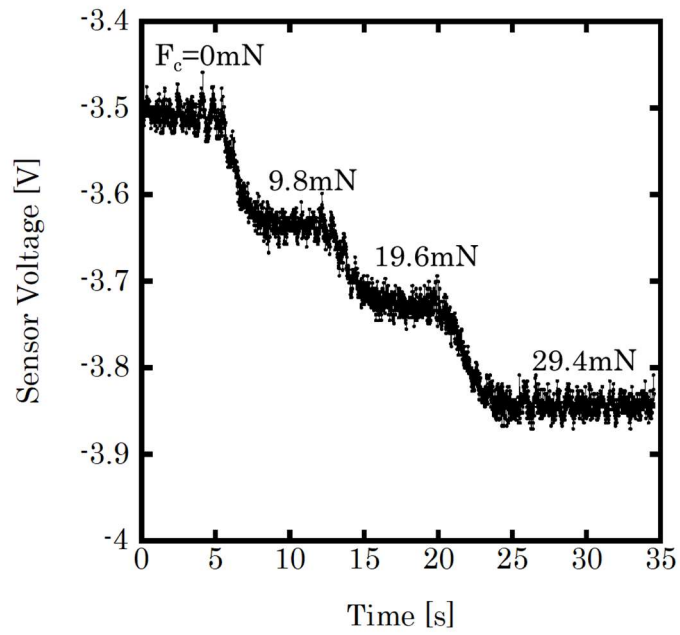


図 4-10 推力校正 変位センサ出力電圧の時刻歴

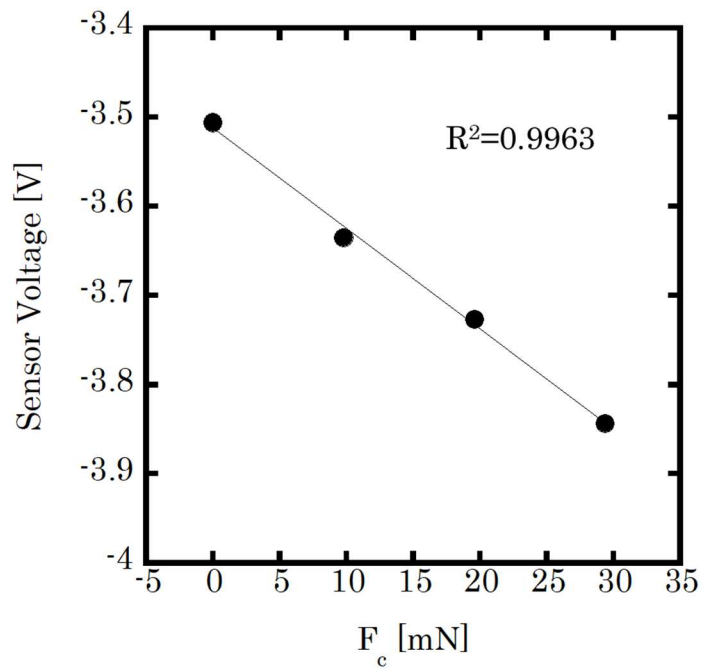


図 4-11 推力校正 荷重と変位センサの相関

## 4.2.2 実験条件

### 作動実験

作動実験の実験条件を表 4-2 に示す。実験条件に関する基本的な考え方を以下に示す。

推進剤については、電気推進で一般的に用いられるキセノンを使用した。

推進剤流量は、一般に、カソードから供給する推進剤流量より、アノードから供給する推進剤流量が多い。現状のマスフローコントローラの制約から、アノード側に多くの流量を供給できるようにした。このため、ホローカソード側には、マスフローコントローラの上限 10 sccm(表 2-2 MFC2 側) を供給した。アノード側には、 $1.0 A_{eq}$ 相当となる 13.9 sccm の推進剤を供給した。

放電電流については、3 章の作動特性結果、小流量でも比較的作動が安定する 40 A を条件とした。装置としては、50 A が上限であるが、電流を安定に供給するため、40 A で実施した。キープ電流はプラズマが維持される程度の電流とした。

磁束密度は、コイル面出口で最大で 120 mT まで印加した。

表 4-2 外部磁場印加型 MPD スラスタ 作動実験条件

Parameter	Value
Propellant, -	Xe
Flow rate, sccm	
Cathode	10
Anode	13.9
Discharge current, A	40
Keeper current, A	1.0
Magnetic flux density, mT	0~120

## 推力実験

表 4-3 に推力実験の実験条件を示す。実験条件に関する基本的な考え方を以下に示す。

推進剤については、作動実験と同じキセノンを使用した。

推進剤流量は、アノード側およびホローカソード側の双方に 1.0 A<sub>eq</sub>相当となる 13.9 sccm の推進剤を供給した。

放電電流については、作動実験と同じ 40 A とした。

磁束密度は、作動実験と同じで、コイル面出口で最大で 120 mT まで印加した。

推力は各条件で 3 回ずつ測定した。ただし、放電電流 40 A、印加磁束密度 120 mT の条件は、推力計測は 1 度のみであった。

表 4-3 外部磁場印加型 MPD スラスタ 推力実験条件

Parameter	Value
Propellant, -	Xe
Flow rate, sccm	
Cathode	13.9
Anode	13.9
Discharge current, A	40
Keeper current, A	1.0
Magnetic flux density, mT	0~120

### 4.2.3 作動実験

#### 作動実験

MPD スラスタ作動中のプルーム外観を図 4-12 に示す。磁束密度を強めるとともに、プルームが磁束に沿って広がり、かつ強く発光する様子を確認した。

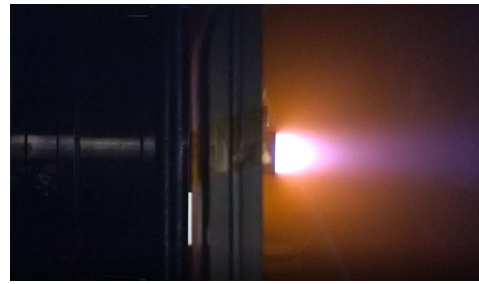
各磁束密度に対する、MPD スラスタ作動時の放電電圧 (Anode-Cathode 間電圧)、キープ電圧 (Keeper-Cathode 間電圧) を図 4-13 に示す。図 4-13 には、キープとアノード間電圧の算出値 (Anode-Keeper 間電圧) もプロットした。この結果から、ホローカソードとアノード間で放電が見られること、すなわち、本論文で試作したホローカソードは、推進機の陰極として作動していることが確認できた。

また、図 4-13 より、磁束密度を大きくすることで、放電電圧 (Anode-Cathode 間電圧) が上昇している。この内訳は、キープ-カソード間電圧とキープ-アノード間電圧の合計である。このうち、キープ-カソード間電圧は、磁束密度の変化に対して多少の変化があるものの、その変化はキープ-アノード間電圧の変化に比べて小さく、ほぼ一定とみなすことができる。このことから、カソード自身の作動は、外部からの影響として、推進機が発生させる磁束密度には、あまり影響を受けていないことがわかる。したがって、MPD スラスタの陰極として用いた際に、少なくとも内部のプラズマ生成に関しては、これまでに述べたモデルや単体試験の結果を用いても問題のないことが示されたといえる。すなわち、上述の設計則は、推進機とのカップリングの際に特別な配慮をして修正をする必要がないことが明らかになった。

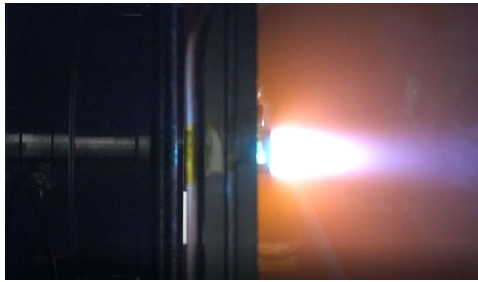
一方で、放電電圧が磁束密度の上昇に伴って上昇することは、キープ-アノード間電圧が磁束密度の上昇に伴って上昇するためであることもわかった。これは、印加磁束密度は、カソード外部のプラズマには大きく影響を与えることを意味している。カソードから出た電子は、陽極にたどり着くまでに磁力線を横切って拡散される必要があるため、電源によって要求される放電電流分を陽極が吸い上げるためには、高い電圧が必要となるため、高磁束密度下では放電電圧が上昇するものと考えられる。



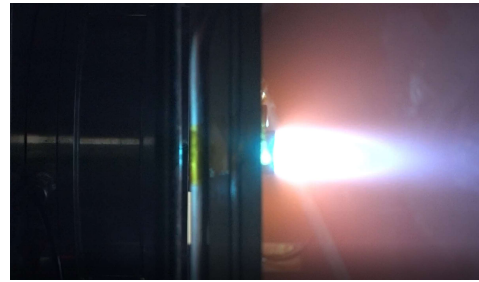
(a) 0 mT



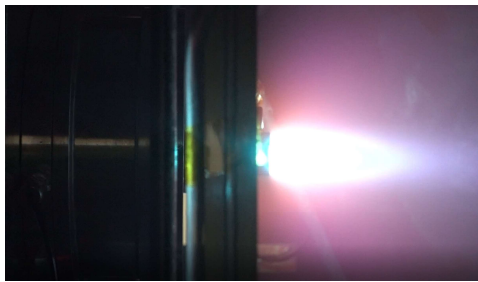
(b) 12 mT



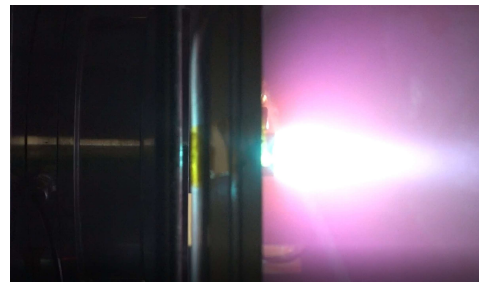
(c) 24 mT



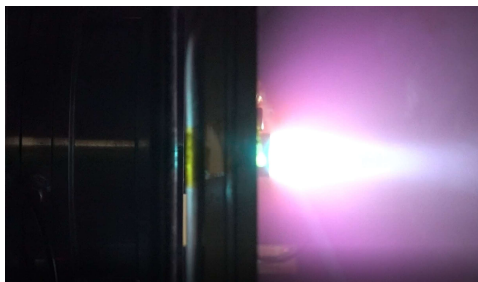
(d) 36 mT



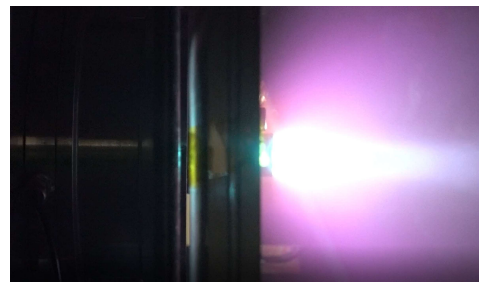
(e) 48 mT



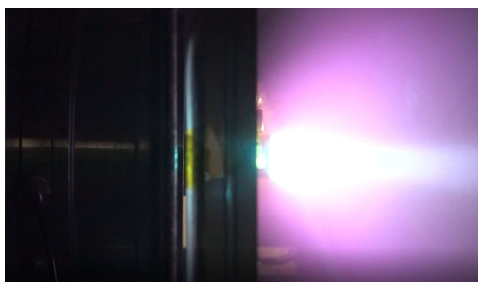
(f) 60 mT



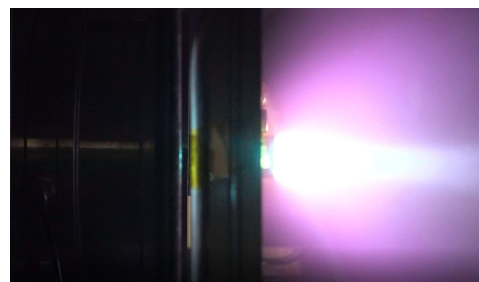
(g) 72 mT



(h) 84 mT



(i) 96 mT



(j) 108 mT

図 4-12 MPD スラスタ作動中のプルーム外観



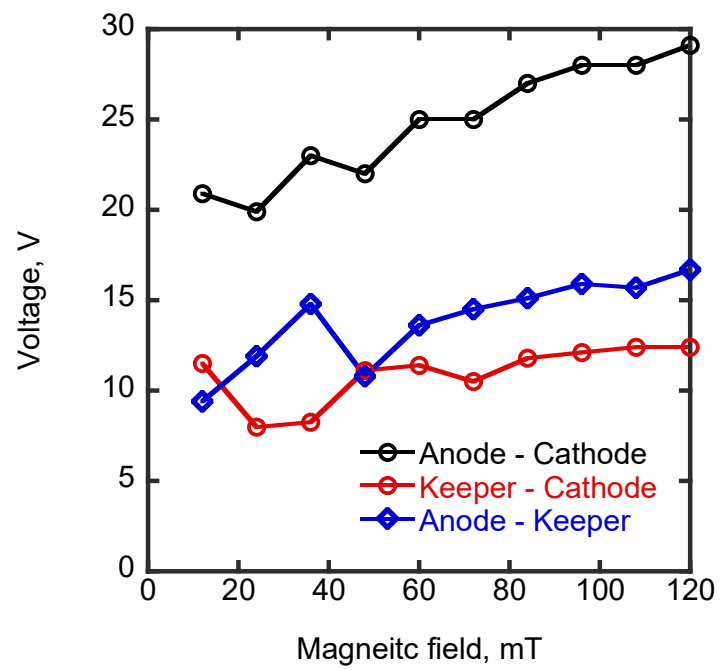


図 4-13 MPD スラスタ作動時の各部電圧

## 推力実験

推力計測結果を図 4-14 に示す。放電電流 40 A、印加磁束密度 120 mT では、10.7 mN の推力を確認できた。本論文で設計し、製作したホローカソードを用いて、推進機として作動していることが示された。

ここで、発生した推力に関して、ホローカソードによる寄与を考察する。1.2.1 項に示したが、従来から、MPD スラスタは、尖頭形状の陰極（カソード）を用いた研究が進められており、カソードとアノードの形状をもとに、推力モデルについての研究も進められてきた。ホローカソードを用いた MPD スラスタの研究も進められているが、推力のモデル化については、言及されていない。

4.1 項にて述べたが、MPD スラスタの推力は、スワール加速、ホール加速、自己誘起磁場の 3 つの加速原理により、推力として発生する。ここで、4.2.2 項の推力実験の実験条件について、40 A 120 mT での各推力の理論上のオーダを算出した。結果、スワール加速による推力は約 30 mN、ホール加速は約 0.01 mN、自己誘起磁場は約 0.3 mN である。本論文の実験条件では、支配的な推力はスワール加速によるものであると考える。本論文で得られた計測推力は、10 mN 相当であることから、スワール加速の理論値と、計測推力の比較を通して、ホローカソードの寄与を考察する。

スワール加速の式[70]を、改めて、式 (4-1)を以下に示す。

$$F_{\text{swirl}} = \frac{1}{\sqrt{2}} J_a B_z r_a \left[ 1 - \frac{3}{2} \left( \frac{r_c}{r_a} \right)^2 \right] \quad (4-1)$$

ここで、計測推力と、外部磁場印加型の推力として支配的なスワール加速による計算推力を比較した結果を図 4-15 に示す。カソード径  $r_c$  について、オリフィス径をカソード径とするのではなく、オリフィス径より大きい、仮想的なカソード径(13 mm)を適用することで、計算推力と、計測推力が一致する傾向がある。オリフィス径をカソード径としたときのイメージ図を図 4-16 に、仮想的なカソード径のイメージを図 4-17 に示す。

次に、放電電圧についても同様に、ホローカソードによる寄与を考察する。推力実験での放電電圧を図 4-18 に示す。放電電圧は、式 (4-2)に示す磁場印加に伴って変わる逆起電力  $V_{\text{back}}$  と、磁場に依らない電圧  $V_0$  (0 mT での電圧)に分類される。[70]

$$V_{\text{back}} = \frac{J_a B_z^2 r_a^2}{2\dot{m}} \left[ 1 - 3 \left( \frac{r_c}{r_a} \right)^2 \right] \quad (4-2)$$

ここで、計測した逆起電力と、計算上の逆起電力の比較を図 4-19 に示す。カソード径  $r_c$  をオリフィス径でフィッティングした計算上の逆起電力は同等となる(流量 2 A<sub>eq</sub>)。一方、図 4-15 で計測推力と計算推力とよい一致が見られた仮想的なカソード径と同等

として、 $r_c$ を10 mmと仮定した場合は、プラズマとしての流量を $0.5 A_{eq.}$ 、全体流量 $2.0 A_{eq.}$ の25%とすることで、計測した逆起電力と計算上の逆起電力により一致が見られた。

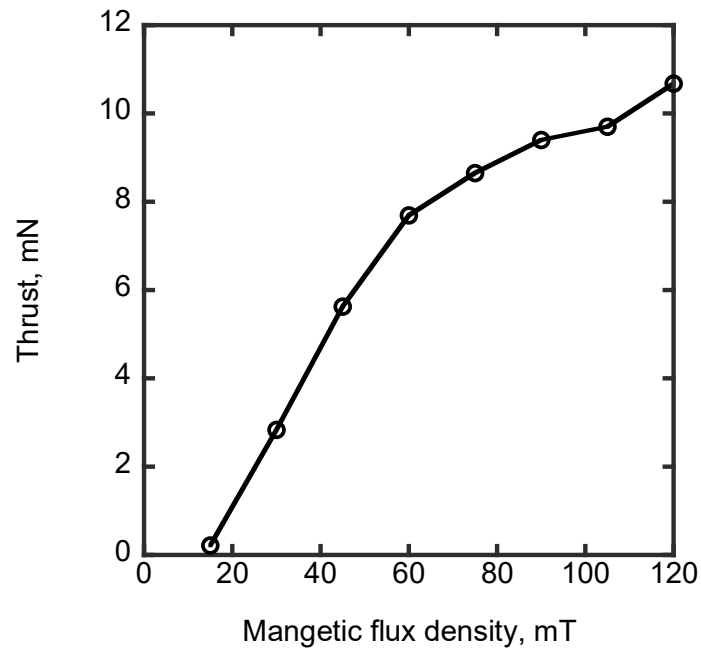


図 4-14 MPD スラスタ 推力計測結果(放電電流 40 A)

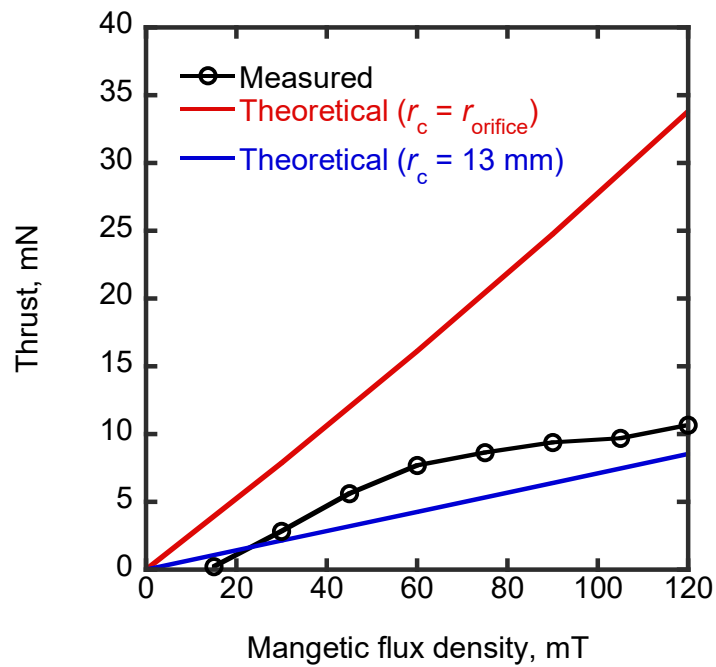


図 4-15 計測推力とスワール加速による計算推力の比較

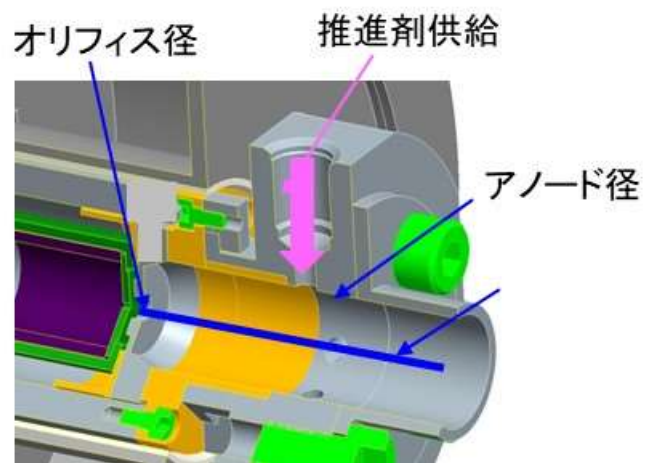


図 4-16 カソード径をオリフィス径としたイメージ図

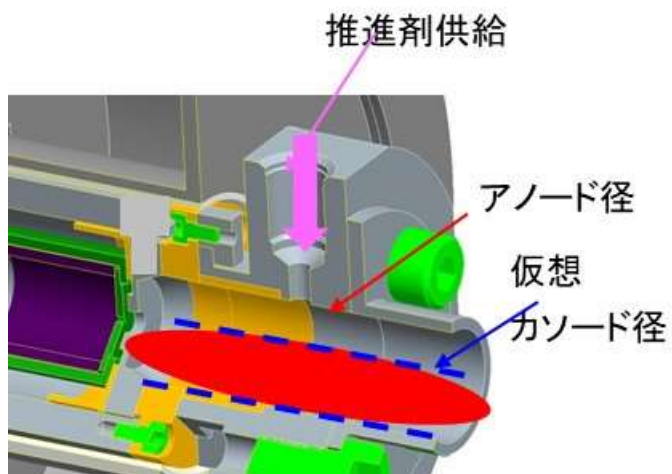


図 4-17 カソード径を仮想的なカソード径としたイメージ図

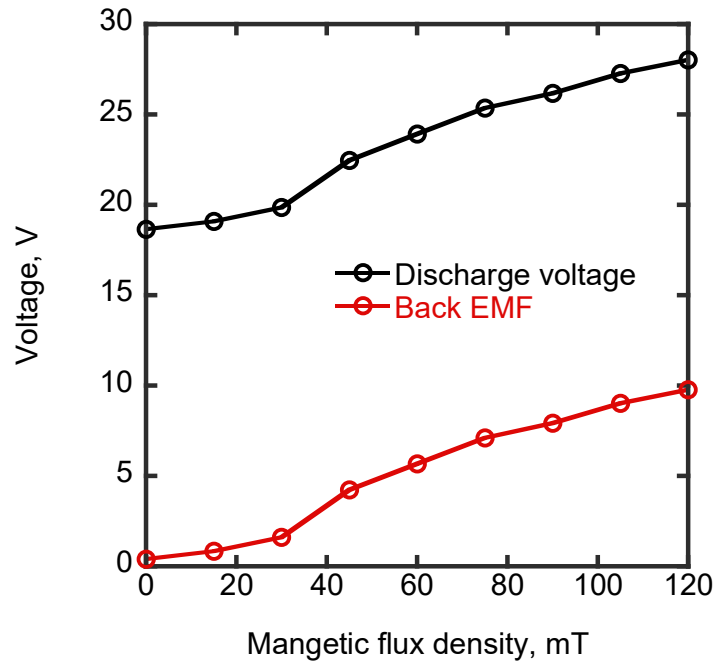


図 4-18 MPD スラスタ 推力実験の放電電圧計測結果

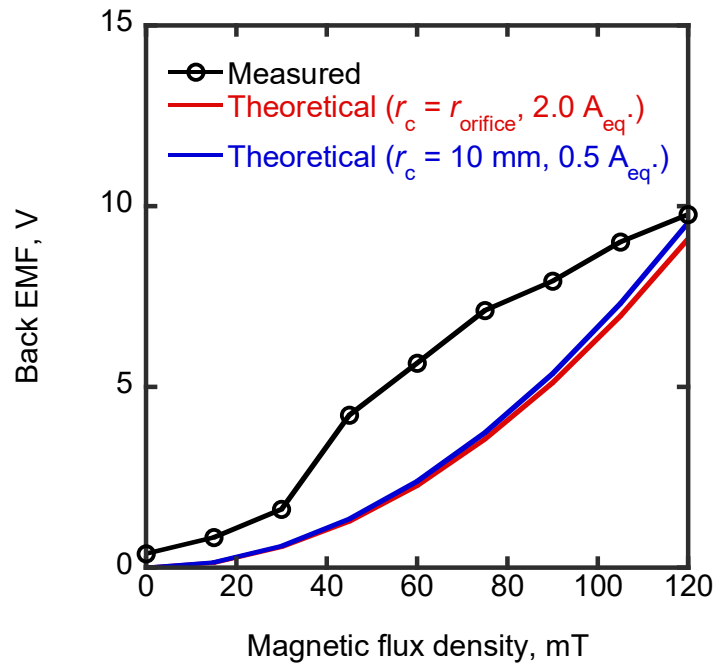


図 4-19 計測した逆起電力と計算上の逆起電力の比較

### 4.3 まとめ

4章のまとめを以下に示す.

- ・外部磁場印加型 MPD スラスタに 2 章で製作したホローカソードを装着し, 電流 40 A で作動実証し, 推力発生を確認した.

- ・作動実証からは, カソード-キーパ間電圧値の計測値から, ホローカソード自身は, 推進機が発生する磁束密度の影響を受けていない結果を示した. ホローカソード内部のプラズマは, 2 章に述べたモデルや単体試験の結果を用いても問題のないことが示されたといえ, 推進機とのカップリングの際に特別な配慮をしてモデルの修正をする必要がないことが確認された. 一方で, ホローカソードの外部のプラズマは, 外部磁場の影響を受ける結果になった.

- ・スワール加速による推力の式と, 計測推力を比較した. カソード径を, オリフィス径より大きい仮想的なカソード径を適用することで, 計算推力と, 計測推力が一致する傾向があった.

- ・なお, 放電電圧に関して, カソード径をオリフィス径とした計算上の逆起電力が, 計測値から推定した逆起電力と一致する傾向があった. 一方, 推力の考察で検討した仮想カソード径と同等のカソード径で逆起電力の計算値として用いた場合は, プラズマとして有意な流量があると推定した.

## 第 5 章 結論

以下に結論を述べる.

・GER 等で将来想定されるミッションに向けて, 大電力 ( $\sim 50 \text{ kW}$ ) の電気推進機であるホールスラスタや MPD スラスタ等には, 大電流 (100 A 級) の電子源 (ホローカソード) が期待されている. しかし, 大電流ホローカソードの具体的な設計指針や, 作動指針はなかった.

・本論文では, 設計指針としては, ①電子電流 100 A 生成のためのインサート設計, ②プラズマ生成部モデル化によるインサート形状の決定, ③プラズマの維持を示した. これらの設計指針に基づき, ヒータレスホローカソードを供試体として製作し, 検証実験を実施した. 検証実験としては, ①電子電流としての 100 A を生成, ②ホローカソード内部のプラズマの電子密度を計測によるプラズマ生成部のモデル化の検証, ③放電電圧時刻歴波形や検証実験後の外観から, プラズマ維持を可能とする構造を有することを検証した. 以上より, ホローカソードの設計指針を構築した.

・ホローカソードの作動条件として, 推進剤流量が少なく, 放電電流が多い作動条件では, ホローカソード内部の電子密度分布は, 設計指針の電子密度分布と異なった. ホローカソード内部での電離によって生成される電子電流が, アノードへの引き出し電子電流よりも少ないため, アノードの電位を高めることで, ホローカソードから強制的に電子電流が引き出され, その結果, オリフィス近傍の電子密度分布が設計指針と異なる作動状態となった. この作動条件は, 作動中に放電電圧が増減し, プルームが広がり, 流体的な振動と考えられる不安定な作動を示した. 作動指針としては, 設計指針の仮定が成り立つ範囲であることが必要であることが分かった.

・試作したヒータレスホローカソードを供試体として, 外部磁場印加型 MPD スラスタに搭載し, 推進機としての作動可能であること, 推力の発生が可能であることを実証した. 作動実証からは, 推進機の作動条件を変えてもカソード-キーパ間電圧値の変化が小さいことから, ホローカソード内部のプラズマは, 推進機とのカップリングの際に, 2 章に述べたモデルの特別な配慮や修正をする必要がないことが示された. 推力発生としては, スワール加速による推力の式と, 計測推力を比較した. カソード径を, オリフィス径より大きい仮想的なカソード径を適用することで, 計算推力と, 計測推力が一致する傾向があった. なお, 放電電圧に関して, 推力の考察で検討した仮想カソード径と同等のカソード径で逆起電力の計算値として用いた場合は, プラズマとして有意な流量があると推定した.

尚、本論文の内容は、設計指針の構築については参考文献[71], [72]に、作動指針については参考文献[73], [74], [75]に、外部磁場印加型 MPD スラスタの実証については参考文献[76]にて発表された。



## 謝辞

本論文の実施に当たり、筑波大学での研究という貴重な機会を与えて頂き、日頃より親身にご指導賜りました横田茂准教授、心より感謝申し上げます。社会人博士課程という、通常の博士課程とは異なった環境の中、早朝または深夜、平日から休日にかけて、貴重な時間を多く頂戴しました。研究内容、実験の目的設定、結果の考察、どのような際にも、1つ1つ、丁寧にご指導を賜りました。横田先生は、大電流ホローカソードの研究として、日本国内・海外での研究事例が非常に少ないときから、本研究を重要視されていました。そのような背景で、私は、大電流ホローカソードという、将来の宇宙開発にとって、極めて重要な研究テーマに取り組みさせて頂きました。私にとって、有難い経験を積み重ねられ、貴重な知見を学ぶことができました。改めまして、ここに、横田先生に心より感謝申し上げます。

予備審査、中間審査等で温かくご指導を頂きました、筑波大学 藤野先生、嶋村先生に心より感謝申し上げます。本研究として押さえるべき論点、物理事象としての整合性の厳密性をご指導いただきました。中間審査では、実用面等の幅広い視点からのご指導を頂きました筑波大学 西岡先生、JAXA 張先生、心より感謝申し上げます。

横田研究室の皆さんには、ゼミや大学院セミナーで貴重な意見を頂戴しました。特に、山崎純子様には、ホローカソードの実験やデータ解析に関して多くの議論させていただきましました。本当にありがとうございました。

社会人博士課程の機会を与えてくださいました三菱重工業株式会社に感謝申し上げます。なかでも、電気推進の業務に携わる機会を与えてくださり、私を後押ししてくださった、安井正明様、川又善博様、恩河忠興様、木村竜也様、本当にありがとうございました。

最後に、会社生活が多忙で、出張が多く、家にも不在がち、子育てさえもままならないにもかかわらず、筑波大学での学業を後押ししてくれた 妻 容子、本当にありがとう。

## 参考文献

- [1] International Space Exploration Coordination Group(ICECG), The Global Exploration Roadmap [https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wp-content/isecg/GER\\_2018\\_small\\_mobile.pdf](https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wp-content/isecg/GER_2018_small_mobile.pdf)  
(2021/1/2 アクセス)
- [2] JSASS 宇宙ビジョン 2050  
[https://www.jsass.or.jp/wp-content/uploads/2019/05/JSASS\\_SpaceVision2050\\_20190313\\_JPN.pdf](https://www.jsass.or.jp/wp-content/uploads/2019/05/JSASS_SpaceVision2050_20190313_JPN.pdf)  
, (2020/1/2 アクセス)
- [3] 杵淵 紀世志, “連載 えあろすぺーす ABC 全電化衛星特集”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.67, No.6, p.227, 2019.
- [4] 杵淵 紀世志, “特集 大電力電気推進が拓くオール電化衛星 第2回 全電化衛星の世界動向”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.65, No.9, pp.274-279, 2017.
- [5] 船木 一幸, 張 科寅, 佐野 伊彦, 深津 敦, 田代 洋輔, 椎木 泰三, 中村 陽一郎, “特集 大電力電気推進が拓くオール電化衛星 第5回 オール電化衛星向けホールスラストの開発状況”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.66, No.11, p.346-351, 2018.
- [6] 栗木恭一, 荒川義博, “電気推進ロケット入門”, 東京大学出版会, 2003.
- [7] T6 スラスト  
[https://epic-src.eu/wp-content/uploads/23\\_EPICWorkshop2017\\_QinetiQ\\_EPIC\\_Madrid-2017.pdf](https://epic-src.eu/wp-content/uploads/23_EPICWorkshop2017_QinetiQ_EPIC_Madrid-2017.pdf) (2020/12/27 アクセス)
- [8] XIPS  
[https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/45398/08-2212\\_A1b.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/45398/08-2212_A1b.pdf?sequence=1&isAllowed=y)  
(2020/12/27 アクセス)
- [9] XR-5  
[https://sites.nationalacademies.org/cs/groups/depssite/documents/webpage/deps\\_085382.pdf](https://sites.nationalacademies.org/cs/groups/depssite/documents/webpage/deps_085382.pdf)  
(2020/12/27 アクセス)
- [10] C. Ducci, A. Arkipov, and M. Andrenucci, “Development and performance characterization of a 5 kW class Hall-Effect thruster”, IEPC-2015-215, 34th International Electric Propulsion

Conference, 2015.

[11] O. Duchemin, D. L. Méhauté, M. Öberg, X. Cavela, M. G. Ducléon, G. Khimeche, F. Payot, L. Soubrier, D. Galiana, and G. Glorieux, “ End-to-End Testing of the PPS@5000 Hall Thruster System With a 5-kW Power Processing Unit ”, IEPC-2015-127, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[12] 首都大学東京 竹ヶ原研究室 ホームページ

[http://www.comp.sd.tmu.ac.jp/ppl/1\\_Research/1\\_HET&ION/index.html](http://www.comp.sd.tmu.ac.jp/ppl/1_Research/1_HET&ION/index.html), (2020/1/7 アクセス)

[13] N. Yamamoto, K. Takase, Y. Hirano, K. Komurasaki, A. Kakami, R. Tsukizaki, S. Hosoda, H. Kuninaka, and S. Yokota, “ Thrust Performance in a 5 kW Class Anode Layer Type Hall Thruster ”, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.14, No. ists30 号, pp.183-187, 2016.

[14] N. Yamamoto, K. Takase, Y. Hirano, K. Komurasaki, A. Kakami, R. Tsukisaki, S. Hosoda, H. Kuninaka, and S. Yokota, “ Thrust performance in 5 kW class anode layer type Hall thruster ”, IEPC-2015-459p, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[15] D. M. Goebel, R. M. Watkins, and K. K. Jameson, “ LaB6 Cathodes for Ion and Hall Thrusters ”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 3, pp. 552-558, 2007.

[16] A. Loyan, N. Koshelev, O. Ribalov, M. Dudeck, and S. Zurbach, “ Results of Tests of High-Current Cathode for High-Power Hall Thruster “, IEPC-2011-197, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.

[17] D. M. Goebel and E. Chu, “ High-Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for High-Power Hall Thrusters”, Journal of Propulsion and Power, Vol.30, No.1, pp.35-40, 2014.

[18] G. Krulle and A. Sasoh, “ Technology and Application Aspects of Applied Field Magnetoplasmadynamic Propulsion ”, Journal of Propulsion and Power, Vol.14, No.5, pp.754-763, 1998.

[19] A. Boxberger and G. Herdrich, “ Experimental Test Campaign of Gas-fed Steady State Applied-Field Magnetoplasmadynamic Thruster SX3 “, IEPC-2013-251, 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.

- [20] A. Boxberger and G. Herdrich, “ Integral Measurements of 100 kW Class Steady State Applied-Field Magnetoplasmdynamic Thruster SX3 and Perspectives of AF-MPD Technology ”, IEPC-2017-339, 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [21] T. Kimura, K. Kojima, M. Yasui, D. Ichihara, T. Uno, H. Kataoka, A. Iwakawa, A. Sasoh, and S. Yokota, “ Applied-Field MPD Thruster with Magnetic-Contoured Anodes ”, IEPC-2015-169, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.
- [22] H. Kasuga, J. Jeong, K. Mizutani, A. Iwakawa, A. Sasoh, K. Kojima, T. Kimura, Y. Kawamata and M. Yasui , ” Operation Characteristics of Applied-Field Magnetoplasmdynamics Thruster ”, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol.16, No.1, pp.69-74, 2018.
- [23] A. Kitaeva, T. Andreussi, D. Pedrini and M. Andrenucci, ” Development of a 10-30 kW Augmented Field MPD Thruster at SITAEL ”, IEPC-2019-872, 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.
- [24] N. Koch , H.P. Harmann, and G. Kornfeld, “ Status of the THALES Tungsten/Osmium Mixed-Metal Hollow Cathode Neutralizer Development “, IEPC-2007-117, 30th International Electric Propulsion Conference, 2007.
- [25] A. Genovese, A. Lazurenko, N. Koch, S. Weis, M. Schirra, B. van Reijen, J. Haderspeck, and P. Holtmann, “ Endurance Testing of HEMPT-based Ion Propulsion Modules for SmallGEO “, IEPC-2011-141, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [26] M. Schirra, N. Koch, S. Weis, A. Lazurenko, B. V. Reijen, A. Genovese, J. Haderspeck, and P. Holtmann, ” Mixed Metal based Hollow Cathode Neutralizer Technology for HEMP based Ion Propulsion Systems ”, IEPC-2011-216, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [27] D. M. Goebel and I. Katz, ” Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters “, Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology , 2008.
- [28] J. L. Cronin, ” Practical Aspects of Modern Dispenser Cathodes ”, Microwave Journal, vol. 22, pp.57–62, 1979.
- [29] V. Kim, G. Popov, B. Arkhipov, V. Murashko, O. Gorshkov, A. Koroteyev, V. Garkusha, A.

Semenkin, and S. Tverdokhlebov, " Electric Propulsion Activity in Russia ", IEPC-2001-005, 27th International Electric Propulsion Conference, 2001.

[30] L. P. Rand and J. D. Williams, " Instant Start Electride Hollow Cathode ", IEPC-2013-305, 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.

[31] M. Reitemeyer, D. Zschatzsch, K. Holste, L. Chen and P. J. Klar, " Applicability of electride materials for hollow cathodes ", IEPC-2019-A604, 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.

[32] I. Katz, I. G. Mikellides, D. M. Goebel, and J. E. Polk, " Plasma Heating of Inert Gas Hollow Cathode Inserts ", IEPC-2007-017, 30th International Electric Propulsion Conference, 2007.

[33] D. M. Goebel, K. Jameson, I. Katz, and I. Mikellades, " Hollow Cathode Theory and Modeling: I. Plasma Characterization with Miniature Fast-Scanning Probes ", Journal of Applied Physics, Vol. 98, No.10, 113302, 2005.

[34] I. Mikellades, I. Katz, D. M. Goebel, and K. K. Jameson, " Plasma Processes Inside Orificed Hollow Cathodes ", Physics of Plasmas, Vol.13, 063504, 2006.

[35] K. Jameson, D. M. Goebel, and R. Watkins, " Hollow Cathode and Thruster Discharge Chamber Plasma Measurements Using High-Speed Scanning Probes ", IEPC-2005-269, 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.

[36] K. R. Trent and M. S. McDonald, R. B. Lobbia, A. D. Gallimore, " Time-resolved Langmuir Probing of a New Lanthanum Hexaboride (LaB<sub>6</sub>) Hollow Cathode ", IEPC-2011-245, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.

[37] D. M. Goebel, K. Jameson, R. Watkins, and I. Katz, " Hollow Cathode and Keeper Region Plasma Measurements Using an Ultra-Fast Miniature Scanning Probe ", AIAA-2004-3430, 40th Joint Propulsion Conference, 2004.

[38] K. Jameson, D. M. Goebel, and R. Watkins, " Hollow Cathode and Keeper-Region Plasma Measurements ", AIAA-2005-3667, 41st Joint Propulsion Conference, 2005.

[39] I. Mikellades, I. Katz, D. M. Goebel, and K. K. Jameson, " Hollow Cathode Theory and Modeling:

II. A Two-Dimensional Model of the Emitter Region ”, Journal of Applied Physics, Vol.98, No.10, 113303, 2005.

[40] D. Pedrini, R. Albertoni, F. Paganucci, and M. Andrenucci, ” Theoretical Model of a Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode ”, IEPC-2013-111, 33rd International Electric Propulsion Conference , 2013.

[41] D. M. Goebel and E. Chu, ” High Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathodes for High Power Hall Thrusters “, IEPC-2011-053, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.

[42] C. D. Geroge, ” Development and Characterization of a Diverging Cusped Field Thruster and a Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode ”, Thesis (S.M.), Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[43] K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, and I. Funaki, ” Hybrid-PIC Simulation of LaB6 Hollow Cathode Self-Heating Characteristics ”, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN , Vol.62, No.1, pp.11-19, 2019.

[44] M. D. Tata, R. Albertoni, P. Rossetti, F. Paganucci, M. Andrenucci, M. Cherkasova, V. Obukhov, and V. Riaby, ” 100-hr Endurance Test on a Tungsten Multi-rod Hollow Cathode for MPD Thrusters “, IEPC-2011-108, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.

[45] I. Katz, J. R. Anderson, J. E. Polk, and D. M. Goebel, ” Model of Hollow Cathode Operation and Life Limiting Mechanisms “ , IEPC-2003-0243, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2003.

[46] S. Gabriel, A. D. Iliopoulos, M. Praeger, and M. Coletti, ” Hollow Cathode Operation with Different Gases “, IEPC-2017-440, 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.

[47] D. Pedrini, F. Cannelli, R. Hadavandi, C. Ducci, U. Cesari, T. Misuri, M. Andrenucci, ” Recent Advances in Low-Current Hollow Cathodes at SITAEL ”, IEPC-2019-872, 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.

[48] D. M. Goebel, G. Becatti, S. Reilly, K. Tilley, and S. J. Hall, ” High Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for 20-200 kW Hall Thrusters “, IEPC-2017-303, 35th International

Electric Propulsion Conference, 2017.

[49] D. Lev, G. Alon, L. Appel, O. Seeman, and Y. Hadas, "Low Current Heaterless Hollow Cathode Development Overview", IEPC-2017-244, 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.

[50] D. Lev, G. Alon, D. Mikitchuk, L. Appel, "DEVELOPMENT OF A LOW CURRENT HEATERLESS HOLLOW CATHODE FOR HALL THRUSTERS", IEPC-2015-163, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[51] D. Lev and L. Appel, "Heaterless Hollow Cathode Technology - A Critical Review", SPACE PROPULSION 2016, 3125366, 2016.

[52] Y. Oshio, K. Kubota, Y. Ohkawa, S. Cho, H. Watanabe, and I. Funaki, "Thermal Analysis of Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode with Radiative Carbon Heater", IEPC-2015-455, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[53] K. Kubota, Y. Oshio, Y. Ohkawa, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, and I. Funaki, "Hybrid-PIC Simulation on Plasma Flow of Hollow Cathode", IEPC-2015-15, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[54] K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, S. Cho, Y. Ohkawa, and I. Funaki, "Hybrid-PIC Simulation on Plasma Flow of Hollow Cathode", Trans. JSASS Aerospace Technology Japan, Vol.14, No. ists30, pp.Pb\_189-Pb\_195, 2016.

[55] K. Kubota, Y. Oshio, H. Watanabe, and I. Funaki, "Numerical and Experimental Study on Discharge Characteristics of High-Current Hollow Cathode", AIAA Paper 2016-4628, 2016.

[56] 八坂 保能, "放電プラズマ工学", 森北出版, 2007.

[57] 庄司 正弘, "伝熱工学", 東京大学出版会, 2003.

[58] LaB6 仕事関数

大島 忠平, 青野 正和, 田中 高穂, 河合 七雄, "高輝度電子線源材料-LaB6", 日本金属学会会報, 第 17 卷, 第 12 号, 1978.

[59] 材料物性 LaB6 熱伝導率 (日本新金属株式会社ホームページより)

[http://www.jnm.co.jp/en/data/thermal\\_conductivity.html](http://www.jnm.co.jp/en/data/thermal_conductivity.html)( 2020/12/27 アクセス)

[60]LaB6 放射率

J. M. D. Kowalczyk, M. R. Hadmack, E. B. Szarmes, and J. M.J. Madey, "Emissivity of Lanthanum Hexaboride Thermionic Electron Gun Cathode", International Journal of Thermophysics, Vol.35, No.8, pp.1538-1544, 2014.

([https://www.researchgate.net/publication/271921688\\_Emissivity\\_of\\_Lanthanum\\_Hexaboride\\_Thermionic\\_Electron\\_Gun\\_Cathode](https://www.researchgate.net/publication/271921688_Emissivity_of_Lanthanum_Hexaboride_Thermionic_Electron_Gun_Cathode)) (2021/01/11 アクセス)

[61] 材料物性 タンタル 熱伝導率 (プランゼー社ホームページより)

<https://www.plansee.com/jp/%E6%9D%90%E6%96%99/%E3%82%BF%E3%83%B3%E3%82%BF%E3%83%AB.html#c908> ( 2020/12/27 アクセス)

[62] 材料物性 モリブデン 熱伝導率 (プランゼー社ホームページより)

<https://www.plansee.com/jp/%E6%9D%90%E6%96%99/%E3%83%A2%E3%83%AA%E3%83%96%E3%83%87%E3%83%B3.html#c655>( 2020/12/27 アクセス)

[63] 材料物性 モリブデン, タンタル 放射率)

<https://www.jp.omega.com/techref/pdf/table-total-IR-emissivity.pdf> (2021/01/11 アクセス)

[64] 材料物性 セラミック(窒化アルミ) 熱伝導率 (京セラ社ホームページより)

<https://www.kyocera.co.jp/prdct/fc/product/pdf/material.pdf>( 2020/12/27 アクセス)

[65]材料物性 セラミック(アルミナ) 熱伝導率

<https://nvlpubs.nist.gov/nistpubs/Legacy/NSRDS/nbsnrsrds8.pdf>(2021/01/11 アクセス)

[66] 材料物性 セラミック (アルミナ, 窒化アルミ) 放射率 (2021/01/11 アクセス)

[http://www.jsir.org/wp/wp-content/uploads/2014/06/1991.7VOL.1NO.1\\_13.pdf](http://www.jsir.org/wp/wp-content/uploads/2014/06/1991.7VOL.1NO.1_13.pdf)

[67] 畠山 力三, 飯塚 哲, 金子 俊郎, " プラズマ理工学基礎 ", 朝倉出版, 2012.

[68] H. Kasuga, " Operation Characteristics of Applied-Field Magnetoplasmadynamics Thruster Using Hollow Cathode ", Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 16, No. 1, pp. 69-74, 2018.

[69] 山崎 数真, " ホローカソードを用いた MPD スラスタの作動特性 ", 筑波大学 修士論文, 2019 年度.



[70] 鶴生 知輝, 片岡 久志, 鄭 栽勲, 市原 大輔, 岩川 輝, 佐宗 章弘, “定常作動同軸 AF-MPD の電極形状が推進性能に及ぼす影響”, STEP-2014-047, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年度.

[71] S. Yokota, K. Kojima, T. Kimura, H. Kataoka, and A. Sasoh, “100A Class Hollow Cathode”, IEPC-2015-192, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015.

[72] 山崎 純子, 与那覇 萌, 横田 茂, 嶋村 耕平, 小島 康平, 木村 竜也, 川又 善博, 安井 正明, “電気推進機用大電流電子源の作動特性”, プラズマ応用科学, Vol.25, No.1, pp.3-8, 2017.

[73] K. Kojima, S. Yokota, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, and M. Yasui, “Plasma diagnostics in High Current Hollow Cathode”, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol.17, No.1, pp.90-95, 2019.

[74] K. Kojima, S. Yokota, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, and M. Yasui, “Plasma Diagnosis by Langmuir Probing on High Current Hollow Cathode”, 第 31 回宇宙技術および科学国際シンポジウム, 2017-b-07, 2017 年.

[75] K. Kojima, S. Yokota, J. Yamasaki, M. Yonaha, T. Kimura, Y. Kawamata, and M. Yasui, “Plasma Properties in a 100A Class Heaterless Hollow Cathode”, The 35th International Electric Propulsion Conference (Poster Session), 2017.

[76] J. Yamasaki, S. Yokota, K. Kojima, and T. Kimura, “Applied-Field MPD Thruster With High Current Heater-less Hollow Cathode”, IEPC-2019-A542, The 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.