

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

平成 28 年度

修士論文

RAIJIN 推進機における放電室出口径と推進性能

2017 年 1 月 30 日提出
指導教員 小紫 公也 教授

47156082 濱田 悠嗣

目次

1章 導入.....	3
1.1 衛星用電気推進の需要.....	3
1.2 電気推進.....	4
1.2.1 ホールスラスタの特徴.....	5
1.2.3 マグネティックレイヤ型とアノードレイヤ型.....	7
1.2.4 Magnetic shielding (MS)	9
1.3 日本でのホールスラスタ開発.....	11
1.3.1 RAIJIN プロジェクト.....	11
2章 理論.....	14
2.1 ホールスラスタにおけるスケール則.....	14
2.2 平均自由行程を考慮したスケール則.....	14
2.3 RAIJIN94 推進機.....	15
3章 実験機器.....	17
3.1 推進機システム.....	17
3.1.1 RAIJIN66 推進機.....	17
3.1.2 ホローアノード（中空陽極）.....	18
3.1.3 ホローカソード.....	18
3.1.4 推進剤供給系.....	20
3.3 2重振り子式推力測定スタンド.....	21
3.4 スラスタ電源系.....	22
3.5 計測系.....	23
3.6 真空実験系.....	25
3.6.1 JAXA/ISAS イオンエンジン耐久試験施設.....	25
3.6.2 東京大学真空実験施設.....	26
3.7 静磁場測定プローブ.....	28
4章 実験.....	30
4.1 アノードレイヤ型推進機における磁場の設計と確認.....	30
4.1.1 磁場計算ツール及び計算条件.....	30
4.2 推進機性能測定結果.....	33
4.3 ガードリング電流.....	44
.....	46
5章 結論.....	47
参考文献.....	48

1章 導入

1.1 衛星用電気推進の需要

人工衛星はその軌道遷移または軌道維持制御のために推進機を必要とする。従来から使用されてきた化学推進を一切搭載せず後述の電気推進によって大部分の制御を行う人工衛星は全電化衛星（All-electric satellite）と呼ばれ、各国において全電化衛星開発への注目が高まってきている。電気推進を用いることの利点はミッションにおいて要求される増速量あたりに消費される推進剤重量が化学推進に比べて 1/10 程度と小さく、必要な燃料の総量が抑えられ衛星コストが削減されることである。また衛星 1 機あたりの重量が低減されることで 1 基の打ち上げロケットへの複数衛星の搭載も可能となり、全体としての打ち上げコストの低減も期待される¹。2015 年には米 Boeing 社の全電化衛星バス Boeing - 702SP が、Falcon9 を打ち上げロケットとして 2 機同時に打ち上げられた。この 2 機の衛星はスーパーシンクロナス軌道と呼ばれる楕円軌道に投入されたのち、搭載された XIPS イオンスラスタによる軌道遷移を行って約半年後に静止軌道への電気推進による投入に成功した。従来から軌道上で実証されていた電気推進による静止軌道上の南北制御および東西制御と合わせておよそすべての軌道遷移を電気推進によって実施可能となり、全電化衛星の有用性を示した。

日本でも 2020 年代に向けた次世代静止通信衛星バスにおいて全電化衛星の開発が計画されている²。開発ターゲットとして電気推進を軌道遷移に利用する発電電力 20 kW 以上の衛星が見込まれているが、商用衛星市場における遷移時間の短時間化の要求に応えるためイオンエンジンよりも大推力での作動を行えるホールスラスタを採用する計画となっている。

また、ISECG の Global Exploration Roadmap では将来の火星探査に向けて必要となる軌道間輸送のために大電力の電気推進を開発することが提言されている³。現在は米国で 12.5 kW 級のホールスラスタの開発が行われており、その宇宙実証を兼ねた小惑星捕獲ミッションの主推進機として搭載が予定されている。



図 1 Boeing 702SP (Credit: Boeing)

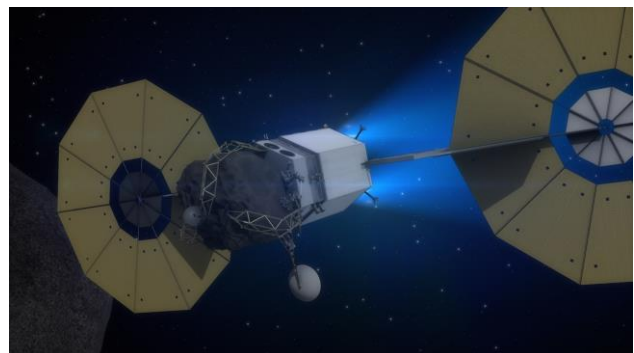


図 2 小惑星捕獲ミッションイメージ
(Credit: NASA)

1.2 電気推進

電気推進は衛星上での生成電力を推進剤に与えて衛星推進力を生む機関である、従来の衛星に用いられてきた化学推進は燃料と酸化剤の化学エネルギーをノズル等により推進力へと変換する推進方式で、排気速度は反応させる燃料及び酸化剤の選択に大きく依存する。一方で電気推進は推進剤の加熱、電離および加速排出のエネルギーに電力を利用する推進方式であり、大きな電力を与えることで推進剤をより大きな排気速度で排出することができる。4. 化学推進の一般的な排気速度が 3-4 km/s であるのに対して、電気推進では 100-1000 km/s に及ぶ。推進剤をより大きな速度で排出できるほど増速量当たりには要する推進剤量が低減されるため、大きな増速量を必要とする宇宙機南北制御や宇宙航行などの用途に電気推進は用いられる。排気速度の指標としては次式の比推力が用いられる。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{v_{ex}}{g} \quad (1-1)$$

ここで F は推力、 \dot{m} は推進剤流量、 g は重力加速度、 v_{ex} は推進剤の排気速度である。比推力は排気速度と比例関係にあり、比推力が大きいほど燃費の良い推進機と考えることができる。電気推進は化学推進に比べて比推力が大きいとその分推力で劣るため、主に宇宙空間での推進機として使用される。

また投入電力のうち宇宙機運動エネルギーに変換された割合を表す推進効率は次式で定義される。

$$\eta = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v_{ex}^2}{P} = \frac{F^2}{2\dot{m}P} \quad (1-2)$$

ここで P は電気推進に投入した電力である。推進効率が大きいことは推進機における電力損失が少ないことを表し、宇宙機への搭載の観点からは推進機作動に必要な電源ユニットの重量の削減に繋がる。

電気推進の主要な型はその加熱方法により、電熱加速、静電加速、電磁加速の3つに分類される⁵。電熱加速は電力を抵抗加熱や高電圧放電に使用して推進剤を加熱し化学推進と同様のノズルによって膨張・加速させる方式で、レジストジェットやアークジェットが電熱加速の例である。静電加速は推進剤をイオン化し正電場により加速する方式であり、グリッド間電位差により加速を行うイオンスラスタ、針状電極先端の電界集中を利用するエレクトロスプレーや FEED がこれに含まれる。電磁加速は放電室内に流れる電流と直交する磁場によるローレンツ力で推進剤を加速する方法で、推進機内で放電を発生させ放電電流と放電による自己誘起磁場との相互作用で加速を行うパルス型プラズマスラスタ (PPT) や MPD スラスタがこれにあたる。本研究で取り上げるホールスラスタは静電加速と電磁加速の両方の特徴を持つ推進機である。生成したイオンは放電室内の電場によって加速されるという静電加速型の特徴を持つが、放電室内に印加した磁場が電子の軸方向移動を制限し電場を維持するローレンツ力の反作用として推進機に推力が作用するという電磁加速型の特徴も持つ。

以上に挙げた電気推進の選択は、宇宙機の発電電力およびミッション要求に基づいて決定される。(1-2) 式から以下の関係式が得られる。

$$\eta P = \frac{g}{2} \frac{F}{I_{sp}} \quad (1-3)$$

搭載した推進機の特徴および宇宙機発生電力はミッション設計値であり、限られた投入電力の中でのミッション時間や全体での増速量の要求などから用いる推進機を決定する。図 3 に各電気推進の一般

的な性能値を示す。推進機ごとに性能領域が異なり、例えば大きな増速量を必要とする宇宙航行には比推力の大きな領域で作動するイオンスラスタが有用であり、軌道遷移の短時間化といったより推力を必要とする場合にはホールスラスタやMPDが求められる。

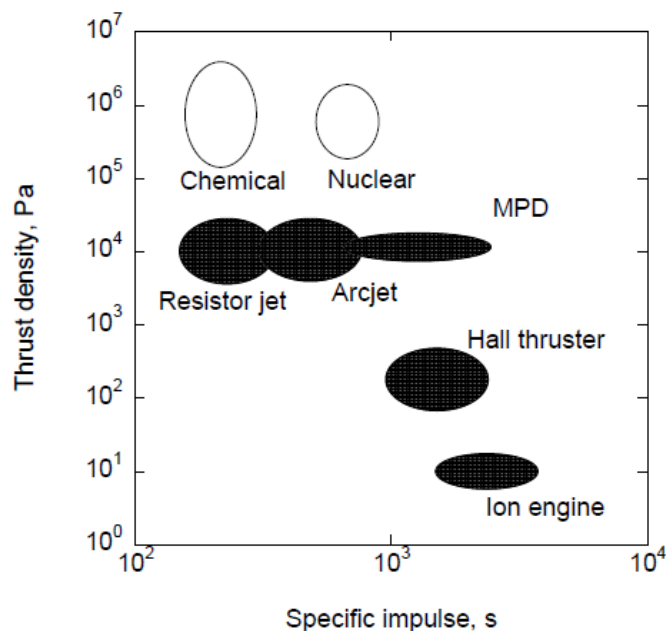


図3 各電気推進機の性能指標

1.2.1 ホールスラスタの特徴

ホールスラスタは以下のような特徴を持つ推進機である。

1. 比推力 1000 – 3000 s の領域において 50%以上の高い推進効率をもつ
2. イオンエンジンに比べ大きな推力密度が得られる
3. 推力電力比が大きく電源系も含め推進機システムをコンパクトにできる

これらの特徴から、人工衛星の低軌道（LEO）から静止軌道（GEO）への軌道変更、短期に大きな増速量を必要とする南北制御などのミッションに適した電気推進機として需要がある。ロシアでは Fakel 社の SPT シリーズが 100 機以上の人工衛星での作動実績を持つほか、科学ミッションでは ESA 月探査機 SMART-1 の主推進として採用された。

1.2.2 ホールスラストの原理

図 4 にホールスラスト作動の概念図を示す。ホールスラストでは放電室上流側から推進剤を供給し、放電室内の電子との電離衝突によりプラズマを生成する。この電子は推進機近傍に配置されたカソードから供給され、放電室内の軸方向電場によりエネルギーを得ながら上流へ拡散する。放電室を横切るような磁場が印加されており、これによって電子は補足され磁場に沿ってラーマー運動すると同時に推進機軸方向に印加されている電場との相互作用により推進機の周方向に $E \times B$ ドリフト運動を行う。このドリフトによる円周方向の電流はホール電流と呼ばれ、ホールスラストの名前の由来となっている。ホール電流と放電室磁場が相互作用して電子に働くローレンツ力により磁場を横切る方向の電子の移動が妨げられるため、放電室内で強い軸方向電場を維持することを可能としている。放電室内で生じたイオンはこの軸方向電場によって加速排出される。

ホールスラストの基本的な設計指針としては以下の 3 点が与えられる⁵⁾。

$$\omega_e \tau_e \gg 1 \quad (1-4)$$

$$r_e \ll L \ll r_i \quad (1-5)$$

$$\lambda_n \ll L \ll \lambda_i \quad (1-6)$$

ここで ω_e は電子サイクロトロン周波数、 τ_e は電子 - 中性粒子の平均時間（電子 - 中性粒子衝突周波数の逆数に相当）、 r_e および r_i はそれぞれ電子およびイオンのラーマー運動の回転半径、 λ_n および λ_i はそれぞれ中性粒子およびイオンの放電室内における平均自由行程である。

式 (1-4) の左辺は電子が 1 回衝突を起こすまでの旋回運動の回数を表す電子ホールパラメータと呼ばれる無次元量で、式 (1-4) は放電室内で電子がラーマー運動及び $E \times B$ ドリフトに従って運動する為の条件である。また、放電室内での電子とイオンのラーマー半径は次式で与えられる。

$$r_e = \frac{v_{th}}{\omega_c} = \frac{m}{eB} \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m}} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{8m}{\pi e} T_{eV}} \quad (1-7)$$

$$r_i = \frac{v_i}{\omega_c} = \frac{M}{eB} \sqrt{\frac{2V_b}{M}} = \frac{1}{B} \sqrt{\frac{2M}{e} V_b} \quad (1-8)$$

式 (1-5) は代表長さ L の放電室内で電子のみが磁場に対して旋回運動し、イオンは磁場の影響を受けず加速排出されるための条件となる。式 (1-6) は中性粒子が放電室内で十分に衝突しイオン化されるとともに、イオンは放電室内で電子再衝突を経験せず加速されることを表している。ホールスラストはこれらの条件を満たすように設計される。

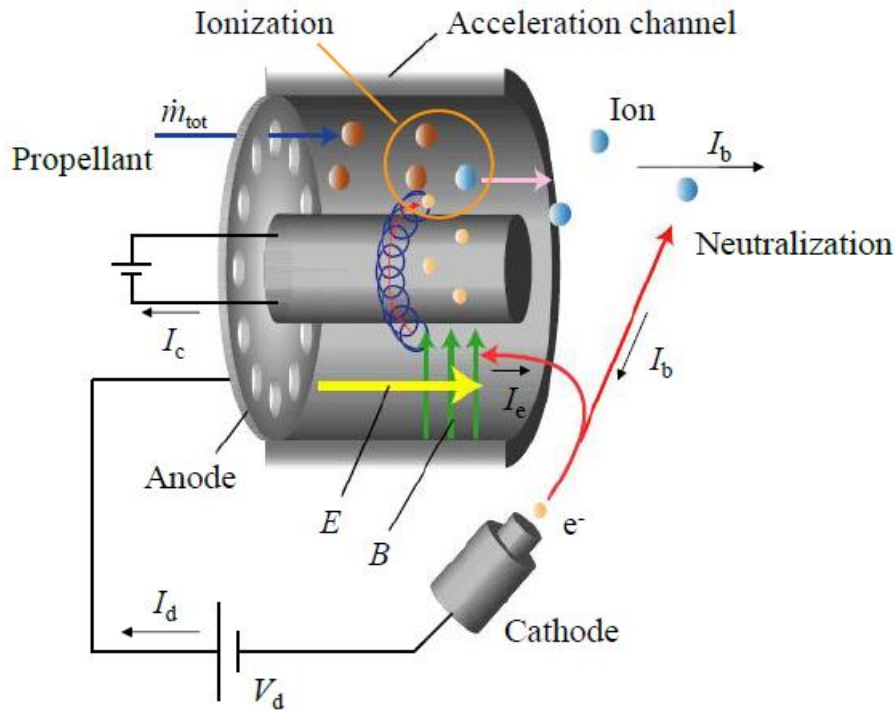


図4 作動原理

1.2.3 マグネティックレイヤ型とアノードレイヤ型

ホールスラスタは大きく2つの型に分類される⁶。図5にそれぞれの型の模式図を示す。

一つは「マグネティックレイヤ型」と呼ばれるもので、世界的に商用ホールスラスタとして普及している。初期のホールスラスタはマグネトロンやプラズマ源の研究の応用として1960年代初めごろ開発が行われ、推進機としての特徴はその当時から大きくは変化していない。1960年代末のロシアでは宇宙機搭載のためホールスラスタの開発が活発になり、そこで開発されたSPT (Stationary Plasma Thruster) シリーズは商用ホールスラスタとして現在も多く用いられている⁷。他に米国のBPT-4000(XR-5)⁸、欧州のPPSシリーズ⁹などもマグネティックレイヤ型推進機の代表例である。マグネティックレイヤ型は放電室壁に窒化ホウ素 (BN) などの絶縁体を用いており、放電室幅に対して放電室長さが大きいことがマグネティックレイヤ型の特徴である。マグネティックレイヤ型の長所は推進機作動が安定していることであるが、長い放電室はプラズマの壁面への損失による効率低下や損耗量増加の原因ともなる。

もう一つは「アノードレイヤ型」と呼ばれるホールスラスタで、Meyerの開発した“Space-Charge-Sheath thruster”¹⁰を基に、こちらも1970年代にロシアで推進機として開発された。イオンの加速領域がアノード近傍に集中した薄い層のようなポテンシャル領域を持つことがその名称の由来であり、ロシアの文献に倣いTAL (Thruster with Anode Layer) 型とも呼ばれる。マグネティックレイヤとの主な

相違点は推進機チャンネル壁には導電体が使用され、壁面が陰極電位に保たれている事である。放電室内の電位降下が陽極付近に集中するため放電室長さは放電室幅よりも短く設計され、プラズマの壁面への損失が小さく長寿命化が期待される。それぞれの型について主要な推進機の性能を表 1 に示すが、同じ消費電力における 2 つの推進機型を比較するとアノードレイヤ型の方が推進機の径が小さい。これにより推進機の小型化という面でもアノードレイヤ型は有利と考えられる。一方でマグネティックレイヤ型に比べると放電電流の振動が大きい作動領域があり、それに由来する作動不安定性がアノードレイヤ型の欠点であるため軌道実証例は現在までに TsNIIMASH 開発の D-55 推進機を設計ベースとした TAL/WSF の一例のみである¹¹。

表 1 アノードレイヤ型 D-55 とマグネティックレイヤ型 SPT-100 の性能

	D-55	SPT-100
代表径/mm	55 (チャンネル中心径)	100 (チャンネル外径)
消費電力/kW	1.3	1.35
推力/mN	77	83
推進効率/%	48	50

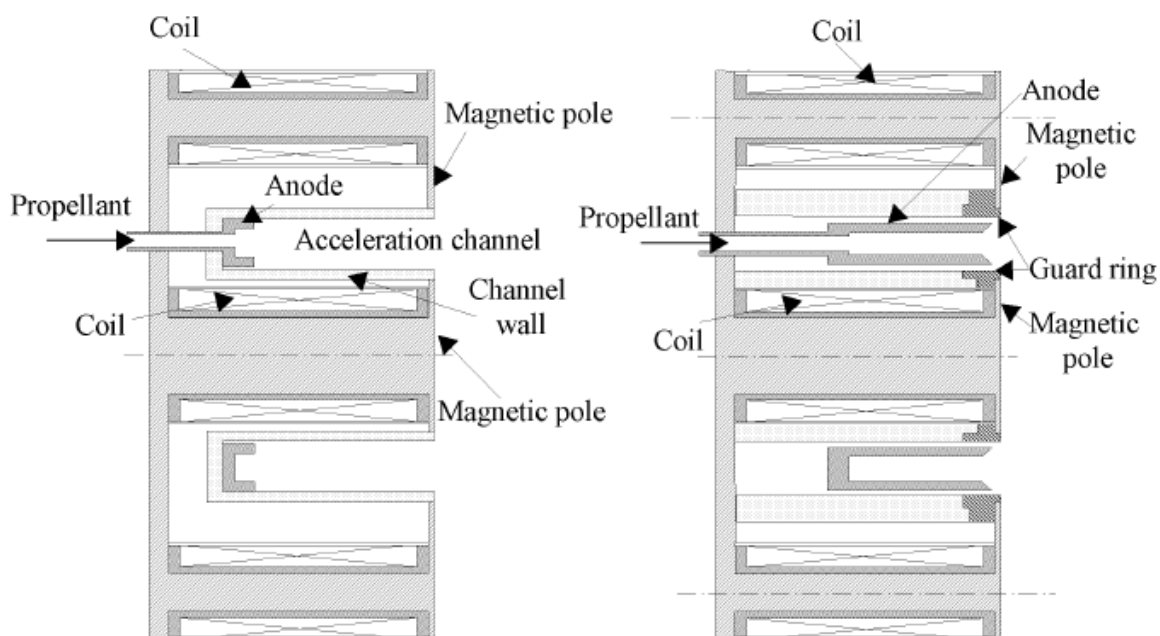


図 5 マグネティックレイヤ型 (図右) とアノードレイヤ型 (図左)

2つの推進機の定性的な違いを図6に示す。推進機外から陰極により供給された電子は電場により加熱を受けながら磁場を横切って上流へと移動するが、一定以上のエネルギーを得た電子は壁面シースのポテンシャル障壁を超えて壁面に衝突し低エネルギーの二次電子に置き換わる。このとき壁面に入射する正味の電子とイオンの流束が一致するように壁面電位が変化し、電子温度がある値に達すると壁面電位の符号が逆転する。同様の傾向はアノードレイヤ型においても存在するが、金属壁面であり二次電子放出率が絶縁体よりも低いことにより推進機内の電子温度は高く、クエンチング温度の差によりマグネティックレイヤ型で必要となる電場が小さくそのためポテンシャル勾配は緩やかである。逆にアノードレイヤ型ではポテンシャル勾配は急になり、加速領域は狭くなる。

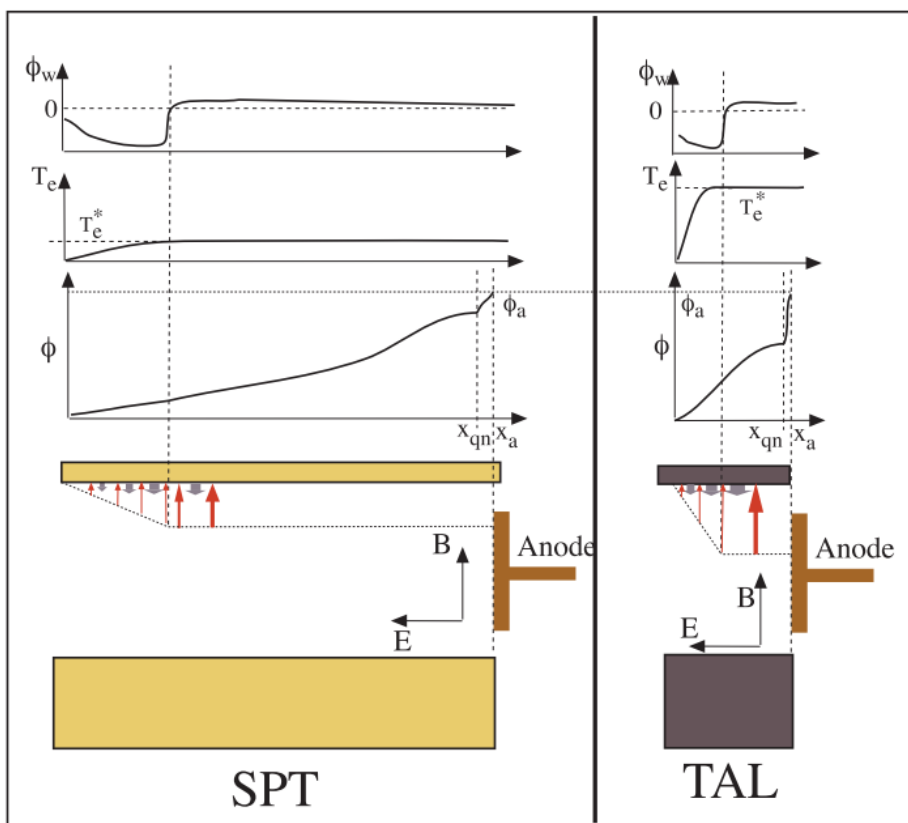


図6 マグネティックレイヤ型とアノードレイヤ型の放電室内部における差異⁶

1.2.4 Magnetic shielding (MS)

ここ5年ほどの間に注目を集めた革新的な設計指針がMagnetic shieldingと呼ばれるものである。米Aerojet社とLockheed Martin社が行ったBPT-4000推進機の10,400時間を超える長時間作動試験において、作動時間が5,600時間に達した後に推進機壁面損耗がほぼ進行しなくなることが確認された¹²。この現象を理解するために磁場適合格子を用いたHall2Dソルバーを用いて、作動初期の損耗率の大きな点から壁面損耗がほぼゼロとなる定常点までについて壁面付近で発生している物理現象の数値計算が行われた¹³。その結果定常点に達するとき、(i)壁面に沿った電場強度の低減でシース領域に入る際の

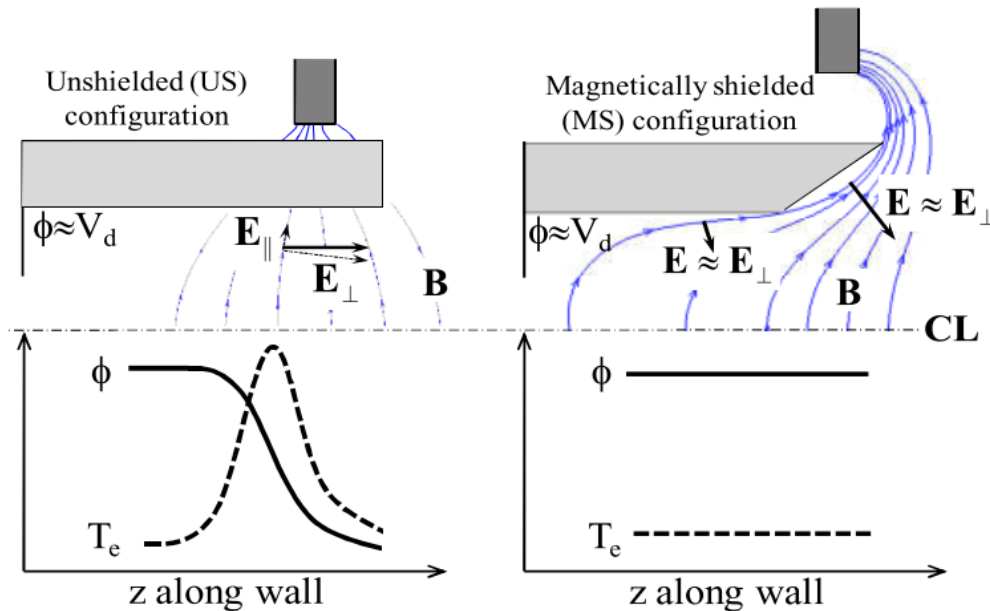
イオン運動エネルギーが低減されること、(ii) シース内での電位降下が小さくイオンのシースによる加速が小さくなること、(iii) 壁面付近のイオン数密度が小さく壁面へのイオン流速が低減されることが壁面損耗をほぼゼロとしていることが明らかとなった。これらの現象は定常点の壁面形状とその時点での推進機磁場により実現されたもので、これを応用して壁面形状を低減する技術を“magnetic shielding (MS)”と呼ぶ。推進機の大電力化に伴い損耗低減が求められるため現在では多くのマグネティックレイヤ型において適用されている^{14,15}。

MSの原理について補足する。放電室内の電子温度及び電場について次式が成り立つと考えられる。

$$\nabla_{\parallel} T_e \approx 0 \tag{1-9}$$

$$E_{\parallel} \approx -T_e \nabla_{\parallel} \ln(n_e) \tag{1-10}$$

ここで T_e は電子温度、 n_e は電子密度を表す。磁場に沿ってサイクロトロン運動する電子は磁場平行方向の移動度が磁場を横切る方向よりも大きいので電場による抵抗加熱も磁場平行方向には小さいと考えられ、(1-9)式のように磁場に沿った電子温度勾配がほぼゼロであると考えられる。この関係と電子流体の運動量の式から(1-10)式が導かれる。(1-10)式はプラズマ領域における電位分布が磁場に沿うよう形成されることを表しており、“thermalized potential”として知られている。図7(a)に一般的な推進機磁場形状を示す。(1-9)式から壁面近傍での電子温度は放電室中央での軸方向分布とほぼ同じ分布をもつため、(1-10)式から電子温度の高い出口付近で磁場に沿って壁面へ向かう方向の電場が大きくなり高エネ



(a) Non-MS 磁場

(b) MS 磁場

図7 Magnetic Shielding 技術の概略

ルギーのイオンが壁面に衝突し壁面材料のスパッタリングを引き起こす。一方で図 7 (b) に示すような MS 磁場は、壁面付近を通る磁力線が放電室内部でアノード近傍を通るよう設計される。この領域は電子温度が小さく電位がほぼアノード電位となる領域であり、(1-2) (1-3) 式から壁面近傍での E_{\parallel} は小さくなりまた電位が高いために磁場垂直方向の電場は壁面から遠ざかる方向へと形成される。このため上記 (i) ~ (iii) の現象を引き起こし壁面損耗を低減することができる。

1.3 日本でのホールスラスタ開発

日本においても 1980 年代からホールスラスタの研究開発が行われてきた。東京大学^{16,17}、大阪工業大学¹⁸、岐阜大学¹⁹、九州大学²⁰、宇宙科学研究所などの研究機関はもとより IHI¹⁵ や三菱電機²¹ といった企業でも研究開発が進められてきた。開発した推進機の作動や壁面損耗測定²² といった実験ベースの研究ばかりでなく数値解析の先行研究も多くあり、放電振動現象の解明およびその低減策^{23,24} に関する研究などで成果を上げている。

これらの知見を背景として実用化を目指したホールスラスタの開発が行われており、2003 年に三菱電機が 5kW 級推進機を²¹、2016 年には JAXA, IHI エアロスペース, IHI, 東京都市大学らが共同で 6 kW 級推進機をいずれもマグネティックレイヤ型で開発した¹⁵。一方のアノードレイヤ型に関しては、2011 年より大電力アノードレイヤ型推進機の開発を目指した RAIJIN (Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japan IN-space propulsion system) プロジェクトとして大学・企業間での共同研究が行われている^{19,25}。

開発目標としては、図 8 に示すような地球周回衛星から将来の大規模軌道間輸送まで幅広いミッションで将来的な需要が見込まれている²⁶。



図 8 電気推進を利用した将来ミッション戦略²⁶

1.3.1 RAIJIN プロジェクト

図 9 に示すような構想で RAIJIN プロジェクトは進められている¹⁹。目標は単機 5 kW のアノードレイヤ型推進機および 20 A 級カソードを開発し、クラスタ化によって最大で 25 kW 級の推進機システムを実現することである。最小単位を 5 kW とすることで、中型衛星から地球 - 火星軌道間輸送まで広範な

需要に対応することが狙いである。25 kW 級推進機を使用したミッションの試算も行われており、Xe 以外の代替推進剤を用いるメリットも示されている。本研究と関連する 5 kW 級ホールスラストの開発は九州大学を拠点として行われており、東京大学、宮崎大学、大阪工業大学などが共同して作動試験を行っている。推進性能や高比推力作動などの実験結果が報告されており目標とする 5 kW 級での高効率作動に近づいているが、磁場形状の最適化や壁面損耗の低減など長時間作動に向けては解決すべき課題が残っている。

RAIJIN プロジェクトの中で当研究室は推進機設計および性能測定に関連する研究に焦点を当てており、推進機設計則や代替推進剤による作動といった研究を行っている。ここ数年は大電力化に伴う壁面の損耗を限りなくゼロに近づけるべく、先述した MS 技術をアノードレイヤ型に適用することを目指してきた。

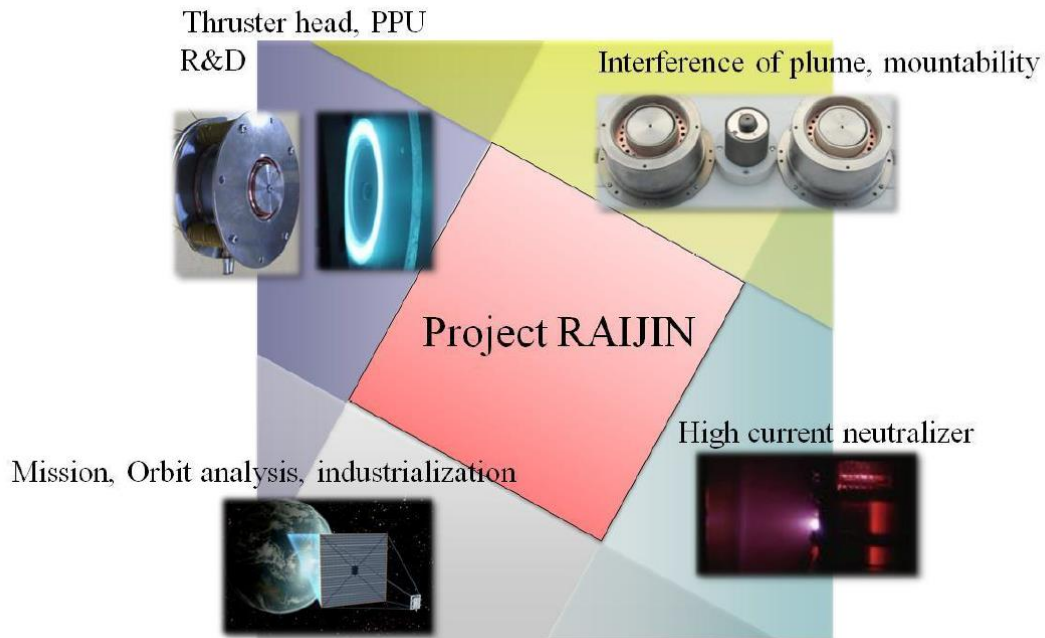


図 9 RAIJIN プロジェクトの構想

1.3.2 アノードレイヤ型推進機への MS 技術適用に関する研究

先行研究ではマグネティックレイヤ型の MS と同様に壁面を磁場に沿った形状に変更し、従来から壁面損耗は比較的小さいとされてきたアノードレイヤ型推進機の壁面損耗ゼロ化を目指した研究が行われてきた。MS 搭載推進機的设计以後、電位測定、ガードリング測定、作動最適化などの実験を行い、数値計算によっても放電室内プラズマの計算や壁面衝突イオンの生成領域の解明などの両面からの研究の成果として壁面の損耗が低減されつつあるが、一方で推進効率の低下を伴っており実用的な技術として 5 kW 級推進機に搭載する上ではさらに研究を進展させる必要がある。

また MS 技術に関する先行研究は実験室モデルの 2 kW 級アノードレイヤ型推進機 UT-58 を用いて

行われており，これには試験費用及び試験施設が安価で様々な方面から検証を行うことができる利点があるものの，5 kW 級推進機に同様の技術を転用するためには適切なスケール則に沿って推進機及び MS 技術を再設計する必要がある．

1.4 本論文の目的

上述の通り，実験室モデルのアノドレイヤ型推進機において開発した MS 技術が RAIJIN プロジェクトに貢献するためには，適切な推進機スケール則を検討する必要がある．本研究では 5 kW 級推進機 RAIJIN94 をダウンスケールした 2 kW 級推進機 RAIJIN66 を開発し，それぞれの作動実験の比較からアノドレイヤ型推進機のスケール変更に伴う知見を得ることで，今後の MS 搭載 RAIJIN 推進機の実現性を高める．

2章 理論

2.1 ホールスラスタにおけるスケール則

既に作動実績のあるホールスラスタをさらに大電力化し大型宇宙機の推進機に利用する、あるいは電力を下げた小型衛星用の推進機向けに再設計を行うことは開発コスト低減の観点からも有効な手段と考えられる。推進機サイズを変更するにはスケール則が必要となる。

投入電力を小さくするには低電圧で作動を行うか流量を絞って放電電流を小さくするか、2通りが考えられるが、低電圧作動では排気速度が得られず比推力が低下する。このため流量を低減して放電電流を小さくすることにより推進機を低電力化する。低流量にする際には推進剤利用効率の低下に中止しなければならない。

放電室内での推進剤密度変化は次式で表される。

$$\frac{dn_n}{dt} = -n_n n_e \langle \sigma_i v_e \rangle \quad (2-1)$$

ここで n_n 、 n_e はそれぞれ推進剤と電子の密度、 $\langle \sigma_i v_e \rangle$ はイオン化速度係数で衝突確率に相当する。供給される推進剤の流束によって式(2-1)を書き直すと

$$\frac{d\Gamma_n}{\Gamma_n} = -\frac{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle}{v_n} dz, \quad \Gamma_n = n_n v_n \quad (2-2)$$

とできて、この微分方程式の解析解は次のようである。

$$\Gamma_n(z) = \Gamma(0) \exp(-z/\lambda_i) \quad (2-3)$$

$$\lambda_i = \frac{v_n}{n_e \langle \sigma_i v_e \rangle} \quad (2-4)$$

このイオン化に関する平均自由行程 λ_i には推進剤密度が含まれている。推進剤流量を低下させると放電室内の推進剤密度が低下するため λ_i は小さくなり、放電室長さに対する衝突頻度が低下し推進剤利用効率を低下させてしまう。一般的なマグネティックレイヤ型でのスケール則ではプラズマの特性長 L との関係から

$$\frac{\lambda_i}{L} = \text{const.} \quad (2-5)$$

を満たすよう設計することで推進剤利用効率の低下を防いでいる²⁷。

2.2 平均自由行程を考慮したスケール則

Ashkenazy らが行ったホールスラスタのスケール則に関する研究²⁸では、投入電力 500 W 以下の推進機を設計し軌道実証されている推進機と同程度の性能を出すことが目指された。Ashkenazy らが考慮したのはスケールに伴う衝突平均自由行程の変化であり、

$$\lambda_i = \frac{S}{\eta_p \dot{m}} \frac{m v_n v_i}{\langle \sigma_i v_e \rangle}, \quad S = 2\pi r_m W \quad (2-6)$$

$$\lambda_w = \frac{W}{v_{i,r} / v_{i,z}} \quad (2-7)$$

の 2 種類の平均自由行程を考慮している。ここで λ_i は中性粒子と電子の衝突によるイオン化平均自由行程、 λ_w は壁面上でのイオン衝突再結合の平均自由行程であり、式中文字はそれぞれ S が放電室断面積、 η_p が推進剤利用効率、 v_n 、 v_i 、 v_e がそれぞれ中性粒子、イオン、電子の平均速度、電離衝突断面積と電子平均速度からなる式 $\langle \sigma_i v_e \rangle$ は衝突確率を表す。 S の式中の r_m は放電室の中心径である。式 (2-7) 中の添字 r, z はイオン速度の半径方向成分および軸方向成分をそれぞれ表す。 I_{sp} を低下させないという観点から放電電圧は据え置きとすると、スケールダウンの際には \dot{m} を小さくし放電電流を小さくする。このとき (2-6) 式から λ_i が大きくなり、これが放電室の特徴長さ L より大きくなるとホールスラストの基本設計を侵し推進剤利用効率の低下を招くため、 \dot{m} 減少に伴って断面積 S を小さくし λ_i を適正な値とする必要がある。また (2-7) 式から、放電室幅 W を狭くする、あるいは生成したイオン速度の軸方向成分が大きいほど λ_w が小さくなり、壁面上でイオンが再結合し中性粒子として失われる頻度が高まる。

これら 2 種類の平均自由行程を反映した推進剤利用効率は次式で表される。

$$\eta_p \approx \frac{1}{1 + \frac{\lambda_i}{\lambda_w}} \left[1 - \exp\left(-\frac{L}{\lambda_i} - \frac{L}{\lambda_w}\right) \right] \quad (2-8)$$

本研究における設計ではこの (2-8) 式を考慮して設計を行った。マグネティックレイヤ型のスケール則では放電室面積を変更するにあたり放電室長さも同時に変更するなど幾つかの方法が考えられるが、本研究で用いたアノードレイヤ型推進機では放電室長さは既に十分短いと考えられるため流量に比例して放電室面積のみを縮小することとした

2.3 RAIJIN94 推進機

本研究のスケール則の基盤となる RAIJIN94 推進機を図 10 に示す。5 kW 級のアノードレイヤ型推進機である子の推進機は RAIJIN プロジェクトでの主開発対象として九州大学を拠点に開発が行われている。放電室は外径が 94 mm、内径が 60 mm に設計されており、陽極先端と放電室出口面の距離 L は可変であり今回の実験では 3 mm としてある。放電室出口面は磁気材料で製作されており、放電室磁場を印加する内側に 1 つ、外側に 4 つ配置されたソレノイドコイルとともに磁気回路を形成している。コイル巻き数は内外コイルともに 600 巻きとしてある。加えて放電室外周にトリムコイルを巻き細かい磁場形状の調整が可能である。

これまでに行われてきた推力測定実験は推進機の性能を測定するためのものであった。初期作動は IEPC2015 において発表され、この実験での流量は最大で 13.6 mg/s が印加され、推進機投入電力は 5.2 kW に達している。ここでの推力は最大で 220 mN と流量の割に小さくなく、推進効率も 40 %前後の値であった。放電電圧に対する推進効率依存性が通常のホールスラストで確認されるものと異なっていたことから、論文中では磁場形状最適化が効率向上のための課題であると結論付けている²⁰。

それに引き続いて行われた実験が本研究のデータベースとなっているものであり、実験においては最適磁場形状を探索のため、流量 4.9 mg/s、放電電圧 300 V の条件において磁場強度、内外起磁力比、トリムコイルの有無など磁場形状を変更する実験を行っている。この推進機測定結果に関しては 4 章で詳述するが、推進効率 50 % 以上の高効率作動を 4.5 kW までの投入電力で達成し、高いところでは 60 % の推進効率を示した。磁場形状以外に前回実験と異なるのはホローアノード先端が鉤型のものを用いている点であるが、磁場形状によって大幅な推力変動がみられたことから磁場最適化の効果が大きいと考えられる。

さらにアノード形状の効果を検討する実験がその後に行われている²⁹⁾。この実験結果からは鉤型アノードは推進効率を向上させる効果は見られていないものの効率が大きく低下することもなく、プラズマを中心付近に集中させる効果を持ち壁面損失低減の効果があると考えられる鉤型アノードは有効な推進機オプションであると結論付けている。

RAIJIN 推進機的设计流量値は 20 mg/s とされており、電力レベルにして 6 kW の作動が推進機開発のゴールとされている。

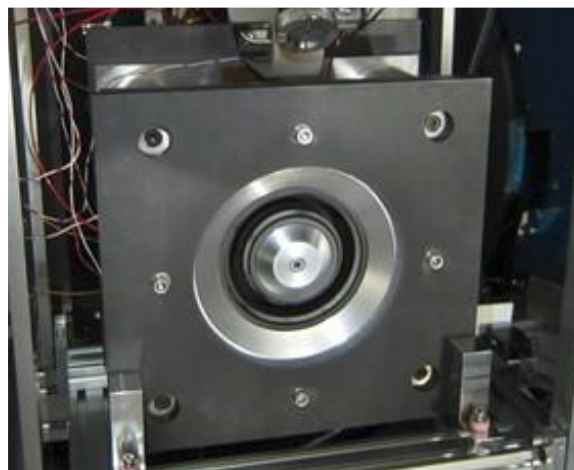


図 10 RAIJIN94 推進機

3章 実験機器

3.1 推進機システム

3.1.1 RAIJIN66 推進機

図 11 に示すのが設計した RAIJIN66 推進機である. RAIJIN94 に対する比較を表 2 に示す. RAIJIN94 同様に中心軸上に 1 つ外周に 4 つのソレノイドコイルを設け磁場を印加する. 巻き数は内側コイルが 300 巻き, 外側コイルが 150 巻きとしている. こちらの推進器でもトリムコイルを設けることができるが本実験では使用していない. 放電室断面積は RAIJIN94 に対して約 0.35 であり, スケール則に照らし合わせると RAIJIN94 の流量 9.8 mg/s が RAIJIN66 における流量 3.4 mg/s に相当する.

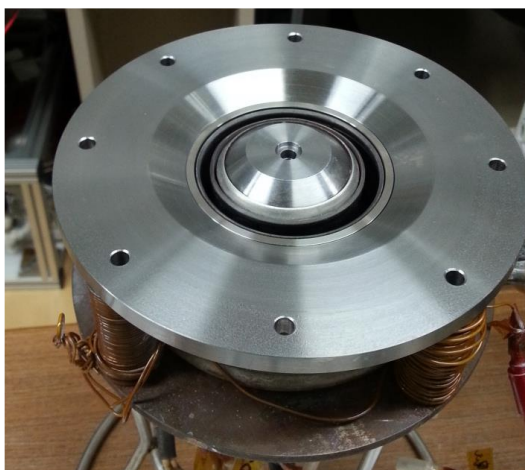


図 11 RAIJIN66 推進機

表 2 RAIJIN66 と RAIJIN94 設計比較

	RAIJIN66	RAIJIN94
放電室外径/mm	66	94
放電室出口面積/ 10^3 mm^2	2.9	8.2
設計推進剤流量/ mg/s	3.4	9.8
流量密度/ $(\text{mg/s})/(10^3 \text{ mm}^2)$	1.2	1.2

3.1.2 ホローアノード（中空陽極）

ホローアノードはアノードレイヤ型推進機の推進剤イオン化と作動安定化に寄与する陽極形状で、TAL/WSF が開発されていた時点からその有用性は認識されていた。ホローアノードは 2 つの直径の異なる円環形状の陽極を同軸上に配置し、その陽極間の間隙を通して推進剤を供給するものである。陽極より下流の放電室のみでなくホローアノード内での推進剤での電離を生じさせることにより、高い推進剤利用効率、プラズマ領域の放電室中央への集中、および放電振動の低減を実現する。その後横田らが行ったホローアノード内部を計算領域に含む Full-PIC 計算により、その振動低減メカニズムが明らかにされた²⁴。アノードレイヤ型における作動安定化のため、本実験で用いた RAIJIN94 および RAIJIN66 推進機いずれも陽極にはホローアノードを用いている。陰極電位となっている放電室壁面とホローアノードの放電を起こさぬよう、ホローアノードと壁面との間隔を 1 mm としている。



図 12 推進機前面の拡大図，銅製部品がホローアノード

3.1.3 ホローカソード

ホールスラスト作動には不可欠な陰極電子源として、ホローカソードを用いた。

ホローカソードは 1000 時間以上と長寿命、フィラメント材料のスパッタによるコンタミネーションがなく、消費電力も比較的小さいことから陰極電資源として有用な機器である。ホローカソードの先端内部には仕事関数の低い R-500（ダブルカーボネイト（Ba/Sr）CO₃）という薬品が内側に塗られたタンタル箔が入っており、カソード始動時には先端周囲に巻かれたヒータ線に電流を流しタンタル箔からの熱電子放出を促す。熱電子と作動ガス（Ar または Xe）を衝突させ内部でプラズマを生成し、電子は出口に設けたキーパーに 500 V の電圧を印加することでカソード外に引き出される。一方でイオンはカソードオリフィス部のダブルシースにより外部に出られずカソード壁面で電子と再結合する。この時イオンの運動エネルギーは熱エネルギーに変換されタンタル箔の熱電子放出に寄与するため、作動中には始動時より

も小さなヒータ電流で作動させることができる。

本研究ではいずれの推進機においても、Veeco社 HCN-252 ホローカソードを使用した。作動ガスにはXeを用い流量は基本的に5 sccmとしたが、5 kW級RAIJIN94推進機実験の高流量作動時においては作動を安定にするため10 sccmで作動を行った。

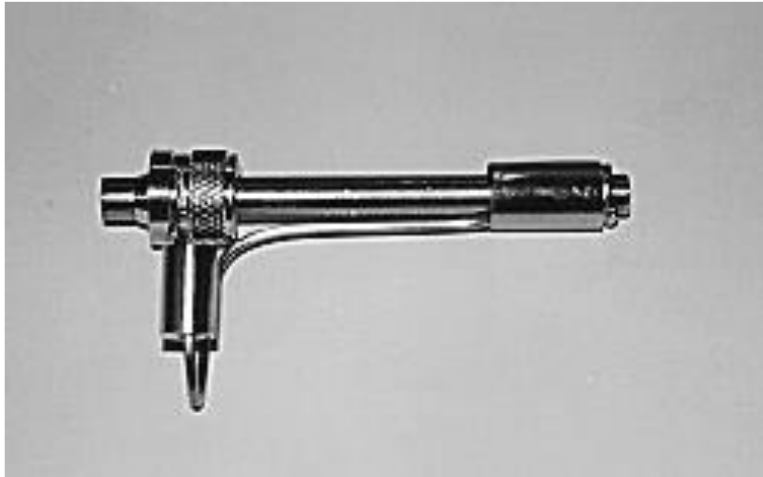


図13 カソードチップ

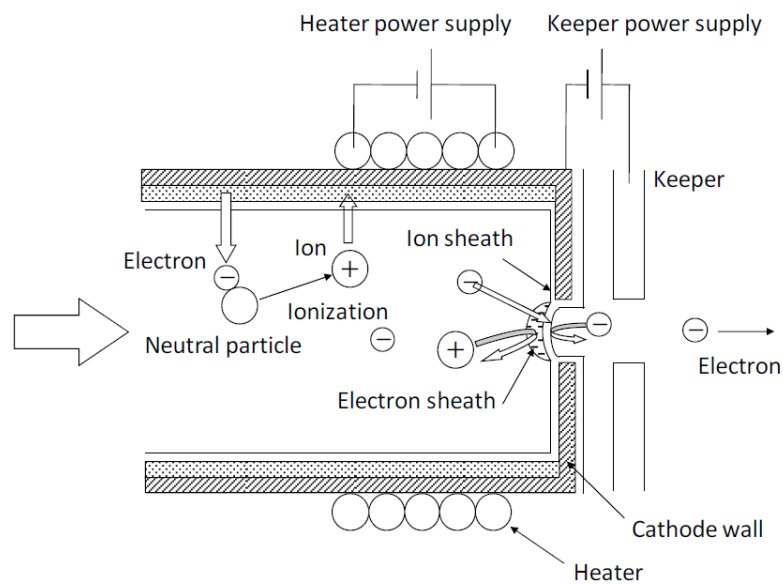


図14 ホローカソードの原理

3.1.4 推進剤供給系

推進剤はレギュレータで一度降圧した後，スラスタ及びホローカソードにマスフローコントローラを用いて供給される，フランジからスラスタへの供給方法は，RAIJIN94では分配用の配管により推進機後面で分配し4つの導入口から推進機内に供給した．RAIJIN66では配管による摩擦抵抗低減のため外径6mm，内径4mmのソフトポリオレフィンチューブ2本からスラスタ後面の4つの導入口に推進剤を供給した．RAIJIN66で用いたマスフローコントローラを表3に示す．マスフローコントローラの制御にはKOFLOCリードアウトユニットMODEL CR-300を用いた．RAIJIN94ではマスフローの制御にMOOG 051X368-01及び051X368-02を，マスフローメータには日立金属FMT1680PYM-4VL24高温モデルの200 sccmFSのものをスラスタ側，20 sccmFSのものをカソード側にそれぞれ使用した．

表3 RAIJIN66 推進剤供給系

	MODEL 3200 (スラスタ供給系)	MODEL3660 (カソード供給系)
Serial No.	U07010500, U07010510	0607P05213N
CF 値較正	Xeにより較正	Xeにより較正
バルブ方式	ノーマリークローズド，ソレノイド， ダイヤフラムシートバルブ	ノーマリークローズド，ソレノイド， ポペットバルブ
最大流量	50 sccm	20 sccm
制御範囲	2-100 %FS	2-100 %FS
精度	±1.0 %FS	±1.0 %FS
直線性	±0.5 %FS	
繰り返し性	±0.2 %FS	±0.5 %FS
動作差圧	49-294 kPa	49-294 kPa
リークレート	1×10 ⁻⁸ Pa・m ² /s 以下 (Heの透過は含まない)	1×10 ⁻⁸ Pa・m ² /s 以下 (Heの透過は含まない)

3.3 2重振り子式推力測定スタンド

推力測定には、推力測定スタンドが必要となる。本研究ではいずれの推進機についても図 15 に示す東京大学で開発された 2 重振り子式スラストスタンドを用いた。

振り子型スタンドでは推進機プラズマのスタンド本体への熱輻射による振り子の熱変形によって熱ドリフトが発生し、推力測定に影響するという問題があった。長尾らが開発したこのスタンドでは変位測定系と推進機搭載系を平行に配置した異なる振り子上に配置しそれぞれの振り子への熱入力を同等とすることで、熱ドリフトの影響を相殺している。推力測定では、LED 変位センサ (OMRON Z4D-F04A) により 2 振り子系の相対変位を測定し、PC 上でフィードバック制御のための出力値を計算して発生推力と等価な逆向きの電磁力を推進機搭載系に作用させ相対変位を一定に保つゼロ変位制御を行っている。作動中に相対変位を一定に保つことで常に等しい輻射熱を 2 振り子系に与えている。推力は電磁力発生に要する電流を測定し算出する。制御電流用電源には、Kikusui PAN35-5A を使用した。

推力スタンドの推力較正について記す。推力測定の前後で図 16 に示す系を使用して較正を行った。較正には精密分銅を用いており、分銅を紐で結びトラバース装置を上下させ擬似推力をスタンドに印加する。想定される推力レンジの違いから実験ごとに精密分銅を変えており、RAIJIN94 では $100\text{g} \times 3$ 、RAIJIN66 では $2\text{g} \times 5$ の分銅を用いて較正を行った。

この推力スタンドの利点の一つが真空実験系に固定されていないことであり、ある一定の大きさ以上の真空チャンバであれば設置することができる。2つの推進機は異なる真空チャンバでの動作を要するため(後述)、推力スタンドの汎用性が本実験を支えている。

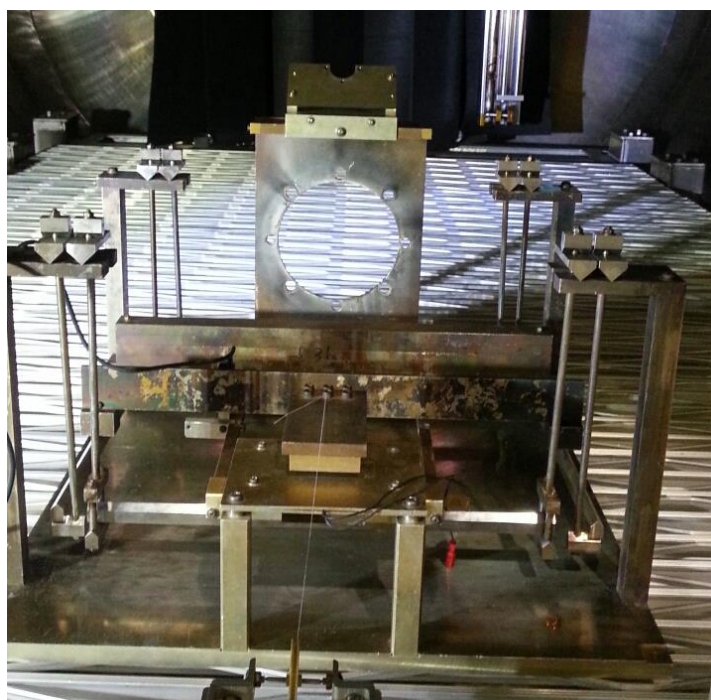


図 15 2重振り子スタンド

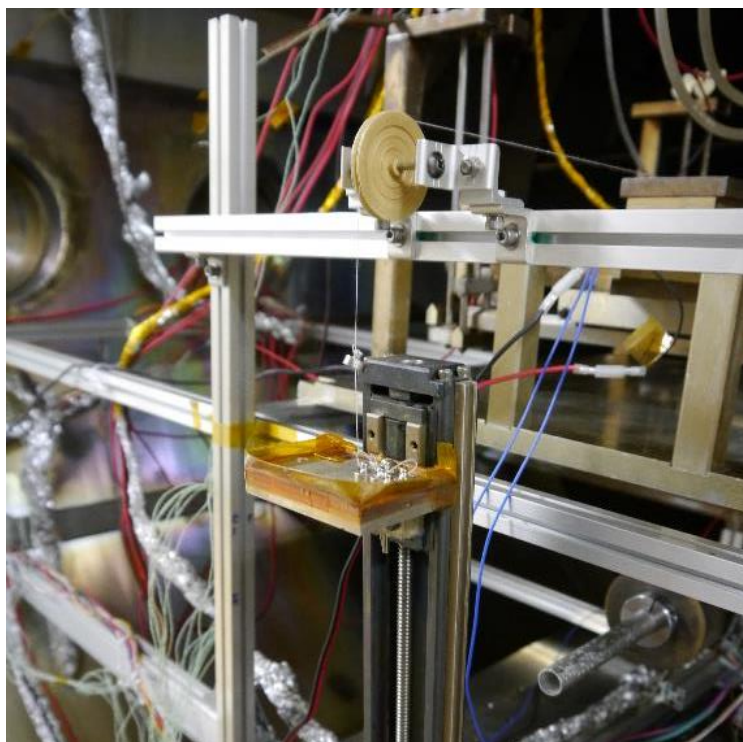


図 16 スタンド較正系

3.4 スラスタ電源系

電氣的接続では真空チャンバはカソード電位となっている。放電電流測定ではノイズがほとんどなく周波数特性も 100MHz 程度ある金属被膜抵抗 ($R=0.5 \Omega$ ，定格入力電力 60 W) をホローアノードと電源の間に挿入し，その両端電位差を差動プローブ (Yokogawa 700925) によって測定した。ホールスラスタの作動時の等価回路はプラズマを 100Ω 程度の抵抗体として考えられるため差動プローブの内部インピーダンスはそれに比べて非常に大きく，接続によってスラスタ作動に与える影響はほとんどない。スラスタへの電源供給はフランジ上の電流導入端子を通して行った。

表 4 電源仕様

	型番	製造元	電源スペック
主電源	GEN 300-11	TDK Lambda	300 V, 11 A
ソレノイドコイル	(内側) PAN 35-5A	Kikusui	35V, 5 A
	(外側) PAN 16-10A		16V, 10 A
カソードヒーター	PAD 70-15L	Kikusui	70 V, 15 A
カソードキーパー	PAN-600-2A	Kikusui	600 V, 2 A

3.5 計測系

図 17 に測定に使用したデジタルオシロスコープ（横河電機，PC ベース計測機 WE7000）を示す。WE7000 は計測ステーション WE900 と計測モジュールから構成され，計測対象に応じてモジュールを選択することで様々な測定レンジ，測定周波数での測定を行うことができる。表 5 に本研究で使用した計測モジュールの使用を示す。ホールスラストの放電電流及びガードリング電流はプラズマから推進機へ入力される値であり，プラズマの振動状態の変化に伴い値が変動するため高周波数測定が可能な WE7116 モジュールを用いた。放電電流およびガードリング電流の測定は，それぞれの電流回路に挿入した金属被膜抵抗の両端電位差を差動プローブ（Yokogawa 700925）によって測定した。放電電圧及びコイル電流，また推力測定に伴う電磁力アクチュエータ制御電流及びセンサ出力値には高いサンプリング周波数は不要であるが 300 V 以上の高電圧と数 V 程度のセンサ電圧を同時に測定するため，計測チャンネル間が絶縁された絶縁デジタイザモジュール WE7272 を用いた。放電電圧測定には差動プローブでスラスト前後の電位差を測定し，コイル電流およびアクチュエータ制御電流は回路に挿入した抵抗の両端電位差を直接測定し，変位センサ出力はセンサ電源の GND と出力電圧の電位差を直接測定した。



図 17 デジタルオシロスコープ

表 5 各計測ステーション仕様

計測ステーション	WE7116	WE7272
サンプリングレート	20 MS/s	100 kS/s
チャンネル数	2 ch	4 ch
入力形式	非絶縁不平衡	フローティング不平衡
入力インピーダンス	約 1 M Ω	約 1 M Ω
周波数特性	-5 dB 減衰点 DC 結合時 : DC - 8 MHz	-1.5 dB 減衰点 DC - 40 kHz
直流確度	± 100 mV - ± 50 V(1-2-5 step): ± 0.75 % FS	± 1 V: $\pm(0.04\%$ of rdg+0.4 mV) ± 2 V: $\pm(0.04\%$ of rdg+0.6 mV) ± 5 V: $\pm(0.04\%$ of rdg+1.3 mV) ± 10 V: $\pm(0.07\%$ of rdg+6.5 mV) ± 20 V: $\pm(0.07\%$ of rdg+8.7 mV)
入力フィルタ	OFF/ 500 kHz/ 1 MHz	OFF/ 500 Hz/ 5 kHz
最大許容入力電圧	± 250 V(DC+ACpeak) または 177 Vrms	± 50 V(DC+ACpeak)
最大コモンモード電圧		± 42.4 V(DC+ACpeak)

3.6 真空実験系

本研究で利用した真空実験系について記載する。

3.6.1 JAXA/ISAS イオンエンジン耐久試験施設

RAIJIN94 の作動実験は JAXA/ISAS のイオンエンジン耐久試験施設³⁰を利用して行った。5 kW 級 RAIJIN94 においては高流量作動を行う必要があり、より高い真空度が必要となるためである。

図 18 にスタンド設置の様子を示す。直径 2 m、長さ 5 m の真空チャンバを 4 基のクライオポンプ (ULVAC CRYO-U30H) を用いて排気する。試験中における真空度は実験を通して 4.4×10^{-3} Pa 以下であった。メインチャンバ側面に 2 つのサブチャンバが接続されており、チャンバ入口にはビームダンパが設けられている。今回はメインチャンバのサブチャンバ 2 に程近い位置にアルミフレームを設置し、その上部に 2 重振り子式スラストスタンドを設置した。

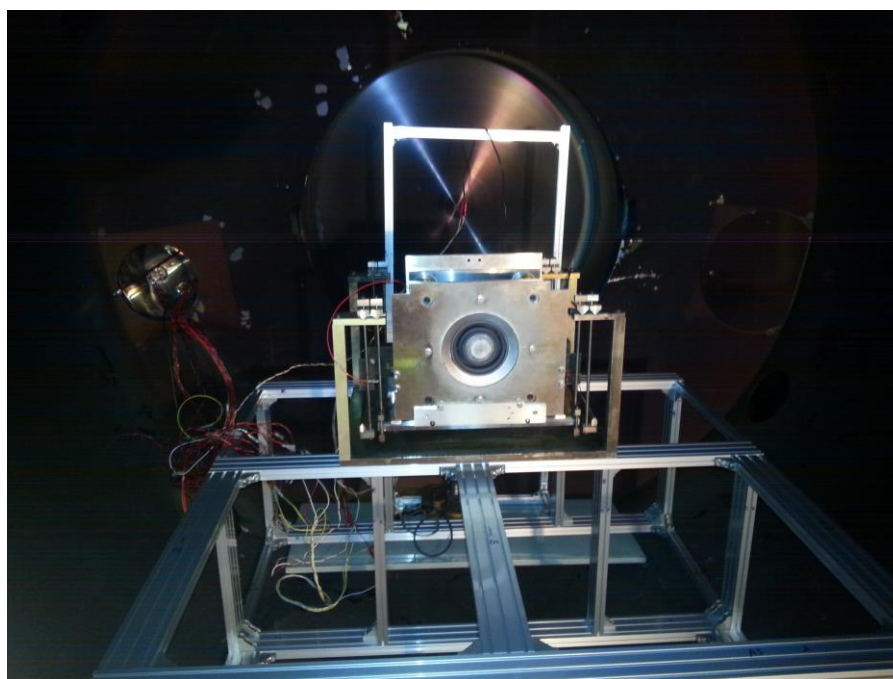


図 18 イオンエンジン耐久試験施設内設置の様子

表 6 JAXA/ISAS チャンバ排気性能

	型番	排気量	搭載台数
クライオポンプ	ULVAC CRYO-U30H	28,000 l/s	4
ターボ分子ポンプ		1,000 l/s	1
ロータリーポンプ		450 m ³ /h	1
メカニカルブースターポンプ		2,070 m ³ /h	1

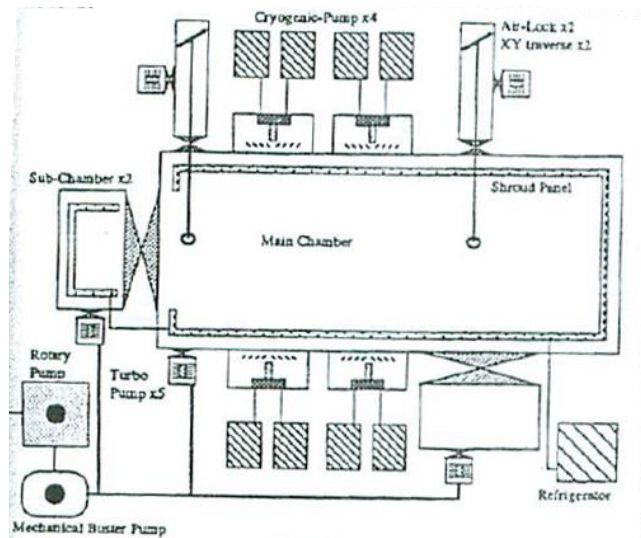


図 19 イオンエンジン耐久試験施設の概略図 30

3.6.2 東京大学真空実験施設

RAIJIN66 の作動は RAIJIN94 に比べ低流量で行われるため、東京大学所有の真空実験施設にて実験を行った。本施設の外觀および真空ポンプ群を図 20-22 に示す。直径 2 m、長さ 3 m の真空チャンバの実験中排気には油拡散ポンプ (ULVAC PFL-36) 一基を使用した。油拡散ポンプの補助ポンプおよび粗真空排気のためにメカニカルブースターポンプ (ULVAC PMB-060B) 1 基、ロータリーポンプ (ULVAC PKS-070) 2 基を使用した。すべてのポンプ及びバルブの制御は真空ポンプ制御盤によって行う。

真空度測定には低真空度では (大気圧 $\sim 1.0 \times 10^{-1}$ Pa) ピラニ真空計 (ULVAC GP-1S, 測定子 WP-02) を使用し、実験時の高真空度では電離真空計 (ULVAC GI-TL2, 測定子 WI-T15) を使用した。本施設における真空度は実験を通して 8.0×10^{-3} Pa 以下に保たれた。

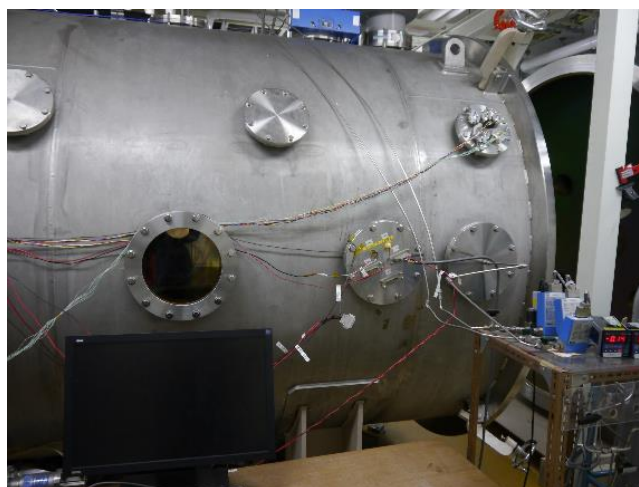


図 20 東大チャンバ



図 21 油拡散ポンプ



図 22 (左) ロータリーポンプ, (右) メカニカルブースターポンプ

表 7 東京大学チャンバ排気性能

	型番	排気量	搭載台数
油拡散ポンプ	ULVAC PFL-36	34,000 l/s	1
ロータリーポンプ	ULVAC PKS-070	7000 l/s	2
メカニカルブースターポンプ	ULVAC PMB-060B	6,200 m ³ /h	1

3.7 静磁場測定プローブ

推進機内部の磁場設計のため、ソレノイドコイルが生成する推進機磁場の測定が必要であった。そこで静磁場測定プローブを製作し、測定を行った。推進機内磁場の測定にはホール素子 HG-166A を使用した。表 8 に素子の諸元を示す。ホール素子の出力電圧はおよそ 1.6-2.0 mV/mT であり、0.1 mT の分解能を得るため測定系に必要な分解能は 0.1 mV のオーダーである。16bit 測定器の分解能が必要なホール素子分解能以上となるように測定レンジを考慮し、差動増幅回路により信号を増幅した。

ホール素子の構成には図 23 に示すテスラメータ (KANETEC CO.,LTD, TM-701) 及びプローブ (KANETEC CO.,LTD, TM-701-PRB) を用いた。治具に製作したプローブを固定し、プローブ上方から永久磁石を近づけた際のホール素子出力電圧とテスラメータの磁束密度表示値から、磁束密度-出力電圧係数を算出した。永久磁石は単軸トラバースを用いて上下に動かした。

図 24 に静磁場測定プローブによる測定範囲を示す。放電室幅は 8 mm であり、壁面付近の磁場はプローブの機械的接触の為計測できていない。ホローアノードは銅製であり推進機内磁場には影響を与えないため、磁場測定時はホローアノードを外して測定を行った。静磁場測定システムを図 25 に示す。推進機内部の 2 軸掃引にはトラバース 2 基を使用し、LABVIEW を用い PC 上で 2 軸トラバースを制御した。



図 23 較正用テスラメータ

表 8 ホール素子 HG-166A 仕様

	最小値	最大値	参考測定条件
出力電圧	78 mV	102 mV	B=50 mT, $V_c=6$ V
オフセット電圧	-8 mV	8 mV	B=0 mT, $V_c=6$ V
出力電圧直線性		2 %	B=100 mT 及び 500 mT

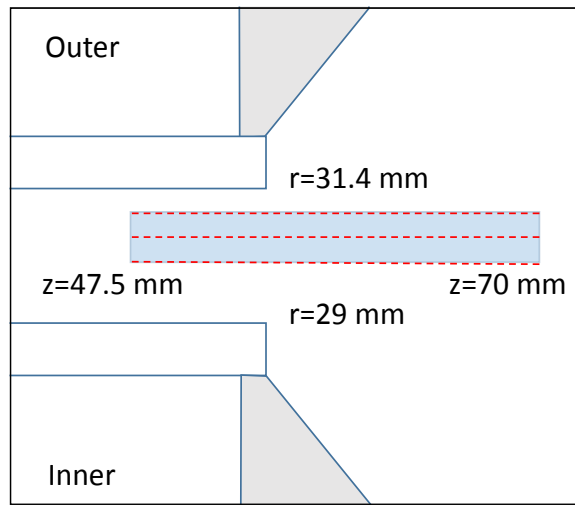


図 24 静磁場測定プローブ測定範囲

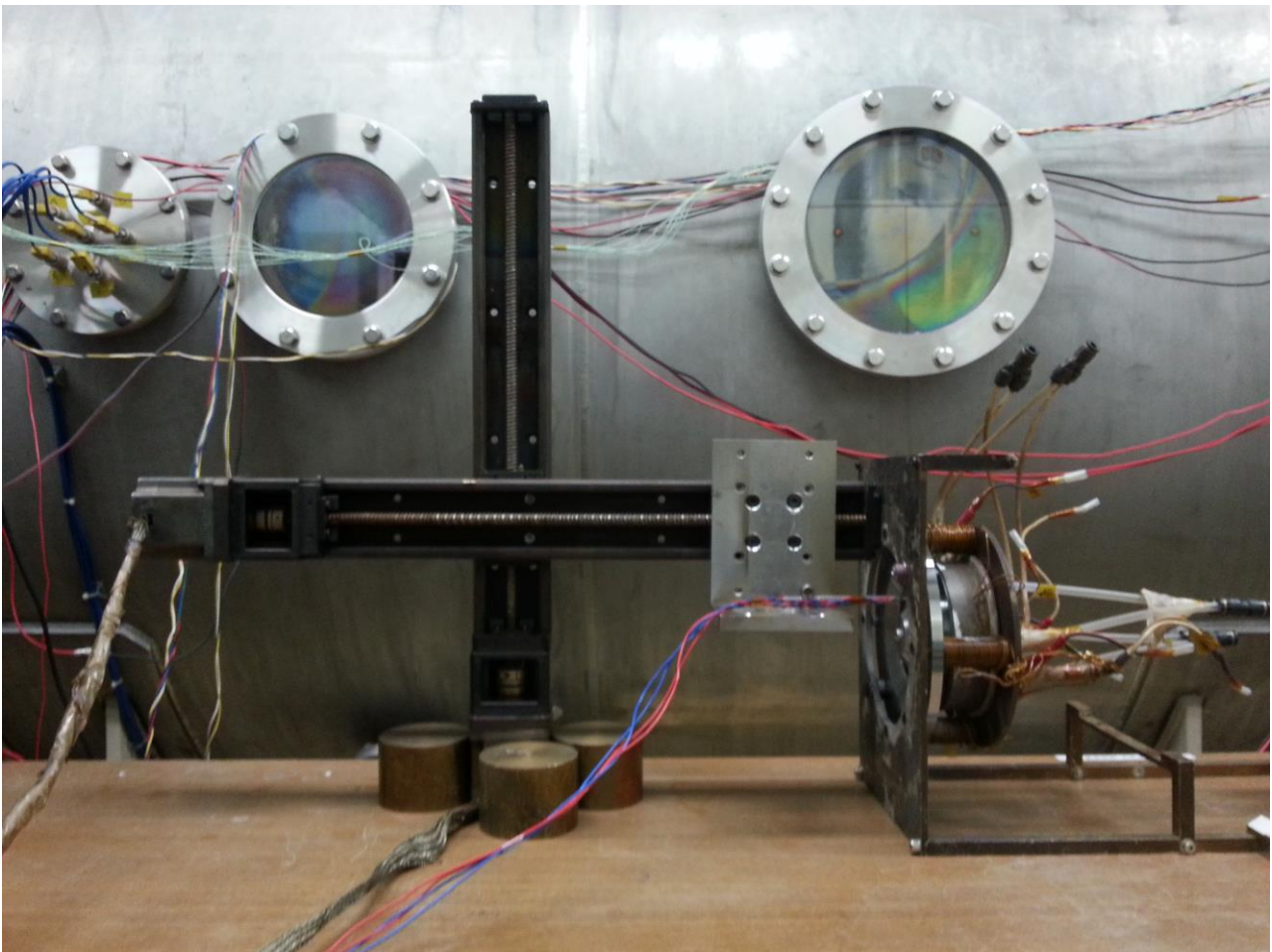


図 25 2軸トラバースによる静磁場測定システム

4 章 実験

4.1 アノードレイヤ型推進機における磁場の設計と確認

推進機内磁場の設計の為に、磁界シミュレーションソフトウェアを使用して磁場計算を行った。4.1 節で磁場計算の検証について述べる。以降の実験における推進機内磁場はソフトウェア計算結果を使用している。

4.1.1 磁場計算ツール及び計算条件

磁場計算には FEMM4.2 を使用した。FEMM は静磁場、単一周波数の振動磁場、静電場、定常熱流の各シミュレーションを 2 次元平面及び 2 次元軸対称で行うことができる解析ツールである。今回は 2 次元軸対称の静磁場を計算した。ソフトウェア内で 2 次元断面および断面各領域と磁極位置を定義し、有限要素解析を行う

図 26 に推進機内磁場の計算条件を示す。計算領域左端が推進機中心軸、左側磁極が内側ソレノイドコイル、右側磁極が外側ソレノイドコイルとなっている。実際の推進機では外側磁極を除きすべての部品が中心軸対称であるが、外側磁極のみが周方向 4 点に円筒型ソレノイドを配置している点で計算と異なる。これを 2 次元軸対称計算で反映する為、計算では磁束通過面の周方向表面積が推進機磁極の表面積の総和となるように外側磁極の厚みを変更した。これにより外側磁極の磁気抵抗を適切に計算内で設定することが目的である。

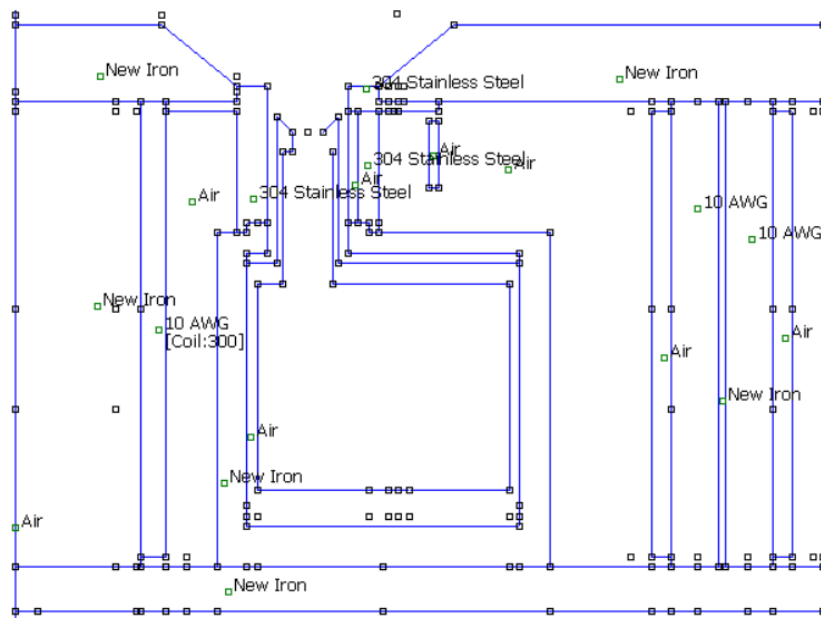


図 26 磁場計算条件

4.1.4 計算結果の検証

図 27-29 に磁場測定結果とシミュレーション結果の比較を示す。図 27 は FEMM の内部ライブラリの純鉄材料である“Pure iron”を用いた時の実測値とシミュレーションの比較である。内外コイルとも電流を 1 A, 2 A, 3 A 印加時の実測値をプロットと点線で、シミュレーション結果を実線でそれぞれ示している。軸方向のピーク位置は実測とシミュレーションで一致しているものの、磁束密度の絶対値は電流 3 A 印加時に 20 mT 以上のずれがあり計算出力は極めて不正確である。

FEMM 内でマテリアルの磁気特性の定義を変更できるため、“Pure iron”をベースとして、図 28 のように磁気特性を変更した。変更した材料を用いたシミュレーションの結果と実測値を比較したのが図 29 である。コイル電流 1 A ではこの条件においても 13%のずれがあるが、コイル電流が増加するにしたがって実測値と計算出力のずれは相対的に小さくなりコイル電流 3 A においておよそ 4%となった。

以上の結果から、低磁束密度側で磁束密度にずれが生じるもののピーク位置及び傾向がおよそ一致したことから推進機磁気回路の磁気抵抗を十分な程度模擬することができた。実験ではコイル電流 1 A 以下の低磁束密度領域ではほとんど作動を行っていないため、解析に大きな影響は与えない。よって内外コイルに入力する電流の比を任意に変更することなく推進機磁場を計算する条件を確認し、以降の解析ではこの FEMM 計算条件によって磁場計算を行ったものを推進機磁束密度の値として使用する。

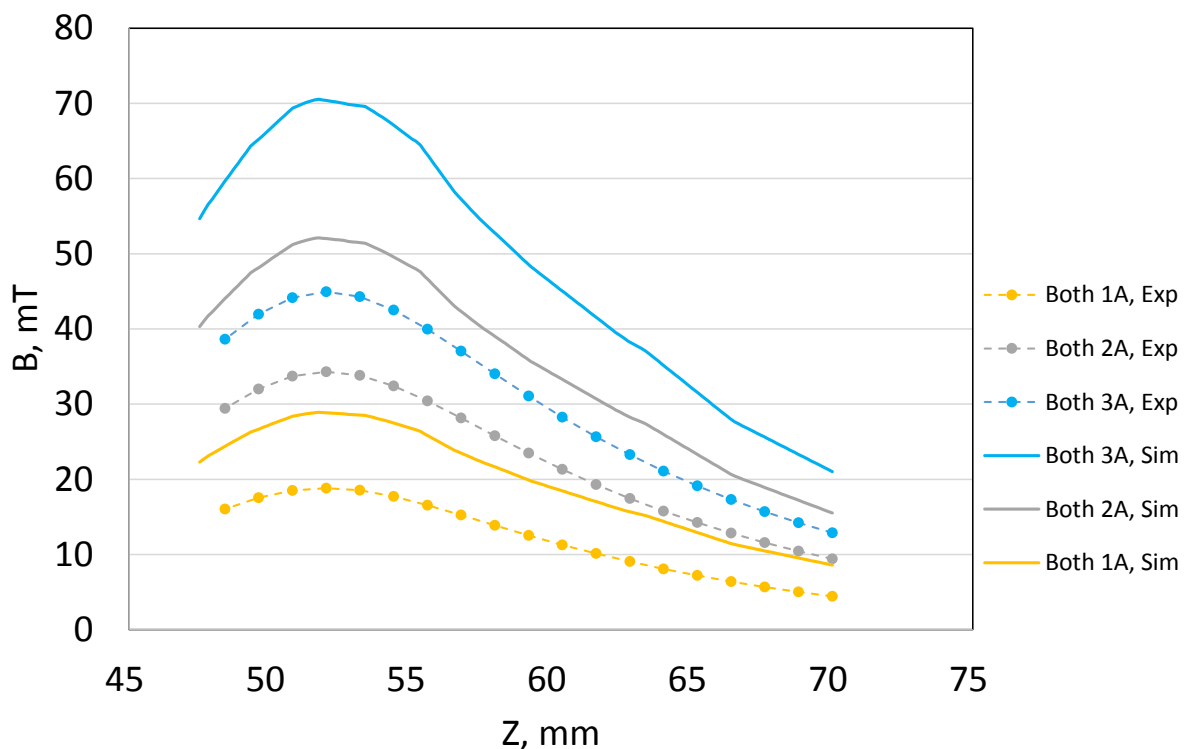


図 27 ライブラリ材料使用時の計算と実測の比較

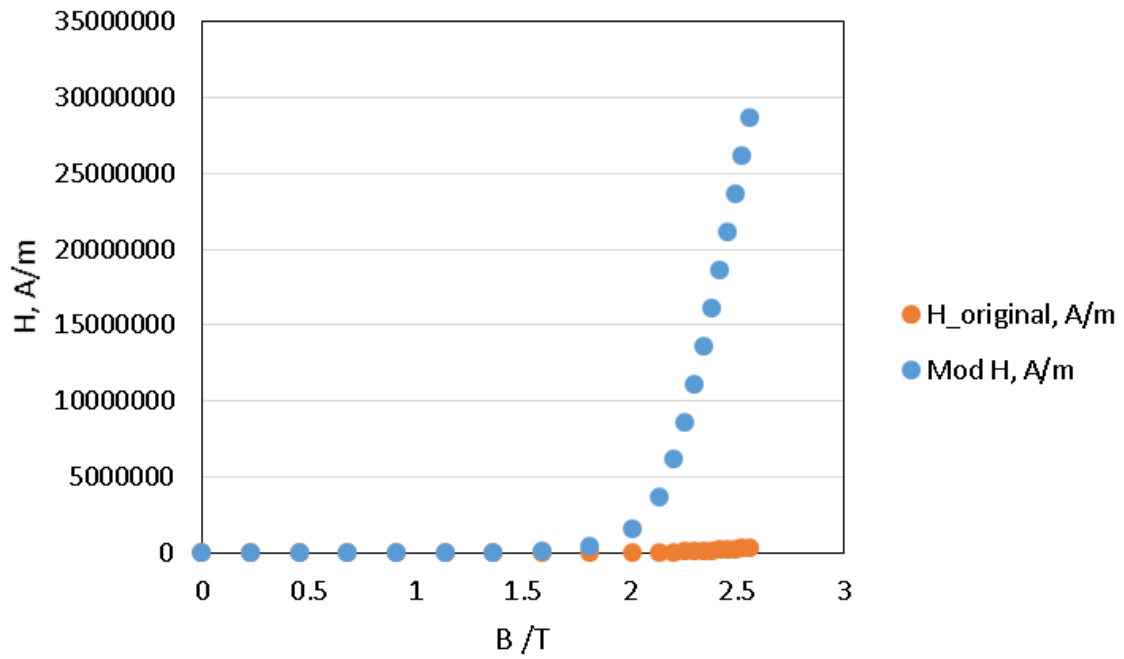


図 28 ライブラリ材料と再定義した材料の B-H 特性

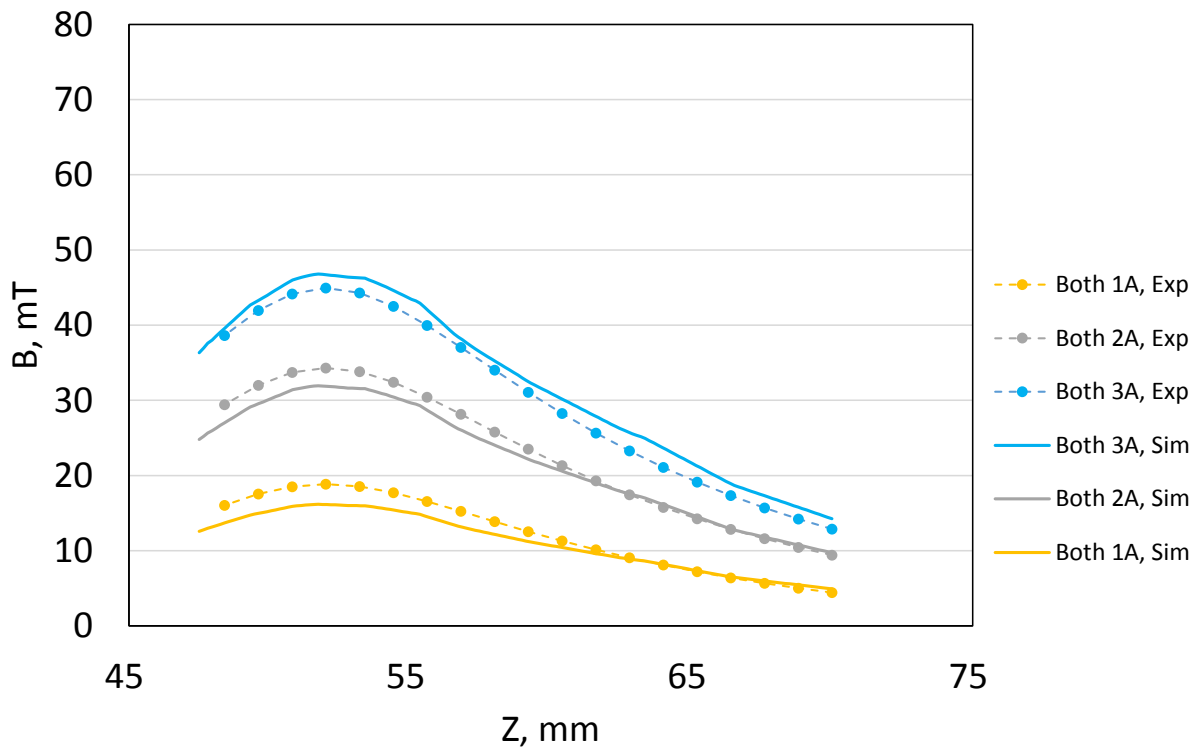


図 29 再定義した材料使用時の計算と実測の比較

4.2 推進機性能測定結果

4.2.1 RAIJIN94 推進機性能

図 30-31 に RAIJIN94 推進機の推力測定結果を示す。図 30 は 2.8 mg/s から 9.8 mg/s まで推進剤流量を変えた実験における投入電力に対する推力を表している。流量 4.9 mg/s 以上での放電電圧 400 V を超える作動および流量 9.8 mg/s を超える作動では、カソードの電子供給能力が不足し放電が不安定となったため作動を行っていない。流量の増加に伴って推力が増加し、最大 4.5 kW で 220 mN に達している。図 31 に比推力に対する推力電力比の関係を示す。この 2 つの性能指標と推進効率の間には次の関係がある。

$$\frac{F}{P} = \frac{2\eta_t}{g} \frac{1}{I_{sp}} \quad (1)$$

これより η_t 一定となる条件では比推力と推力電力比が反比例の関係にあるため、図 31 中で η_t の等しい点を結び目安としてある。いずれの流量においても比推力 1500 s を超える作動でほぼ 50% の推進効率を得ている。流量 9.8 mg/s の作動では推進効率 50 % を維持して比推力 2200 s までに達している。流量 6.8 mg/s の作動では 60% 前後の推進効率となる動作点が観測されているが、作動において磁束密度及び地場形状を変更しておりこの流量に対する最適な磁場が展開された結果として推進効率が向上していると考えられる。一方で低電力作動においては推進効率 40 % 以下の領域が存在しているが、この領域は投入電力 1 kW を下回る作動領域であり電子が放電室内で得るエネルギーも小さく効率が低下している。

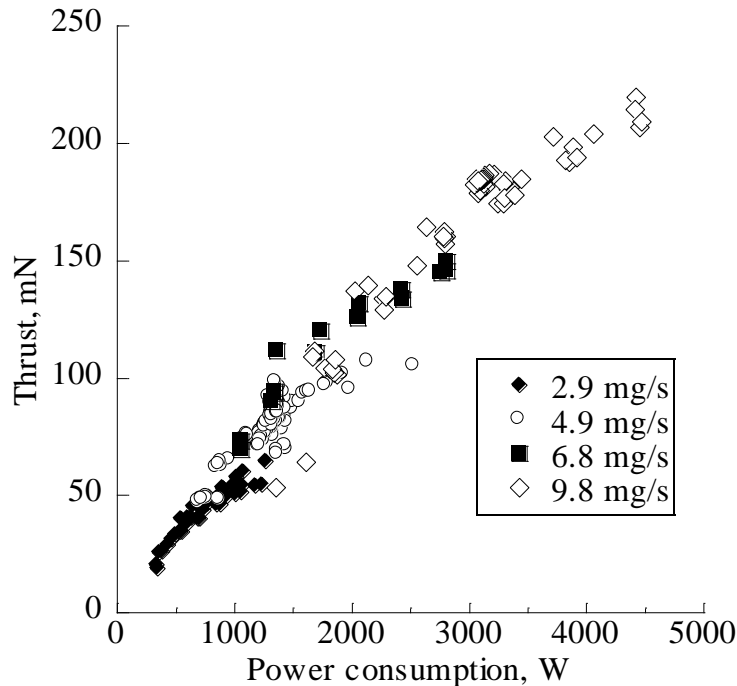


図 30 RAIJIN94 推力測定結果

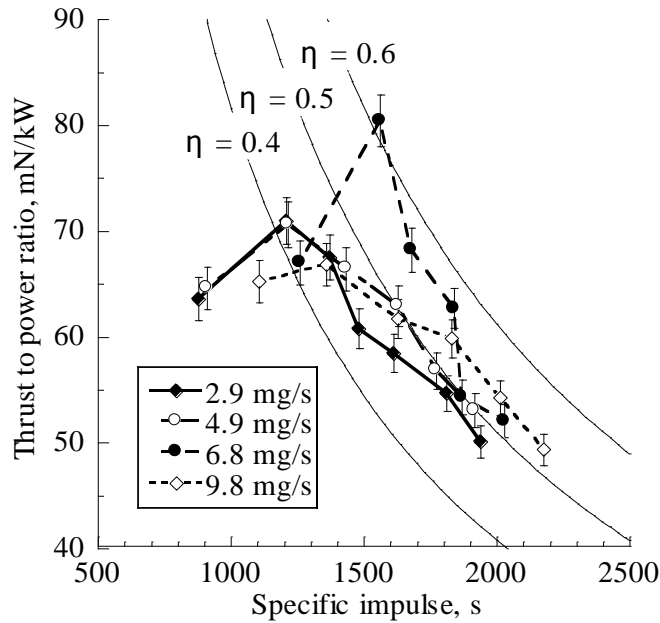


図 31 RAIJIN94 推進性能

推進性能に加えて、作動安定性に関わる放電振動に関する評価も行った。放電振動の指標は次式によって算出した値を用いた。

$$\Delta = \frac{R.M.S}{\bar{I}_d} = \frac{1}{\bar{I}_d} \sqrt{\frac{\int_0^\tau (I_d - \bar{I}_d)^2}{\tau}} \quad (1)$$

また振動の評価には、民田らの性能マップを用いた³¹。ホールスラストの異なる振動モードを一つの図に反映しており、磁束密度の変化に伴う振動状態の変化の把握に役立つものである。図 32 に RAIJIN94 作動時の放電振動と推進効率の性能マップを示す。RAIJIN94 の作動実験では電子拡散モードが古典拡散によって支配される領域で作動を行っており、マップ外の領域は非作動領域である。振幅に関しては作動領域全域で 0.2 程度の極めて低い放電振動に抑えられており、古典拡散領域作動の安定点が広く取れる推進機であることがわかる。この作動領域について推進効率を同様にマップ化したものが図 32(b)である。グラフ縦軸は放電電圧と流量をそれぞれの代表点での値で無次元化した量を掛け合わせたものになっており、代表点としては $V_d=300\text{ V}$ 、 $\dot{m}=4.9\text{ mg/s}$ を用いている。縦軸の値で 1 以上、つまり放電電圧が 300 V より高い、または流量が 4.9 mg/s よりも大きな領域では安定かつ高効率で作動可能な推進機であることが示されている。

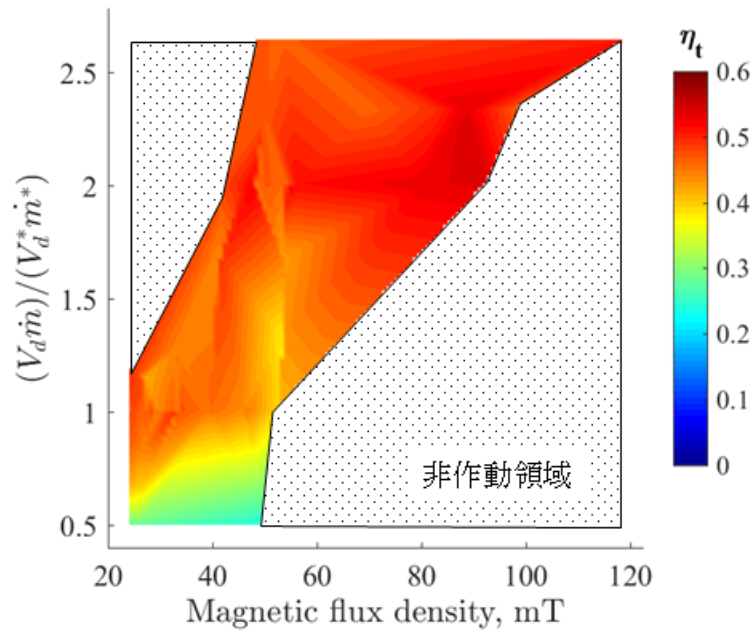
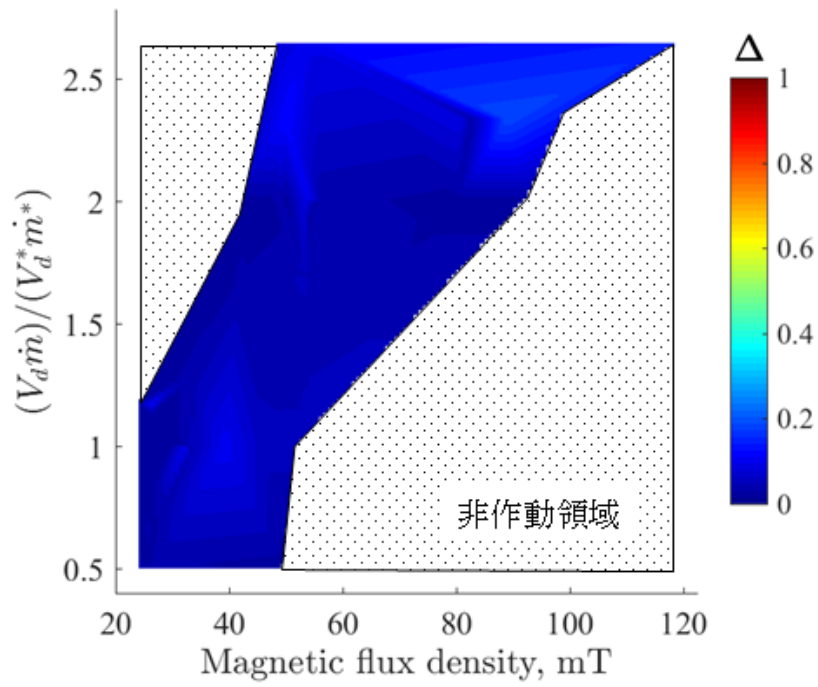


図 32 RAIJIN94 性能マップ

4.2.2 RAIJIN66 推進機性能

図 33 に設計した RAIJIN66 推進機の性能を示す。図 33 は図 30 同様に投入電力に対する推力をプロットしており、比較のため RAIJIN94 の結果から各流量条件での代表点をプロットした。推力は同程度の流量での RAIJIN94 における値よりも 20 %程度低い。放電室断面積 S が小さくなるため中性粒子密度およびイオン化平均自由行程はむしろ電離を促進するよう変化すると考えられるものの、放電室幅の変化から壁面との干渉が増え再結合平均自由行程も小さくなり損失が大きくなったために全体としての推進剤利用効率が低下し推力減少につながったと推測される。壁面損失については 4.3 節で再び議論する。

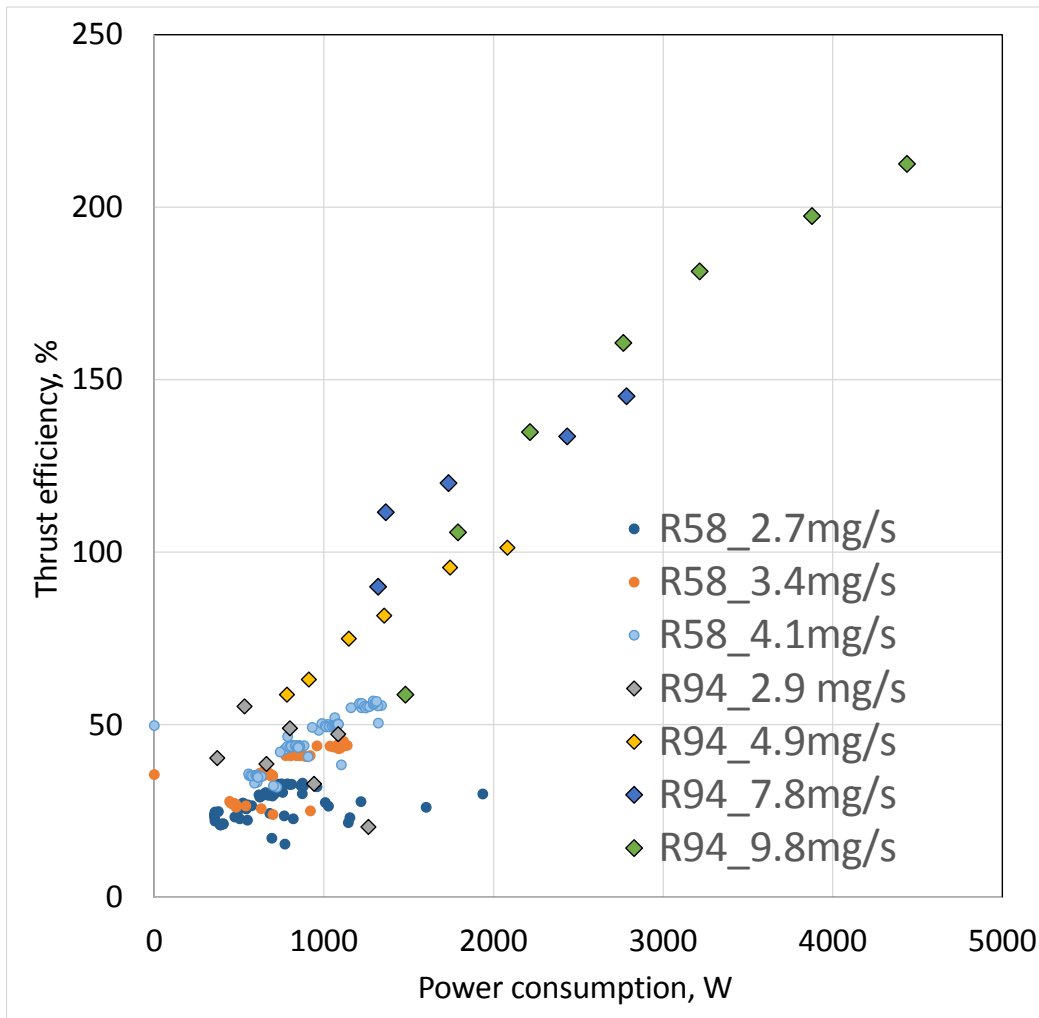
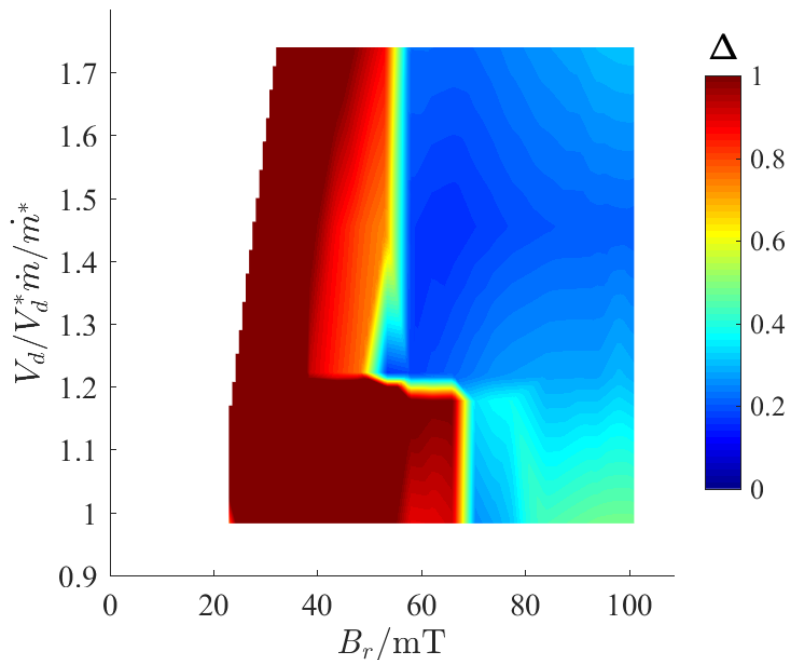


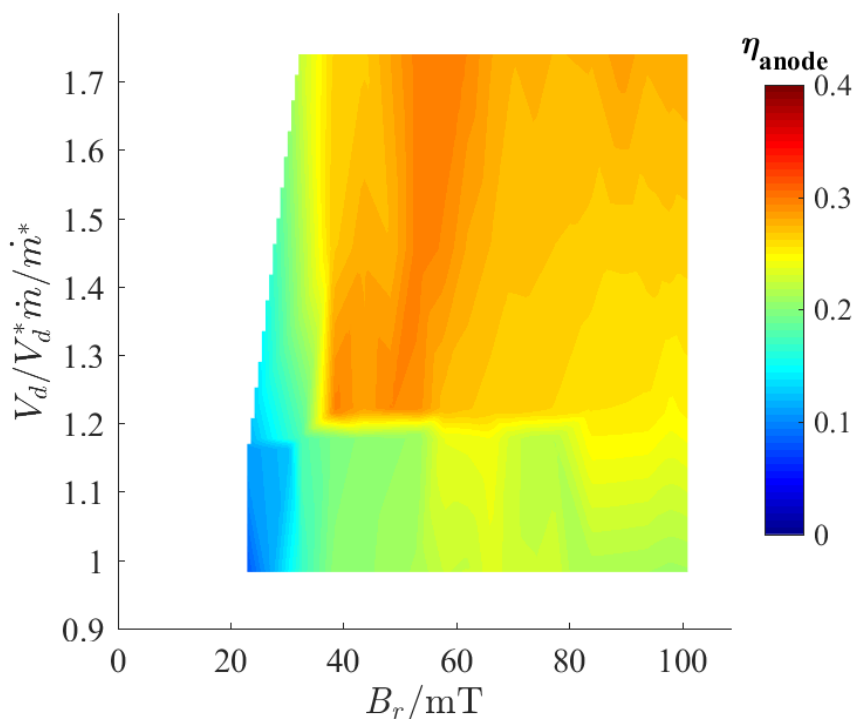
図 33 RAIJIN58 推力測定結果

RAIJIN58 に関する性能マップを図 34 に示す。RAIJIN94 同様の領域で作動させるため低磁束密度への作動領域の遷移を試みたが、低流量の $\dot{m}=2.7 \text{ mg/s}$ を除いて振動が大きく古典拡散領域に入ることはできなかった。作動マップから読み取れるように RAIJIN58 における推進効率は磁束密度 $\sim\sim$ から $\sim\sim$ の間に大きな領域を持ち、電子拡散モードが遷移領域から異常拡散領域へ切り替わる時にピークを持つ。図 35-37 に本実験での推進剤流量それぞれについての性能マップを示す。流量 3.4 mg/s および 4.08 mg/s

における振動領域はほぼ同様の傾向を示しており、その遷移もおよそ磁束密度 50 mT ほどで起きている。一方でより流量の少ない 2.72 mg/s の作動では磁束密度 70 mT ほどの所に遷移領域があり、またこの条件で領域としては非常に狭いが古典拡散領域での作動も確認できた。

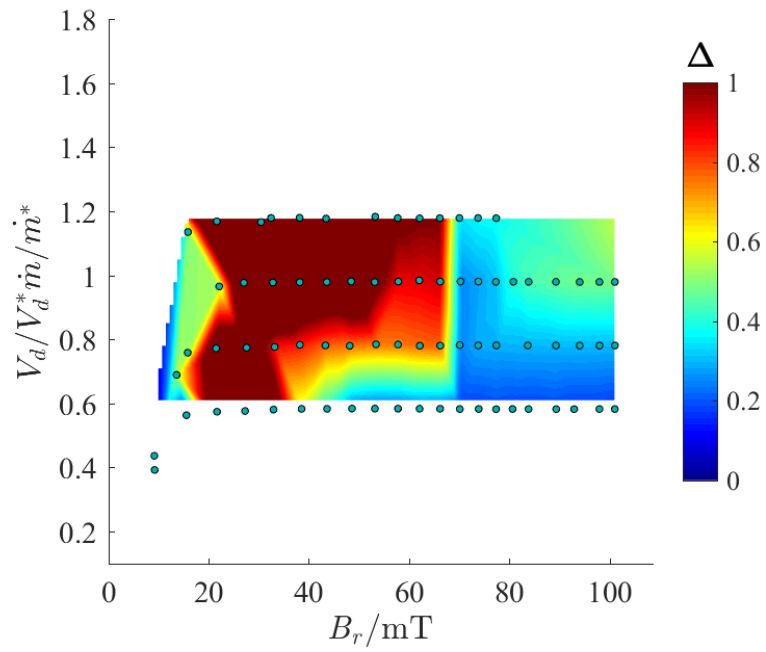


(a) 放電振動マップ

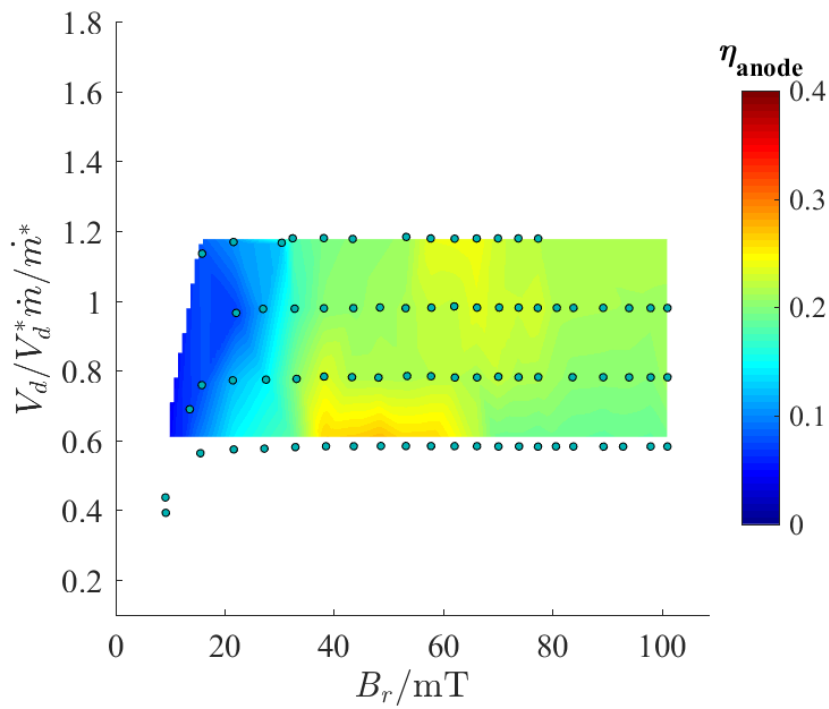


(b) 推進効率マップ

図 34 RAIJIN66 性能マップ

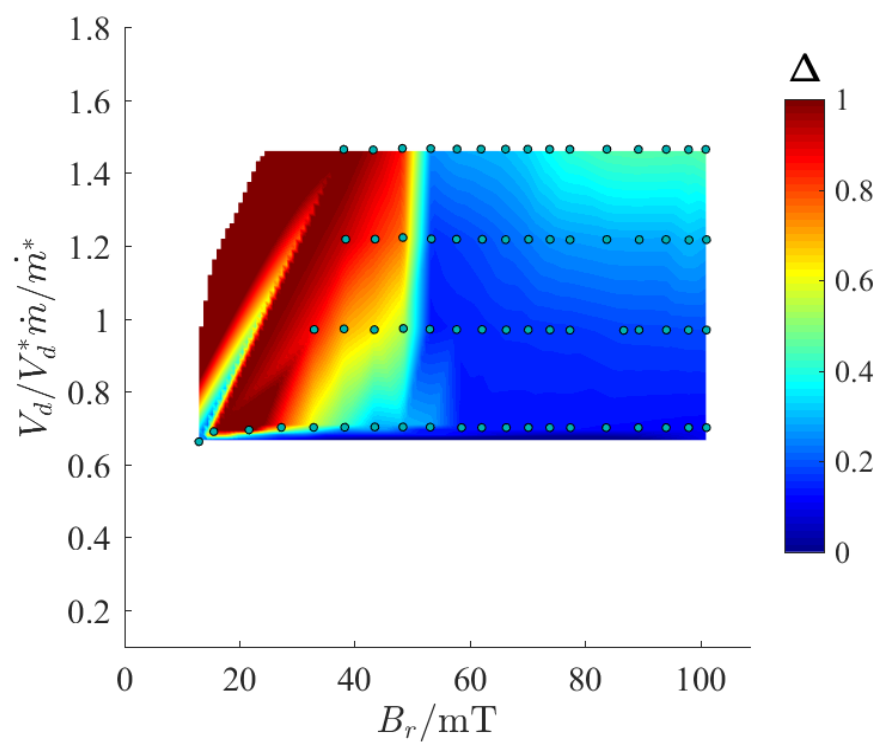


(a) 放電振動マップ

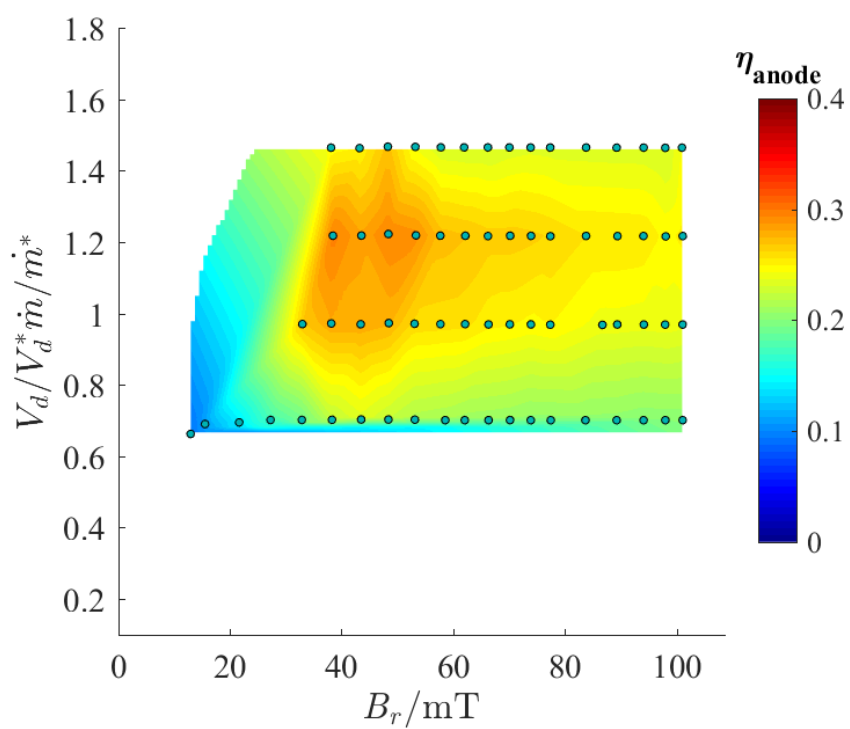


(b) 推進効率マップ

図 35 2.72 mg/s における性能マップ

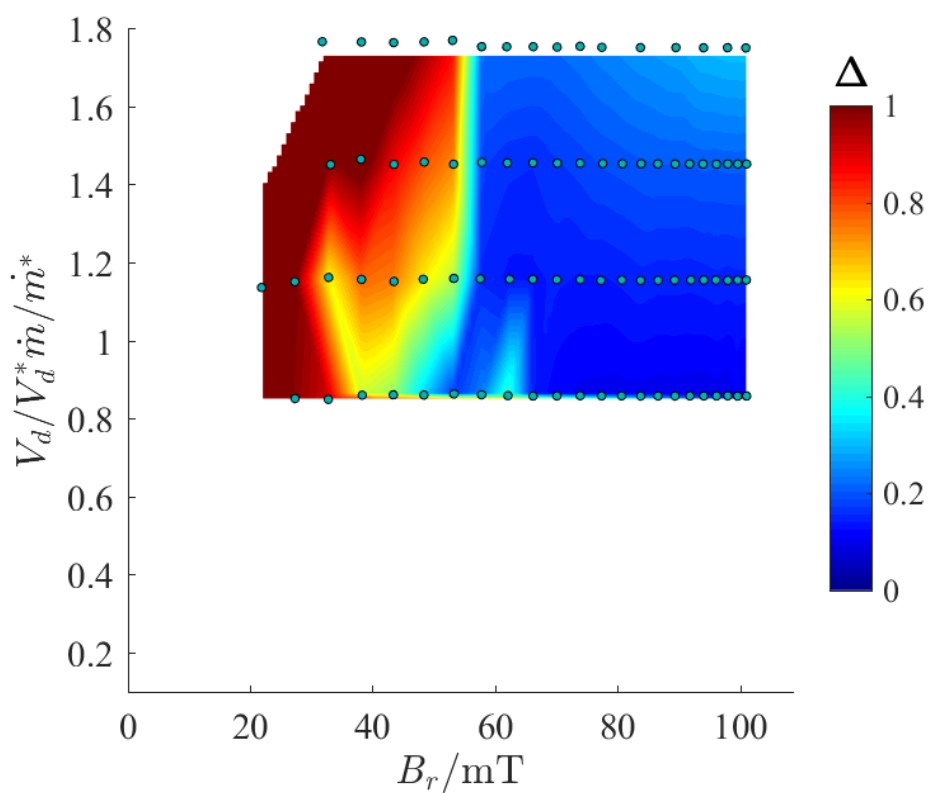


(a) 放電振動マップ

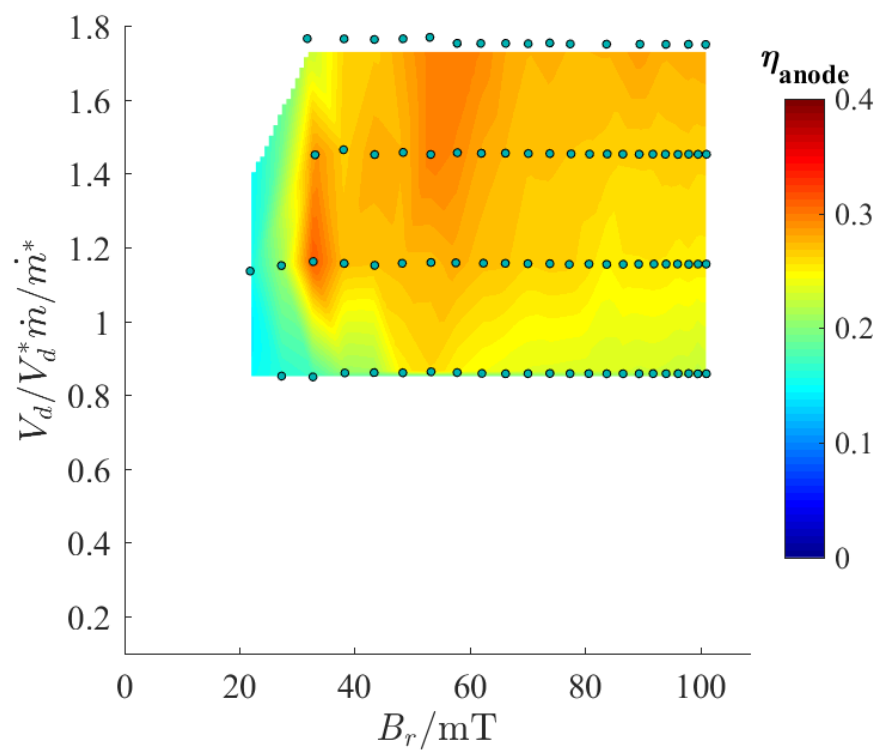


(b) 推進効率マップ

図 36 3.40 mg/s における性能マップ



(a) 放電振動マップ



(b) 推進効率マップ

図 37 4.08 mg/s における性能マップ

ここで以下の2点について考察を加える。

1. 流量 2.7 mg/s 時のみ古典拡散領域での安定作動が可能
2. 低流量で遷移領域が高磁場側にシフトする

山本の振動モデルでは、放電室内を図 38 に示すような 3 つの領域に分けたモデルを提案し振動が大きくなる条件を考察している³²。中性粒子は放電室上流から下流へ、逆に電子は放電室下流から上流へ一方向的に移動すると仮定し、それぞれの領域において数密度 N_n , N_e を考えている。このとき放電振動を安定化させる条件は次式である。()式は()式の別形式である。

$$S_{anode}V_{e_anode} - S_{exit}V_{e_exit} - \overline{\langle \sigma_{di}v_e \rangle_{T_e}} \bar{N}_n SL > 0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{N_{e_anode}} - \frac{1 - \eta_a}{N_{e_exit}} - \frac{\eta_a}{\bar{N}_n} > 0 \quad (1)$$

これを適用して考えると、まず 1 の理由であるが低磁束密度の領域においては電子加熱が促進されず推進剤利用効率は低いと考えられる。結果として放電室出口での中性粒子密度 N_{n_exit} が比較的大きく古典拡散が促進されるため V_{e_exit} が大きくなる。さらに本実験におけるスラスト寸法を考慮すると S_{anode} と S_{exit} の比 S_{anode}/S_{exit} が RAIJIN66 では小さくなっており、 V_{exit} の増加と合わせて式 (1) の第 2 項が大きくなり左辺全体として負の値を持つため放電振動は不安定となる。低流量では N_{n_exit} がさほど大きくならず安定作動可能だったと考えられる。

また 2 についても中性粒子密度によって説明ができる。2 章に記述したように放電室内の電子拡散は中性粒子との衝突による古典拡散と電子密度の不均衡が引き起こす異常拡散の 2 つの拡散の強度バランスで記述される。低流量では N_n が小さいため電子密度が変動するとしても大きな密度勾配になりにくく、したがって異常拡散の強度は小さいものとなると考えられる。振動モードの遷移は古典拡散に従う電子拡散を異常拡散が上回り支配的となるとき起きるものであり、異常拡散の強度が小さければ遷移を始める磁束密度が高磁束密度側になると考えられる。逆に比較的高流量の条件では電子密度の不均衡が生まれるとその差は大きなものになると考えられ、より小さな磁束密度領域で振動モードの遷移が生じる。中性粒子密度によるこのような違いにより、図 35-37 に見られる振動モードの顕著な変化が発生したと考えられる。

RAIJIN94 推進機のように古典拡散領域で安定作動する磁束密度を広くとるには S_{anode}/S_{exit} を同等かそれより大きくとる必要がある。RAIJIN66 は異常拡散領域でもある程度の性能を示しているが、同等のサイズの推進機を用いた先行研究で推進効率は低磁場領域においてより高い傾向を示していることを考慮すると低磁場領域での作動が可能であることが望ましい。

RAIJIN66 推進機の性能を同程度の投入電力で作動を行った他推進機と比較した。アノードレイヤ型推進機の基準となる D-55. SPT-100 と 10 % 程度の差があるが、放電室幅が 2 推進機に比べて小さく生成イオンの壁面損失がある程度存在し全体として推進剤利用効率が低下しているためにこの差が生まれていると考えられる。

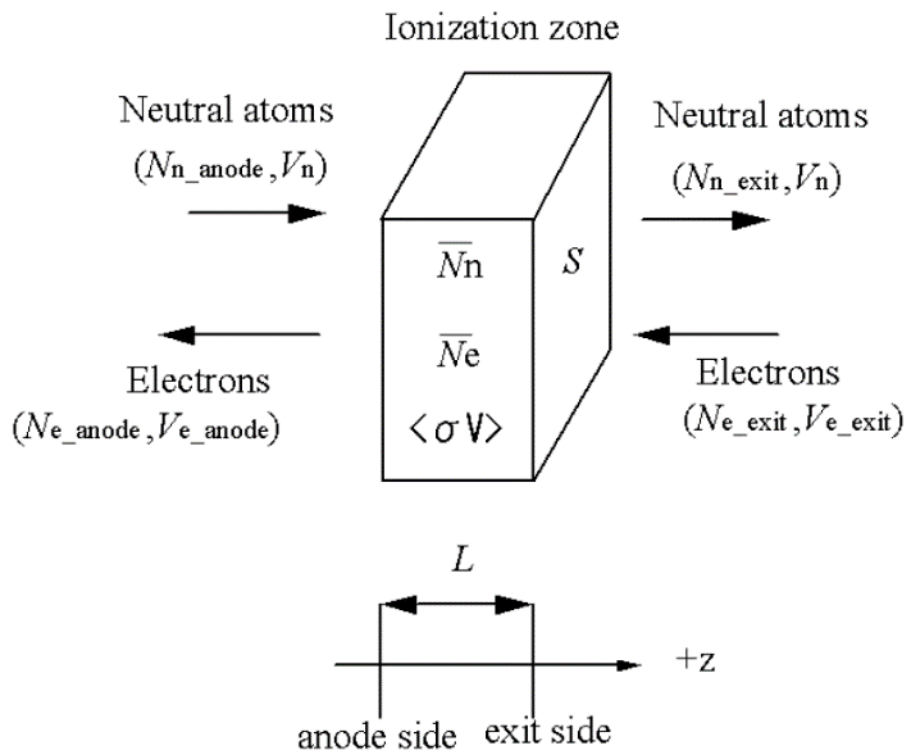


図 38 ホールスラスタ振動モデル³²

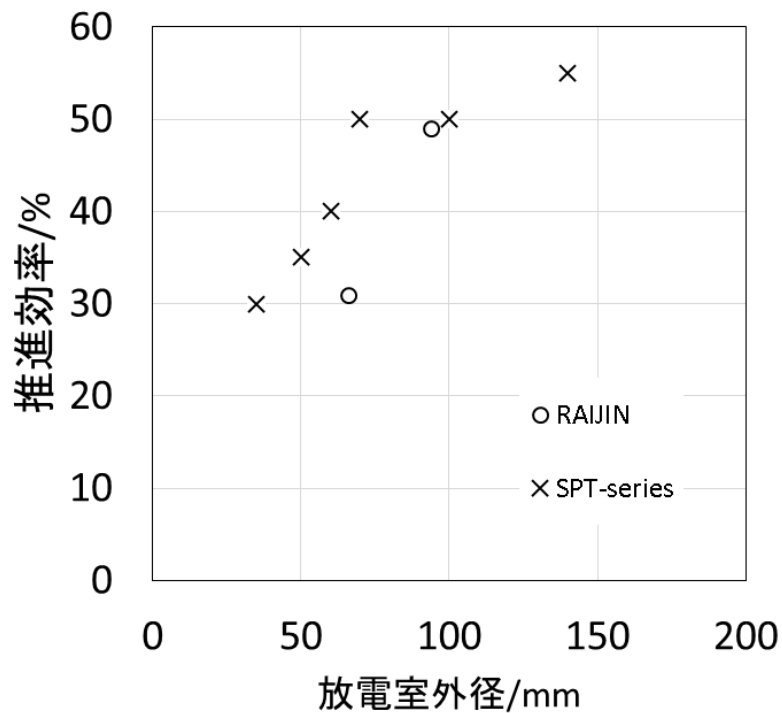


図 39 放電室外径に対する設計点での性能比較

表 9 放電電圧 300 V, 同程度の推進剤流量における推進機性能

	推進剤流量	推力	推進効率
SPT-100	3.35 mg/s	53 mN	35 %
	4.17 mg/s	69 mN	41%
D-55	3.57 mg/s	59 mN	41 %
	4.52 mg/s	80 mN	46 %

4.3 ガードリング電流

放電室壁面は磁気回路を形成するパーツを保護する役割も持っており、ガードリングと呼ばれる。RAIJIN66 ではイオンの壁面損失量を知るために、このガードリングに流れる電流を測定した。磁束密度や作動条件により放電電流の値が変化するので、次式に示すガードリング電流比（GCR）を用いて評価した。

$$\text{GCR} = \frac{I_g}{I_d} \quad (1)$$

図 39 に振動強度とガードリング電流比の関係を示す。振動強度～0.2 までの低振動領域ではガードリング電流比は 10%以下の値で変動するが、振動がそれより大きくなると振動強度とガードリング電流比には相関関係があり振動増加に伴って緩やかにガードリング電流が増加する。図 40 に磁束密度とガードリング電流の変化を示す。磁束密度依存性を見ると振動が急激に低減される遷移点でガードリング電流はピークを持ち、その前後では増加傾向にある。振動マップからピーク位置より磁束密度の小さい遷移領域は振動の大きい領域であり図 39 の右半分のガードリング電流が増加する領域に対応する。この領域で壁面損耗が大きいことは、放電振動がプラズマの密度勾配を生み局所的な電場形成が行われることでイオンの壁面方向への加速が助長されることを表している。一方で振動が比較的安定な異常拡散領域でもガードリング電流比の増加がみられるが、異常拡散領域において磁場を横切る方向の電子移動度は $1/B$ に比例して増加するため磁束密度を高くするほどに電子移動度が高くなりプラズマ領域が上流まで拡大するため、壁面との衝突確率が増えていると考えられる。

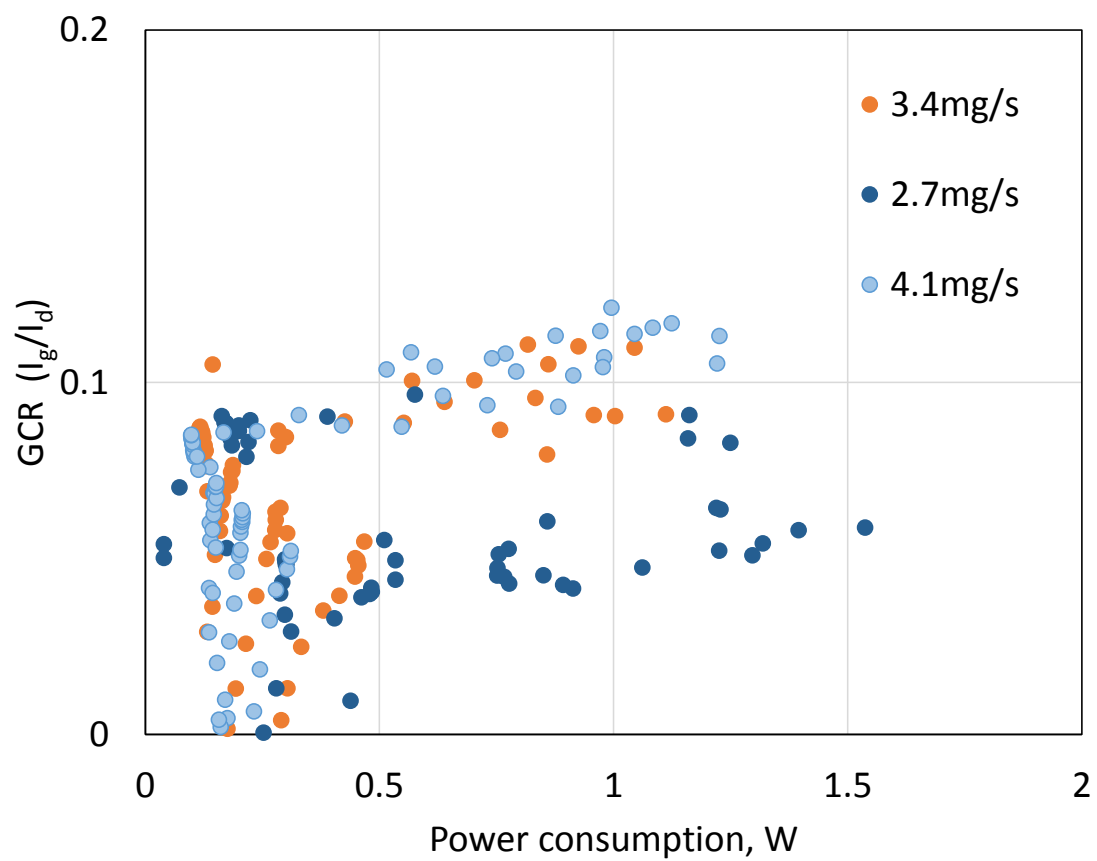


図 39 振動強度に対するガードリング電流率

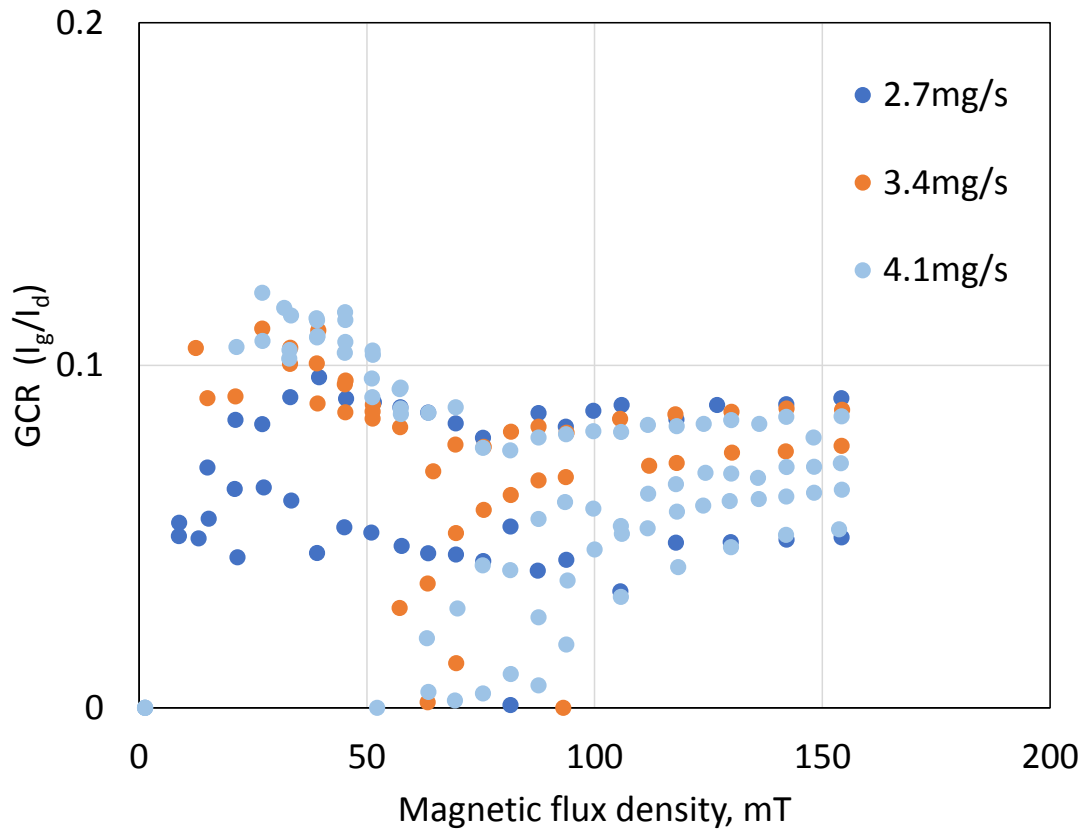


図 40 磁束密度に対するガードリング電流率

5 章 結論

5kW 級推進機 RAIJIN94 をベースとしダウンスケールした 2 kW 級推進機 RAIJIN66 を開発し、それぞれについて作動試験を行い性能比較した。推進機設計にあたっては放電室内磁場の設計において実測と計算を合わせこんだ。

実験結果からは

1. RAIJIN94 は古典拡散領域で安定かつ 50 %を超えて高効率に作動が可能
2. RAIJIN66 は古典拡散領域の安定範囲が狭く異常拡散に遷移する磁束密度で最も良い推進効率

であることが明らかになった。推進機性能を改善するためには

- a. 壁面へのイオン損失が推進剤利用効率を低下させていると考えられる為、より壁面幅を取った設計が有効
- b. 安定作動領域を古典拡散側に広げるには、先行研究の知見を活かしアノード出口面積と放電室断面積を考慮した再設計が望ましい

と考えられる。これらの知見を活かした 2 kW 推進機において MS 技術の実証を行うことで、極めて低損耗の 5 kW 級アノードレイヤ型推進機の開発に貢献することができる。

参考文献

1. Feuerborn, S., Neary, D. & Perkins, J. Finding a way: Boeing's 'All Electric Propulsion Satellite'. *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.* AIAA 2013-4126 (2013). doi:10.2514/6.2013-4126
2. 杵淵紀世志. 全電化衛星の世界動向. 宇宙科学技術連合講演会講演集 **60**, 6p (2016).
3. Martinez, R. ISECG Global Exploration Roadmap: A Stepwise Approach. 1–9 (2013). doi:10.2514/6.2013-5504
4. Goebel, D. M. & Katz, I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters (JPL Space Science and Technology Series). *Amazon* 508 (2008). at <<http://www.amazon.com/Fundamentals-Electric-Propulsion-Thrusters-Technology/dp/0470429275>>
5. 栗木恭一 & 荒川義博. 電気推進ロケット入門. *2003 年 5*, (2003).
6. Choueiri, E. Y., Salt, J. & City, L. Fundamental Difference between Two Variants of Hall Thrusters : SPT and TAL. *The 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* 2001–3504 (2001). doi:10.2514/6.2001-3504
7. Mitrofanova, O., Murashko, V., Koryakin, a., Nesterenko, a. & Fakel. New Generation of SPT-100. *32nd Int. Electr. Propuls. Conf.* 1–7 (2011).
8. Welander, B. *et al.* Life and Operating Range Extension of the BPT – 4000 Qualification Model Hall Thruster October 2006. (2006).
9. Duchemin, O. *et al.* End-to-End Testing of the PPS @ 5000 Hall Thruster System With a 5-kW Power Processing Unit. *34th Int. Electr. Propuls. Conf. IEPC-2015-127* (2015).
10. MEYER, R. X. A space-charge-sheath electric thruster. *AIAA J.* **5**, 2057–2059 (1967).
11. Semenko, A. V *et al.* RHETT/EPDM Flight Anode Layer Thruster Development. *25th Int. Electr. Propuls. Conf.* 661–666 (1997).
12. Grys, K. De *et al.* Demonstration of 10,400 Hours of Operation on a 4.5 kW Qualification Model Hall Thruster. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.* AIAA 2010-6698 (2010). doi:10.2514/6.2010-6698
13. Mikellides, I. G. *et al.* Magnetic shielding of the channel walls in a Hall plasma accelerator. *Phys. Plasmas* **18**, (2011).
14. Mikellides, I. *et al.* Development Approach and Status of the 12.5 kW HERMeS Hall Thruster for the Solar Electric Propulsion Technology Demonstration Mission. 1–18 (2015).
15. Funaki, I. *et al.* Laboratory Testing of Hall Thrusters for All-electric Propulsion Satellite and Deep Space Explorers. *52nd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.* 1–6 (2016). doi:10.2514/6.2016-4942
16. Yamamoto, N., Nakagawa, T., Komurasaki, K. & Arakawa, Y. Operating Characteristics of an Anode Layer Type Hall Thruster. *J. Japan Soc. Aeronaut. Sp. Sci.* **51**, 492–497 (2003).
17. Yamamoto, N., Komurasaki, K. & Arakawa, Y. Discharge Current Oscillation in Hall Thrusters. *J. Propuls. Power* **21**, 870–876 (2005).

18. Tahara, H., Shirasaki, A. & Martinez-Sanchez, M. One-Dimensional Calculation of Hall Thruster Flowfields. *J. Japan Soc. Aeronaut. Sp. Sci.* **51**, 1–9 (2003).
19. Miyasaka, T. *et al.* Overview on Development of High-Power Anode Layer Thruster in Japan. *29th Int. Symp. Sp. Technol. Sci.* ISTS-2013-o-1-01 (2013).
20. Yamamoto, N. *et al.* Thrust Performance in a 5 kW Class Anode Layer Type Hall Thruster. 4–10 (2015).
21. Toshiyuki, O., Yasutaka, I., Takafumi, N. & Hiroyuki, O. Development Status of 200Mn Class Xenon Hall Thruster of Melco. *29th Int. Electr. Propuls. Conf.* (2005).
22. Cho, S., Yokota, S., Komurasaki, K. & Arakawa, Y. Multilayer Coating Method for Investigating Channel-Wall Erosion in a Hall Thruster. *J. Propuls. Power* **29**, 278–282 (2013).
23. Yamamoto, N., Nakagawa, T., Komurasaki, K. & Arakawa, Y. Discharge plasma fluctuations in hall thrusters. *Vacuum* **65**, 375–381 (2002).
24. Yokota, S., Yasui, S., Kumakura, K., Komurasaki, K. & Arakawa, Y. Numerical Analysis of the Sheath Structure and Discharge Current Oscillation in an Anode-Layer Hall Thruster. *J. Japan Soc. Aeronaut. Sp. Sci.* **54**, 413–418 (2006).
25. Hotel, M. P., Takahata, Y., Kagota, T. & Kakuma, T. Hall Thruster R & D Activities at Osaka Institute of Technology. 1–12 (2016).
26. 船木一幸. ホールスラスタの研究開発と将来ロードマップ. 宇宙科学技術連合講演会講演集 **60**, 3p (2016).
27. Daren, Y., Yongjie, D. & Zhi, Z. Improvement on the Scaling Theory of the Stationary Plasma Thruster. **21**, (2005).
28. Ashkenazy, J., Raites, Y. & Appelbaum, G. LOW POWER SCALLING OF HALL THRUSTERS.
29. 江川雄亮, 山本直嗣 & 高瀬紘平. アノードレイヤ型ホールスラスタの推進性能に対する陽極形状依存性, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム 講演集録, STEP-2015-034 (2016).
30. Kuninaka, H., Funaki, I., Shimizu, Y. & Toki, K. Endurance test facility and test status of microwave discharge ion thruster. in *International Symposium on Space Technology and Science, 21 st, Omiya, Japan* 318–323 (1998).
31. Tamida, T. *et al.* Determining parameter sets for low-frequency-oscillation-free operation of Hall thruster. *J. Appl. Phys.* **102**, (2007).
32. 山本直嗣. ホールスラスタの放電振動に関する研究. (東京大学, 2004).

謝辞

本論文の執筆にあたり多くの方々にお世話になりました。ここで感謝を申し上げます。

指導教員であります小紫公也教授には大きな感謝を表します。分野の先人でもある小紫教授からは大変拙い仮説や議論だったと思いますが、居室や研究会の場で腰を据えて議論して下さったことで私も大変多くを学ばせて頂くことが出来ました。また学会発表や共同研究の機会も2年間の内に多く与えて下さり、他大学の研究者の方々と共に実験を行っていくことは非常に大きな経験となりました。投稿論文を執筆する機会も与えて頂き、ここでの議論や他大学の先生と執筆を行うことも大変勉強になりました。この経験を今後活かし還元していくことで感謝の意を示したく思います。誠にありがとうございました。

同研究室の小泉宏之准教授には日々の研究会で鋭いご指摘を頂き、本研究を進めていくうえで大きな支えとなりました。また毎月の特別輪講における研究を進める基礎知識の講義は本論文のみならず日ごとの発表、資料の作成、論文執筆など多方面に活きるものでした。自らの知識の確認と及ばぬ点を客観的に考えるための非常によい題材を日々与えて下さったおかげで、研究の内容を深めることが出来ました。深く感謝いたします。

九州大学の山本直嗣教授、JAXAの張科寅様には、JAXA施設における共同実験において大変お世話になりました。御二方のホールスラストのみならず実験系に関する深い知識、実験の進め方やそれらへの取り組みを間近に見て学ぶ機会を得たことは、この修士生活における最も得難い経験であったと考えております。実験を終えた後も実験データ等に関するやりとりを通じて学ぶことが依然として多くあり、それが本研究を推進する力ともなりました。誠に感謝しております。

前助教(現 ESA/ESTEC)の Tony Schoenherr 先生、現助教の川嶋嶺先生には日頃の研究班輪講や研究生活における様々な指導を頂きました。研究班輪講でプラズマ推進機に関する広範な知識からの助言を頂くことは本研究を進めるうえで不可欠でした。また Tony 先生には私の初めての国際学会論文執筆に際しまして指導及びご助言を頂きましたし、川嶋先生には本論文に関連して多大なご助言を頂きました。大変感謝しております。

ホールスラスト班の先輩である平野雄也さん、博士課程の朴俊輝さん、Sainadh Chamarti さん、王哲旭さん、伊藤彦さん、修士課程の水川将暢君、研究員の Mingxuan Yang さん、研究生の Anthony Noll 君とは研究班輪講を始めとしてホールスラストに係るあらゆる場面でお世話になりました。特に朴さん、水川君、Noll 君には本研究の実験を進めるうえで多大な支援を頂きました。朴さんには実験での援助のみならず班にまつわるすべての物事を進めるうえで助言と支援を頂きましたし、水川君は研究班輪講などでも重要な指摘を数多く頂き、それにより見直すべきことに気づくことが出来ました。Noll 君には特に実験室で多く助けて頂きました。皆様の助けなくしてこの実験を進めることはできなかったと思いますので、大きな感謝を表します。本当にありがとうございました。

研究室の先輩、同輩、後輩の皆さまとはこの2年間にわたり研究室輪講は勿論ですが、旅行や飲み会など楽しく充実した時間を共有することができたと思います。特に本郷で長く時間を共にした畠山湧くん、Florian Nguyen くん、浅川純さん、小島隼一くんからは研究への取り組みや日々の過ごし方など、

多くの刺激を頂きました。皆さん、ありがとうございました。

On top of that, I want to give a special thanks to my German friends, Dennis Ilic and Jonathan Skalden. When I walked through a tough time, your kind support kept my head up high. It's fortunate to see you on the first day in Japan and to have been good friends. Thank you again from the bottom of my heart.

改めて修士の間にお会いした皆さま、そして日々私を支えてくれた家族と友人に深く感謝いたします。ありがとうございました。

2017年1月

濱田悠嗣

学会発表

1. Hamada, Y., Hirano, Y., Bak, J., Kawashima, R., Schoenherr, T., Komurasaki, K. and Koizumi, H.: Thrust measurement of high power RAIJIN Hall thruster using dual pendulum thrust stand, 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, AJCPP-148, Takamatsu, Japan, 2016.
2. 朴俊輝, 水川将暢, 平野雄也, 濱田悠嗣, 小紫公也, 小泉宏之, Schoenherr, T.: アノードレイヤ型ホールスラスタ UT-58 のプルーム特性及び効率研究, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2015-035, 相模原, 2016.
3. 水川将暢, 朴俊輝, 平野雄也, 濱田悠嗣, Schoenherr, T., 小紫公也, 小泉宏之: アノードレイヤスラスタにおける磁場シールド強度と内部効率の関係, 日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会, 1D14, 東京大学本郷キャンパス, 2016.
4. Bak, J., Hamada, Y., Hirano, Y., Komurasaki, K., Schoenherr, T. and Koizumi, H.: Operational Properties of UT-58 Anode Layer Hall Thruster with Modified Magnetic Field and Guard-ring Material, 52 nd Joint Propulsion Conference, AIAA-2016-4625, Salt Lake city, UT, 2016.
5. Karadag, B., Cho, S., Oshio, Y., Hamada, Y., Funaki, I. and Komurasaki, K.: Preliminary Investigation of an External Discharge Plasma Thruster, 2 nd Joint Propulsion Conference, AIAA-2016-4951, Salt Lake city, UT
6. 水川将暢, 朴俊輝, 濱田悠嗣, CHAMARTHI Sainadh, 小紫公也, 小泉宏之, 小林鶴雄: アノードレイヤスラスタ UT-58 のプルーム発散の測定, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, P07, 函館, 2016.
7. Egawa, Y., Yamamoto, N., Takase, K., Morita, T., Nakashima, H., Komurasaki, K. and Hamada, Y.: EFFECT OF MAGNETIC FIELD CONFIGURATION AND ANODE CONFIGURATION ON 5 kW CLASS ANODE LAYER TYPE HALL THRUSTER, 67th International Astronautical Congress, IAC-16-C4,4,9,x35271, Guadalajara, Mexico, 2016.
8. 朴俊輝, 川嶋嶺, 水川将暢, 濱田悠嗣, 小紫公也, 小泉宏之: 周方向非一様な推進剤によるホールスラスタの放電特性, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-016, 相模原, 2017.