

高温超伝導コイルを用いたプラズマ推進機の強磁場印加性能特性

Operation Characteristics of Plasma Thruster at Strong Magnetic Field Applied by High Temperature Superconducting Magnet

○毛利 諒祐(名大・院)・杵淵 紀世志・市原 大輔(名大)

中野 僚太・前島 大輝・高木 涼平(名大・院)

Chris Acheson (VUW・院)

Jakub Glowacki・Max Goddard-Winchester・Cameron Shellard・Randy Pollock (VUW)

○Ryoyu Mori・Kiyoshi Kinefuchi・Daisuke Ichihara・Ryota Nakano・Daiki Maeshima・Ryohei Takagi
Nagoya University

Chris Acheson・Jakub Glowacki・Max Goddard-Winchester・Cameron Shellard・Randy Pollock
Victoria University of Wellington

Abstract (概要)

高推力密度・高推力効率の両立を目指して、超伝導コイルを用いた 1.13T の強磁場を印加可能なプラズマ推進機を作成し、作動実験を行った。本推進機特有の強磁場印加、及び多価電離によるイオンラーモア半径の減少に伴い、イオンの壁面損失の低下によるものと推測される推力効率の向上が観察された。また、印加磁場 1.13T, 0.44T の 2 か所で推力効率のピーク(約 25%)が確認された。印加磁場 1.13T では、推進剤流量 4.8mg/s, 放電電圧 300V で 38.6mN/kW の高推力電力比が、一方で印加磁場 0.44T では、推進剤流量 2.8mg/s, 放電電圧 400V で 2841 秒の高比推力を達成した。強磁場印加による高効率化と、印加磁場によって高推力及び高比推力のデュアルモード作動の可能性が示唆された。

In order to achieve an electric propulsion thruster with both high thrust density and high thrust efficiency, a plasma thruster with a strong magnetic field more than 1T was fabricated and operated. The reduction of the wall loss due to the reduction of the ion Larmor radius caused by the strong magnetic field and multi-ionization resulted in two peaks of thrust efficiency (25%) at 1.13T and 0.44T. In addition, efficient operating points 1.13T at high mass flow rate and 0.44T at low mass flow rate had high thrust to power ratio and high specific impulse respectively.

記号の説明

B : スラスタ中心の磁場の強さ
 β_f : プラズマベータ
 e : 電気素量
 F : 推力
 g : 重力加速度
 I_{sp} : 比推力
 J_d : 放電電流
 J_k : キーパー電流
 m_i : イオン質量
 \dot{m} : アノード推進剤質量流量
 \dot{m}_c : カソード推進剤質量流量
 μ : 真空の透磁率
 n : 数密度
 P_a : アノード電力
 q : 電荷
 R_a : アノード半径

r_{Li} : イオンラーモア半径
 u_θ : 方位角方向のイオン流速
 u_{ex} : 有効排気速度
 V_d : 放電電圧
 V_k : キーパー電圧
 α', α : 定数
 η_a : アノード効率

1. 結 言

将来の大規模軌道間輸送や有人惑星探査といった先端的な宇宙ミッションを実現するため、より高推力、ひいては高推力密度の電気推進機が必要とされている。実用化されている電気推進の中でも、ホールスラスタは実用的な推力効率を持つ一方で、コイルによって外部から印加される磁場により電気的中性が保たれた加速領域を持つことから比較的高い推力密度も兼ね備える¹⁾が、ホールスラスタによる効率的なイオン加速のためにはプラズマが無衝突であることが必要とされる²⁾ため、これが実効的な推力密度の上限を決めてし

まっており、現在実用化されているホールスラストの推力密度は 20 N/m^2 程度に留まっている²⁾。一方で、同じ外部磁場を利用する電気推進機の中でも、外部磁場印加型 MPD スラストは電子-イオンの衝突を積極的に利用した加速メカニズムによってより高い推力密度が得られるが、この衝突による運動量交換のロスに伴う推力効率の低さが実用化を目指すうえでの障壁となっており³⁾、高推力密度・高推力効率を兼ね備えた電気推進機は未だ実用化されていないという現状がある。

この現状を打破しうる方策として、強磁場の印加が挙げられる。例えばホールスラストでは、磁気圧が推力密度の上限を決めていることが理論的に示されており、将来的な高推力密度作動の可能性が期待されているが、強磁場印加に伴う安定性の確保などの課題も存在する²⁾。一方、外部磁場印加型 MPD スラストでは、理論的には放電電流と磁気レイノルズ数と共に推力効率は向上し、強磁場を印加するほど推力効率が向上することが実験的にも確かめられており、さらにこの傾向は 1T を超えるような領域でも続くことが予測されている⁴⁾ことから、強磁場印加は高推力密度・高推力効率を両立したプラズマ推進機を目指す上で有望な方針であると考えられる。しかしながら、通常の銅線コイルで 1T に迫るような強磁場を印加することは、コイルそのものの重量増加や電源・冷却設備の大規模化から実験を行うことが困難であることもさることながら、宇宙機のコンポーネントとして非現実的である。そこで近年では、材料の発展により取り扱いが容易となった超伝導コイルの利用によって、強磁場を印加したプラズマ推進機の研究が注目されている。

超伝導コイルを用いたプラズマ推進機の研究の例として、超伝導 MPD スラストの作動実験例^{5,6)}と本研究との比較を表 1 に挙げる。いずれも詳細な寸法の記載がなく推力密度は不明であるものの、Zheng らの研究では印加磁場 0.56T で推力効率 76.6%、Voronov らの研究では印加磁場 0.75T で推力効率 54%と、非常に高い効率が得られている。しかしながら、Zheng らの実験では放電電流 700A、Voronov らの実験では放電電流 600A と応用先の限定される極めて大電流での作動が行われており、これに伴う高効率化が予想されることから、得られた推力効率における磁場の寄与は不明瞭で、強磁場の特性を生かし切れていないと考えられる。したがって本研究では、これらの研究と比してより低電力、強磁場での超伝導コイルを用いたプラズマ推進機での作動実験を行い、その性能の調査を行った。

表 1 先行研究と本研究の比較

	Zheng et al.[5]	Voronov et al.[6]	本研究
B [T]	0.00-0.56	0.20-0.75	0.24-1.13
J_d [A]	700	450-600	4.5-17.5
推進剤	Ar	Ar, Kr, Xe	Xe
P [kW]	150	2.5-27.5	1.3-7.0

2. 実験装置

2.1 スラストヘッドと作動条件 本研究で用いたスラスト(Central-Cathode Electrostatic Thruster, CC-EST^{3,7)})の概略を図 1 に示す。本スラストは中心軸上にホローカソードが配置され、同心上の銅製円筒アノードを持つ。このスラストは後継機でより高い推力密度 70 N/m^2 が得られることが確認されている³⁾が、本研究ではより基本的な物理を理解することを目的に、単純な構造を持つ本スラストを用いた。外部磁場は図 2 に示す超伝導コイルモジュール⁸⁾によって印加されており、これはそれぞれ 290 巻きの高温超伝導コイルを 20 枚重ね合わせたもので、それぞれのコイル間に挟まれた銅板を經由して冷凍機によって冷却されている。印加される磁場の強さ B はアノード中心部における磁場を代表値として定義した。

作動条件を表 2 に示す。アノード・カソード共に推進剤にはキセノンを用いた。推進剤流量および印加磁場の不確かさはどの条件でも $\pm 0.1 \text{ mg/s}$ 、 $\pm 0.13\%$ 以下であった。また、各作動条件で 3 回以上測定が行われており、以下の図 3,4,5,6,7 におけるシンボルはその平均値を、エラーバーはその標準偏差を示す。

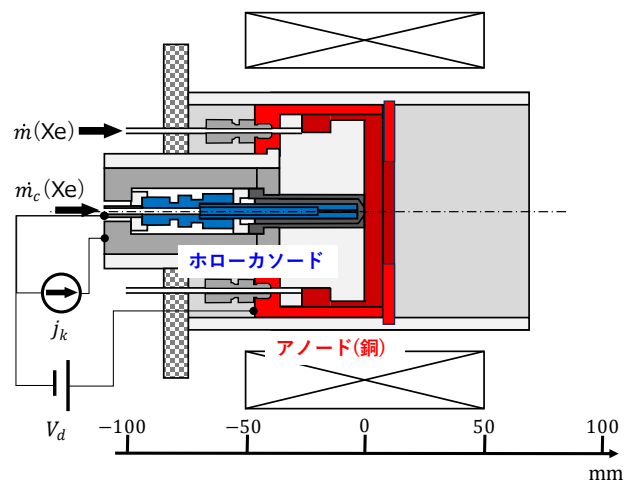


図 1 推進機の概略図

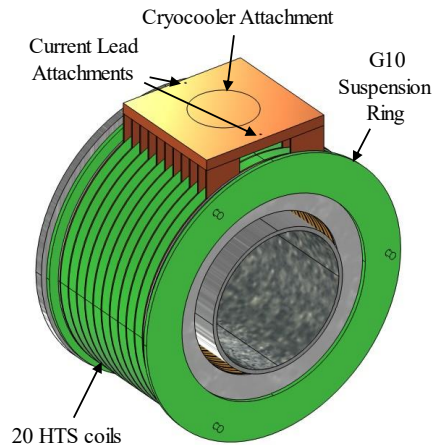


図 2 超伝導コイルモジュール^[8]

表 2 実験条件

作動パラメータ	記号	設定値
Discharge voltage, V	V_d	300-400
Magnetic field strength, T	B	0.24-1.13
Anode mass flow rate, mg/s	\dot{m}	2.7-4.8
Cathode mass flow rate, mg/s	\dot{m}_k	0.49
Keeper current, A	J_k	2

2.2 真空排気系, 計測系 実験はすべて直径 2.0m, 長さ 4.0m の非磁性のステンレス 304 製真空チャンバ内で行った. 実験中チャンバ内はターボ分子ポンプ 2 台(排気速度 3600L/s, 4050L/s)により排気されており, スラスタ作動中の背圧はすべての条件で 3.0×10^{-2} Pa 未満であった. また, キーパー電流および冷凍機電力はチャンバ壁面のフィードスルーから供給した.

推力測定は真空用ベローズを介してチャンバ内に導入され, 2つのベアリングによって支持されたスタンドアームによって構成される振り子式スラストスタンド⁹⁾によって行われた. スラストスタンドの変位はチャンバ外部に設置された長さ 1.1m のアルミ製アームによって増幅し, アーム先端部に設置された作動変圧器によって測定した. また, スタンドアーム内に銅管が配置されており, これを經由して放電電流, コイル電流, 推進剤および冷凍機用冷却水が供給された.

3. 実験結果および考察

3.1 推力および電流電圧特性 図 3 に放電電圧 350V における磁場と放電電流の関係を示す. なお, カソードの電流制限により, 本研究では 20A 以上の放電は行っていない. 本スラスタにおける従来の銅線コイルによる 0.25T までの実験⁷⁾では, ボーム拡散的な磁場の 1 乗に反比例する磁場-電流特性が得られていたが, 0.65T 以上の領域ではこれに従わず, むしろ図中の破線で示されているような, 電流が磁場の 0.5 乗に反比例するような電流-磁場特性が得られた. 磁場

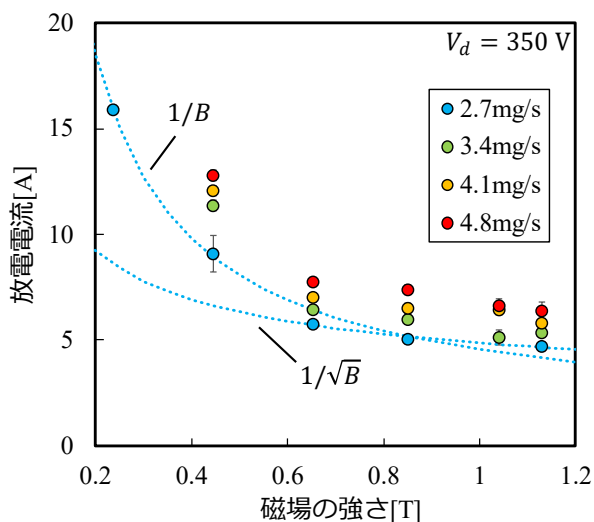


図 3 電流磁場特性

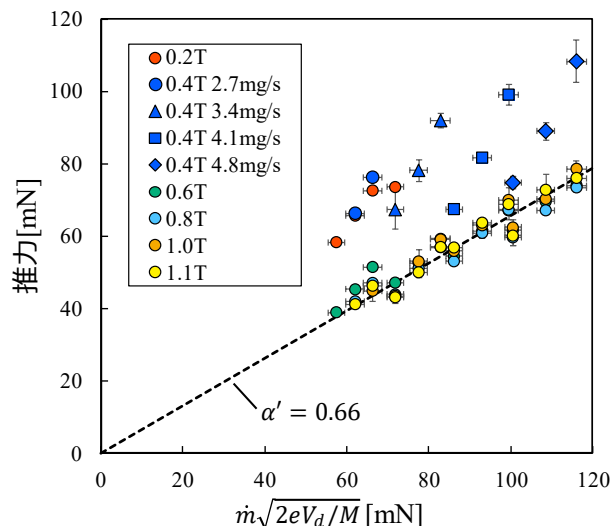


図 4 推力特性 $\dot{m}(2eV_d/m_i)^{1/2}$ vs F

の強化に伴い放電電流が振動する様子が見られていたことから, 強磁場印加に伴う放電の不安定性が電子の拡散を促進した可能性がある.

本研究で用いた CC-EST は従来の銅線コイルを用いた 0.25T までの実験において, 静電加速特性

$$F = \alpha' \dot{m} \sqrt{\frac{2eV_d}{m_i}} \quad (1)$$

に従うような推力特性が得られていた³⁾. 図 4 に一価電離イオンの理想静電加速により得られる推力 ($\dot{m}[2eV_d/m_i]^{1/2}$) と実験によって得られた推力との比較を示す. 0.65T-1.14T の領域では, おおよそ傾き $\alpha' = 0.66$ の直線に従っており, 静電加速により得られた推力特性を良く説明できていると言える. 一方で, 0.24T および 0.44T では, 推進剤流量が低く放電電圧が高いほどこの直線を上回る傾向がみられた. 静電加速に基づきこの結果を解釈すると, 今回整理に用いた理想静電加速による推力は一価電離を仮定しているが, 実際には単位流量あたりにより多くのエネルギーが投入されることによって多価イオンの割合が増加し, 価数の大きいイオンにより速い速度で排気されることで, 高い推力が得られたのではないかと考察できる.

加えて, CC-EST は従来の銅線コイルを用いた作動実験において, 電磁加速特性

$$F = \alpha J_a B R_a \quad (2)$$

にも従うような結果が得られていた³⁾. 加えて Hooper はイオンの運動エネルギーと磁気圧の比 β_f

$$\beta_f = \frac{nm_i u^2}{B^2/\mu} \quad (3)$$

が磁気ノズル下流の磁気密度が低い領域である値以上になったときにプラズマが磁場から離脱すると説明している¹⁰⁾. β_f のべき乗を電磁加速推力 $J_a B R_a$ に乗じたものと推力の実測値との比較を図 5 に示す. $\beta_f^{1/4}$ としたところ, 概ねすべての領域で 1 本の直線に従っており, 電磁加速特性と β_f の

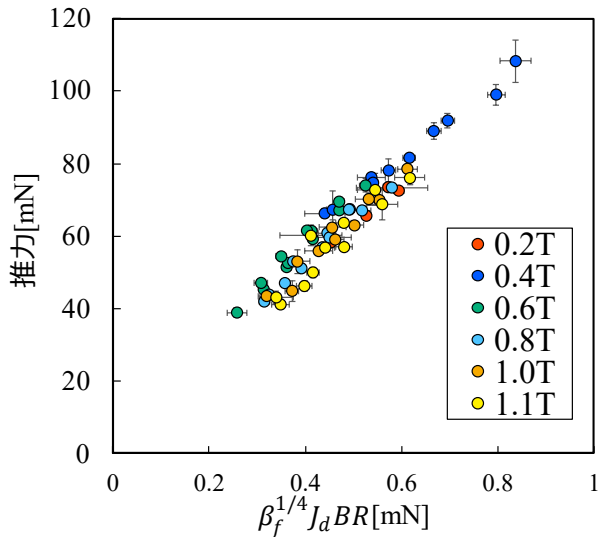


図5 推力特性 $\beta_f^{1/4} J_d B R_a$ vs F

組み合わせによって、得られた推力を良く説明できると言える。すなわち、今回得られた推力特性を電磁加速的に解釈すれば、強磁場印加に伴って磁気ノズル中の同じ位置における β_f が過小となり、磁場の発散角が大きい磁気ノズルのより下流までイオンが磁場に沿って輸送されてしまい、排気イオンの発散角が大きくなった結果、強磁場の条件では有効排気速度が下がってしまったと予想される。

3.2 推力効率 実験により得られた推力および推進剤流量、放電電圧、放電電流から、アノード流量に対する比推力およびアノード効率が以下のように求められる。

$$I_{sp} \equiv \frac{F}{\dot{m}g} \quad (4)$$

$$\eta_a \equiv \frac{F^2}{2\dot{m}J_d V_d} \quad (5)$$

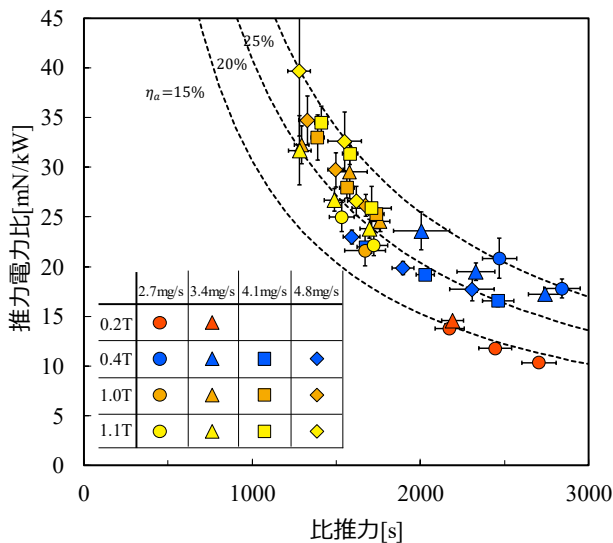


図6 推力電力比 vs 比推力

図6に代表的な作動点として、印加磁場 0.24T, 0.44T, 1.04T, 1.13T におけるアノード電力に対する推力電力比 $F/J_d V_d$ とアノード流量に対する比推力の比較を示す。なお、図中の破線はアノード効率一定の線を示している。定電圧作動ゆえ、電流が比較的流れやすい低磁場では投入電力が大きくなり、前述のように多価イオンの割合が増えることで高比推力、逆に強磁場では電流が流れにくくなり高推力電力比となる傾向がみられるが、これに加えて推力効率が 0.44T, 2.7mg/s および 1.13T, 4.8mg/s の2条件で25%となるピークを持っていることが確認できる。ここから、推進剤流量および印加磁場を適切な値とすることによって投入電力を調整し、効率を損なうことなく高推力作動/高比推力作動の切り替えを行える可能性が示唆される。

さらに、得られた効率への磁場の寄与について考察を行うため、イオンラーモア半径

$$r_{Li} = \frac{m_i u_\theta}{qB} \quad (6)$$

とアノード半径 R_a との比と実験で得られたアノード効率を比較した結果を図7に示す。なお、加速領域における軸方向磁場に対して垂直な方向となる方位角方向の速度成分 u_θ およびイオンの電荷 q に関しては実測が行えていないため、それぞれ有効排気速度 u_{ex} および電気素量 e を用いて計算を行い、アノード半径 R_a に関しては図1中に示したアノード凸部の内径 28 mm を用いている。ここから、0.65T 以上ではラーモア半径がアノード半径より小さくなるにつれてアノード効率が向上していることが確認できる。0.24T および 0.44T においては、理想静電加速特性との比較において考察したように、推進剤流量が小さく、放電電圧が高い実験条件ほど多価イオンが多く存在している可能性が高い。これによって、代表速度としている有効排気速度が高くなり、なおかつイオンラーモア半径の計算としては一価電離を仮定していることから、イオンラーモア半径を実際より数倍程度大きく見積もってしまっていると予想できる。したがって、0.44T の条件においても、イオンラーモア半径がアノード半径を下回っ

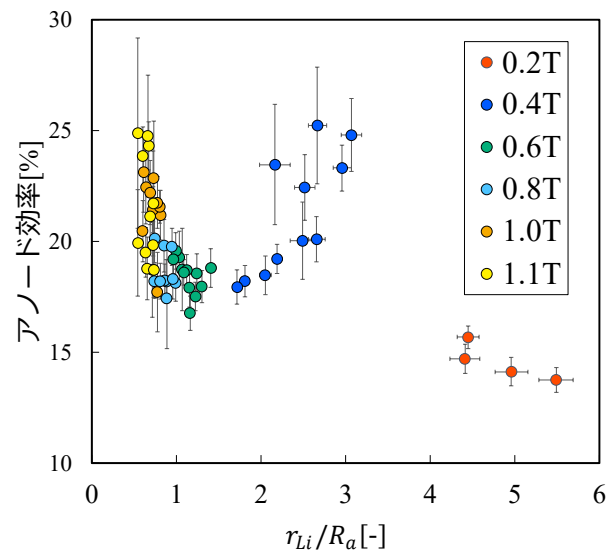


図7 アノード効率 vs イオンラーモア半径

ている可能性が高く、イオンラーモア半径がアノード半径より小さくなった結果高効率を得られていると考えられ、図6において 0.44T ではより少ない流量ほどアノード効率が高い作動となっていることも、多価電離したイオンの割合が多くなったことに伴い平均的なイオンラーモア半径が小さくなった結果であると説明できる。今回実験に用いたスラストは、イオンのラーモア運動の平面と電極および絶縁壁が交差していることも踏まえると、強磁場の印加、あるいは多価電離によってアノード半径に比べイオンラーモア半径が小さくなることによってこれら壁面への衝突が減り、これに従って高効率化したものと考察できる。

4. 結 論

本研究では、高推力密度、高推力効率の電気推進機の実現を目指し、プラズマ推進機に超伝導コイルを用いて 1.13T までの強磁場を印加することによって、以下の結論を得た。

- ・強磁場特有の拡散現象の存在を示唆する磁場の 0.5 乗に反比例するような電流特性が確認された。
- ・定電圧作動ゆえ 0.44T 程度の本研究における弱磁場では放電電流、翻っては投入電力が増加するため、多価イオンの割合が増大することを示唆する推力特性が得られた。
- ・強磁場印加に伴いデタッチメントが悪化し、有効排気速度を低下させている可能性がある。
- ・強磁場における同心円筒状電極を持つ電気推進機の高効率化は、単純に磁場のみに依存する現象ではなく、強磁場印加によるイオンラーモア半径の減少に伴う壁面衝突の減少が寄与している可能性がある。
- ・磁場の強化のみならず多価電離に伴うイオンラーモア半径減少も推力効率向上に寄与するため、効率を損なわず強磁場における高推力作動と低磁場における高比推力作動の 2 モード作動が行える可能性がある。

今後は、強磁場下でより軽量の推進剤を用いることでイオンラーモア半径をさらに減少させ、さらなる高効率化を狙うとともに、旋回速度測定を行うことによって、イオンラーモア半径の効率への寄与を確認する。

謝 辞

本研究で利用した超伝導コイルモジュールは、Victoria University of Wellington Robinson Research Institute の magnet team によって作成されたものであり、ここに感謝の意を示す。本研究の一部は JSPS 科研費 23H00210 の支援を受けたものである。

参 考 文 献

- 1) Goebel, D. M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2008.
- 2) Simmonds, J., Raitses, Y., and Smolyakov, A., A theoretical thrust density limit for Hall thrusters, *J Electr Propuls.*, **2** (2023) p.12.
- 3) Ichihara, D., Nakano, R., Nakamura, Y., Kinofuchi, K., and Sasoh, A., Electrostatic-magnetic hybrid ion acceleration for high-thrust-density operation, *Journal of Applied Physics*. **130** (2021) p.223303.

- 4) Bishop, A., Connolly, D., and Seikel, G., "Tests of Permanent Magnet and Superconducting Magnet MPD Thrusters," presented at the 7th Propulsion Joint Specialist Conference, Salt Lake City, UT, U.S.A., 1971.
- 5) Zheng, J., Liu, H., Song, Y., Zhou, C., Li, Y., Li, M., et al., Integrated study on the comprehensive magnetic-field configuration performance in the 150 kW superconducting magnetoplasmadynamic thruster, *Sci Rep.*, **11**(2021), p.20706.
- 6) Voronov, A. S., Troitskiy, A. A., Egorov, I. D., Samoilenkov, S. V., and Vavilov, A. P., Magnetoplasmadynamic thruster with an applied field based on the second generation high-temperature superconductors, *J. Phys.: Conf. Ser.*, **1686**(2020), p.012023.
- 7) Sasoh, A., Mizutani, K., and Iwakawa, A., Electrostatic/magnetic ion acceleration through a slowly diverging magnetic nozzle between a ring anode and an on-axis hollow cathode, *AIP Advances*, **7**(2017), p.065204.
- 8) Olatunji, J. R., Strickland, N. M., Goddard Winchester, M. R., Kinofuchi, K., Ichihara, D., Long, N. J., and Wimbush, S. C., "Modelling of a 1 T High-Temperature Superconducting Applied Field Module for a Magnetoplasmadynamic Thruster," presented at the TENCON 2021 - 2021 IEEE Region 10 Conference (TENCON), Auckland, New Zealand, 2021.
- 9) Sasoh, A., and Arakawa, Y., A high-resolution thrust stand for ground tests of low-thrust space propulsion devices, *Review of Scientific Instruments*, **64**(1993), pp.719-723.
- 10) Hooper, E. B., Plasma detachment from a magnetic nozzle, *Journal of Propulsion and Power*, **9**(1993), pp.757-763.