

小型ヘリコンプラズマ源を用いた 無電極電気推進の性能試験

松岡健之 (JAXA/ISAS), 佐藤周平 (筑波大学), 船木一幸 (JAXA/ISAS),
篠原俊二郎 (東京農工大学), 谷川 隆夫 (東海大学),
西田 浩之 (東京農工大学), 藤野貴康 (筑波大学),
Konstantin P. Shamrai (キエフ原子力研究所、ウクライナ), 羽田 亨 (九州大学)

1. 本研究の目的

宇宙航行用のための長寿命の電気推進機開発において性能評価は必須である。性能評価のためには推進機で発生する推力を計測する必要がある。本論文では JAXA で開発中の高周波を用いた電気推進機の一つであるリサーチ加速を用いた推進システムのためのプラズマ源と推力スタンドの開発について紹介する。

2. 背景

電気推進は、推進剤をプラズマ化し加速して宇宙機から排気することで推力を得るロケットエンジンの方式であり、小惑星探査機はやぶサに搭載されたイオンエンジンやホールスラスタがすでに実用化されている。これら従来の電気推進機は直流放電を用いており電極がプラズマに接触しているため、電極損耗により寿命は数万時間程度が限界となる。この限界を取り払うために、プラズマと電極が非接触でプラズマ生成と加速を行う無電極電気推進の開発が各国で進められている。無電極でプラズマ生成と加速を行うため高周波放電が用いられる。各国ともプラズマ生成には高効率かつ放電パラメータが広範囲なプラズマ源であるヘリコンプラズマ [1, 2] を用いておりプラズマの加速方式にそれぞれ特色がある。加速方式は、熱加速、静電加速、電磁加速に分類できる。熱加速方式には、NASAとAd AstraのVariable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR) [3] があり、イオンサイクロトロン加熱と磁気ノズルによる熱エネルギーから並進運動への変換により推力を得る方式である。もうひとつの熱加速型として、MITのmini Helicon Thruster (mHT) [4]ではプラズマの圧力により推力を得る方式が研究されている。静電加速型としては、オーストラリア国立大学 (ANU) や岩手大学のHelicon Double Layer Thruster (HDLT) [5]があり、発散磁場に浸されたプラズマの自発的に生成するプラズマ電位ギャップ (ダブルレイヤー) による静電加速により推力を得る方式である。現在のところ無電極電磁加速を目指した研究は日本のみ

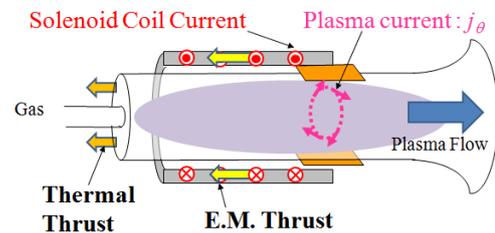


図1 スラスタ概念図。プラズマ生成用のアンテナは省略した。

であり、中でも我々が取り組んでいるHEAT (Helicon Electrodeless Advanced Thruster) プロジェクト[2, 6]が先行している。HEAT プロジェクトはJAXA、東京農工大、九州大学、東海大学、ウクライナINRの共同研究である。HEATにおいてはヘリコン波で生成したプラズマを無電極で加速する方法が研究課題となっている。

ヘリコンプラズマ源では、ソレノイドコイルで生成した発散磁場中にプラズマが浸されている。したがって図1に示したように周方向の電流 (j_θ) を誘起できれば発散磁場の積で与えられるローレンツ力によるプラズマの電磁加速が可能となる。

推進機に働く力には電磁力と熱推力がある。電磁力はプラズマ電流とコイル電流の反発力である。図1に示したように、電磁力は発散磁場を生成するコイルに作用する。一方で、熱推力はプラズマが保持する容器に及ぼす圧力である。ヘリコンプラズマでは電子圧力が支配的であることが実験で確認されている[7]。

リサーチ加速の原理は東京農工大における実験で確認されている。実験ではプラズマ流速の計測により加速が観測されているが、熱加速によるプラズマ速度と同程度であると推測されている [8]。現状ではプラズマパラメータの計測から算出された比推力¹、効率²はともに低く、大幅な性能向上の余地がある。

¹比推力とは $I_{sp} = F / mg$ で与えられ単位は秒である。ここで F は推力、 m は推進剤ガスの推進剤流量、 g は重力加速度である。

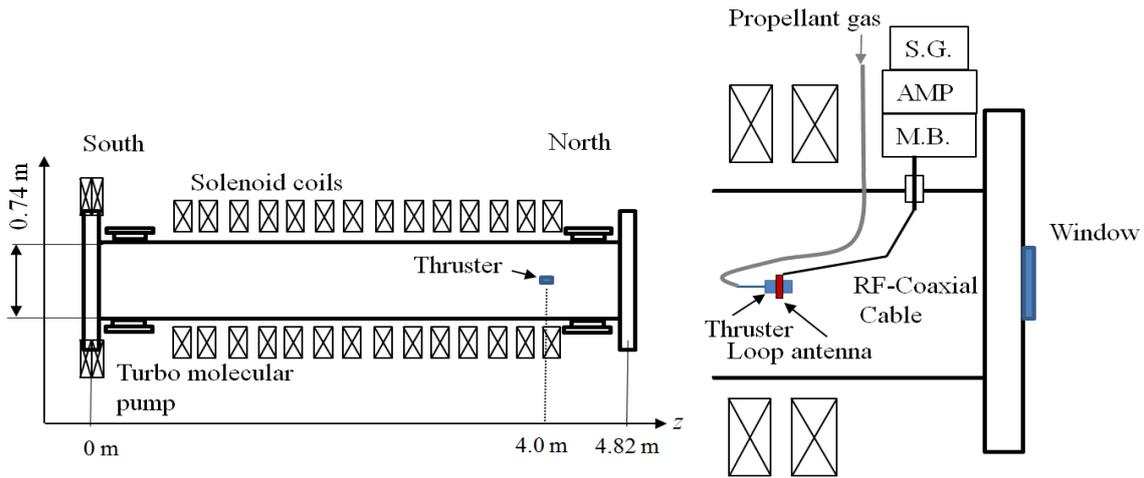


図2 (a)高密度プラズマ発生装置概略とスラスター位置、(b)スラスター周り実験セットアップ。図中記号はそれぞれ、S.G. (高周波信号発生器)、AMP (高周波増幅器)、M.B. (整合器) である。

比推力の向上への指針を得るために、リサーチ加速にたいする推力の解析モデルを構築した。このモデルによりプラズマ径を大きくすれば電磁推力が熱推力を大幅に上回ることが示されている[9-11]。また、現在までに、リサーチ加速の推力計測はなされていないため、前記推力モデルの妥当性を確認するために熱推力も含めた推力を計測する必要がある。また、mHT では、熱加速により比推力 2000 秒程度 (プラズマの平均噴出速度 $v_e \sim 20 \text{ km/s}$) が得られており、プラズマ生成単独での性能上限を把握する必要がある。特にサイズの異なるスラスターの性能比較を行った例はないので異なるスラスター半径の熱加速性能を調べることに意義がある。

本研究の目的をまとめると、リサーチ加速推進機の推力計測を目指して、1) 推力計測に適したプラズマ源の開発、2) 推力計測スタンドの開発とノイズ評価、3) 熱推力の外部パラメータ (推進剤流量、磁場強度) 依存性を調べること、4) リサーチ加速の推力計測の課題抽出である。

3. 実験装置

本研究は宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所の高密度プラズマ発生装置を用いて行った。実験装置の概略を図2に示す。高周波電力はワンターンアンテナでプラズマに供給する。このアンテナにより高周波パルスと、チャンパー外部のソレノイドコイルにより生成される z 軸方向の磁場によって、推進機 (以下スラスターと表記) を模擬した石英ガラス管内に導入された推進剤ガスをプラズマ化する。磁場はスラスター周辺でほぼ一様である。推進剤はアルゴンガスをマスフローコントローラーを用いて導入し

た。データ計測時には、推進剤流量を一定かつ定常で流した。生成されたプラズマは図3(a)の矢印で示したようにスラスターの開放端より排気され推力を生成する。推力を計測するために、スラスターはナイフエッジを用いた振り子に取り付けられている。実験では、高周波電流によるアンテナ部やプラズマによるスラスター壁面の加熱による温度上昇を避けるため高周波電力をパルス幅 50 ms の矩形波で給電した。従って、推力はパルス幅 50 ms で時間積分した力積として振り子に加えられる。振り子の変位は力積に比例しているため、振り子の変位を図2(b)の真空窓を通してレーザー変位計で計測する。ここで力積から推力を評価するにあたって、推力の時間波形を仮定する必要がある。本論文ではパルス幅 50 ms の矩形波を仮定した。

本実験では高周波アンテナとソレノイドコイルは石英管に固定されていない。図1で説明したように電磁推力はソレノイドコイルに作用するため本実験では電磁推力は計測されない。ただし、熱推力はスラスター容器に作用する。従って本実験では熱推力のみが計測される。

実験条件を表Iにまとめる。熱推力のスラスター内径の依存性を調べるために、石英管は内径 26 mm 深さ 50 mm と内径 50 mm 深さ 100 mm を使用した。なお表Iにおいて B_z は軸方向磁場でありスラスター中心で計測した値である。表の投入高周波電力 (P_{in}) は増幅器の方向性結合器で計測した入射電力から反射電力を引いた値である。チャンパー圧力は、本実験で最大の推進剤流量 (アルゴン 0.9 mg/s) において高周波電力を印加しないで計測した値である。

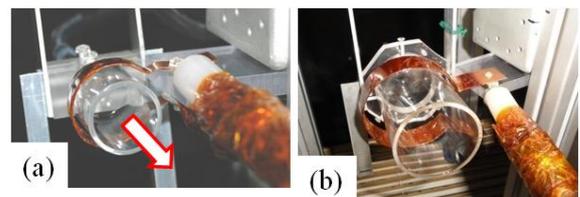


図3 (a) 内径 26 mm スラスター、(b)内径 50 mm スラスター。

プラズマロケットの燃費を表す指標であり大きいほど少ない推進剤で大きな推力を出すことができる。

$\eta = 0.5 \dot{m} v_e^2 / P_{in}$ で定義される。投入電力に対する加速されたプラズマの持つ運動エネルギーの割合である。ここで v_e はプラズマの平均噴出速度であり、比推力に比例し $v_e = I_{sp} g$ で与えられる。

表 I. 実験パラメータ.

Quartz Tube Dimensions	I.D. 26 mm Length 50 mm	I.D. 50 mm Length, 100 mm
RF Frequency	9.5 MHz	9.1 MHz
Input RF Power	1.8-2.3 kW	1.8-2.2 kW
RF Pulse Duration	50 ms	50 ms
Chamber Pressure	$< 6 \times 10^{-4}$ Pa	$< 2 \times 10^{-4}$ Pa
B	0.009 T	0.005-0.035 T

4. 実験結果

図 4 にプラズマ発光の様子を示す。図では石英管内径と磁場強度を固定し推進剤流量を変えている。傾向として、流量が大きいときに明るいプラズマ発光が観測されている。これまでのヘリコンプラズマの実験から流量が大きいほどプラズマ密度が高くなることが分かっている。従って、明るいプラズマ発光ほど高い密度のプラズマが生成されていることを示唆している。この傾向は内径 26 mm のスラスタでも同様である。以上まとめると、画像計測からは内径 26 mm と 50 mm の双方でプラズマ生成に成功した。また、プラズマ密度が推進剤流量とともに増大していると考えられる結果が得られた。

次に、推力計測結果について述べる。レーザー変位計で計測した振り子の変位の時間波形を図 5 に示す。図 5(a)に Impulse で示した矢印の時刻に高周波パルスが印加されている。高周波のパルス幅、すなわち力積のパルス幅は 50 ms であり振り子の周期の約 1 秒より十分短いので、以下に示す振り子に対する減衰振動の解析解を用いて曲線あてはめを行うことができる[12]。

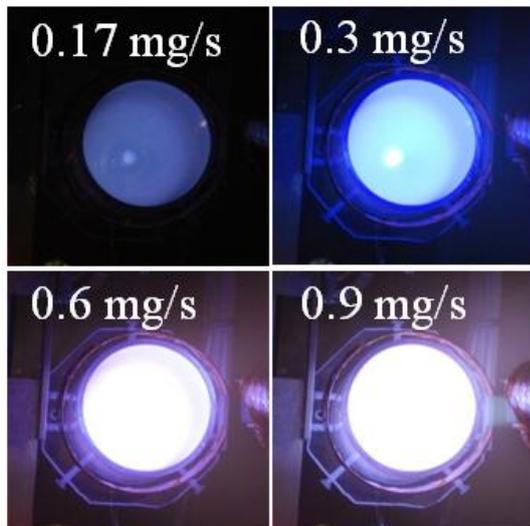


図 4 推進剤流量を変えた時のプラズマ発光の変化。スラスタ内径 50 mm、 $B_z = 0.009$ T。

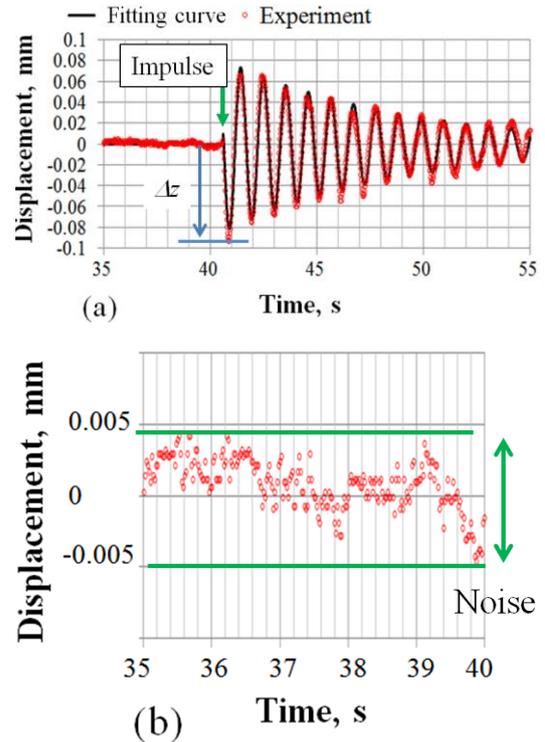


図 5(a)振り子の変位 (スラスタ内径 26 mm)。 (b)振り子の振動のノイズ。

$$z(t) = \frac{IL_l L_m}{J\omega_0 \sqrt{1-\zeta^2}} \exp(-\zeta\omega_0 t) \sin(\omega_0 t \sqrt{1-\zeta^2}) \quad (1)$$

ここで、 I 、 L_l 、 L_m 、 J 、 ω_0 は、それぞれ、振り子に与えられた力積、振り子の支点からインパルス発生点までの距離、振り子の支点から計測点までの距離、振り子の慣性モーメント、振り子の周期に相当する角速度である。 ζ は振り子の減衰率に関する値である。これらの値のうち未知なのは、 I 、 J 、 ω_0 、 ζ であるが、波形データへの曲線あてはめにより ω_0 、 ζ が求まる。 J は既知の力積を振り子に与えたときの振り子の波形を得て較正することにより求めることができる。式 (1)より力積は振幅の最大値に比例し、図 5(a) では $55 \pm 2 \mu\text{Ns}$ に相当する。力積をパルス幅で

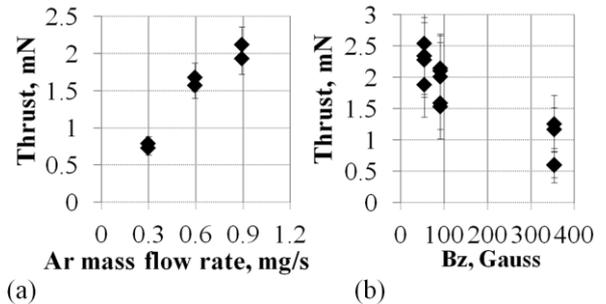


図 6 (a) 熱推力の推進剤流量依存性 (スラスタ内径 26 mm、 $B_z = 0.009$ T)、(b) 磁場依存性 (スラスタ内径 50 mm、推進剤流量 0.9 mg/s)。

除することにより、推力は $1.1 \pm 0.3 \text{ mN}$ となる。図 5(a) から最大振幅はほぼ 0.1 mm であり、振り子の推力に対する感度 (変位/推力) は 0.1 mm/mN であることが分かる。計測できる推力には装置が振動することによるノイズによる下限が存在する。図 5(b) に振動ノイズを示す。振動ノイズは図 5(a) の高周波パルス印加前の部分を拡大して示している。図 5(b) からノイズの振幅は 0.005 mm であり、先ほどの感度から考えると 0.05 mN 程度を計測することができることが分かる。他にも種々の誤差要因があるが、最も支配的なのは、力積印加後の振り子のゼロ点のシフトが最も大きく、対応する推力に対する誤差は 0.5 mN 程度との結果が得られた。従って製作したナイフエッジ式の振り子ではゼロ点シフトが大きいことが分かった。

次に熱推力の外部パラメータ依存性について述べる。図 5(a) に推進剤流量を変えた時の推力を示す。推力は推進剤流量にほぼ比例することがわかる。図 4 のプラズマの発光計測から、プラズマ密度が推進剤流量とともに増大していると考えられる結果が得られている。従って、図 6(a) の推力の増大はプラズマ密度の増大による可能性がある。熱推力はプラズマの圧力、特に電子圧力をスラスタ断面で積分することによって得られる[7]。プラズマの圧力は密度と温度の積であるので、仮に温度が推進剤流量にたいして一定であれば推力は密度に比例することが予想される。推力 (F) はプラズマの平均排気速度 (v_e) と $v_e = F/\dot{m}$ の関係がある。従って推力が推進剤流量に比例するという事はプラズマの平均排気速度が一定であるということの意味している。熱推力生成においてはこの速度はイオンの音速に比例することが予想される。イオン音速は温度の平方根に比例するので、推進剤流量に対し温度が一定であると推測される。ただしこの議論ではマッハ数が推進剤流量に対し一定である必要がある。ここでの推論に対する裏付けを得るためにはプラズマパラメータの計測が必要となる。また、図 6(a) に対して推力計測の観点からは、推進剤流量 0.9 mg/s での推力が大きく計測しやすいということが言える。

図 5(b) に推進剤流量を 0.9 mg/s 磁場を変えた時の推力を示す。磁場を弱くすると推力が増大することが分かる。磁場を印加しない時にはプラズマ発光が観測されず、ノイズレベル (0.5 mN) を超える推力は計測されなかった。実験装置の制約から 0.005 T 以下の磁場強度でのデータを取得することができなかつたため、推力最大値が 0.005 T 以下に存在する可能性がある。プラズマ発光と推力の推進剤流量への依存性から、プラズマ密度が高いほど推力が大きいたことが推測されると述べた。このことから、図 6(b) の結果は B_z が弱い方がプラズマ密度が高いという解釈ができる。

スラスタサイズに関して $B_z = 0.009 \text{ T}$ 、推進剤質量流量 0.9 mg/s において 2 mN が得られており違いは観測されなかった。

4. プラズマの実効吸収電力と推力

実験では投入電力をほぼ一定に保って計測を行っ

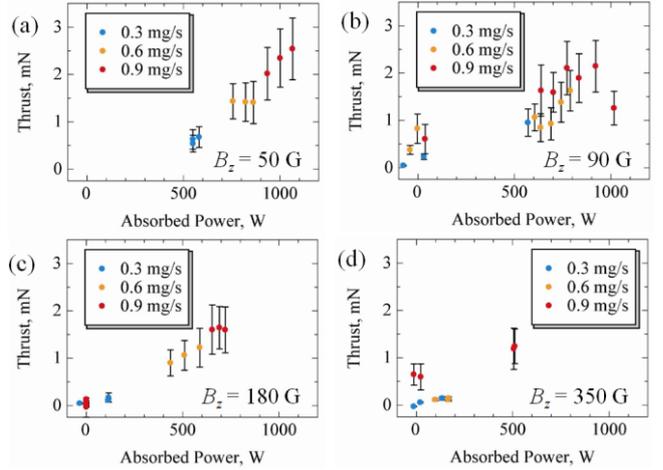


図7 推力とプラズマによる実効吸収電力の関係。スラスタ内径 50 mm 。(a) $B_z = 0.005 \text{ T}$ 、(b) $B_z = 0.009 \text{ T}$ 、(c) $B_z = 0.018 \text{ T}$ 、(d) $B_z = 0.035 \text{ T}$ 。

たが、実際には外部パラメータを変えることによりプラズマの抵抗値が変化するためインピーダンス整合が各データ点で異なる可能性がある。つまり、プラズマに吸収されて消費される電力と整合器、給電ケーブル、アンテナで構成されるアンテナ回路の内部抵抗で消費される電力の割合が変化するという可能性がある。従って、3節で示した実験結果を理解するためにはプラズマに吸収された電力を見積もる必要がある。推進剤を流さない時とプラズマ放電時の投入電力、整合器からの電流と電圧からプラズマに吸収された実効的な電力を算出することができる。実験では整合器の電流をモニタしているがこの値をループアンテナでの電流値と等しいと仮定し電流の実効値を I_m 、とおく。またアンテナ回路とプラズマが直列接続している等価回路を考え、推進剤を流さない時の電流と投入電力をそれぞれ I_m^c 、 P_m^c 、推進剤を流し高周波パルス印加した時の実効値を I_m^p 、 P_m^p とすると、プラズマによる実効吸収電力は、

$$P_{eff} = P_m^p - Z_c (I_m^p)^2 \quad (2)$$

$$Z_c = P_m^c / (I_m^c)^2 \quad (3)$$

と求めることができる。式(2)において右辺第二項はアンテナ回路で消費される電力である。また Z_c はアンテナ回路の抵抗値であり実験中複数回計測し一定であることを確認している。

図 7 に式(2)を用いて得た実効吸収電力で推力をスラスタ内径 50 mm にたいし図示した。それぞれの図において磁場強度が異なっている。また推進剤流量は色分けしてある。まず、全体の傾向として、実効吸収電力が大きいほど推力が大きいたことがわかる。図中のデータ点は投入電力を表 I に示す範囲で一定にしている。投入電力一定で実効吸収電力が大きくなるということは、プラズマに吸収される電力がアンテナで消費される電力より大きくなるということである。このことはプラズマ抵抗値が Z_c に比較して大きくなることを意味している。従って、図 7 にお

いて実効吸収電力が大きいほどプラズマ抵抗値が大きいことに対応する。以上の議論は、推力はプラズマ密度とともに増大するという推測を支持している。次に、磁場強度が 0.005 T や 0.009 T の実験データと比較して 0.018 T や 0.035 T のデータ点のほうが最大吸収電力が小さい。このことも先と同様に、磁場が強い方がプラズマ密度が小さいためプラズマ抵抗値が小さくなるから実効吸収電力が小さくなると解釈できる。

5. 結論と今後の予定

冒頭で述べた目的に対して本研究の成果は以下にまとめられる。1) 26、50 mm とともにプラズマを生成できた。2)、4) 試験の結果、電磁加速実験のためにはさらなるノイズ対策が必要であることが分かった。3) 推力は推進剤流量に比例し、磁場が弱い方が大きいという傾向が得られた。プラズマ発光画像、プラズマによる実効吸収電力と推力の質量流量依存性から推力はプラズマ密度とともに増大するであろうことが推察された。また、推力は 26、50 mm とほぼ同じ値であった。

リサーチ加速実験においては電磁推力を計測する必要があるが、そのためには発散磁場発生用のソレノイドコイルないしは永久磁石を推進機に固定する必要がある。リサーチ加速で予測される電磁推力値は mN のオーダーである[9]。したがって推力スタンドの感度としては mN の推力を計測する必要がある。永久磁石を用いた場合は内径 50 mm のスラストの場合で質量は 2.2 kg である。石英管のみの質量は内径 50 mm の場合 0.108 kg であり質量増加は 20 倍以上である。スラスト質量が増加すると変位は逆比例して減少すると考えられる。実際には推進剤供給ラインによる弾性などの影響があり単純ではないが、もし振動ノイズが変わらないとすると、スラスト質量の増加分感度を向上する必要がある。今後、感度の向上とノイズの低減を行うために製作したねじり振り子での実験を行う予定である。

謝辞

本研究は、科学研究費補助金 [(S) 21226019]の補助により、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースプラズマ共同研究設備にて実施されました。実験装置の製作、サポートをいただきました同研究所工作室スタッフおよび実験装置の運転でサポートいただきました山本育夫技官に深厚なる謝意を表します。

参考文献

- [1] 篠原俊二郎：日本物理学会誌 **64** (2009) 519 (解説：参考文献あり)。
- [2] 篠原俊二郎、谷川隆夫、羽田亨、船木一幸、西田浩之、松岡健之、大塚史子、本村大成、大野英治、K. P. Shamrai：平成22年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2011, STEP2010-018.
- [3] F. R. Chang-Díaz: Trans. Fusion Technol. **35** (1999) 87.

- [4] O. Batishchev: IEEE Trans. Plasma Sci. **37** (2009) 1563.
- [5] X. Sun, A. M. Keese, C. Biloiu, E. E. Scime, A. Meige, C. Charles, and R. W. Boswell: *Phys. Rev. Lett.* **95** (2005) 025004.
- [6] S. Shinohara, H. Nishida, K. Yokoi, T. Nakamura, T. Tanikawa, T. Hada, F. Otsuka, T. Motomura, E. Ohno, I. Funaki, T. Matsuoka, K. P. Shamrai, and T. S. Rudenko: Proc. 32nd Int. Electric Propulsion Conf., 2011, IEPC-2011-056.
- [7] K. Takahashi, T. Lafleur, C. Charles, P. Alexander, R. W. Boswell, M. Perren, R. Laine, S. Pottinger, V. Lappas, T. Harle, and D. Lamprou: *Appl. Phys. Lett.* **98** (2011) 141503.
- [8] K. Toki, S. Shinohara, T. Tanikawa, T. Hada, I. Funaki, K. P. Shamrai, Y. Tanaka, and A. Yamaguchi: *J. Plasma Fusion Res. SERIES 8* (2009) 25.
- [9] T. Matsuoka, T. Nakamura, K. Yokoi, T. S. Rudenko, I. Funaki, H. Nishida, K. P. Shamrai, T. Tanikawa, T. Hada, and S. Shinohara : Proc. of 28th Int. Symp. on Space Technology and Science, 2011, ISTS-2011-b-09.
- [10] T. Matsuoka, I. Funaki, T. S. Rudenko, K. P. Shamrai, S. Satoh, T. Fujino, T. Nakamura, K. Yokoi, H. Nishida, S. Shinohara, T. Hada, and T. Tanikawa: Proc. of 32nd Int. Electric Propulsion Conf., 2011, IEPC-2011-079.
- [11] S. Satoh, T. Matsuoka, T. Fujino, and I. Funaki: Proc. of 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conf. in conjunction with the 18th Int. Conf. on MHD Energy Conversion, 2011, AIAA2011-4008.
- [12] 小泉宏之, 各務聡, 小紫公也, 荒川義博, 日本航空宇宙学会論文集 **51** (2003) 270.