

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

3. 将来ミッションに向けた電気推進ロケットエンジンの現状と課題

3. Current Status and Issues of Electric Rocket Propulsion for Future Missions

3.2 静電加速型推進機

3.2 Electrostatic Thrusters

山本直嗣, 渡邊裕樹¹⁾

YAMAMOTO Naoji and WATANABE Hiroki¹⁾

九州大学大学院総合理工学府エネルギー科学部門, ¹⁾首都大学東京大学院システムデザイン研究科

(原稿受付: 2017年8月4日)

本節においては, 静電加速型推進機の将来ミッションに向けた推進機の課題と最近の研究成果に関して解説します。静電加速型推進機は「はやぶさ」の主推進であるイオンエンジンに代表される静電場によりイオンを加速し, その反作用で推力を得るタイプの推進機です。推力が小さい電気推進においては必要不可欠な耐久性の向上に関して, 「マグネチックシールドング」という技術革新があり, 大幅な長寿命化が望めることになったり, わずか50kgの衛星に小型イオンエンジンが搭載されるなど, 現在でも進化し続けています。

Keywords:

electrostatic thrusters, ion engine, field emission electric propulsion, electrospray thruster, Hall thruster.

3.2.1 静電加速方式

静電加速方式にはイオンエンジン[1-5]やField emission electric propulsion (FEEP)[6-10], またホールスラスタ[11-16]などがある。加速方式は名前の通り, 静電界により, イオンを加速し, その反作用により推力を得る。それぞれの原理などの詳細は, 第1章および過去の小特集(2001年[17], 2006年[18])および電気推進ロケット入門[19]に譲りたい。

3.2.2 将来ミッションに向けた推進機の課題

将来ミッションに向けた推進機の課題として, 長時間作動を余儀なくされる電気推進機において, 常に求められている耐久性の向上は言わずもがな, 近年のトレンドである小型化・大型化, さらには低コスト化に向けた代替推進剤の探求, またこれまでブラックボックスとしてきた異常輸送や真空設備の影響等が挙げられる。もちろん他にも様々な課題があり, それらに対して多くの研究者が解決に向けて研究を行っている。

第2章にも述べているとおり, 宇宙機は現在, より小さいものより大きいものへの流れがあり, それに伴い推進機も小型化と大型化が求められている。特に小型衛星の急速な普及に伴い, 小型衛星の機能を高度化できる小型推進機の開発が必須となってきている[20-23]。小型衛星用の推進機開発において, 単なる小型化ではなく, 小型化に伴

い必然的に表面積と体積の比は増加するため性能は低下するが, それをいかに下げ止められるかを克服すると共に, 利用できる電力や空間の制限が厳しい小型衛星において, 燃料用のタンクや電源も含めたシステム全体の小型化・省電力化が求められるため, トータルでのトレードオフをしながらのシステム設計が求められている[24]。

また, 現在のイオンエンジンおよびホールスラスタの推進剤としては希ガスであるキセノンが用いられている[25, 26]。しかしながらキセノンは大気中に86 ppbとわずかにしか存在しないため, 精製コストが高く, 年間の精製量も限られている[27]。太陽光発電衛星の建設や火星探査には膨大な燃料を必要とするため, 代替推進剤の探求が求められており, 昔からアルゴンやクリプトンの可能性が検討されてきている[28, 29]。

電気推進機の内部物理に関してはまだまだブラックボックスとなっていることがたくさんある。一つは電子の異常輸送である[15, 30, 31]。ホールスラスタはイオンを排出し, その反作用で推力を得るエンジンであるため, 電子は推力に寄与しない。そのため電子電流は消費電力を増大させるだけである。ホールスラスタにおいて, 磁場を印加して電子電流を抑制しているが, ホールパラメータがある臨界値を超えると, 磁力線を横切って移動する電子の輸送は古典拡散理論では説明できなくなる。異常輸送を引き起こす要因として, ドリフト不安定性などのプラズマ揺動に起

Department of Advanced Energy Engineering Science, Kyushu University, Kasuga, FUKUOKA 816-8580, Japan

corresponding author's e-mail: yamamoto@aes.kyushu-u.ac.jp

因する異常輸送[32]や、壁面との衝突による衝突輸送[33]、様々な仮説が提案されているが、現在でも未解明のままである。また、ホールスラストの外部の希薄な中性粒子密度領域においても、電子の輸送が理論値よりも大きく、うまく説明できない。イオン音波不安定性[34]や3次元的な磁力線形状[35]で説明出来ないかと研究が続けられている。

もう一つのブラックボックスとして、真空設備の影響が挙げられる。地上試験における推力は宇宙空間で作動させた時の推力とは違い、しかも地上試験における推力は設備の真空度のみならず、試験された設備のポンプ配置などによって変わることが知られている。これは排出したイオンが真空設備の壁面で再結合して中性粒子として反射して推進機に戻ってくることが一因であると言われているが、定量的な説明をするまでには至っていない。各国とも真摯にこの問題に取り組んでいるが、開発コストとも直結するためあまりオープンな議論とはなっておらず、日本においても非常に危惧されている点である。

3.2.3 最近の研究成果

大型化に関しては衛星の大型化に伴い、スラストも5 kW 級の実用化が推し進められている[36-38]。このクラスのホールスラストシステムは、2003年度から三菱電機が準天頂衛星用推進機として開発を行ってきた[39]。残念ながら準天頂衛星には搭載されなかったが、ここで得られた電源の小型・高性能化の技術は次期技術試験衛星用の推進システムの開発に活かされている。また、この開発を通しての知見や機器はJAXAと9大学のオールジャパン体制で開発がすすめられた"Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japanese IN-space propulsion system (RAIJIN) プロジェクトにおいても生かされている[38]。RAIJIN プロジェクトで開発されたアノードレイヤー型ホールスラスト(図1)は、性能面において、諸外国と対抗できるものとなった。すなわち、投入電力当たりの推力である推力電力比は80 mN/kWを達成するとともに、幅広い作動点において電力から推進力へのエネルギー変換効率が50%を超えるなどである。また、本プロジェクトにおいては、スラストの開発のみならず、大電力電気推進を用いたミッション解析やインテリジェンス電源などの開発も行い、様々な成果を上げている[40]。

一方、アメリカなどでは、将来のミッション要求に応えるべく、更なる大型の100 kW 級のホールスラストの開発が進められている[41]。

超小型衛星用の推進機として、各国の研究期間が小型のイオンエンジンの開発を進めている中、小型イオンエンジン(図2)を搭載した「ほどよし4号」が世界に先駆けて2014年6月20日打ち上げられ現在も高度600 kmの周回軌道を回り続けている[42]。また超小型小惑星探査機「プロキオン」にも搭載され、宇宙実証がされた[43]。これに続けられるように、小型のホールスラスト[44-46]やアークジェット[47]、イオン液体を燃料としたフィールドエミッション推進機[48, 49]の開発が各研究機関で進められてい

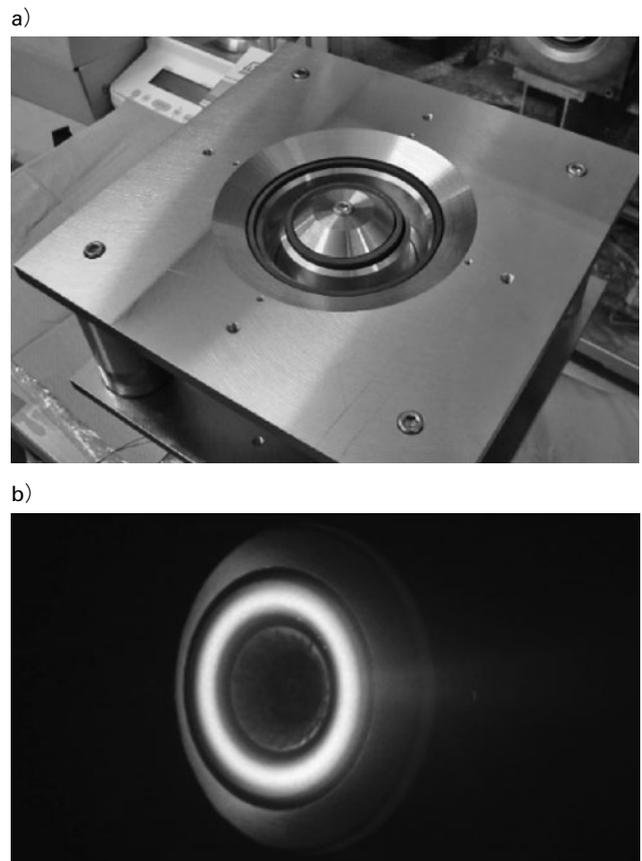


図1 RAIJIN プロジェクトで開発された5 kW 級アノードレイヤー型ホールスラストの a) 外観および b) 作動の様子。円環状の放電室外径が94 mm と従来のマグネティックレイヤー型ホールスラストに比べ、小型で大出力を達成可能。



図2 「ほどよし4号」に搭載された小型イオンエンジンの作動の様子。イオン源(下部の発光)の直径は2 cm 程度となっており、小型化している。なお、上部の4つの発光はイオンを中和するための電子を放出するための中和器の発光である。

る。

代替燃料に関しては、アルゴンでの性能向上に関する研究が昔から進められている。しかしながら満足な性能は得ず、キセノンやクリプトンなどの他の希ガスとの混合ガスによる性能向上の研究も行われている[50]。また、システムのコンパクトになることや火星での推進剤の補給を考えると、二酸化炭素での検討も行われている。実際に二酸化炭素でのホールスラストの性能はエネルギーの変換効率が25%を達成している。また、常温で固体である炭化物のア

ダマントン ($C_{10}H_{16}$) [51] やヨウ素 [52] は昇華するため有力候補であり、電離エネルギーの低いマグネシウム [53]、ビスマス [54] などの金属も候補として検討されている。ヨウ素およびビスマスに関しては、キセノンとほぼ同等の性能を示しており、マグネシウムや二酸化炭素はキセノンと比較して劣る性能を示している。

耐久性の向上に関する取り組みとして、様々な研究成果が上がってきている。一つのアプローチとしては、より耐久性のある材料の採用である。イオンエンジンにおいて、「はやぶさ」 [55] において有意性を示したカーボン系の採用の流れを引き継ぎ、研究開発が進められた結果として、イオンを引き出すための電極や電子を引き出すためのホローカソードの部材に熱分解黒鉛 (Pyrolytic graphite) [56, 57] が採用される流れが広がっている。

JAXA が開発を進めているマイクロ波放電型イオンエンジンにおいても、「はやぶさ」で寿命律速となったイオンを中和するための電子源 [58] の寿命延長に取り組み、35000時間以上の寿命達成を確認している [59]。これは、中和器の故障原因解明のための研究の過程で、キセノンの2価イオンによるスパッタが原因であることがわかり [60]、その対策の一環として中和器内部の圧力を上げたことや印加する磁場を強くしたこと、磁場回路を形成するヨークのコートニングなどにより達成できた。中和器もマイクロ波放電型だけではなく、RF放電型の電子源も開発が進められている [61]。

数値解析ツールの整備も急速に進んでいる。過去の小特集 [62] で取り上げられたように、イオンエンジンの開発において寿命認定試験を数値解析で行い [63]、実時間作動による耐久試験の回数を減らす試みが続けられている。また中和器においても数値解析ツールの開発が進み、中和器内部の物理メカニズムの解明 (図3) に貢献している [64]。同様にホールスラストにおいても、数値解析による寿命予測 [65] や性能予測 [66] が進んでいる。またこれらの数値解析コードは設計ツールとして技術試験衛星9号機用のホールスラスト開発 (図4) に実際に使われている [38]。

また耐久性を光学計測により評価し、それを実機の開発に還元する方法も取り組まれている。コロラド州立大学やミシガン大学はキャビティリングダウン法 (Cavity ring-down spectroscopy) 法を用いてホールスラストの壁面材

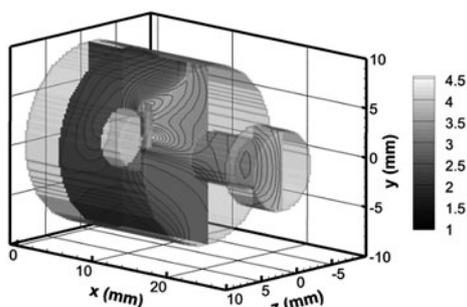


図3 Hybrid-PIC法によるマイクロ波放電式中和器内部の電子温度分布 (単位 eV)。中心軸上にマイクロ波を発振するためのアンテナがあり、アンテナから扇上に広がった磁場に沿って高い電子温度の領域が存在していることがわかる。

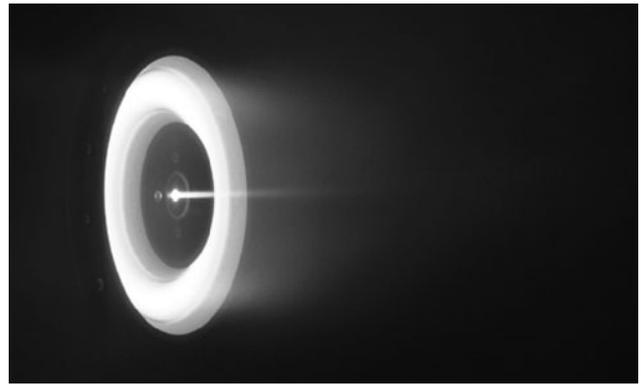


図4 JAXAが開発中の技術試験衛星9号機用6 kW級ホールスラストの作動の様子 (JAXA 提供)。イオンを生成・中和するための電子を放出するホローカソードが円環状放電室の中心に設置されている。

料であるホウ素の密度および速度を計測し [67]、ほぼリアルタイムでの損耗量の算出に成功すると共にその結果を基に壁面材料を変形させるという模擬寿命試験も行っている [68]。

ホールスラストにおける近年の最もホットな話題はMagnetic shieldingである [69-72]。これはBPT-4000 Hall thrusterの寿命計測中に6000時間を超えると壁面が損耗されない事が確認された [69]。すなわち電子源や電源により、寿命は制限されるが、イオンを排出するホールスラスト本体の寿命はイオンエンジンの30,000時間と同等になり得ることが示された。様々な研究・開発機関が物理の解明に取り組むと共に、様々なサイズのスラストへの適用が広がっている [73]。

異常輸送に関しては、かなり簡略化した条件下ではあるが粒子法を用いた数値解析により周方向の揺動が陽極への電子の異常輸送を引き起こすことが示唆されたことから研究が始まり [32]、計算機の性能向上に伴い有用な計測結果も報告されだした [74, 75]。また、炭酸ガスレーザーによるトムソン散乱などを用いた揺動計測 [76] やLIF計測を通じた電子の移動度 [77] が報告されている。

真空設備の影響に関しては、真空度と推進性能の関係や電離真空計を用いた真空容器内の中性粒子密度分布計測が行われている [78, 79] が、近年の傾向として、性能評価時に推進機近傍の中性粒子密度計測が標準となってきた [80]。また、中性粒子密度計測に関しては、電離真空計の計測だけではなく、2光子吸収レーザー誘起蛍光法等を使つての計測 [81, 82] が試みられている。また流れ場の可視化に光ファイバーを用いた計測 (図5) [83, 84] やLIF [85] を用いたり、密度計測にレーラー散乱を用いた計測 [86] も検討されている。

参考文献

- [1] Y. Arakawa and P.J. Wilbur, *J. Propul. Power* 7, 125 (1991).
- [2] Y. Nakayama and P.J. Wilbur, *J. Propul. Power* 19, 607 (2003).
- [3] P.J. Wilbur *et al.*, *J. Propul. Power* 14, 708 (1998).
- [4] I. Funaki *et al.*, *J. Propul. Power* 20, 718 (2004).

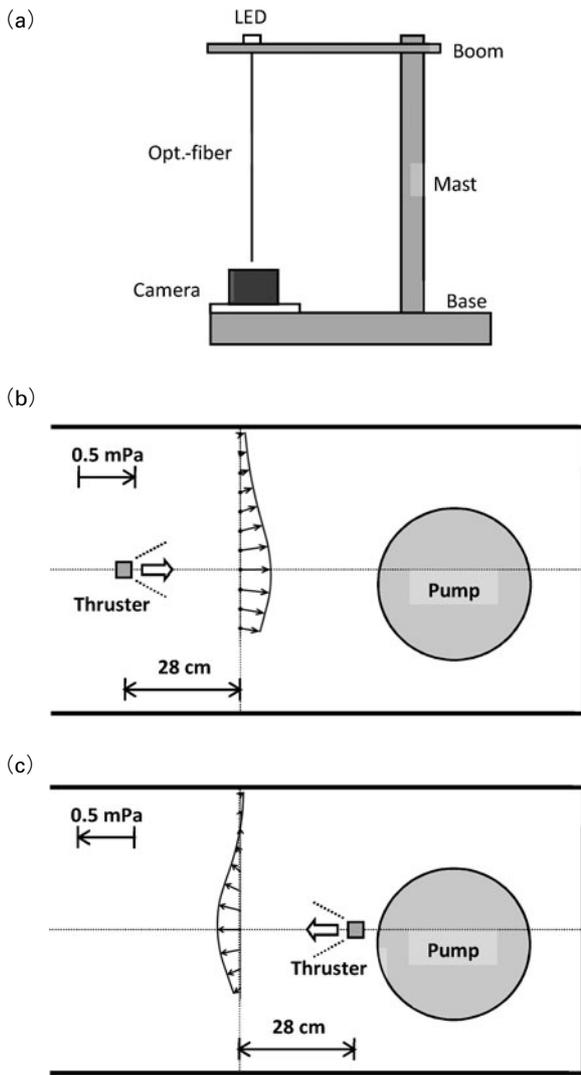


図5 光ファイバを用いた真空チャンバー内の動圧計測。a)は計測器の概要、b)は推進剤ガスをポンプ順方向に排出した場合、c)は推進剤ガスをポンプ逆方向に排出した場合の動圧ベクトルを示す。垂直懸架した光ファイバ上端に設置したLEDの光を下端側カメラで撮像することにより水平方向の希薄流動圧を計測するしくみである。光ファイバ長約60 mmにおいて0.01 mPa程度の計測精度があり、DSMCによる数値解析結果と定性的に一致していることが確かめられている。(現在、垂直方向計測およびイオン流排除計測にも取り組んでいる)

[5] J.S. Sovey *et al.*, J. Propul. Power **17**, 517 (2001).
 [6] C. Bartoli *et al.*, J. Physics D: Appl. Phys. **17**, 2472 (1984).
 [7] S. Marcuccio *et al.*, J. Propul. Power **14**, 774 (1998).
 [8] M. Tajmar *et al.*, J. Propul. Power **20**, 211 (2004)
 [9] 中山宜典 他：電界放出型電気推進 FEPP スラスタの試作，平成21年度宇宙輸送シンポジウム，STEP-2009-48, 2010.
 [10] P.Q. Elias *et al.*, J. Propul. Power **27**, 448 (2011).
 [11] H.R. Kaufman, Technology of Closed-Drift Thrusters, AIAA Journal, **23**,78 (1985).
 [12] K. Komurasaki and Y. Arakawa, J. Propul. Power **8**, 1212 (1992).
 [13] E.Y. Choueiri, Phys. Plasmas **8**, 5025 (2011).
 [14] V. Kim, J. Propul. Power **14**, 736 (1998).
 [15] V.V. Zhurin *et al.*, Plasma Sources Sci. Technol. **8**, R1 (1999).

[16] J.P. Boeuf, J. Appl. Phys. **121**, 011101 (2017).
 [17] 吉川孝雄 他：プラズマ・核融合学会誌 **77**, 763 (2001)
 [18] 中島秀紀 他：プラズマ・核融合学会誌 **83**, 264 (2007).
 [19] 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，東京，2003）
 [20] W. Folkner and D. Seidel, *Gravitational Wave Missions from LISA to Big Bang Observer*, Space 2005 (2005).
 [21] M. Ando *et al.*, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **8**, Po_4_1 (2010).
 [22] R. Funase *et al.*, 50 kg-Class Deep Space Exploration Technology Demonstration Micro-Spacecraft PRO-CYON, 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper SSC14-VI-3, Logan, UT, Aug. 2014.
 [23] R.W. Conversano and R.E. Wirz J. Spacecraft Rockets **50**, 1035 (2013).
 [24] 小泉宏之：プラズマ・核融合学会誌 **92**, 501 (2016).
 [25] J.R. Beattie *et al.*, J. Propul. Power **6**, 145 (1990).
 [26] M.G. Marcucci and J.E. Polk, NSTAR Xenon Ion Thruster on Deep Space 1: Ground and flight tests, Rev. Sci. Instrum. **71**, 1389 (2000).
 [27] 入澤 真：国内最大のキセノン製造装置，太陽日酸技法 **29**, 38 (2010).
 [28] J.A. Linnell and A.D. Gallimore, J. Propul. Power **22**, 921 (2006)
 [29] N. Yamamoto *et al.*, Development of a Microwave Discharge Ion Thruster using Argon, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **7**, pb_119 (2009).
 [30] A.I. Morozov *et al.*, Sov. Phys. Tech. Phys. **18**, 615 (1973).
 [31] G.N. Tilinin, Sov. Phys. Tech. Phys. **22**, 974 (1977).
 [32] M. Hirakawa, Particle Simulation of Plasma Phenomena in Hall Thrusters, IEPC 95-164 (1995).
 [33] A.I. Bugrova *et al.*, Sov. J. Plasma Phys. **16**, 849 (1990).
 [34] I. Katz *et al.*, Growth and Saturation of Ion Acoustic Waves in Hall Thrusters (AIAA 2016-4534) 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016.
 [35] S. Cho *et al.*, The Effects of Cathode Boundary Condition on Particle Simulation of a SPT-100-like Hall Thruster (AIAA 2016-4728, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016).
 [36] D.C. Byers and J.W. Dankanich, J. Propul. Power **24**, 1369 (2008).
 [37] M. Gollor *et al.*, Electric Propulsion Electronics Activities in Europe 2016 (AIAA 2016-5032) 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016.
 [38] Y. Hamada *et al.*, Hall Thruster Development for Japanese Space Propulsion Programs, *to be published in* Trans of JSASS, **60** (Sep. 2017)
 [39] Osuga *et al.*, Performance of Power Processing Unit for 250mN-class Hall Thruster, IEPC 2009-117.
 [40] 山本直嗣 他：日本航空宇宙学会誌 **65**, 236 (2017).
 [41] S. Hall *et al.*, Implementation and Initial Validation of a 100-kW Class Nested-channel Hall Thruster, AIAA 2014-3815, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, OH, July 28-30, 2014.
 [42] H. Koizumi *et al.*, Engineering Model of the Miniature

- Ion Propulsion System for the Nano-satellite: HODOYOSHI-4, Trans of JSASS, 12 Tb_19 (2014).
- [43] H. Koizumi *et al.*, Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, **14**, Pb_13 (2016).
- [44] T. Ito *et al.*, J. Propul. Power **23**, 1068 (2007).
- [45] K.A. Polzin, J. Propul. Power **23**, 886 (2007).
- [46] T. Ikeda *et al.*, Research and Development of Very Low-Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano Satellites, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-109, October 2013.
- [47] R. Hitomi *et al.*, Performance Improvement of a Micro-Multi-Plasmajet-Array Thruster, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **10**, Tb_25 (2012).
- [48] F. Mier-Hicks and P.C. Lozano, JGCD **40**, 642 (2017).
- [49] K. Nakagawa *et al.*, Jpn. J. Appl. Phys. **56**, 06GN18 (2017).
- [50] A.V. Semenko and H.O. Chislov, Study of anode layer thruster operation with gas mixtures, IEPC paper 1995-078, 1995.
- [51] K. Holste *et al.*, In Search of Alternative Propellants for Ion Thrusters, IEPC-2015-320/ISTS-2015-b-320, Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, Hyogo-Kobe, Japan July 4-10, 2015.
- [52] J. Szabo *et al.*, J. Propul. Power **28**, 848 (2012).
- [53] M.A. Hopkins and L.B. King, J. Propul. Power **32**, 1015 (2016).
- [54] A. Sengupta *et al.*, An Overview of the VHITAL Program: A Two-Stage Bismuth Fed Very High Specific Impulse Thruster With Anode Layer, IEPC-2005-238.
- [55] I. Funaki *et al.*, J. Propul. Power **18**, 169 (2002).
- [56] G. Williams *et al.*, Analysis of the Pyrolytic Graphite Ion Optics Following the 2000-hour Wear Test of the HiPEP Ion Thruster, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [57] Y. Ohkawa *et al.*, Current Statuses of Graphite Hollow Cathode Life Tests, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [58] H. Kuninaka, J. Propul. Power **23**, 544 (2007).
- [59] 西山和孝 他：惑星探査機はやぶさ2イオンエンジンの運用状況平成28年度宇宙輸送シンポジウム：講演集録, STEP-2016-058, 2017.
- [60] W. Ohmichi and H. Kuninaka, J. Propul. Power **30**, 1368 (2014).
- [61] H. watanabe *et al.*, Operating Characteristics of Hall Thruster with Radio Frequency Plasma Cathode, J. the JSASS, **64**, 171 (2016).
- [62] 中野正勝：プラズマ・核融合学会誌 **90**, 235 (2014).
- [63] M. Nakano, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. **55**, 364 (2012).
- [64] 窪田健一 他：日本航空宇宙学会論文集 **63**, 197 (2015).
- [65] S. Cho *et al.*, Phys. Plasmas **20**, 063501 (2013).
- [66] J. Szabo *et al.*, J. Propul. Power **30**, 197 (2014).
- [67] B.C. Lee *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **85**, 053111 (2014).
- [68] W. Huang, A.D. Gallimore, A Low-Cost Optical Approach to Evaluate the Life Time of Hall Thruster Discharge Channel, AIAA-2012-4035, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Atlanta, GA, July 29 - August 1, 2012.
- [69] K. de Grys *et al.*, Demonstration of 10,400 Hours of Operation on a 4.5 kW Qualification Model Hall Thruster, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 25 - 28 July 2010, Nashville, TN.
- [70] I.G. Mikellides, Phys. Plasmas **18**, 033501 (2011).
- [71] I.G. Mikellides *et al.*, J. Appl. Phys. **115**, 043303 (2014).
- [72] R.R. Hofer *et al.*, J. Appl. Phys. **115**, 043304 (2014).
- [73] R.W. Conversano *et al.*, J. Propulsion Power **33**, 975 (2017).
- [74] P. Coche and L. Garrigues, Phys. Plasmas **21**, 023503 (2014).
- [75] A. Héron and J.C. Adam, Phys. Plasmas **20**, 082313 (2013).
- [76] S. Tsikata *et al.*, J. Instrum. **8**, C10012 (2013).
- [77] N. Meezan *et al.*, Phys. Rev. E **63**, 026410 (2001).
- [78] M.L. R. Walker, J. Propul. Power **20**, 1127 (2004).
- [79] J.W. Dankanich, A Step Towards Electric Propulsion Testing Standards: Pressure Measurements and Effective Pumping Speeds, AIAA 2012-3737, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia.
- [80] K.D. Diamant, The Effect of Background Pressure on SPT-100 Hall Thruster Performance, AIAA 2014-3710, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 28-30, 2014, Cleveland, OH.
- [81] C. Eichhorn *et al.*, J. Propul. Power **28**, 1116 (2012).
- [82] 杵淵紀世志 他：二光子 LIF 法による基底 Xe 原子の密度計測, 航空原動機・宇宙推進講演会, 沖縄, 2017年3月.
- [83] 中山宜典：日本航空宇宙学会論文集 **65**, 200 (2017).
- [84] Y. Nakayama, Feasibility Study on Rarefied Propellant Flow Measurement, 2017-b-70p, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, 2017.
- [85] W. Huang *et al.*, J. Propulsion Power **27**, 553 (2011).
- [86] M. Iwamoto *et al.*, Rayleigh Scattering Measurement of Neutral Atom Number Density Downstream of a Hall Thruster Under Cold Flow Conditions, to be published in Trans of JSASS, **60**, September 2017.