

# 宇宙探査に向けた小電力ホールスラスタの研究

渡邊 裕樹<sup>\*1</sup>, 和田 明哲<sup>\*2</sup>, 月崎 竜童<sup>\*2</sup>, 池田 知行<sup>\*3</sup>

## Study on Low-Power Hall Thrusters for Space Explorations

WATANABE Hiroki<sup>\*1</sup>, WADA Asato<sup>\*2</sup>, TSUKIZAKI Ryudo<sup>\*2</sup> and IKEDA Tomoyuki<sup>\*3</sup>

**Abstract:** Research and development of low-power Hall thruster system is important for the realization of space explorations using micro spacecrafts. In this paper, technical problems for the development of low-power Hall thruster system was discussed based on the previous experimental results of 100-W class Hall thruster.

**Keywords:** Electric Rocket Propulsion, Hall Thruster, Low Power, Micro Spacecraft

### 1. はじめに

2019年に示された宇宙科学技術ロードマップ<sup>1)</sup>では、超小型衛星/探査機による多様で萌芽的なミッションを短いサイクルで高頻度を実施する方針が示されており、宇宙工学分野では、超小型宇宙機による本格的な深宇宙探査を目指して、より遠方領域の探査を実現するための広範囲なバス技術の獲得の重要性が述べられている。この方針を踏まえ、超小型宇宙機の探査自在性の獲得を目指して、2020年度より、宇宙科学研究所宇宙工学委員会の戦略的基礎開発研究として、「将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進システム技術実証 Research Group (RG)」が立ち上がり、研究開発活動を開始した<sup>2)</sup>。本RGの目的は、日本独力の宇宙推進技術として「高エネルギー液体推進システム」と「ホールスラスタ推進システム」の2種の推進システムの成立性および技術実証であり、多様な超小型バス技術実証ミッションへの提案を目指している。

後者の「ホールスラスタ推進システム」の活動として2020年度の前半は、実験準備を進めながら、著者らがこれまで研究を行ってきたキセノンを推進剤とした100W級ホールスラスタの実験結果<sup>3)</sup>を踏まえながら、今後取り組むべき小電力ホールスラスタの課題について検討し、宇宙科学連合講演会で報告した<sup>4)</sup>。本稿では、宇宙科学連合講演会での発表内容を引用しながら、小電力ホールスラスタの課題について報告する。

### 2. 小電力ホールスラスタの課題

#### 2.1 他の電気推進機のトレードオフ

これまでの小型・超小型宇宙機を用いた探査ミッションの検討を踏まえると、100kg級の宇宙機で1km/sの $\Delta V$ を達成できると探査ミッションの幅が大きく広がるが、この総力積100kNsを比推力300sの二液式の化学推進で達成しようとするると推進34kgが必要となるため、比推力が1,000sを超える高比推力の推進システムが求められている。これまでに開発され、小型イオンエンジンが搭載されてきた「ほどよし4号<sup>5)</sup>」や「PROCYON<sup>6)</sup>」は宇宙機質量65kg程度で、最大発生電力はそれぞれ130W、240Wであり、近年の薄膜・高効率の太陽電池パドル<sup>7)</sup>の研究開発動向を踏まえると、総電力が100~200Wの電気推進システムが今後100kg級の小型探査機に搭載可能と考えている。この背景を受け、本RGでは、推力電力比と比推力のバランスからホールスラスタを高比推力系の推進システムとして研究開発を進めているが、小型/超小型探査機向け推進システムとしてホールスラスタが適切かどうか、十分な議論は実施できておらず、ほかの電気推進方式とのトレードオフが課題である。

\* 2020年11月30日受付 (Received November 30, 2020)

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット  
(Research Unit II, Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency)

<sup>\*2</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系  
(Department of Space Flight Systems, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

<sup>\*3</sup> 東海大学 工学部 航空宇宙工学科  
(Course of Aeronautics and Astronautics, School of Engineering, Tokai University)

小型／超小型宇宙機向けの電気推進システムとして、これまでにホールスラスタ以外にレジストジェットスラスタ<sup>8)</sup>、イオンエンジン<sup>9,10)</sup>、FEEP (Field-emission Electric Propulsion)<sup>11)</sup>、エレクトロスプレースラスタ<sup>12)</sup>、真空アークスラスタ<sup>13)</sup>、パルスプラズマスラスタ<sup>14)</sup>などの研究開発が行われてきている。比推力 1,000 s 以上を達成可能な小型・超小型宇宙機向けの電気推進機として、イオンエンジン、ホールスラスタ、FEEP、エレクトロスプレースラスタの開発状況について表 1 にまとめる。イオンエンジンは 50 W 前後のものが多く、またキセノンの代替推進剤としてヨウ素や水などの適用が進んでいる。ホールスラスタは 200~300 W をノミナルの作動電力とし、100 W 程度まで電力スロットリングができるものが多く開発されており、100 W 以下のものに関しては Exotrail や Fakel が取り組んでいる。FEEP に関しては、超小型宇宙機向けの IFM Nano Thruster で成功を収めている Enplulsion が大電力側へとラインナップを増やしており、クラス化により 100 W 級の FEEP の開発に取り組んでいる。エレクトロスプレースラスタに関しては、ST-7 プログラム向けにコロイド溶液を推進剤としたものを Busek が開発を完了しているのに加え、近年注目を集めているイオン液体を用いたエレクトロスプレースラスタについて、Accion が数 W~100 W 程度までのラインナップを軌道実証に向け開発を進めている。

小型探査機の電気推進システムを検討する際の評価の視点は以下が挙げられる。

- **達成総力積**：高比推力であっても、総力積 100kNs (100 kg で 1 km/s) を達成できなければ意味がなく、増減速に必要な動作時間を達成可能か。
- **達成総力積／システム重量**：高比推力であっても、ほかの部品（電源／電線や排熱機構、推進剤保管／供給機構、増強太陽電池）が重ければ、高比推力の利得は薄まる。
- **統合推進システムへの展開**：探査機適用を目指すため、磁気トルカに頼らないスラスタでの角運動量の放出が可能な軌道・姿勢制御統合推進システムに発展できるか。
- **取り扱い性**：取り扱いは容易か。国主体の探査では重視されにくいだが、小型／超小型宇宙機で誰でも探査を行える時代を指向するのであれば、考慮すべきである。

第 1 表 小型／超小型宇宙機向けのイオンエンジン、ホールスラスタ、FEEP、エレクトロスプレースラスタの開発状況。

Type	Thruster	Manufacturer	Propellant	Power (W)	Thrust (mN)	Specific Impulse (s)	Mass (kg)
Ion	BIT-3 <sup>15)</sup>	Busek	Iodine	56-80 (System)	>1.25	>2300	1.28 (Dry, System)
	RIT-μN <sup>16)</sup>	Ariane	Xenon	<50	0.05 - 0.5	300 - 3000	
	MIPS <sup>17)</sup>	University of Tokyo	Xenon	28-37	0.22 - 0.36	700 - 1100	7.2 (Dry, System)
	NPT30-I2 <sup>18)</sup>	Thrustme	Iodine	35-65 (System)	0.3 - 1.1	>2400	1.5 (Wet, System)
Hall	SPT-20 <sup>19)</sup>	Fakel	Xenon	40 - 90	2.3 - 4.2		
	SPT-40 <sup>20)</sup>	Fakel	Xenon	200	12	1050	
	BHT-100 <sup>21)</sup>	Busek	Xenon	106 - 126	6.3 - 8.1	1086 - 1159	
	BHT-200 <sup>22)</sup>	Busek	Xenon	200	13	1390	
	R-200 <sup>23)</sup>	Rafael	Xenon	150 - 300	5 - 15	800 - 1200	
	HT-100 <sup>24)</sup>	Sitael	Xenon	80 - 200	4 - 14	800 - 1400	
	AURORA <sup>25)</sup>	Orbion	Xenon	100 - 300	5.7 - 19	950 - 1370	
	ExoMG nano <sup>26)</sup>	Exotrail	Xenon	60 (System)	1.8	800	
ExoMG micro <sup>26)</sup>	Exotrail	Xenon	150 (System)	7	1000		
FEEP	MICRO 100 <sup>27)</sup>	Enplulsion	Indium	20 - 110	0.075 - 1.45	1500 - 6000	3.9 (Wet, System)
Electro-spray	for ST-7 <sup>28)</sup>	Busek	(Colloid)	10 - 15	0.7 - 1	400 - 1300	
	TILE 3 <sup>29)</sup>	Accion	(Ionic liquid)	120	2.7	1650	15 (Wet, System)

また、表2にイオンエンジン、ホールスラスタ、エレクトロスプレースラスタのメリットとデメリット、小型宇宙機への搭載に向けた課題の検討結果を示す。すべての推進機で一番大きな課題は、要求される作動時間を満たせる損耗特性を獲得できるかという点である。また、イオンエンジンやホールスラスタは、高圧ガスを使用することによるシステム質量増加や取り扱い性の低下をいかに改善できるかが課題である。一方、エレクトロスプレースラスタは、推力密度の向上や総力積達成のために要求される推進剤量を如何に供給するかといった点が課題である。

以上、評価の視点や国内外の開発状況、課題について整理してきたが、今後の小型／超小型宇宙機による探査ミッションの動向を踏まえながら、どの推進方式を選択すべきか、定量的なトレードオフと議論を今後実施していく必要がある。

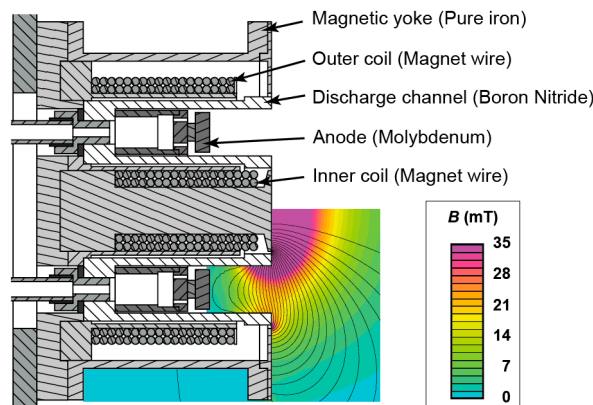
第2表 イオンエンジン、ホールスラスタ、エレクトロスプレースラスタのメリットとデメリット、小型宇宙機搭載に向けた課題。

推進機	メリット	デメリット	課題
イオン	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 幅広い比推力の設定：イオン生成と加速が分かれているため、比推力の設定に高い自由度</li> <li>➢ 幅広い電力スロットリング：ホールに比べて、広範囲の電力スロットリングが可能。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 低推力電力比：イオン加速への電力割合を増やすため、2,000秒程度が下限に設計されている。このため、ホールに比べて低推力電力比</li> <li>➢ 高圧ガス系統：高圧ガス系統が必要なため、システム重量増と取扱コスト増</li> <li>➢ イオン中和に電子源</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 総力積を達成可能な損耗特性：加速グリッドと電子源の損耗が要求作動時間に耐えられるか</li> <li>➢ ガス系統軽量化 or 代替推進剤：高圧ガス系統の軽量化もしくは高圧ガスを用いない推進剤の適用</li> </ul>
ホール	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 大推力電力比、高推力密度：イオンやエレクトロスプレーに比べて大推力電力比、高推力密度</li> <li>➢ 高圧電源不要、簡素な電源系：イオンやエレクトロスプレーに比べて、低比推力である反面、kVオーダーの高圧電源が不要で電源系統が簡素</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 低比推力：小型ホールで作りに出せる磁場の限界から、比推力としては1,500秒程度が上限か</li> <li>➢ 高圧ガス系統：高圧ガス系統が必要なため、システム重量増と取扱コスト増</li> <li>➢ イオン生成/中和に電子源</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 総力積を達成可能な損耗特性：加速チャンネルと電子源の損耗が要求作動時間に耐えられるか</li> <li>➢ ガス系統軽量化 or 代替推進剤：高圧ガス系統の軽量化もしくは高圧ガスを用いない推進剤の適用</li> </ul>
エレクトロスプレー	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 高圧ガス系統不要：推力発生部直前に推進剤が充填されているので高圧ガス系統が不要</li> <li>➢ 幅広い電力スロットリング：モジュール化されているため、宇宙機の電力に合わせて台数を決められる。作動台数により電力スロットリングが容易</li> <li>➢ 中和器不要の可能性：イオン液体を用いる場合には中和器が必要ない可能性がある</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 低推力密度：単位面積当たりの推進剤供給部の加工制限により低推力密度</li> <li>➢ 少推進剤搭載量：各モジュールに推進剤が充填されているが、100kNs分搭載するには対応が必要</li> <li>➢ イオン中和に電子源：イオン液体以外を推進剤に使用する場合にはイオンの中和に電子源が必要。イオン液体の場合も、陰イオンが電子同じように軌道上で中和できるか未実証</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➢ 総力積を達成可能な損耗特性：加速電極や推進剤供給部、電子源の損耗が要求作動時間に耐えられるか</li> <li>➢ 推力密度の向上：微細加工技術によりどこまで推力密度を上げることができるか</li> <li>➢ 要求推進剤量の搭載と供給：要求される推進剤量を供給可能な方式の確立（使い終わったモジュールを切り離すなど）</li> </ul>

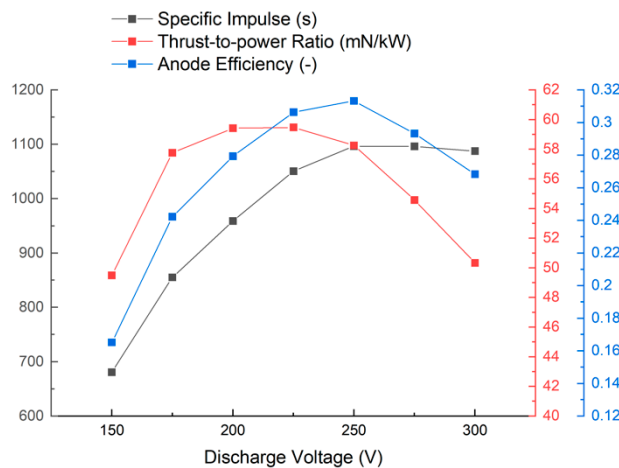
## 2.2 アノード（ホールスラスタヘッド）

図1にこれまで研究を行ってきた100W級ホールスラスタヘッドの断面図と磁場特性を示す。放電チャンネルの中心直径は20mm、放電チャンネル幅は6mm、質量としては約0.5kgである。ホールスラスタとして一般的な円環形状の放電チャンネルを持ち、マグネティックレイヤ方式の磁場・放電チャンネル構成をとっている。なお、磁場は放電チャンネルに対して内側と外側にまかれたコイルに電流を流すことにより発生させる。

図2に放電電力85W付近での推進性能に対する放電電圧の影響を示す。なお、磁場はスラスタヘッドが出力可能な最大磁場（チャンネル中心軸上で最大24mT）を印加している。放電電圧275V以上では、磁場強度不足のため、アノード効率が電圧上昇とともに低下している。このため、現状のスラスタの適切な動作電圧は250Vまでとなっている。250Vの作動点では、図2に示す通り、アノード流量のみを加味した比推力で1,100s程度を達成しており、カソード流量を加味（例えば、アノード流量の10%）しても、目標である比推力1,000sは達成可能である。



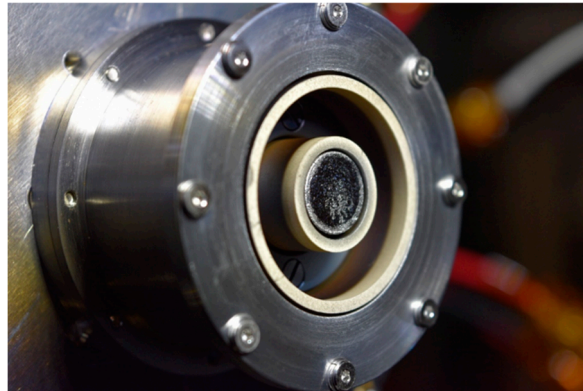
第 1 図 100 W 級ホールスラスタヘッドの断面概要および磁場特性（磁力線および磁束密度分布）。（文献 4 から引用）



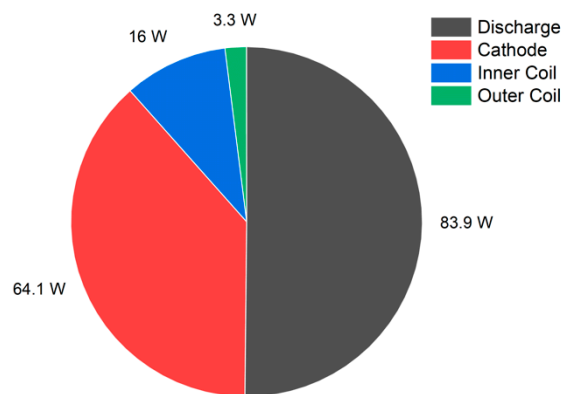
第 2 図 放電電力 85 W 付近での 100 W 級ホールスラスタの推進性能に対する放電電圧の影響。なお、各値はアノードの消費電力および推進剤流量のみ考慮して算出。（文献 4 から引用）

一方で、ホールスラスタシステムの総質量は電源やタンク、バルブが大半を占めるため、高比推力の特性を活かすためには、大きな総力積を達成する必要がある。そのためには、十分な作動時間を確保する必要がある。図 3 に約 5 時間作動した後のスラスタヘッドの損耗の様子を示す。一般的に地上試験ではイオンビームでスパッタされた真空チャンバの構成部材が放電チャンネルに堆積する。この堆積レートに対して、チャンネルの損耗レートが大きい場合には、チャンネル材である窒化ボロンの無垢な色である白色が見える。図 3 に示すように、放電チャンネル下流から上流に 3 mm は窒化ボロンの白色が見えており、強く損耗していることが分かる。放電チャンネルの厚みは 1.5 mm 程度であり、SPT-100 の損耗特性<sup>30)</sup>である 1000 時間の作動で数 mm の損耗レートを考慮すると、現状では 100 kNs (5 mN で約 5500 時間) の達成できるか不明である。このため、数十時間の作動による損耗レートの確認と損耗しにくい磁場形状の探索を行う必要がある。低損耗磁場形状の探索を今年度の後半に実施する。また、これまで円環のマグネティックレイヤ方式のホールスラスタについて評価を実施してきたが、損耗特性や達成可能な総力積を評価パラメータにシリンダリカルホールスラスタ<sup>31)</sup>などの別方式についても比較評価を今年度の後半に実施する。

また、ホールスラスタヘッドではアノード-カソード間の主放電だけでなく、磁場発生にも電力を消費する。図 4 に製作した 100 W 級ホールスラスタの消費電力の内訳を示す。現状、コイルの消費電力は約 20 W と放電電力 84 W に対して無視できない。このため、コイルの設計改良や必要に応じて内側コイルの代替として永久磁石の使用を熱・構造解析とともに検討する必要がある。



第3図 100W級ホールスラストヘッドの損耗の様子。(文献4から引用)



第4図 100W級ホールスラストの消費電力内訳。なお、放電電圧は250V。(文献4から引用)

### 2.3 カソード

ホールスラストではイオン生成と中和に電子を供給する電子源(カソード)が必要になる。先の100W級ホールスラストの研究においては、フィラメントからの熱電子放出を用いたプラズマブリッジカソード<sup>32)</sup>を使用した。このため、十分な熱電子放出を達成するためにフィラメントに大きな電流を流す必要があった。図4に示す通り、その消費電力は64Wと放電電力と同程度であり、少電力かつ数千時間オーダーの寿命が確保できるカソードを研究開発する必要がある。放電電圧250V、放電電力80W程度のホールスラストシステムにおいて、カソードに求められる放出電子電流は0.3Aであり、従来使用されてきたホローカソードでも省電力化が難しい電流レベルである。このため、「はやぶさ」や「はやぶさ2」で培われてきたマイクロ波プラズマカソード<sup>33)</sup>の使用を検討し、今年度の後半にかみ合わせ実験を行うとともに、既存のマイクロ波プラズマカソードは0.1~0.2Aがノミナルであるため、0.3A作動時の消費電力や損耗特性、搭載性や単価の面で100W級のホールスラストに適用可能かどうか検討する必要がある。

### 2.4 推進剤供給系統

2.2節でも述べた通り、アノードとカソードの合計質量は1kgに満たないため、推進システムの重量は推進剤供給系と電力供給系が大半を占める。このため、次年度以降、推進剤供給系統の詳細設計を進め、システム質量の見積もりを実施する予定である。一方で、タンク質量や射場作業性などの観点から、キセノンに代わる小型宇宙機向け電気推進機の推進剤としてヨウ素<sup>34)</sup>や水<sup>35)</sup>なども提案されている。これらの代替推進剤の研究開発の情報を積極的に収集し、超小型探査機向け静電加速型電気推進システムの推進剤としてキセノンは適切か、それとも別の推進剤を適用すべきかについても継続して議論を進めていく必要がある。

## 2.5 電力供給系統

100 V 安定のバス電圧を持つ静止衛星に搭載されるホールスラスタの電源<sup>36)</sup>に比べて、電力レベルで1桁以上小さく、また、衛星バスの電圧も28 V 非安定になるため、DC-DC コンバータの方式についてトレードオフをまずは実施する必要がある。また、電源やバルブの制御を行う制御機構を推進システムが持つべきかどうかも含め、電気系統の検討を並行して進めるとともに、開発コスト低減のために MIL-COTS 品の情報収集と適用可能性確認、マイクロ波放電式カソードのためのマイクロ波の発振器と増幅器についても信頼性と価格の観点から次年度以降調査を進めていく必要がある。

## 3. おわりに

本稿では小電力ホールスラスタの技術的な課題について整理を進めた。2.1 節と 2.2 節のアノードの寿命やマイクロ波プラズマカソードとのかみ合わせに関する実験的研究を本年度は実施予定であるが、2.1 節や 2.4 節で述べた通り、「小型探査機の電気推進システムとしてホールスラスタは適切か」、また、「小型探査機用のホールスラスタとしてキセノンは適切か」に関して十分な比較と議論が実施できていない。このため、定量的な見積りとトレードオフを今後進めていくとともに、他研究グループとの議論を進められれば幸いです。

## 参 考 文 献

- 1) <https://www.isas.jaxa.jp/researchers/info/files/RSQ-2018026.pdf>
- 2) 和田明哲, 渡邊裕樹, 伊東山登, 池田知行, 月崎竜童, 飯塚俊明, 佐原宏典, 各務聡, 松永浩貴, 伊里友一郎, 塩田謙人, 松本幸太郎, 勝身俊之, 三宅敦己, 志田真樹, 船瀬龍, 船木一幸, 笠原次郎, 羽生宏人, “将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進システムの検討,” 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 3K10, 2020.
- 3) H. Watanabe, S. Cho, K. Kubota, “Performance and Plume Characteristics of an 85 W Class Hall Thruster,” *Acta Astronautica*, Vol. 166, pp. 227-237, 2020.
- 4) 渡邊裕樹, 和田明哲, 月崎竜童, 池田知行, “宇宙探査に向けた小電力ホールスラスタの検討,” 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 3J08, 2020.
- 5) 間瀬一郎, 松井正安, 鶴田佳宏, 中須賀真一, “ほどよし 3 号機・4 号機の軌道上初期性能,” 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4219, 2014.
- 6) H. Koizumi, H. Kawahara, K. Yaginuma, J. Asakawa, R. Funase, K. Komurasaki, “In-Flight Operation of the Miniature Propulsion System installed on Small Space Probe: PROCYON,” *Proceedings of 34th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-276*, 2015.
- 7) Yamagushi, H., Ijichi, R., Suzuki, Y., Ooka, S., Shimada, K., Takahashi, N., Washio, H., Nakamura, K., Takamoto, T., Imaizumi, M., Sumita, T., Shimazaki, K., Nakamura, T., Ohshima, T., “Development of Space Solar Sheet with Inverted Triple-junction Cells,” *Proceeding of 42nd IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, pp. 1-5, New Orleans, LA, June 2015.
- 8) J. Asakawa, K. Nishii, Y. Nakagawa, H. Koizumi, K. Komurasaki, “Direct Measurement of 1-mN-class Thrust and 100-s-class Specific Impulse for a Cubsat Propulsion System,” *Review of Scientific Instruments*, Vol. 91, 035116, 2020.
- 9) Y. Nakagawa, H. Koizumi, H. Kawahara, K. Komurasaki, “Performance Characterization of a Miniature Microwave Discharge Ion Thruster Operated with Water,” *Acta Astronautica*, Vol. 157, pp. 294-299, 2019.
- 10) N. Yamamoto, T. Morita, Y. Ohkawa, M. Nakano, I. Funaki, “Ion Thruster Operation with Carbon Nanotube Field Emission Cathode,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, pp. 490-493, 2019.
- 11) D. Jelem, B. Seifert, R. Sypniewski, N. Buldrini, A. Reissner, “Performance Mapping and Qualification of the IFM Nano Thruster EM for in Orbit Demonstration,” *53rd Joint Propulsion Conference, AIAA 2017-4887*, 2017.
- 12) N. Inoue, M. Nagao, K. Murakami, S. Khumpuang, S. Hara, Y. Takao, “Fabrication of a High-density Emitter Array for Electro Spray Thrusters Using Field Emitter Array Process,” *Japanese Journal of Applied Physics*, Vol. 58, SEEG04, 2019.
- 13) M. Hernandez-Herrera, P. Meemak, H. Hisatsugu, K. Hiraka, J. Cordova-Alarcon, S. Kim, K. Toyoda, M. Cho, “Attitude Testing Platform in a Vacuum Environment for a Lean Satellite with an Electric Thruster,” *Journal of Small Satellites*, Vol. 8, pp. 849-858, 2019.
- 14) 藤田亮太, 金岡啓太, 小野航平, 森川直樹, 隆宝洗貴, 榎本光佑, 田原弘一, 高田恭子, 脇園堯, “大阪工業大学 PROITERES 衛星 2 号機搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスタの研究開発,” *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 66, pp. 91-97, 2018.
- 15) [http://busek.com/index\\_htm\\_files/70010819F.pdf](http://busek.com/index_htm_files/70010819F.pdf)
- 16) [https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/Orbital\\_Propulsion\\_2019\\_07\\_PB\\_EN\\_Web.pdf](https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/Orbital_Propulsion_2019_07_PB_EN_Web.pdf)
- 17) H. Koizumi, K. Komurasaki, J. Aoyama, K. Yamaguchi, “Development and Flight Operation of a Miniature Ion Propulsion System,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, pp. 960-968, 2018.
- 18) <https://www.thrustme.fr/products/npt30>
- 19) A. Lohan, A. Koshelev, T. Maksymenko, A. Leufroy, S. Pellerin, T. Gibert, N. Pellerin, E. Veron, D. Pagnon, L. Balika, M. Dudeck, “Study of the SPT-20M7 Low Power Ukrainian Hall Effect Thruster,” *Romanian Journal of Physics*, Vol. 56, pp. 95-102, 2011.
- 20) V. Kim, D. Hrdlichko, D. Merkurev, G. Popov, E. Shilov, V. Zakharchenko, “Investigation of the Possibility to Develop a Competitive Low Power Stationary Plasma Thruster,” *36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-465*, 2019.
- 21) J. Szabo, R. Tedrake, E. Metivier, S. Paintal, Z. Taillefer, “Characterization of a One Hundred Watt, Long Lifetime Hall Effect Thruster for Small Spacecraft,” *53rd Joint Propulsion Conference, AIAA 2017-4728*, 2017.
- 22) [http://busek.com/index\\_htm\\_files/70000700A%20BHT-200.pdf](http://busek.com/index_htm_files/70000700A%20BHT-200.pdf)
- 23) D. Lev, R. Zimmerman, B. Shoor, L. Appel, M. Ben-Ephraim, J. Herscovitz, O. Epstein, “Electric Propulsion Activities at Rafael in 2019,” *36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-600*, 2019.
- 24) P. Rossetti, M. Andrenucci, “HT-100 Development Status,” *31st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-126*, 2009.

- 25) J. Sommerville, C. Frunceck, L. King, J. Makela, K. Terhune, R. Washeleski, "Performance of the Aurora Low-Power Hall-Effect Thruster," 36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-740, 2019.
- 26) <https://exotrail.com/product/>
- 27) <https://www.enpulsion.com/wp-content/uploads/ENP2018-002.H-MICRO-Thruster-Product-Overview.pdf>
- 28) [http://www.busek.com/index\\_htm\\_files/70000704%20LISA%20Pathfinder%20Release%20Rev-.pdf](http://www.busek.com/index_htm_files/70000704%20LISA%20Pathfinder%20Release%20Rev-.pdf)
- 29) <https://accion-systems.com/tile-propulsion/>
- 30) C. Garner, J. Brophy, J. Polk, L. Pless, "Performance Evaluation and Life Testing of the SPT-100," 30th Joint Propulsion Conference, AIAA-94-2856, 1994.
- 31) T. Ikeda, K. Togawa, H. Tahara, Y. Watanabe, "Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for the Nano-satellite "PROITERES-3"," Vacuum, Vol. 88, pp. 63-69, 2013.
- 32) P. Reader, D. White, G. Isaacson, "Argon Plasma Bridge Neutralizer Operation with a 10-cm-beam-diameter Ion etching Source," Journal of Vacuum Science and Technology, Vol. 15, pp. 1093-1095, 1978.
- 33) T. Morishita, R. Tsukizaki, N. Yamamoto, K. Kinefuchi, K. Nishiyama, "Application of a Microwave Cathode to a 200-W Hall Thruster with Comparison to a Hollow Cathode," Acta Astronautica, Vol. 176, pp. 413-423, 2020.
- 34) Z. Taillerfer, J. Blandino, J. Szabo, "Characterization of a Barium Oxide Cathode Operating on Xenon and Iodine Propellants," Journal of Propulsion and Power, Vol. 36, pp. 575-585, 2020.
- 35) <https://pale-blue.co.jp/>
- 36) H. Osuga, K. Suzuki, T. Ozaki, T. Nakagawa, I. Suga, T. Kawakami, T. Sakai, Y. Akuzawa, F. Soga, T. Furuichi, "Development Status of Power Processing Unit for 200mN-class Hall Thruster," 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2005-114, 2005.