

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進系研究グループ 2020年度研究成果報告書

年次報告書編集委員会

和田 明哲, 渡邊 裕樹, 月崎 竜童, 池田 知行
飯塚 俊明, 佐原 宏典, 各務 聡, 伊東山 登, 松永 浩貴

2021年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進系研究グループ

- 研究者一覧 -

和田 明哲	宇宙航空研究開発機構 (研究会座長)
渡邊 裕樹	宇宙航空研究開発機構
月崎 竜童	宇宙航空研究開発機構
池田 知行	東海大学
伊東山 登	名古屋大学
飯塚 俊明	小山工業高等専門学校
佐原 宏典	東京都立大学
各務 聡	東京都立大学
松永 浩貴	福岡大学
伊里 友一郎	横浜国立大学
塩田 謙人	横浜国立大学
松本 幸太郎	日本大学
勝身 俊之	長岡技術科学大学
三宅 淳巳	横浜国立大学
笠原 次郎	名古屋大学
志田 真樹	宇宙航空研究開発機構
船瀬 龍	宇宙航空研究開発機構
船木 一幸	宇宙航空研究開発機構
羽生 宏人	宇宙航空研究開発機構

まえがき

将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進系研究グループでは、超小型宇宙機の推進制御技術による探査自在性の獲得のため、超小型探査機技術として重要技術課題である超小型高推力推進系に関する研究開発を精力的かつ継続的に活動することを目的に2020年度より発足した。

本研究活動は、これまでに宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙工学委員会の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 RG の研究活動の一部をなし、科学研究費助成事業等を基盤として学術研究活動を進めている。

本年度は、各サブグループで以下の課題を中心に検討を促進し、当該推進系技術の研究の位置づけと各技術課題について整理した。

- [1] 小電力ホールスラスタの検討
- [2] 高エネルギーイオン液体スラスタの検討
- [3] 共通推進薬を用いた統合型推進システムの有効性評価

本稿では、上記の[1], [3]の研究に関する成果報告を纏め、[2]の研究成果については、JAXA 研究開発報告の高エネルギー物質研究会 令和2年度研究成果報告書に纏めている。

これら超小型推進系の検討は超小型探査機の基盤技術を獲得し、より遠方領域での探査および遠方航行の実現により挑戦的な宇宙科学ミッションを遂行するための戦略的に重要な研究活動である。これまでの基礎研究成果により、100 W 級ホールスラスタおよび0.5 N 級高エネルギーイオン液体スラスタの学術的知見が蓄積されてきたが、今後、これらの推進機技術の実用化に向けて、推進システムとしての検討が重要となる。次年度以降も分野横断的な研究活動を促進していく共に、他の研究コミュニティとの議論を活発に行なっていく予定である。

2021年2月

将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進系研究グループ
年次報告書編集委員会

目 次

1. 超小型探査機搭載に向けた革新的超小型推進系技術に関する研究
和田 明哲, 渡邊 裕樹, 伊東山 登, 月崎 竜童, 池田 知行, 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 淳巳, 笠原 次郎, 志田 真樹, 船瀬 龍, 船木 一幸, 羽生 宏人 …… 1
2. 宇宙探査に向けた小電力ホールスラスタの検討
渡邊 裕樹, 和田 明哲, 月崎 竜童, 池田 知行 …… 6
3. 宇宙探査に向けた統合型推進システムのトレードオフ評価
和田 明哲, 飯塚 俊明, 佐原 宏典, 各務 聡, 渡邊 裕樹, 船瀬 龍, 羽生 宏人 …… 13

超小型探査機搭載に向けた革新的超小型推進系技術に関する研究

和田 明哲^{*1}, 渡邊 裕樹^{*2}, 伊東山 登^{*3}, 月崎 竜童^{*1}, 池田 知行^{*4},
飯塚 俊明^{*5}, 佐原 宏典^{*6}, 各務 聡^{*6}, 松永 浩貴^{*7}, 伊里 友一朗^{*8,9},
塩田 謙人^{*8}, 松本 幸太郎^{*10}, 勝身 俊之^{*11}, 三宅 淳巳^{*8},
笠原 次郎^{*3}, 志田 真樹^{*2}, 船瀬 龍^{*12}, 船木 一幸^{*1}, 羽生 宏人^{*1,8}

Study on Innovative Micro-Propulsion System Technologies for Micro-Space Probes

WADA Asato^{*1}, WATANABE Hiroki^{*2}, ITOUYAMA Noboru^{*3}, TUKIZAKI Ryudo^{*1}, IKEDA Tomoyuki^{*4},
IIZUKA Toshiaki^{*5}, SAHARA Hironori^{*6}, KAKAMI Akira^{*6}, MATSUNAGA Hiroki^{*7}, IZATO Yuichiro^{*8,9},
SHIOTA Kento^{*8}, MATSUMOTO Kotaro^{*10}, KATSUMI Toshiyuki^{*11}, MIYAKE Atsumi^{*8},
KASAHARA Jiro^{*3}, SHIDA Maki^{*2}, FUNASE Ryu^{*12}, FUNAKI Ikkoh^{*1} and HABU Hiroto^{*1,8}

Abstract: For the implementation of future space science missions at the far away from Earth, it is necessary to build the technological platforms for performing various challenging missions with high frequency and to mature the technology, and breakthrough of space propulsion technology is especially indispensable. In order to obtain the exploration flexibility by the propulsion control technology of the micro-spacecraft, our research group is working on the development and research of the high-thrust micro-propulsion systems, which is an important technical issue, and objective of this study is the feasibility of the propulsion technologies. In addition, as the platforms of propulsion technology, we propose the various future micro-spacecraft technology demonstration missions and technology demonstration missions of the propulsion system using micro-spacecraft, with hall-effect thruster propulsion system and high-energetic ionic liquid propulsion system as the representative of propulsion technologies. This paper presents the consideration status and further studies of innovative micro propulsion systems for the future deep space explorations.

Keywords: Micro-Propulsion System, Energetic Ionic Liquid Propulsion, Hall Effect Propulsion, Deep Space Exploration

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

^{*1} 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)

^{*2} 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)

^{*3} 名古屋大学 未来材料・システム研究所

(Institute of Materials and Systems for Sustainability, Nagoya University)

^{*4} 東海大学 工学部 航空宇宙工学科 航空宇宙工学専攻

(Department of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Course, Tokai University)

^{*5} 小山工業高等専門学校 機械工学科

(Department of Mechanical Engineering, National Institute of Technology, Oyama College)

^{*6} 東京都立大学 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域

(Department of Aeronautics and Astronautics, Faculty of Systems Design, Tokyo Metropolitan University)

^{*7} 福岡大学 工学部 化学システム工学科

(Department of Chemical Engineering, Fukuoka University)

^{*8} 横浜国立大学 先端科学高等研究院

(Institute of Advanced Sciences, Yokohama National University)

^{*9} 横浜国立大学 環境情報研究院

(Faculty of Environment and Information Sciences, Yokohama National University)

^{*10} 日本大学 生産工学部 機械工学科

(Department of Mechanical Engineering, College of Industrial Technology, Nihon University)

^{*11} 長岡技術科学大学大学院 機械創造工学専攻

(Department of Environment and Information Sciences, Nagaoka University of Technology)

^{*12} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 学際科学研究系

(Department of Interdisciplinary Space Science, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

1. はじめに

より遠方領域での将来宇宙科学ミッション¹⁾の実現には、多様な挑戦的なミッションを高頻度を実施するための技術基盤の構築およびその技術成熟が必要である。その要素技術の中でも特に、より遠くに自らの意思で外惑星領域の探査と遠方航行を可能とするには、宇宙推進技術のブレークスルーが不可欠である。そこで、我々の研究グループでは、超小型宇宙機の推進制御技術による探査自在性の獲得のため、重要技術課題である超小型高推力推進系の研究開発に取り組み、その実現可能性を示すことを目指す。また、当該技術基盤として、ホールスラスト推進システムおよび高エネルギー液体推進システムを代表に、将来的な多様な超小型バス技術実証ミッションへの提案および超小型宇宙機による当該推進系の技術実証ミッションを提案していく。本稿では、各推進システムの世界的な研究の位置づけ、その検討状況の概要と今後の研究方針について報告する。

2. 研究目的および意義

2.1 研究目的²⁾

本研究グループの目的は、「ホールスラスト推進システム」および「高エネルギー液体推進システム」の2種を技術基盤として、推進システム成立性の確認および技術実証することであり、多様な超小型バス技術実証ミッションへの提案を目指す。本研究グループは2つのサブグループで構成され、戦略的に獲得すべき宇宙科学技術の重点技術研究の一つである超小型探査機技術の超小型衛星用高推力推進系に取組んでいる³⁻⁵⁾。

- ① 「ホールスラスト推進システム」では、これまでのETS-9やデブリ除去用ホールスラストの開発成果やこれまでの研究成果^{3,6,7)}を基に、キセノンガス推進剤を用いたホールスラストヘッドおよび中和器の超小型化・低電力化(100 W以下)および高性能化(従来イオンエンジンと比較し同等の比推力において推力電力比が約6倍の向上)が期待される。そこで本サブグループでは、世界に先駆けて超小型宇宙機に搭載可能なホールスラストシステムの設計最適化およびその技術実証を行うことを目的とする³⁾。
- ② 「高エネルギー液体推進システム」では、これまでの研究成果^{4,5,8-14)}を基に、高エネルギー液体推進薬(アンモニウムジニトランド系イオン液体)を用いた一液式推進系の超小型化・高性能化(従来ヒドラジン推進系と比較し密度比推力70%向上)および低温環境下での貯蔵性(宇宙機の冬眠運用や間欠運用に対応)と地上取扱性の向上(従来低毒推進薬と比較しメタノール等のアルコール類を含まないため低蒸気圧かつ低環境負荷な物理特性)が期待される。そこで本サブグループでは、世界に先駆けて超小型かつ高性能な高エネルギー液体推進システムの設計指針の確立およびその技術実証を行うことを目的とする^{4,5)}。

2.2 研究意義

超小型推進系は、小型・超小型宇宙機による探査自在性の獲得のため、戦略的に不可欠な推進・制御手段である。本提案の推進技術を超小型宇宙機に適用することで、その軌道変換能力および相対位置制御の向上が可能となる。本研究グループでは、超小型宇宙機を用いた将来深宇宙探査ミッションを視野に入れ、化学推進システムおよび電気推進システムを両軸に置き、従来推進技術では達成し得ない宇宙科学ミッションの提案と、当該ミッション要求を満たす設計指針の取得を目指す。その中で、推進システムの検討およびミッション提案に向けた各推進系のトレードオフスタディを実施し、システムレベルでの技術提案を目指す。また将来的に高エネルギー液体推進薬を共有する化学プラズマ推進機との統合型推進系の成立性を検証することを念頭に、両サブグループで得られた成果を活用し、更なる推進系技術の発展と萌芽的な技術の創出に繋げる。

2.3 研究の位置付け¹⁵⁾

超小型推進系は、地球周回のみならず太陽系科学、天文分野および探査自在性の獲得のため、戦略的に重要な超小型宇宙機の推進および制御技術である。より遠方領域での探査には、低温から高温までの広範囲の温度雰囲気晒され、電力および搭載容量等の制限が強い超小型宇宙機には、姿勢制御および主推進系として、従来の宇宙推進系では困難な運用条件と云える。特に、推進剤は、マイナス数十度から零度の低温領域で化学安定性を有し、かつ軌道遷移時間や電力に強い制約のあるミッションにおいては、熱エネルギー的に高性能である必要がある。また、搭載容量の制限が強い超小型宇宙機では、推進剤タンク容量の削減によるインパクトが大きいことから、推進剤の密度比推力の向上(高性能化)が課題であることは自明である。この様に、超小型宇宙機に搭載する推進系の選定には、様々なシステム要求やミッションの制約条件を基に推進システム全体のトレードオフ評価を実施する必要がある。

超小型宇宙機の推進系としては、一般的に電気推進、固体推進、液体推進の3種に大別できる。ここでは、10~100 kg

級サイズの宇宙機を想定し記述する。電気推進については、Xe や Kr 等の希ガスを推進剤とした静電加速方式のイオンエンジン¹⁶⁾やホールスラスタ¹⁷⁾の研究開発が活発である。高圧の希ガスタンクや比較的高いプラズマ点火電力を必要とするが、比推力が 10^3 s オーダと高い。一方でこれら電気推進機の推力密度は、 10 N/m^2 オーダと低く、軌道遷移に要する時間が化学推進機に比べ長期となるため、スラスタ機構の加速グリッド/チャンネルおよび電子源の損耗特性がスラスタ寿命に直結することとなる。スラスタ本体の電力消費量が高いため、宇宙機の排熱能力が支配的であり、軌道遷移時間、推進系に割ける電力や熱制御系に余裕のある宇宙機ミッションでは、選択肢の一つであると云える。また、米国や海外メーカーでは、常温で固体のヨウ素を昇華しイオンを静電加速させるイオンエンジンやホールスラスタについても検討が進められている^{18,19)}。ヨウ素は、希ガス推進剤に比べ、タンク充填圧力の減少や推進剤密度の向上により貯蔵性が向上するため、Cube-Sat 級の推進系として一つの選択肢である。国内では、ヨウ素以外の昇華性推進剤として、L-メントールを用いたイオンエンジンの検討も行われている²⁰⁾。また、静電加速方式の FEED²¹⁾やエレクトロスプレー²²⁾といったイオン液体 (e.g., [Bmim]⁺[DCA]⁻, [Emim]⁺[IM]⁻) を利用した推進技術についても提案されている。これら推進系は、イオンエンジンやホールスラスタに比べ、低電力かつ比推力が高い一方で、推力密度が極めて小さいため、フォーメーションフライト等の高い推力を必要としない制御技術に適していると考えられる。

次に、固体推進については、BKNO₃ や HTPB/AP/Al 等の固体物質を推進薬としたスラスタが提案されており、OMOTENASHI²³⁾等での Cube-Sat 実証に向けた研究開発実績がある。これら固体推進薬では、推進薬に一定のエネルギーを一度投入すると、燃焼が進行し着火制御が出来ないため、固体推進薬を供給可能な機械的な機構を設けない限り同推進薬では再着火できず、大推力を必要とする様な軌道投入や軌道離脱に使用が限定されると云える。

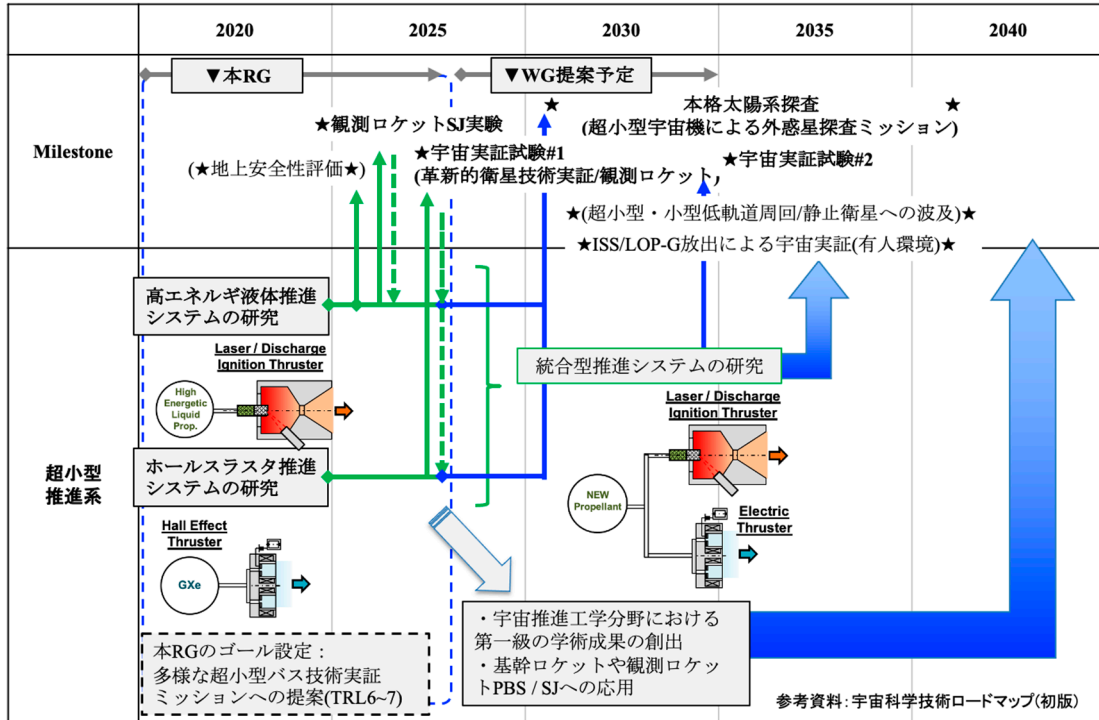
次に、液体推進では、ヒドラジンを主推進薬とした姿勢制御系が主流であり、探査機ミッションや地球周回衛星での実績も多い。2 液式推進薬では、MMH/MON-3²⁴⁾や N₂H₄/NTO²⁵⁾などの自己着火性 (Hypergolic) を有したスラスタ機構であり、固体触媒などの点火機構を別途設ける必要がなく、スラスタ機構を簡素化できる利点がある。一方で、酸化剤と燃料の自己着火は、衝突型インジュークタによる推進薬供給による燃焼制御のため、他の一液式推進機と比べ、推力レベルが 10 N 級程度と高い設計となる。

また、ヒドラジンに比べ低毒かつ高性能な一液式推進薬として、HAN や ADN と云った固体物質を基剤としたグリーンプロペラントやそれに適合した固体触媒スラスタの研究開発が盛んである^{26,27)}。高い断熱火炎温度に設計されたグリーンプロペラントでは、2 液式推進機と同等の熱エネルギーポテンシャルを有している。これら液体推進薬は、固体推進薬とは異なり、液体推進薬の供給し着火/点火制御が可能のため、比較的大推力でのパルス作動や長秒時の定常作動 (高インパルスビット) を必要とする姿勢制御および軌道制御技術として適していると考えられる。また熱的ポテンシャルが高い推進薬である一方で、推進薬の着火に必要なエネルギー閾値が高く、燃焼室内が高温酸化雰囲気下となるため劣化や損耗に対する着火/点火技術の工夫が必要である。

以上の様に、各推進技術では、推進剤の相状態、その供給方式や推進薬の着火/点火方式、推進・加速方式によって、宇宙機システムへの要求や構成が変化し、それぞれに特色がある。また宇宙機の姿勢制御や軌道制御の役割により、その推進システム構成を最適化していく必要がある。各スラスタ機構で性能特性に特色があり、利点や欠点を整理した上で、スラスタ機構のトレードオフ評価していくこととなるが、最終的には推進システム全体を通じたシステム検討と評価、概念設計を基に宇宙機搭載の推進システムとして最適化する必要がある。

3. 本研究グループの活動方針

本研究グループでは、探査機のみならず、低軌道周回衛星・静止衛星への波及を見据えた先進的な技術開発への取り組みを行い、技術の連続的な発展に寄与する研究活動を推進する。第 1 図は、本研究グループのロードマップである。第 1 図に示す様に将来ビジョンと戦略的な技術獲得を意識し研究活動を行う。また宇宙機サブシステムとして将来ミッションへの提案に向けて、各推進系を定量的に区分し超小型推進システムの提案を行う。本研究グループは、若手研究者を中心としたボトムアップによる創発的な学術研究と将来深宇宙探査ミッションを念頭としたトップダウンによる宇宙利用ニーズを意識した研究開発活動を行なっていく。また本研究グループでは、産学官連携体制での研究活動を促進し、我が国の超小型推進システム研究開発の中核組織の拠点形成を目指す。本研究グループで得られた成果を基に、新しい推進剤の研究開発を含め、共通推進剤を用いた化学推進機および電気推進機から構成される統合型推進システムへの発展を狙い、宇宙推進技術の連続的な発展に寄与する活動を行なっていく。



第1図 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 RG ロードマップ

4. 今後の展望

本研究グループでは、超小型宇宙機を用いた将来深宇宙探査ミッションを視野に入れ、化学推進システムおよび電気推進システムを両軸に置き、従来推進技術では達成し得ない宇宙科学ミッションの提案と、当該ミッション要求を満たす設計指針の取得を目指す活動を行っている。技術基盤となる「ホールスラスタ推進システム」および「高エネルギー液体推進システム」を重点に、各推進系の技術実証に向けた活動とそれ関連した学術研究を促進していく。

参考文献

- 1) 宇宙科学研究所, 宇宙科学技術ロードマップ, 初版, RSQ-2018026, 2019年3月.
- 2) Wada, A., et al., "Considerations of Innovative Micro Propulsion Systems for Future Deep Space Explorations," 64th Space Sciences and Technology Conference, 3K10, 2020. (In Japanese)
- 3) Watanabe, H., et al., "Considerations of Low-Power Hall Thruster for Space Explorations," 64th Space Sciences and Technology Conference, 3J08, 2020. (In Japanese)
- 4) Itouyama, N., et al., "Investigation for the Mono-Propulsion of High Energy Ionic Liquid Propellants," 64th Space Sciences and Technology Conference, 2K08, 2020. (In Japanese)
- 5) Matsunaga, H., et al., "Research on High Energetic Materials with a View to Using Micro-Propulsion System for Deep Space Explorations," 64th Space Sciences and Technology Conference, 2K11, 2020. (In Japanese)
- 6) Watanabe, H., et al., "Performance and Plume Characteristics of an 85 W Class Hall Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 166, 2020, pp. 227-237. doi: 10.1016/j.actaastro.2019.07.042
- 7) Morishita, T., et al., "Development of a Microwave Discharge Cathode," *Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference*, IEPC-2019-557.
- 8) Matsunaga, H., et al., "Preparation and thermal decomposition behavior of ammonium dinitramide-based energetic ionic liquid propellant," *Science and Technology of Energetic Materials*, Vol. 78, 2017, pp.65-70.
- 9) Shiota, K., et al., "Effects of amide compounds and nitrate salts on the melting point depression of ammonium dinitramide," *Science and Technology of Energetic Materials*, Vol.79, 2018, pp.137-142.
- 10) Izato, Y., et al., "Condensed-phase pyrolysis mechanism of ammonium nitrate based on detailed kinetic model," *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*, Vol. 143, 2019, pp. 1-9. doi: 10.1016/j.jaap.2019.104671
- 11) Itouyama, N., et al., "Construction of Detailed Chemical reaction model in gas phase for Ammonium Dinitramide-based ionic liquid," *Science and Technology of Energetic Materials*, Vol. 81, 2020, pp. 53-60.

- 12) Itouyama, N., et al., "Characterization of continuous-wave laser heating of ammonium dinitramide-based ionic liquid with carbon fibers," *Propellants, Explosives, and Pyrotechnics*, Vol. 45, 2020, pp.988-996.
doi: 10.1002/prop.201900352
- 13) Wada, A., et al., Electric ignition characteristics of an ammonium-dinitramide-based ionic liquid monopropellant with discharge plasma, AIAA SciTech Forum and Exposition, AIAA-2020-1895, January 2020.
doi: 10.2514/6.2020-1895
- 14) Wada, A., et al., "Combustion Characteristics of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, 2018, pp. 1052-1060.
doi: 10.2514/1.B36762
- 15) Wada, A., et al., "Trade-Off Evaluation of the Mono-Propulsion Systems for the Micro-Spacecrafts," Technical Report of the Research Activity for High Energy Materials, JAXA Research and Development Report, 2019.
doi: 10.20637/JAXA-RR-19-003/0002
- 16) Koizumi, H., et al., "Development and Flight Operation of a Miniature Ion Propulsion System," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, Feb. 2018, pp. 960-968.
doi: 10.2514/1.B36459
- 17) Watanabe, H., et al., "Performance Evaluation of a 100-W Class Hall Thruster," International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-447, September 2019.
- 18) Kamhawi, H., et al., "Overview of Iodine Propellant Hall Thruster Development Activities at NASA Glenn Research Center," AIAA Paper 2016-4729, July 2016.
doi: 10.2514/6.2016-4729
- 19) Tsay, M., et al., "Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications," 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-264, October 2017.
- 20) Adachi, M., et al., "Examination of Sublimable Substances as Propellants for Ion Engines," Space Solar Power Systems Society, Vol. 5, 2020, pp. 65-67. (In Japanese)
doi: 10.24662/ssps.5.0_65
- 21) Tajmar, M., et al., "Indium Field Emission Electric Propulsion Microthruster Experimental Characterization," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, March-April 2004, pp. 211-218.
doi: 10.2514/1.9247
- 22) Shawn, W. M., et al., "Electrospray of 1-Butyl-3-Methylimidazolium Dicyanamide Under Variable Flow Rate Operations," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 6, November-December 2014, pp. 1701-1710.
doi: 10.2514/1.B35170
- 23) Hashimoto, T., et al., "Nano Semihard Moon Lander: OMOTENASHI," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 34, Sep. 2019, pp. 20-30.
doi: 10.1109/MAES.2019.2923311
- 24) Thomas, F., S., et al., "Development of a Fundamental Model of Hypergolic Ignition in Space-Ambient Engines," *ALAA Journal*, Vol. 5, No. 9, 1967, pp. 1616-1624.
doi: 10.2514/3.4259
- 25) Laurent, K., et al., "Chemical Kinetic Model for Monomethyl hydrazine/Nitrogen Tetroxide Gas Phase Combustion and Hypergolic Ignition," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, Jan. 2004, pp. 87-92.
doi: 10.2514/1.9234
- 26) Sacheim, R. L., et al., "Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, Feb. 2014, pp. 265-276.
doi: 10.2514/1.B35086
- 27) Gohardani, A. S., et al., "Green Space Propulsion: Opportunities and Prospects," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, Sept. 2014, pp. 128-149.
doi: 10.1016/j.paerosci.2014.08.001

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^{*1}, 和田 明哲^{*2}, 月崎 竜童^{*2}, 池田 知行^{*3}

Study on Low-Power Hall Thrusters for Space Explorations

WATANABE Hiroki^{*1}, WADA Asato^{*2}, TSUKIZAKI Ryudo^{*2} and IKEDA Tomoyuki^{*3}

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¹⁾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²⁾。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³⁾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⁴⁾。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 ΔV 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⁵⁾」や「PROCYON⁶⁾」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⁷⁾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)

^{*1} 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)

^{*2} 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)

^{*3} 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⁸⁾、イオンエンジン^{9,10)}、FEEP (Field-emission Electric Propulsion)¹¹⁾、エレクトロスプレースラスタ¹²⁾、真空アークスラスタ¹³⁾、パルスプラズマスラスタ¹⁴⁾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 ¹⁵⁾	Busek	Iodine	56-80 (System)	>1.25	>2300	1.28 (Dry, System)
	RIT-μN ¹⁶⁾	Ariane	Xenon	<50	0.05 - 0.5	300 - 3000	
	MIPS ¹⁷⁾	University of Tokyo	Xenon	28-37	0.22 - 0.36	700 - 1100	7.2 (Dry, System)
	NPT30-I2 ¹⁸⁾	Thrustme	Iodine	35-65 (System)	0.3 - 1.1	>2400	1.5 (Wet, System)
Hall	SPT-20 ¹⁹⁾	Fakel	Xenon	40 - 90	2.3 - 4.2		
	SPT-40 ²⁰⁾	Fakel	Xenon	200	12	1050	
	BHT-100 ²¹⁾	Busek	Xenon	106 - 126	6.3 - 8.1	1086 - 1159	
	BHT-200 ²²⁾	Busek	Xenon	200	13	1390	
	R-200 ²³⁾	Rafael	Xenon	150 - 300	5 - 15	800 - 1200	
	HT-100 ²⁴⁾	Sitacl	Xenon	80 - 200	4 - 14	800 - 1400	
	AURORA ²⁵⁾	Orbion	Xenon	100 - 300	5.7 - 19	950 - 1370	
	ExoMG nano ²⁶⁾	Exotrail	Xenon	60 (System)	1.8	800	
ExoMG micro ²⁶⁾	Exotrail	Xenon	150 (System)	7	1000		
FEEP	MICRO 100 ²⁷⁾	Enplulsion	Indium	20 - 110	0.075 - 1.45	1500 - 6000	3.9 (Wet, System)
Electro-spray	for ST-7 ²⁸⁾	Busek	(Colloid)	10 - 15	0.7 - 1	400 - 1300	
	TILE 3 ²⁹⁾	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。

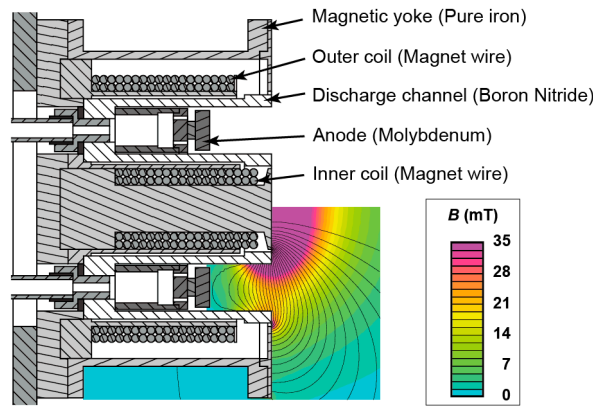
第2表 イオンエンジン、ホールスラスタ、エレクトロスプレースラスタのメリットとデメリット、小型宇宙機搭載に向けた課題。

推進機	メリット	デメリット	課題
イオン	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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。 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 ➢ イオン中和に電子源 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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
ホール	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 ➢ イオン生成/中和に電子源 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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
エレクトロスプレー	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 ➢ 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 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 ➢ 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 	<ul style="list-style-type: none"> ➢ 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 ➢ 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 ➢ 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）

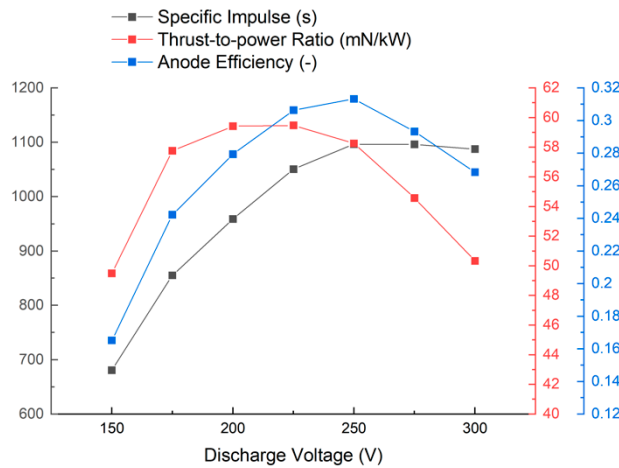
2.2 アノード（ホールスラスタヘッド）

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。



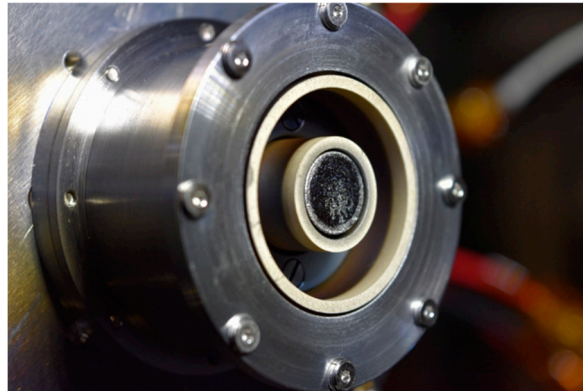
第 1 図 100 W 級ホールスラスタヘッドの断面概要および磁場特性 (磁力線および磁束密度分布). (文献 4 から引用)



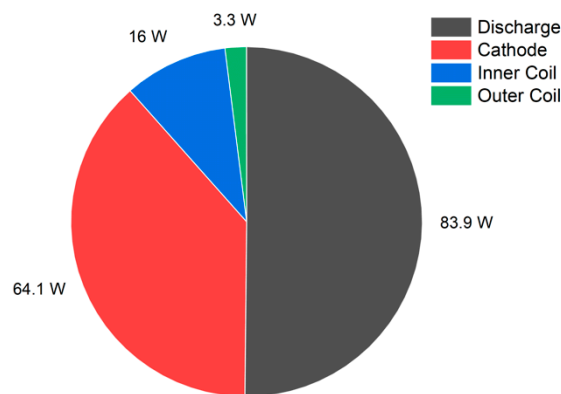
第 2 図 放電電力 85 W 付近での 100 W 級ホールスラスタの推進性能に対する放電電圧の影響. なお, 各値はアノードの消費電力および推進剤流量のみ考慮して算出. (文献 4 から引用)

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³⁰⁾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³¹⁾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級ホールスラスタヘッドの損耗の様子。(文献4から引用)



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

2.3 カソード

ホールスラスタ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級ホールスラスタの研究においては、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³²⁾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タシステムにおいて、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³³⁾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級のホールスラスタ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³⁴⁾や水³⁵⁾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³⁶⁾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
- 16) 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
- 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. Fruncek, 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
- 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.

宇宙探査に向けた統合型推進システムのトレードオフ評価

和田 明哲^{*1}, 飯塚 俊明^{*2}, 佐原 宏典^{*3}, 各務 聡^{*3}, 渡邊 裕樹^{*4},
船瀬 龍^{*5}, 羽生 宏人^{*1}

Trade-Off Evaluation of the Integration Propulsion Systems for Space Explorations

WADA Asato^{*1}, IIZUKA Toshiaki^{*2}, SAHARA Hironori^{*3}, KAKAMI Akira^{*3}, WATANABE Hiroki^{*4},
FUNASE Ryu^{*5} and HABU Hiroto^{*1}

Abstract: In order to obtain the exploration flexibility by the propulsion control technology of the micro-spacecraft, it is important to optimize the propulsion system. The objective of this paper is evaluated the trade-off of the chemical propulsion (CP) systems, the electric propulsion (EP) systems, and the combined CP and EP systems with shared propellant for 100 kg-class micro-spacecraft. As a result, it was confirmed that the effectiveness of combined CP and EP system with shared the high energetic propellant was clarified. In addition, at the higher thruster operation ratio for reaction control, it is necessary that the thruster performance is improved by using the higher thermal potential propellant. At the higher delta-V for orbit maneuver, it was confirmed that the integration propulsion systems of the higher thrust density are validity.

Keywords: Micro-Propulsion, Integration Propulsion System, Micro-spacecraft, Deep Space Exploration

1. はじめに

より遠方領域での将来宇宙科学ミッション¹⁾の実現には、多様な挑戦的なミッションを高頻度を実施するための技術基盤の構築およびその技術成熟が必要である。より遠くに自らの意思で外惑星領域の探査と遠方航行を可能とするには、その要素技術の中でも、特に宇宙推進技術のブレークスルーが不可欠である。より遠方領域での探査では、低温から高温までの広範囲の温度雰囲気にも晒され、電力および搭載容量等の制限が強い超小型宇宙機には、姿勢制御用および軌道制御推進機として、従来の宇宙推進系では困難な運用条件と云える。特に、推進剤は、マイナス数十度から零度の低温領域で化学安定性を有し、かつ軌道遷移時間や電力に強い制約のあるミッションにおいては、熱エネルギー的に高性能である必要がある。また、搭載容量の制限が強い超小型宇宙機では、推進剤タンク容量の削減によるインパクトが大きいことから、推進剤の密度比推力の向上（高性能化）が課題であることは自明である。この様に、超小型宇宙機に搭載する推進系の選定には、様々なシステム要求やミッションの制約条件を基に推進システム全体のトレードオフ評価を実施する必要がある。

そこで本稿では、100 kg 級超小型宇宙機において、代表的な化学推進系、電気推進系および共通推進剤を用いた統合型推進系の関係性を整理し、現在の宇宙推進システムの技術課題を抽出することを目的とした。本研究では、各推進系の関係性を整理するため、速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの 4 つの因子による推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響について解析的に評価した。

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

^{*1} 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)

^{*2} 小山工業高等専門学校 機械工学科
(Department of Mechanical Engineering, National Institute of Technology, Oyama College)

^{*3} 東京都立大学 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域
(Department of Aeronautics and Astronautics, Faculty of Systems Design, Tokyo Metropolitan University)

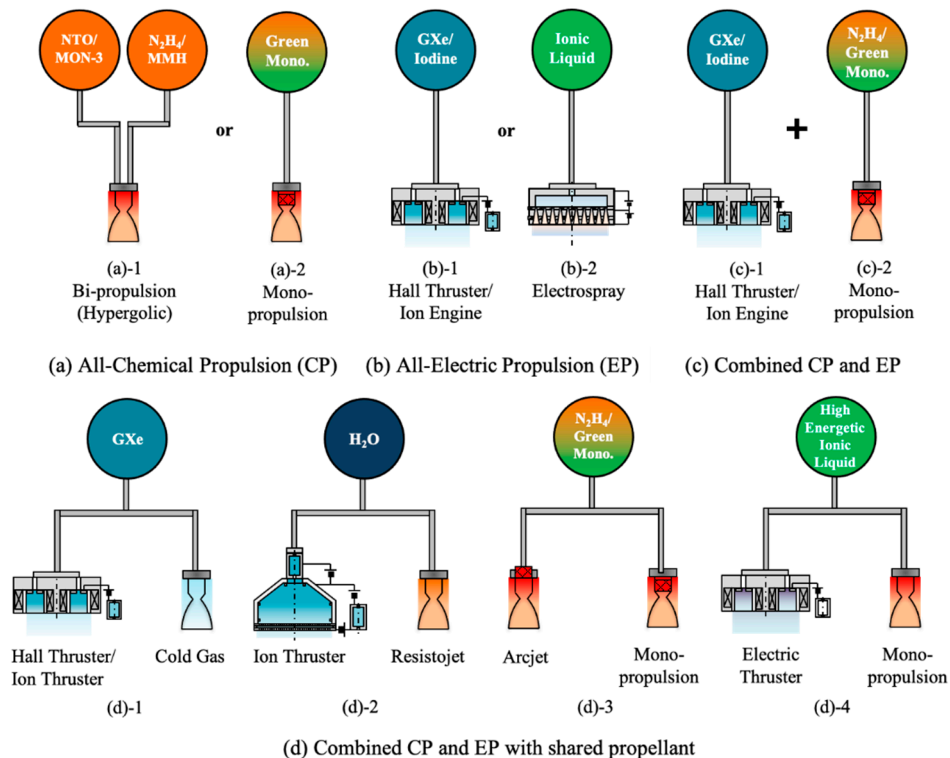
^{*4} 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット
(Research Unit II, Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*5} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 学際科学研究系
(Department of Interdisciplinary Space Science, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

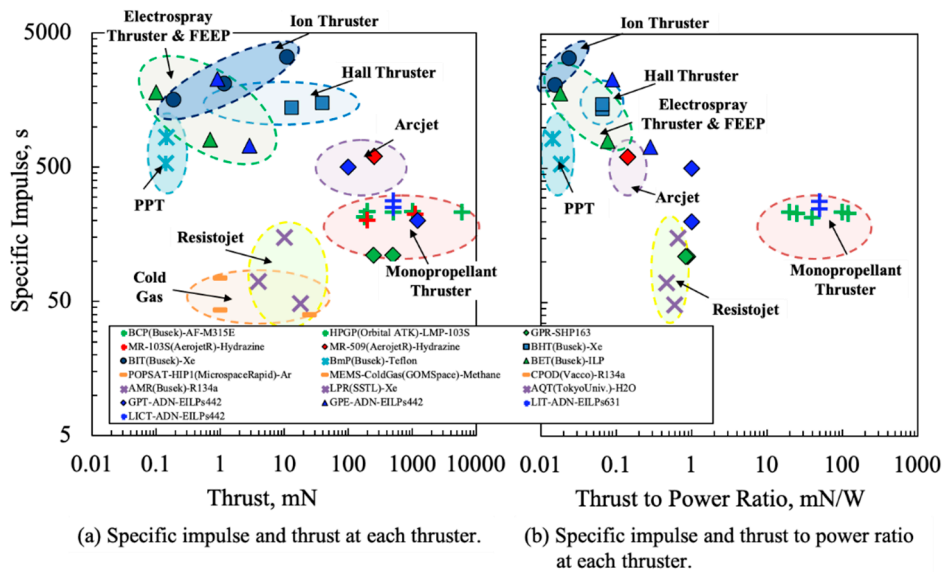
2. 宇宙推進システムのトレードオフ評価

2.1 代表的な宇宙推進システム

100 kg 級超小型探査機での推進機構の候補は、一般的に電気推進機、固体推進機、液体推進機の 3 種に大別できる。また推進システム構成は、これら 3 種の推進機構を中心として、ミッションの運用シナリオや推進システムへの要求により、推進機構や推進剤供給機構等の組合せを検討することとなる。第 1 図は、推進システム構成例の概略図である。第 1 図(a)の様に、自己着火性推進薬を用いた 2 液式推進機や低毒性推進薬を用いた一液式推進機による構成が挙げられる。これら化学推進機の共通項として、軌道制御および姿勢制御の両方の役割を担う運用が求められるため、太陽電池パドルや他のミッション機器等へのブルームの影響や熱設計の観点から宇宙機搭載時のスラスタ配置やキャント角を検討し設計する必要がある。また、液体推進機の推進剤供給システムとして、1 MPa 以上の高圧ガスタンクを設置する必要がある他に、調圧式を採用した場合、別途ガス加圧用のタンクを設ける必要があり、タンクが 2 つ以上となることでバルブや調圧弁等の増設によりドライ質量が増加するため、ブローダウン式 (一つの推進剤タンクの中にブラダやダイアフラム等の隔壁を利用して加圧ガスにより推進剤を押し出す方式) が適切であると考えられる。一方、ブローダウン方式を採用する場合、推進剤の消費量と共にガスの加圧値が減少し、推進剤流量の減少により推力値が低下する点について留意する必要がある。2 液式推進薬では、 N_2H_4 (Hydrazine) / NTO (Nitrogen tetroxide)²⁾ や MMH (Monomethyl hydrazine) / MON-3 (NTO blends with 3% NO)³⁾ などの自己着火性 (Hypergolic) を有したスラスタ機構が代表的であり、固体触媒などの点火機構を別途設ける必要がなく、スラスタ機構を簡素化できる利点がある。一方で、酸化剤と燃料の自己着火は、衝突型インジェクタによる推進剤供給で燃焼制御するため、他の一液式推進機と比べ、推力レベルが 10 N 級程度と高い設計となる。また、ヒドラジンに比べ低毒かつ高性能な一液式推進薬として、HAN (Hydroxyl ammonium nitrate) や ADN (Ammonium dinitramide) と云った固体物質を基剤とした低毒性推進薬 (Low toxicity propellant; 別名 Green propellant) やそれに適合した固体触媒スラスタ機構が代表的である^{4,5)}。高い断熱火炎温度に設計された低毒性推進薬では、2 液式推進機と同等の熱エネルギーポテンシャルを有しており、低凝固点、低蒸気圧かつ高いエネルギー密度の物理特性を有していることからヒドラジンスラスタの代替として期待できる。一方で、推進剤の着火に必要なエネルギー閾値が高く、燃焼室内が高温酸化雰囲気下となるため劣化や損耗に対する着火/点火技術の工夫が必要である^{6,7)}。これら液体推進薬は、固体推進薬とは異なり、液体推進薬を供給し着火/点火制御が可能のため、比較的大推力でのパルス作動や長秒時の定常作動 (高インパルスビット) を必要とする姿勢制御および軌道制御技術として適していると考えられる。



第 1 図 代表的な推進システム構成例の概略図



第 2 図 各推進機構における比推力および推力電力比の関係

次に、固体推進機については、 BKNO_3 や HTPB/AP/Al 等の固体物質を推進薬としたスラスタ機構が代表的である。これら固体推進薬では、推進薬に一定のエネルギーを一度投入すると、燃焼が進行し着火制御が出来ないため、固体推進薬を供給可能な機械的な機構を設けない限り同推進薬では再着火できず、大推力を必要とする様な軌道投入や軌道離脱に使用が限定されると云える。

次に、第 1 図(b)に示す様に、電気推進機は Xe や Kr 等の希ガスを推進剤とした静電加速方式のイオンエンジン⁸⁾や静電/電磁加速方式のホールスラスタ⁹⁾が代表的である。これらの電気推進機では、1 MPa 以上の高圧ガスタンクや比較的高いプラズマ点火電力を必要とするが、比推力が 10^3 s オーダと高い利点がある。一方で、これら電気推進機の推力密度は、 10 N/m^2 オーダと低く、軌道遷移に要する時間が化学推進機に比べ長期となるため、スラスタ機構の加速グリッド/チャンネルおよび電子源の損耗特性がスラスタ寿命に直結することとなる。スラスタ本体の電力消費量が高いため、宇宙機の排熱能力が支配的であり、軌道遷移時間、推進系に割ける電力や熱制御系に余裕のある宇宙機ミッションでは、選択肢の一つであると云える。また常温で固体のヨウ素を昇華しイオンを静電加速させるイオンエンジンやホールスラスタについても検討が進められている^{10, 11)}。ヨウ素は、希ガス推進剤に比べ、タンク充填圧力の減少や推進剤密度の向上により貯蔵性が向上するため、Cube-Sat 級の推進系として一つの選択肢である。また、静電加速方式の FEEP (Field-emission electric propulsion)¹²⁾やエレクトロスプレースラスタ¹³⁾といったイオン液体 (e.g., $[\text{Bmim}]^+[\text{DCA}]$, $[\text{Emim}]^+[\text{IM}]$) を利用した推進技術についても提案されている。これら推進系は、イオンエンジンやホールスラスタに比べ、低電力かつ比推力が高い一方で、推力密度が極めて小さいため、フォーメーションフライト等の高い推力を必要としない制御技術に適していると考えられる。

次に第 1 図(c)に示す様に、化学推進機および電気推進機を別系統で宇宙機に搭載する場合、各推進機構で推進剤供給システムを設ける必要があり、タンクおよびバルブ等のドライ質量が(a)や(b)の単一系に比べ増加する傾向にある。そのため、300 kg 級以上の中型・大型宇宙機に適したシステム構成であると考えられる。

以上のことから、各推進機構を単一系で構成した場合、推進機構の特性や運用の制約により選択肢が大きく変化する。本検討では 100 kg 級超小型宇宙機による外惑星領域等での探査と自在性の確保が前提としている。そのため、限られたリソースの宇宙機の中で、軌道遷移および姿勢制御を担う推進系には、共通推進剤を用いた統合型推進系が一つの成立解と考えられる。

そこで、本検討では第 1 図(d)の様な統合型推進系について比較検討を行う。第 1 図(d)-1 は、Xe を主推進剤としたホールスラスタとコールドガススラスタから構成される推進系である。100 W 級 Xe ホールスラスタ⁹⁾では、イオンエンジンに比べ推力密度が高く、軌道遷移に要する時間を短縮できるため、本検討ではホールスラスタを採用している。次に第 1 図(d)-2 は、水蒸気を主推進剤としたイオンエンジンおよびレジストジェットから構成される推進系である¹⁴⁾。第 1 図(d)-3 は、HAN 系一液式推進薬を用いた DC プラズマジェットおよび一液式スラスタから構成される推進系である⁷⁾。第 1 図(d)-4 は、高エネルギーイオン液体推進薬を用いた強電界/静電加速方式のプラズマスラスタおよび一液式スラスタから構成される推進系である⁶⁾。表 1 は、これらの推進系の仕様を纏めた表である。ここで、表 1 のドライ質量は概算値である。また各系は、2 fail safe 1 fail operative の冗長系で各コンポーネントを検討および設計しドライ質量を概算した。

これら化学推進機および電気推進機では、各推進機構原理に基づいて、第2図に示す様に推力電力比および比推力に関する推進性能を比較することができる。しかしながら、スラスタ機構の選定には、推進性能の他に推進システムとして、宇宙機システムや運用シナリオとの因子評価により最適化を行う必要がある。

第1表 各推進系の仕様

Type	Thruster	Propellant	Thrust	Specific Impulse, s	Dry Mass, kg
All-CP	(a)-1: Bi-propulsion	MMH / MON-3	4 - 10 N	297 / 200	30.5
	(a)-2: Mono-propulsion	ADN-based	0.5 N	230 - 250	32.1
Combined CP and EP system with shared propellant	(d)-1: Hall thruster / Cold gas jet	Xe	5.14 mN / 0.5 N	958 / 21	29.2
	(d)-2: Ion thruster / Resistojet	Water	0.294 mN / 3.9 mN	828 / 72	31.5
	(d)-3: DC plasma thruster / Mono-propulsion	SHP163	100 mN / 0.5 N	500 / 250	37.4
	(d)-4: Electric field-plasma thruster / Mono-propulsion	High Energetic Ionic Liquid	2.83 mN / 0.5 N	721 / 250	37.4

2.2 解析方法

推進系へのシステム要求は、軌道マヌーバや姿勢制御に必要な推進薬量、推進系ドライ質量など、ミッション機器を含む宇宙機システムや運用シナリオとの因子評価により最適化する必要がある。第2表は、一般的な推進系へのシステム要求を纏めた表である。推進系の選定には、これらの因子評価により総合的に検討していくことになるが、本稿では速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの4つの因子について、初期値を設定し、推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響評価を解析的に実施した。第3表は、本解析での初期条件を纏めた表である。

ここで、第1図(b)の全電化推進機では、軌道マヌーバの役割を果たせるが、磁器トルカ等の他の姿勢制御機器を設置する必要があり、3軸で各軸独立でのアンローディングは困難であるため、(b)のシステム構成を除いて因子評価を実施した。また第1図(c)のHAYABUSA、HAYSABUSA2の様なシステム構成では、宇宙機全重量の半分以上を推進系重量が占めてしまうことから、重量の制約から逸脱してしまうため、本検討では、(c)のシステム構成を除いて因子評価を実施した。したがって、本解析では第1図(a)-1, (a)-2, (d)-1, (d)-2, (d)-3, (d)-4の6種の推進システムについて解析した。

第2表 一般的な推進システム要求項

推進系	ミッション要求 / システム要求	要求値 (例)	備考
軌道制御用	ΔV / 推進剤消費量・比推力	ΔV : 1km/s	軌道設計要求
	推力 / 応答性・推力精度・最小インパルスビット	推力 <100N	システム要求
姿勢制御用	スラスタ寿命 / 累積作動時間・トータルインパルス	<1.5 year	軌道設計要求
	ΔV / 推進剤消費量・比推力	ΔV : 100m/s	軌道設計要求
共通項	推力 / 応答性・推力精度・最小インパルスビット	推力 0.5N-class	システム要求
	スラスタ寿命 / 累積作動時間・トータルインパルス	総力積に依存	システム要求
共通項	スラスタ作動電力 (電磁弁・推進剤貯蔵ヒータ電力・推進剤点火電力を含む)	<100W	システム要求
	推進系重量 (推進剤&押しガス含むタンク、配管、電磁弁、スラスタ本体、PPU, Control-Unit, etc.)	要検討	-
	推進系容量 (スラスタ本体、タンク, etc.)	要検討	-
	推進剤の物理的特性 (凝固点/化学的安定性/材料適合性, etc.)	要検討	より低温環境での貯蔵性に優れる
	システム開発リスク / 技術成熟度(TRL)	要検討	-
	宇宙機との機械的 IF (スラスタ配置 etc.) / 電氣的 IF	要検討	-
	運用シナリオ (間欠運用, 冬眠運用, etc.)	要検討	-
入手性 / コスト	要検討	-	

第 3 表 初期条件

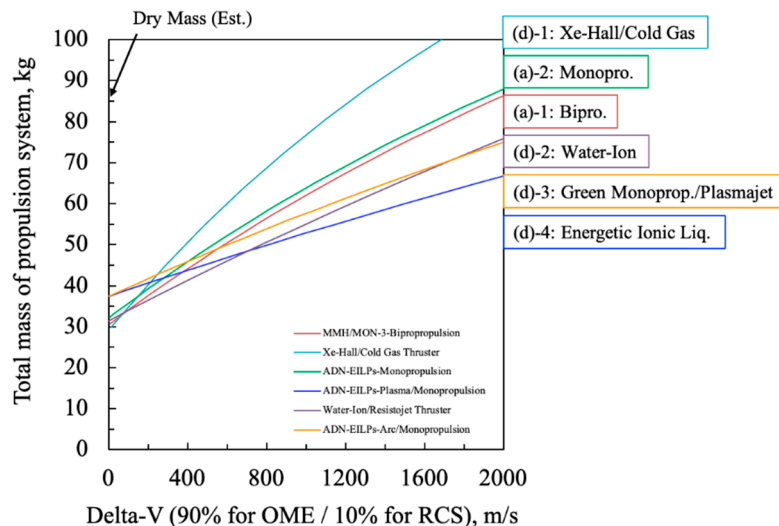
ミッション要求	推進システム要求	要求値 (例)
100 kg 級宇宙機の 軌道制御および姿 勢制御用	軌道遷移: 総力積 >100 kNs	$\Delta V > 1 \text{ km/s}$
	推進システムの機械的/電氣的インターフェースの制約 (電力 / 排熱, etc.)	電力 <100 W
	要求 ΔV 達成のための軌道遷移時間の上限 (宇宙機システム上のリスク/信頼性)	スラスタ作動時間 <1.5 year
	姿勢制御スラスタによる各軸まわり独立での 3 軸アンローディング、 軌道 divert による地球突入回避	推力 >0.5N 級 / 6 基以上

2.3 解析結果および考察

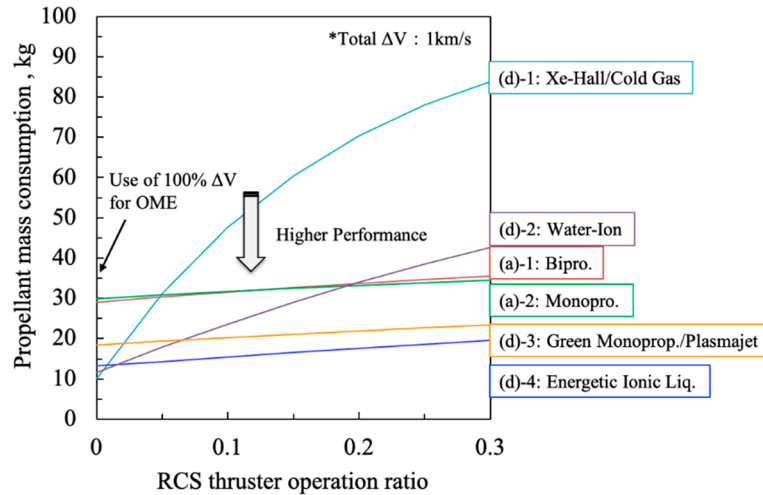
第 3 図は、各推進システムの全重量および速度増分値の関係を示した図である。ここで速度増分は、軌道遷移に 90%、姿勢制御に 10%の割当てとし、推進薬消費量を算出した。第 3 図より、一定の速度増分値から(a)-1, (a)-2 の化学推進系や (d)-1 のホールスラスタ/コールドガス推進系に比べ、(d)-2, (d)-3, (d)-4 の統合型推進系が優位であることが分かる。また、化学ポテンシャルの低い (比推力性能の低い)姿勢制御用推進機では、速度増分の要求値が増加すると共に推進薬の消費量が増加することが分かる。したがって、姿勢制御推進機の使用頻度および必要な速度増分値 (総力積)によって、推進系の選択肢が変化することが分かる。そこで姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係性を明らかにするため、速度増分値が 1 km/s における各推進系の推進薬消費量を算出した。

第 4 図は、各推進システムにおける姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係を示した図である。姿勢制御スラスタの使用頻度 (必要な力積)にも依存するが、姿勢制御スラスタの比推力性能が高い程、推進薬の消費量を抑えることが可能であり姿勢制御スラスタの高性能化が現在の技術課題である云える。また軌道マヌーバに必要な総力積を達成するためには、軌道制御スラスタの比推力を向上させる必要があり、推力密度の高いプラズマ推進機が必要であることが分かる。次に軌道マヌーバに必要な総力積を達成するため、軌道遷移に必要な時間を各推進系において算出した。

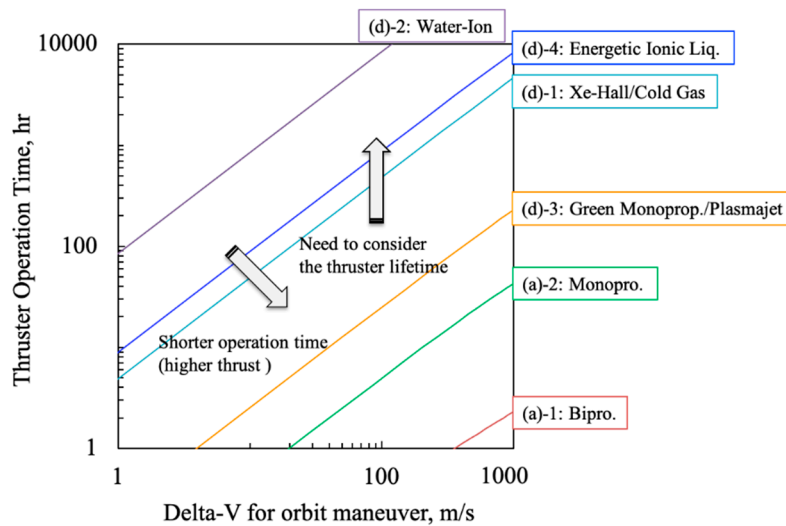
第 5 図は、各推進システムにおける軌道マヌーバでの速度増分値とスラスタ作動時間の関係を示した図である。(d)-1, (d)-2, (d)-4 の様な推力密度の低い軌道制御スラスタを採用した場合、軌道遷移に係る時間 (スラスタの運転時間)が増加するため、スラスタ機構の劣化や損耗特性を考慮する必要があり、各プラズマ推進機の耐久性の向上が必要である。一方で、(d)-3, (a)-1, (a)-2 の様な 2 液式推進薬、低毒性推進薬や高エネルギーイオン液体推進薬を用いた推進系では、要求された総力積を達成するために必要なスラスタ時間を(d)-1, (d)-2, (d)-4 の推進系に比べ短縮できるため、間欠的な動作によって熱設計の制約条件を緩和することが可能である。



第 3 図 各推進システムの全重量および速度増分値 (軌道遷移に 90% / 姿勢制御に 10%での運用時)の関係



第4図 各推進システムにおける姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係



第5図 各推進システムにおける軌道マヌーバでの速度増分値とスラスタ作動時間の関係

3. 結論

超小型宇宙機を用いた将来深宇宙探査ミッションを視野に入れ、代表的な化学推進系、電気推進系および共通推進剤を用いた統合型推進系の関係性を整理し、現在の宇宙推進システムの技術課題を抽出することを目的とした。本研究では、各推進系の関係性を整理するため、速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの4つの因子による推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響について解析的に評価した。その結果、運用シナリオにより姿勢制御での必要力積に応じて推進機構の選択肢が変化するが、姿勢制御用スラスタの高性能化が課題である。また電気推進機および化学推進機において、推進薬を共有した統合型推進システムの有効性が明らかになった。特に超小型宇宙機用の高推力推進機が、探査ミッションのキー技術であることが解析的に判明した。

参考文献

- 1) 宇宙科学研究所, 宇宙科学技術ロードマップ, 初版, RSQ-2018026, 2019年3月。
- 2) Thomas, F., S., et al., "Development of a Fundamental Model of Hypergolic Ignition in Space-Ambient Engines," *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 9, 1967, pp. 1616-1624.
doi: 10.2514/3.4259
- 3) Laurent, K., et al., "Chemical Kinetic Model for Monomethyl hydrazine/Nitrogen Tetroxide Gas Phase Combustion and Hypergolic Ignition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, Jan. 2004, pp. 87-92.

- doi: 10.2514/1.9234
- 4) Sacheim, R. L., et al., "Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, Feb. 2014, pp. 265-276.
doi: 10.2514/1.B35086
 - 5) Gohardani, A. S., et al., "Green Space Propulsion: Opportunities and Prospects," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, Sept. 2014, pp. 128-149.
doi: 10.1016/j.paerosci.2014.08.001
 - 6) Wada, A., et al., Electric ignition characteristics of an ammonium-dinitramide-based ionic liquid monopropellant with discharge plasma, AIAA SciTech Forum and Exposition, AIAA-2020-1895, January 2020.
doi: 10.2514/6.2020-1895
 - 7) Wada, A., et al., "Combustion Characteristics of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, 2018, pp. 1052-1060.
doi: 10.2514/1.B36762
 - 8) Koizumi, H., et al., "Development and Flight Operation of a Miniature Ion Propulsion System," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, Feb. 2018, pp. 960-968.
doi:10.2514/1.B36459
 - 9) Watanabe, H., et al., "Performance and Plume Characteristics of an 85 W Class Hall Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 166, 2020, pp. 227-237.
doi: 10.1016/j.actaastro.2019.07.042
 - 10) Kamhawi, H., et al., "Overview of Iodine Propellant Hall Thruster Development Activities at NASA Glenn Research Center," AIAA Paper 2016-4729, July 2016.
doi:10.2514/6.2016-4729
 - 11) Tsay, M., et al., "Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications," 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-264, October 2017.
 - 12) Tajmar, M., et al., "Indium Field Emission Electric Propulsion Microthruster Experimental Characterization," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, March-April 2004, pp. 211-218.
doi:10.2514/1.9247
 - 13) Shawn, W. M., et al., "Electrospray of 1-Butyl-3-Methylimidazolium Dicyanamide Under Variable Flow Rate Operations," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 6, November-December 2014, pp. 1701-1710.
doi:10.2514/1.B35170
 - 14) Koizumi, H., et al., "Assessment of Micropropulsion System Unifying Water Ion Thrusters and Water Resistojet Thrusters," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 5, Sep., 2019, pp. 1-9.
doi: 10.2514/1.A34407

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-20-008

JAXA Research and Development Report

将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進系研究グループ
2020年度研究成果報告書

Technical Report of the Research Activity for Innovative Micro Propulsion Systems
for Future Deep Space Explorations (2020)

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 2021年2月12日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

