

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

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

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

**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)

<sup>\*1</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>\*2</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>\*3</sup> 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)

<sup>\*4</sup> 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)

<sup>\*5</sup> 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)

<sup>\*6</sup> 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)

<sup>\*7</sup> 福岡大学 工学部 化学システム工学科

(Department of Chemical Engineering, Fukuoka University)

<sup>\*8</sup> 横浜国立大学 先端科学高等研究院

(Institute of Advanced Sciences, Yokohama National University)

<sup>\*9</sup> 横浜国立大学 環境情報研究院

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

<sup>\*10</sup> 日本大学 生産工学部 機械工学科

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

<sup>\*11</sup> 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)

<sup>\*12</sup> 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<sup>1)</sup>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<sup>2)</sup>

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<sup>3-5)</sup>。

- 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<sup>3,6,7)</sup>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<sup>3)</sup>。
- 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<sup>4,5,8-14)</sup>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<sup>4,5)</sup>。

### 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<sup>15)</sup>

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<sup>16)</sup>やホールスラスト<sup>17)</sup>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、 $10\text{ N/m}^2$  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、スラスト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ト寿命に直結することとなる。スラスト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トについても検討が進められている<sup>18,19)</sup>。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<sup>20)</sup>。また、静電加速方式の FEED<sup>21)</sup>やエレクトロスプレー<sup>22)</sup>といったイオン液体 (e.g., [Bmim]<sup>+</sup>[DCA]<sup>-</sup>, [Emim]<sup>+</sup>[IM]<sup>-</sup>) 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トに比べ、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、BKNO<sub>3</sub> や HTPB/AP/Al 等の固体物質を推進薬としたスラストが提案されており、OMOTENASHI<sup>23)</sup>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。

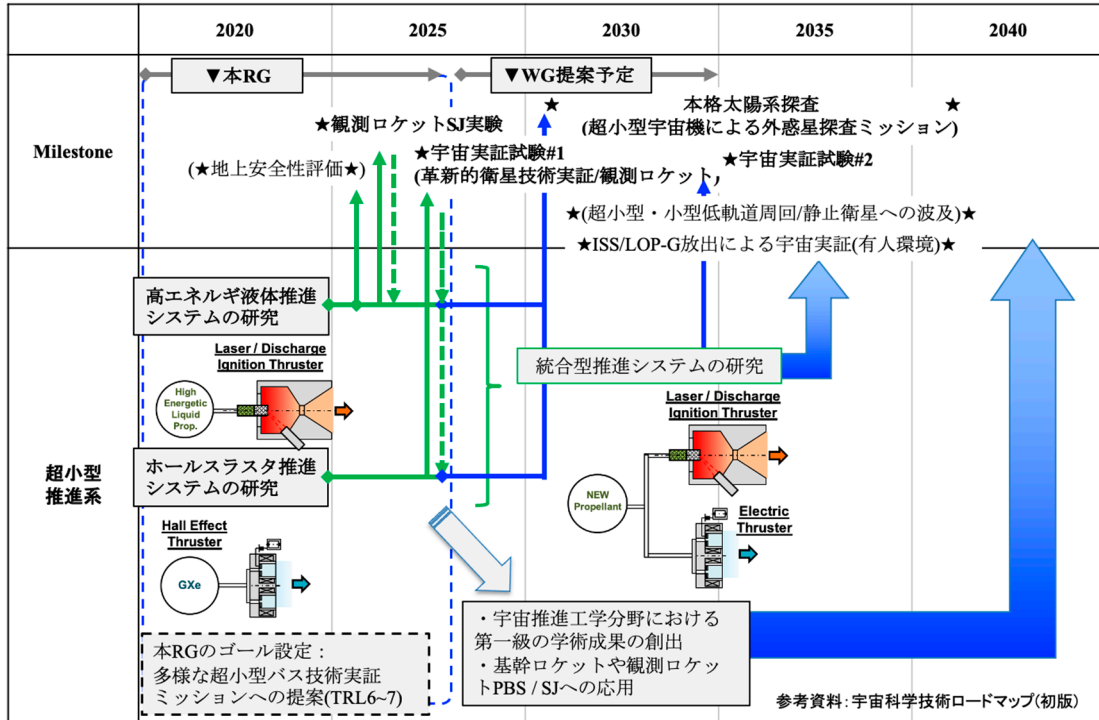
次に、液体推進では、ヒドラジンを主推進薬とした姿勢制御系が主流であり、探査機ミッションや地球周回衛星での実績も多い。2 液式推進薬では、MMH/MON-3<sup>24)</sup>や N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>/NTO<sup>25)</sup>などの自己着火性 (Hypergolic) を有したスラスト機構であり、固体触媒などの点火機構を別途設ける必要がなく、スラスト機構を簡素化できる利点がある。一方で、酸化剤と燃料の自己着火は、衝突型インジュークタによる推進薬供給による燃焼制御のため、他の一液式推進機と比べ、推力レベルが  $10\text{ N}$  級程度と高い設計となる。

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トの研究開発が盛んである<sup>26,27)</sup>。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。各スラスト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、スラスト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し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」を重点に、各推進系の技術実証に向けた活動とそれに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," 35<sup>th</sup> 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