

超小型宇宙機搭載に向けた一液式推進系のトレードオフ評価

和田 明哲^{*1}, 伊東山 登^{*2,3}, 羽生 宏人^{*1}

Trade-Off Evaluation of the Mono-Propulsion Systems for the Micro-Spacecrafts

WADA Asato^{*1}, ITOUYAMA Noboru^{*2}, HABU Hiroto^{*1}

ABSTRACT

For the attitude and orbit control thruster of spacecrafts, the various micro-propulsion systems have been proposed in the world. It is important to clarify the positioning of monopropellant thruster in the various propulsion systems. The objective of this paper is to evaluate the trade-off of each monopropellants in terms of the theoretical performance and physical properties of the monopropellant.

Key Words: Green monopropellant, High energetic ionic liquid, Space micro-propulsion, Micro-spacecrafts

概要

宇宙機の軌道制御及び姿勢制御技術として、超小型推進系の研究開発が各国で進められている。様々な推進技術が提案されている中で、今後の宇宙機ミッション提案に向け各宇宙推進系の位置づけを明確にすることが重要である。本稿では、一液式推進系の観点から各推進剤の理論性能および物理特性について、トレードオフ評価を実施したので報告する。

1. はじめに

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に晒され、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 級サイズの宇宙機に限定し記述する。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¹⁾やホールスラスタ²⁾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。一方で推力密度が 10^1 N/m² オーダと低く、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

doi: 10.20637/JAXA-RR-19-003/0002

^{*} 2019年12月2日受付 (Received December 2, 2019)

^{*1} 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)

^{*2} 東京大学大学院 工学系研究科 化学システム工学専攻

(Graduate School of Chemical System Engineering, The University of Tokyo)

^{*3} 日本学術振興会 特別研究員

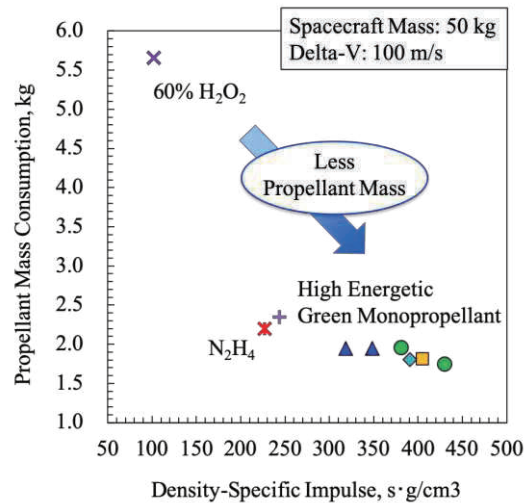
(Research Fellow of Japan Society for the Promotion of Science)

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おり^{3,4)}、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し、超小型宇宙機の推進系としては候補である。また、静電加速方式の FEED⁵⁾やエレクトロスプレー⁶⁾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剤としたスラスタが提案されており、OMOTENASHI⁷⁾等での Cube-Sat 実証に向けた研究開発実績がある。これら固体推進剤では、一度推進剤にエネルギーを投入すると、着火制御が出来ないため、同推進剤では再着火できず、大推力を必要とする軌道離脱に使用が限定されると云える。次に、従来の液体推進では、ヒドラジンを主推進剤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。固体推進剤とは異なり、液体推進剤の供給し着火/点火制御が可能のため、比較的大推力なパルス作動や長秒時の定常作動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。こ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剤の着火/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異なり、それぞれに特色があることが分かる。

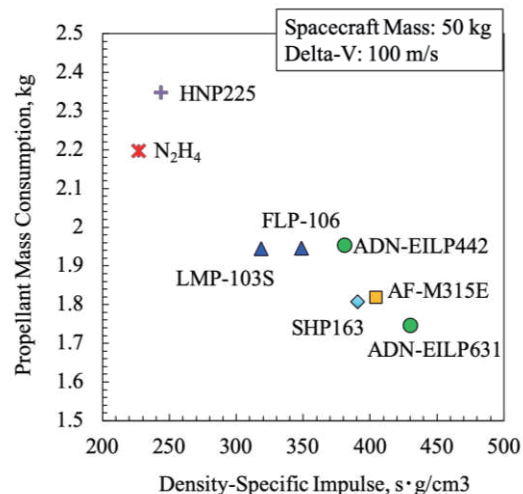
様々な推進技術が提案されている中で、その用途や技術課題を整理し、各宇宙推進系の位置づけを明確にすることが重要である。本稿では、その第一弾として、一液式推進系の観点から各推進剤の理論性能および物理特性について、トレードオフ評価を実施したので報告する。

2. 化学平衡計算による各一液式推進剤の理論推進性能および物理特性に関するトレードオフ評価

一液式推進剤は、従来からヒドラジン (N₂H₄)が主流であるが、蒸気圧および毒性が高く、地上での取扱や充填時には、防護服の着用や複数人による作業が必要である⁸⁾。また、凝固点が高いため、常に推進剤タンクの熱的な管理が必要とされる。これらの課題を克服するため、現在より半世紀前から、環境負荷の低減および低毒化かつ推進系の高性能化を目指し、高エネルギー固体物質を基剤と



(a) 各一液式推進剤の性能比較



(b) ヒドラジンおよび HAN 系, ADN 系一液式推進剤の性能比較

図 1 密度比推力および推進剤消費量の関係

した液体推進剤の研究開発が活発であり、ヒドラジンから移行を開始しつつある^{8,9)}。その高エネルギー固体物質には、硝酸ヒドロキシルアンモニウム (Hydroxyl ammonium nitrate: HAN, $[\text{NH}_3\text{OH}]^+[\text{NO}_3]^-$) 系推進剤およびアンモニウムジニトラミド (Ammonium dinitramide: ADN, $[\text{NH}_4]^+[\text{N}(\text{NO}_2)_2]^-$) が主流であり、その溶解や燃料成分として、水やメタノール等のアルコール類と調製される^{8,9)}。一方で、水やアルコール類の蒸発潜熱が高いため、推進剤のエネルギー密度が抑制され、また、溶媒の影響により蒸気圧が高くなるため、蒸気吸引や爆発の危険性が高まる等といった技術課題が挙げられる。

そこで、高エネルギー物質研究グループでは、高エネルギー固体物質にアルコール類や水等の溶媒を用いず他の固体物質同士と共融させることで、イオン液体の一種とされる Deep Eutectic Solvents (DESs) を調製した^{10, 11)}。その一種として、ADN を基剤とした固体エネルギー物質である硝酸モノメチルアミン (Monomethylamine nitrate: MMAN, $[\text{H}_3\text{CNH}_3]^+[\text{NO}_3]^-$) および尿素 (urea, $(\text{NH}_2)_2\text{CO}$) から成る ADN 系高エネルギーイオン液体 (ADN-High Energetic Ionic Liquids, ADN-EILPs) の調製に成功している。

図 1 に、高エネルギー物質を基剤とした各一液式推進剤 (HAN 系推進剤: AF-M315E⁸⁾, SHP163¹²⁾, HNP225¹³⁾, ADN 系推進剤: LMP-103S⁹⁾, FLP-106⁹⁾, ADN-EILP442

(ADN/MMAN/Urea = 40/40/20, wt.%)¹¹⁾, ADN-EILP631 (ADN/MMAN/urea = 60/30/10, wt.%)¹¹⁾, 60%過酸化水素 (60wt.% H_2O_2)¹⁴⁾ およびヒドラジンの密度比推力と推進剤消費量の関係を示す。ここで、宇宙機重量を 50 kg, 速度増分 ΔV の要求値を 100 m/s と仮定し、各推進剤の理論比推力は、燃焼室圧力 0.4 MPa, ノズル開口比 100, 凍結流れで化学平衡計算により算出した。各推進剤固有の熱エネルギーは、断熱火炎温度と平均分子量の積により比推力と比例関係にあることから、推進剤の理論性能と同意である。また、物理特性由来の密度と比推力の積は、密度比推力として表すことができ、密度比推力が高ければ、宇宙機システムによる要求 ΔV に対して、推進剤の消費量を抑えることができ、タンク容量や推進システムの小型・軽量化が可能となる。本イオン液体は、ヒドラジンに比べ、約 68%~90% の密度比推力の向上が期待でき、他の一液式推進剤と比べても、化学平衡計算上、理論的に高い性能を有していることが分かる。また、図 2 に推進剤量を含む宇宙機全体の重量と各推進剤において達成可能な速度増分の関係を示す。例えば、100 kg の宇宙機において、ADN-EILP442 推進剤量 6 kg を全て消費した場合の速度増分は、155 m/s である。同等の宇宙機重量において、1 km/s の速度増分が要求される場合、約 33 kg の推進剤消費が必要となる。各種推進剤に対し、同種の点火方式や推進技術が

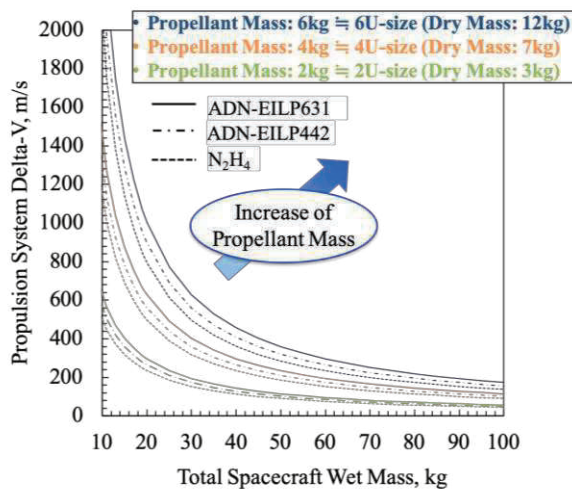


図 2 宇宙機重量および推進剤量による達成可能な速度増分の関係性

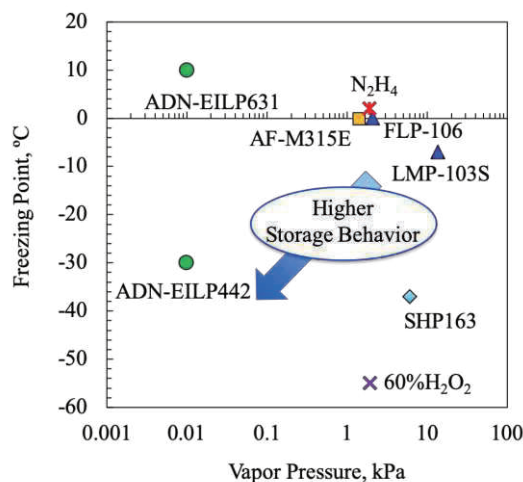


図 3 各一液式推進剤の凝固点および蒸気圧

適用できる場合、推進系全体のドライ質量は同等と見做すことができ、前述の様に推進剤性能の観点でのトレードオフが可能である。一方、点火/推進方式が異なる場合には、推進系全体がトレードオフ対象となる。本稿ではその詳細を省くが、一液式推進系以外にも電気推進系や二液式推進系が候補に挙げられる場合では、初期検討として、冗長系を考慮した配管や推進剤タンク等の推進剤供給系、スラスタ本体（推進性能、ブルーム影響を考慮したスラスタ配置, etc.）、推進系全体に必要な電力配分等、これらの設計を加味しトレードオフ評価を実施する必要がある。

図3は、各推進剤における凝固点および蒸気圧の物理的性質を比較した図である。本イオン液体は、ヒドラジンおよび他の一液式推進剤に比べ蒸気圧および凝固点が低いことが分かる。ヒドラジンの場合、凝固を防ぐため、配管やタンクを熱的にマネジメントする(宇宙機内での熱制御を行う)必要があるが、本推進剤は、凍結抑制剤として urea を選定することで低凝固点を有し、低温環境下での長期間貯蔵に優れている。これらにより、ヒータ電力の削減、つまり宇宙機運用時の低電力化を可能とし、他の搭載システム（観測機器, etc.）に電力配分を回すことで、ミッションの幅を拡大することが期待できる。したがって、地球周回衛星のみならず、深宇宙探査等の長期ミッション対して、本イオン液体を用いた推進系は、候補と成り得る。

3. 高エネルギーイオン液体推進系の研究開発状況

前述の通り、高い推進性能や宇宙環境下での物理特性において優位性が見られる一方で、推進剤の点火/着火技術や推進技術については、多くの技術課題を有している。一液式のヒドラジン推進系では、固体触媒による分解反応機構が一般的であるが、これら高エネルギー固体物質を基剤とした推進剤では、高性能化による特性排気速度の向上、つまり熱エネルギー（エンタルピー変化）の向上に比例して、火炎温度の上昇により、高温酸化雰囲気下による固体触媒の焼結や劣化が技術的な課題である¹⁵⁾。これら推進機の耐久性や燃焼反応性の低下は、熱設計や触媒形状/材質の改善により簡単に克服出来るものではなく、推進剤の性能を固体触媒の耐熱性能に合わせて意図的に調製しているのが現状であり、点火手法の抜本的な見直しが必要である。

そこで、我々は、新たな点火/着火方法および推進方法の技術提案を行ってきた。本イオン液体は、化学的に高エネルギーかつイオンの集合体であることから、電気的な化学反応に適していると予想され、分解および燃焼ガスの気相領域での気体力学的な電熱加速¹⁶⁾や凝縮相領域での直接的な電気分解および電離によるイオンや電子を加速させるような電場加速による推進方法に応用できると考えられる¹⁷⁾。また、これまでに高エネルギー物質を基剤とした液体推進剤のプラズマ点火および燃焼維持(保炎)に成功しており、スラスタの設計指針およびその実現可能性を示している¹⁸⁻²⁰⁾。本イオン液体についてもそのスラスタへの適用を目指し、実験的な評価を進めている。また、ADN-EILPs の非接触的な点火手法として、CW レーザ²¹⁾やパルスレーザー誘起プラズマ²²⁾の点火機構を提案しており、これら推進機を組合せることで、高エネルギーイオン液体を推進剤として共有し、高推力および高比推力を両立した統合型推進系の新たな技術提案を行っており、その成立性について評価および検討を開始している。

4. 結論

本稿では、一液式推進系の観点から各推進剤の理論性能および物理特性について、トレードオフ評価を実施した。その結果、化学平衡計算および物理特性の観点では、ADN-EILPs が優位性を示した。一方で、推進系システムの成立性は示せていないのが現状である。今後、宇宙実証試験に向け、推進剤およびその推進技術の評価と検証をより一層加速させる必要がある。

本研究は、JSPS 科学研究費補助金 JP18H05900, JP19K21074 の助成を受けたものである。

参考文献

- 1) Koizumi, H., Komurasaki, K., Aoyama, J., and Yamaguchi, K., "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
- 2) Watanabe, H., Cho, S., and Kubota, K., "Performance Evaluation of a 100-W Class Hall Thruster," International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-447, September 2019.
- 3) Kamhawi, H., Haag, T., Benavides, G., 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
- 4) Tsay, M., Model, J., Barcroft, C., Frongillo, J., Zwahlen, J., and Feng, C., "Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications," 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-264, October 2017.
- 5) Tajmar, M., Genovese, A., and Steiger, W., "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
- 6) Shawn, W. M., Benjamin, D. P., and Raymond, J. B., "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
- 7) Hashimoto, T., Yamada, T., Otsuki, M., 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
- 8) SACHEM, R. L., and MASSE, R. K., "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
- 9) Gohardani, A. S., Stanojev, J., Demaire, A., Anflo, K., Persson, M., Wingborg, N., and Nilsson, C., "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
- 10) Matsunaga, H., Habu, H., and Miyake, A., "Preparation and thermal decomposition behavior of ammonium dinitramide-based energetic ionic liquid propellant," *Science and Technology of Energetic Materials*, Vol.78, No.3, 2017, pp.69-74.
- 11) Ide, Y., Takahashi, T., Iwai, K., Nozoe, K., Habu, H., and Tokudome, S., "Potential of ADN-based Ionic Liquid Propellant for Spacecraft Propulsion," *Procedia Engineering*, Vol. 99, 2015, pp. 332-337. doi:10.1016/j.proeng.2014.12.543
- 12) Katsumi, T., Inoue, T., Nakatsuka, J., Hasegawa, T., Kobayashi, K., Sawai, Sh. and Hori, K., "HAN-Based Green Propellant, Application, and Its Combustion Mechanism," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 48, No. 5, 2012, pp. 536-543. doi:10.1134/S001050821205005X
- 13) Igarashi, S., Yamamoto, K., Fukuchi, A. B., Hatai, K., and Ikeda, H., "Development Status of a 0.5N-Class Low-Cost Thruster for Small Satekkites," AIAA Paper 2018-4753, July 2018. doi:10.2514/6.2018-4753

- 14) Iizuka, T., and Sahara, H., "Development of Mono/Bi-Propellant Propulsion System with 60wt% Hydrogen Peroxide Solution for Microsatellite," *Aeronautical and Space Sciences Japan*, Vol. 66, 2018, pp.273-278. (In Japanese)
doi:10.14822/kjsass.66.9_273
- 15) Fokema, M. D., and Torkelson, J. E., "U.S. Patent Application for A Thermally Stable Catalyst and Process for The Decomposition of Liquid Propellants," Docket No. 11/457, 985, filed 17 July 2006.
- 16) Wada, A., Itouyama, N., and Habu, H., "Simplified Performance Analysis of Discharge Plasma Thruster with a High Energetic Ionic Liquid Propellant," Proceedings of the Space Sciences and Technology Conference, JSASS-2019-4321, November 2019 (In Japanese).
- 17) Wada, A., and Habu, H., "Electric Ignition Characteristics of an Ammonium-Dinitramide-Based Ionic Liquid Monopropellant with Discharge Plasma," AIAA SciTech Forum and Exposition, January 2020 (Accepted Paper).
- 18) Wada, A., Watanabe, H., and Takegahara, H., "Combustion Characteristics of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, Jul. 2018, pp. 1052-1060.
doi:10.2514/1.B36762
- 19) Wada, A., Watanabe, H., and Takegahara, H., "Performance Evaluation of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," AIAA Paper 2017-4757, July 2017.
doi:10.2514/6.2017-4757
- 20) Shindo, T., Wada, A., Maeda, H., Watanabe, H., Takegahara, H., "Performance of a Green Propellant Thruster with Discharge Plasma," *Acta Astronautica*, Vol. 131, 2017, pp.92-95.
doi:10.1016/j.actaastro.2016.11.022
- 21) Itouyama, N., and Habu, H., "Continuous-wave Laser Ignition of Non-Solvent Ionic Liquids Based on High Energetic Salts with Carbon Additives," *Propellants Explosives Pyrotechnics*, July 2019.
doi: 10.1002/prop.201900063
- 22) Itouyama N., and Habu, H., "Investigation for Ignition of ADN-based Ionic Liquid with Visible Pulse Laser," *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 2018, pp.291-298.
doi: 10.2322/tastj.16.291