

高エネルギーイオン液体推進剤の小型スラスタ概念設計

伊東山 登^{*1}, 和田 明哲^{*2}, 羽生 宏人^{*2}

A Concept of the Small Chemical Thruster with High Energetic Ionic Liquids

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

ABSTRACT

Ammonium dinitramide-based ionic liquid propellants (ADN-EILPs) are expected the candidates with high-performance and low toxicity for next-generation chemical thruster in small satellites. Authors have investigated the ignition of ADN-EILPs to solve technical problems for thruster applications, e.g. ignitor or ignition mechanism of ADN-EILPs. Through the past studies, the combination of laser radiant heating and carbon-based laser absorbent was found out as a solution of expected ignition methods for ADN-EILPs. This paper introduces a thruster concept using ADN-EILPs by utilizing the new propellant supply method as well as such the ignition mechanism.

Key Words: Ammonium dinitramide, Ionic liquid, Laser ignition, Small thruster system

摘 要

アンモニウムジニトラミドを基材とするイオン液体系推進剤 (ADN-EILPs) は、低毒・高密度比推力が期待される有望な一液推進剤の一つである。これまで筆者らは、ADN-EILPs が内包する点火・着火特性に関連する技術課題の克服に取り組んできた。昨今の研究により、新たな点火方式として、レーザ輻射加熱機構とレーザ吸光材の組み合わせを考案し、ADN-EILPs の効果的な点火の糸口を見出すまでに至った。本報告では、これら点火に関連する研究の展開として、当該点火機構に新たな推進剤供給機構を組み合わせた、ADN-EILPs を用いるスラスタの概念について紹介する。

1. はじめに

高エネルギー物質を用いた一液推進剤 (High Energetic Green Propellants, HEGPs) は、低毒・高密度比推力が期待されることから 1~20 N 級を中心に、小型スラスタシステムへの適用が広く検討されてきた¹⁾。昨今は民間企業によるスラスタシステムのモジュール化も進みつつあり、小型衛星による実証実験も報告されるようになりつつある (例えば文献²⁾)。

本研究では HEGPs の更なる高性能化や高い推進剤取扱性獲得のため、HEGPs 自体の改良を展開してきた³⁾。従前の HEGPs は水溶液ベースで、水の添加によるエネルギー効率の低下があることに着眼し、その結果、溶媒を用いずに高エネルギー物質で固体塩であるアンモニウムジニトラミド (ADN) を液化した高エネルギーイオン液体 (ADN-EILPs) を発見した。この原理や推進剤の詳細については過去の報告を参照していただきたい (例えば文献³⁾)。EILPs は無溶媒であることから、従来の HEGPs に比べ、大凡 1.2~1.3 倍高い理論密度比推力を達成している。

筆者らは、この推進剤のスラスタ適用を目指し、技術課題である点火や着火に関する研究課題に取り組んできた。これは、本推進剤が高い熱安定性と低い蒸気圧特性を有するため、着火源となる分解ガスを獲得しにくいこと (難着火性)、燃焼場が高温高酸化条件になり、一般に点火に用いられる触媒やスパークプラグが燃焼ガスにより損耗してしまう恐れ (耐久性、繰り返し点火特性) などの懸念に基づくものであった。筆者らはこれらの問題に対して、非接触的に高エネルギー流束を推進剤に供給可能な着火機構を探索し、レーザ着火の可能性を模索してきた。その結果、連続光レーザと吸光材としてカーボンウールを組み合わせることにより、迅速かつ再現性のある ADN-EILPs の点火の実現に至った⁴⁾。

しかしながら、カーボンウールを用いる場合、点火に係る技術課題の他に、どのように推進剤を供給するかが課題となる。一般的に一液推進剤の場合、高圧ガスを用いた微粒化により燃焼器内での推進剤の熱交換や反応効率を高めるように供給系は設計される。3 次元的な物理構造を有するカーボンウールとイオン液体推進剤の混合物を微粒化するのが困難であることは自明である。この本稿では、この新たな点火機構を活用しつつ、上述の推進剤供給に関する課題を解決した、ADN-EILPs のスラスタ概念と本概念に基づいたスラスタシステム的设计例を紹介する。

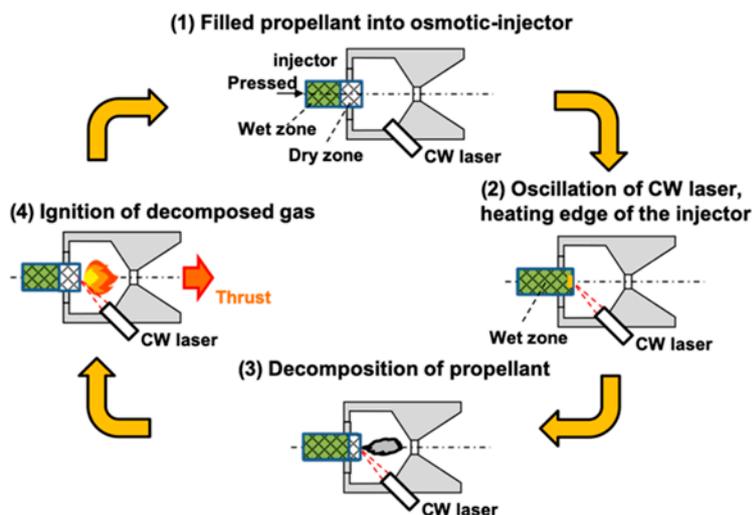
^{*} 2021 年 11 月 18 日受付 (Received November 18, 2021)

^{*1} 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)

^{*2} 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. 提案するスラスタ概念

提案する超小型スラスタの概念及び動作流れを図1に示す。は、毛細管浸透現象を利用してカーボン繊維束に含浸する(第1図内(1))。カーボン繊維束の末端は片側が燃料タンク、反対側は燃焼室で露出する。推進剤は燃焼室側のカーボン繊維束端に繊維と混在する形で露出しており、CW レーザを照射することにより、着火・燃焼する(第1図内(2)~(4))。この時、燃焼の持続性は周囲環境圧(ここでは設計燃焼圧に相当)に依存する。推進剤が定常燃焼可能な下限圧は Pressure deflagration limit (PDL) としてよく知られており、燃焼時の環境圧がこれを下回る場合、推進剤は完全燃焼する以前に燃焼中断する。ADN-EILPs の PDL については既に報告されており^{5),6)}、混合比によって様々であるが大凡 0.2~0.8 MPa 付近に PDL を持つことが分かっている。よって、使用する推進剤組成に合わせて、その推進剤の持つ PDL 以下に設計燃焼圧を設定することで推進剤は部分的に燃焼し、一定時間後消失する。消失した推進剤は毛細管現象により繊維束端に浸透し、改めて燃焼室内に露出する。この繰り返しによりパルス型の燃焼パターンを作り出すことが可能と考えた。

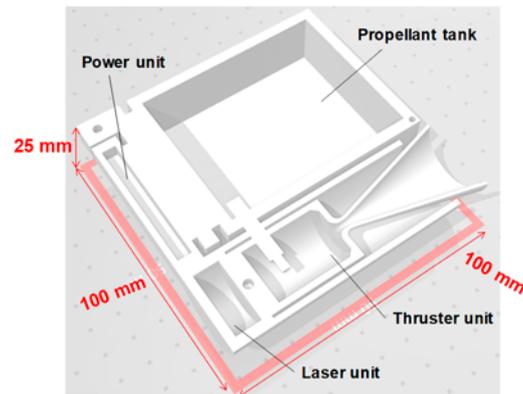


第1図. スラスタ動作の概念図⁶⁾

このシステム概念は、推進剤の微粒化を伴わないため、現在実装されているスラスタシステムから加圧ガス供給系を除去しうるポテンシャルを有しており、システムの小型軽量化に寄与する。また、近年は CW レーザモジュールが小型化されていることもあり、スラスタシステムの小型化が可能である。スラスタシステムは加圧供給系に用いられる気蓄器や耐圧配管などの質量の占める割合が大きいため、これまでシステム全体の軽量化が困難であった。本概念では、超小型スラスタシステムの実現に必要な機能削除が可能となるため、システム軽量化が可能となる。カーボン繊維束に含浸した推進剤が着火することは既往研究より明らかになっており⁹⁾、レーザー出力が所定以上であれば着火する。推進剤が消失してから再び繊維束の照射端に推進剤が充填されることも既に確認済である⁹⁾。したがって、システムに必要な技術の要素部分は概ね明らかとなっている。本概念については現在、Laboratory model を用いた燃焼試験により実証中⁶⁾である。

3. 0.5 N 級スラスタシステムのデザイン例

小型化の実現および実証実験を念頭に、小型衛星の主サイズである 3 U 級 (100 mm×100 mm×300 mm) から 6U 級サイズ (100 mm×200 mm×300 mm) 衛星⁷⁾への実装を想定して、0.5 U サイズ (100 mm×100 mm×50 mm) に収納可能な 0.5 N 級の超小型スラスタを目標とした。第1図にまとめたパルス動作モードを成立させるためには、燃焼室圧は ADN-EILPs の燃焼下限圧力 (0.2~0.8 MPa) 以下に設定することが望ましい。そこで、燃焼圧 0.05 MPa を設計値として設定した。第2図に小型レーザーユニットを用いた場合の 0.5 U 級 (100 mm×100 mm×50 mm) 超小型スラスタモジュールの 3D モデルの例を示す。本モジュールは、推進剤タンクユニット、電源ユニット、レーザーユニット、スラスタユニットの 4 ユニットから構成される。推進剤タンクは内部機構次第であるが、 $1.0 \sim 1.4 \times 10^5 \text{ mm}^3$ 程度推進剤を充填できる設計となった。この場合、推進剤の重量は 100~140 g 程度となる。今回は 0.5 U のサイズ制限を設けたため、充填可能量は前述の通りであるが、この制限値がより大きい場合は、充填可能な推進剤量を増加させることができると考えられる。必要な推進剤量は衛星ミッション依存であるため、その過不足についての検討は今後の研究課題と考えている。



第2図. 0.5 U スラスタ (ハーフモデル) の例

4. まとめ

本稿では、CW レーザ加熱着火機構とカーボンウールを用いた推進剤供給機構を組み合わせた、高エネルギーイオン液体推進剤のスラスタ概念と本概念に基づいたスラスタシステムの設計例を紹介した。本概念の十分な実証の暁には、0.5 U サイズといった小型性を生かし、観測ロケットのPI部や、基幹ロケットのピギーバック系、または実証高度が比較的低くてよい場合は大気球実証などへ、実証機搭載に向けた柔軟なR&Dアプローチができると期待している。

参考文献

- 1) R. Masse, et al., AF-M315E Propulsion System Advances & Improvements, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4577 (2016).
- 2) M. Tsay, et. al, Development Status and IU CubeSat Application of Busek's 0.5N Green Monopropellant Thruster, 28th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites, SSC14-X-8 (2014).
- 3) 松永 浩貴ら, イオン液体を用いた新規ロケット推進剤の研究開発, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-16-006, pp. 1-6 (2017).
- 4) N. Itouyama, Characterization of Continuous - Wave Laser Heating Ignition of Ammonium Dinitramide - Based Ionic Liquids with Carbon Fibers, Prop. Explos. Pyro., 44, pp. 1107-1118 (2019).
- 5) Y. Ide, et. al., Combustion Characteristics of an Ammonium-Dinitramide-Based Ionic Liquid Propellant, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 14, pp.89-94 (2016).
- 6) 伊東山 登, 高エネルギーイオン液体推進薬の着火に関する研究, 東京大学学位論文 (2020).
- 7) T. Wekerle, et. al., Status and Trends of Smallsats and Their Launch Vehicles, J. Aerosp. Technol. Manag., 9(3), pp.269-286 (2017).