

ADN 系高エネルギーイオン液体推進剤の液滴径と着火遅れ時間の相関

日大生産工(院) ○瀬川 直哉 日大生産工 松本 幸太郎

1. 緒言

近年, 宇宙開発は活発化しており人工衛星の打上数は増加しており, 特に小型衛星の打上数が増加している¹⁾. 小型衛星の多くは米国や英国の商業衛星であり, 通信衛星や気象衛星等が含まれる. これらは日常生活に必要なものであり, 地上との位置関係が重要となる. その姿勢や軌道・回転を制御する小型ロケットエンジンのスラストは, 衛星の運用時に非常に重要な要素と考えられる. 従来の商業衛星は宇宙専用部品を製造してきたのに対し, 小型衛星は民生部品を積極的に転用しており, 低コスト・安全性・扱いやすさ・小型化・高性能が求められる.

従前のスラスト用推進剤であるヒドラジン(N_2H_4)は, 触媒との反応により燃焼ガスを生成するため制御が容易であり, 多くの運用実績を有する. しかし, 毒性が高く発がん性を有し, 室温で容易に気化する. また, 気化ガスが空気と混合することで爆発性のガスとなりえる.

現在, ヒドラジンの代替物質として低毒性推進剤(green propellant)に関する研究が多く行われている. 水やアルコールに高エネルギー物質(High-Energy Materials : HEMs)である硝酸ヒドロキシルアンモニウム(Hydroxyl Ammonium Nitrate : HAN)やアンモニウムジニトラミド(Ammonium Dinitramide : ADN)を溶解した液体推進剤が世界各国で研究されている. HANを基材とした推進剤では, 米国のASCENT²⁾(旧 : AF-M315E)や日本のSHP-163³⁾が研究されている. ADNを基材とした推進剤では, 欧州でLMP-103S^{4),5)}やFLP-106^{4),5)}が研究されている. これらの推進剤の一部は, 既に宇宙での実証試験が行われている. 技術成熟度レベル(Technology Readiness Level : TRL)では, ASCENTがTRL9⁶⁾, SHP-163がTRL7³⁾, LMP-103SがTRL7⁷⁾, FLP-106がTRL5⁸⁾相当の実績がある.

しかし, これらの高エネルギー物質は常温常圧では固体であり, 水やメタノールなどの溶媒を用いるためエネルギー密度が低下する. そのため, 溶媒を用いず液体となる高エネルギー物質を基材とした高エネルギーイオン液体推進剤(Energetic Ionic Liquids : EILs)が代替推進剤として期待されている. イオン液体は低揮発性で

あり, 密度が高く, 熱安定性が高いため取扱いが容易である⁹⁾. ADN系EILsは上記のイオン液体の特徴を有しているため, 推進剤タンクの体積を小型化することが可能となりコスト削減が期待される. さらに, 化学平衡計算により算出された密度比推力はヒドラジンよりも高い¹⁰⁾. 表1に各推進剤の凝固点 T_f , 密度 ρ , 比推力 I_{sp} を示す. AMUはADN系EILsであり, 酸化剤としてADN, 燃料としてモノメチルアミン硝酸塩(MMAN), 凝固点降下剤として尿素(Urea)を用いる. これらは組成比に応じてAMU442やAMU631と名称が変更する.

Table 1. Characteristics of liquid propellants.

Propellant	Freezing point T_f [K]	Density ρ [kg/m ³]	Specific impulse I_{sp} [s]
Hydrazine ¹¹⁾	275	1000	239
AMU442 ¹²⁾	~243	1490	250
AMU631 ¹²⁾	~283	1500	282
LMP-103S ¹¹⁾	266	1300	255
ASCENT ¹¹⁾	251	1500	266
SHP-163 ¹¹⁾	~243	1400	276

表1の比推力はNASA-CEAにより計算され, 燃焼圧力0.7 MPa, ノズル開口比50, 凍結流として計算されたものである. 表1に示すように, AMU442は他のADN系推進剤や現在一般的な推進剤であるヒドラジンと比較して, 凝固点が低く, 低温環境下でも安定した作動が可能となる. また, AMU442は他の推進剤よりも密度が高いため推進剤タンクの小型化が可能である. 比推力は推進性能の指標の一つであり, ヒドラジンを上回る数値を示している. さらに, EILsは原材料の組成変更により様々な性能・特性を有するため, 運用目的に応じて組成変更が可能となる.

本推進剤においては熱分解¹³⁾や液体単体での着火¹⁴⁾・燃焼特性¹⁵⁾などに関する研究が行われている. しかし, スラスト形態における推進剤の着火挙動は明らかにされていない. スラスト形態ではハードスタートと呼ばれる急峻な圧力上昇や未燃の推進剤による燃焼効率の

Relation between Droplet Size and Ignition Delay Time for
ADN-Based High Energetic Ionic Liquids Propellant

Naoya SEGAWA and Kotaro MATSUMOTO

低下といった現象が起きる可能性があるため、スラスタ内部の着火現象を明らかにする必要がある。これまでにスラスタ内部で液滴が点火器接触後に微粒化し、微粒化した液滴から着火することが明らかになっている。また、微粒化の有無によって着火遅れ時間が変化することが明らかになっている。以上より、本研究では液滴径と着火遅れ時間の相関を実験的に求めた。

2. 実験方法

EILsの着火挙動と着火遅れ時間を取得するため、EILsの着火をハイスピードカメラにより撮影した。図1に実験装置の概要を示す。

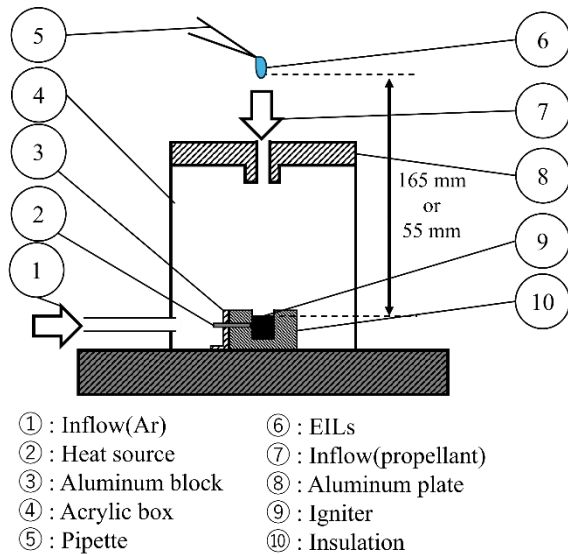


Fig. 1 Experiments apparatus.

EILsは機械式マイクロピペットを用いて、点火器の約55 mm上から滴下した。点火器にはグラフアイトを使用し(図2)、グロープラグにより加熱した。点火器表面の温度はK型熱電対により測定した。熱電対を固定するため、軸方向に $\phi 1$ mmの穴を加工した。実験装置は推進剤と酸素が反応しないようアルゴン(Ar)ガスで置換されたアクリルボックスで覆われている。実験条件を表2に示す。

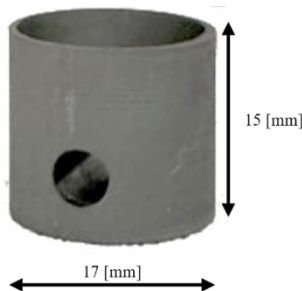


Fig. 2 Igniter apparatus.

Table 2. Experimental conditions.

Propellant	AMU442 (ADN/MMAN/Urea=4:4:2)
Propellant volume [μ l]	2
Heater temperature [K]	600~1200
Frame rate [fps]	10,000
Exposure time [μ s]	99.3
resolution (e.g. display, dpi) [pixels]	576 \times 584

表2に示すように、点火器温度 T を600~1200 Kの範囲で50 Kずつ変化させ、液滴のサイズはハイスピードカメラで撮影した画像解析により確認した。着火遅れ時間は、EILsが点火器に接触してから炎が観測されるまでの時間として計算した。点火遅延時間の計算には以下の式(1)を用いた。

$$\tau_{ig}=t_1-t_0. \quad (1)$$

τ_{ig} は着火遅れ時間で、図3に示すように t_1 は火炎が観測された時間であり、 t_0 はEILsが点火器に接触した時間である。

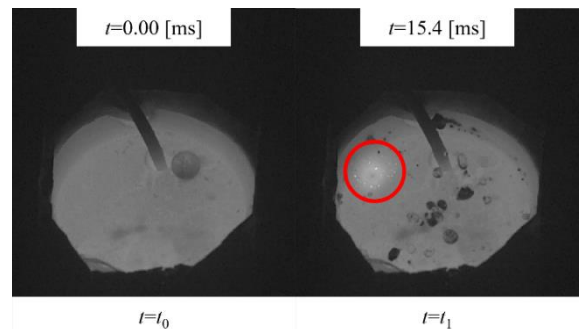


Fig. 3 Ignition behavior of EILs (1116 K).

解析方法は、点火器からの熱流束がEILs液滴に与えられる際の着火遅れ時間は、エネルギー保存則から計算した。式(2)の右辺の第一項は外部から液滴への熱流束を表し、第二項は内部発熱を表し、第三項は熱伝導を表す。

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = \frac{\pi}{4} d^2 h (T_h - T_p) + \frac{\pi}{6} d^3 Q_p - \frac{\pi}{4} d^2 k \frac{\partial T}{\partial x}. \quad (2)$$

m_p は推進剤質量、 c_p は推進剤の比熱、 d は液滴直径、 h は熱伝達率、 T_h は点火器温度、 T_p は推進剤温度、 Q_p は内部発熱量、 k は熱伝導率、 x は長さである。

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = \frac{\pi}{4} d^2 h (T_h - T_p). \quad (3)$$

式(3)は、本研究において滴下した液滴が点火器上で移動したことから、液滴と点火器の間にEILsの分解ガス層が存在すると考えられるため、点火器からの熱伝導を考慮していない。さらに、低温では着火しなかったため、外部からの熱流束が律速であると仮定し、本研究では内部発熱は考慮しなかった。また、液滴は点火器上で加熱され着火するため、液滴周囲温度を点火器温度とした。式(3)を用い、 $t=0$ における推進剤温度 $T_p=T_0$ と $t=\tau_{ig}$ における推進剤温度 $T_p=T_{ig}$ を積分することで、以下の式(4)が得られる。

$$\int_{T_0}^{T_{ig}} \frac{1}{T_h - T_p} dT_p = \int_{t_0}^{\tau_{ig}} dt. \quad (4)$$

$$\tau_{ig} = \frac{2d\rho c_p}{3h} \ln \left(\frac{T_h - T_0}{T_h - T_{ig}} \right). \quad (5)$$

T_{ig} および T_0 は推進剤の着火温度および初期温度であるため、これらは定数値である。式(5)から、着火遅れ時間は以下の関係を持つと考えられる。

$$\tau_{ig} \propto d \ln \left(\frac{T_h - T_0}{T_h - T_{ig}} \right). \quad (6)$$

式(6)を変形し、式(7)、(8)が得られる。

$$\tau_{ig} \propto d \ln \left(\frac{T_h - T_{ig} + T_{ig} - T_0}{T_h - T_{ig}} \right). \quad (7)$$

$$\tau_{ig} \propto d \ln \left(1 + \frac{T_{ig} - T_0}{T_h - T_{ig}} \right). \quad (8)$$

式(8)から、着火遅れ時間は液滴径の増加とともに増加し、点火器温度の上昇とともに減少することがわかるため、ハイスピードカメラで算出した着火遅れ時間と比較した。ハイスピードカメラは点火器表面上における液滴挙動を確認するため、角度をつけて設置した。解析時にガンマ値を変更することで、推進剤接触などの挙動を観察した。

3. 実験結果および検討

図4に点火器温度と着火遅れ時間の関係を示す。

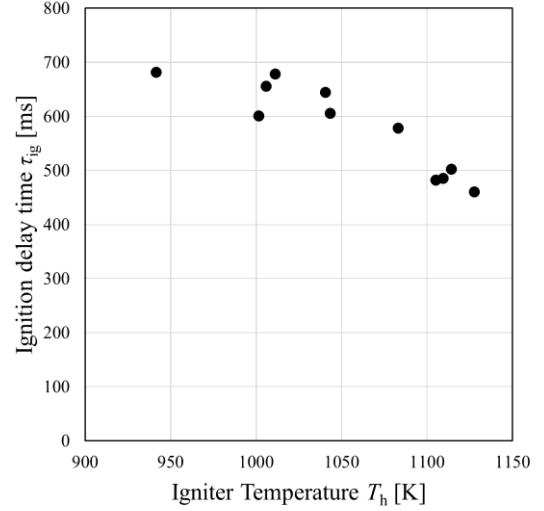


Fig. 4 Relation between ignition delay time and Igniter Temperature

図4は縦軸に着火遅れ時間を取り、横軸に点火器温度を取った。図4より、点火器温度が上昇すると着火遅れ時間が減少する傾向が見られた。これは、アレニウスの式より温度が上がることで反応速度が増加し、着火に至る時間が減少したためだと考えられる。図4では点火器温度が上昇したのに対して、着火遅れ時間が増加するケースが見られた。これは、液滴が点火器表面上を転がる様子が観察されたことから、EILsの分解ガスが液滴と点火器の間に形成されたためであると考えられる。図5にエネルギー方程式を用いた着火遅れ時間の比較を行った結果を示す。

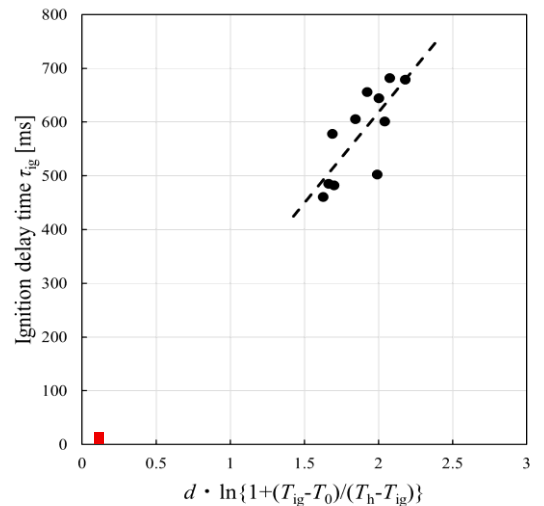


Fig. 5 Relation between ignition delay time and theoretical value.

図5は縦軸に着火遅れ時間を、横軸に式(8)から計算された値を示した。また、近似線を最

小二乗法により黒の点線で示した。横軸の変数は液滴径 d と点火器温度 T_h であることから、液滴径が小さく、点火器温度が上昇することで着火遅れ時間が減少する傾向が見られた。

エネルギー方程式より、液滴径 d と点火器温度 T_h が着火遅れ時間を変化させる要因と考えることができる。また、図5の赤色範囲は大気圧下でのスラスタ作動時の着火遅れ時間である。これは約20 msであることが知られている。近似線の延長線上がスラスタ作動時の範囲と同等の値となった。着火遅れ時間の要因と考えられる液滴径と点火器温度はスラスタ設計により変更が可能である。そのため、図5に示した結果は安定的な着火・燃焼を実現するのに寄与すると考えられる。

4. まとめ

本研究では、スラスタ内部の着火挙動を明らかにするため、液滴径と着火遅れ時間の相関を実験的に明らかにした。

液滴径が小さくなることで着火遅れ時間が減少することが明らかとなった。また、液滴径と点火器温度を変更することで着火遅れ時間が変化することが明らかとなった。しかし、本研究において内部発熱や点火器からの熱伝導を考慮していないが、実際には内部発熱や熱伝導を考慮する必要があるため、今後は内部発熱や熱伝導、輻射を考慮したエネルギー方程式の確立を行う予定である。

参考文献

- 1) Bryce Tech, Smallsats by the Numbers 2025, (2025) <https://brycetek.com/reports/report-documents/smallsats-2025/>, (参照 2025-10-07)
- 2) Masse, R., Allen, M., Spores, R., and Driscoll, E. A.: AF-M315E propulsion system advances and improvements, *In AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 52, (2016), pp. 45-77.
- 3) Katsumi, T., and Hori, K.: Successful development of HAN based green propellant, *Energetic Materials Frontiers*, (2021), pp. 228-237.
- 4) Wilhelm, M., Negri, M., Ciezki, H., and Schlechtriem, S.: Preliminary tests on thermal ignition of ADN-based liquid monopropellants, *Acta Astronautica*, 158, 2019, 388-396.
- 5) Negri, M., Wilhelm, M., and Ciezki, H. K.: Thermal Ignition of ADN-Based Propellants. *Propellants Explosives, Pyrotechnics*, 44, (2019), pp. 1096-1106.
- 6) Spores, R., Masse, R., Kimbrel, S., and McLean, C.: GPIM AF-M315E Propulsion System, 51st *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- 7) Anflo, K. and Ceowe, B.: In-Space Demonstration of High Performance Green Propulsion and its Impact on Small Satellites, *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2011.
- 8) Sarritzu, A., Lauck, F., Werling, L., and Pasini, A.: Assessment of Propulsion System Architectures for Green Propellants-based Orbital Stages, *IAC Proceedings*, IAF, 2022.
- 9) Wilkes, J. S.: A Short history of ionic liquids-from molten salts to neoteric solvents, *Green Chemistry*, 4(2), (2007), pp. 73-80.
- 10) Gordon, S. and McBride, B. J.: *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, NASA Reference Publication, 1311 (1994).
- 11) Hori, K., Katsumi, T., Sawai, S., Azuma, N., Hatai, K., and Nakatsuka, J.: HAN-Based Green Propellant, SHP163—Its R&D and Test in Space, *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 44(9), (2019), pp. 1080-1083.
- 12) Ide, Y., Takahashi, T., Iwai, K., Nozoe, K., Habu, H., and Tokudome, S.: Potential of ADN-based Ionic Liquids Propellant for Spacecraft Propulsion, *Procedia Engineerig*, 99, pp. 332-337, 2015.
- 13) Matsunaga, H., Habu, H., and Miyake, A.: Preparation and thermal decomposition behavior of ammonium dinitramide-based energetic ionic liquid propellant, *Sci. Tech. Energetic Materials*, 78(3), (2017), pp. 65-70.
- 14) Matsunaga, H., Katoh, K., Habu, H., Noda, M., and Miyake, A.: Ignition of the droplets of ammonium dinitramide-based high-energy ionic liquid, *Trans JSASS Aerospace Tech. Japan*, 18(6), (2020), pp. 323-329.
- 15) Ide, Y., Izato, Y., Koshi, M., Miyake, A., Habu, H., and Tokudome, S.: Combustion Wave Structure of the Ammonium Dinitramide-Based Ionic Liquid Propellant, *Propellants. Explos. Pyrotech.*, 48(2), e202200175, 2023.