

# Hydroxylammonium nitrate 系一液推進剤のレーザー点火に関する研究

勝身 俊之<sup>\*1</sup>

## Laser ignition of hydroxylammonium nitrate based monopropellant

Toshiyuki Katsumi<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

In most researches on a green monopropellant thruster, a catalyst is employed in order to initiate the chemical reaction in the monopropellant thruster as is the case with a conventional hydrazine thruster. In the case of Hydroxylammonium nitrate (HAN) based monopropellant, SHP163, the catalyst is easy to be degraded and/or broken because its flame temperature is too high for the catalyst. In order to extend the lifetime of the thruster, we evaluated experimentally a laser ignition method for HAN based monopropellant. As one of feasibility studies, ignition tests of a propellant droplet were carried out in a closed chamber. We measured inside pressure of the chamber and obtained shadowgraph movie by using high speed video camera at several different laser energies. As the result, it was found that HAN-based monopropellant gasified at more than approximately 20mJ of laser energy. And, the behavior of a droplet was observed successfully by high speed shadowgraph when a laser was irradiated.

**Keywords:** Hydroxylammonium Nitrate, Monopropellant, Laser Ignition, Droplet

### 概 要

現在、宇宙機の姿勢制御に用いられる 1 液スラスタでは、推進剤としてヒドラジンが使用されているが、高い毒性を有することから、近年、低毒性推進剤が注目を集めている。日本国内では、入手性が高いことから、主に Hydroxylammonium nitrate (HAN) 系低毒性 1 液推進剤の実用化に向けた研究開発が進められている。また、従来のヒドラジン一液スラスタでは、触媒によって化学反応を誘起し、生成したガスを噴射し推力を得ているが、HAN 系低毒性 1 液推進剤の断熱火炎温度が高いことによる触媒の劣化が課題となっている。そこで、高温酸化雰囲気において劣化や損耗のほとんどないレーザー点火に着目した。本研究では、HAN 系低毒性 1 液推進剤のレーザー点火の実現可能性を評価することを目的とし、HAN 系低毒性 1 液推進剤液滴のレーザー点火実験を行った。

---

\* 平成 27 年 12 月 9 日受付 (Received December 9, 2015)

\*1 長岡技術科学大学大学院 機械創造工学専攻  
(Department of Mechanical Engineering, Nagaoka University of Technology)

## 1. はじめに

現在、ロケットや人工衛星などの姿勢制御用スラスタの推進剤として、多くの実績があり信頼性の高いヒドラジンが広く用いられている。しかし、ヒドラジンは発がん性および高い毒性を有するため、取り扱い時に防護服の着用が必要であったり、作業区域の立ち入り制限が必要であったりなど、取扱性が悪い。取扱性の向上および時間・コストの削減のため、ヒドラジンに替わる低毒性の1液推進剤の研究が国内外で活発に行われている。さらに、近年、ロケットや人工衛星運用の簡素化・低コスト化が求められているとともに、有害物質や環境負荷物質の規制強化の動きもあり、無害かつ低環境負荷の取扱性に優れた高性能推進剤を求める気運が高まっている。

そこで、取扱性に加え、貯蔵性、国内での入手性および推進性能に優れたHANを主成分とした低毒性1液推進剤に注目した。HAN系1液推進剤については1980年代より国内外で研究が進められており<sup>1,2)</sup>、国内では低毒性かつ高性能な推進剤組成(SHP163: HAN / 硝酸アンモニウム(AN) / H<sub>2</sub>O / メタノール(MeOH) = 73.6mass% / 3.9mass% / 6.2mass% / 16.3mass%)が開発され<sup>3)</sup>、1液スラスタの実用化に向けた研究が進められている<sup>4,5)</sup>。Table 1にSHP163とヒドラジンの各種特性値を示す。

Table 1 SHP163 とヒドラジン (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) の各種特性値の比較  
※ 計算条件 (NASA-CEA<sup>6)</sup>) : 圧力  $P_c=0.7\text{MPa}$ , 推力係数  $C_F=1.875$

		SHP163	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
密度 $\rho$ [g/cc] @20°C		1.4	1.0
凝固点 [K]		<243	274
比推力 $I_{sp}$ [s] *		276	233
断熱火炎温度 [K]*		2394	871
毒性	LD50 経口 [mg/kg]	500-2000	60
	LD50 経皮 [mg/kg]	>2000	91

HAN系1液スラスタの点火方法については、ヒドラジン1液スラスタに倣い、触媒を用いるシステムが主流である。しかしながら、ヒドラジンと比べてHAN系1液推進剤の断熱火炎温度が高く(Table 1)、高温酸化雰囲気における触媒の劣化や破砕が懸念されると共に、触媒の予熱が必要であることから即時に作動させることが難しい。特に、耐久性については、人工衛星の寿命はスラスタの寿命に依存するため、劣化や破砕を克服し、長寿命の点火方法を実現する必要がある。

高温酸化雰囲気における耐久性の面から、我々はレーザーによる点火に着目した。レーザー点火では、点火のタイミングと位置、数を任意に設定できることから、熱損失や点火遅れを抑制することができると共に、燃焼室内部に構造物がないため、燃焼による劣化や損耗が生じない。これらの特長より、レシプロエンジンやガスタービンエンジンなども含む幅広い内燃機関への適用が期待され、活発に研究が進められている<sup>7)</sup>。HAN系1液推進剤のレーザー点火については、い

くつか検討結果が報告されている<sup>8,9)</sup>。しかしながら、日本国内での報告例はなく、SHP163を対象としたものは前例がない。したがって、本研究では、日本国内で入手可能なHAN系1液推進剤SHP163のレーザー点火の実現可能性を評価することを目的とし、点火実験を実施した。

## 2. レーザー点火実験

### 2.1 実験方法

スラスタにおいてインジェクタより噴射された推進剤の液滴に点火することを想定し、密閉容器中で単一液滴を対象とした点火実験を実施した。実験装置の概略をFig.1に示す。

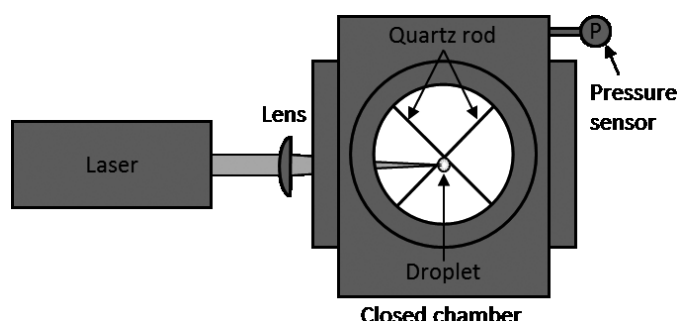


Fig.1 レーザー点火実験装置の概略図

密閉容器内に2本の石英線(直径 $\phi 0.1\text{mm}$ )を交差させて設置し、その交点にHAN系1液推進剤(SHP163)の液滴を懸垂させ、レーザー光を凸レンズで絞り照射した。このとき、液滴のサイズは直径約 $\phi 1.0\text{mm}$ (約 $0.5\mu\text{L}$ )とした。また、密閉容器内の雰囲気は空気、初期圧力を $101.3\text{kPa}$ 、初期温度を $25^{\circ}\text{C}$ とした。

また、実験では、レーザーによるHAN系1液推進剤の着火特性を取得するため、密閉容器内における圧力測定とシャドウグラフ法による高速度撮影をそれぞれ実施した。装置の都合上、圧力測定と高速度撮影とではレーザー装置を変更した。圧力測定では、点火用レーザーにQuantel製EverGreen 145(波長: $532\text{nm}$ )を用い、圧力センサ(Metrodyne Microsystem Corp. 製 MIS-2500-015G)とデータロガー(National Instruments 製 NI 9205)によって周期 $1\text{kHz}$ でデータ収録を行った。一方、高速度撮影では、点火用レーザーにContinuum製Powerlite DLS 8000(波長: $1064\text{nm}$ )を用い、高速度カメラ(島津製作所製 HyperVision HPV-2A)によって $250,000\text{fps}$ (露光時間: $2\mu\text{s}$ )で撮影を行った。

## 2.2 実験結果および考察

まず、レーザーのエネルギーを変化させて実験を行い、圧力上昇の生ずるエネルギーについて検討した。実験で得られた入射レーザーエネルギー  $E \doteq 15\text{mJ}$ ,  $20\text{mJ}$ ,  $25\text{mJ}$  の場合の圧力履歴をそれぞれ Fig.2 に示す。図中では、レーザーを照射した時を時刻  $t=0\text{s}$  とした。これらの圧力履歴より、 $E \geq 20\text{mJ}$  において明かに圧力が上昇していることがわかる。一方、液滴は、これら全ての条件において、実験後には石英線から消失していた。これらのことより、 $E \doteq 15\text{mJ}$  では、レーザーによって液滴が液のまま飛び散り消失したことが推察される。また、 $E \geq 20\text{mJ}$  では、ただ飛び散るだけではなく、なんらかのガス化が生じ、圧力が上昇したと考えられる。

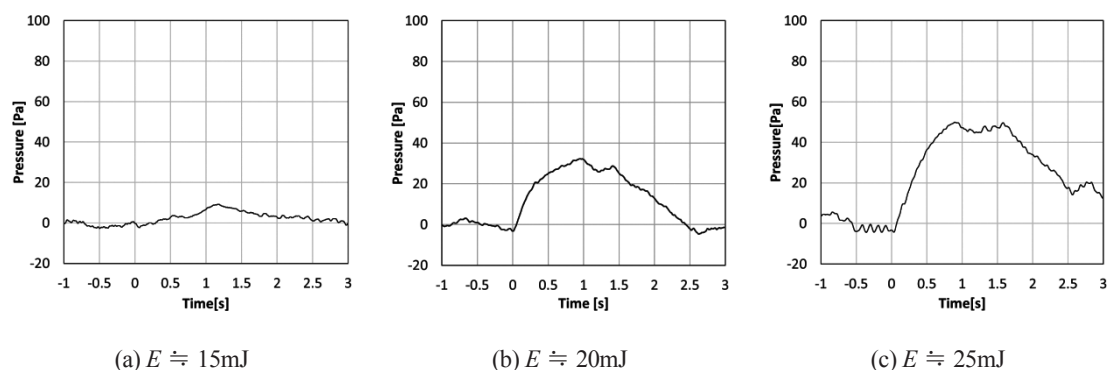


Fig.2 レーザー照射時の圧力履歴

シャドウグラフ法によって高速度撮影した画像を Fig.3 に示す。入射レーザーエネルギー  $E \doteq 15\text{mJ}$ ,  $20\text{mJ}$ ,  $25\text{mJ}$  のそれぞれの場合における  $4\mu\text{s}$  間隔の液滴の様子である。このとき、レーザー光は図の左側より入射した。また、Fig.3 中の時刻は、レーザーを照射した時を時刻  $t=0\text{s}$  とした場合の時刻である。 $E \doteq 15\text{mJ}$  の場合 (Fig.3a), レーザー光の出口側 (液滴右側) から液が噴き出し、その後、レーザーの光路に沿って液滴が変形する様子が見られた。次に、 $E \doteq 20\text{mJ}$  の場合 (Fig.3b) には、レーザーを照射した直後は  $E \doteq 15\text{mJ}$  の場合と同様にレーザー光の出口側から液が噴き出したが、レーザーの航路に沿って液滴が変形するのではなく、出口側から噴き出した液が膨張する様子が観察された。さらに、 $E \doteq 25\text{mJ}$  の場合 (Fig.3c),  $E \doteq 20\text{mJ}$  の場合と全く同様に、出口側から噴き出した液が膨張する様子が観察された。圧力測定の結果を考慮すると、密閉容器内の圧力が上昇する条件では、レーザー光の出口側から噴き出した液が膨張して見えることがわかる。このことから、液滴のレーザー光の出口側でブレイクダウン、もしくは何らかのガス化が生じていることが推測される。ただし、液のまま飛び散る様子も見られることから、ガス化は部分的なものと考えられる。

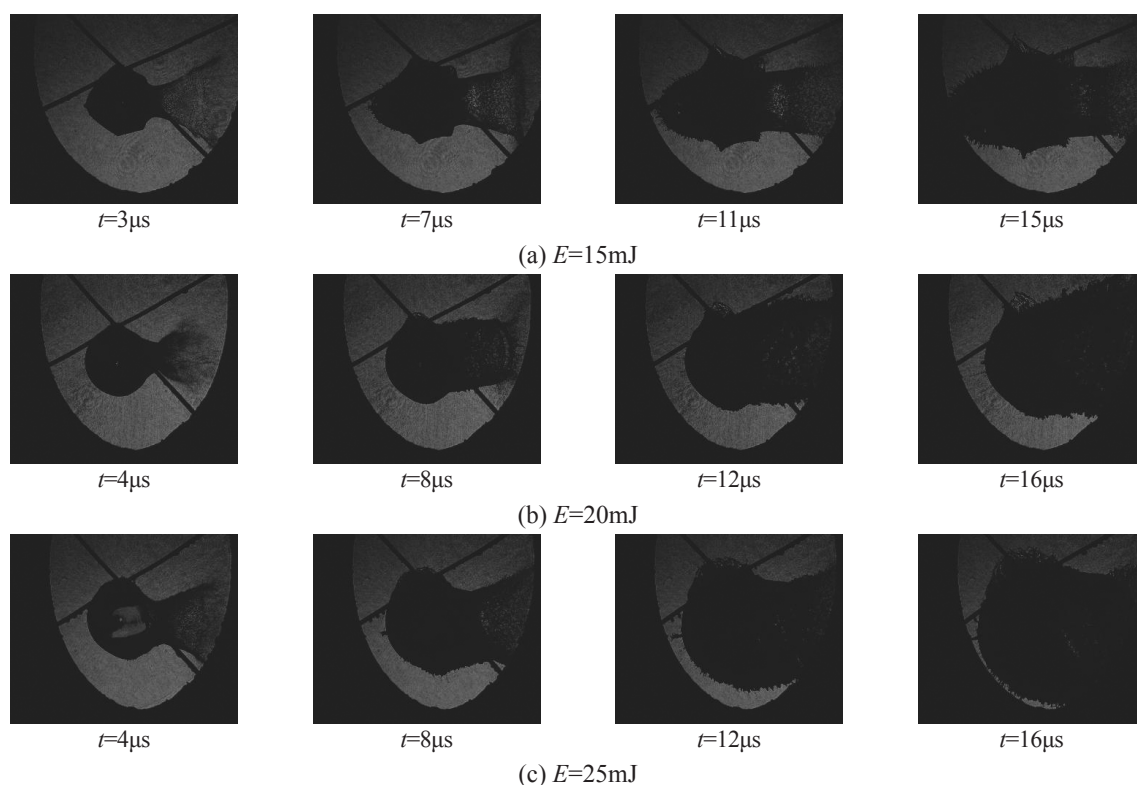


Fig.3 レーザー照射時の液滴の様子（シャドウグラフ法）

### 3. まとめと今後の展望

HAN 系 1 液推進剤 SHP163 のレーザー点火の実現可能性を評価することを目的とし、点火実験を実施し、圧力測定およびシャドウグラフ法による高速度撮影を行った。その結果、入射レーザーエネルギー  $E \geq 20\text{mJ}$  以上において、圧力上昇が確認され、なんらかのガス化が生じたことが推測された。また、シャドウグラフ法による高速度撮影により、レーザー光の出口側においてブレイクダウンもしくはガス化が生じていることが示唆された。

今後は、温度計測やガス分析、レーザー吸収エネルギーの測定などを行い、着火条件について定量的に評価すると共に、実現可能性について評価したい。

### 謝辞

本研究は JSPS 科研費 15K18282 の助成を受けたものである。

## 参考文献

- 1) Vosen, S.R., Hydroxylammonium nitrate based liquid propellant combustion interpretation of strand burner data and the laminar burning velocity, *Combustion and Flame*, Vol.82 (1990), pp.376-388.
- 2) Chang, Y.P. and Kuo, K.K., Assessment of combustion characteristics and mechanism of a HAN based liquid monopropellant, *Proc. of 37th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2001-3272 (2001).
- 3) Togo, S., Shibamoto, H. and Hori, H., Improvement of HAN based liquid monopropellant combustion characteristics, *Proc. International workshop HEMs 2004* (2004).
- 4) Katsumi, T., Kodama, H., Matsuo, T., Ogawa, H., Tsuboi, N. and Hori, K., Combustion characteristics of a hydroxylammonium nitrate based liquid propellant -Combustion mechanism and application to thrusters-, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol.45 (2009), pp.442-453.
- 5) Katsumi, T., Inoue, T., Nakatsuka, J., Hasegawa, K., Kobayashi, K., Sawai, S. and Hori, K., HAN based green propellant -Application and its combustion mechanism-, *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol.48 (2012), pp.536-543.
- 6) S. Gordon and B. J. McBride, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications*, NASA Reference Publication 1311 (1996).
- 7) 高橋栄一, 古谷博秀, レーザー着火研究の基礎と最新動向, *日本燃焼学会誌*, Vol.57 (2015), pp.112-119.
- 8) Carleton, F.B., Klein, N., Weinberg, F.J. and Krallis, K., Initiating reaction in liquid propellants by focused laser beams, *Combustion Science and Technology*, Vol.88 (1993), pp. 33-41.
- 9) Alfano, A.J., Mills, J.D. and Vaghjiani, G.L., Resonant laser ignition study of HAN-HEHN propellant mixture, *Combustion Science and Technology*, Vol.181 (2009), pp.902-913.