

ガスハイブリッドロケット用 HAN 溶液の着火特性

小野高翔 松本幸太郎 (日大・理工・院)

阪上郁 野口涼 (日大・理工・学)

桑原卓雄 (日大・理工)

1. 研究背景

ハイブリッドロケットは、液体酸化剤と固体燃料を使用している。よって、固体ロケットと液体ロケット両方の特徴を持つ。

固体ロケットは、一度着火させると燃焼を停止させることは難しく、推力制御が難しい。また、液体ロケットは構造が複雑で、燃料と酸化剤が漏れた時に混ざり合い爆発する危険性がある。

一方、ハイブリッドロケットは液体酸化剤の流量を変えることにより推力制御が可能である。また、ハイブリッドロケットは液体ロケットに比べ構造が単純であり、製造コストを下げることができる。さらに、酸化剤と燃料が分かれているため万が一漏れても混ざり合うことはなく、爆発する危険性はない。しかし、ハイブリッドロケットの欠点として燃料の充填率が低いことや、燃料が未燃のまま残ることなどが挙げられる。この問題を解決するため、固体燃料をガス化してから液体酸化剤と混合、燃焼させるガスハイブリッドロケットが考案された。図 1 にガスハイブリッドロケットの構造図を示す。

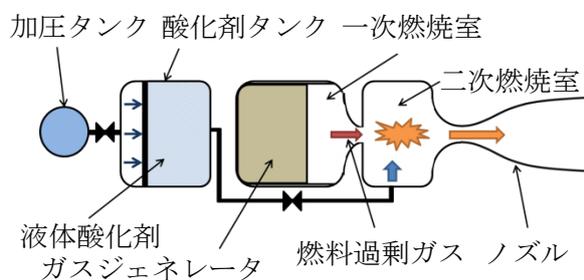


図 1. ガスハイブリッドロケットの構造図

ガスハイブリッドロケットは、主に液体酸化剤タンク、一次燃焼室、二次燃焼室から構成されて

いる。まず、一次燃焼室でガスジェネレータを燃焼させ、高温の燃料過剰ガスを生成する。この燃料過剰ガスと液体酸化剤を二次燃焼室で混合、燃焼させることにより推力を得る。

硝酸ヒドロキシルアンモニウム(HAN)は分解時に発熱反応をして O_2 を生成する。液体酸化剤の中で取り扱いが容易である HAN 溶液を、ガスハイブリッドロケットに用いることを考えた。

HAN の物理・化学特性を表 1 に表す。

表 1. HAN の物理・化学特性

化学式	$NH_3(OH)NO_3$
密度 [kg/m^3]	1.82×10^3
分子量 [$kg/kmol$]	96
生成熱 [kJ/kg]	-4358

燃料と酸化剤の着火遅れ時間が長いと、燃料と酸化剤は未燃のまま二次燃焼室の外へ排出されてしまう。これは燃焼効率の低下の原因となるため、燃料と酸化剤の性能を評価する上で着火遅れ時間は重要である。HAN 溶液をガスハイブリッドロケットの液体酸化剤に利用する際、二次燃焼室に噴射されてから着火するまでの過程は次のようになる。まず、二次燃焼室に噴射された HAN 溶液は高温の燃料過剰ガスから熱をもらい、 H_2O の蒸発が始まる。続いて、HAN の分解が始まる。その後、燃料過剰ガスと混合し、着火する。HAN 溶液と燃料過剰ガスの着火遅れ時間は、HAN の分解反応開始までの時間が律速すると考えられる。よって、本研究では HAN の分解反応開始までの時間に着目した。

HAN の分解温度は約 480 K であり H_2O の沸点

である 373 K に比べ高い。よって、 H_2O の存在は HAN の分解開始までの時間に影響を及ぼすと考えられる。また、HAN は高温の燃料過剰ガスの熱を吸収して分解する。よって、雰囲気温度が HAN の分解開始までの時間に影響を及ぼすと考えられる。従って、本研究では HAN 溶液の HAN 濃度と雰囲気温度が HAN 溶液の分解反応開始までの時間に及ぼす影響について調べた。また、HAN は噴射された際に液滴となるため本研究では HAN 溶液を液滴として扱う。

2. 実験方法及び発熱開始までの時間の定義

HAN 溶液は分解時、発熱する。発熱を確認するため、内部温度履歴を取得した。図 2 に本研究に用いた実験装置を示す。

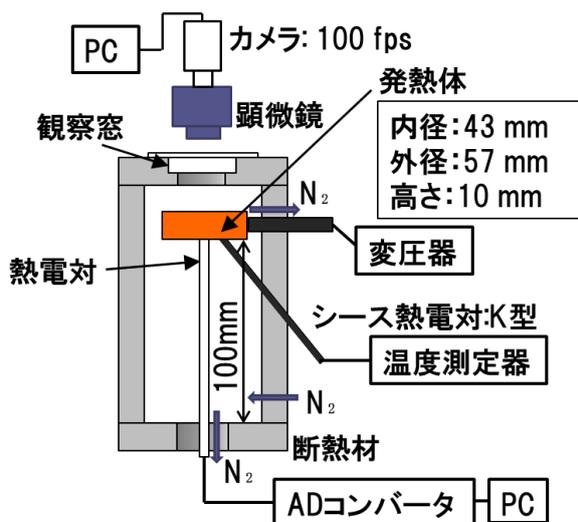


図 2. 実験装置

極細熱電対(R 型, 線径 50 μm)に HAN 溶液の液滴(直径 1.6 mm)を懸垂させ、窒素置換した雰囲気温度一定の電気炉の中に挿入する。また、HAN 溶液の様子を観察するため、カメラで顕微鏡を通して撮影した。本研究の実験条件を表 2, 3 に示す。

HAN 濃度が発熱開始までの時間に及ぼす影響を調べるため、HAN 濃度は 90 mass%, 70 mass%,

50 mass% と 20 mass% ずつ変化させた。また、反応時間を長くするため HAN 溶液の初期液滴径は 1.6 mm とし、雰囲気温度は HAN の分解温度である 480 K に近い 600 K とした。次に、雰囲気温度が発熱開始までの時間に及ぼす影響を調べるため、HAN 濃度を 90 mass%, HAN 溶液の初期液滴径を 1.6 mm にし、雰囲気温度を 500 K, 600 K, 700 K と 100 K ずつ変化させた。

表 2. HAN 濃度を変化させたときの
実験条件

HAN 濃度 [mass%]	雰囲気温度 [K]	初期液滴径 [mm]
90	600	1.6
70		
50		

表 3. 雰囲気温度を変化させたときの
実験条件

HAN 濃度 [mass%]	雰囲気温度 [K]	初期液滴径 [mm]
90	500	1.6
	600	
	700	

実際に得られた HAN 溶液の液滴内部温度履歴を図 3 に示す。

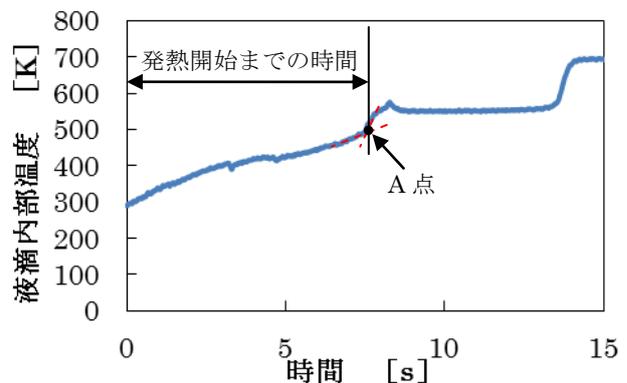


図 3. 液滴内部温度履歴

A 点で急激な温度上昇が確認できた。これは HAN 溶液が分解した際の発熱によるものと考えられる。よって、本研究では、HAN 溶液

を電気炉に入れて液滴内部温度が上昇してから、急激な温度上昇が見られるまでの時間を発熱開始までの時間と定義した。

3. 結果及び考察

各 HAN 濃度における HAN 溶液の液滴内部温度履歴を図 4 に示す。

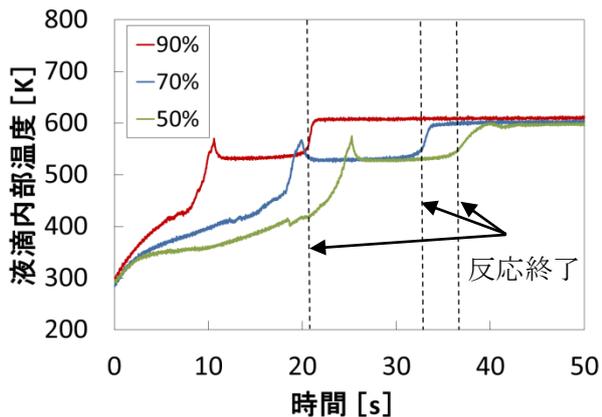


図 4. 温度履歴

温度上昇の傾きは HAN 濃度 90 mass% のとき一番大きいことが確認できた。

次に各実験条件 20 回分のデータの頻度分布を図 5 に示し、20 回の平均値と HAN 濃度の関連を図 6 に示す。

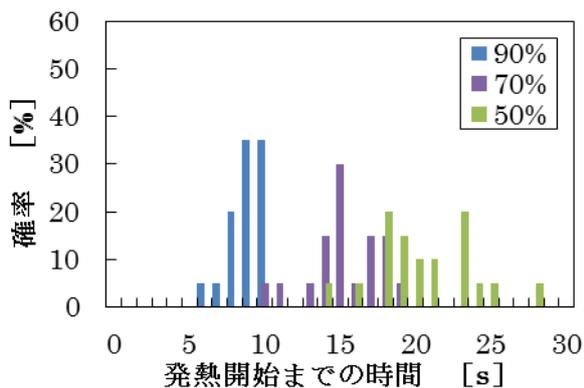


図 5. 頻度分布

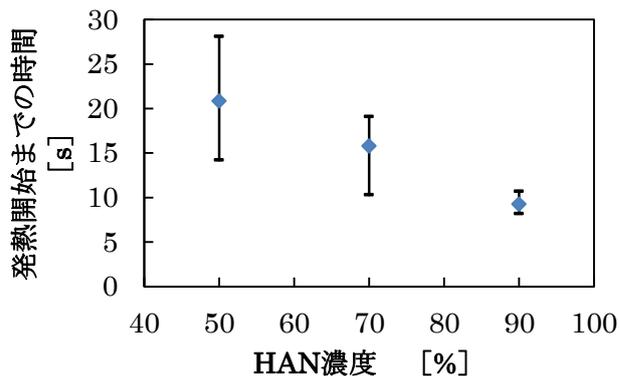


図 6. 発熱開始までの時間

図 5 より、HAN 濃度が 50 mass%、70 mass%、90 mass% と高くなるに従い、ピーク値が約 20%、30%、35% と高くなることがわかった。図 6 より、HAN 濃度が 50 mass%、70 mass%、90 mass% と高くなるに従い、発熱開始までの時間は約 5 s ずつ短くなった。これは、図 4 で傾きが大きくなったことから、HAN 濃度が高くなるに従い H₂O の蒸発に用いられる熱量が減少し、HAN の温度上昇に用いられる熱量が増えたためであると考えられる。

各雰囲気温度における HAN 溶液の液滴内部温度履歴を図 7 に示す。

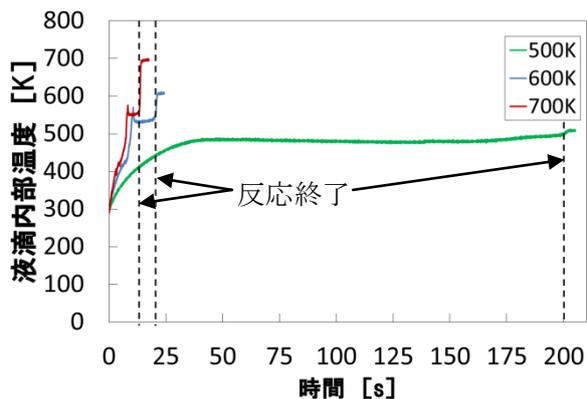


図 7. 温度履歴

700K のとき、温度上昇の傾きが最も急になった。

次に各実験条件 20 回分のデータの頻度分布を図 8 に示し、20 回の平均値と雰囲気温度の関連を図 9 に示す。

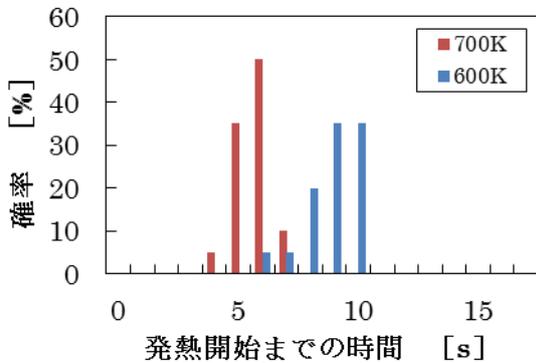


図 8. 頻度分布

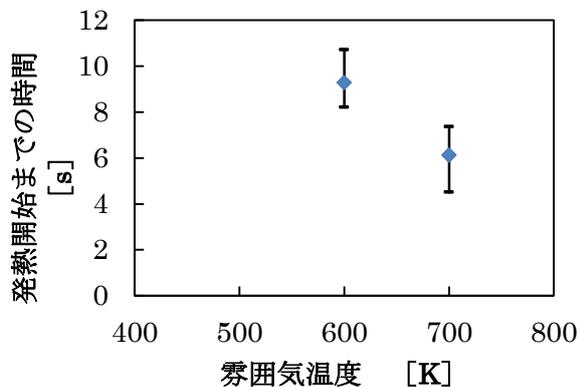


図 9. 発熱開始までの時間

図 8 より、雰囲気温度 700 K と 600 K を比べると、700 K のときにピーク値が約 15 % 高くなるのがわかった。図 9 より、雰囲気温度が 600 K から 700 K になると、HAN 濃度 90 mass%、圧力 101 kPa、の条件で、発熱開始までの時間は約 9 s から 6 s と 2/3 になった。これは、図 7 で温度上昇の傾きが大きくなったことから、初期の HAN 溶液の液滴内部温度と雰囲気温度の差が大きくなったことにより伝熱量が増え、単位時間当たりの HAN 溶液の液滴内部温度の上昇が大きくなったためであると考えられる。

4. 結論

- HAN 濃度が 50 mass%, 70 mass%, 90 mass% と高くなるに従い、圧力 101 kPa、雰囲気温度 600 K の条件下では、発熱開始までの時間は約 5 s ずつ短くなった。
- 雰囲気温度が 600 K から 700 K になると、HAN 濃度 90 mass%、圧力 101 kPa、の条件では、発熱開始までの時間は約 9 s から 6 s と 2/3 になった。

5. 参考文献

- [1] 桑原卓雄, “ロケットエンジン概論”, 産業図書, pp.72-74, 85-87, (2009)
- [2] 松田竜太, 勝身俊之, 井上朋, 澤井秀次郎, 小川博之, 水書稔治, 堀恵一, “HAN 系溶液の燃焼特性”, 第 47 回燃焼シンポジウム, pp. 442-453, (2009)
- [3] 田村五一, 田辺光昭, 桑原卓雄, “一液系推進薬として用いる GAP 液滴の反応過程” 火薬学会第 69 回, pp. 57-58, (2010)
- [4] K. Matsumoto, T. Kuwahara, “Ignition characteristics of metal particles for gas hybrid rockets,” The 4th International Symposium on Energetic Materials and their Applications (2011)
- [5] N. Kubota, Propellants and Explosives, 2nd ed., WILEY-VCH, pp. 490-437, (2007)
- [6] B. N. Kondrikov, V. E. Annikov, V. Yu. Egorshchev, and L. T. De Luca, “Burning of Hydroxylammonium Nitrate”, Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 36, No. 1, pp. 149-160, (2000)
- [7] M. E. Kounalakis and G. M. Faeth, “Combustion of Han-Based Liquid Monopropellants Near the Thermodynamic Critical Point”, Combustion and Flame 74, pp. 179-192, (1988)
- [8] S. R. Vosen, “The burning rate of hydroxylammonium nitrate-based liquid propellants”, Symposium (International) on Combustion Volume 22, Issue 1, pp. 1817-1825, (1989)
- [9] C. A. Watson, J. D. Knapton, N. Boyer, and I. Stobie, “Effects of Metal Contamination on Hydroxylammonium Nitrate-Based Liquid Monopropellants”, Memorandum Report BRL-MR-3869, (1990)
- [10] D. L. Zhu and C. K. Law, “Aerothermochemical Studies of Energetic Liquid Materials: 1. Combustion of HAN-Based Liquid Gun Propellants Under Atmospheric Pressure”, Combustion and Flame 70, pp. 333-342, (1987)