

硝酸アンモニウムの添加によるハイブリッドロケットの 固体燃料の高性能化

北川達也*1, 永塚優輝*1, 山添郁也*2, 高橋賢一*3

*1 日本大学・航空宇宙工学科・学 *2 日本大学・機械工学科・学 *3 日本大学

Improving Performance of the Solid Fuel with Adding Ammonium Nitrate for Hybrid Rocket

Tatsuya Kitagawa*1, Yuki Nagatsuka*1, Ikuya Yamazoe*2, Kenichi Takahashi *3

*1 Department of Aerospace Engineering, College of Science and Technology, Nihon University

*2 Department of Mechanical Engineering, College of Science and Technology, Nihon University

*3 Nihon University

1. 研究背景

1.1 はじめに

ハイブリッドロケットエンジンとは、液体または気体酸化剤と固体燃料を組み合わせたロケットエンジンであり、その安全性、低価格、低環境負荷ということから、小型ロケットのエンジンとして近年注目を集めている。ハイブリッドロケットエンジンの構造を Figure 1 に示す。

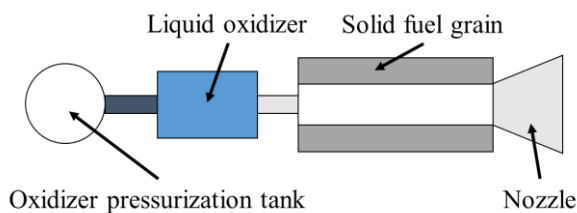


Figure 1 Conceptual diagram of hybrid rocket engine.

ハイブリッドロケットの燃焼は、気体の酸化剤を燃焼室に流入させ、固体燃料と反応、燃焼させるという仕組みである^[1]。しかし、低燃料後退速度と低燃焼効率という欠点があり、固体ロケットや液体ロケットと比べて実用化されるまでに至っていない。その大きな原因の一つとして燃焼の構造が挙げられる。Figure 2 にハイブリッドロケットの燃焼構造を示す。

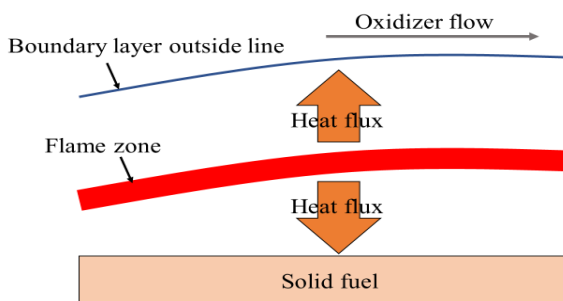


Figure 2 Model of boundary layer combustion.

固体燃料表面に気体の酸化剤を流すことにより境界層が形成され、点火することで固体燃料が気化して酸化剤と反応し、境界

層内で拡散火炎が形成される。ハイブリッドロケットエンジンは燃料と火炎が比較的離れているので、燃料に伝わる熱の量が小さくなり、燃料の気化が遅くなる。そのため、燃料後退速度が低下し、推力を増加させることが難しくなる^[2]。

燃料後退速度を改善する取り組みとして固体燃料にパラフィンワックスを利用することで、従来の燃料である末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) を用いた場合に比べ、燃料後退速度が約4倍大きくなる^[3]ことが過去の研究^[4]から分かっている。そのため、本研究では燃料にパラフィンワックスの中でも比較的融点高く、機械的特性に優れているマイクロクリスタリンワックス (以下 WAX) を選定した。

1.2 課題に対する取り組み

燃料後退速度を向上させる取り組みとして代表的なものは添加物質についての研究で二つ挙げられる。

一つ目はアルミニウムやマグネシウムのような燃焼熱の大きいエネルギー物質の添加である。これは、固体ロケットエンジンにおいて多く研究されている。

二つ目に酸化剤の添加による研究である。これは実際に固体ロケットエンジンの推進薬として利用されており、燃料後退速度を向上が見込める。

この二つのうち、我々は酸化剤の添加による燃料後退速度の改善を試みた。

1.3 酸化剤の添加について

酸化剤を添加する理由として、ハイブリッドロケットエンジンの場合、酸化剤と燃料の混合が遅れることや、火炎と燃料が比較的離れているため、燃料表面付近は特に酸素が希薄となることで燃料後退速度が低下してしまう。そこで、酸化剤を燃料に添加することにより、燃料表面付近に酸素が供給され、燃料後退速度と燃焼効率の向上が見込める。

1.4 酸化剤の選定

代表的な酸化剤として挙げられる物質が二つある。一つは過塩素酸アンモニウム (AP) である。酸化能力が高いことから固体ロケットに使用されてきた物質である。しかし、生成物に塩化水素を含むため、酸性雨の原因となってしまう。

この大きなデメリットを改善すべく、代替酸化剤として用いられているのが、硝酸アンモニウム (AN) である。硝酸アンモニウムは肥料としても用いられているため、入手が容易で、安価である。また、生成物に塩化水素のような有害物質を含まないため環境にかかる負荷が低い。デメリットとして、吸湿性が高いという特徴がある。

本実験では、環境負荷が低い点や入手が容易であるという点より、酸化剤として硝酸アンモニウムを選定した。

1.5 硝酸アンモニウムを用いる上での問題点

添加物である硝酸アンモニウムを用いる上での問題点はいくつかある。一つ目は吸湿性の問題である。この問題点についての対策として、溶解した WAX に硝酸アンモニウムを添加することにより、WAX によりコーティングすることができ吸湿性を抑えることができると考えられる。

二つ目に、酸化剤を添加した固体燃料の安全性の問題である。添加量が多くなってしまおうと推進薬としての扱いになってしまうため、添加量の調整をしなくてはならない。本実験では、添加量を 15 mass%以下としている。過去の研究から固体燃料を末端水酸基ポリブタジエン (HTPB)、酸化剤に過塩素酸アンモニウムを選定し、比率を HTPB/AP=30/70 wt%で配合したコンポジット推進薬を使い、燃焼の制御ができるかを確認する実験を行っている。結果として、酸化剤の供給を停止させると燃焼も停止することがわかり、非自然性であり、制御可能ということが確認できている^[4]。そのため燃料過多にし、固体推進薬の酸化剤の割合を 70 wt%以下にすることで自律燃焼性を抑制できる。

本実験では、過塩素酸アンモニウムよりも酸化能力が低い硝酸アンモニウムを使用している。また、固体酸化剤の添加量を 15 mass%以下としている。そのため、固体ロケットに使用される固体燃料の酸化剤の添加量と比較してもかなり少なく、自然性や爆発の危険性は非常に低いと考えられる。

1.6 化学平衡ソフトによる理論計算

化学平衡ソフト NASA-CEA^[5]を用いて解析し、Figure 3に生成物を示す。

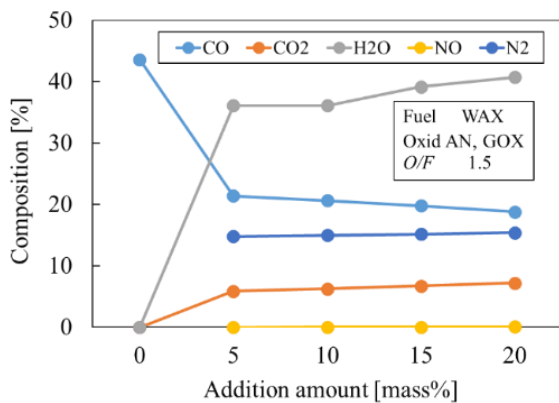


Figure 3 Combustion products.

計算条件は、 $A_0/A_1 = 1.35$, $P = 4\text{atm}$ とし、固体燃料は WAX ($C_{43}H_{88}$)とした。WAX の O/F 値が約 1.5 で最大となるため、本計算も同じ O/F 値に設定した。理論計算の結果、発生する主な生成物は CO , CO_2 , H_2O , NO , N_2 である。硝酸アンモニウムの添加量を増加するに従って、 CO が減少し、 CO_2 が増加していることから、より完全燃焼に近い形で燃焼することがわかる。

また、同様に NASA-CEA を用い、AN 添加をした WAX 系固体燃料の性能を評価した。評価した結果を Figure 4 に示す。

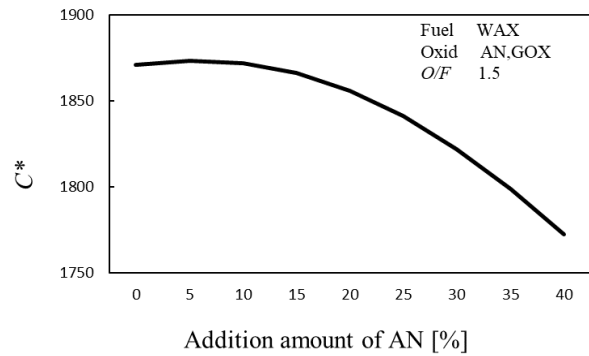


Figure 4 Results of theoretical calculation (C^*).

Figure 4 に示したグラフは、硝酸アンモニウムの添加量ごとの特性排気速度 C^* を表している。特性排気速度は燃焼室の反応状況を表し、その値は燃焼効率に寄与してくる。このことから燃料の性能を調べるために重要なパラメータとなる。計算結果より C^* は硝酸アンモニウムの添加量が 5% 付近で最大となることが分かった。

同様に比推力 I_{sp} についても計算を行った。Figure 5 にその計算結果を示す。

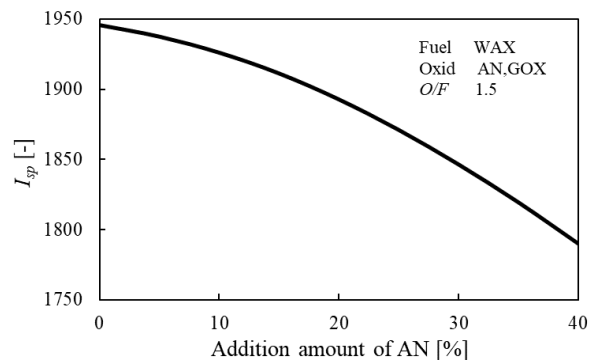


Figure 5 Results of theoretical calculation results (I_{sp}).

Figure 5 に示したように硝酸アンモニウムを添加した場合の比推力は、硝酸アンモニウムの添加率に従って低くなった。従って、比推力の減少率が 3% 以下になるところを上限として、本実験では硝酸アンモニウムの添加率を 5—15 mass% に決定した。

2. 目的

硝酸アンモニウムを添加した WAX 系ハイブリッドロケット用固体燃料の着火特性と熱的特性を取得し、酸化剤添加による

効果の検証を行う。

3. 実験

本研究では、着火試験と熱分析を行う。本研究室で使用するWAX（日本精蠟製）、分散剤（日本精蠟製）、硝酸アンモニウム（関東化学製）の諸元を Table 1 から Table 3 に示す。

Table 1 Property of WAX.

Product name	Hi-Mic-2095
Melting points [°C]	101
Density [kg/m ³]	780 (120°C)
Ignition point [°C]	310

Table 2 Property of Dispersant.

Product name	MAW-0300
Melting points [°C]	78
Density [kg/m ³]	840
Ignition point [°C]	294

Table 3 Property of Ammonium Nitrate.

Product name	Ammonium Nitrate
Melting points [°C]	170
Density [kg/m ³]	1720
Purity [%]	99
Mean particle size [μm]	311

3.1 着火試験

本研究では、WAX に硝酸アンモニウムを添加した試料と添加していない試料において着火特性や火炎にどのような影響があるかを調べるため、着火試験を行った。

製作した試料を電気炉内に投入し、着火の様子をカメラに撮影した。また、電気炉内温度は熱電対を用い、着火遅れ時間や燃焼時間は動画から計測する。さらに、硝酸アンモニウムを添加した試料と硝酸アンモニウムを添加していない試料の火炎の違いを撮影した動画から比較する。WAX への硝酸アンモニウムの添加量はそれぞれ 0 mass%、5 mass%、10 mass%、15 mass%で試料を製作する。また、WAX の 10mass%を分散剤に置き換える。

実際に製作した試料を Figure 6、実験装置の概略図を Figure 7 に、実験条件を Table 4 に示す。

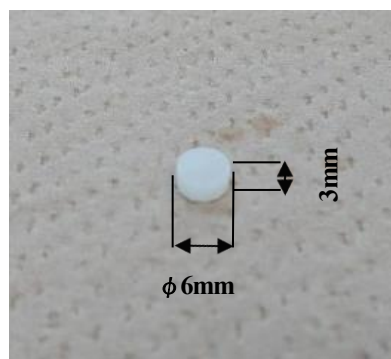


Figure 6 Ignition test sample.

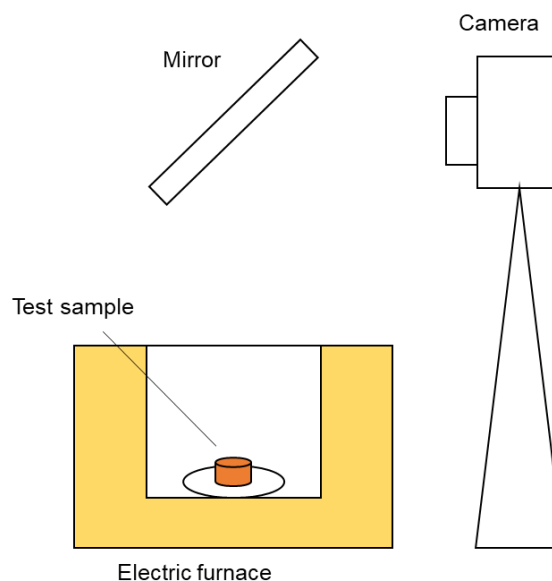


Figure 7 Ignition test equipment.

Table 4 Experimental condition.

Room temperature [°C]	21.4
Air pressure [hPa]	1005
Frame rate [fps]	30
Furnace temperature [°C]	400

4. 実験結果及び考察

4.1 着火試験

4.1.1 着火遅れ時間

Figure 8 に着火試験により得られた着火遅れ時間と添加量との関係を示す。AN 0 mass%の試料は硝酸アンモニウムを添加した試料に比べて再現性を多く求めなくて済むため、試験回数を5回とした。硝酸アンモニウムを添加した試料については各9回ずつ試験を行った。

Figure 8 で示された平均値を表す黒い点を見てみると、硝酸アンモニウムの添加量の増加に従い、着火遅れ時間が短くなっていることが確認できた。平均で3秒ほど短くなり、着火遅れ時間が11~15%短縮した。ここで、硝酸アンモニウムを添加し

たデータにばらつきが見られたが、その原因については、溶融した WAX に硝酸アンモニウムを添加する際、硝酸アンモニウムの沈殿によって規定の添加率を満たしていない試料があることが原因であると考えられる。

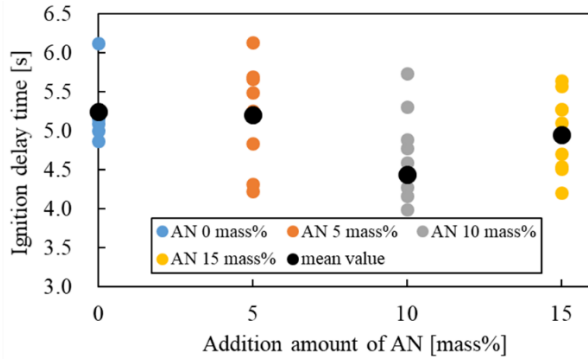


Figure 8 Results of ignition tests.

4.1.2 燃焼時間

Figure 9 に着火試験により得られた燃焼時間と添加量ごとの関係を示す。こちらにも、硝酸アンモニウムの添加によって燃焼時間が短くなっていることが確認できた。このことから、固体燃料内の硝酸アンモニウムの分解によって生じた酸素が燃焼に寄与していると考えられる。

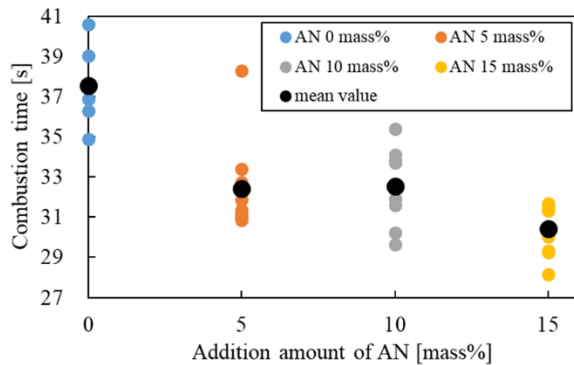


Figure 9 Results of combustion tests.

4.1.3 火炎の違い

着火試験で用いた試料の火炎の様子を Figure 10 と Figure 11 に示す。



Figure 10 State of combustion flame (AN 0 mass%).



Figure 11 State of combustion flame (AN 5 mass%).

撮影した動画を確認したところ、硝酸アンモニウムが添加されていない AN 0 mass% の試料は全体がオレンジ色の火炎となった。これは AN 0 mass% の試料の火炎が拡散火炎を形成していると考えられる。また、AN 5 mass% の試料はオレンジ色の火炎に加え青色の火炎が確認できたことから一部で予混合火炎を形成していると考えられる^[6]。

5. 結論

- ・マイクロクリスタリンワックスに硝酸アンモニウムを添加することで着火遅れ時間及び燃焼時間がそれぞれ減少した。
- ・硝酸アンモニウムの添加した燃料の表面付近は、硝酸アンモニウムの分解で発生した酸素の供給によって予混合燃焼をしていることが確認できた。

謝辞

本研究を実施するにあたって、試料の製作をするにあたり日本精蠟株式会社に分散剤の提供をして頂いた。

参考文献

- [1] 桑原卓雄: ロケットエンジン概論, 産業図書, 2009, pp.72-76.
- [2] Martin J. Chiaverini et al: Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Vol.208, AIAA, 2007.
- [3] M. A. Karabeyoglu et al: DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET FUELS. AIAA 2001-4503, 2001.
- [4] 石橋拓也 et al: 非自然性固体推進薬を用いたハイブリッド推進機の提案., 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-045, 2014.
- [5] S. Gordon and B. J. McBride: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. NASA Reference Publication 1311, 1996.
- [6] 原裕貴, 吉本隆光: 水平噴流放射状予混合火炎の火炎挙動と安定に関する基礎的研究, 神戸高専研究紀要, 第51号, 2013, pp.14-15.