

K2-32

## 酸化剤の一部に氷を用いた固体推進薬の燃焼特性

### Combustion Characteristics of Solid Propellants used Ice as partial Oxidizer

加藤吉揮<sup>1</sup>, ○笹木隆史<sup>1</sup>, 高橋賢一<sup>2</sup>, 桑原卓雄<sup>2</sup>  
Yoshiki Kato<sup>1</sup>, \*Takafumi Sasaki<sup>1</sup>, Kenichi Takahashi<sup>2</sup>, Takuo Kuwahara<sup>2</sup>

Abstract: Space agencies around the world have plans to launch rockets from the moon and mars in the near future. However, transporting fuel and oxidizer from the earth is very expensive. Since large amounts of metal and ice exist on near earth objects, using local resources enables cutting launch costs. Therefore we propose solid propellants incorporating Mg as fuel, and ice as partial oxidizer. We have conducted combustion experiment and investigated the variation of the pressure exponent. In conclusion, reducing the mass ratio of ice increased the burning rate and the mass ratio of ice did not influence the pressure exponent.

#### 1. 研究背景

世界各国の 14 の宇宙機関からなる国際宇宙探査協働グループ (ISECG : The International Space Exploration Coordination Group) によって国際宇宙探査ロードマップ (Global Exploration Roadmap) が 2011 年に作成された。国際宇宙探査ロードマップとは、月、地球近傍の小惑星、火星への実現可能な探査の進め方を定めるための国際的な取り組みを示すものである。その中で今後 25 年間の有人・無人宇宙開発は月・火星を目指すとしてあり、近い将来人類が月や火星でロケットを打ち上げ、観測や物資輸送を行うことが想定されている。

しかし、現行の H-2A ロケットで地球から燃料や酸化剤を輸送すると、1 回の打ち上げに 85~120 億円が必要とされ、莫大なコストがかかってしまう。

コストを抑える方法として「その場資源有効利用 (ISRU : In-Situ Resource Utilization)」という概念が重要となってくる。つまり推進薬の原料を月や火星で調達し、地球から打ち上げるペイロードを極力減らして打ち上げコストを抑えてしまうというものである。

これまでの月・火星の探査結果から、その表面や地殻内にマグネシウム (Mg)、アルミニウム (Al) などの金属や、水が氷の状態で大気に存在することが分かっており、金属燃料及び酸化剤に氷を用いた固体ロケットが注目され始めている<sup>[1]</sup>。そこでイオン化傾向からみて水と反応しやすく、燃焼熱も比較的高い Mg に注目した。しかし、氷を酸化剤に用いた固体推進薬についての研究はほとんどなされておらず、その燃焼特性は不明な点が多い。

よって本研究では燃料に Mg、酸化剤の一部に氷を適用した推進薬の燃焼特性を評価することを目的とし、ストランド燃焼器内での推進薬の燃焼をハイスピードカメラで撮影し、着火可能な推進薬組成を求めると

もに、氷の質量比が燃焼速度と圧力指数に与える影響について求めた。

#### 2. 理論

##### 2. 1 推進薬の選定

本研究では金属燃料に Mg、酸化剤とテフロン (Teflon) と氷、バインダーにポリエチレンオキサイド (PEO) を用いた。特徴は以下の通りである。また、ここでの n は重合度である。

##### (1) Mg (平均粒径 75 $\mu$ m)

惑星に豊富に存在し、水との反応性が高い。

##### (2) Teflon (C<sub>2</sub>F<sub>4</sub>)<sub>n</sub> (平均粒径 3.5 $\mu$ m)

Mg と反応しやすく、燃焼熱も高い。

##### (3) PEO (C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>O)<sub>n</sub> (平均粒径 100 $\mu$ m)

水溶性で熱可塑性をもつ樹脂。水に混入することでバインダーとして作用する。

##### 2. 2 圧力指数の計算

燃焼速度 r は以下の式より求める。

$$r = \frac{h}{t} \quad (1)$$

ここで h は推進薬高さ、t は燃焼時間であり、ハイスピードカメラの映像より求める。さらに圧力指数は r を用いて Vieille の法則<sup>[2]</sup>より、

$$r = aP^n \quad (2)$$

である。ここで P は燃焼室圧力、n は圧力指数、a は推進薬の組成や初期温度に依存する定数である。

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

3. 実験方法・実験装置

Table 1 に本実験で使用した試料の組成を示す。本実験では氷 (ICE) の質量比が圧力指数に与える影響を調べるため、Mg の質量比を 80 mass% で固定した。

Table 1. Composition of propellant [mass%]

Name	Mg	Teflon	PEO	ICE
ICE_5	80	14.65	0.35	5
ICE_7	80	12.5	0.5	7
ICE_9	80	10.4	0.6	9

試料は Table 1 の組成で質量約 1g, 直径 7mm, 高さ 17mm の円柱型になるように 1370N の力で 30s 間圧填して成型し, 253K の冷凍庫内で 12 時間以上保管して硬化させた後, 端面燃焼させるために側面に ABS 樹脂を塗布した。また, 着火性改善のため上面に過塩素酸アンモニウムを微量添加し, 作成した。

試料の着火は上面に取り付けたニクロム線に着火装置を用いて出力 30W で約 1s 間電圧をかけ, 電氣的に加熱することにより行い, 冷凍庫から取り出して 5 分以内に着火させた。燃焼の状況を観察窓からハイスピードカメラ (600fps) で記録し, 同時に燃焼器側面に取りつけられた圧力センサを PC に接続し, 燃焼時の圧力履歴を取得した。Table 2 に実験条件を示す。

Table 2. Experimental condition

Atmosphere gas	N <sub>2</sub>
Initial temperature [K]	253
Pressure in chamber [MPa]	0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 1.1

実験は上記の条件で各組成, 各圧力でそれぞれ 3 回ずつ測定した。実験装置を Figure 1 に示す。

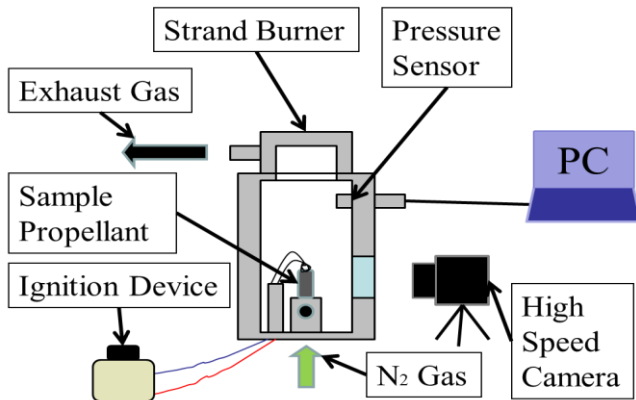


Figure 1. Experimental apparatus

4. 実験結果および考察

燃焼実験の様子を Figure 2 に示す。



(a)0.00s (b)1.42s (c)2.13s

Figure 2. Captured images of ICE\_9 combusting at 0.5MPa 試料は着火すると激しく発光した後, 煙を上げながら燃焼することが分かる。実験結果を Figure 3 に示す。グラフの縦軸は燃焼速度, 横軸は燃焼室圧力である。

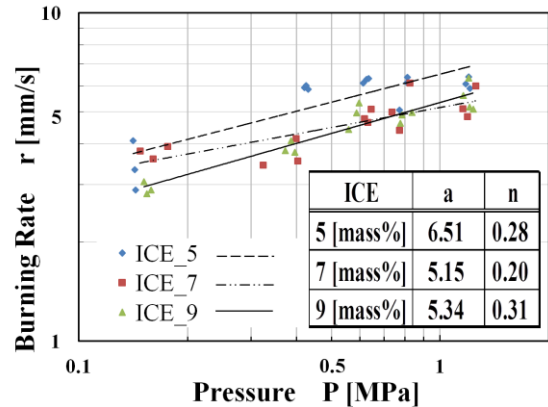


Figure 3. Burning rate of Mg/Teflon/PEO/ICE propellant

Figure 3 より, 各組成において燃焼室圧力が高くなるにつれて燃焼速度が増大しており, ICE\_5 のときに最も高い値を示した。試料は燃焼時に PEO と氷の溶解により燃焼表面に液相を作ると考えられる。この液相が気相からの熱量のフィードバックを抑制する効果を持つので, PEO と氷の質量比が減少したことにより液相が薄くなり, 燃焼表面近傍気相での反応速度が増大したことが燃焼速度を増大させた原因の一つとして推測される。また, ICE\_5, ICE\_7, ICE\_9 のとき圧力指数はそれぞれ 0.28, 0.20, 0.31 であり, 氷を適用した推進薬は圧力依存性が低いことが分かった。

5. まとめ

- 氷の質量比が減少すると燃焼速度が増大する。
- 氷の質量比が 10 mass% 以下の領域では圧力指数に大きな変化は見られない。

6. 参考文献

[1] G. A. Risha: "Aluminum-Ice (ALICE) Propellants for Hydrogen Generation and Propulsion", AIAA Paper, No2009-4877, 2009.  
 [2] ジョージ・P・サットン: 「ロケット推進工学」, 山海堂, pp.334-397, 1995.