

# ハイブリッドロケットの固体燃料の燃焼火炎中における 金属粉末の着火遅れに関する研究

山崎雄太\*1, 和地宏隆\*1, 高橋賢一\*2

\*1 日本大学・学 \*2 日本大学

## Study on the Ignition Delay Time of Metal Powder in the Combustion Flame of the Solid Fuel for Hybrid Rocket

Yuta Yamazaki\*1, Hiroataka Wachi\*1, Kenichi Takahashi\*2

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

\*2 Nihon University

### 1. 研究背景

ハイブリッドロケットは一般的に液体または気体の酸化剤と固体燃料で構成される化学ロケットの一種である。Figure 1 にハイブリッドロケットの構造を示す。燃料と酸化剤を別々に搭載し、それらを燃焼室内で混合し燃焼させ推力を得るため再着火や推力制御が可能である。また、燃料と酸化剤の相が異なるため爆発の危険性が低く安全性が高い。さらにハイブリッドロケット用固体燃料は一般に取り扱いが容易であり、反応生成物に劇物を含まないため環境負荷が低い。これらのメリットからハイブリッドロケットは国際的に活発に研究されている。

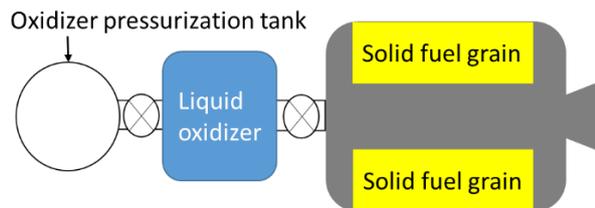


Figure 1 Conceptual diagram of hybrid rocket engine.

しかし、ハイブリッドロケットは現在運用されている化学ロケットと比べ推力が低いため実用化された例は少ない。推力が低い原因の一つとして推力と比例関係にある燃料後退速度の低さがある。燃料後退速度とは固体燃料が燃焼し減少する速さのことである。

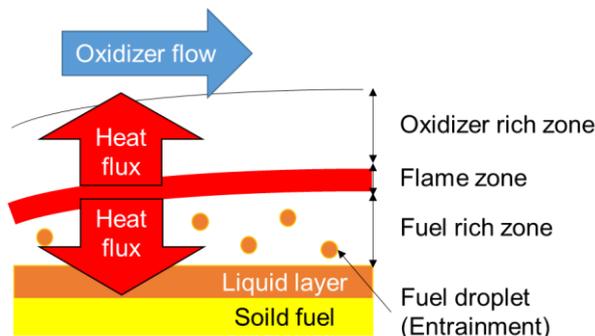


Figure 2 Model of boundary layer combustion.

Figure 2 にハイブリッドロケットの燃焼機構を示す。ハイブリッドロケットは燃焼室内に酸化剤を流入させ、固体燃料と反応させるため、固体燃料の近傍に境界層が形成される。その境界層内に拡散火炎が形成され境界層燃焼という燃焼機構になるため、固体燃料と拡散火炎の距離が大きくなる。その結果拡散火炎から得られる熱流束が小さくなり、燃料後退速度が低くなると考えられる。

燃料後退速度を改善するために固体燃料にエネルギー物質を添加する研究が1960年頃からなされてきた。ベリリウム (Be) やリチウム (Li) を添加した研究<sup>[1]</sup>や高エネルギー酸化剤である過塩素酸アンモニウム (AP) を加えた研究<sup>[2]</sup>、さらには爆薬の材料である RDX や HMX を添加する研究<sup>[3]</sup>がなされてきた。しかし、毒性や取り扱い性の悪さから安全性や低環境負荷といったハイブリッドロケットのメリットが損なわれる問題が発生したため、これらを避けることができる取り扱いが比較的容易なナノスケールのアルミニウム (Al) 粉末を添加した研究が行われてきた。<sup>[4]</sup>現在ではナノスケールよりも安価で取り扱いやすいマイクロスケールの金属粉末を用いた研究が行われている。<sup>[5]</sup>金属粉末が燃焼することで発生する燃焼熱を利用して、固体燃料の融解、気化を促すという効果が期待でき、これにより燃料後退速度の改善が見込まれた。

また、ハイブリッドロケットの固体燃料としてパラフィンワックスやマイクロクリスタリンワックス (WAX) を用いることで燃料後退速度を改善させる研究も行われている。WAX 固体燃料は燃焼時に固体燃料の表面に薄い液膜を形成し、その液化した WAX が液滴として固体燃料から剥離し、燃焼することで燃料後退速度が向上する。

本研究室では更なる燃料後退速度の向上のため WAX 固体燃料にマイクロスケールの Al 粉末やマグネシウム (Mg) 粉末を添加したハイブリッドロケットモーター燃焼試験を行ってきた。Al 粉末は固体ロケットでも実績のある金属粉末である。しかし、Figure 3 を見ると既往の研究では燃料後退速度の改善はできていないことが確認できる。その原因は Al 粉末が燃焼せずに排出されてしまい、燃焼熱を上げられていないことにあると考えられている。<sup>[6]</sup>

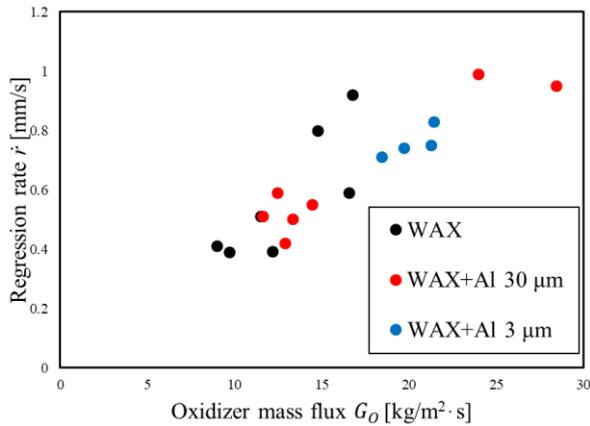


Figure 3 Regression rate vs Oxidizer mass flux<sup>[9]</sup>.

Mg 粉末は Al 粉末と比較して着火しやすい性質を有している。この性質から燃焼熱を利用しやすくなると考えられるため添加が研究された。<sup>[9]</sup>

金属粉末の不着火の原因の一つとして金属粉末の燃焼室内での滞留時間が不足していることが挙げられる。滞留時間を考慮するためには WAX 固体燃料の燃焼火炎中での金属粉末の着火遅れ時間などの着火特性を知る必要があるが、これについてはほとんど明らかになっていない。よって、WAX 固体燃料の燃焼火炎中での金属粉末の着火現象を調査する必要がある。

## 2. 目的

ハイブリッドロケットの燃焼火炎中での金属粉末の着火特性を調査する。

## 3. 実験方法・手順

### 3.1 アプローチ

本実験では電気炉内で WAX 固体燃料を着火させ燃焼室内の条件に近づける。ハイブリッドロケットモーターの燃焼試験において金属粉末が燃料過多の領域で着火すると仮定し、酸素が希薄な条件で実験を行うために電気炉内の雰囲気は空気とした。また、金属粉末は取り扱いやすく燃焼熱が高い必要がある。Table 1 において Be と Li は毒性があるため取り扱いにくく、ポロン (B) は着火しにくいという性質がある。これと本研究の既往の研究を考慮し、Al 粉末と Mg 粉末を選定した。

Table 1 Combustion heat of various metals<sup>[9]</sup>.

Metal	Combustion heat [kJ/g]
Be	24.5
Li	20.5
B	18.3
Al	17.0
Mg	15.3
Ti	12.0

さらに、実際の燃焼室内の温度は約 2500 K 程度であるが、

本研究で使用する電気炉で再現できる温度は 700 °C (973 K) までであるため、燃焼室温度が再現できる温度の範囲外になる。よって、電気炉で設定できる範囲で着火実験を行い、炉内温度と着火遅れ時間の関係を導いて、実際の燃焼室内の温度へ外挿する。

### 3.2 実験装置

使用した WAX の諸元を Table 2 に示す。実験に使用する WAX 固体燃料は WAX を溶融したものをシリコン型に流し込んで円筒型 (φ6 mm×6 mm) に成形し、質量を 0.15 g にした。成形した WAX 固体燃料とシリコン型を Figure 4 と 5 に示す。

Table 2 Properties of WAX.

Trade name	Hi-Mic-2095
Melting point	101 °C
Density	780 kg/m <sup>3</sup> (120°C)
Flash point	310 °C

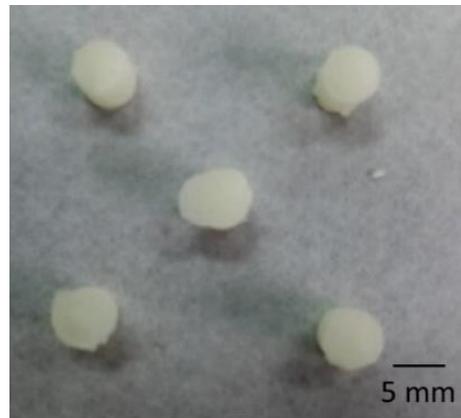


Figure 4 WAX solid fuel.

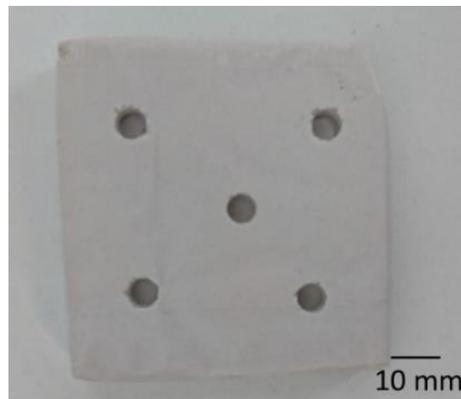


Figure 5 Silicon mold.

また、金属粉末の諸元を Table 3 と 4 に示す。接着剤は WAX の燃焼火炎では着火しないものを選出し、金属粉末を接着する棒には石英棒を使用した。金属粉末は Figure 6 のように 0.015 g 接着する。

Table 3 Properties of Al powder.

Mean particle size	3 $\mu\text{m}$
Boiling point	2520 $^{\circ}\text{C}$

Table 4 Properties of Mg powder.

Mean particle size	75 $\mu\text{m}$
Boiling point	1075 $^{\circ}\text{C}$

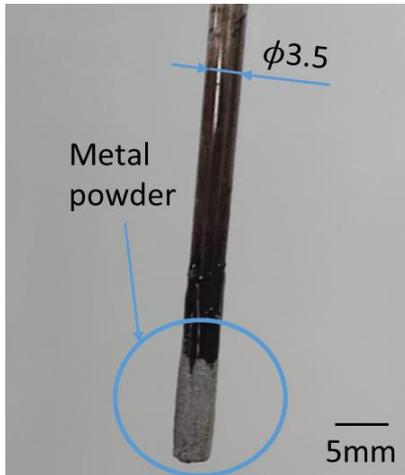


Figure 6 Quartz rod and metal powder.

Figure 7 に実験装置の概略図を示す。電気炉内には WAX 固体燃料を置くための耐熱皿がある。また、金属粉末を接着した石英棒をスタンドに取り付ける。炉内の様子は鏡を通してカメラで撮影し、炉内温度は熱電対により計測し、一定の温度に管理する。

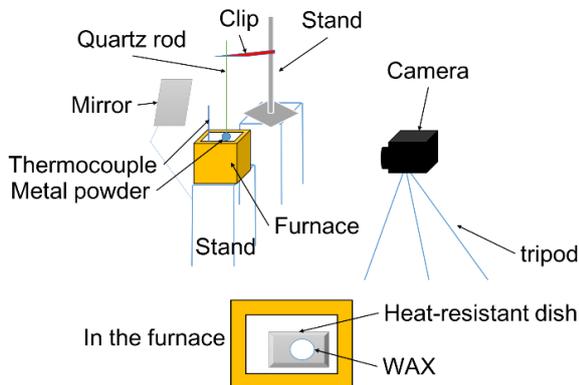


Figure 7 Test equipment.

### 3.3 実験方法

電気炉内の温度を目標値で安定させ、WAX 固体燃料を電気炉内へ挿入し、電気炉内で WAX 固体燃料を着火させた。その WAX 固体燃料の燃焼火炎中へ金属粉末を接着した石英棒を挿入し火炎にさらし、金属粉末を着火させた。その様子をカメラで撮影し、動画から金属粉末の着火遅れ時間を計測した。炉内

温度は 400 $^{\circ}\text{C}$ 、500 $^{\circ}\text{C}$ 、600 $^{\circ}\text{C}$ 、700 $^{\circ}\text{C}$ として、実験を行った。また、カメラはハイスピードモード(1000 fps)に設定した。着火遅れ時間は石英棒が火炎に到達してから着火するまでの時間とする。

## 4. 実験結果及び考察

### 4.1 金属粉末の着火

Figure 8 と 9 に金属粉末の着火時の写真を示す。ここで、写真は金属粉末の着火の確認のしやすさからグレースケールで示している。

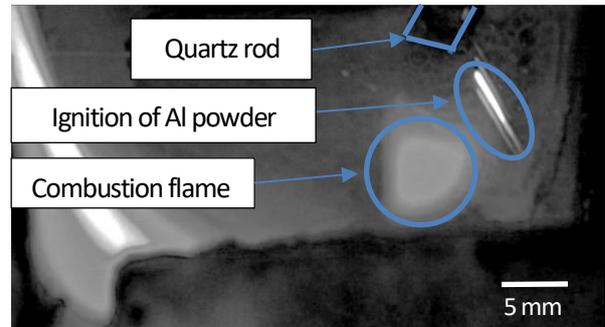


Figure 8 Ignition of Al powder.

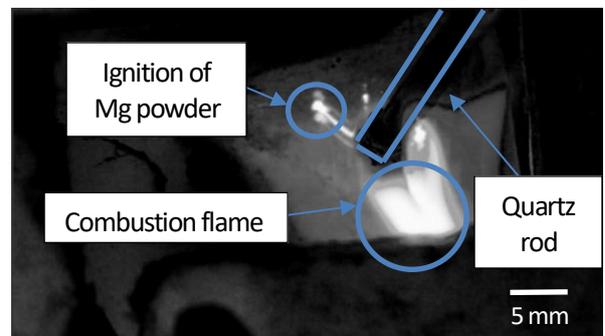


Figure 9 Ignition of Mg powder.

Al 粉末は火球となって落下するように着火していくのに対し、Mg 粉末は火炎が飛散していくように着火する。この着火の様子の違いはそれぞれの金属粉末の燃焼機構の差によると考えられる。Al 粉末は固相から液化、液相から気化という2つの段階を経て着火する。これに対して Mg 粉末は固相から液化という段階をほとんど経ずに固相から気化して着火する。この気相への急激な体積変化とともに着火することにより、Mg 粉末ははじけるような燃焼になると考えられる。

### 4.2 金属粉末の着火遅れ時間

次に、炉内温度と着火遅れ時間の関係を Figure 10 に示す。Figure 10 において破線で示した曲線は着火遅れ時間と炉内温度の関係がアレニウス型を示すとして仮定した場合の近似曲線である。近似曲線式は式(1)と(2)のようになる。

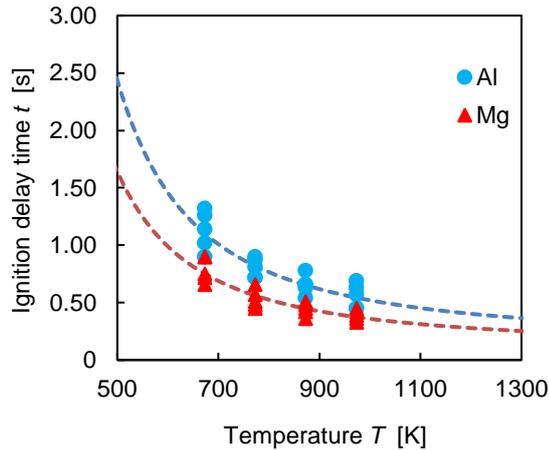


Figure 10 Ignition delay time vs. Temperature.

$$t_{Al} = 0.11 \exp\left(\frac{1.5 \times 10^3}{T}\right) \quad (1)$$

$$t_{Mg} = 0.078 \exp\left(\frac{1.5 \times 10^3}{T}\right) \quad (2)$$

$t_{Al}$  : Al の着火遅れ時間 [s],  $t_{Mg}$  : Mg の着火遅れ時間 [s]

この結果から炉内温度を高くすると早く着火する傾向にあることがわかる。これは炉内温度が高いときには金属粉末への熱流束が多くなるため、金属粉末が液化や気化する温度に達するまでの時間が短くなることが要因と考えられる。

また式(1)と(2)において燃焼室内温度を 2500 K と仮定し外挿すると Al 粉末は 0.21 s, Mg 粉末は 0.14 s となる。

ここで、本研究室のハイブリッドロケットモーターの燃焼試験の燃焼器を以下の Figure 11 に示す。

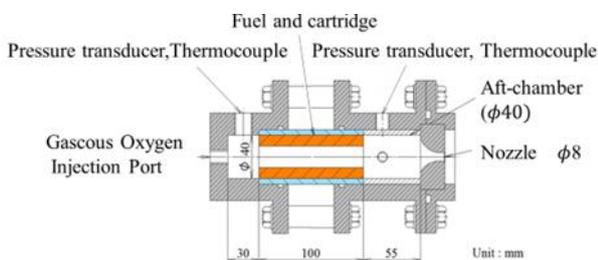


Figure 11 Combustion test equipment<sup>[3]</sup>.

なお、燃焼ガスの滞留時間は式(3)で求められる。<sup>[5]</sup>

$$\tau_c = \frac{V_c}{A_t} \sqrt{\frac{M}{\gamma R_0 T_c}} \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (3)$$

$\tau_c$  : 滞留時間,  $V_c$  : 燃焼室容積,  $A_t$  : 燃焼室容積,  $M$  : 分子量,  $\gamma$  : 比熱比,  $R_0$  : 一般気体定数,  $T_c$  : 燃焼ガス温度

Figure 11 の燃焼器での燃焼ガスの滞留時間を式(3)を用いて計算した。なお、 $V_c$ ,  $A_t$  は固体燃料の形状,  $M$ ,  $\gamma$ ,  $T_c$  は化学平衡計算ソフト NASA-CEA<sup>[6]</sup>において計算することにより求められる。計算条件と結果を Table 5 と 6 と 7 にまとめた。

Table 5 Computational condition.

Fuel	Oxidizer	$P_i$ [MPa]	$A_e/A_t$ [-]	$O/F$ [-]
WAX	O <sub>2</sub>	0.4	1.35	1.2

Table 6 Computational result.

$M$ [-]	$\gamma$ [-]	$T_c$ [K]
15.3	1.25	$2.46 \times 10^3$

Table 7 Ignition delay time and residence time.

Al	0.21 s
Mg	0.14 s
Residence time	$0.46 \times 10^{-3}$ s

以上の結果より着火遅れ時間よりも滞留時間のほうが短い。そのためモーター試験において金属粉末添加の効果を得るためには aft-chamber に循環領域を作り金属粉末の滞留時間を延長するといった工夫が必要となる。

## 5. 結論

- Al 粉末と Mg 粉末は異なる燃焼方式で燃焼する。
- 炉内温度が上がるにつれて、金属粉末の着火遅れ時間は短くなる。
- Al 粉末と Mg 粉末の着火遅れ時間はともに燃焼室内の滞留時間よりも長い。

## 参考文献

- [1] M. Chiaverini, K. Kuo : Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Vol. 218, 2007.
- [2] Y. Pal, V. Kumar : Physical and Ballistic Characterization of Aluminum-Loaded Paraffin Hybrid Rocket Fuels, Energy & Fuels, 31,10133–10143, 2017.
- [3] 小森勇気 : アルミニウム粉末を添加したハイブリッドロケット用固体燃料の旋回流を用いた燃焼特性, 日本大学理工学部航空宇宙工学専攻修士論文, 2017.
- [4] 高橋徹 : マグネシウム粉末の添加によるハイブリッドロケット用固体燃料の後退速度の向上, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- [5] 桑原卓雄 : ロケットエンジン概論, 産業図書株式会社, 2009.
- [6] S. Gordon and B. J. McBride : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.