

ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内における金属粉末の着火

山崎雄太*1, 高橋晶世*2, 高橋賢一*2

*1 日本大学・院, *2 日本大学

Ignition of Metal Powder in the Chamber of the Hybrid Rocket Engine

Yuta Yamazaki*1, Akiyo Takahashi*2, Kenichi Takahashi*2

*1 Nihon University · Graduate school, *2 Nihon University

1. 序論

ハイブリッドロケットエンジンは燃料が固体、酸化剤が液体または気体で構成される化学ロケットエンジンの一種であり、安全性や低環境負荷などのメリットを有するため国際的に研究されている。しかし、推力と関係のある燃料後退速度が低いため、実用化された例は少ない。燃料後退速度が低下する原因は境界層燃焼というハイブリッドロケットエンジン特有の燃焼機構により、拡散火炎と固体燃料表面との間の距離が大きくなり固体燃料が得る熱流束が不足することにある。これを解決する方法として2つの方法が挙げられる。1つ目がパラフィンワックスやマイクロクリスタリンワックスといった低融点固体燃料を利用するという方法である。エントレインメントという固体燃料が熔融して、液滴として飛散する現象により燃料後退速度が向上する。^[1]もう1つが固体燃料にエネルギー物質を添加するという方法である。エネルギー物質が持つ高い燃焼熱を利用し、固体燃料の融解や気化を促すことで燃料後退速度が向上する。本研究ではこれら2つの方法を組み合わせ、マイクロクリスタリンワックス (WAX) に金属粉末を添加した固体燃料を用いることで更なる燃料後退速度の向上を図った。^{[2],[3]}更なる燃料後退速度の向上は金属粉末が燃焼室内の固体燃料表面付近で着火することで得ることができるが、金属粉末が燃焼室内で着火するのかについては明らかになっていない。本研究では電気炉によりハイブリッドロケットエンジンの燃焼室を再現して、WAXの燃焼火炎中における金属粉末の着火特性を調査する研究が行われた。^[4]Figure 1.1にWAXの燃焼火炎の火炎温度と金属粉末の結果を示す。

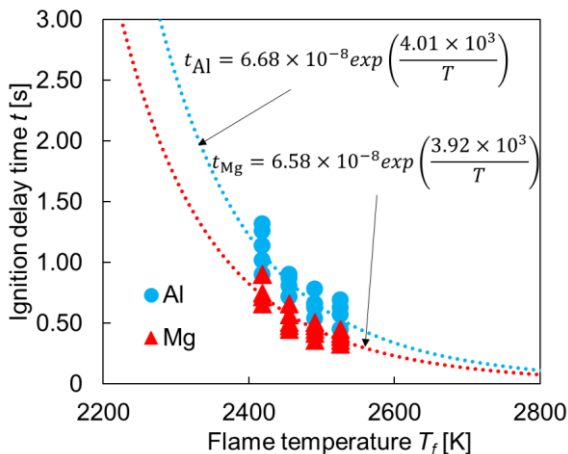


Fig. 1.1 Flame temperature vs. Ignition delay time.^[4]

Figure 1.1には着火遅れ時間を示す関数がアレニウス型を示すと仮定し、実験結果を近似した曲線とその曲線の式も示している。Table 1.1にこの曲線の式を用いて実験結果をハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内の温度である2540 Kに内挿した結果と燃焼室内の燃焼ガスの滞留時間を示す。この既往研究結果では金属粉末の着火遅れ時間がハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内に金属粉末が滞留する時間よりも短く、金属粉末が燃焼室内で着火しない可能性が示唆された。しかしながら、既往研究のハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内の再現性や整合性については明らかになっていない。そこで、本研究ではハイブリッドロケットエンジンを用いた燃焼試験と2次元可視化装置を用いた燃焼試験を行い、金属粉末の燃焼室内での着火の可否について検証した。

Table 1.1 Ignition delay time and residence time.^[4]

Ignition delay time of Al t_{Al}	0.49 s
Ignition delay time of Mg t_{Mg}	0.34 s
Residence time τ_c	0.48×10^{-3} s

2. 実験

2.1 実験試料

実験に用いたWAXと金属粉末の諸元をTable 2.1-2.3に示す。

Table 2.1 Properties of the microcrystalline-wax.

Supplier	NIPPON SEIRO CO., LTD.
Trade name	Hi-Mic-2095
Density	780 kg/m ³ (120 °C)
Melting point	374 K (101 °C)
Flash point	583 K (310 °C)

Table 2.2 Properties of the Al powder.

Supplier	KOJUNDO CHEMICAL LAB. CO., LTD
Mean particle size	3 μm
Density	2.6989 g/cm ³
Melting point	933.47 K (660.32 °C)
Boiling point	2740 K (2467 °C)

Table 2.3 Properties of the Mg powder.

Supplier	KANTO METAL CORP.
Mean particle size	75 μm
Density	1.74 g/cm ³
Melting point	923 K (650 °C)
Boiling point	1380 K (1107 °C)

金属粉末は高い燃焼熱を持つだけでなく、安全性や低環境負

荷といったハイブリッドロケットエンジンのメリットを損なわない必要がある。本研究では比較的取り扱いやすく、燃焼熱の高いAl粉末とMg粉末を金属粉末として選定した。金属粉末の粒径は着火性の良さを考慮し入手できる最小の粒径のものを選定した。

2.2 ハイブリッドロケットエンジンを用いた燃焼試験

2.1で述べた実験試料を用いて固体燃料を製作した。WAXと金属粉末の割合はNASA-CEA^[5]による理論計算を行い算出した推進性能を考慮し質量比で9:1となるように試料を混合し製作した。固体燃料の形状はFigure 2.1のように外径40 mm、内径14 mm、長さ100 mmの円筒形状に製作した。固体燃料の製作はWAXと金属粉末を混合させ、溶融させたものをアクリル製の円筒の中に流し込み、円筒を円周方向に回転させながら冷やし固めるという方法で行った。

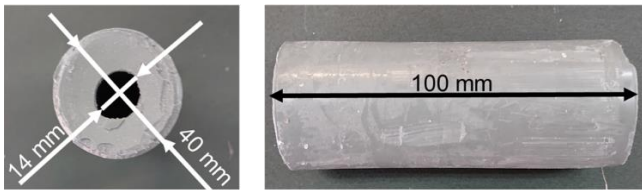


Fig. 2.1 Solid fuel of the hybrid rocket engine (WAX 90 mass% + Al 10 mass%).

また、実験に使用したハイブリッドロケットエンジンの概略図をFigure 2.2に示す。酸化剤として気体酸素を酸化剤流入口から流入させ、固体燃料と反応させて燃焼させる仕組みである。Figure 2.1のように作成した固体燃料はアクリルパイプを加工したカートリッジに取り付け、Figure 2.2のようにエンジンに搭載した。ノズルスロート部の直径が8 mmのノズルを設置し、流れをチョークさせた。燃焼時間は5秒に設定して燃焼試験を行った。燃焼の様子はカメラによる撮影を行い記録した。

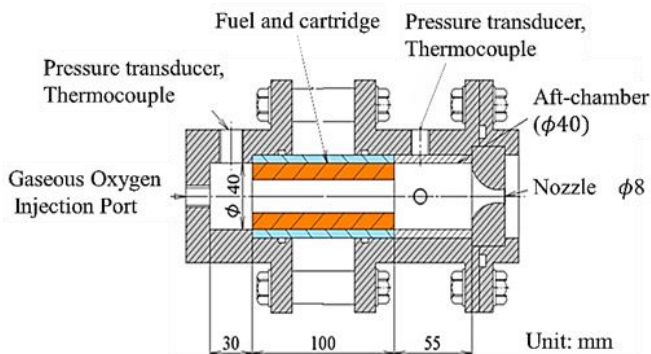


Fig. 2.2 Hybrid rocket engine.

2.3 2次元可視化装置を用いた燃焼試験

2.1節で述べた実験試料を用いて固体燃料を製作した。WAXと金属粉末の割合は2.2節と同様に質量比で9:1とした。固体燃料の形状はFigure 2.3のように製作した。固体燃料の成形は

WAXと金属粉末を混合させ溶融させた燃料をシリコン型に流し込み直方体に成形したものの先端を斜めにカットするという方法で行った。

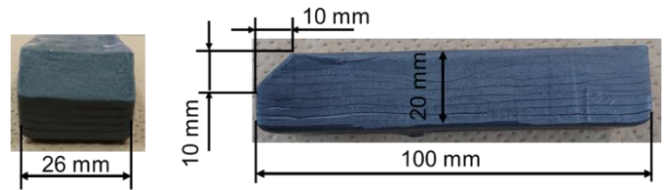


Fig. 2.3 Solid fuel of 2D visualization device (WAX 90 mass% + Mg 10 mass%).

また、実験に使用した2次元可視化装置の概略図をFigure 2.4に示す。

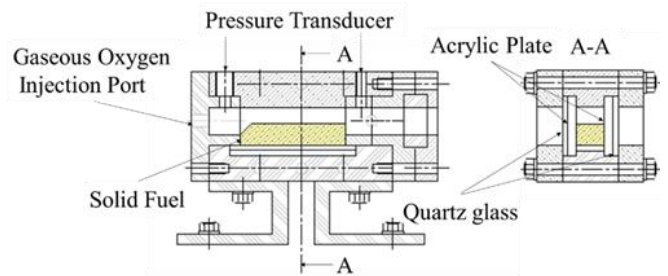


Fig. 2.4 2D visualization engine.

2.2節と同様に酸化剤として気体酸素を酸化剤流入口から流入させ、固体燃料と反応させて燃焼させる仕組みである。Figure 2.3の固体燃料はFigure 2.4に示した部分に設置し、固体燃料の上半分がすべて燃焼するまで燃焼試験を継続する。観測窓は内側がアクリル板、外側が石英ガラスの2層構造となっている。本研究ではノズルによる縮流は行わず、アンチョークとして実験を行う。燃焼時間は観測窓から固体燃料が確認できなくなる25秒程度に設定し燃焼試験を行った。燃焼の様子はカメラで撮影し記録した。

3. 実験結果及び考察

3.1 ハイブリッドロケットエンジンを用いた燃焼試験

まず、ノズルより下流での燃焼の様子をFigure 3.1-3.3に示す。Figure 3.1, 3.2を比較するとAl粉末を添加した固体燃料の場合にはWAX 100 mass%の場合には見られない光跡が確認できる。これはAl粉末が着火したことにより発生した光跡と考えられ、ノズルより下流ではAl粉末が着火していると考えられる。同様に、Figure 3.1, 3.3を比較するとMg粉末を添加した燃料の場合にはWAX 100 mass%の場合には見られない光跡が確認できる。よって、Mg粉末もノズルより下流では着火していると考えられる。また、Figure 3.2, 3.3を比較すると、Mg粉末を添加した燃料の場合のほうがAl粉末を添加した固体燃料の場合よりも光跡の数が増加していることが確認できる。これはMg粉末の着火性が良く、より多くの粉末が着火したことが原因と考えられる。



Fig. 3.1 State of combustion (WAX 100 mass%).



Fig. 3.2 State of combustion (WAX 90 mass% + Al 10 mass%).



Fig. 3.3 State of combustion (WAX 90 mass% + Mg 10 mass%).

次に、各実験での燃料後退速度と酸化剤質量流束の関係をFigure 3.4に示す。

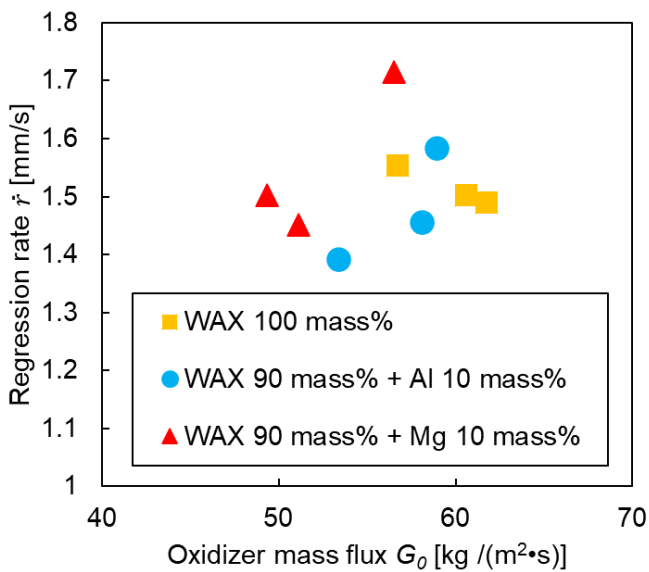


Fig. 3.4 Regression rate vs. Oxidizer mass flux

Figure 3.4よりAl粉末を添加した燃料の場合は燃料後退速度の向上は確認できない。これはAl粉末が燃焼室内の固体燃料表

面付近で着火していない可能性を示唆している。一方、Mg粉末を添加した燃料の場合は一部燃料後退速度の向上が確認できる。これはMg粉末が燃焼室内で着火し、その燃焼熱が固体燃料へ伝わったため、燃料後退速度が向上したと考えられる。よって、Mg粉末に関しては燃焼室内の固体燃料表面付近で着火していると考えられる。

さらに、各実験での特性排気速度とO/Fの関係をFigure 3.5に示す。

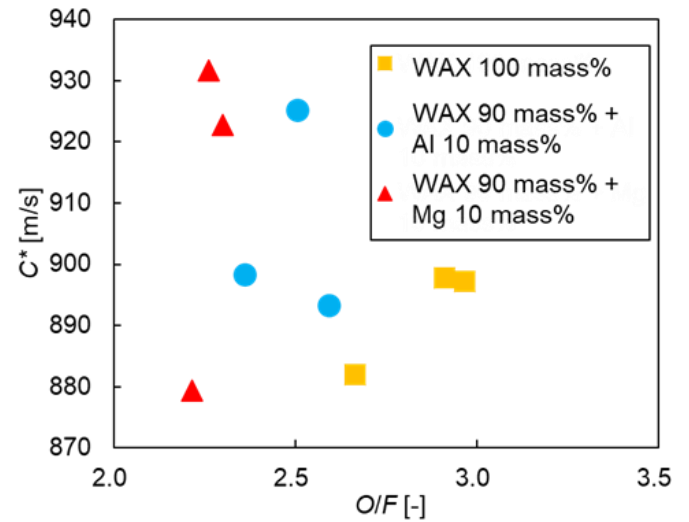


Fig. 3.5 Characteristic velocity vs. Oxidizer to fuel ratio.

Figure 3.5より特性排気速度に関してはAl粉末を添加した燃料の場合もMg粉末を添加した燃料の場合も向上していることが確認できる。これは金属粉末の着火によりハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内の火炎温度が上昇し、質量流量に対し燃焼圧が高くなったことが原因と考えられる。Table 3.1に各実験の質量流量と燃焼圧の関係を示す。

Table 3.1 Mass flow rate \dot{m} and combustion pressure P_c .

	\dot{m} [g/s]	P_c [kPa]	O/F [-]	C^* [m/s]
WAX 100 mass% ①	27.9	489	2.67	882
WAX 100 mass% ②	27.4	490	2.97	897
WAX 100 mass% ③	27.6	492	2.91	898
WAX 90 mass% + Al 10 mass% ①	25.3	450	2.60	893
WAX 90 mass% + Al 10 mass% ②	25.9	477	2.51	925
WAX 90 mass% + Al 10 mass% ③	27.7	496	2.36	898
WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ①	22.3	391	2.22	879
WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ②	26.8	496	2.26	932
WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ③	30.0	550	2.30	923

Table 3.1 において m は酸化剤質量流量と燃料質量流量を合計した質量流量である。また、WAX と金属粉末の組成比の後の数字は各実験を区別するためにつけた番号である。Table 3.1 より WAX 90 mass% + Al 10 mass% ②と WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ②と WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ③で特性排気速度が高くなっていることがわかる。WAX 90 mass% + Al 10 mass% ②は質量流量が WAX 100 mass%のものに比べて 7 % 少ないが、燃焼圧は 3 %の減少に留まっている。また、WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ②は WAX 100 mass%のものに比べて質量流量は少ないが燃焼圧は高くなっている。WAX 90 mass% + Mg 10 mass% ③に関しては WAX 100 mass%のものに比べて質量流量が 8 %多いが燃焼圧は 12 %高くなっている。このように金属粉末が着火したことにより質量流量に対し燃焼圧が高くなったことから、Al 粉末や Mg 粉末が燃焼室内で着火している可能性が考えられる。

その一方で Mg 粉末を添加した燃料の場合に著しく特性排気速度が低下しているデータが確認できるが、これは酸化剤質量流量のばらつきにより酸化剤質量流量が少ない状態で実験した結果である。酸化剤質量流量が少ないため燃料後退速度も低くなり結果として O/F は同程度となったが、燃焼圧が低くなったため特性排気速度も低下したと考えられる。

以上の結果から、Al粉末やMg粉末を添加することはハイブリッドロケットエンジンの固体燃料の性能向上に寄与するといえる。

3.2 2次元可視化装置を用いた燃焼試験

まず、Figure 3.6-3.8に燃焼室を2次元可視化した燃焼の様子を示す。Figure 3.6-3.8は定常燃焼していると考えられる燃焼開始から10秒経過したときの燃焼の様子である。いずれの図も図の左側が上流である。ホワイトバランス等の撮影条件はマニュアルで設定し統一している。Figure 3.6より WAX 100 mass%の場合は燃焼火炎がオレンジ色の火炎となっていることが確認できる。これがWAXと気体酸素による燃焼火炎だと考えられる。これに対し、Figure 3.7では燃焼室上流の固体燃料表面付近で青白い閃光が確認できる。また、燃焼火炎全体を見ると白色の火炎となっている。これはAl粉末が燃焼室上流の固体燃料表面付近で着火したことにより、燃焼室全体の火炎温度が上昇したためと考えられる。次に、Figure 3.8でも燃焼室上流の固体燃料表面付近で青白い閃光が確認できる。また、燃焼火炎全体を見ても白色の火炎となっていることがわかる。これもMg粉末が燃焼室上流の固体燃料表面付近で着火したことによるものと考えられる。



Fig. 3.6 Combustion visualized in 2D (WAX 100 mass%).



Fig. 3.7 Combustion visualized in 2D (WAX 90 mass% + Al 10 mass%).

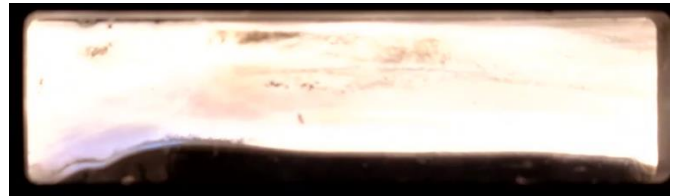


Fig. 3.8 Combustion visualized in 2D (WAX 90 mass% + Mg 10 mass%).

以上の結果から、Al粉末やMg粉末は燃焼室の固体燃料表面付近で着火すると考えられる。また、Al粉末やMg粉末が着火することにより燃焼室内全体の火炎温度を上昇させる効果があるといえる。

4. 結論

- ・ノズルより下流では Al 粉末、Mg 粉末ともに着火する。
- ・Mg 粉末を添加することで燃料後退速度は向上する。
- ・Al 粉末や Mg 粉末の添加により特性排気速度は向上する。
- ・ハイブリッドロケットエンジンの固体燃料に Al 粉末や Mg 粉末を添加することは、ハイブリッドロケットエンジンの推進性能の向上につながる。
- ・Al 粉末や Mg 粉末は燃焼室内での固体燃料表面付近で着火する。
- ・Al 粉末や Mg 粉末には燃焼室内全体の火炎温度を上昇させる効果がある。

参考文献

- [1] Karabeyoglu M. A., Cantwell B. J., and Altman D.: Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels, AIAA paper 2001-4503, 2001.
- [2] 小森勇氣: 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.
- [3] 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.
- [4] Yamazaki Y., Wachi H., and Takahashi K.: Study on the Combustion of Metal Powder in the Combustion Flame of the Hybrid Rocket Solid Fuel, 32nd ISTS, Fukui, 2019-a-31, 2019.
- [5] S. Gordon and B. J. McBride.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.