

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

高橋 徹, 小林 来夢, 山口 尊護(日大・学)
小森 勇氣(日大・院), 高橋 賢一(日大)

1. 背景

ハイブリッドロケットは安全性の高いロケットである。ハイブリッドロケットの推進剤は固体ロケットと異なり固体燃料内に酸化剤を含んでおらず、推進剤は不活性になっている。また、推進剤が固体と液体で物質の相が異なる物質で構成されているため、液体の酸化剤が漏れても固体の燃料とは混合し難く、爆発・爆轟の可能性は非常に低い。ハイブリッドロケットはこれまで長く研究されてきたが、宇宙輸送を目的とした実機が未だに実現していない。その理由の一つとしては、ハイブリッドロケットが境界層燃焼することで燃料後退速度が固体ロケットの推進剤の約1/3以下となっていることである。このことからハイブリッドロケットは高推力を必要とするミッションに適さない。

燃料後退速度を改善する方法として、酸化剤を旋回させながら燃焼室に送り込む方法や固体燃料に金属粉末などの高エネルギー物質を添加する手法がある。前者の方法は酸化剤と燃料の混合を促進し、また火炎と固体燃料表面の距離を近づけることで高い燃料後退速度を達成することができるが、酸化剤を旋回させるための構造変更及びそれに伴う重量増加を必要とする。後者は固体燃料に物質を添加することによって性能向上を期待できるのでロケットのマスレシオを低下させることもない。加えて酸化剤を含まない添加物を選択することで固体燃料は不活性なままでありハイブリッドロケットが本来持つ安全性を保てる。従って、本研究は高エネルギー物質を添加する方法に着目した。固体ロケットにも使用されていることから、ハイブリッドロケットでもアルミニウム粉末を添加した研究が盛んに行われ、ナノサイズでは燃料後退速度の向上が確認されている。しかしナノサイズの粉末は取扱いにくく、高価である。これに対してより一般的に取り扱われている上、安価なマイクロサイズのアルミニウム粉末があるが、現状では効果的な結果を得られていない。ハイブリッドロケット用の固体燃料への添加物としては扱いやすく比較的安価なものが好ましく、本研究では金属粉末を確実に燃焼室内で着火させるため、アルミニウム粉末よりも着火性に優れているマグネシウム粉末に着目した。

2. 燃焼実験

固体燃料にはマイクロクリスタリンワックス($C_{43}H_{88}$)、酸化剤にはガス酸素(GOX)を用いた。添加剤のマグネシウム粉末は $75\ \mu\text{m}$ 以下のものを使用した。マイクロクリスタリンワックス単体の燃料(Mg 0)とマグネシウム粉末を 2, 4 wt% 添加した燃料(Mg 2, Mg 4)をそれぞれ 3 本製作し、燃焼実験を行った。製作した燃料の寸法は外径 40 mm, 内径 20 mm, 長さ 100 mm である。

実験装置を図 1 に示す。ノズルはアンチヨークで開口比は 1 である。燃焼器の後部の圧力計及び温度計から得られたデータで燃焼時間と燃料後退速度を算出する。

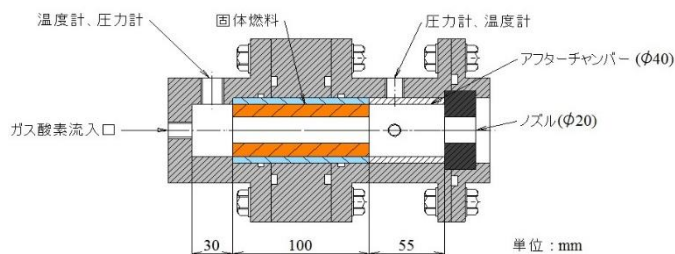


図 1 燃焼器

3. 結果及び考察

図 2 に実験から得られた燃料後退速度を示す。本実験では酸化剤質量流量が各実験で異なるため、Mg 0 を比較基準とすることができない。燃料後退速度の比較を行うため、スタンフォード大学⁽³⁾が行ったパラフィンワックスとガス酸素 (GOX) の実験値の近似曲線をからの増加率を取り、表 1 にまとめた。スタンフォード大学が行った実験では固体燃料はパラフィンワックスであったが、Mg 0 の燃料後退速度はすべてが近似曲線に近い値となり、平均増加率も -3.1 % と小さい。本研究で用いたマイクロクリスタリンワックスとスタンフォード大学が使用したパラフィンワックスは同じアルカンであり、アルカンは炭素数が増えても性質に大きく変化しないことが知られている。今回の実験から得られた結果も近い値となっているため、近似曲線を基準として扱っても問題がないことを確認できる。また、Mg 2 では基準線からのばらつきが大きくなっているが、3 回の平均増加率が 1.1 % であり、燃料後退速度に変化が小さいと言える。Mg 4 ではすべての結果でスタンフォード大学の実験結果を上回り、そして燃料後退速度も平均で 21.9 % 増加している。Mg 0, 2 では基準からの変化がそれぞれ -3.1, 1.1 % であった。これはマグネシウム粉末が燃焼室内で着火したことによって燃焼室内の温度が上昇したためと考えられる。

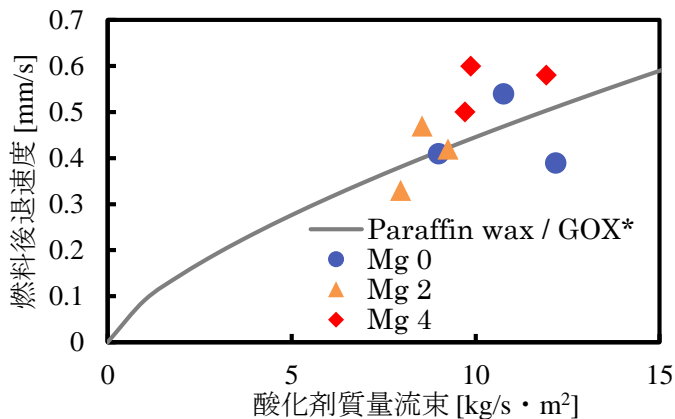


図 2 各燃料の酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係

表 1 各燃料の燃料後退速度の平均増加率

燃料	増加率 [%]
Mg 0	-3.1
Mg 2	1.1
Mg 4	21.9

4. 結論

本研究の結果からワックスにマグネシウム粉末を 4 wt% 添加した時に燃料後退速度の増加を確認できた。また、今回の実験条件では酸化剤質量流束が約 8 ~ 12 kg/s・m²の間であったが、観測ロケットや宇宙輸送ロケットなど酸化剤質量流束が大きい領域で使用される。比較的小さい領域でもマグネシウム粉末の着火ができたので、実機で使用された時でも同様に着火することが期待できる。また、本研究では比較的低い添加率の 4 wt% で燃料後退速度の平均増加率が 21.9 % となっているため、マグネシウム粉末の添加率をさらに増やすことで、さらに燃料後退速度が増加することが期待できる。

5. 参考文献

- (1) ジョージ P. サットン, ロケット推進工学, 山海堂, 1995.
- (2) Kenneth K. Kuo; Martin J. Chiaverini, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, Vol 18, 2007.
- (3) M. A. Karabeyoglu; D. Altman; and B. J. Cactwell, Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part1, General Theory, Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, May-June 2002
- (4) ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ, 平成 27 年度ハイブリッドロケット研究 WG 成果報告書, JAXA 宇宙科学研究所, 2016.
- (5) 栗原卓雄, ロケットエンジン概論, 産業図書, 2009.