

外部放射加熱下におけるハイブリッドロケットの固体燃料の燃焼特性

青野航司^{*1}, 齋藤楓士^{*2}, 堀野玲於^{*2}, 阿部宗生^{*2}, 森田貴和^{*2}, 山口滋^{*2}

Combustion characteristics of solid fuels for hybrid rockets under external radiant heating

Koji AONO^{*1}, Fushi SAITO^{*2}, Reo HORINO^{*2}, Hiroki ABE^{*2}, Takakazu MORITA^{*2}, Shigeru YAMAGUCHI^{*2}

ABSTRACT

Wax-based fuels during combustion have a liquid layer on the solid surface. The combustion phenomena are very complex because the fuel regression rate depends on various parameters such as gravity acceleration, the free stream velocity over the liquid layer, etc. In our previous studies, we obtained the regression rate characteristics of a wax-based fuel under radiant heating. However, since the irradiated area to the wax fuel was relatively large, the radiant heat flux on the solid surface was slightly nonuniform. In this study, we conducted combustion tests with smaller samples to reduce the non-uniformity and accurately obtained the regression rate characteristics under radiant heating.

Keywords: Hybrid Rocket, Fuel Regression Rate, Wax Fuel, Radiant Heating

概要

燃焼中のワックス系燃料は、その固体表面上に液層を有している。その燃焼現象は、燃料後退速度が一樣流速、重力加速度などの様々なパラメータに依存しているので非常に複雑である。以前、著者らは放射加熱下でのワックス系燃料の燃料後退速度特性を取得した。しかしながら、ワックス燃料への照射面積が比較的大きかったので、固体表面上の放射熱流束が若干一様ではなかった。本研究では、より小さなサンプルを用いて燃焼実験することでその非一様性を低減し、放射加熱下での精度の高い燃料後退速度特性を取得した。

1. はじめに

ロケットエンジンの振動燃焼を抑える試みが、理論並びに実験的にこれまでたくさん試みられてきた。ただし、それらはバルブ操作により推進剤の流量を変えることが主な抑制手段で、その場合、バルブ操作によるタイムラグが無視できないケースがある。これに対して燃料に放射熱を加えて燃料後退速度を増加させ振動燃焼を抑制する方法は、燃焼室内の燃料に直接作用するため応答が速く、さらに放射熱流束を細かく変化させることで精密な調整が可能になる。また、ハイブリッドロケットには破壊的ではないものの、ある程度の強度の振動燃焼が持続しやすいと考えられ、上記の手法により、搭載機器の故障や破壊、軌道の精度低下を防ぐことに貢献する可能性がある。加熱手段についても近年、半導体レーザーの進展により軽量・低消費電力で高出力を発生するものが現れており、内燃機関の点火器としての利用も検討されている。このような応用の可能性がありながら、放射加熱によるハイブリッドロケットの燃料後退速度の制御に関する研究はこれまでにあまり行われてこなかった。そこで、著者らは燃焼中のハイブリッドロケットの固体燃料に対して放射熱を加えることで燃焼制御をすることを目的とした基礎研究をスタートした¹⁻⁴⁾。また、放射熱を加えた時の燃料後退速度を測定することで、異なる側面から同ロケットの燃焼現象にアプローチすることも有効で

あり、それも本研究の目的である。著者らはまず合成ワックスをスラブ状に成型し、定常燃焼中に上部から赤外線ランプによって放射熱を加えたときの燃料後退速度特性を調べた。さらに、燃焼器の勾配を変えて重力加速度の影響についても調べた。放射熱流束を加える際、レーザーでは広範囲にわたって一様に高熱流束を照射することは難しいため、赤外線放射加熱装置を使用した。ただし、それでも熱流束分布の不均一はある程度存在するため、今回照射領域を十分狭めて実験を行った。その分、消費燃料が少なくなることで燃料後退速度の評価に誤差が生じるが、質量測定時の精度向上によりそれを補った。一般に、固体燃料表面上に多少なりとも液層が形成されているが、加速度によりこの液層の流れが変化し、燃料後退速度に影響を及ぼすことが分かっている。今回の研究でも燃焼器の勾配を変えて流れに沿う重力加速度の成分を変化させ、その影響を調べた。本研究では、酸化剤として気体酸素を使った。

2. 実験方法

定常燃焼中の固体燃料に放射熱を加えるために、図 1 のような 2 次元燃焼器を用いた。流路断面は 30×30mm で、燃焼器の上流側には酸化剤流を一様な流れにするための長さ 300mm の整流ダクトが設けられている。燃焼器の上部には厚さ 80mm×30mm の観測区間を持つ石英ガラス窓があり、これを通して熱源から燃料に放射熱が加えられる。熱源には、定格 2kW の赤外線放射加熱装置(サーモ理工, IR-2000M)を用いている。また、同装置の赤外線ランプは、点灯および消灯に時間遅れがあるので、その影響を取り除くために機械的なシャッターで ON/OFF を行った。また、本来は加熱源の種類によって波長が違うため、一般的に固体燃料の放射熱の吸収特性も異なるが、今回は波長の中心が近赤外線である赤外線ランプを加熱目的で使用しているため、その影響は少ないと見なして実験を行った。燃焼圧は、ひずみゲージ式の圧力変換器を使って固体燃料より後方の位置で計測した。

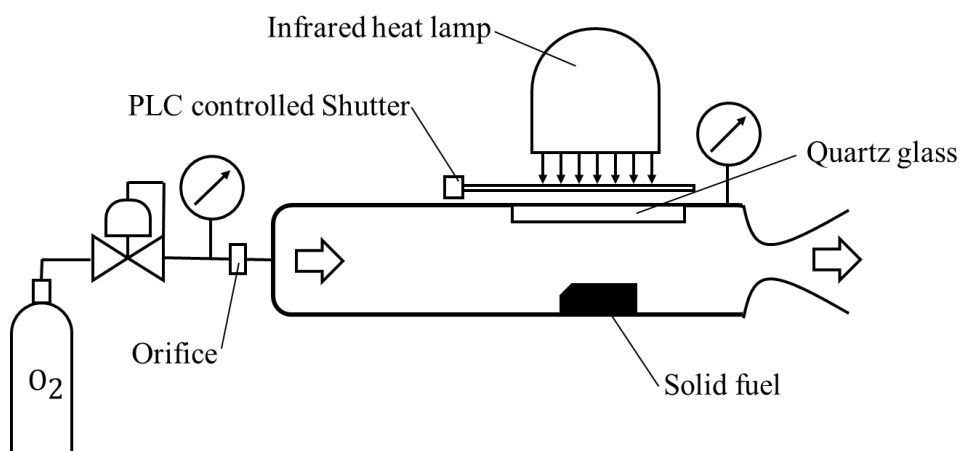


図 1 2次元燃焼器の概略図

燃料には、日本精蝋株式会社製の合成ワックス(Fischer-Tropsch ワックス)の FT0070 を使った。融点は他のハイブリッドロケットの固体燃料と比べて比較的 low、71 °C である。放射熱の吸収性をよくするため、黒色染料を外割(質量比)で 1.9% 添加している。固体燃料の表面形状は、30×30 mm の正方形になっている。また、燃料表面が燃焼器の流路底面より初期高さで 3 mm になるようにセットされており、前縁から流れが剥離して渦等を発生しにくくするため、燃料の前端に 45° で 3 mm の面取りが施されている。さらに、燃焼時に熔融した燃料がその側面や裏面に再付着しないようにポリイミド製のテープを周囲に貼り付けた。また、燃焼器はノズルの方向に向けて負の傾斜を付けている。これは、傾斜面に平行な重力加速度の成分により、燃料表面上の熔融ワックスが流れる効果を調べるためのもので、燃料後退速度の測定を行い、その影響について評価した。なお、燃焼後の燃料に対しては、側壁の金属面に接して凝固したワックスについては除去しないで燃料後退速度を評価した。

3. 実験結果および考察

図 2 に、黒色染料を加えた合成ワックス FT0070 の代表的な燃焼実験における圧力履歴の例を示す。この時の条件は、酸化剤質量流束が $G_{ox}=4.22 \text{ kg/sm}^2$ 、燃焼器の勾配が $\alpha=6.0^\circ$ 、放射熱流束が $\dot{q}_{rad}=43.39 \text{ W/cm}^2$ である。黒い線が燃焼圧で、青い線がインジェクター上流圧である。燃焼時間は PLC (プログラマブル・ロジック・コントローラ) によって予め約 4.5sec に設定されている。

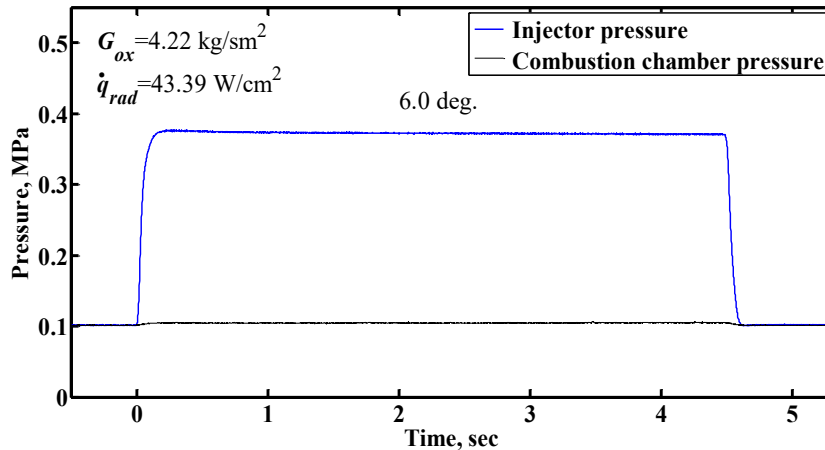


図 2 放射加熱印加時の黒色ワックス燃料 (FT0070) 圧力履歴

インジェクター・オリフィス径は 2.286 mm で、本実験の条件ではチョークしている。また、主ノズルの径は 8 mm で、アンチョークの状態、内圧はほぼ大気圧に近い状態である。高压での実験については著者らも試みたが、ワックス燃料ではしばしばチャフingが生じて燃料後退速度を正確に測定することが難しかった。ここでのチャフingとは、燃料表面上に炭化層が形成されては剥離を繰り返すことで低周波数の振動燃焼を発生させる現象のことを指す。図 3 は、酸化剤質量流束を平均で 4.25 kg/sm^2 、燃焼器の勾配を 3.0° 、または 6.0° に設定した時の燃料後退速度に及ぼす放射熱流束の効果を調べたものである。両者とも放射熱流束を上げていくと、燃料後退速度が増大する傾向を確認できた。一方、燃焼器の勾配を変えて燃料表面と平行な重力加速度の成分を変化させて液層に加わる加速度の影響について調べた結果、勾配を大きくすると燃料後退速度は大きくなった。これは、勾配を大きくしたことにより、燃焼によって生じたワックス燃料の液層に加わる重力加速度成分が増え、液層が薄くなり、燃料固相部分に加わる熱量が増えたためと考えられる。また勾配が 3.0° で放射熱流束が 43.39 W/cm^2 の場合と、勾配が 6.0° で放射熱流束が 20.93 W/cm^2 の場合以外、燃料後退速度のばらつきは少なかった。放射熱流束が 43.39 W/cm^2 で勾配が 3.0° の場合では、燃料後退速度の値は3つ程の値に分散した。

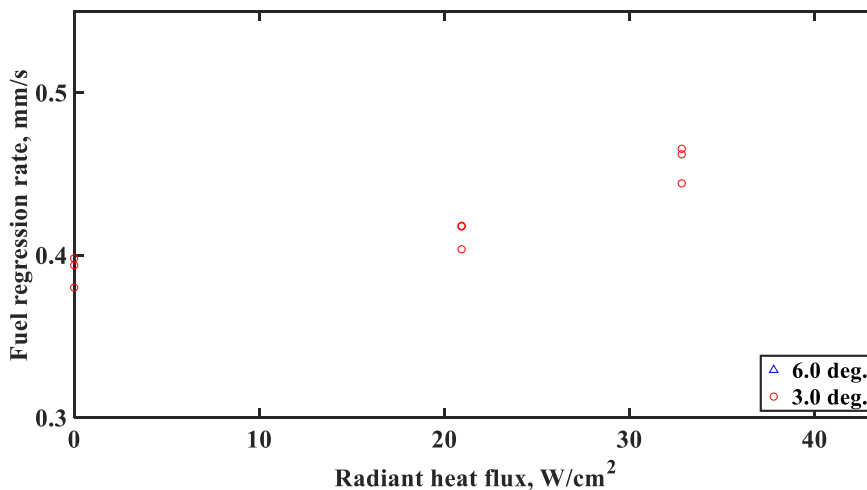


図 3 燃料表面の勾配と放射熱流束が燃料後退速度に及ぼす影響

図 4 は、各実験条件下で取得した燃料後退速度を平均化したものである。平均化すると、放射加熱下における燃料後退速度の上昇の傾向は、燃焼器の勾配 3.0° および 6.0° でほとんど同じになり、共に 35 W/cm² 当たりから、放射熱を増大させても燃料後退速度の増加が抑えられる傾向が見られた。これは、放射熱流束が大きくなると燃料後退速度が増すが、その分液層の厚さも厚くなり、放射熱が固相表面に直接届きにくくなって、次第に燃料後退速度の増加が抑えられるためと思われる。ただし、詳しくは今後さらに調べていく予定である。

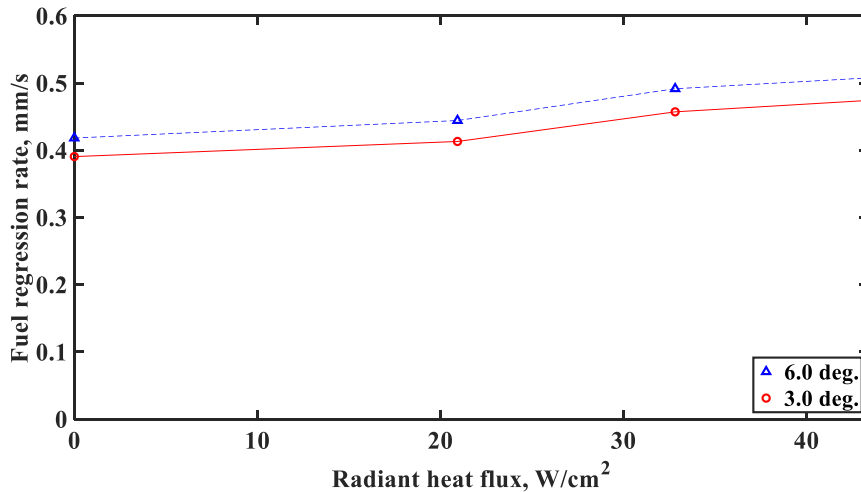


図 4 燃料表面の勾配と放射熱流束が燃料後退速度に及ぼす影響(平均値)

図 5 は、燃焼器の勾配が 3.0° の時の放射加熱下における燃料後退速度の実験値(平均値)と理論値を比較したものである。ここで、縦軸の無次元燃料後退速度は、勾配が 3.0° で放射加熱が無い場合の燃料後退速度の平均値で、各燃料後退速度を除して求めた。横軸の無次元熱流束 \dot{i}^* は以下のように定義した。

$$\dot{i}^* = \frac{\dot{i}}{\rho_f \dot{r}_{ref} (h_g + L_v)} \quad (1)$$

ここで、 $h_g = c_s(T_m - T_0) + c_l(T_v - T_m) + L_m$, ρ_f は燃料密度, \dot{r}_{ref} は燃料後退速度の参照値, c_s は固相の比熱, c_l は液相の比熱, T_0 は初期温度, T_m は融点, T_v は沸点, L_m は融解熱, L_v は気化熱, \dot{i} は外部放射熱流束である。また、下図中の k は blowing exponent である。

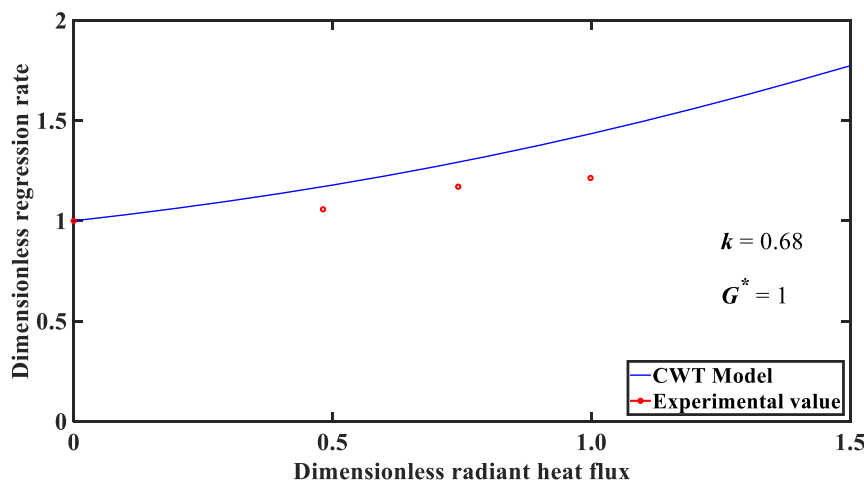


図 5 理論と実験値の比較

同じく図中の燃料ポート内の無次元質量流束 G^* は、

$$G^* = G/G_{ref} \quad (2)$$

と定義される。ここで、 G_{ref} は燃料ポートの平均断面積で評価した酸化剤質量流束の参照値である。今回、放射加熱下における燃料後退速度の理論モデルとして CWT モデル(表面温度一定モデル)を使用し、計算を行った⁵⁻⁶⁾。実験中はエントレインメントが多く生じていないようだったので、計算式ではその効果は無視した。また、簡単化のため固相と液相の比熱は同じ値とした。未計測の物性値等は、主に Karabeyoglu らの値を使用した⁷⁾。計算結果は実験結果と傾向は一致したが、やや差が存在する。これらの原因は、使用した物性値、エントレインメントの影響、またはモデルの違いによると思われるが、詳しくは今後の研究に委ねたい。

4. まとめ

赤外線放射加熱装置を使って放射熱を燃焼中の合成ワックス燃料に加えた実験を行い、燃料後退速度特性を得た。特に、燃焼器の勾配を変えて、燃料表面と平行な重力加速度の成分を変化させて液層に加わる加速度の影響について調べた結果、勾配を大きくすると燃料後退速度は大きくなった。しかし、ある一定以上の放射熱流束が加えると、各勾配で燃料後退速度の増加が抑制される傾向が見られた。また、表面温度一定モデル(CWT モデル)を使用し計算を行った結果、実験結果と傾向は一致するが、差は存在しており、引き続き検討する必要がある。実験面では、今後はさらに勾配を大きくしてより広範囲での燃料後退速度特性のデータを取得する予定である。今回は、実験の簡単化のために気体酸素を使用した。今後は、温度管理が比較的容易で、深宇宙探査でも利用が見込まれる亜酸化窒素を用いた実験について実施する予定である。

参考文献

- 1) 臼井雄太郎, 勝又玲子, 森田貴和, ワックス燃料における放射熱の影響に関する実験的研究, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-047, 2014.
- 2) 森田貴和, 臼井雄太郎, 中田裕一, 大桃京一郎, 山口滋, ハイブリッドロケット燃料の燃料後退速度に関する放射熱流束の効果, 日本機械学会関東支部第 21 期総会・講演会, 21020, 2015.
- 3) Deguchi, Y., Aono, K., Kurosawa, Y., Watanabe, T., Morita, T., Usui, Y. and Yamaguchi, S., Effects of Radiative Heat Transfer on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets, Proceedings of Twelfth International Conference on Fluid Dynamics, 2015, pp.402-403.
- 4) 青野航司, 荒木悠史, 小坂海人, 森田貴和, 山口滋, 放射加熱下におけるハイブリッドロケット用 PMMA およびワックス燃料の燃料後退速度特性, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P24, 2017.
- 5) Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion, Heterogeneous Combustion, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, Reston, VA, 1964, pp.485-521.
- 6) Marxman, G. A., Combustion in the Turbulent Boundary Layer on a Vaporizing Surface, Proceedings of the Tenth Symposium on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1965, pp.1337-1349.
- 7) Karabeyoglu, M. A., Altman, D., Cantwell, B. J., Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No.3, 2002, pp.610-620.

*1 東海大学大学院 (Graduate School of Tokai University)

*2 東海大学 (Tokai University)