

ハイブリッドロケット用ワックス燃料の黒色化による効果

○濃沼 悠斗¹, 那賀川 一郎²

Effect of Blackening of Wax Fuel for Hybrid Rocket

○Yuto KOINUMA and Ichiro NAKAGAWA

Abstract

Hybrid rocket has lower thrust density than liquid propulsion systems and solid propulsion systems. Specifically, it is difficult to increase the thrust by low compared with solid propulsion, which hinders practical use. Therefore, by using wax having a low melting point as a fuel, it is possible to obtain regression rate 3-4 times as high as that of HTPB or PMMA. When burning for a long time, if the fuel web is heated deeply by radiation heat transfer, the strength lowered and there is a possibility of collapse and supply instability. In contrast, by adding carbon black to the fuel, it prevents radiation heat transfer to the deep part of the fuel web. This paper describes the study on the effect of the regression rate caused by blackening. As a result, as the addition rate increased, the regression rate showed a decrease and viscosity an increase. Furthermore, it was shown that the sensitivity of the regression rate to viscosity change is higher than other fuels. Also, the temperature distribution of solid fuel was measured. In this experiment, it was shown that the temperature distribution of the melting layer is higher, and the solid layer is lower as compared with the fuel without addition. Temperature distribution in the solid fuel was the calculation value close to the measured by adding carbon black. And for the fuel without carbon black, the temperature distribution was higher than the heat conduction calculation value. From these results, it is considered that radiation heat transfer can be prevented by blackening.

Keywords: Hybrid Rocket, Radiation Heat Transfer, Regression Rate, Viscosity

1. 概要

ハイブリッドロケット (HR) は異なる相の推進剤を用いる化学推進システムであり、現在、一般的にローンチサービスとして用いられている液体推進と固体推進の中間の特徴を持つ。HR は他の化学推進と異なり、燃焼が酸化剤と燃料の境界層でのみ進行するため、本質的に爆発性が低い推進システムである。そのため、現在一般的に用いられる液体推進や固体推進に代わる有人サブオービタルの推進システムとして採用される例も出てきている。しかし、ローンチサービスとして十分に普及するに至ってはいない。これは HR が他の化学推進と比較して、以下の様なデメリットを持つことが原因であると考えられる。

- 燃料後退速度が低く、大推力化が困難で、推力密度が低いこと。
- 酸化剤と燃料が境界層のみで燃焼を発生させるため未反応の推進剤が多く、燃焼効率が低いこと。
- 燃料質量流量が酸化剤質量流量に依存すること

を起因とする O/F シフトなどの問題が存在すること。

これらの問題のうち、当研究室では低燃料後退速度に起因する低推力密度の改善策として、低融点なワックスを燃料として採用している。ワックス燃料は従来の HTPB や PMMA といった樹脂系燃料と比較して 3~4 倍の燃料後退速度を獲得できるとされる^[1]。しかし、ワックス燃料は他の樹脂系燃料と比較すると、機械的性質に劣るデメリットを持つ。これは温度上昇に対して顕著であり、ワックス燃料が燃焼中に加熱されることで、強度は著しく低下し^[2]、燃料供給不安定を発生させる可能性を持つ。この燃料供給不安定は、燃料塊の崩落をはじめとした、未燃燃料の排出を示す。これらは燃焼中における酸化剤燃料比 (O/F) の大幅な変動をもたらすだけでなく、燃焼効率の低下を引き起こすため、最終的にロケット性能の低下を招く。このような燃料供給不安定は固体のワックス燃料が液層からの対流熱伝達や火炎帯からの放射熱伝達によって固体燃料が加熱されることによって生じると考えられる。特に、放射熱伝達は固体層を透過し燃料ウェブの深層までを加熱することが可能である。

¹ 東海大学大学院 工学研究科 機械工学専攻

² 東海大学 工学部 航空宇宙学科 教授

当研究では、最終的に燃料供給不安定の防止を目的とし、安定化を行う上で、放射熱伝達がワックス燃料 HR の燃料後退速度へ与える影響の評価を行った。

2. 実験

ワックス燃料 HR において、固体燃料の不安定供給に放射熱伝達が影響を及ぼしているかについては不明瞭であるため、当研究では燃料を黒色化することで放射熱伝達の透過防止を試みた。黒色化した燃料の燃料後退速度及び粘度を取得し、先行研究^[3]で取得された非黒色燃料との比較、また各々の固体燃料内の温度分布の測定を実施した。

2.1 燃料及び添加物

本研究で用いる燃料は日本精蠟製マイクロクリスタリンワックス Hi-Mic-2095 をベースとしている。ここに、放射熱伝達の透過防止を図り、三菱ケミカル株式会社製の汎用カラーRCF#30 を用いて黒色化を行う。このカーボンブラックは、新聞用インキや樹脂着色剤として用いられる粒径が 30 nm のものを使用する。以下にそれぞれの外観を示す。

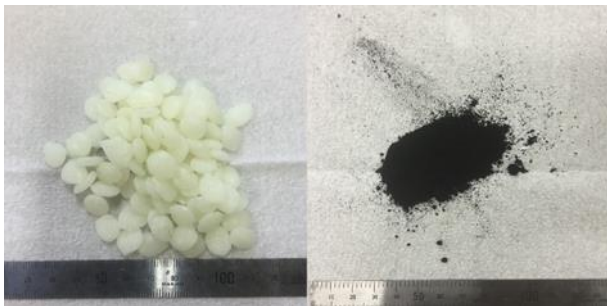


Figure 1 Hi-Mic-2095 (left side) and carbon black (right side)

カーボンブラックの添加率は各実験で異なり粘度の変化が必要な実験（後述の 2.2 を参照されたい）においては、質量分率で 1, 5, 10% として実験を行った。比較対象の燃料は Hi-Mic-2095 にエチレン酢酸ビニル共重合体 (EVA) やステアリン酸を添加した燃料の他に、日本精蠟製パラフィンワックス FT-0070, FT-105 に EVA を添加した燃料である。これらの燃料も粘度を変化させるために添加物が質量分率で~20%添加されたものである。温度分布の計測においてカーボンブラックの添加率は黒色化がなされればよいため、黒色化に最低限必要であり、製造性の良い 1wt% としている。

2.2 燃料後退速度と粘度に関する実験理論

まず、HR における燃料後退速度 \dot{r} は以下の実験式によって与えられる。

$$\dot{r} = aG_{ox}^n = a\left(\frac{\dot{m}_{ox}}{A_{port}}\right)^n \quad (1)$$

ここで \dot{m}_{ox} は酸化剤質量流量、 A_{port} はポート内断面積を示す。式(1)に示される様に、燃料後退速度は酸化剤質量流量によって支配されるパラメータである。よって、実験時にはこの酸化剤質量流量を変化させ、得られた燃料後退速度と酸化剤質量流束を整理することによって、 a 係数と n 指数を取得することになる。このとき、酸化剤質量流量はチョークオリフィスなどによって取得することができるが、ポート径は燃焼とともに拡大し、時々刻々と断面積が変化する。実験後にはいびつな形状で計測も不可能である。そのため、燃焼前後のポート断面積より、燃焼時間中の平均ポート断面積を算出する手法を用いる。このとき使用する燃焼終了後のポート径 $D_{port,f}$ は、燃焼前後の質量 ΔM 、燃料密度 ρ 、燃料長さ L 、初期ポート径 $D_{port,i}$ を用いて以下の式で与えられる。

$$D_{port,f} = \sqrt{\frac{4\Delta M}{\pi\rho L} + D_{port,i}^2} \quad (2)$$

前述したように、燃焼中の平均ポート断面積を使うことから、本実験で算出している燃料後退速度はすべて燃焼時間中の平均値であることに注意されたい。

次に、燃料後退速度が液層から固層への熱伝達が支配的であるとし、熱流束を用いて考察を行う。この際に、固体燃料上で溶融した液層から固体燃料への局所熱伝達率 h_x は、液層の流れが層流であると仮定した際に次式で表される。

$$h_x = 0.332\lambda^{2/3}\text{Pr}^{1/3}\sqrt{\frac{u_\infty}{\nu x}} \quad (3)$$

ここで、 λ は熱伝導率、 u_∞ は液層の流速、 ν は動粘性係数を示す。また、Prandtl 数 Pr を粘度 μ と定圧比熱 C_p を用いて、

$$\text{Pr} = \frac{\mu C_p}{\lambda} \quad (4)$$

とし、式(1)へ代入することで以下の式を得る。

$$h_x = 0.332\lambda^{2/3}C_p\mu^{-1/6}\sqrt{\frac{u_\infty\rho_l}{x}(T_l - T_s)} \quad (5)$$

ここで、 ρ_l は液層の密度を示す。さらに、固体燃料表面における熱平衡式^[4]より、熱伝達率は液層温度 T_l 、固体燃料表面温度 T_s 、固体燃料初期温度 T_0 、固体燃料の密度 ρ_s を用いて、以下の式で表すことができる。

$$h(T_l - T_s) = i\rho_s C_p (T_s - T_0) \quad (6)$$

式(6)を式(5)へ代入し、最終的に以下の式を得る。

$$0.332\lambda^{2/3} C_p \mu^{-1/6} \sqrt{\frac{u_\infty \rho_l}{x}} (T_l - T_s) = i\rho_s C_p (T_s - T_0) \quad (7)$$

ここで、本研究並びに先行研究で用いる燃料はワックスが主成分であり、添加物を加えた際にも物性的に変化が少ないと仮定を置く。この仮定より、熱伝導率、定圧比熱、液層密度、固体燃料密度、液層温度、固体燃料表面温度、固体燃料初期温度がどの燃料においても等しいとする。また、同一形状の燃料であるため、酸化剤質量流量と酸化剤密度が同一程度であれば連続の式より、ポート内断面積を通過する酸化剤流速はほぼ等しくなると言える。さらに、同パラメータで実施する実験では酸化剤流速と液層流速が等しいと仮定を行うことで、液層流速も定数として扱うことができる。これらの仮定を式(7)に適用することで、以下の関係性を得る。

$$\dot{r} \propto \mu^{-1/6} \quad (8)$$

この関係を用いて、添加率を変化させた際に生じる粘度の変化に対する各燃料の燃料後退速度の変化を実験によって評価する。しかし、上記の関係式は放射熱伝達の影響を考慮していないため、黒色化した燃料では先行研究と差異が生じると考えられる。これは、固体燃料温度の温度分布の計測を実施し関連を評価する。

2.3 温度分布計測実験

前述のとおり、粘度と燃料後退速度の関係では黒色化に伴う放射熱伝達の影響を評価しきれないため固体燃料内の温度分布計測を実施し、燃料後退速度への影響の評価を行う。

固体推進やハイブリッド推進における固体推進剤または固体燃料は燃焼によって高温の燃焼ガスを発生させる。ここで発生した熱の一部は未燃の固体相へフィードバックされることで、未燃推進剤の熱分解や熔融をさせることになる。ワックスなどの低融点燃料を用いた HR では熔融液層を持つため、燃焼で生じた熱の一部が熔融液層の加熱や固体燃料の加熱にフィードバックされる。このような熱のフィードバックによって加熱される固体燃料の温度計測を実施するに当たり、放射熱伝達以外で生じる熱移動を考慮する必要がある。まず、固体相における熱移動はエネルギー保存式から以下のように表すことができる。

$$\lambda \frac{d^2 T}{dx^2} - \rho_s C_p \frac{dT}{dx} = 0 \quad (9)$$

ここで使用する記号は 2.2 に記すものと同様である。

式中第一項が伝導による熱移動を、第二項は流れによる熱移動を示す。ここで、 ρu は定常状態で流出する質量を示し、燃料後退面で考えると、

$$\rho u = \rho_s \dot{r} \quad (10)$$

と表すことができるため、式(9)は以下のように変形することができる。

$$\lambda \frac{d^2 T}{dx^2} - \rho_s \dot{r} C_p \frac{dT}{dx} = 0 \quad (11)$$

式(11)に境界条件として、

$$\begin{aligned} T &= T_0 \cdots x = -\infty \\ T &= T_s \cdots x = 0 \end{aligned} \quad (12)$$

を適用し、積分することで以下の式を得る。

$$\lambda \left(\frac{dT}{dx} \right)_{s-} = \rho_s \dot{r} C_p (T_s - T_0) \quad (13)$$

式(13)では後退面から固体相内への熱移動量を示す。また、固体相内の温度分布は

$$T(x) - T_0 = (T_s - T_0) \exp\left(-\frac{\rho_s C_p \dot{r}}{\lambda} x\right) \quad (14)$$

となる。この式(14)を用いて算出した固体相内の温度と実際の温度分布の比較を行った。

2.4 実験装置

本研究では式(8)の関係性を取得するため、燃料後退速度及び粘度の取得実験を実施した。

燃料後退速度の取得実験で使用される実験装置概要図を以下の Figure 2 示す。

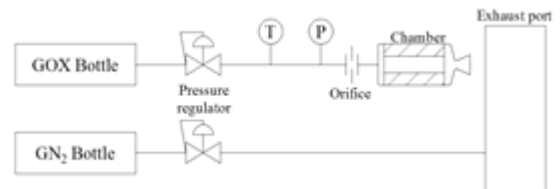


Figure 2 Experimental device to acquire regression rate.

この実験では酸化剤にガス酸素を用いる。酸化剤質量流量はチョークオリフィスによって制御され、燃焼時間は約 5~6 秒である。コントロールバルブはレギュレータであり、二次バルブを閉じることで燃焼を終了させるアナログコントロールシステムである。燃焼は大気圧下で実施するため、ノズルは非チョーク流れで運転される。

実験供試体は以下の **Figure 3** に示す規格に従って製造を行う。

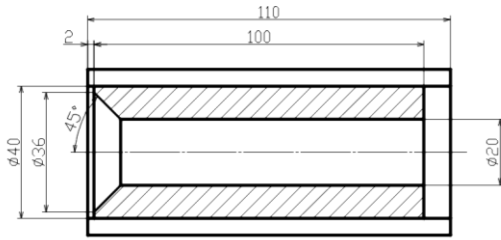


Figure 3 Standardized specimen. (Bonded wax fuel to the PMMA cartridge)

次に、粘性の取得実験は以下の **Figure 4** に示すアナログ式ビスコテスターを用いて行う。



Figure 4 Shows the experiment using of analog-type visco tester.

この実験では、溶融させた燃料中に測定子を入れ、燃料温度が 5 °C 低下するごとに粘性値の記録を実施した。

また、固体燃料内の温度分布計測には **Figure 2** に示した実験装置を用い、燃料には熱電対の埋め込みを行っている。熱電対は応答性の高い素線径が 25 μm の T 型熱電対を用いている。熱電対を埋め込む際の燃料は以下の図に示すものを用いる。

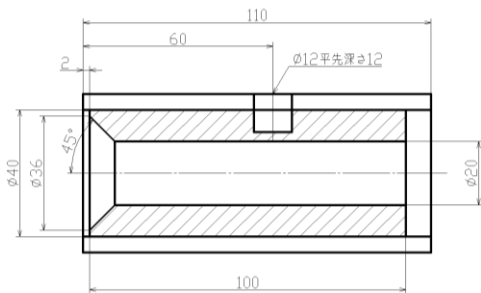


Figure 5 Drawing of fuel cartridge for thermocouple embedding.

Figure 5 に示す穿孔箇所には以下の **Figure 6** に示す熱電対と共に円柱状に成型した燃料を埋め込む。この際、溶融させたワックスを流し込むことで固定を行っている。

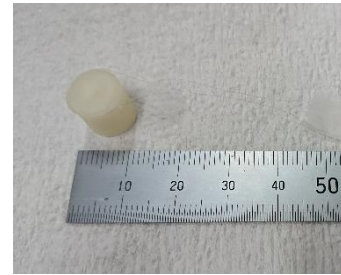


Figure 6 Fuel plug with an embedded thermocouple.

熱電対の埋込位置はポート内表面から 3 mm の位置として施工を行った。なお、温度分布の計測実験では酸化剤質量流束を最も低い領域で実施した。

3. 実験結果及び考察

3.1 燃料後退速度及び粘度取得実験

カーボンブラック添加燃料の燃料後退速度の取得を行った。前述のそれぞれの添加率における酸化剤質量流束と燃料後退速度をプロットしたグラフを以下の **Figure 7** に示す。

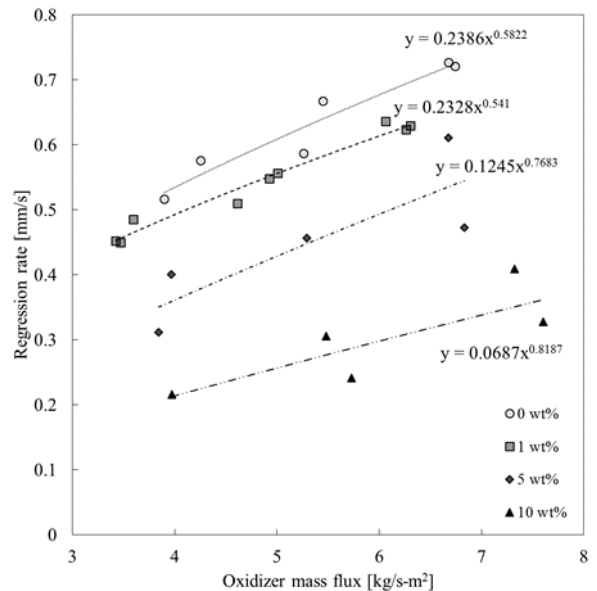


Figure 7 Shows the regression rate which changes with the addition of carbon black.

Figure 7 より、カーボンブラックの添加率の増加に伴って燃料後退速度は低下することが示される。カーボンブラックを 10wt% まで添加した場合、無添加の Hi-Mic-2095 と比較して燃料後退速度は 60% 程度まで低下することが示される。上記のグラフ中に示す数式はそれぞれの添加率における燃料後退速度の累乗近似曲線を示す。

この累乗近似式より a 係数及び n 指数が決まり、それぞれの燃料の理論燃料後退速度は以下の式によって与えられることとなる。

$$0\% \quad \dot{r}_{00} = 0.2386G_{ox}^{0.5822} \quad (15)$$

$$1\% \quad \dot{r}_{01} = 0.2328G_{ox}^{0.5410} \quad (16)$$

$$5\% \quad \dot{r}_{05} = 0.1245G_{ox}^{0.7683} \quad (17)$$

$$10\% \quad \dot{r}_{10} = 0.0687G_{ox}^{0.8187} \quad (18)$$

ここで下付きの数字は添加率を示す。次に各添加率における温度と粘度をプロットしたグラフを **Figure 8** に示す。

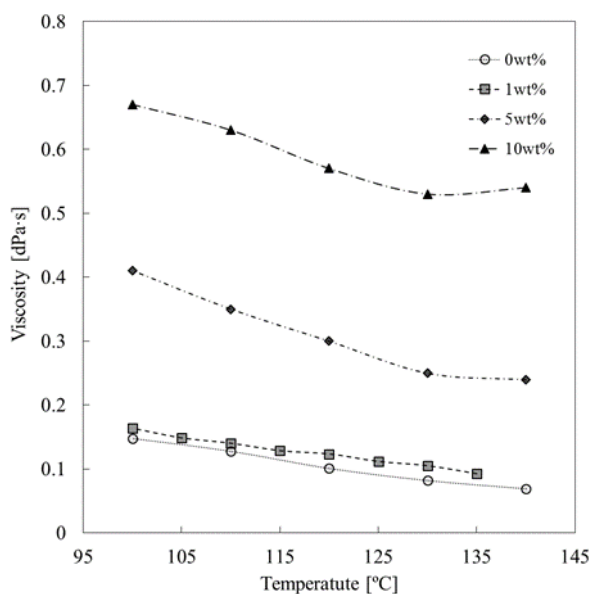


Figure 8 Shows the viscosity which changes with the addition of carbon black.

Figure 8 より、カーボンブラックの添加率の増加と共に粘度も増加を示す結果となった。カーボンブラックを 10wt% まで添加すると無添加の Hi-Mic-2095 と比較して約 6 倍の粘度となることが示される。

これらは先行研究で取得されたデータと同様の傾向を示している。ここで、得られたデータより式(8)の関係性を示すために、熔融液層の温度を仮定する。本研究ではどの燃料においても熔融液層は 120 °C として仮定をする。これはワックスなどの鎖式飽和炭化水素の炭素数が 200 までの場合、融点が約 400 K である結果が報告されているためである [5]。

ここで、添加量を変化させた燃料の 120 °C での $\mu^{-1/6}$ 及

び、式(15) ~ (18) に酸化剤質量流束を 5 kg/s-m² として代入し、得られた理論燃料後退速度をプロットしたグラフを **Figure 9** に示す。また、先行研究で取得され、同様に整理を行った他の組成の燃料のデータも同時に示す。

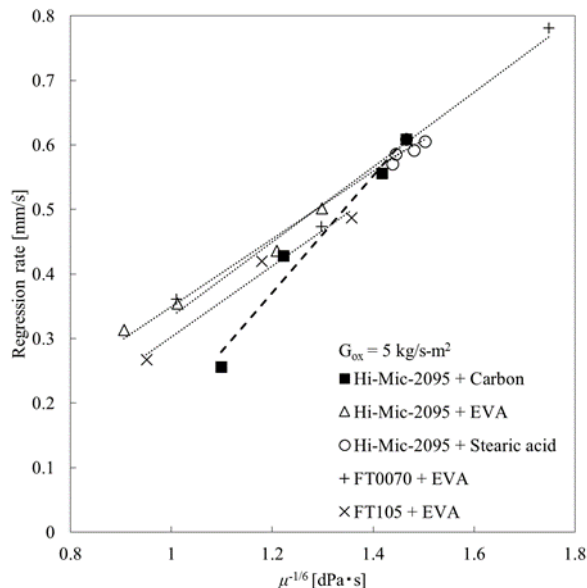


Figure 9 Illustrates the sensitivity of regression rate to viscosity in carbon black add fuel.

ここで示す各燃料は全て $\mu^{-1/6}$ に対して燃料後退速度が線形にプロットされ式(8)の関係を満たすことが示された。また、カーボンブラックを添加した燃料以外は同程度の傾きを示す。カーボンブラック添加燃料のみ $\mu^{-1/6}$ に対して感度が高いことを示す結果となった。

3.2 温度分布計測実験

Figure 9 に示した結果では粘度に対する感度変化が現れたが、これが放射熱伝達による影響かを評価するために温度分布の計測を行った。この実験では各燃料で再現性の取れるデータを 3 点ずつ取得し、その平均値で評価を行っている。酸化剤質量流量は最も低い条件で全実験を実施し、全実験で酸化剤質量流束は約 3 kg/s-m²、燃料後退速度は 0.35 mm/s となっている。また、取得される温度分布は熱電対の埋込位置の機械工作精度や燃料後退速度の個体差などで容易にずれを生じる。そのため、Hi-Mic-2095 の融点 (101 °C) を基準点としてオフセットするデータ処理を行っている。これらから得られた黒色と非黒色燃料の温度分布を以下に示す。

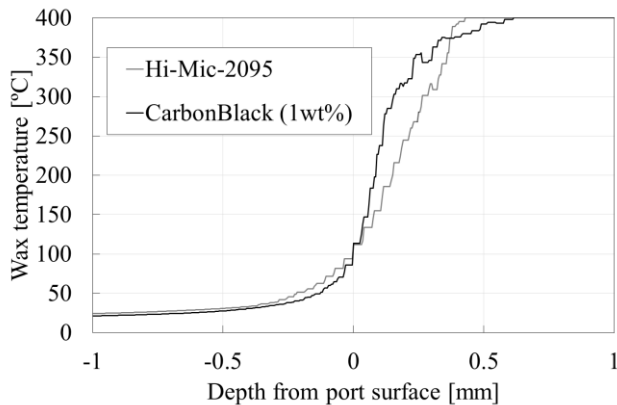


Figure 10 Comparison of temperature distribution from melting liquid layer to solid layer.

前述したオフセット処理により、熔融液層と固体層の間である燃料後退面が 0 mm となっている。この結果より、固体層での温度は非黒色燃料のほうが高いことが示されるが、液層では黒色化した燃料のほうが高い温度を示している。これらの温度差をプロットしたグラフを以下に示す。

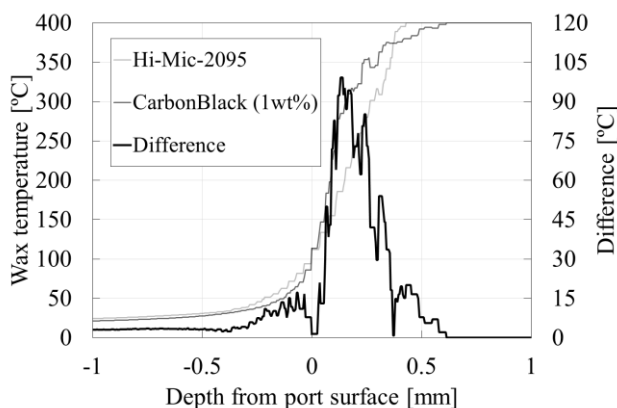


Figure 11 Difference in temperature distribution w/ or w/o carbon black.

Figure 11 では Hi-Mic-2095 とカーボンブラック添加燃料の温度差を絶対値でプロットしている。実験時の外気温差によって燃料初期温度が約 3°C 異なるが、非黒色燃料は、後退面から -0.2 mm 程度の固体層では 10°C ほど高く、+0.15 mm 程度の熔融液層では 100°C ほど低いことが明らかになった。この実験結果で温度が 300°C 以上になる領域で温度上昇が緩やかになる箇所が黒色燃料で顕著に現れているが、これは熔融液層の流れによって熱電対が倒されることで生じていると考えられるため、データの信頼性が低いことに注意されたい。

また、この温度分布の計測結果において固体層の加熱に放射熱伝達が与える影響を評価するため、式(14)を用いて非黒色燃料と黒色燃料の固体層内の熱伝導計算を実施した。以下にそれぞれの燃料における計算結果と Figure 10 のプロットとの比較を示す。

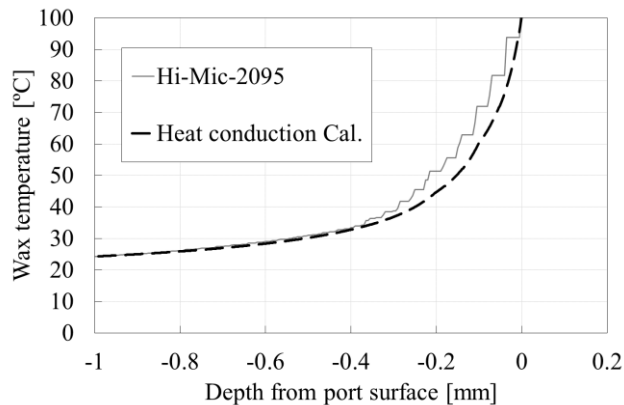


Figure 12 Comparison of temperature distribution in solid layer w/o carbon black and heat conduction calculation result.

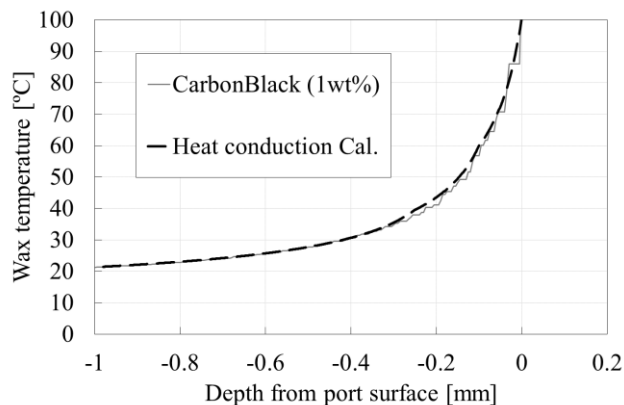


Figure 13 Comparison of temperature distribution in solid layer w/ carbon black and heat conduction calculation result.

このとき、式(14)与えたパラメータの内、 λ と C_p は日立化成テクノサービス株式会社へ測定を依頼した結果を用いている。また、 C_p については温度によって変化するため循環計算を用いて温度変化に対応している。

3.3 考察

上記の計算結果である Figure 12 及び Figure 13 からわかるように、黒色燃料では概ね熱伝導計算の結果と温度分布は一致する。しかし、非黒色燃料においては燃料後退面から -0.4 mm 程度までは熱伝導計算の結果よりも高い温度を示す。これは非黒色燃料では熱伝導だけでなく放射熱伝達によって固体層が加熱を受けていることに起因すると考えられ、黒色化することで放射熱伝達を防止することができていると考察できる。

また、この結果より、式(7)から式(8)にかけて行った仮定において T_s や T_l は黒色化した際には変化が生じることが明らかになったため、仮定が適当でないことが示された。これを考慮し、同一とできない温度パラメータを含めた式として再度式(7)を変形し、以下を得る。

$$\dot{r} \propto \frac{T_l - T_s}{T_s - T_0} \mu^{-1/6} \quad (19)$$

この式(19)から、本実験で生じた黒色燃料の T_l 上昇及び T_s 低下によって、他の非黒色燃料と比較して燃料後退速度が粘度に対して高感度化することが示される。このことからワックス燃料を黒色化させることで放射熱伝達を防止することが可能であるが、他の添加物などで熔融液層の粘度が上昇する際に、非黒色燃料よりも燃料後退速度が低下しやすい特性を持つことが示される。

4. 結論

ワックス燃料 HR の燃料後退速度に放射熱伝達が与える影響を評価するために、ワックス燃料を黒色化し、放射の透過防止を図った。ワックス燃料を黒色化することで従来の非黒色燃料と比較して、以下の様な燃焼特性を持つことが明らかになった。

- 黒色化によって固体層温度は後退面から-0.2 mm 程度まで-10 °C ほど低くなる。
- 黒色化によって熔融層温度は後退面から+0.15 mm 程度で+100 °C ほど高くなる。
- 固体層の熱伝導計算と各燃料を比較すると、黒色燃料は熱伝導計算と近い値となるが、非黒色燃料では熱伝導計算値よりも高い温度となる。
- 黒色化によって放射熱伝達の透過が防止され、溶

融液層温度の上昇並びに固体層温度の低下が生じていると考えられる。

- 黒色化に伴う液層温度上昇によって、粘度の増加による燃料後退速度低下が顕著になることが明らかになった。

参考文献

- [1] Karabeyoglu M. A., Cantwell B. J., and Altman D., "DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET FUELS," 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
- [2] 白井雄太郎, "ハイブリッドロケットにおける WAX 燃料の成形特性," 2015.
- [3] 石垣泰良, "ハイブリッドロケット用ワックス燃料の強度向上とその燃料後退速度に与える影響に関する研究," 2017.
- [4] 久保田浪之介, ロケット燃焼工学, 日刊工業新聞社, 1995.
- [5] K. M. Arif, C. Brian J. and S. and Jose, "EVALUATION OF HOMOLOGOUS SERIES OF NORMAL-ALKANES AS HYBRID ROCKET FUEL," 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [6] 府瀬川健蔵, 石油ワックスの進歩, 日本精蠟株式会社.