

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

臼井 雄太郎*, 勝又 玲子*, 森田 貴和**

* 東海大・工・学, ** 東海大・工

1. はじめに

酸化剤質量流束が低い領域におけるハイブリッドロケットの燃料後退速度は、火炎からの放射伝熱によって強く影響を受けるといわれている。これらについては Marxman らによる解析モデルを始めとして過去に様々な研究がなされているが⁽¹⁻⁵⁾、近年の研究対象として関心が高まっているワックス燃料等の比較的新しい燃料では必ずしも詳しく調べられているわけではない。本研究では酸化剤質量流束が低い状態で外部から強制的に放射加熱を加えて燃料後退速度の測定を行った。このことにより、外部放射熱が燃料後退速度に及ぼす特性に関する知見が得られた。これらの知見は小型のスラスターの推力制御、振動燃焼の能動制御に役立つと考えられる。

2. 実験装置

2.1 装置概要

今回の実験においては放射熱を加えたことによる燃料後退速度の変化について調べるために、酸化剤質量流束は一定として実験を行い、また、石英ガラスの耐熱性や燃焼器、酸化剤供給系の制限より酸化剤質量流束が低い状態で実験を行った。本研究で使

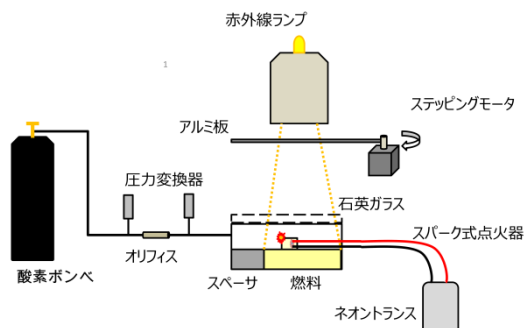


図 1 実験装置概要

今回の実験では燃料に放射熱を照射して実験を行う際に、ステッピングモータを用いたシャッターを使用して燃焼中にのみ放射熱が加わるようにした。各部の詳細については後述する。

2.2 燃焼器

本研究では推進剤に GOX/WAX を用いた二次元燃焼器を使用して実験を行った。同燃焼器の構成について以下に示す。

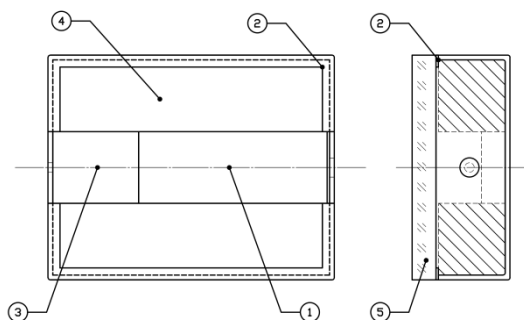


図 2 二次元燃焼器

上記モータは以下に示す部品より構成される。

1. スラブ状ワックス燃料
2. ラバーガスケット
3. 燃料スペーサ
4. 耐火セメント
5. 石英ガラス板

本燃焼器の外郭はアルミ製で、燃焼室は耐火セメント系材料によって形成されている。石英ガラスと燃焼器本体は万力で固定し、隙間はラバーガスケットを用いてシールを行った。また、本燃焼器は耐圧性の問題より超音速ノズルは使用せずに燃焼室端部に排気孔を設けている。表 1 に各部の詳細について記す。

表 1 二次元燃焼器の仕様

項目	値	単位
推進剤	GOX/WAX(FT105)	-
燃料長さ	80	[mm]
燃料幅	30	[mm]
排気孔径	8.0	[mm]
オリフィス径	2.54	[mm]
石英ガラス厚さ	10.0	[mm]

2.3 酸化剤供給系

二次元燃焼器の酸化剤供給系は下図に示す構成となっている。

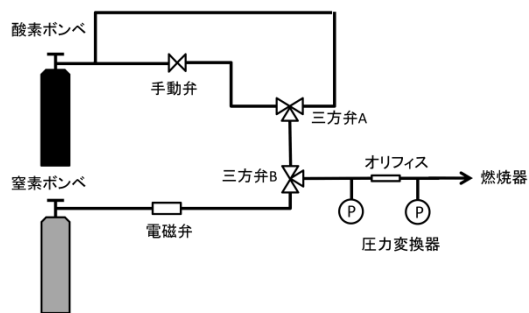


図 3 酸化剤供給系

上記の酸化剤供給系は予備燃焼用の酸素供給、主燃焼用の酸素供給、消火用の窒素ガスを供給するラインから構成されており、これらは制御盤を介して電磁弁を操作することで制御される。

2.4 赤外線ランプ

燃料表面への放射熱の印加は、赤外線ランプ IR-2000M (サーモ理工製)を用いて行った。赤外線の照射は主燃焼中にのみ行うが、赤外線ランプに電源を入れてから設定した出力で照射するまでに時間遅れがある。その間に燃料表面に赤外線が照射されるのを防ぐため、燃焼器と赤外線ランプの間にシャッターを設けて照射設定時間外に赤外線が照射されることを防いだ。このシャッターの動作は制御盤の操作と同期するようにした。また、本実験で使用した赤外線ランプから照射される熱

線の波長と分光放射照度は下図で表される。

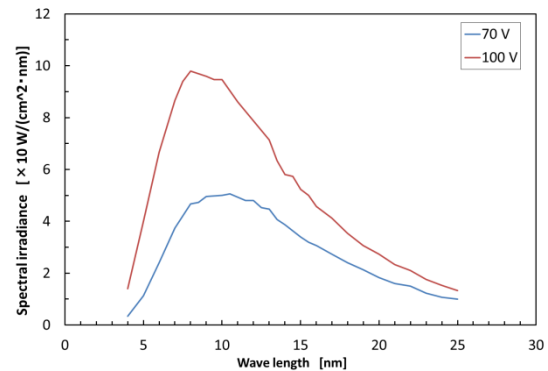


図 4 赤外線ランプの分光放射照度

赤外線ランプ(定格 100V/20A)には直流安定化電源を用い、50V、75V、100V の電圧値で出力した。

3. 実験結果

3.1 放射熱流束の校正

燃料表面へ放射熱を照射するにあたり、燃料表面に加わる放射熱流束の校正を行った。以下に試験装置の概要を示す。

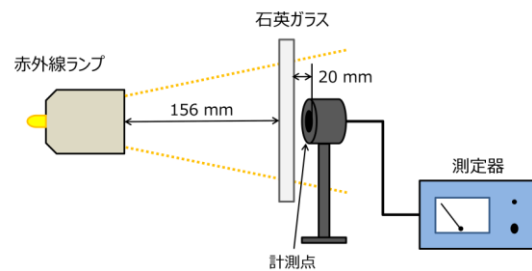


図 5 放射熱流束測定

この実験では赤外線ランプと石英ガラス、計測点の距離は実際に燃焼実験を行った時と同一条件で計測した。この時、燃料の中心に垂直上に設置された赤外線ランプから照射される放射熱流束は燃料に一様に加わると仮定し、平均的な放射熱流束の値を求めた。得られた結果を表 2 に記す。

表 2 放射熱流束測定結果

赤外線ランプ出力 [W]	熱流束[W/cm ²]
500	4.85
1125	9.25
2000	14.1

3.2 外部放射熱印加時の燃焼実験

本研究では放射熱を加えた燃料後退速度の影響を調べるために、ワックス燃料(FT105,日本精鐵製)に対し照射強度を変えた燃焼実験を 4 パターンと同燃料に黒色染料を混ぜて燃料表面で放射熱を吸収し易くした場合の 4 パターンの計 8 種類の実験を行った。ここで用いた染料はワックス専用の染料である。これらの実験で使用した燃焼器及び燃料の寸法は多少の差異はあるが、代表的な数値は表 1 に記載した通りである。表 3.4 に実験で得られた各物理量の数値を、図 6 に圧力履歴の一例を示す。

表 3 GOX/FT105 の燃焼実験

項目	値				単位
赤外線ランプ出力	0	500	1125	2000	[W]
燃焼時間	3.11	2.90	2.93	2.86	[sec]
平均オリフィス上流圧	0.183	0.154	0.173	0.185	[MPa-abs]
平均燃焼室圧	0.112	0.109	0.114	0.116	[MPa-abs]
O/F	7.76	4.54	2.36	1.79	-
酸化剤質量流束	4.08	4.03	3.76	4.11	[kg/(s・m ²)]
燃料後退速度	0.105	0.178	0.319	0.459	[mm/s]

表 4 GOX/FT105/黒色染料の燃焼実験

項目	値				単位
赤外線ランプ出力	0	500	1125	2000	[W]
燃焼時間	2.85	2.72	3.07	2.94	[sec]
平均オリフィス上流圧	0.177	0.183	0.179	0.179	[MPa-abs]
平均燃焼室圧	0.112	0.112	0.112	0.114	[MPa-abs]
O/F	3.98	3.65	2.37	1.34	-
酸化剤質量流束	3.92	4.08	3.98	3.94	[kg/(s・m ²)]
燃料後退速度	0.198	0.224	0.336	0.589	[mm/s]

図 6 の圧力履歴において赤い線がインジェクター上流圧、青い線が燃焼室圧をそれぞれ表している。

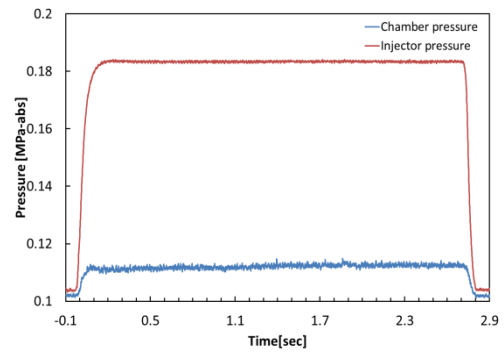


図 6 圧力履歴(黒色染料入り 500W)

インジェクター上流圧は定常燃焼時には平坦な値を示しており、酸化剤がほぼ一定量で供給されたことがわかる。これらの傾向は全ての実験で確認されている。また、酸化剤質量流束は $4.0 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$ 程度で若干のばらつきがあるが、すべての実験でほぼ同程度の値で実験を行った(図 7)。放射熱流束と燃料後退速度の関係に注目すると、燃料後退速度は染料の有無に関わらず放射熱流束が増大するにつれて大きくなる傾向が見られた。この時、黒色染料入り燃料の方が若干であるが大きい値を示している。また、酸燃比については放射熱流束が増大するにつれて酸化剤リッチの状態から理論混合比に向かって推移した。燃料後退速度と放射熱流束、燃料後退速度と酸燃比の関係をそれぞれ図 8, 9 に示す。

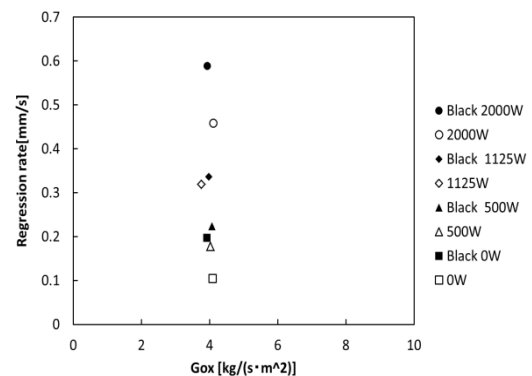


図 7 酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係

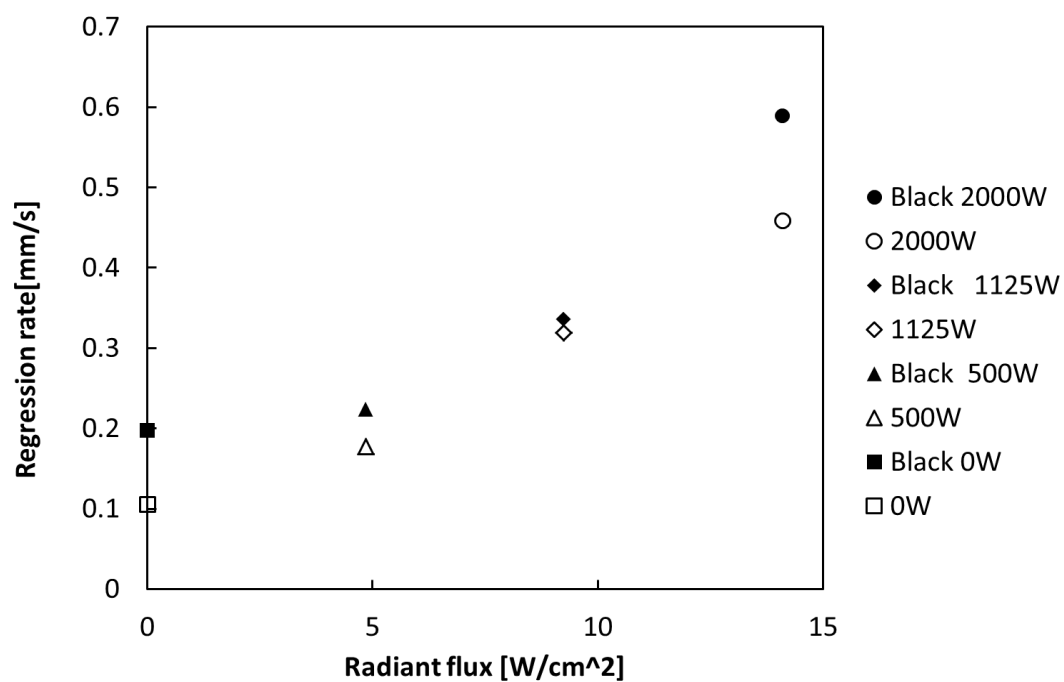


図 8 放射熱流束と燃料後退速度の関係

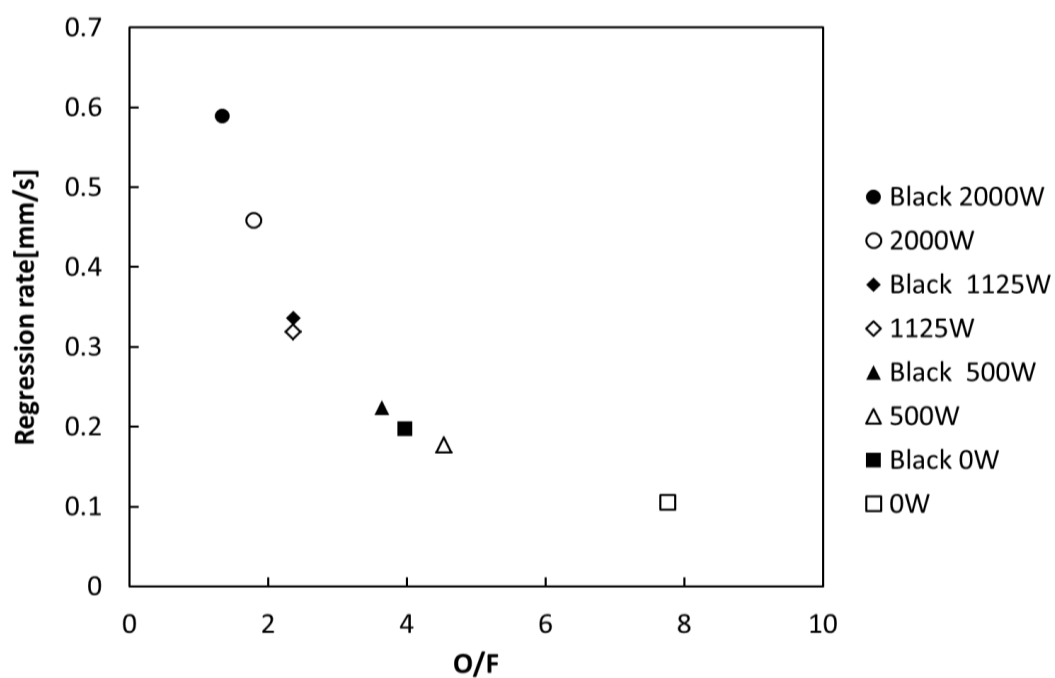


図 9 酸燃比と燃料後退速度の関係

4. 結言

赤外線ランプからワックス燃料の表面に放射熱を印加した燃焼実験を行い、同燃料の燃料後退速度を測定して以下の知見を得た。

- 1) 放射熱流束の強度が増加するにつれて燃料後退速度も増大する傾向が見られた。黒色染料を添加して燃料表面での熱吸収を高めた場合の方が総じて燃料後退速度が高くなることが確認された。
- 2) 放射熱流束の強度を高めるにつれて酸燃比が理論混合比に近づき、燃料後退速度も上昇した。本研究では放射熱が加わっていない場合、酸化剤リッチで燃焼が行われている。このことから酸化剤質量流束がほぼ一定の状態外部から放射熱を加えたことにより燃料のわき出し量が増大して、酸燃比が理論混合比の状態に向かって推移し、燃焼効率が向上したためと推察される。

謝辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所のハイブリッドロケット研究ワーキンググループの支援を受けたものである。燃焼実験については森田研究室の協力の下で実施し、燃料製作には山田翔太君、宮崎大助君の助力を得た。また燃焼試験で使用したハイブリッドロケットモータの一部は東海大学 研究支援・知的財産本部 技術共同管理室所属の平賀清氏から助言を頂き製作された。ここに合わせて謝意を表します。

参考文献

- [1] Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., “Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion,” Heterogeneous Combustion, edited by H. G. Wolfhard, I. Glassman, and L. Green, Jr., Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Academic Press, New York, 1964, pp. 485-521.
- [2] Marxman, G. A., “Combustion in the Turbulent

- Boundary Layer on a Vaporizing Surface,” Tenth Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1965, pp. 1337-1349.
- [3] Marxman, G. A., and Gilbert, M., “Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket,” Ninth International Symposium on Combustion, Academic Press, New York, 1963, pp. 371-383.
 - [4] Eilers, S. D., and Whitmore, S. A., “Correlation of Hybrid Rocket Propellant Regression Measurements with Enthalpy-Balance Model Predictions,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 45, No. 5, Sep.-Oct., 2008, pp. 1010-1020.
 - [5] Chiaverini, M., “Review of Solid-Fuel Regression Rate Behavior in Classical and Nonclassical Hybrid Rocket Motors,” Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, edited by M. Chiaverini and K. K. Kuo, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2006, pp. 37-125.