

放射熱印加時のハイブリッドロケット用固体燃料の燃焼特性

青野 航司^{*1} 白井 雄太郎^{*2} 森田 貴和^{*3}

Combustion Characteristics of Solid Fuels for Hybrid Rockets under Irradiation

by

Koji AONO^{*1}, Yutaro USUI^{*2} and Takakazu MORITA^{*3}

(Received on Mar. 25, 2019 and accepted on Jul. 4, 2019)

Abstract

Disadvantages of hybrid rockets include low fuel regression rate and occurrence of oscillatory combustion. Many attempts have been made to control the thrust of rocket engines both theoretically and experimentally. However, the main method used is to change the mass flow rate of the propellant by valve operation, in which case the time lag of the valve operation cannot be ignored. To solve this problem, by adding external radiant heating to the solid fuel to increase the fuel regression rate, the radiant heat acts directly on the fuel in the combustion chamber, so it responds quickly. Furthermore, by precisely changing the radiation heat flux, precise control of the thrust can be achieved. Therefore, we conducted basic research on controlling combustion by applying external radiant heating to the solid fuel of the rockets during combustion. First, we investigated the fuel regression rate characteristics when the radiant heat flux was applied to the burning surface of the synthetic wax fuel using an infrared lamp.

Keywords: Hybrid rocket, Fuel regression rate, Wax fuel, Radiant heating, Combustion control

1. はじめに

固体ロケットは推進薬が固相であることから、液体ロケットの推進剤より温度管理の負担が十分低い。これは、推進剤の固化を防ぐためのヒーターの電力消費が大きい液体ロケットと比べて深宇宙探査、特に重力天体表面への離着陸エンジンの実現において有効である。しかしながら、これまで固体ロケットが注目されてこなかった原因は、比推力が低いこともさることながら、基本的に燃焼停止や推力の調整ができないことによる。この欠点を補うために、固体ロケットにおいて放射加熱を用いて燃焼制御するという試みがこれまでに幾つか提案されてきた。まず小型・省電力化が進展している半導体レーザー等の利用を念頭に入れ、非可燃性の燃料過多推進薬などに対して放射加熱をON/OFFすることで、着火、消炎、推力制御、振動燃焼抑制の機能を持つ固体ロケットモータの概念が提案された¹⁻³⁾。固体推進薬に高い熱流束を加えた後、急に遮断すると、非正常燃焼の効果により消炎に至る場合があり、これを動的消炎(dynamic extinction)と呼んでいる^{4,5)}。この動的消炎の効果を利用して、より燃焼効率の高い可燃性の固体推進薬を使って消炎までも可能とする固体ロケットモータの概念も同時に提案された¹⁻³⁾。また、これらへの使用を目的として燃料過多推進薬の燃焼モデルによる理論計算や線燃焼速度の測定が行われ

た⁶⁻⁸⁾。その後、半導体レーザーなどを用いて固体マイクロスターの基礎研究が進められた^{9,10)}。一方、固体燃料を使用するハイブリッドロケットにおいても放射加熱を利用することが考えられるが、あまり注目されてこなかった。それは、ハイブリッドロケットは酸化剤の流量調整弁により基本的にON/OFF制御が可能なことによる。ただし、バルブ操作の際のタイムラグが無視できないため高速な応答性が必要とされる着陸時などの場面で難がある。これに対して、燃料に外部から放射熱を加え燃料後退速度を増加させ推力を変化させる方法は、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制御が可能になる。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ており、放射熱を時間的に可変し逆位相で加えることで、内圧振動を抑制して振動燃焼を押さえることができると考えられる。上記の手法によって振動燃焼が抑制できれば、搭載機器の故障や破壊、軌道投入の精度低下を防ぐことに貢献できる。加熱手段についても、近年では半導体レーザーの進展により軽量でなおかつ低消費電力で高出力を発生するものが開発されており、内燃機関の点火器としての利用も検討されている。このような可能性がありながら、放射熱印加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ほとんど行われてこなかった。そこで、本研究では燃焼中のハイブリッドロケットの固体燃料に対して外部から放射熱を加えることで燃焼制御することを目的とした基礎研究を始め

*1 工学研究科機械工学専攻修士課程

*2 スズキ株式会社

*3 工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻准教授

た¹¹⁻¹⁸⁾。また、放射熱を加えた場合の燃料後退速度を測定することで異なる側面からハイブリッド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、これも本研究の目的の一つである。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¹¹⁾。合成ワックスを用いる上での問題の一つに、ワックス燃料表面上に多少なりとも熔融層が形成されているが、加速度によりこの熔融層の流れが変化し、燃料後退速度に影響を及ぼすことが分かっている。放射熱印加時においても加速度の影響で燃料後退速度が変化してしまうことは燃焼制御を試みる上で把握しておかなければならないことであるため、燃焼器の勾配を変えて流れ方向に沿う重力加速度の成分を変化させた場合の燃料後退速度を測定する実験を実施した。また放射熱印加による燃焼制御を試みる上で、放射熱印加に適切な合成ワックスに対するカーボンブラックの質量分率を把握することが重要であると考えた。そこで、合成ワックスに添加するカーボンブラックを定量的に調節した上で、定常燃焼中に放射熱を加えた場合と加えなかった場合の燃料後退速度の取得を行った。本研究では、酸化剤として気体酸素を用いた。

2. 実験の概要

定常燃焼中の固体燃料に放射熱を加えるために、Fig. 1 のような2次元燃焼器を用いた。流路断面は 30×30 mm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300 mmの整流ダクトが設けられている。燃焼器の上部には 80×30 mm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2 kWの赤外線放射加熱装置（サーモ理工、IR-2000M）を用いている。Fig. 2に熱流束の測定値を示す。ここで、赤外線ランプの射出口に付帯している石英ガラス窓の外側から熱流束計の受光部（燃料表面に相当）までの距離は92.4 mmである。

また、同装置中の赤外線ランプは、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り波長が異なるため、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。

燃料には、日本精蠟株式会社製の合成ワックス（Fischer-Tropsch ワックス）のFT0070を使った。FT0070の融点は比較的低く、約71.0℃である。重力加速度付加実験においては放射熱の吸収性をよくするため、黒色液体染料を質量分率で1.9%添加した。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ないようにするため、燃料の前端に45°で約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

のテープをそれらの面に貼り付けた。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。

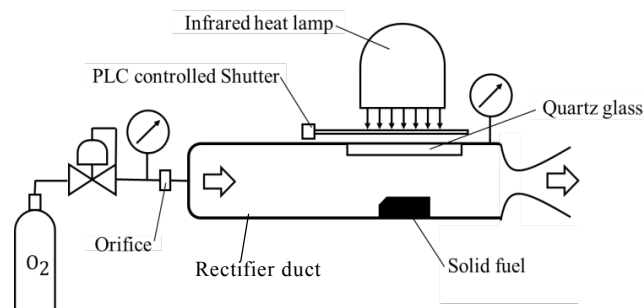


Fig. 1 Schematic of the Two-Dimensional Combustor.

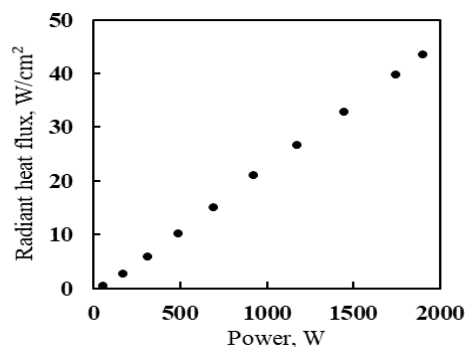


Fig. 2 Heat Flux and Power of the Infrared Lamp.

Table 1 Experimental Condition

	Name/Value	Unit
Fuel	FT0070	
Fuel color	White/Black	
Oxidizer	GOX	
Dimensions (typ.) W×D×H	30×30×13.0	mm
Injector pressure (typ.)	0.36	MPa
Orifice diameter	2.286	mm
Burning time (typ.)	4.5	sec
Nozzle throat diameter	8.0/10.0	mm
Inclination angle of the combustor	3.0/6.0/45.0	deg.
Output of Infrared lamp (rated value)	2	kW

3. 実験結果

合成ワックス FT0070 の燃焼実験における圧力履歴の代表的な例を Fig. 3 に示す。放射熱を固体燃料表面で吸収しやすくするために、Lone Star 社の黒色液体染料の BLACK/GRAY LIQUID DYE を 1.9 wt% 添加した。この時の実験条件は、酸化剤質量流束が $G_m=4.24$ kg/sm²、燃焼器の勾配が 6.0 deg.、放射熱流束が 43.4 W/cm² である。黒い線が燃焼圧で、青い線がオリフィス上流圧である。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 4.5 sec に設定されている。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、ノズルの径は 8.0 mm で、アンチョークの状態では、燃焼圧はほぼ大気圧に近い状態である。

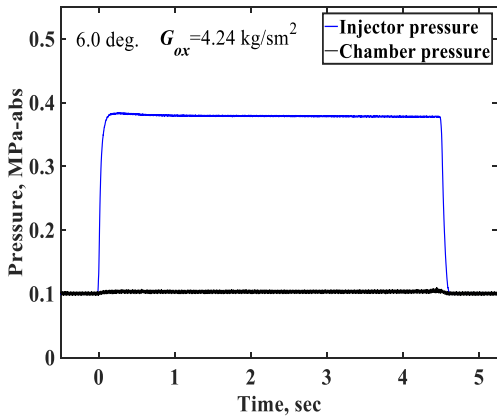


Fig. 3 Pressure-Time Histories for the Wax Fuel Combustion under Irradiation.

なお、ハイブリッドロケットの燃料後退速度は、圧力に対して通常の適用範囲では比較的不感であるので、その特性を調べる上では支障がないと考えられる。ただし、超臨界燃焼の効果を正確に把握するには、燃焼圧を高めた実験を実施する必要がある。高圧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ッピング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。ここでのチャッピングとは、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。

Fig. 4 は、初期の酸化剤質量流束を一定に設定した上で、燃焼器の勾配を変えた時の燃料後退速度に及ぼす放射加熱の効果を調べた結果である。なお、この酸化剤質量流束は燃焼時間内で平均値を取ったものである。さらに、対象となる全データ点について平均を取った所、 4.08 kg/sm^2 になった。

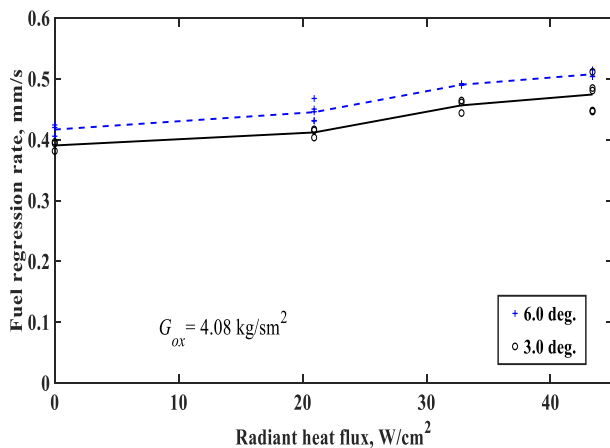


Fig. 4 Fuel Regression Rate under Irradiation.

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ワックス溶融層に加わる加速度の影響について調べた結果、勾配が大きくなるにつれて燃料後退速度は大きくなった。また、グラフ中の黒い線と青い線は、それぞれ 3.0 deg. および 6.0 deg. の同一条件での燃料後退速度の平均値同士を結んだものである。これより、燃焼器の勾配を変えても放射加熱に対する燃料後退速度の曲線の変化の傾向はほぼ一致していることがわかる。この時の燃料後退速度の増加率を $\Delta \dot{r}^* = (\dot{r} - \dot{r}_0) / \dot{r}_0$ と定義し、放射加熱最大値と 0 との間でその値を求めると、勾配 3.0, 6.0 deg. 共に、 $\Delta \dot{r}^* = 21.8 \%$ になった。定性的には、放射熱流束が大きくなると固相表面に入射する全熱流束も大きくなり、結果として固相内部へ供給される熱量が増えて固体燃料が溶融することで燃料後退速度が増加すると考えられる。なお、今回の実験条件においてはエントレインメントの量が少なかったため、その影響は無視してよいと考えられる。さらに、重力加速度成分が燃料後退速度に及ぼす影響を明らかにするため、放射熱を印加せずに燃焼器の勾配の範囲を 45.0 deg. に拡大し実験を 3 回行い、3.0 deg. および 6.0 deg. の結果と比較した。その結果を Fig. 5 に示す。

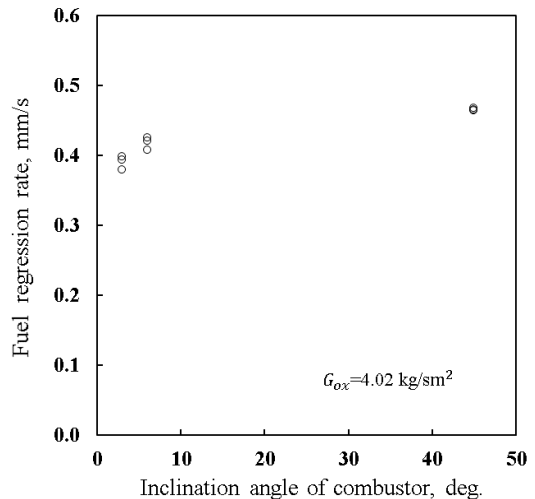
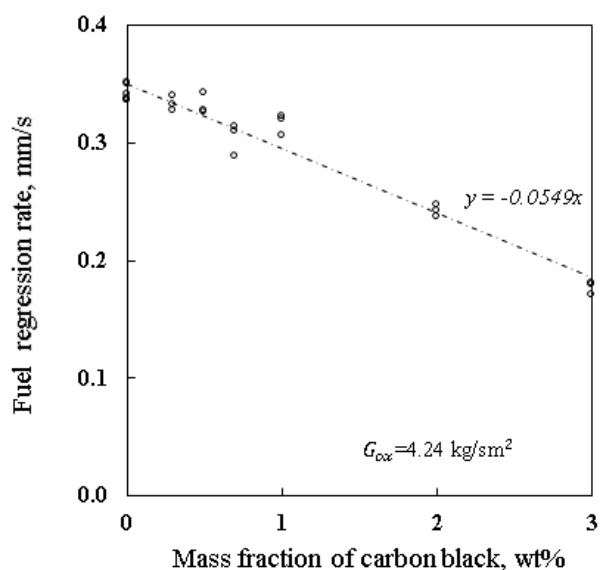


Fig. 5 Effect of the inclination angle of the combustor on the fuel regression rate.

燃焼器の勾配を 45.0 deg. に拡大しワックス溶融層に加わる重力加速度成分を増加させたとき、さらに燃料後退速度が増加していることがわかる。比較的粘性の高いワックス燃料では溶融層が燃料表面上に滞留しやすいが、重力加速度成分を増加させることにより溶融層の流速が増し、燃料固相部表面に流入する熱量が増加することで燃料後退速度が上昇したと推測している。Fig. 5 を見ると、3~6 deg. の間の燃料後退速度の増加率に対して 45 deg. の場合は燃料後退速度があまり増加していない。このことより、45.0 deg. 以下で燃料後退速度の増加が頭打ちになっていると推測し、今後は 10~30 deg. の間で勾配を設定し燃料後退速度を取得していく予定である。また現時点では、燃焼器を高勾配に設定した上での放射熱印加が実験装置の都合上困難であるため、放射熱印加方法の改

善も行う必要がある。また、Fig. 4 の実験結果において同一実験条件でばらつきがあることから、燃料黒色化のために添加している液体染料の添加量のばらつきの誤差が考えられるが、物理化学的要因の可能性もあり、現段階では結論が出ていない。黒色液体染料を構成する成分とその割合が不明であったため、次に、燃料黒色化のための添加剤をカーボンブラック粉末に変更し、質量分率を変化させ実験を行った。燃焼器の傾きは 3 deg. で、カーボンブラックの平均粒子径は 30 nm である。なお、ノズルスロート径は 10.0 mm のものを用いた。その結果を、Fig. 6 に示す。この図よりカーボンブラックの質量分率を増加させると燃料後退速度は低下していくことがわか



る。
Fig. 6 Effects of Mass Fraction on Fuel Regression Rate.

その原因としては、ワックス溶融層の粘度の上昇とカーボンブラックの添加による断熱火炎温度の低下が要因として挙げられ、ここでは特に前者の影響が強いと考えられ、これに関してこれまでに種々の研究がなされている^{19,20)}。

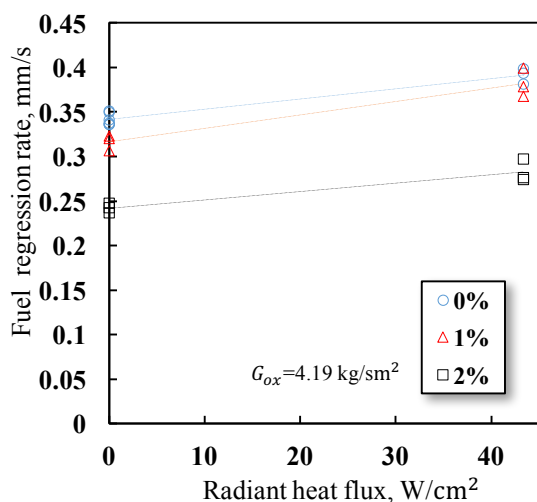


Fig. 7 Effects of Mass Fraction on Fuel Regression Rate

under Irradiation.

次にカーボンブラックの質量分率が 0%, 1%, 2% のワックス燃料の定常燃焼中に外部から放射熱を印加した。その時の燃料後退速度特性を、Fig. 7 に示す。グラフ中の直線は、同一条件での燃料後退速度の平均値同士を結んだものである。この図より、各カーボンブラックの質量分率において放射熱を印加すると燃料後退速度が増加していることがわかる。燃料後退速度の増加率を $\Delta\dot{r}^* = (\dot{r} - \dot{r}_0) / \dot{r}_0$ と定義し、カーボンブラック 0, 1, 2% の時に、放射加熱最大値と 0 との間でその値を求めると、各々 15.0, 22.0, 17.0% であった。放射熱により燃料後退速度が増加する原因としては、Fig. 4 の時の説明とほぼ同等であると考えられる。またカーボンブラック粉末を黒色化のための添加剤として用いた場合、黒色液体染料を用いた場合に比べ、最大放射熱印加時の同一条件での燃料後退速度のばらつきは各質量分率で少なくなっていた。

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固体燃料に加えた実験を行い、以下の燃料後退速度特性を得た。

1. ワックス燃料に黒色染料を質量分率で 1.9% 加えた上で、燃焼器に 3.0 deg. または 6.0 deg. の勾配を付加して燃焼実験を行った。勾配を大きくし溶融したワックス燃料の流れ方向に沿う重力加速度成分を増加させたとき、燃料後退速度が上昇することが確認された。また、燃焼器の勾配を変えても放射加熱に対する燃料後退速度の増加の傾向はほとんど変わらないことが確認された。
2. 放射熱を加えないでワックス燃料に添加するカーボンブラック量を質量分率で 0~3% の間で変化させ実験を行った結果、カーボンブラックの質量分率の増加に伴い燃料後退速度が低下することが確認された。また、カーボンブラックの質量分率が 0%, 1%, 2% のワックス燃料に放射熱を印加した時、それぞれ燃料後退速度が上昇することが確認された。

謝辞

カーボンブラック含有ワックス燃料の製作と燃焼実験に関してご助力を得た、本学学部生の齋藤楓士君に謝意を表します。

参考文献

- 1) 森田貴和：固体燃料ロケット，特開 2004-218464 (2004).
- 2) 森田貴和：固体燃料ロケット，特開 2004-218465 (2004).
- 3) 森田貴和：レーザーで燃焼制御する固体ロケットモーターの概念，日本機械学会関東支部第 9 期総会・講演会，(2003).
- 4) L. DeLuca, L. H. Caveny, T. J. Ohlemiller and M. Summerfield：Radiative Ignition of Double-Base Propellants: I. Some Formulation Effects, AIAA Journal,

- Vol.14, No.7, pp.940-946 (1976).
- 5) L. DeLuca, T. J. Ohlemiller, L. H. Caveny and M. Summerfield : Radiative Ignition of Double-Base Propellants: II. Pre-ignition Events and Source Effects, *AIAA Journal*, Vol.14, No.8, pp.1111-1117 (1976).
 - 6) 森田貴和, 高野健一, 吉田智, 中澤秀紀, 橘洋介 : 燃料過多固体推進薬の燃焼特性, 日本機械学会関東支部第 10 期総会・講演会, 12214 (2004).
 - 7) 森田貴和 : 燃料過多固体推進薬の準定常一次元火炎モデル, 平成 17 年度宇宙輸送シンポジウム, pp.25-28 (2006).
 - 8) 森田貴和 : 固体推進薬の準定常一次元火炎モデルに関する研究, 日本機械学会熱工学コンファレンス 2007 講演論文集, pp.333-334 (2007).
 - 9) 各務聡, 眞崎信一郎, 冷水陵馬, 堀澤秀之, 橘武史 : レーザにより燃焼制御および可変推力を実現する宇宙用固体推進機の検討, *Science and Technology of Energetic Materials*, 第 67 巻, 第 3 号, pp.96-101 (2006).
 - 10) A. Kakami, R. Hiyamizu, K. Shuzenji and T. Tachibana : Laser-Assisted Combustion of Solid Propellant at Low Pressures, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.24, No.6, pp.1355-1360 (2008).
 - 11) 白井雄太郎, 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).
 - 12) 森田貴和, 白井雄太郎, 中田裕一, 大桃京一朗, 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).
 - 13) Y. Deguchi, K. Aono, Y. Kurosawa, T. Watanabe, T. Morita, Y. Usui and S. Yamaguchi : Effects of Radiative Heat Transfer on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets, *Proceedings of Twelfth International Conference on Fluid Dynamics*, OS8-13 (2015).
 - 14) 出口陽平, 鈴木悠介, 任成旻, 伊藤千絵, 伊藤尚義, 森田貴和 : ワックス系燃料ハイブリッドロケットの燃料後退速度に及ぼす放射加熱の影響, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4692 (2016).
 - 15) 鈴木悠介, 伊藤尚義, 出口陽平, 森田貴和 : 放射加熱下でのハイブリッドロケットの燃料後退速度, 関東学生会第 56 回学生員卒業研究発表講演会, 810 (2017).
 - 16) 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講演集, JSASS-2017-4661 (2017).
 - 17) 青野航司, 齋藤楓士, 堀野玲於, 阿部宗生, 森田貴和, 山口滋 : 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, 第 1 回ハイブリッドロケットシンポジウム講演集, SA6000126018 (2018).
 - 18) 齋藤楓士, 青野航司, 堀野玲於, 森田貴和 : 放射加熱下での黒色化固体燃料の燃料後退速度特性, 関東学生会第 58 回学生員卒業研究発表講演会, 1607 (2019).
 - 19) I. Nakagawa and S. Hikone : Study on the Regression Rate of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.27, No.6, pp.1276-1279 (2011).
 - 20) M. Kobald, C. Schmierer, H. K. Ciezki and S. Schlechtriem : Viscosity and Regression Rate of Liquefying Hybrid Rocket Fuels, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.33, No.5, pp.1245-1251 (2017).