東海大学紀要工学部
Vol.61, No.1, 2021, pp. 57-60
DOI: 10.18995/24343633. 61-1. 57

速度振動を受けるワックス燃料の振動燃焼の可視化

阿部　宗生[*1]　森田　貴和[*2]

Visualization of Oscillatory Combustion of Wax Fuel Subject to Velocity Oscillation

by

Hiroki ABE[*1] and Takakazu MORITA[*2]

(Received on Mar. 31, 2021 and accepted on Jul. 7, 2021)

Abstract

In order to investigate the effect of vortex shedding on wax fuel combustion, experiments to visualize the combustion were conducted. Due to the well-known hydrodynamic properties of Karman vortices, a Karman vortex street produced by a cylinder installed upstream of the combustion chamber was used as the source of vortex shedding. In these experiments, we observed back-and-forth oscillations of flame on the fuel surface. During the oscillations, pulse combustion occurred intermittently. It was found that the pulse combustion occurred in a certain cycle. When the oscillation was strong, bumping of the liquefied wax on the fuel surface was often observed. It was confirmed that some of the bumping caused jet drops. The bumping temporarily supplied a large number of droplets to the gas phase.

Key words: Hybrid rocket, Wax fuel, Oscillatory combustion, Flame motion, Combustion cycle

1. 緒言

ワックス系燃料などの低融点燃料は，容易にハイブリッドロケットの燃料後退速度を高めるメリットがあるので，近年多くの研究が進められている．これらの燃料が他の燃料と異なる点の一つとして，固相表面上に比較的厚い液層を有することがある．この液層は同燃料の燃焼に大きな影響を与えている．一方，比較的融点の高い HTPB（末端水酸基ポリブタジエン）などの一般的な固体燃料は，低融点燃料と比べて薄い液層が固相表面上に存在している．この厚さはかなり薄いため実験室レベルでその影響について調べることは難しい．しかし，サイズの大きな実用エンジンでは一般的な燃料といえども液層が厚くなることが考えられ，このような燃料についても液層の影響を理解する必要がある．ワックス系燃料は比較的液層が厚く，液層の効果が現れやすいため，燃焼に寄与する液層の影響を調べやすい．そのため，一般的な固体燃料表面上に形成される液層の影響を理解するためにもワックス系燃料の燃焼研究が役立つ可能性がある．

ハイブリッドロケットでは燃焼器内に生じる速度変動から燃焼振動が発生するが，その代表的なものは音波の定在波である．ただし，実験条件にもよるが，小型燃焼器において自発的に発生する定在波では振動燃焼を励起させる力が弱い．本研究では，振動波形を明瞭にするために燃焼器の上流側に円柱を流れに対して垂直に設置し，燃焼中のワックス燃料にそれから生じるカルマン渦による速度振動を加えて，振動波形を捉えやすいようにした．振動の様子は，高応答の圧力変換器を使って圧力変動を測定し，同時に高速度カメラを使って火炎の非定常挙動を観測した．その結果，主流の方向に対して火炎の前後振動が存在することを確認した．この火炎の前後振動によってワックス燃料が間欠的にパルス状の燃焼を起こすことを観測した．また，高速度カメラによってパルス状の燃焼を含む前後区間を詳しく観測した結果，このパルス状の燃焼が火炎の前後振動に関する或るサイクルによって生み出されていることが見出された．パルス状の燃焼が強い時，液層内で突沸が生じることがあり，燃料液滴が気相中に飛散することが確認された[1-5]．また，この突沸の中のいくつかで jet drop と呼ばれる現象が見られた．これは，液面付近で破裂した気泡から液柱が発生し，さらにその先端が分断して液滴を生む現象である．

Karabeyoglu らは，ワックス系燃料が燃焼表面上に形成される液層から燃料液滴が飛沫のように飛散する場合があること（エントレインメント）を理論的に予測し[6]，そのことが Nakagawa らの光学的可視化により実験的に確認された[7]．それに対し，本研究ではワックス燃料の液層の内部から突沸により液滴が間欠的に飛散する現象を対象としている．これは，上記のエントレインメントとは異なっており，このことを実験画像を使って説明した．

2. 実験装置

ワックス燃料の燃焼中の状態を可視化するために使用した２次元燃焼器を Fig. 1 に示す．同燃焼器のノズル径，インジェクター・オリフィス径はそれぞれ 8 mm，2.54 mm である．固体燃料は，日本精蝋株式会社製の Fischer-Tropsch ワックスである FT0070 で，融点は 72 ℃である．燃料の形状は矩形で，代表的な寸法としては長さが 80 mm，幅が 25 mm である．点火薬量は 0.05 g で一定とした．酸化剤には酸素ガスを

*1　工学研究科機械工学専攻修士課程
*2　工学部航空宇宙学科准教授

用いた．また，燃焼停止後のパージガスとして窒素ガスを使った．主流の速度振動を強くして液層のワックスの突沸を観測しやすくするために，燃焼室上流側に酸化剤の流れに対して直交するように円柱を設置した．円柱の直径は 4 mm で，燃焼室底面から円柱の中心までの高さを 4 mm，固体燃料の前縁から円柱中心までの水平距離を 30 mm とした．円柱を選択した理由としては，一般的に渦の放出周波数などが明らかにされており，発生したカルマン渦と振動燃焼の間に相互作用があった場合に，考察が比較的容易になると考えたためである．観測窓の材料には，火炎からの輻射が窓材で反射して燃料表面に吸収される影響を抑えるために溶融石英ガラスを用いている．火炎挙動の観測については，高速度カメラ（フォトロン製 FASTCAM Mini AX200）を使って高速度撮影（フレームレート 10000, シャッタースピード 1/20000）を行った．圧力測定は，小型高応答型圧力変換器（ミネベアミツミ株式会社製 PRC-2MP）を用いた．その固有振動数は 37 kHz で，その 1/3 までは応答性が十分にあるとされている．

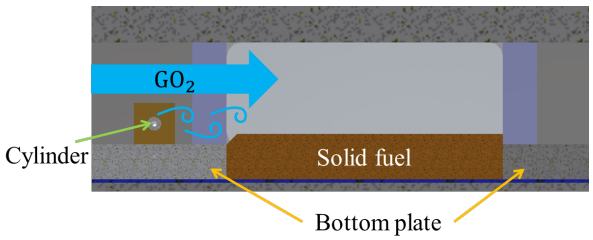


Fig. 1 Schematic of the 2-D combustor.

実験装置全体図を Fig. 2 に示す．

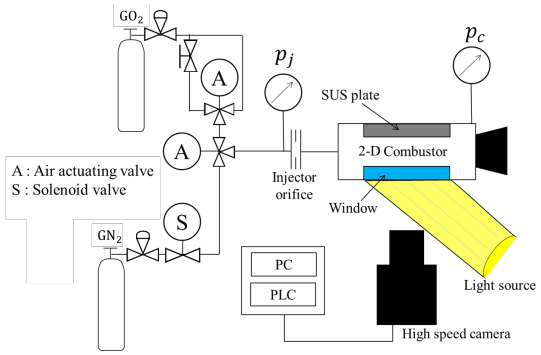


Fig. 2 Schematic of the experimental setup.

3. 結果および考察

燃焼圧の全体の履歴を Fig. 3 に示す．図中にパルスが見られるが，これは単一のパルスではない．全燃焼時間で基本的に振幅が小さい搬送波的な波が存在し，その波の平均圧が変化することでパルス状に見えている．この様子について詳しく見るために, Fig. 3 の赤丸の部分を拡大したものが Fig. 4 である．小さな波が音波の基本周波数に近い値で振動しながら平均圧を急激に上下させる様子が見て取れる．

高速度カメラで撮影した結果からは，固相表面上の火炎が主流の方向に対し前後振動していることが確認された．特に，

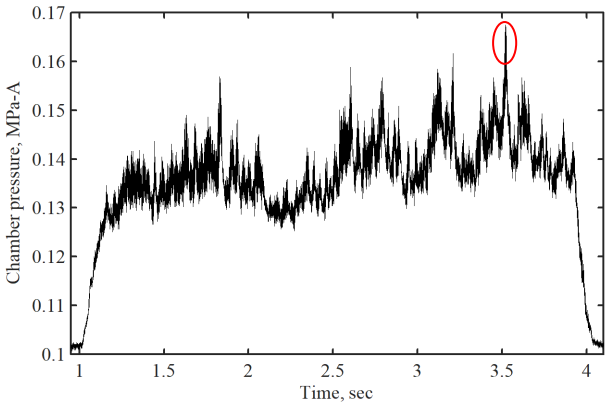


Fig. 3 Time history of the chamber pressure.

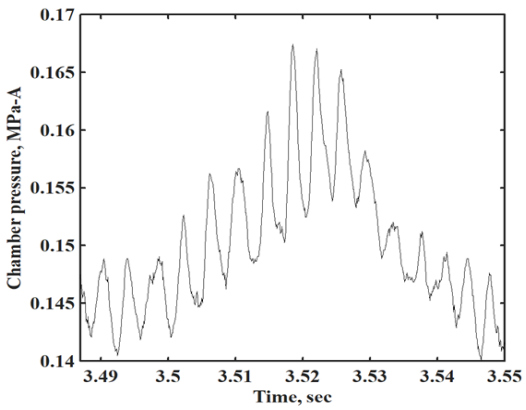


Fig. 4 Enlarged view of the pulsed combustion.

パルス的な燃焼が生じている所を詳細に観測すると，以下に示す一連の過程で構成されていることが分かった．Fig. 5 の A から D は，パルス的な燃焼を生むサイクルの一つを静止画として時間順に切り出したものであり，点火リレーOFF 時より 3.4776 s 以降の現象である．まず，Fig. 5 の A（3.4776 s）の時を詳細に観察すると，火炎の前後振動が主に固体燃料表面上で生じ，かつ火炎の大きさが小さい．火炎の振動の様子がサイクルの中で最も弱く，比較的長く続く．これを本研究では基底振動と呼んでいる．次に，Fig. 5 の B（3.5066 s）では，火炎の前後振動の振れ幅や火炎の大きさが励起されて大きくなる過程である．これを励起過程と呼んでおり，火炎の前後振動が比較的少ない回数で励起される．Fig. 5 の C（3.5183 s）は励起過程の最終段階であり，火炎の移動速度は最も速く，固体燃料を越えて燃焼室上流側に大きく伝播する．この時，大きな圧力パルスが発生する．Fig. 5 の D (3.5215 s) は，液層中のワックスが突沸を起こして周囲に液滴を飛散させる過程で，C の過程に付随してほぼ同時に起きる．D の過程は液塊が燃焼表面近くで分断し，酸化剤流に対して主に垂直方向に高速で飛散する． なお, D の過程は明瞭に存在しない場合がある．特に，酸化剤質量流束が低い場合や燃焼開始初期である．C，D の過程を通して液層から多くの液体ワックスが失われるため，液層厚さが再び薄くなり基底振動に戻ると考えられる．ただし，今回の実験で観測されたサイクルは正弦波的なものではなく，間欠的な挙動を示していた．

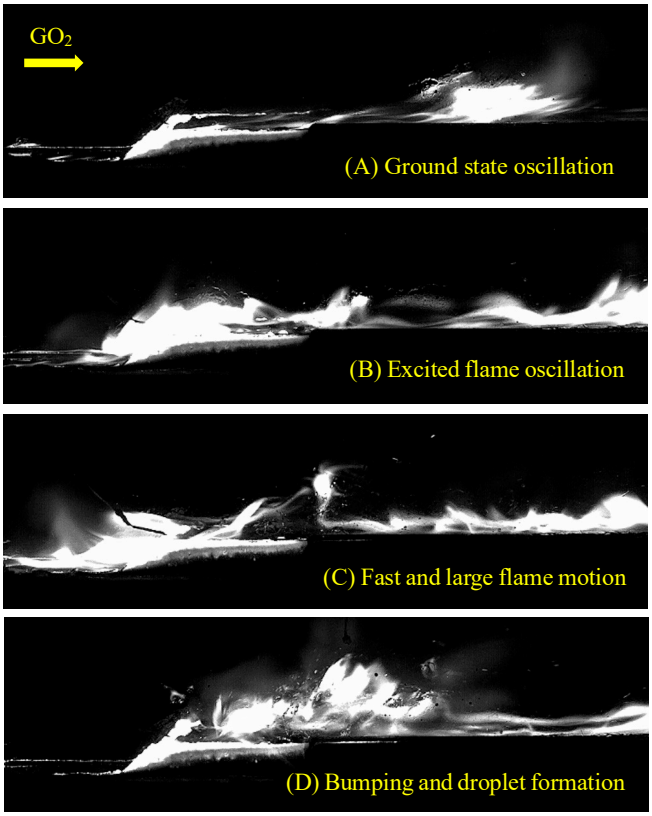


Fig. 5 Flame behavior in the combustion cycle.

Fig. 5 における一連の(A)から(D)までの過程をわかり易く模式図で描き直すと，以下のようになる．

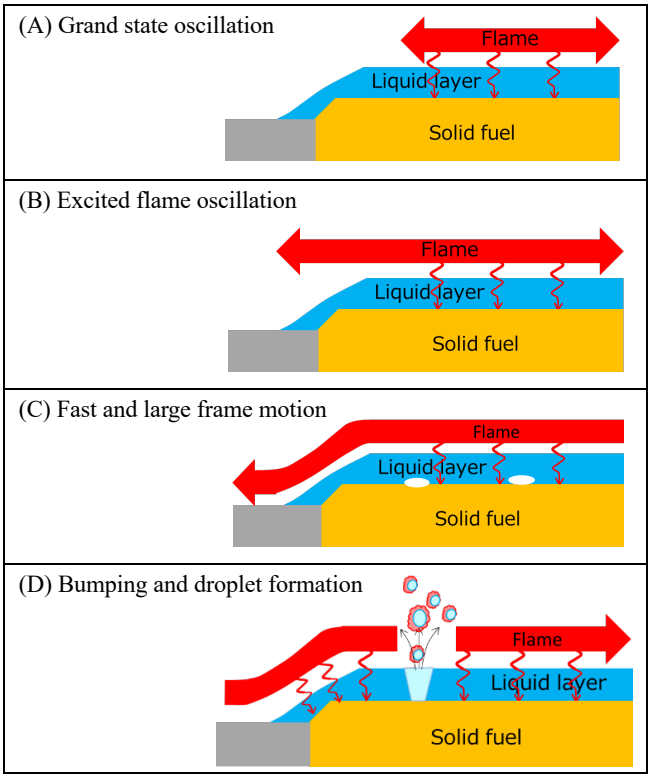


Fig. 6 Schematic of flame behavior in the combustion cycle.

太い赤い矢印は火炎が動く範囲と方向を示しており，細い赤い矢印は火炎からの輻射熱を表している．突沸については，今回の実験条件では広範囲に亘って面状に生じることは無く，どちらかというとスポット的に生じていた．圧力履歴に対して Fig. 6 との対応を模式図で表すと，下図のようになる．

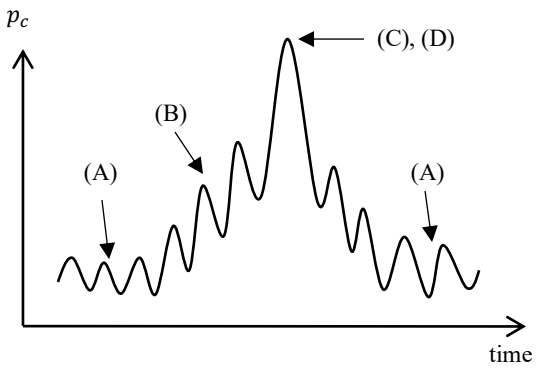


Fig. 7 Schematic of pressure history during the pulsed combustion.

実際の火炎の挙動は複数の振動モードが存在するために必ずしも上記のように単純には見えないが，今回現象の中からパルス状の燃焼を生むサイクルを抽出できたことは，今後の解析モデルの構築に役立つであろう．ただし，励起過程における平均圧の上昇については，その物理的なメカニズムがまだ定まっていない．現段階では，励起過程での火炎の前後振動に伴う流体粒子の挙動が一つの熱力学的なサイクルを構成していて，それから生じる仕事により平均圧の上昇がもたらされると考えている．そのメカニズムを確定するには，ハイブリッドロケット特有の低周波固有不安定（ILFI）との整

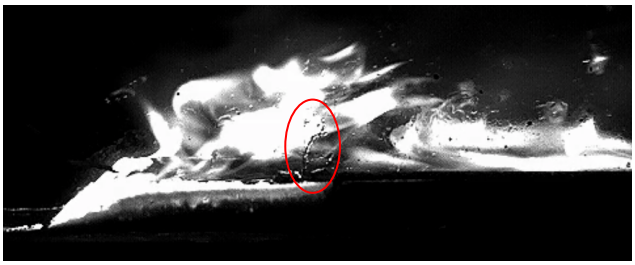


Fig. 8 Liquid column generated by bumping.

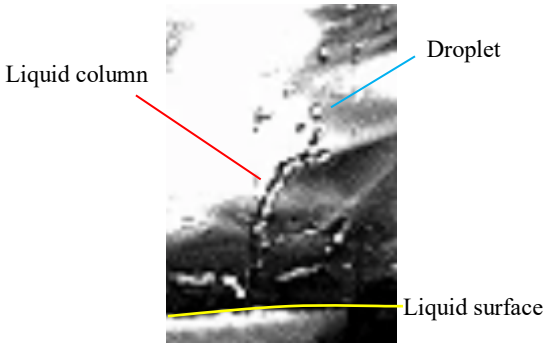


Fig. 9 Enlarged view of the liquid column and droplets.

合性の検討も必要で，別稿にて報告する予定である．

次に，観測されたワックス液滴が突沸に起因して発生している例を示す．エントレインメントの場合，境界層外部の流れによって液層表面近傍の液体ワックスが引きちぎられるようにして液滴が発生する．これに対し，Fig. 8 では液柱がほぼ燃焼表面に対して垂直に突出する様子が確認された．さらに Fig. 8 を拡大したものが Fig. 9 で，液柱の先端が分断して液滴を生成していることが確認できる．これらの現象は，エントレインメントでは説明できない．突沸による液層内部の急激な気化から生じた気泡の崩壊により，液体ワックスが押し出されたと推定される．これは，気泡が崩壊する際に発生する jet drop であると考えられる．ここで，本研究でモデル化した突沸が生じる機構について以下で説明する．まず，火炎から凝縮相に加わる熱流束は対流熱伝達によるものと，放射伝熱によるものがあり，後者は透明な液層を透過して固相表面に加わる．これにより液層の底部周辺が過熱の状態になる．特に，励起過程で放射熱流束が強くなり，その傾向が強くなる．この時，外部から加わる速度振動をトリガーとして突沸が生じる．トリガーとしては燃焼器内の音響定在波でもよいが，突沸が弱く観測しにくい．それに対し，円柱から生じるカルマン渦の速度振動の方が刺激が強く，比較的強い突沸が観測できる．

Fig. 10 は，燃料表面上の液塊が盛り上がって分断し，液滴の集団になり，上方に向かって飛散していく様子を示したものである．黄色の円の中が分断されて生じたワックス液滴である．一方，エントレインメントでは主として流れに沿って液滴が放出されるので，このような状況にはならない．

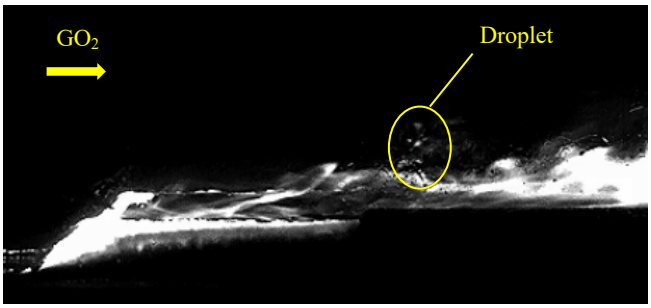


Fig. 10 Wax droplets scattered by bumping.

このことからも今回の実験条件では，エントレインメント以外に突沸が生じていることがわかる．もちろん，液滴発生は他の要因によるものも並行して存在しており，その割合はまだ明確ではないが，幾つかの液滴はエントレインメントにより生じていると思われる．

4. 結言

ワックス燃料で生じたパルス状の燃焼について調べるために，高速度カメラを用いて燃焼中の燃料を光学的に観測した．その結果，固相表面上を伝播する火炎の前後振動の存在を確認し，その中にパルス状の燃焼を発生させる特徴的なサイクルが見出された．さらに，突沸によって液滴が飛散していく様子や液柱から液滴が分断される様子が新たに観測された．また，突沸やパルス状の燃焼の発生機構について定性的なモデル化がなされた．

謝辞

高速度カメラと周辺機器は，株式会社フォトロンより提供して頂いた．また，本学の水書稔治教授には可視化実験に対しご助言を頂いた．併せてここに謝意を表します．

参考文献

1) Lim, S., Deguchi, Y., Kurosawa, Y., Morita, T., Lee, J. : Preliminary Study on the Interaction Between Vortex Shedding and Acoustic Oscillations in Hybrid Rockets, Proceedings of the 31st International Symposium on Space Technology and Science (31st ISTS), 2017-o-5-12 (2017).
2) Imafuku, S., Lim, S., Deguchi, Y., Kurosawa, Y., Morita, T. : Experimental Study on Combustion Instabilities in Hybrid Rockets, The 6th International Symposium on Energetic Materials and their applications (ISEM 2017), P-23 (2017).
3) 今福成徳，小島亮太，三津田椎太，森田貴和 : ハイブリッドロケットモータ内の速度振動に起因する低周波燃焼不安定，日本機械学会関東支部第 24 期総会・講演会講演論文集, GS0508 (2018).
4) 阿部宗生，森田貴和 : 液層を有するハイブリッドロケット用固体燃料の振動燃焼に関する研究, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会講演集，JSASS-2020-4559 (2020).
5) 阿部宗生，森田貴和，伊田拓未 : 突沸を伴う低融点燃料の振動燃焼に関する考察, 東海大学工学部紀要, Vol. 60, No. 1, pp. 105-112 (2020).
6) Karabeyoglu, A. : Combustion Instability and Transient Behavior in Hybrid Rocket Motors, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 218, Chapter 9, pp. 351-411 (2006).
7) Nakagawa, I., and Hikone, S. : Study on the Regression Rate of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels, Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 6, pp. 1276-1279 (2011).