

3A03 気相エチレンおよび酸素で作動する 反射往復デトネーションエンジンにおける 非一様な推進剤噴射の影響に関する実験的検討

○川崎央, 佐藤隆貴, 井上晴菜（静岡大学）,
松岡健, 永岡祐, 伊東山登, 笠原次郎（名古屋大学）, 松尾亜紀子（慶應大）

Experimental Investigation of the Effects of Non-Uniform Propellant Injection
in a Reflective Shuttling Detonation Engine Operating on Gaseous Ethylene and Oxygen
Akira Kawasaki, Ryuki Sato, Haruna Inoue (Shizuoka University),

Ken Matsuoka, Tasuku Nagaoka, Noboru Itouyama, Jiro Kasahara (Nagoya University), Akiko Matsuo (Keio Univeristy)

Key Words : Propulsion, Internal Flow, Flow Visualization, Unsteady Flow, Detonation, Detonation Engine

Abstract

In this study, a reflective shuttling detonation engine (RSDE) operating with gaseous ethylene as fuel and gaseous oxygen as oxidizer was investigated. Chemiluminescence within the combustor was visualized from the aft end, with spatially and temporally high resolutions. To examine the propagation velocity of detonation waves, the oxidizer was diluted by gaseous nitrogen. As a result, the averaged propagation velocity of the detonation wave normalized by the Chapman-Jouguet detonation velocity decreased with the increase in the dilution ratio.

1. はじめに

デトネーション（爆轟）^[1-4]とは、燃焼反応が衝撃波と一体となって伝播する、予混合燃焼の一形態であり、デトネーションを利用する熱機関は、デトネーションエンジン^[5-7]と呼ばれる。本研究で対象とする反射往復デトネーションエンジン（reflective shuttling detonation engine, RSDE）^[8,9]は、このデトネーションエンジンの一種である。矩形断面の燃焼室を有し、その上流部（噴射面付近）において、側壁での反射によりデトネーション波を持続的に往復伝播させることが特徴であり、これにより燃焼室内にデトネーション波を連続的に維持することが可能である。

燃焼室内にてデトネーション波を連続的に維持するデトネーションエンジンとしては、近年、回転デトネーションエンジン（rotating detonation engine, RDE）が活発に研究されているが、RSDEは、このRDEと流れ場の特徴に共通点が多い。また、RSDEは、その形状から、燃焼室の内部可視化が比較的容易である。これらのことから、本研究では、RDE内流れ場の理解に資することを意図してRSDEを活用した。

デトネーションエンジンは、近年、笠原らの研究グループにより宇宙空間での作動実証が成功裡に達成されており^[10,11]、実用化に向けて着実に研究が進展している。一方で、デトネーションエンジンの有用性を

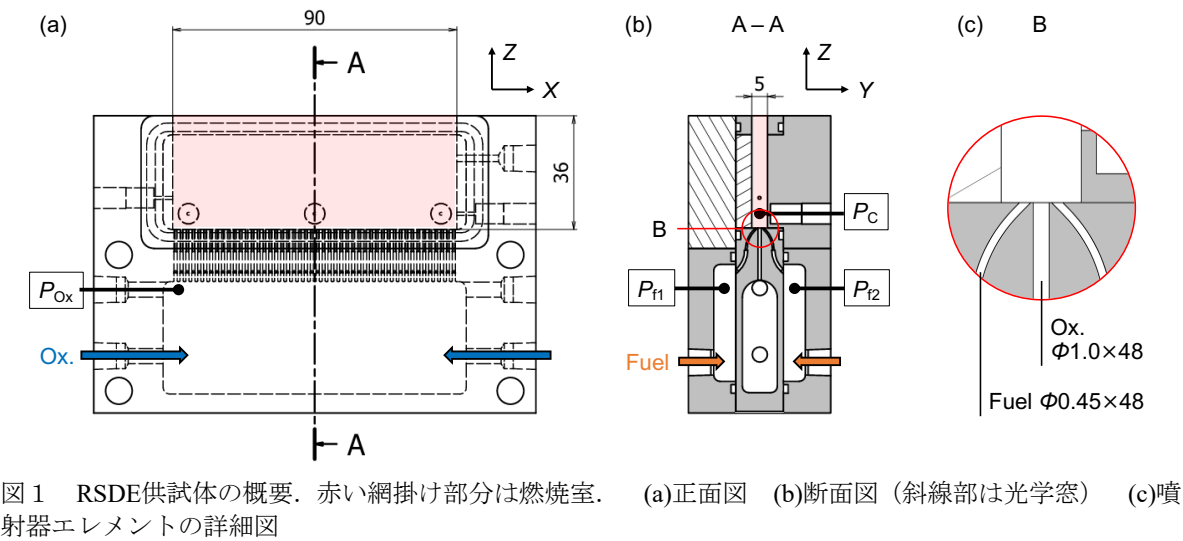
一層高める観点から、長らく理論的に期待されてきた全圧上昇（pressure gain）^[11]は、今のところ実験的検証の途上にある。この主な原因は、実際のエンジン内のデトネーション波の非理想性^[12]にあるものと考えられており、従って、実際のエンジン内のデトネーション波の伝播特性の更なる理解深化が肝要と考えられる。加えて、RDEの設計に際して、噴射器の設計指針には必ずしも明確となっていない事項が多い。

本研究では、RSDEやRDEといった連続作動型のデトネーションエンジンにおいて、実際の燃焼室内の非理想的なデトネーション波の伝播特性を詳細に検討することを目的とし、エチレンおよび酸素を作動気体とするRSDEを対象として、高速度カメラにより燃焼室内部の化学自発光を高い空間分解能と時間分解能にて撮影を行った。また、デトネーションセルサイズを変調することを目的に酸化剤を窒素にて希釈し、その希釈率を変化させて影響を検討した。本稿では、この概要について記す。

2. 実験方法

2. 1. 供試体

本研究で使用したRSDEの供試体^[13]の概要を図1に示す。RSDEは、主として、燃焼室、2つの燃料マニホールド（供試体内では独立で、連結されていない）、



および、1つの酸化剤マニホールドからなる．燃焼室においては、図1(a)の紙面下方より上方へ向かって燃料および酸化剤が噴射され、紙面左右方向にデトネーション波が往復伝播する．また、既燃ガスは、上方へ向かって排気される．燃焼器内を往復伝播するデトネーション波を可視化できるように光学窓を設けている．

燃焼室の寸法は、機軸方向(Z方向と定義)に36 mm、デトネーション波伝播方向(X方向と定義)に90 mm、これらに直行する方向(Y方向と定義)に5 mmである．噴射器は、衝突型噴射器であり、F-O-Fトリプレットのエレメントが1.88 mmの間隔で48等配されている．燃料および酸化剤の噴射オリフィスの直径は、それぞれ0.45 mmおよび1.0 mmである．なお、本供試体においては、噴射器を含む部品のみ金属3Dプリンターより付加加工にて製作されていることを付記しておく．

2. 2. 実験設備

供試体は、真空槽内に設置して燃焼試験に供した．真空槽は、油回転ポンプにより真空排気できる．また、供試体への燃料および酸化剤の供給は、高圧ガスボンベから、減圧弁や流調弁、主弁などを介して行った．主弁は、空圧作動式のボール弁であり、シーケンス

からの電気信号に基づいて開閉を制御することができる．なお、供試体の2つの燃料マニホールドには、単一の燃料主弁から、下流で配管を分岐して供給を行った．供試体の点火には、プリデトネーターを使用した．

また、本実験では、酸化剤を、化学的に不活性な希釈剤により希釈して供給した．この希釈剤は、酸化剤供給配管に、T字ユニオンを介して導入した．

2. 3. 計測項目

本実験においては、主として以下の項目を計測した：燃料温度および酸化剤温度(Tf, Tox)，燃料および酸化剤マニホールド圧力(Pf1, Pf2, Pox)，燃焼室圧力(Pc1, Pc2)，真空槽内圧力(Pb)，希釈剤流量(\dot{m}_{dil})．なお、燃焼圧力は、燃焼室中央において測定した．圧力測定にはピエゾ抵抗型圧力伝送器(Keller製PAA-23SY)を使用し、希釈剤の質量流量測定には差圧式流量計(Alicat製MQ-3000SLPM-D)を使用した．各種の計測器からの出力は、データロガーにより記録した．

また、燃焼室後方(下流方向)、および、燃焼室側方から燃焼室内部を高速度カメラ(Vision research製Phantom V2011およびPhantom TMX)により撮影した．後方からの撮影では、空間分解能1 mm、時間分解能

表1 実験条件および実験結果の概要 (Pf1：燃料マニホールド圧力, Pox：酸化剤マニホールド圧力, Pb：真空槽内圧力, \dot{m}_f ：燃料流量, \dot{m}_{ox} ：酸化剤流量, ϕ ：当量比, \dot{m}_{dil} ：希釈剤流量, X_{dil} ：酸化剤中のモル分率(希釈率), Pc1：燃焼室圧力, N_w ：デトネーション波頭数)

Run #	P_{f1} kPa	P_{ox} kPa	P_b kPa	\dot{m}_f g/s	\dot{m}_{ox} g/s	ϕ -	\dot{m}_{dil} g/s	X_{dil} %	P_{c1} kPa	N_w -
017	132	143	53.0	4.53	13.5	1.15	-	-	70.3	2
018	173	170	19.6	5.92	16.0	1.27	-	-	66.3	1
022	173	191	18.9	5.94	16.6	1.22	1.36	8.6	71.8	1
023	171	197	19.8	5.86	16.8	1.20	1.79	10.8	68.7	1
024	171	192	18.9	5.84	16.4	1.22	1.68	10.5	69.7	1
027	171	217	19.8	5.85	17.8	1.12	2.58	14.2	72.1	1

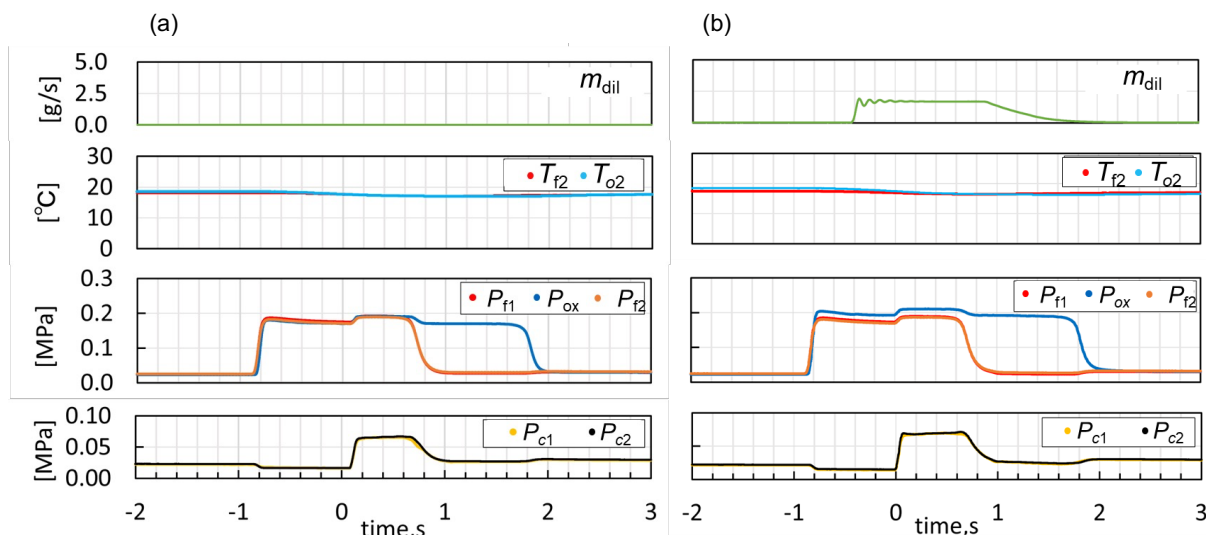


図2 代表的な計測値の時間履歴 (a) Run #018 (窒素希釈率0%) (b) Run #024 (窒素希釈率10.5%)

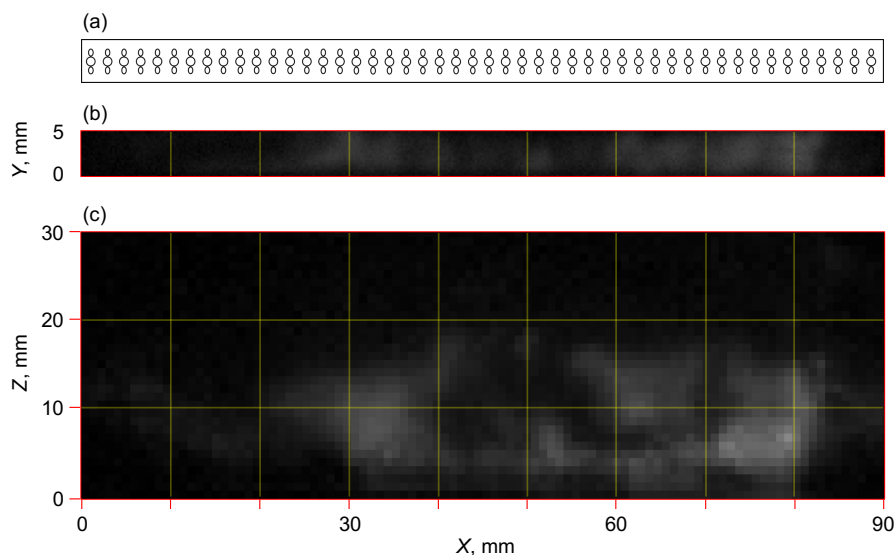


図3 代表的な高速度カメラの撮影画像 (Run #017) (a) 噴射器のエレメント配置 (YX面) (b) 燃焼室下流方向からの撮影画像 (YX面) (c) 燃焼室側方からの撮影画像 (ZX面)

1 μ sであった。

2. 4. 実験手順

真空槽を油回転ポンプにより所定の圧力まで真空排気した後、シーケンサーによる自動シーケンスにより燃焼試験を実施した。自動シーケンスでは、燃料および酸化剤の主弁の開閉、プリデトネーターの燃料および酸化剤の供給弁の開閉、プリデトネーターのエキサイターへの点火信号の送出、ならびに、ロガーおよび高速度カメラへのトリガー信号の送出を予め決定したタイミングに基づいて制御した。

2. 5. 実験条件

実験条件を、結果の概要を含めて表1に示す。燃料には C_2H_4 、酸化剤には O_2 、希釈剤には N_2 を使用した。酸化剤の窒素希釈率は、0～14.2%の範囲で変化させた。

3. 結果と考察

図2に代表的な計測値の時間履歴を示す。横軸の時間ゼロは、点火信号の立ち上がり時刻を基準として定義した。まず、図2(a)からわかるように、燃料および酸化剤のマニホールド圧力は、点火に十分先立って立ち上がっており、点火前に定常的な供給状態に達していることがわかる。また、2つの燃料マニホールドの圧力には顕著な差異は認められず、同様の供給状態であることがわかる。0秒での点火後、燃焼室圧が立ち上がるが、これに伴い、マニホールド圧も立ち上がる。約600 msで燃料がカットオフされ、マニホールド圧が立ち下がると、これに同期して燃焼室圧も低下した。200～600 msの間には、マニホールド圧および燃焼室圧が平坦なプラトーとなっており、定常的な運転状態となっていることがわ

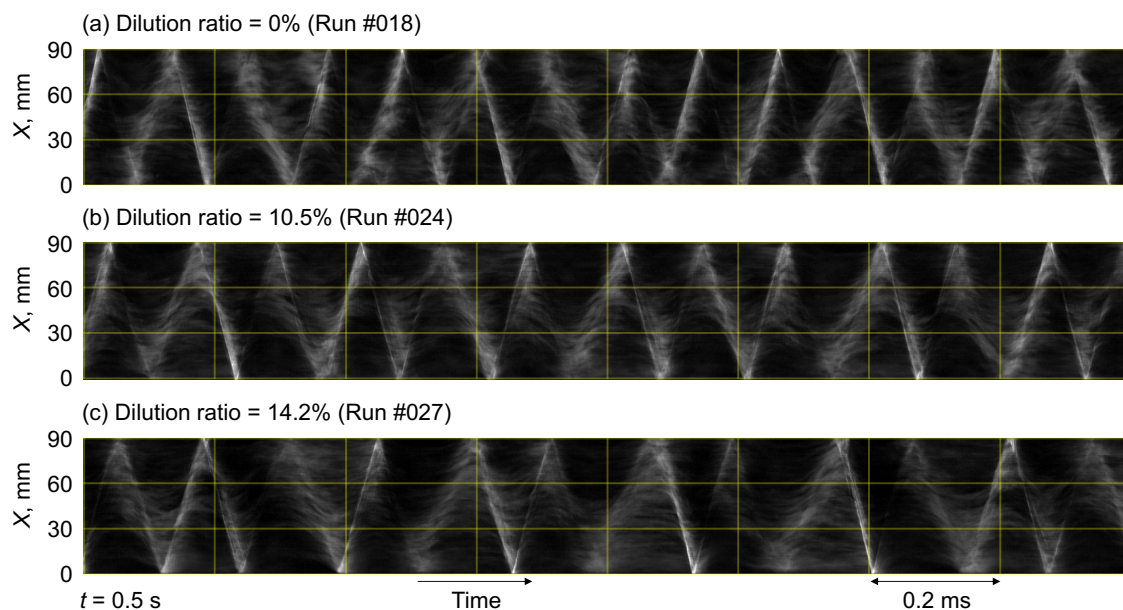


図4 化学自発光像より得られた波動線図

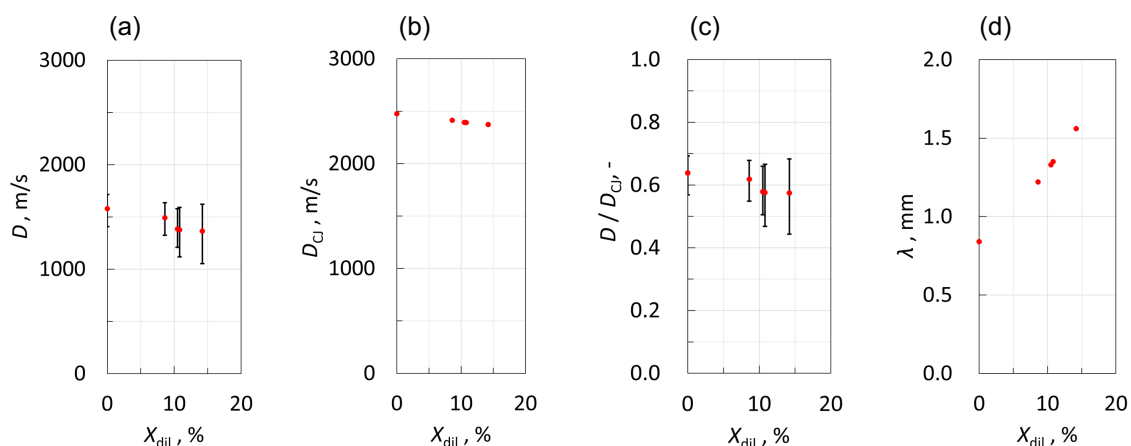


図5 窒素希釈率が諸量に与える影響 (X_{dil} : 酸化剤の窒素希釈率, D : 平均伝播速度, D_{CJ} : CJ速度, λ : デトネーションセル幅)

かる. 図2(b)も同様であるが, 希釈剤の流量に関しても一定の供給状態となっており, やはり, 定常的な作動状態を達成していることがわかる. 表2の各種数値は, 点火後500～550 msの時間区間にわたり平均化したものである.

図3に代表的な高速度カメラの撮影像を示す. 点火後400 ms時点のもので, 化学自発光を捉えている. この時デトネーション波は, 紙面右方 (+X方向) へ伝播している. 図3(b)より, 機軸方向 (Z方向) および伝播方向 (X方向) に直行する方向には, 自発光の強度が概ね一様に分布していることがわかる. また, 図3(b)および(c)より, 自発光の強度は, デトネーション波の波頭付近以外でも高く, 波頭付近以外にも燃焼領域があることがわかる.

図4に酸化剤の窒素希釈率が0% (Run #018), 10.5% (Run #024), および14.2% (Run #027) の場合の波

動線図を示す. この波動線図は, 高速度カメラによる後方からの撮影像から, Y方向の中心線 ($Y = 2.5 \text{ mm}$) 上のピクセル列を抜き出し, 時間方向に積層して作成したものである. 上述の通りY方向には自発光の強度分布が概ね一様であることから, このようにして作成した波動線図は, 燃焼室内を伝播するデトネーション波の十分典型的な挙動を示すものと考えられる. この図からは, 実際のデトネーション波は, 必ずしも定常的に伝播している訳ではなく, 平均的な伝播速度のまわりで加減速を繰り返しながら, 非定常的に伝播する様子が観察できた. また, 必ずしも明瞭な1つの波頭のみが観察され続ける訳ではなく, 瞬時的には, 波頭が2つに分裂したり, あるいは, 波頭が不明瞭となったりする様子も観測された. また, 伝播の容態に応じて瞬時的な伝播速度にも差異が生じることが確認された.

図5に、窒素希釈率が諸量に与える影響をまとめて示す。まず、図5(a)では、窒素希釈率の増加に伴いデトネーション波の平均伝播速度が低下することがわかる。ここで、平均伝播速度は、任意の20往復に要した時間と燃焼室のX方向寸法より算出した。誤差棒は、平均伝播速度の変動量を示し、概ね10%程度である。この変動量は、窒素希釈率が増加するとともに増加する傾向が見てとれる。また、このとき、図5(b)より、同時にCJ (Chapman-Jouguet) デトネーション速度 (CJ速度) も低下するが、図5(c)より、CJ速度で規格化した場合にも、平均伝播速度は、窒素希釈率の増加に伴って低下することが確認できる。図5(d)には、各条件下でのデトネーションセル幅を示す。窒素希釈率の増加に伴いセル幅が大きくなることがわかる。セル幅の変化による影響が示唆されるものの、より多面的な分析が必要となる。

4. おわりに

本研究では、燃料および酸化剤として気相エチレンおよび気相酸素を用いて作動するRSDEに対して、燃焼室内の化学自発光を後方および側方から高速カメラにより撮影した。なお酸化剤は、窒素により希釈し、希釈率を変えてその影響を検討した。この結果として、以下の結論を得た。

- 燃焼室内においてデトネーション波は、機軸方向および伝播方向と直行する方向には概ね同様であることが確認された。
- 燃焼室においてデトネーション波は、必ずしも平均速度で定常的に伝播する訳ではなく、平均速度に対して加減速を繰り返すことがわかった。加減速の程度は、およそ10%程度であり、窒素希釈率の増加とともに増加する傾向が見られた。
- 本研究の条件下では、デトネーション波の平均伝播速度をCJデトネーション速度で除した規格化伝播速度は、窒素希釈率の増加により低下した。

謝辞

本研究はJSPS科研費JP22K14422, JP JP23KK0082, およびJP23K20036の助成を受けた。ここに記して謝意を表する。

文献

- [1] デトネーション研究会, *デトネーションの熱流体力学I 基礎編*, 東京都, 日本, 理工図書株式会社 (2011).
- [2] J. H. S. Lee: *The Detonation Phenomena*, Cambridge University Press, New York, (2008).
- [3] J. H. S. Lee著, 笠原次郎, 前田慎市, 遠藤琢磨, 笠原裕子訳: *デトネーション現象*, 化学工業日

報社, 東京 (2018).

- [4] F. Zhang: *Shock Waves Science and Technology Library, Vol. 6, Detonation Dynamics*, Springer, Berlin, (2012).
- [5] K. Kailasanath: "Review of Propulsion Applications of Detonation Waves," *AIAA J.*, Vol. 28, No. 9, (2000).
- [6] F. K. Lu and E. M. Braun: "Rotating Detonation Wave Propulsion: Experimental Challenges, Modeling, and Engine Concepts," *J. Propul. Power*, Vol. 30, No. 5, (2014).
- [7] B. A. Rankin, T. A. Kaemming, S. W. Theuerkauf, and F. R. Schauer: "Overview of Performance, Application, and Analysis of Rotating Detonation Engine Technology," *J. Propul. Power*, Vol. 33, No. 1, (2017).
- [8] M. Yamaguchi, K. Matsuoka, A. Kawasaki, J. Kasahara, H. Watanabe, and A. Matsuo: "Supersonic combustion induced by reflective shuttling shock wave in fan-shaped two-dimensional combustor," *Proc. Combust. Inst.*, Vol. 37, (2019).
- [9] M. Yamaguchi, T. Taguchi, K. Matsuoka, A. Kawasaki, J. Kasahara, H. Watanabe, and A. Matsuo: "Investigation of Combustion Modes and Pressure of Reflective Shuttling Detonation Combustor," *Proc. Combust. Inst.*, Vol. 38, (2021).
- [10] V. Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada: "Flight Demonstration of Pulse Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31 in Space," *J. Spacecraft Rocket*, Vol. 60, No. 1, (2023).
- [11] K. Goto, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada: "Space Flight Demonstration of Rotating Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31," *J. Spacecraft Rocket*, Vol. 60, No. 1, (2023).
- [11] E. J. Gutmark: "Pressure gain combustion," *Shock Waves*, Vol. 31, (2021).
- [12] V. Raman, S. Prakash, and M. Gamba: "Nonidealities in Rotating Detonation Engines," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 55, (2023).
- [13] T. Nagaoka, K. Matsuoka, Y. Takahashi, H. Watanabe, N. Itouyama, A. Kawasaki, J. Kasahara, A. Matsuo: "Effect of Reflection Wall Distance and Supply Conditions on Reflective Shuttling Detonation Combustor," *Combust. Flame*, Vol. 276, (2025).