

3A11 液体燃料を用いた回転デトネーションエンジンの 燃焼器内液体分布の作動影響に関する実験研究

○佐藤寛，鈴木颯太，伊東山登，松岡健，笠原次郎（名古屋大学）
川崎央（静岡大学），松尾亜紀子（慶應義塾大学），船木一幸（JAXA/ISAS）

Experimental study on the operating effects of liquid distribution in the rotating detonation engine with liquid fuel
Tomoki Sato, Sota Suzuki, Noboru Itouyama, Ken Matsuoka, and Jiro Kasahara (Nagoya university)
Akira Kawasaki (Shizuoka university), Akiko Matsuo (Keio university), Ikkoh Funaki (JAXA/ISAS)

Key Words : Compressible Flow, Supersonic Flow, Internal Flow

Abstract

Rotating detonation engine (RDE) is one of the engines using detonation waves, which are supersonic combustion waves, and the combustor size is expected to be reduced due to the compression performance by shock waves. In this study, combustion tests were conducted using RDE with liquid ethanol and gaseous oxygen to obtain the operating characteristics and propulsive performance. A rotating detonation wave was observed. When the manifold pressure at cold flow was less than the combustion pressure, the combustion was finished because it took time to recover the pressure. In the combustor without a contraction-expansion nozzle, a non-ignition mode was confirmed for large combustor diameter. The small Damkohler number and the small cross-flow Weber number were shown to cause a non-ignition mode. As for the propulsive performance, it was confirmed that the combustor without a contraction-expansion nozzle should be compared with the theoretical value of the Rayleigh flow, not with the theoretical value of the isentropic flow used in a conventional rocket engine. In addition, the combustion tests with small combustor L/d and small mass flux showed smaller characteristic exhaust velocities compared to the theoretical values.

1. 緒言

デトネーション波は、可燃性混合気中を、衝撃波を伴いながら超音速で伝播する燃焼波である。デトネーション波は、衝撃波と燃焼波が近く、強くカップリングすることで自走伝播する[1,2]。衝撃波によって流体的に高温・高圧に圧縮されるため、短時間で燃焼完結することができる。したがって、燃焼器サイズを小型にできるという利点がある。デトネーション波を利用したエンジンの一つに回転デトネーションエンジン（Rotating detonation engine, RDE）がある。RDEは、周方向にデトネーション波を伝播させ、軸方向推力が連続的に得られるエンジンである。近年のRDEの研究はWolanski [3], Anand and Gutmark [4], Raman et al. [5]によってまとめられている。RDE作動パラメータ、内部燃焼構造、推進性能に関しては数多くの研究が行われてきた[6-11]。Bykovskii et al. [6]は様々な燃料と酸化剤の組み合わせでRDE作動と充填高さの関係を経験的に観測した。Rakin et al. [7]は水素-空気をを用いたRDEでOH*ラジカル発光可視化および圧力、伝播速度計測によって非予混合時のデトネーションの燃焼構造について研究した。Anand et al. [8,9]は様々なインジェクタを持つ二十円筒型RDEを用いて

RDE作動範囲とデトネーション波速度に関して評価した。Athmanathan et al. [10]は、化学発光及びOH-PLIF観測を行い、非予混合RDEにおける壁面の曲率の影響を調査した。また、3次元非定常レイノルズ平均ナビエ-ストークス方程式(URANS)を行い、実験値とよく一致した結果を報告した。Bach et al. [11]は、燃焼器幾何形状、質量流束、作動範囲の淀み圧力依存関係について調査した。上記は主に二十円筒型RDEでの研究例だが、単円筒型RDE、ディスク型RDEなど様々な幾何形状を用いた研究が行われている。単円筒RDEにおける利点の一つは、二重円筒RDEと比較して内側の壁がないことによって構造重量が小さくなり、熱負荷対策も軽減できる点が挙げられる。Kawasaki et al. [12], Yokoo et al. [13]によって単円筒RDEの推進性能が二重円筒RDEと同等程度であることが確かめられた。

以上の研究は気体推進剤が用いられており、十分に作動特性や推進性能の研究が進められている。しかし、RDEの実用化に関しては、未だに多くの課題が存在する。その一つに高いエネルギー密度を有する液体推進剤の適用がある。デトネーション波は、自走伝播のために衝撃波背後で直ちに燃焼する必要がある

るため、液体推進剤を用いたRDEでは、デトネーション波が1周する間に大部分の液体推進剤が微粒化・蒸発の過程を経て混合されていなければいけなく、気体推進剤と比較して複雑な現象を有する。近年、液体推進剤を用いたRDEの研究がいくつか報告されている[14-19]。Kindracki et al. [14]は、液体ケロシンと空気を推進剤として少量の水素を加えることでデトネーション波伝播について研究した。安定したデトネーション波伝播にはケロシンを加熱必要があると報告している。Frolov et al. [15]は、多孔質材を用いてフィルム上に液体n-ペンタンを供給することでデトネーション波伝播を確認し、燃焼壁への熱負荷が効果的に減少したことを報告した。Lim et al. [16]は液体RP-2と予熱した気体酸素を用いてRDE作動に成功しており、燃焼器熱負荷が、化学平衡状態を仮定したときの従来の燃焼器のスロート熱負荷よりも大幅に低いことを報告した。Ding et al. [17]は液体ケロシンと空気を推進剤としたRDEにおいて、酸素質量分率の伝播モードへの影響を研究した。酸素質量分率が増加すると伝播モードが1枚伝播から2枚伝播に変化し、さらに、総質量流束が $50 \text{ kg/(s}\cdot\text{m}^2)$ 未満では2枚の回転燃焼波が逆回転するモードが現れたことを報告した。Zhao et al. [18]は液体ケロシンを用いた単円筒RDEで、出口収縮比が伝播モードに与える影響について調査し、収縮比が2.5以上でデフラグレーションモード及び不着火モードが観測されたと報告した。

Ishihara et al. [19] は、液体エタノールと気体酸素の組み合わせでRDE作動実証し、 CH^* ラジカル発光可視化でRDEの内部燃焼構造を観測した。

上記のように、液体推進剤を用いたRDEの研究は行われてきているものの、RDEの作動条件は明確にわかっていない。本研究グループでは、常温・常圧で液体のエタノールを用いて酸化剤に液体亜酸化窒素を用いて、液体推進剤を用いたRDEの作動条件、推進性能および内部燃焼構造に関する研究を行ってきた[20]。異種衝突型インジェクタを用いて、内側インジェクタ角度が小さいとき、RDE作動しなかった。この理由としては、デトネーション波が回転伝播する壁面付近に推進剤が十分供給できなかったからであると考えられる。一方で、インジェクタと壁面が近く、供給後すぐに壁面と衝突して液膜を形成してしまうと、デトネーション波伝播の必要条件であるデトネーション波背後における急速な燃焼が満足できない可能性がある。そこで本稿ではインジェクタおよび壁面内径を変えることで燃焼器内の液体分布を変更させ、RDE作動に及ぼす影響について調査した。

2. 実験装置

本研究で使用する本研究で用いた単円筒RDEの概要を図1に示す。図1に示す通り、2つの異種衝突型インジェクタを用いた。どちらも内側から気体酸素、外側から液体エタノールを供給した。エタノールは室

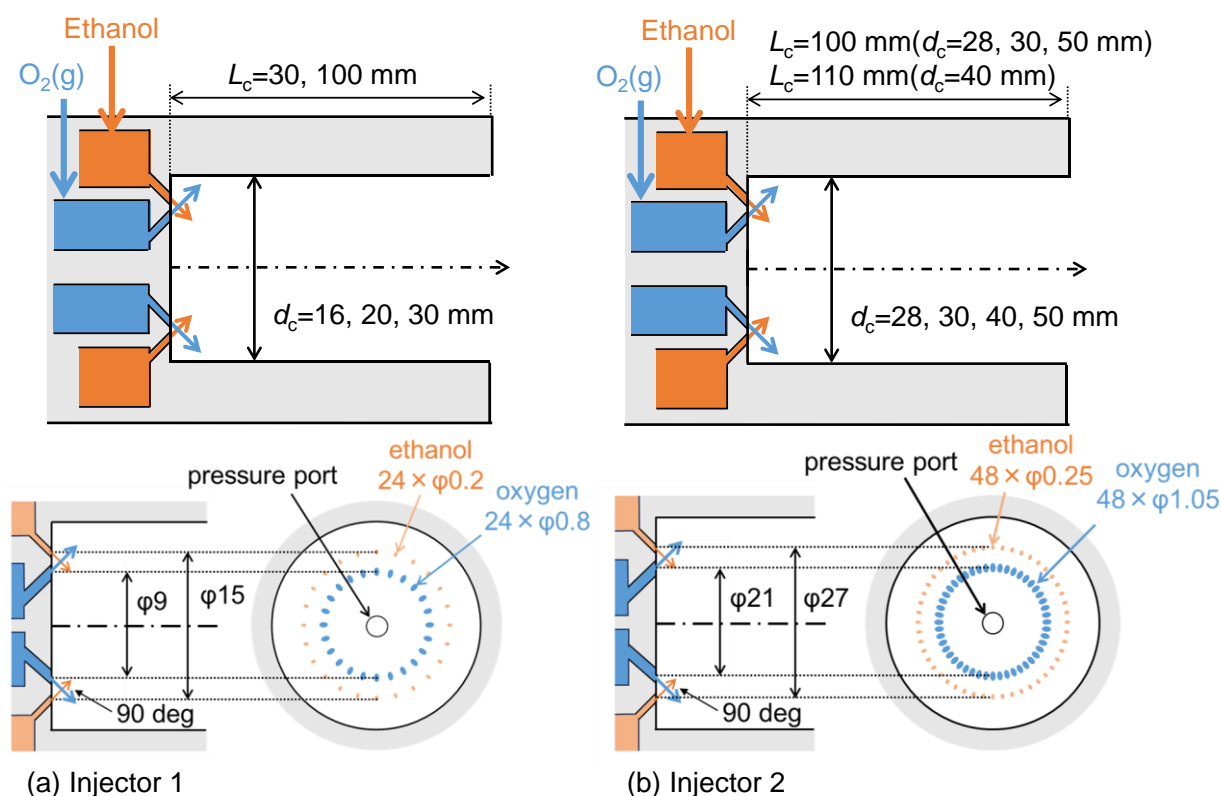


図1 実験装置

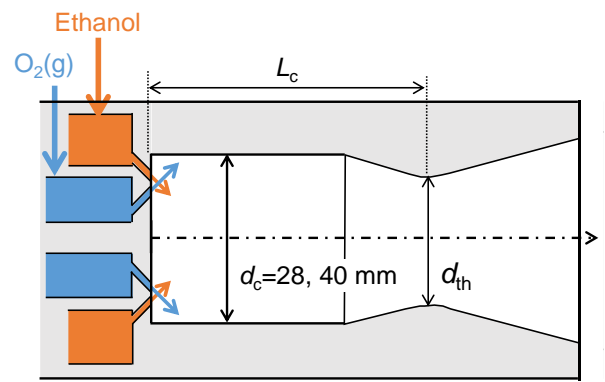


図 2 実験装置（インジェクタ2，ノズルあり）

表 1 燃焼器幾何形状

Injector	d_c [mm]	L_c [mm]	Wall	Nozzle	ε_c
1	18	100	Resin	×	—
	20	30/100	SUS	×	—
	30	100	Resin	×	—
2	28	100	Resin	×	—
		115	Resin	○	1.77
	30	100	Resin	×	—
	40	110	SUS	×	—
		130	SUS	○	1.71
	50	100	Resin	×	—

素加圧によって供給し、酸素はブローダウンによって供給した。図 1 (a)および図 1 (b)の衝突点はそれぞれ12 mm, 24 mmであり、衝突角はどちらも90 degである。図 1 (a)より、インジェクタ1は、エタノールインジェクタに24×φ0.20 mmのホールインジェクタ、酸素インジェクタに24×φ0.80 mmのホールインジェクタを用い、それぞれピッチ円15 mm, 9 mmから供給した。一方、図 1 (b)より、インジェクタ2は、エタノールインジェクタに48×φ0.25 mmのホールインジェクタ、酸素インジェクタに48×φ1.05 mmのホールインジェクタを用い、それぞれピッチ円27 mm, 21 mmから供給した。両方のインジェクタ間距離をほとんど同じである。また、燃焼器内径はインジェクタ1では16, 20, 30 mmと変化させ、インジェクタ2では28, 30, 40, 50 mmと変化させた。したがって、インジェクタ1はエタノールインジェクタと壁面の距離は0.5, 2.5, 7.5 mmと変化させ、インジェクタ2では0.5, 1.5, 6.5, 11.5 mmと変化させている。また、図 2に示すように、インジェクタ2において、燃焼器内径が28, 40 mmの条件でのみ収縮拡大ノズルを取り付けて燃焼試験を行った。収縮比 ε_c (A_c/A_{th})は1.7~1.8とほとんど同じ条件である。収縮拡大ノズル使用時の燃焼器長は燃焼器底部からノズルスロートまでの距離である。以上の実験装置の幾何形状を表 1にまとめる。表 1より、燃焼

器内径20, 40 mmのとき、壁面はSUS304を用い、それ以外は光造形のHighTempレジンを用いた。

本研究では、圧力、温度、軸方向推力が計測された。圧力（PAA-23, Keller）は各マニホールド内部圧力 $p_{ethanol}$, p_{ox} 、底部圧力 p_0 、壁面圧力 p_5 - p_{85} を計測した。温度は接地型シースK型熱電対（JISクラス2）を用いて、各マニホールド内部温度 $T_{ethanol}$, T_{ox} を計測した。RDEの高周波作動確認のため、軸方向下流から高速度カメラ（Phantom v2011, 400,000 fps）を用いた内部可視化を行った。また、壁面にレジンを用いた試験では径方向から高速度カメラ（TMX-7510, 400,000 fps）で内部可視化した。点火には火薬を用いた。

3. 結果と考察

3.1. RDE作動範囲

図 3に実験条件およびその条件での燃焼形態を示す。実験条件は当量比および質量流量を変更させた。先行研究[19]より、インジェクタ1（24対）では、当量比範囲が0.5~1.0でしかRDE作動しないため、燃焼器内径を変化させる試験は、当量比が0.5付近で燃焼試験を行った。また、インジェクタ2（48対）では、RDE作動する当量比範囲が大きいいため、両論比（当量比1）で燃焼試験を行った。また、先行研究[21]より、燃焼圧力もRDE作動に影響を及ぼすため、質量流束 $G(=\dot{m}_{total}/(A_c/\varepsilon_c))$ をほぼ一定とするために、内径が大きい場合は流量を増加させるなど質量流量を変化させた。また、全ての燃焼試験は背圧13±4 kPaの真空環境下で実施した。「デトネーション」と「デフラグレーション」の判別は後述する。「失火」はある秒数火炎維持されたが、推進剤供給終了前に火炎維持ができなくなったモード、「不着火」は火薬の発破には成功したが燃焼器内で火炎維持されなかったモードである。

図 3より、インジェクタ1では燃焼器内径が30 mmの時はRDE作動に成功したが、18 mmの時はデフラグレーションであった。また、燃焼器内径が20 mm、長さが30 mmの時、質量流束が小さくなると、デトネーションからデフラグレーション、不着火にモードが変化した。一方インジェクタ2では、内径50 mmでは不着火となった。また、内径40 mmでは質量流束が小さい燃焼試験しか火炎は維持できなかった。内径30 mmの時は、全ての条件でRDE作動した。しかし、内径28 mmでは質量流束が小さい燃焼試験では不着火となったが、質量流束を大きくすると、失火モードとなった。ノズルを付けた場合、ノズルがない不着火の質量流束でも火炎維持し、RDE作動に成功した。2つのインジェクタを比較すると、インジェクタ-壁面距離が最小の0.5 mmの条件で燃焼形態が異なることが確認できる。燃焼形態の違いやそれ

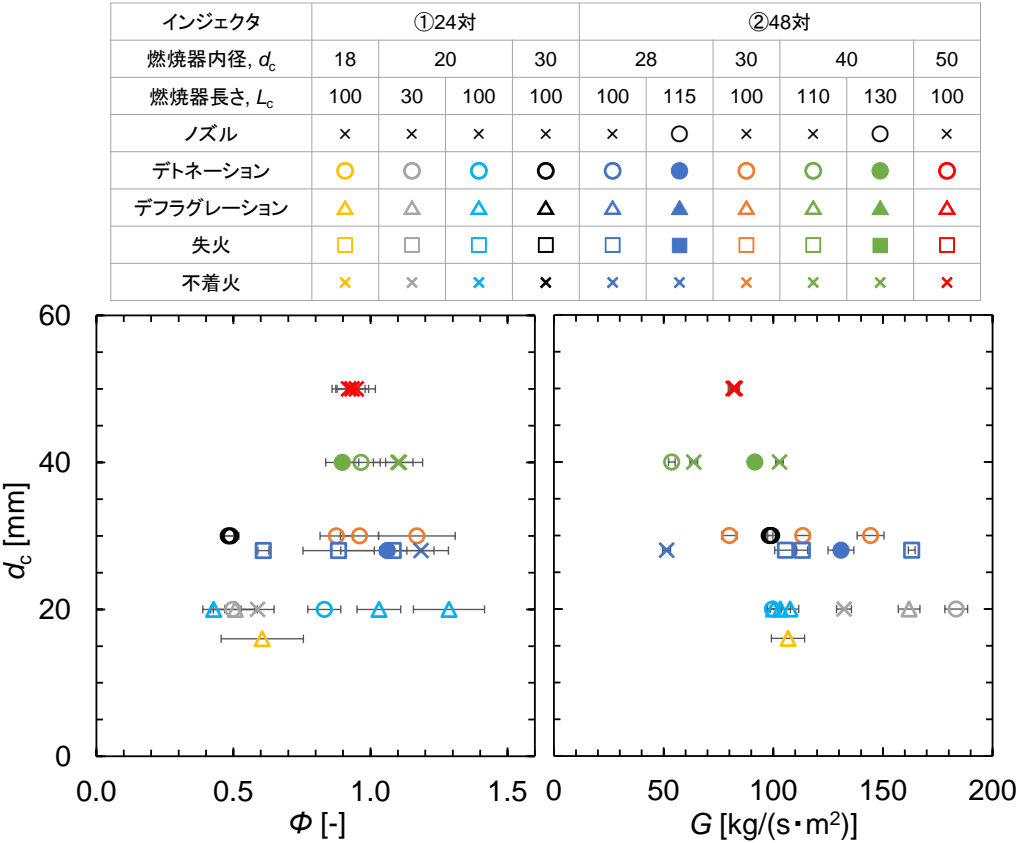


図 3 実験条件および燃焼形態

それぞれの燃焼器における不着火，失火モードの原因については後述する。

図 4にインジェクタ1およびインジェクタ2での圧力履歴を示す．壁面にレジンを用いた試験では燃焼試験の途中で溶ける可能性があったため，燃焼時間は0.5 sと設定した．図 4より，燃焼器内径は異なるが，同じ質量流束でも総インジェクタ断面積の小さいインジェクタ1ではより高いマニホールド圧力で供給されている．気体酸素はどちらもチョーク流れで供給されている．インジェクタ2のコールドフローでのエタノールマニホールド圧力は，燃焼圧力と近く，点火と同時に圧力の増加が確認された．圧力の増加幅が燃焼圧力よりも高い理由として，高圧なデトネーション波によってインジェクタの一部で逆流する領域が存在し，実効断面積が小さくなっているからであると考えられる．

図 5に軸方向下流からの自発光画像履歴を示す．図 5 (a)では，明確な回転燃焼波は確認されなかったが，図 5 (b)では高輝度の回転燃焼波を確認した．また，自発光画像履歴から求めた短時間フーリエ変換 (Short-Time Fourier Transform, STFT)結果を図 6に示す．STFT結果は，図 5に赤色の領域で示す中心から壁面までの1ピクセルの全画像の平均輝度値にフーリエ変換を実行した．図 6より，図 6 (b)では高周波

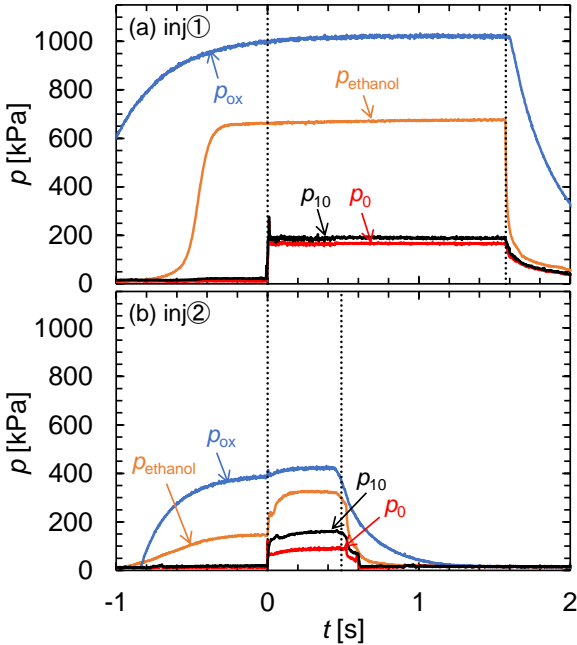


図 4 圧力履歴; (a)インジェクタ1, $d_c=20$ mm, $\Phi=1.03\pm0.08$, $G=100\pm3$ kg/(s·m²), SUS, デフラグレーション, (b) インジェクタ2, $d_c=30$ mm, $\Phi=1.17\pm0.14$, $G=80\pm4$ kg/(s·m²), Resin, デトネーション

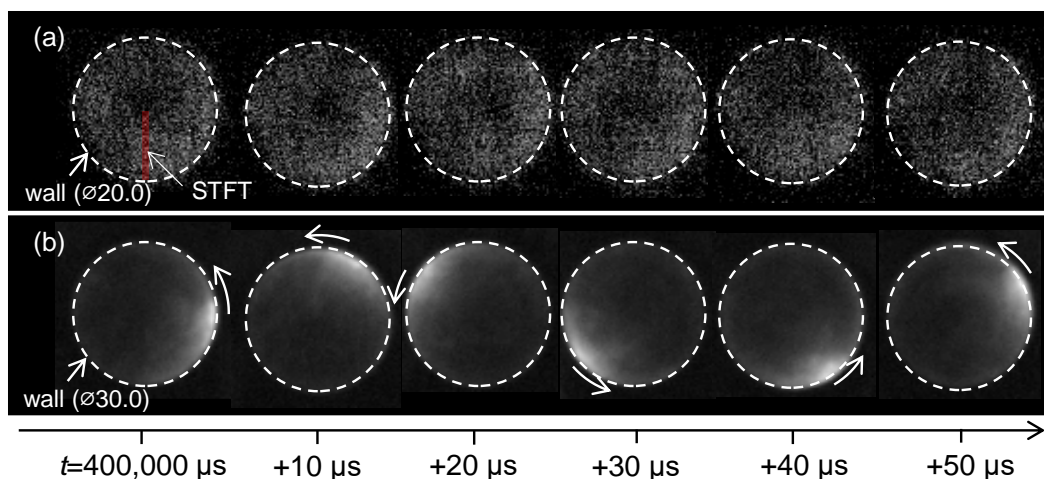


図 5 軸方向下流からの自発光画像履歴; (a)インジェクタ1, $d_c=20$ mm, $\Phi=1.03\pm0.08$, $G=100\pm3$ kg/(s·m²), SUS, デフラグレーション, (b) インジェクタ2, $d_c=30$ mm, $\Phi=1.17\pm0.14$, $G=80\pm4$ kg/(s·m²), Resin, デトネーション

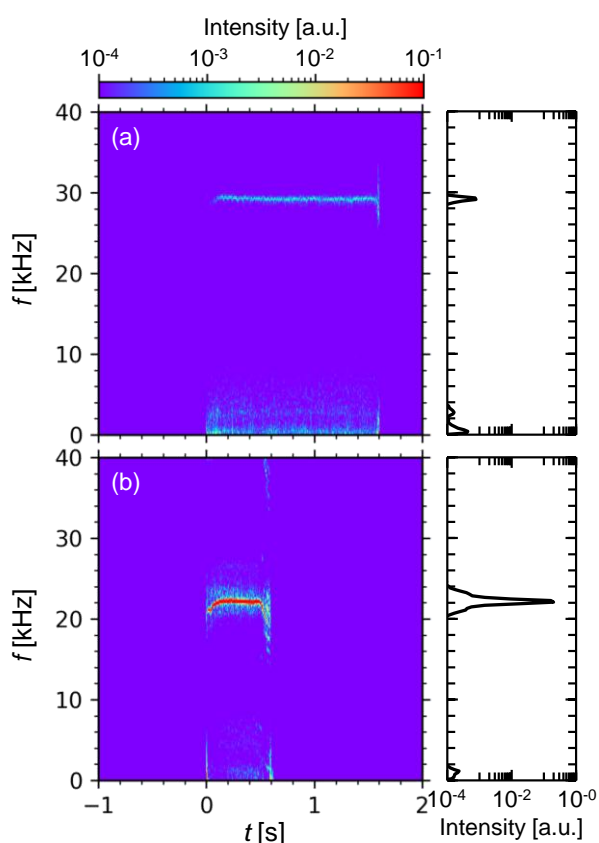


図 6 短時間フーリエ変換(STFT)結果; (a)インジェクタ1, $d_c=20$ mm, $\Phi=1.03\pm0.08$, $G=100\pm3$ kg/(s·m²), SUS, (b) インジェクタ2, $d_c=30$ mm, $\Phi=1.17\pm0.14$, $G=80\pm4$ kg/(s·m²), Resin

数におけるピーク値の強度が大きい。したがって、このモードをデトネーションと定義した。図 6(a)にも高周波数に弱いピーク値があるが、1 kHz未満の低周波数のピーク値と同じ程度の強度であり、図 6(b)のピーク値と比較すると、2桁以上小さい。これは、

燃焼振動等の火炎の揺らぎを捉えていると考えられ、デトネーションとは違うモードであると考えられる。したがって、図 6(a)に見られるような、明確な回転燃焼波が確認できず、STFT結果でも高周波数帯でも高強度のピーク値を持たないモードをデフラグレーションと定義した。

3.2. 失火モード

図 3に示した通り、インジェクタ2で $d_c=28$ mmのとき、失火モードとなった。この時の圧力履歴の一例を図 7に示す。図 7より、点火時に燃焼室圧力(p_0 , p_{10})が立ち上がっているため、点火に成功し火炎の維持を確認した。しかし、推進剤の供給が終了していない中で点火後約0.1 sで燃焼圧力が低下し、火炎が維持できなくなったことが確認できる。また、インジェクタ固定で内径を小さくしているため、エタ

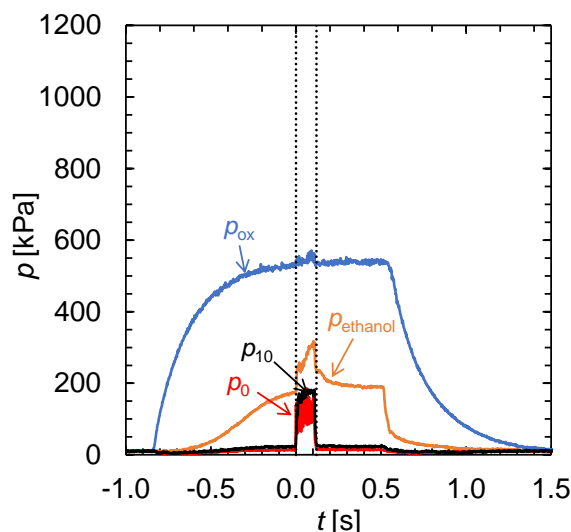


図 7 圧力履歴; インジェクタ2, $d_c=28$ mm, $\Phi=1.08\pm0.05$, $G=113\pm3$ kg/(s·m²), Resin, 失火

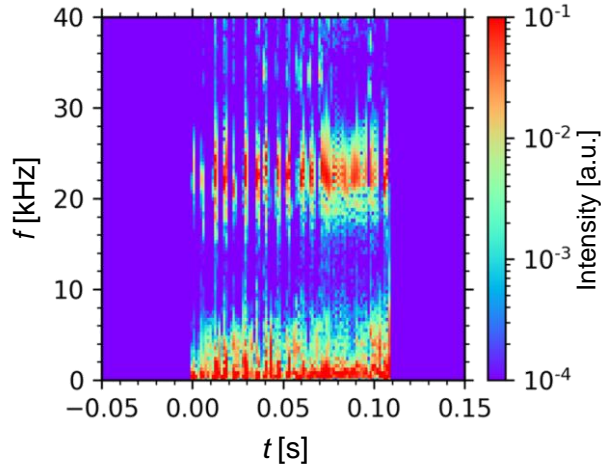


図 8 STFT 結果；インジェクタ 2, $d_c=28$ mm, $\Phi=1.08\pm0.05$, $G=113\pm3$ kg/(s \cdot m²), Resin, 失火

ノールマニホールド圧力も点火してから増加していることが確認できる。

図 8に失火モードでのSTFT結果を示す。図 8より、点火後、高周波作動（デトネーション）と低周波作動（デフラグレーション）を繰り返している。上記にも述べたが、デトネーション作動しているとき、マニホールド圧力が低いと、高压のデトネーション波によってインジェクタの実効断面積が小さくなる。したがって、エタノールの供給が小さくなってデトネーション作動しなくなったのだと考えられる。また、燃焼終了近くではデトネーションの割合が高いことが確認でき、エタノールの強が追従できずに失火したと考えられる。以上の結果より、エタノールのコールドフローでのマニホールド圧力と理論燃焼圧力 p_{th} の比の失火モードへの影響について図 9に示す。理論燃焼圧力 p_{th} は式(1)より算出した。

$$p_{th} = \frac{c_{th}^* \dot{m}_{total}}{A_c / \varepsilon_c} \quad (1)$$

ここで、 c_{th}^* は理論特性排気速度である。通常のロケットエンジンでは、式(2)を用いる。

$$c_{th, isentropic}^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2)$$

しかし、式(2)は淀み圧力（燃焼圧力）がスロートでチョークするまで等エントロピー過程を仮定して導出するため、この式は断面積が減少しながら加速する。したがって、今回のノズルのない燃焼器では、摩擦を無視すると仮定すると、燃焼熱によって加速する（熱閉塞）と考えられる。これはレイリー流れでのチョークである。レイリー流れでは熱量 Q_{max} を経て、出口でチョークする。 Q_{max} は式(3)に示すよう

に、未燃推進剤と既燃推進剤のエンタルピー差より算出した。

inj	①24対				②48対			
d_c	18	20	30	28	30	40	50	
L_c	100	30	100	100	100	110	100	
Nozzle	×	×	×	×	×	×	×	×
Deto.	○	○	○	○	○	○	○	○
Deflag.	△	△	△	△	△	△	△	△
失火	□	□	□	□	□	□	□	□
不着火	×	×	×	×	×	×	×	×

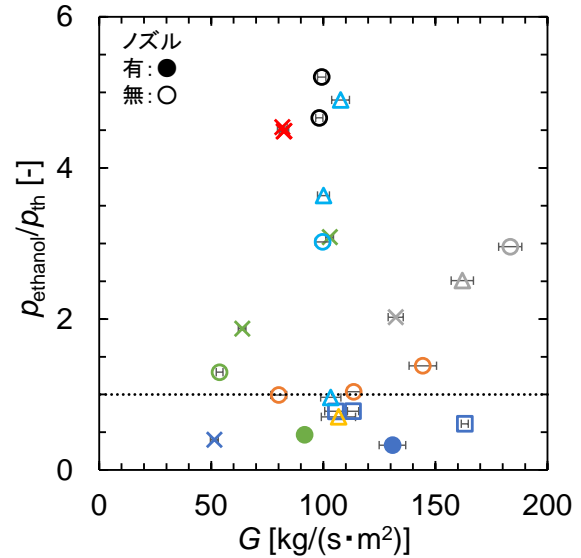


図 9 圧力比の失火モードへの影響

$$Q_{max} = \sum_{unburned} \mu_j h_{j(T)} - \sum_{burned} \mu_k h_{k(T)} \quad (3)$$

ここで、 μ_j, μ_k はそれぞれ未燃推進剤と既燃推進剤の質量分率、 $h_{j(T)}, h_{k(T)}$ は未燃推進剤と既燃推進剤のエンタルピーである。熱量的完全気体を仮定したとき、連続の式より理論特性排気速度 $c_{th, Rayleigh}^*$ は式(4)～(6)より算出した。

$$c^* = \frac{p_0 A_c}{\dot{m}_{total}} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{total} = \rho u A_c = p_0 A_c \frac{\gamma M_0}{a_0} \quad (5)$$

$$c_{th, Rayleigh}^* = \frac{a_0}{\gamma M_0} \quad (6)$$

ここで、 a_0 は初期音速、 M_0 は初期マッハ数である。簡単のため、熱量的完全気体を仮定しており、未燃推進剤に Q_{max} が与えられてチョークすることを考えた。ここで熱量 Q_{max} は主に推進剤の当量比によって決定するため、出口チョークを満たすように初期マッハ数 M_0 は供給条件に依らず式(7)によって陰的に算出される。

$$\frac{Q_{\max}}{C_p T_0} = \frac{(M_0^2 - 1)^2}{2(\gamma + 1)M_0^2} \tag{7}$$

図 9より、インジェクタ2で $d_c=28\text{ mm}$ のとき、圧力比は1よりも小さい。したがって、点火と同時に供給が止まり、マニホールド圧力も小さいため圧力回復に時間がかかって失火につながったと考えられる。また、インジェクタ1で $d_c=16\text{ mm}$ のときは火炎の保持に成功したが、この原因としてデフラグレーションであったことと、燃焼器 L/d が大きかったことが挙げられる。インジェクタ-壁面距離は変更していないが、内径を大きくするとデトネーション作動しやすいことが考えられる。曲率半径を変えた参考文献[22-24]では、内側の曲率半径 r_i とセルサイズ λ で評価しており、 r_i/λ が大きいほど曲がりのある流路での伝播が安定すると報告している。流路幅は等しいため、外側の曲率も影響しているとも捉えることができる。また、単円筒RDEの内径を変化させた研究[25]、二重円筒RDEの内筒の半径を変化させた研究[26]では、燃焼断面積が大きくなるほどRDE作動範囲が広がると報告している。二重円筒RDEでは、自己着火推進剤を使用しており、燃焼断面積の増加に伴い、燃焼器壁に付着した液体推進剤の量が減少し、より多くの液体推進剤が回転デトネーション波を維持するために利用されるからであると報告している。

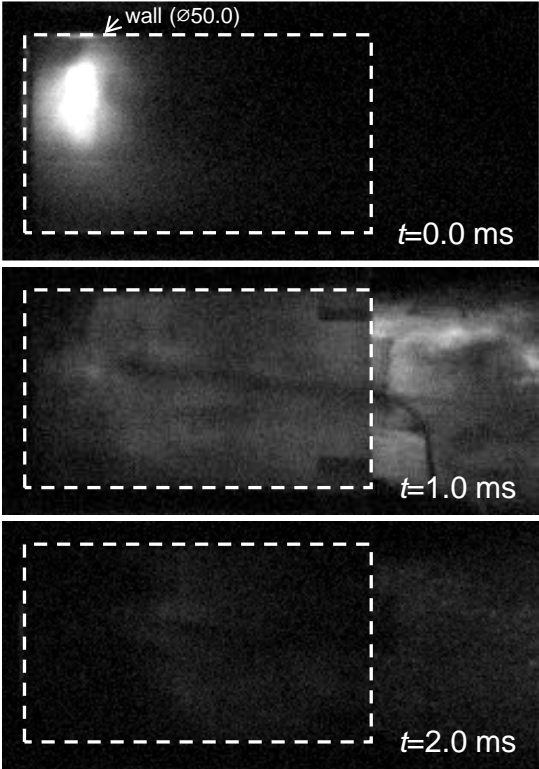


図 10 径方向自発光画像; インジェクタ2, $d_c=50\text{ mm}$, $\Phi=0.95\pm0.07$, $G=82\pm3\text{ kg/(s}\cdot\text{m}^2)$, Resin, 不着火

したがって、デトネーション作動しやすさに関しては、径方向からレーザーシートを入れて燃焼器内部の液体推進剤分布を定性的に評価する予定である。

3.3. 不着火モード

図 3に示した通り、燃焼器内径 $d_c=40, 50\text{ mm}$ のとき、不着火モードとなった。 $d_c=50\text{ mm}$ のときの径方向からの自発光可視化結果を図 10に示す。図 10より、燃焼器内で点火に成功したことが確認できるが、火炎は燃焼器内で維持できず吹き消えた。この原因として、ダンケラー数で評価した。ダンケラー数 Da は参考文献[27,28]より、式(8)~(10)より算出した。

$$Da = \frac{d_{\text{ethanol}}/|u_{\text{ethanol}} - u_{\text{ox}}|}{\rho_{\text{ethanol}}/(\dot{\omega}M_{\text{ethanol}})} \tag{8}$$

$$\dot{\omega} = A\exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right)[\text{Ethanol}]^{0.15}[\text{Oxygen}]^{1.6} \tag{9}$$

$$[\text{Propellant}] = \frac{\dot{m}L_c/(uM_w)}{A_cL_c} \tag{10}$$

ここで、 d_{ethanol} はエタノールインジェクタ径、 u_{ethanol} はエタノール供給速度、 u_{ox} は酸素供給速度、 $\dot{\omega}$ は化学反応速度である。 M_w はモル質量、 E_a は活性化エネルギー(=30.0 kcal/mol)であり、係数 A は 1.8×10^{12} である。図 11にダンケラー数と燃焼器 L/d の不着火モードへの影響を示す。火炎維持には L/d も影響している

inj	①24対				②48対			
	d_c	18	20	30	28	30	40	50
L_c		100	30	100	100	100	110	100
Nozzle		×	×	×	×	×	×	×
Deto.		○	○	○	○	○	○	○
Deflag.		△	△	△	△	△	△	△
失火		□	□	□	□	□	□	□
不着火		×	×	×	×	×	×	×

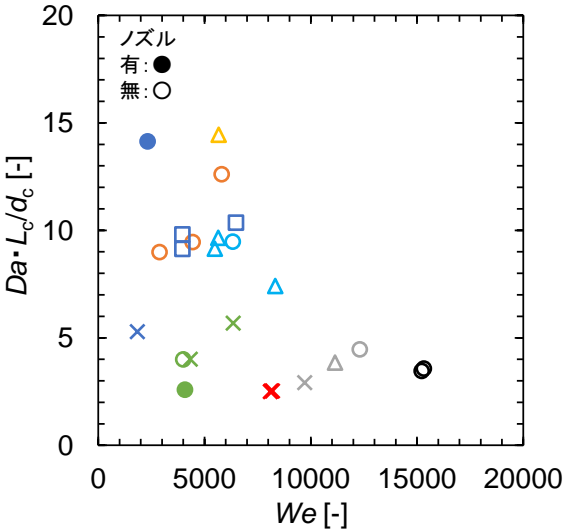


図 11 ダンケラー数と L/d の不着火モードへの影響

と考えられるが、式(10)で燃焼器長 L_c が打ち消されてしまうため、ダンケラー数に燃焼器 L/d をかけた。また、横軸は微粒化の指標であるクロスフローウェーバー数 We である。 We は式(11)より算出した。

$$We = \frac{\rho_{ox}|u_{ethanol} - u_{ox}|^2 d_{ethanol}}{\sigma_{ethanol}}$$

(11)

ここで、 $\sigma_{ethanol}$ はエタノールの表面張力である。図 11 より、クロスフローウェーバー数が小さく、かつダンケラー数と燃焼器 L/d の積が小さいほど火炎が保持しない傾向が確認できた。ただ、 $d_c=40\text{ mm}$ で質量流束が小さいと火炎が保持したが、エタノールの流速が関係していると考えられる。今回、エタノール流速は燃焼器内で一定としていたが、壁面摩擦などで出口にかけて流速が減少していることが考えられ、今後の検討事項である。また、ノズルがある燃焼試験では小さい We 数、小さい Da 数でも火炎が保持した。したがって、エタノールが内部で滞留した影響が大きいと考えられる。燃焼器内の燃焼器内部の液体推進剤分布が影響を及ぼしていると考えられ、失火モード同様、径方向からレーザーシートを入れて定性的に評価する予定である。

3.4. 推進性能

図 12に特性排気速度 c^* の結果を示す。点線で示し

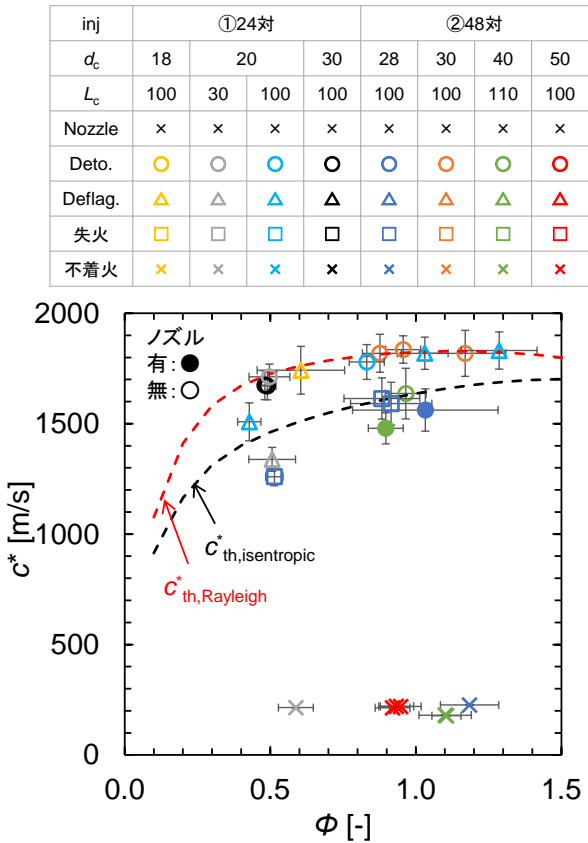


図 12 特性排気速度

た理論 c^* はそれぞれ式(2), (6)によって算出した。また、実験値は式(4)より算出した。燃焼壁にレジンをういた試験では、一部溶損が確認できたため、燃焼試験前後の質量差と燃焼時間で質量流量を補正した。図 12より、ノズルを用いていない燃焼試験では、ノズルを用いた燃焼試験よりも c^* が高いことが確認できる。また、レイリー流れと等エントロピー流れの理論線を比較しても、レイリー流れの c^* の方が大きく出る結果となっており、実験値はほぼ理論線に乗ることが確認できる。したがって、ノズルのない燃焼器を用いた試験では、通常のロケットエンジンで用いられる理論特性排気速度(式(2))ではなく、レイリー流れでの理論値(式(6))との比較をしなければいけない。

また、燃焼器 L/d の小さい試験かつ質量流束が小さい燃焼試験では、理論値と比較して小さい特性排気速度であり、燃焼圧力が小さいと燃焼完結距離も長くなると考えられる。さらに、失火モードでは、燃焼終了近くの平均値をプロットしているが、特性排気速度が小さい。これは、マニホールド圧力と燃焼圧力の比が小さいため、流量の回復中でエタノール流量を過小評価している可能性がある。

4. 結論

本研究では、回転デトネーションエンジン(RDE)で、燃料に液体エタノール、酸化剤に気体酸素を用い、液体RDEの動作特性および推進性能の知見を得る目的で燃焼試験を行った。2種類のインジェクタおよび異なる燃焼器内径、収縮拡大ノズルの有無で燃焼試験を行い、以下の結論を得た。

液体RDEにおいて、回転デトネーション波を確認したが、コールドフロー時のマニホールド圧力が燃焼圧力よりも小さい場合は、流量も小さいため圧力回復に時間がかかり途中で失火した。インジェクタ-壁面距離は一定で燃焼器内径が大きいとデトネーション作動した原因として、曲率および燃焼断面積の増加が影響を及ぼしていると考えられ、今後の追加検証が必要である。また、収縮拡大ノズルのない燃焼器では燃焼器半径が大きいと不着火モードが確認された。小さいダンケラー数かつ小さいクロスフローウェーバー数だと不着火モードになることが示された。推進性能に関して、収縮拡大ノズルがない燃焼器では、通常のロケットエンジンで用いられる理論特性排気速度(等エントロピー流れ)ではなく、レイリー流れでの理論値との比較をしなければいけないことが確認できた。また、小さい燃焼器 L/d かつ質量流束が小さい燃焼試験では、理論値と比較して小さい特性排気速度であった。

謝辞

本研究は、デトネーションキックモーター観測ロケット軌道投入実証，独立行政法人宇宙航空研究開発機構，宇宙工学委員会戦略的研究費（2019.6-2022.3）；デトネーションエンジンに関する共同研究，自律圧縮型デトネーション推進機の物理解明：高次統合化観測ロケット宇宙飛行実証展開，科学研究費補助金 特別推進研究（2019.4-2024.3）（19H05464, 23H05446）（23K20036）の助成を受けて実施した。ここに記して謝意を示す。

参考文献

- [1] Heiser, W. H., Pratt, D. T., “Hypersonic airbreathing propulsion,” AIAA Education Series, 1994.
- [2] Pratt, D. T., Humphrey, J. W., Glenn, D. E., “Morphology of standing oblique detonation waves,” *Journal of Propulsion and Power* 7 (1991) 837–845.
- [3] Wolanski, P., “Detonative Propulsion,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 34, No. 1, 2013, pp. 125–158.
- [4] Anand, V., and Gutmark, E., “Rotating Detonation Combustors and Their Similarities to Rocket Instabilities,” *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 73, July 2019, pp. 182–234.
- [5] Raman, V., Prakash, S., and Gamba, M., “Nonidealities in rotating detonation engines,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, 55, 2023, 639–674.
- [6] Bykovskii, F. A., Zhdan, S. A., and Vedemikov, E. F., “Continuous Spin Detonations,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 6, 2006, pp. 1204–1216.
- [7] Rankin, B. A., Richardson, D. R., Caswell, A. W., Naples, A. G., Hoke, J. L., and Schauer, F. R., “Chemiluminescence Imaging of an Optically Accessible Non-Premixed Rotating Detonation Engine,” *Combustion and Flame*, Vol. 176, 2017, pp. 12–22.
- [8] Anand, V., George, A. S., Driscoll, R., and Gutmark, E., “Investigation of Rotating Detonation Combustor Operation with H₂-Air Mixtures,” *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 41, No. 2, 2016, pp. 1281–1292.
- [9] Anand, V., George, A. S., Driscoll, R., and Gutmark, E., “Analysis of Air Inlet and Fuel Plenum Behavior in a Rotating Detonation Combustor,” *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 70, 2016, pp. 408–416.
- [10] Athmanathan, V., Braun, J., Ayers, Z. M., Fugger, C. A., Webb, A. M., Slipchenko, M. N., Paniagua, G., Roy, S., Meyer, T. R., “On the effects of reactant stratification and wall curvature in non-premixed rotating detonation combustors,” *Combustion and Flame* 240 (2022).
- [11] Bach, E., Paschereit, C. O., Stathopoulos, P., and Bohon, M. D., “An Empirical Model for Stagnation Pressure Gain in Rotating Detonation Combustors,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 38, No. 3, 2021, pp. 3807–3814.
- [12] Kawasaki, A., Inakawa, T., Kasahara, J., Goto, K., Matsuoka, K., Matsuo, A., and Funaki, I., “Critical Condition of Inner Cylinder Radius for Sustaining Rotating Detonation Waves in Rotating Detonation Engine Thruster,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 37, No. 3, 2019, pp. 3461–3469.
- [13] Yokoo, R., Goto, K., Kawasaki, A., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I., “Propulsion Performance of Cylindrical Rotating Detonation Engine,” *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 12, 2020, pp. 5107–5116.
- [14] Kindracki, J., “Experimental research on rotating detonation in liquid fuel–gaseous air mixtures,” *Aerospace Science and Technology*, 43, 2015, 445–453.
- [15] Frolov, S. M., Shamshin, I. O., Aksenov, V. S., Gusev, P. A., Zelensky, V. A., Evstratov, E. V., and Alymov, M. I., “Rocket Engine with Continuously Rotating Liquid-Film Detonation,” *Combustion Science and Technology*, 2018.
- [16] Lim, D., Heister, S. D., Humble, J., and Harroun, A. J., “Experimental Investigation of Wall Heat Flux in a Rotating Detonation Rocket Engine,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 58, No. 5, 2021, pp. 1444–1452.
- [17] Ding, C., Wu, Y., Xu, G., Xia, Y., Li, Q., and Weng, C., “Effects of the oxygen mass fraction on the wave propagation modes in a kerosene-fueled rotating detonation combustor,” *Acta Astronautica*, 195, 2022, 204–214.
- [18] Zhao, M., Wang, K., Zhu, Y., Wang, Z., Yan, Y., Wang, Y., and Fan, W., “Effects of the exit convergent ratio on the propagation behavior of rotating detonations utilizing liquid kerosene,” *Acta Astronautica*, 193, 2022, 35–43.
- [19] Ishihara, K., Yoneyama, K., Sato, T., Watanabe, H., Itouyama, N., Kawasaki, A., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I., “Visualization and Performance Evaluation of Liquid-Ethanol Cylindrical

- Rotating Detonation Combustor,” Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 66, No. 2, 2023, pp 46-58.
- [20] Sato, T., Nakata, K., Ishihara, K., Itouyama, N., Matsuoka, K., Kasahara, J., Kawasaki, A., Nakata, D., Eguchi, H., Uchiumi, M., Matsuo, A., Funaki, I., “Combustion Structure of a Cylindrical Rotating Detonation Engine with Liquid Ethanol and Nitrous Oxide,” *Combustion and Flame*, 264 (2024), 113443.
- [21] Sato, T., Ishihara, K., Ito, S., Itouyama, N., Kawasaki, A., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo A., Funaki, I., “Experimental research on internal flow structure of cylindrical rotating detonation engine using ethanol,” *AIAA SCITECH 2023 Forum*.
- [22] Kudo, Y., Nagura, Y., Kasahara, J., Sasamoto, Y., and Matsuo, A., “Oblique detonation waves stabilized in rectangular-cross-section bent tubes. Proceedings of the Combustion Institute,” 2011, 33(2), 2319-2326.
- [23] Nakayama, H., Moriya, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Sasamoto, Y., and Funaki, I., “Stable detonation wave propagation in rectangular-cross-section curved channels,” *Combustion and flame*, 2012, 159(2), 859-869.
- [24] Nakayama, H., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I., “Front shock behavior of stable curved detonation waves in rectangular-cross-section curved channels,” *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(2), 1939-1947.
- [25] Liu, S. J., Huang, S. Y., Peng, H. Y., and Yuan, X. Q., “Characteristics of methane-air continuous rotating detonation wave in hollow chambers with different diameters,” *Acta Astronautica*, 2021, 183, 1-10.
- [26] Yan, Y., Wang, Z., Yang, B. E., Hu, H., and Hong, L., “Experimental research on the detonation behavior in annular combustors utilizing liquid hypergolic propellants,” *Acta Astronautica*, 2023, 211, 865-876.
- [27] Sirignano, W. A., “Advances in droplet array combustion theory and modeling,” *Progress in Energy and Combustion Science*, 2014, 42, 54-86.
- [28] Westbrook, C. K., and Dryer, F. L., “Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion,” *Progress in energy and combustion science*, 1984, 10(1), 1-57.