

東海大学におけるH₂-Air RDE (115/95) の作動特性評価

鈴木 凜太郎, 竹澤 董, 小澤 亮太, 水書 稔治 (東海大学), 伊藤 光紀, 池田 諒介,

バニョール・ティボ (IHI)

Evaluation of H₂-Air RDE (115/95) Operating Characteristics at Tokai University

SUZUKI Rintaro, TAKEZAWA Sumire, OZAWA Ryota, MIZUKAKI Toshiharu (Tokai University),
ITO Mitsunori, IKEDA Ryosuke, BAGNOL Thibault (IHI)

ABSTRACT

As the first step of development of a small size rotating detonation engine (RDE) for student rocket project, a middle size RDE which has a combustor with a 100-mm diameter, has been designed and examined its combustion characteristics. Hydrogen and Air mixture gas was supplied up to 110 g/s of mass flow rate. The thrust and wavefront velocity were measured as the function of equivalent ratio. Home-made pressure transducers made of PZT were employed to detect propagated wavefront. Also, chemiluminescence of detonation front was visualized with a high-speed camera. Obtained wavefront velocities indicated about 60 percent of Chapman-Juglet velocity due to unexpected deceleration of wavefront inside an igniter. After the first experiment, the wavefront velocity inside the igniter was improved by increasing mass flow rate of the igniter. The results were compared to literature and discussed to improve performance of the middle size RDE.

1. はじめに

近年, 地球温暖化が問題視されており, 2015年のパリ協定により, 各国が目標年までに温室効果ガス排出の低減が約束され, 現行の航空宇宙推進機への更なる効率化が求められている。そこで各国が注目しているエンジンにPressure Gain Combustion (PGC) エンジンがある。PGCとは, 体積一定の燃焼器内で燃焼ガスが膨張することで, 総圧力が急激に上昇する現象である。PGCを利用したエンジンの一つに本研究内容の回転爆轟エンジン (RDE) が挙げられる。

Fig. 1にRDE内の伝播様態を示す。RDEは燃焼器底部から供給される燃料/酸化剤を外部から入射されたデトネーションが消費していくことで燃焼が維持され, RDE排気方向から, 燃焼ガスおよび斜め衝撃波を噴射し連続的な推力を得る。デトネーションとは, 衝撃波と誘起された燃焼波面が超音速で一体的に伝播する現象であり, 衝撃波背後の気体の圧力および温度を急峻に上昇させる。デトネーションを用いたFickett-Jacobsサイクルは従来のガスタービンエンジンで使用されるBraytonサイクルの理論熱効率か

ら約20%向上可能であり¹⁾, 圧縮機およびタービンが不要になることから燃焼器全体の軽量化が見込める。

RDEの概念は1940年に初めてZeldovichが提唱し²⁾, 1960年にはVoitsekhovskiiらにより量論混合比でのエチレン/酸素混合器を用いた短秒時間でのRDE動作実験が報告された³⁾。1966年にはNichollsらにより水素/酸素, メタン/酸素混合気を用いた回転デトネーション波実験が成功し⁴⁾, 以降, 燃焼器本体の熱負荷に対する冷却機構の開発⁵⁾, およびデトネーション波が安定的に伝播可能な燃料/酸化剤流量や混合具合に関して, 実験および数値計算から研究がなされてきた⁶⁻¹⁰⁾

本報では, 報告者らが設計したRDE (燃焼器外径/内径: 115/95 mm) の良好な作動を確認するため完成検査実験 (以下, 「本実験」) を, 水素/酸素混合気を用いて当量比を0.8および1.0 (目標値) で実施した。その結果を解析したところ, 所望の性能が発揮できなかったため, その原因について考察し, 原因と推察した点火器の作動条件を改善した。

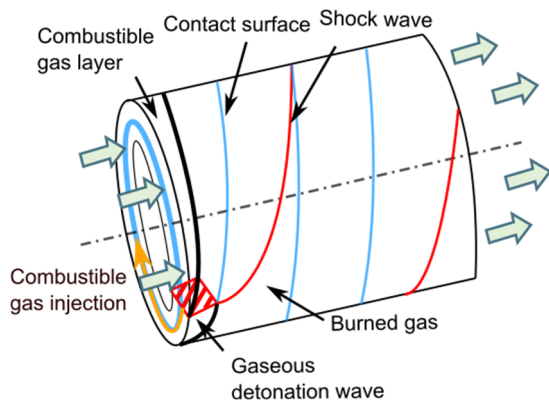


Fig. 1 Internal propagation state of RDE.

2. 実験方法

2. 1 実験装置

Fig. 2に製作したRDE (Tokai research Model 1, 以下「RM1」)の概観を示す。本供試体は二重円筒構造である。燃焼室形状は、外径115 mm, 内径95 mm, および奥行き方向長さ135 mmである。燃焼開始には、RDE燃焼室底部より15 mmの位置に設置した点火器から、燃焼波を入射した。RM1燃焼室内の挙動把握には、35 mm間隔で取り付けられたポート(6列×3個)を装備し、燃焼室内部の圧力、温度が計測可能とした。

Fig. 3にRM1の燃料/酸化剤供給系を示す。燃料/酸化剤は、水素/空気であり、水素、および空気の供給孔は、それぞれ、2個、および6個である。供給流量は配管中のオリフィス前後の圧力損失から算出した。

Fig. 4は供試体の燃料/酸化剤の供給構造である。燃料は1 mm×80個の円周上に取り付けられた噴射器、および酸化剤は幅1 mmのスリットから燃焼室底部へ供給される。

Fig. 5に点火器の形状を示す。外径12 mm, 内径6 mm, および全長200 mmであり、Tokai-RM1のとは別系統の燃焼酸化剤供給系とし、点火器直近の電磁バルブの作動により燃料/酸化剤を対向噴射することで混合し、管内(Main tube)に充満した後に、点火プラグ(Spark Plug)を作動させる。

燃焼時の推力は、圧縮型ロードセル(UM-100L-A, TEAC, センサ感度: 0.0101 mV/N)で計測した。また燃焼室内の燃焼波の挙動(伝播枚数, 安定/不安定伝播判別等)把握するため、

衝撃波通過の時系列データ、供試体排気方向からの高速度カメラ撮影、および音響データを取得した。衝撃波の検知には、チタン酸ジルコン酸鉛(PZT)を使用した、自作の圧電素子を計測ポートに取り付け、出力電圧をオシロスコープ(TBS2000, Tektronix, 1 MHz, 12.5 MS/s)で記録した。

Fig. 6に可視化実験系を示す。燃焼室内部を撮影するため、供試体排気方向に鏡を設置し、高速度カメラ(FASTCAM Nova S6, Photron, 50 kfps)により可視化画像を取得した。音響データはICレコーダ(R-07, Roland, DC~96 kHz)を、供試体排気口から0.6 mの距離に設置した。

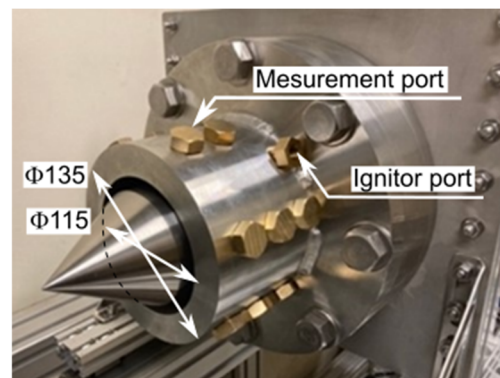


Fig. 2 Overview of Tokai Φ100 RDE.

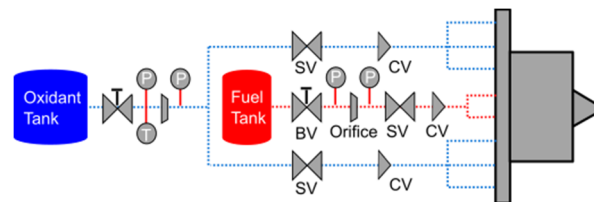


Fig. 3 Schematic diagram of the supply system. SV: Solenoid Valve, BV: Ball Valve, CV: Check Valve, P: Pressure gauge.

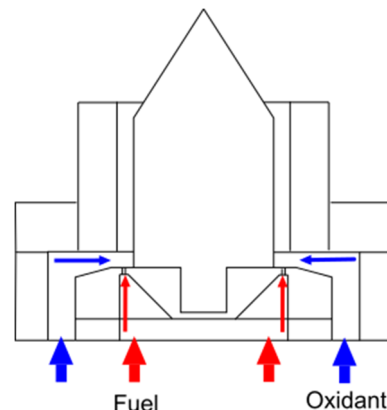


Fig. 4 Fuel and oxidizer supply structure of RDE.

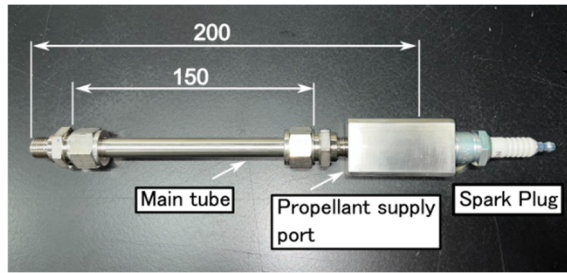


Fig. 5 Overview of ignitor (unit: mm).

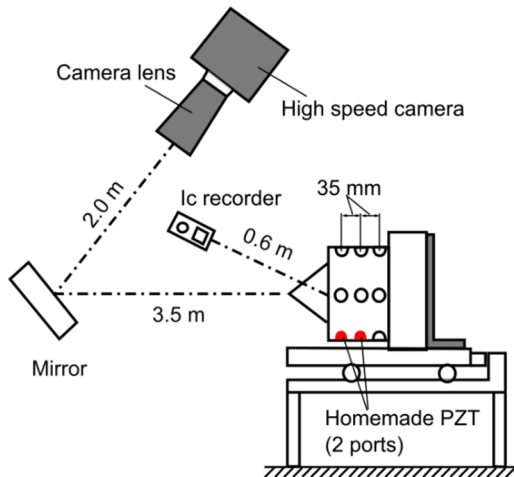


Fig. 6 Experimental system for RDE.

2. 2 実験条件

Table 1 および Table 2 に動作条件, Table 3 に高速度カメラの設定条件を示す. 目標当量比 0.8 および 1.0 で実施した. 当量比は, 空気の質量流量 (110 g/s) を固定し, 水素の質量流量を変化させた. また燃焼時間は, RM1 への熱負荷を考慮し 1.0 秒とした. 点火器作動には水素/酸素混合気を用いた. 化学平衡計算プログラム (NASA-CEA) による計算結果から, C-J (Chapman-Jouguet) 速度が 3057 m/s, および C-J 圧力が最も高い当量比 1.3 とし, 総質量流量は充填時間 200 ミリ秒で全長 200 mm の管内を混合気が充填可能な 1.0 g/s とした.

Table 1 RDE experimental conditions.

Fuel / Oxidizer	H ₂ / Air
Mass flow rate [g/s]	Hydrogen : 1.9 – 3.8 Air : 110 (Fixed)
Equivalence ratio [-]	0.8 and 1.0
Operating time [sec]	1.0

Table 2 Ignitor experimental conditions.

Fuel / Oxidizer	H ₂ / O ₂
Supply pressure [MPa]	Hydrogen : 0.5 Oxygen : 0.5
Equivalence ratio [-]	1.3
Operating time [ms]	200

Table 3 High speed camera conditions.

Flame rate [kfps]	50
Exposure time [ns]	200
Resolution [mm/pix.]	0.449

3. 実験結果および考察

3. 1 実験結果

Fig. 7に総質量流量と推力の履歴の代表例を示す. $t = 0$ secは点火信号を送信した時刻である. 総質量流量および推力は, 取得したデータを移動平均し, 燃焼中と燃焼後かの差から算出した. 推力履歴において燃焼前に推力値が存在するのは, 錘による付加加重 (プリテンション) のためである. 一方, 燃焼前後で推力の基底値が変化している. これは, RM1の接続されたフレキシブルホースが, 内部に高压気体が流動する際の変形による張力が原因である. そのため, 正味の推力は, 燃焼時の推力から, 燃焼終了時の値との差とした.

Fig. 8に圧電素子が取得した出力波形の代表例を示す. Fig. 8は当量比0.79における1ミリ秒間の電圧値を示しており, 移動平均した波形である.

Fig. 9に燃焼器内の伝播様態を示す. 可視化画像は, 当量比1.0において, 燃焼波が1周する様子をまとめたものであり, 速度標準偏差 (2σ) が最小となる $t = 0.1-0.2$ secの状態である. 可視化画像から, 2枚の燃焼波が反対方向に伝播する様子が分かる. また画像右下に見られる発光 (図中, 赤色円内) は, 圧電素子に塗布したシリコングリスと燃焼波の反応である.

Fig. 10に可視化画像より求めた当量比1.0におけるFFT解析結果の代表例を示す. Fig. 10より, 可視化画像から算出される, RM1内部を伝播する燃焼波の周波数は, ピークが最大となる 3613 Hzと分かる.

Fig. 11に圧電素子より求めた当量比1.0におけるFFT解析結果の代表例を示す. Fig. 11より, 圧電素子から算出される, 燃焼周波数は, 可視化画像のFFT解析結果と異なり, 3632 Hzにおいて, ピークが最大となる周波数を得た.

Fig. 12にICレコーダによる, 音響周波数の解析結果を示す. Fig. 12より, 音響周波数から算出される燃焼周波数は, 3632 Hzにおいて, ピークが最大となる周波数を得た. このことから, 自作の圧電素子, および市販品のICレコーダでは, RM1内部で生成・排出される同様の衝撃波を計測出来たことが分かる.

以上より, 波面の伝播速度は, 可視化画像, 圧電素子の出力電圧履歴, およびICレコーダから取得した音響データの周波数解析結果から, 燃焼器周長を乗算した. そして, 当量比0.79および1.0での標準偏差 (2σ) を取得した結果を Table 4にまとめた.

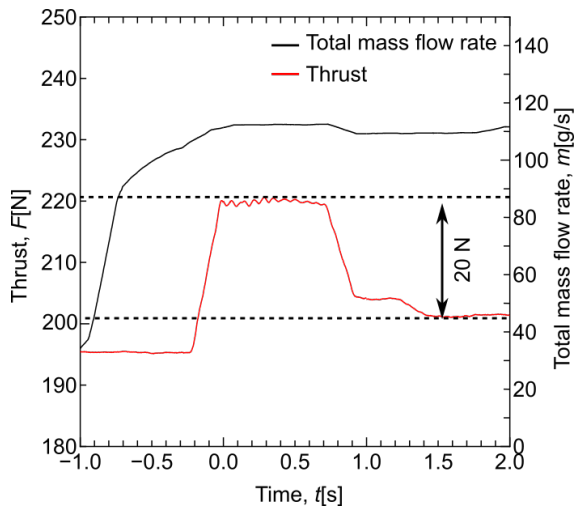


Fig. 7 Sequence of RDE with $\Phi 1.0$.

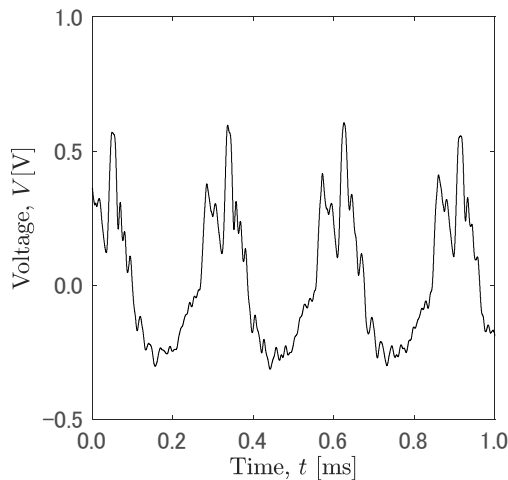


Fig. 8 Waveform of PZT with $\Phi 0.79$.

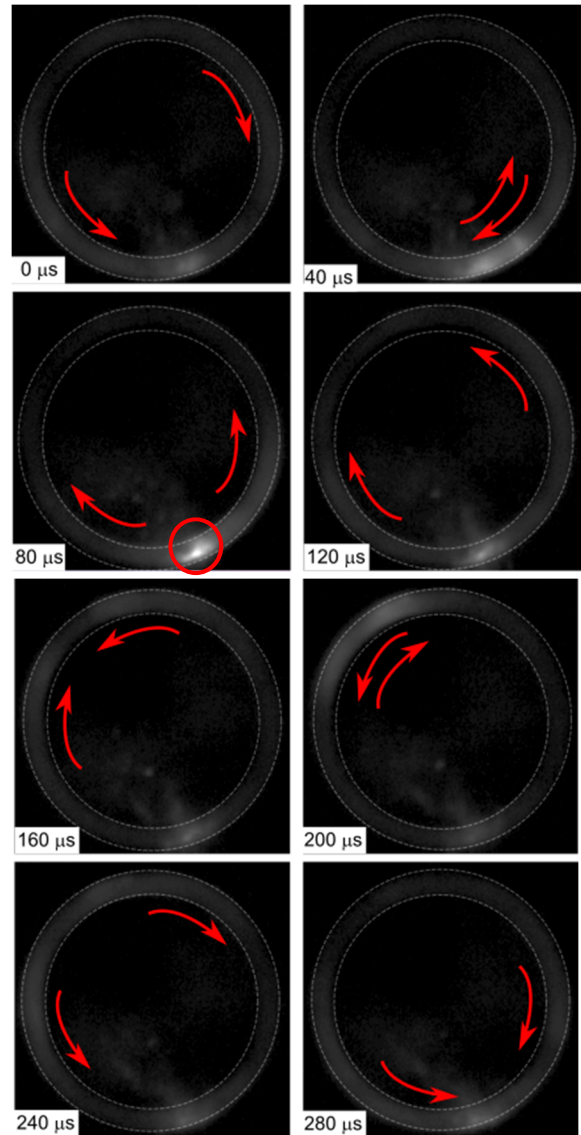


Fig. 9 Visualization result of combustion wave with $\Phi 1.0$.

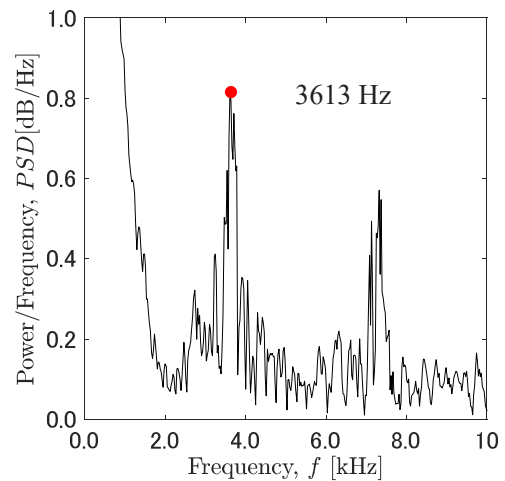


Fig. 10 FFT result of visualization with $\Phi 1.0$.

Table 4 RDE summarize experimental results.

Equivalence ratio		Total mass flow rate [g/s]	Velocity (image) [m/s]	Velocity (PZT) [m/s]	Velocity (Acoustic) [m/s]	Thrust [N]
Nominal	Actual					
0.8	0.79±0.00	113.7±0.93	1139±8.98	1140±0.81	1140±0.47	23.2±0.79
1.0	1.0±0.00	116.9±1.37	1090±4.78	1083±0.81	1090±4.78	21.6±1.60

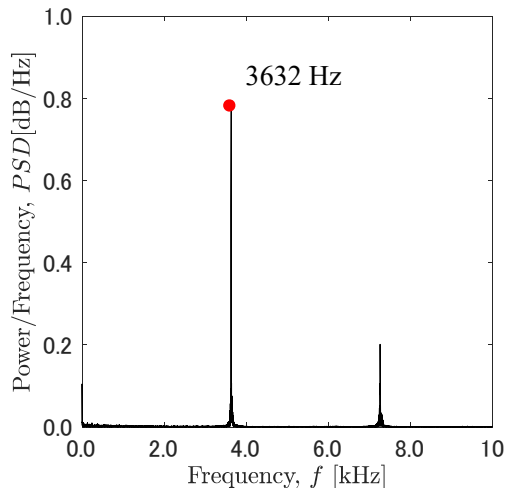


Fig. 11 FFT result of PZT Φ1.0.

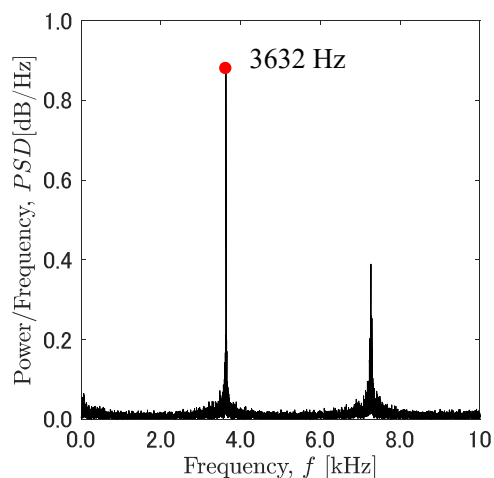


Fig. 12 FFT result of visualization with Φ1.0.

3. 2 考察

本実験におけるC-J速度は、NASA-CEAによる計算では、当量比0.80、および1.0でそれぞれ、1862.9 m/s、および1970.3 m/sとなる。一方、実験で得られた各種データ（可視化画像、音響周波数、および圧電素子）の周波数解析では、C-J速度の60%程度となった。加えて、Fig. 8の圧電素子の出力履歴では、ピークが複数現れ、また、出力上昇もブロードな変化となった。この結果から、本実験では、伝播する燃焼波はデトネーション状態に達していないと推察した。

そこで、点火直後の燃焼波速度を算出したと

ころ、 $t = 2.0\text{--}5.0$ msにおける燃焼波平均伝播速度は1152 m/sとなった。このことは、点火器内でDDT (Deflagration to Detonation Transition)が達成されないまま、RM1の燃焼器が着火し、そのため、波面速度がC-J速度から大幅に小さくなったと推察した。

3. 3 点火器実験

本実験結果を踏まえ、点火器内でDDTが達成され条件を求めるために、単体の燃焼実験を実施した。本実験での点火器への供給圧は、実際には、電磁バルブ開時の圧力降下により、水素、および酸素は、それぞれ、0.46 MPa、および0.38 MPaに減少していた。このため、目標当量比1.3に対し、当量比1.74となった。

次に、電磁バルブ開直後の圧力降下を考慮し、当量比0.3-1.2および総質量流量は1.0-2.0 g/sの範囲で点火器内でのDDT達成を、管端から放出される燃焼波面速度が、C-J速度以上となる燃料・酸化剤供給条件の確認実験（以下、「確認実験」）を可視化計測により実施した。

Fig. 13に実験系を示す。光源はメタルハライド (LS-M210, SUMITA) である。点火器管端は2枚の両凸レンズ (f100, $f = 300$ mm) で構成したシュリーレン光学系測定部に設置し、高速度カメラ (FASTCAM Nova S6, Photron) で波面伝播を可視化記録した。撮影速度 800 kfps、露光時間は200 ナノ秒とした。空間分解能は0.25 mm/pix.である。

Fig. 14に可視化結果を示す。画像から衝撃波背後に燃焼波が後続していることが分かる。燃焼波の平均伝播速度は管端から発生直後の燃焼波を撮影した2枚目-3枚目、および3枚目-4枚目における先頭衝撃波の移動変化から算出した。

Fig. 15に確認実験におけるDDTを達成した当量比と総質量流量の関係を示す。確認実験から総質量流量が1.92 g/s以上の時、DDTが達成が確認できた。これは点火器内で燃料-酸化剤が乱流混合されるため、一定の流量以上でDDT距離が短縮したためである。

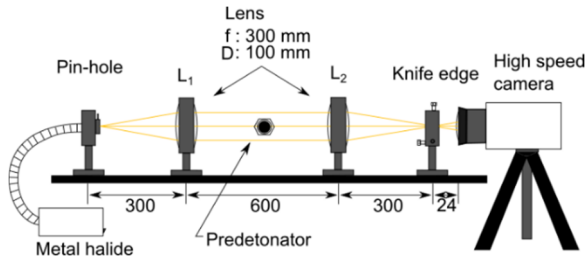


Fig. 13 Visualization setup.

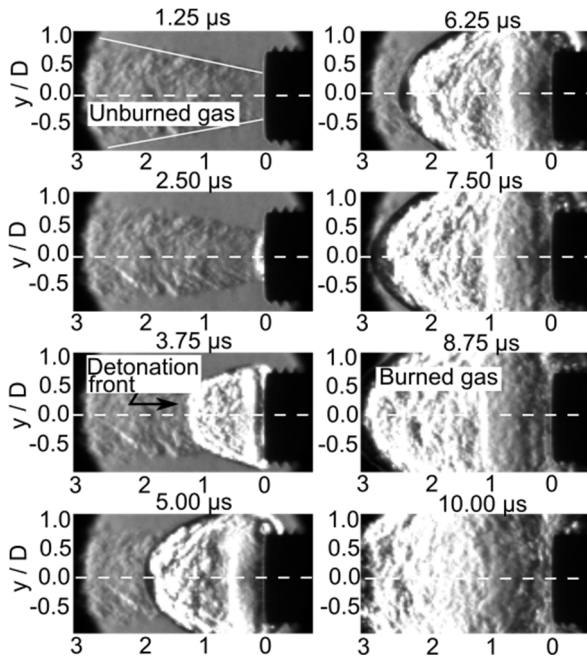


Fig. 14 Visualization of combustion wave (D=12 mm).

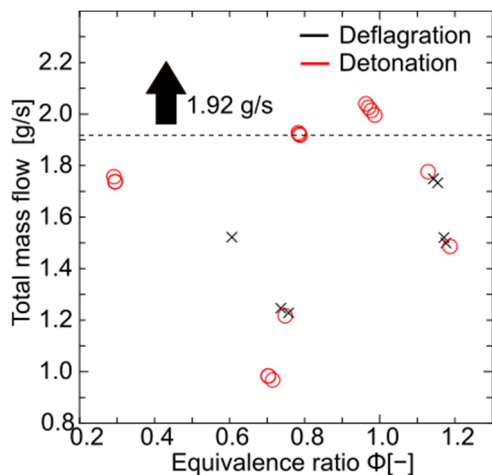


Fig. 15 equivalence ratio vs Total mass flow.

4. 結論

本報では、報告者らが製作したRDE (Tokai-RM1) の完成検査実験を当量比0.8および1.0で実施した。その結果、燃焼波画像の輝度値変化、圧電素子の出力電圧、および音響データの周波数解析から得られた

燃焼波速度がC-J速度の60%程度となり、所望の性能が発揮されなかった。原因を検討したところ、点火器直近の電磁場バルブでの圧力降下により、点火器作動時の当量比が1.75に増加したために、DDTが達成されず、RM1もデトネーション状態での燃焼が達成されなかった。そこで、点火器の確認実験を実施し、その結果から、当量比1.0前後において総質量流量が1.92 g/s以上でDDTが達成された。このことから、電磁バルブの作動に圧力損失を考慮した上で、確認実験で得られた作動条件範囲内となる流量条件の選定が可能となった。

本実験を踏まえ、今後は、点火器条件、および撮影方法を可視光からOH*に変更し、燃焼特性の取得を続けることとした。

謝 辞

本研究は、株式会社IHI技術開発本部 技術基盤センター エネルギー変換グループにおいて共同研究の一環として実施した。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- [1] Wolanski P., "Detonative propulsion", Proceedings of the Combustion Institute. 34 125-158 (2013).
- [2] Zei'dovich, Ya. B. V., Appl. Technol. Phys. 10:542-568 (1940).
- [3] Voitsekhovskii, B.V., Sov. J., Appl. Mech. Technol. Phys.129 (6) (1960) 157-164.
- [4] Nicholls, J. A., Cullen, R. E. Ragland, K. W., J., Spacecraft Rockets 3 (6) (1966) 893-898.
- [5] Brent A. Rankin, "Overview of Performance, Application, and Analysis of Rotating Detonation Engine Technologies", JOURNAL OF PROPULSION AND POWER. 33 (2017).

- [6] Jason C. Shank, “Development and Testing of a Rotating Detonation Engine Run on Hydrogen and Air” AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY. 3-22 (2012).
- [7] Scott W. Theuerkauf, Paul. King, “Thermal Management for a Modular Rotating Detonation Engine”, AIAA 2013-1176.
- [8] Manabu Hishida, Toshi Fujiwara, Wolanski P., “Fundamentals of rotating detonations”, Shock Waves. 19(2019) 1-10.
- [9] Nobuyuki Tsuboi, Yusuke Watanabe, Takayuki Kojima, A. Koichu Hayashi, “Numerical estimation of the thrust performance on a rotating detonation engine for a hydrogen-oxygen mixture”, Proceedings of the Combustion Institute. 35 (2015) 2005-2013.
- [10] Zhou Rui, Wu Dan, Wang Jianping, “Progress of continuously rotating detonation engines”, CJA. 29(1) (2016) 15-29.