

3A05 流路断面積一定下でのディスク型回転デトネーション 燃焼器の作動特性

○岡村直輝，豊田瑞樹，鈴木仁人，馬淵信志，水書稔治（東海大）

Operating characteristics of a disk-type rotating detonation engine with constant cross-sectional area
OKAMURA, Naoki, TOYODA, Mizuki, SUZUKI, Hirohito, Mabuchi, Shinji and MIZUKAKI, Toshiharu
Tokai University, 4-1-1 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa 259-1292, Japan
Key Words: Shock wave, Supersonic flow

Abstract

Combustion experiments were conducted using a rotating disk detonation combustor (DRDC) with hydrogen/air flow rates of 38 g/s and 46 g/s at equivalence ratios ranging from 1.0 to 2.0. FFT and STFT analyses were performed using the measured results, and it was confirmed that the detonation wave propagated as a single wave at equivalence ratios ranging from approximately 1.2 to 1.9, and it was observed that the propagation frequency and specific impulse increased as the equivalence ratio increased. Furthermore, it was found that under fuel-rich conditions, the conditions under which a single detonation propagated tended to narrow as the flow rate increased.

1. はじめに

近年の燃焼波が超音速で伝播しながら衝撃波を誘発するデトネーション現象を燃焼器に応用する研究が国内外で活発に行われている。その中でも、回転デトネーション燃焼器(Rotating Detonation Combustor, RDC)は、デトネーション波を燃焼器内部で連続的に伝播させ背後の燃焼波を排出することにより推力を得るものである。従来の熱機関で用いられている定圧燃焼(Brayton cycle)に比べてデトネーション現象(Fickett-Jacobs cycle)を用いた熱機関は20 %程度効率が增加する⁽¹⁾。また、衝撃波の断熱圧縮により従来の燃焼器では必要不可欠であった圧縮機が不要になるため、燃焼器の小型化を図ることが可能である。

RDCの概念は1940年にZeldovich⁽²⁾により提唱された。1960年代初頭には、Voitsekhovskii⁽³⁻⁴⁾らによりアセチレン-酸素混合気体を用いて燃焼実験が行われた。従来の二重円筒構造から円盤状に変更したディスク型回転デトネーション燃焼器(Disk-type Rotating Detonation Combustor, DRDC)の研究も近年になって盛んに行われている。DRDCは燃焼器外周部から推進剤が供給され燃焼ガスを軸方向に排出する構造であり、二重円筒型RDCに比べて燃焼器長さを短縮することができ、燃焼器の小型化が期待されている⁽⁵⁾。2017に中神ら⁽⁶⁾によりDRDC内部の可視化実験が行われデトネーションの伝播位置や伝播速度について報告された。Huff⁽⁶⁾らによって燃焼室内の流路形状を変化させた際の作動特性が報告されたほか、タービンと統合することにより補助動力装置としてRDCを用いることができる可能性が示された。しかし、流路断面積一定のDRDCに関する作動特性やデトネー

ションの伝播様態に関しては詳細に解明されていない。

そこで本研究では、流路断面積一定のDRDCを製作し、燃料に水素、酸化剤には空気を用いて総質量流量38～49 g/s、当量比を1.0～2.0の範囲で変化させて試験を実施した。総質量流量、および当量比を変化させた際のDRDC内部のデトネーション伝播様態や比推力の評価を行った。

2. 実験手法

2-1 実験装置

使用した供試体をFig. 1に示す。燃料/酸化剤には水素/空気を用いた。直径64 mmの円周上に燃料は0.5 mm×40 個、酸化剤は1.0 mm×50 個の噴射孔から供給した。燃焼室出口幅は5 mmであり、燃焼室入口からスロートにかけて流路断面積が一定になるよう設計した。デトネーション波の点火は全長300 mmのブリデトネータを用いており、当研究室における過去の研究から作動条件を当量比1.0、水素0.8 g/s、酸素1.6 g/sとした。燃焼室内の圧力履歴取得のために本実験においては、燃焼器の外周部に圧力変換器(PCB, 113A24, 1 MHz)を設置した。また、Fig. 1のPT2の位置に圧力変換器(PSE575-02, SMC, 294Hz)を設置した。

Fig.2に本実験の実験系を示す。燃焼波の可視化のためにノズル出口から3.2 mの位置に高速度カメラ(Photron, FASTCAM Nova S6, 200 kfps)を設置した。推力は燃焼器架台に設置した圧縮性ロードセル(AND, UM-100L-A, 2.0394 mV/V)を用いた。

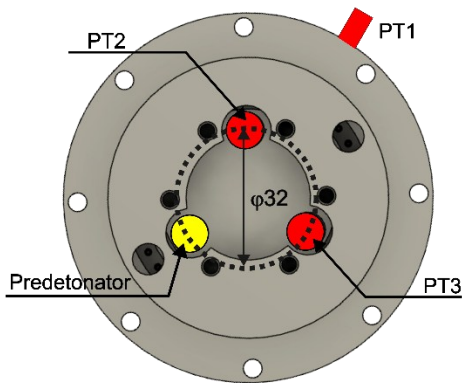


Fig. 1 Schematic diagram of DRDC.

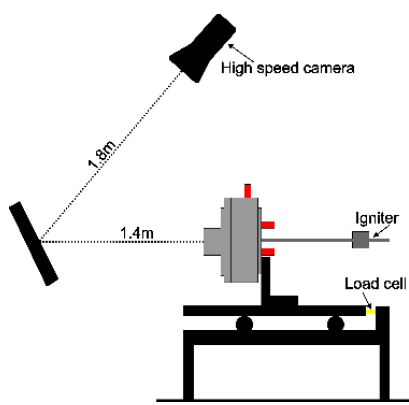


Fig. 2 Experimental Schematic.

3. 実験条件

Fig. 3に燃料/酸化剤供給系を示す. 燃焼器に対して, 燃料/酸化剤供給ラインから2箇所接続した. 燃焼終了後は, 燃料ラインに接続された窒素ラインにより直ちにパージすることで安全を確保した. 実験流量は, 配管内に設置した流量計測用オリフィス, および噴射器から供給される流量の平均とし, 式(1)により決定される.

$$\dot{m} = C_d \frac{P_{ple} A_{inj}}{\sqrt{RT_{pre}}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \tag{1}$$

C_d 値は流量係数であり下付き文字はプレナム室 (Plenum), およびインジェクタ (Injector)を表している. C_d 値は, 気体流量計(FD-G50, KEYENCE)から取得される実流量を式(2)のプレナム圧, 燃焼圧差圧から算出される流量で除すことで決定した. 流し試験から各流量係数は, 酸化剤は0.98, 燃料は0.97と設定した.

$$Q = \frac{4140 C_v}{\sqrt{\frac{G_G (273 + t)}{(P_{ple} - P_c) P_c}}} \tag{2}$$

Table 1, Table 2, およびTable 3に実験条件を示す.

本実験では, 総流量38 ~ 46 g/s内で当量比を変化させてオリフィスと噴射器での平均を実験流量と設定した. また, 燃焼時間は圧力変換器への熱負荷等を考慮して0.3 sとした.

Table 1 Operating conditions.

Fuel / Oxidizer	H ₂ / Air
Supply pressure [MPa]	Hydrogen : 1.0 ~ 2.2 Oxygen : 38, 45
Equivalence Ratio [-]	1.0 ~ 2.0
Operating time [s]	0.3

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 [s]	0.2

Table 3 High speed camera settings.

Model number	Photron, FASTCAM Nova S6
Flame rate [kfps]	200
Exposure time [ms]	5
Resolution [mm/pix]	0.30

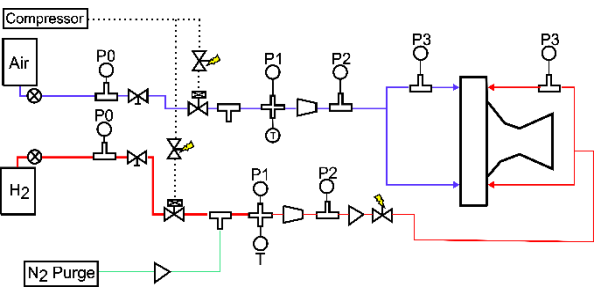


Fig. 3 Piping diagram for combustor experiment.

4. 実験結果および考察

4.1 燃焼波伝播様態

Fig.6に各当量比において質量流量を変化させた際の燃焼器内部のデトネーション波伝播様態に関する結果を示す. 燃焼器内におけるデトネーション波の伝播枚数は, PT1, およびPT2から得られた圧力履歴をFFT解析し $f_{FFT} > 15 \text{ kHz}$ であるときに2枚で伝播しているものとした. 当量比が $\phi = 1.2$ 以下である場合, プリデトネータから挿入された直後はデトネーション波が伝播していることが確認されたが, 10 ms以降消滅しデフラグレーションで伝播していることが分かった. 当量比 $\phi = 1.3 \sim 1.6$ においては単一でのデトネーション波の伝播を確認することができた. Fig. 4の可視化画像はノズル出口から燃焼器内部を撮影したものであり点火した0.1 s後から10 μs 間での結果を表している. 60 μs まではデトネーション波が単一で伝播しているがその後消滅し90

μs になると再度単一の伝播が開始されることが分かる．このことから，内部を伝播するデトネーション波が伝播限界付近で動作しており $70\mu\text{s}\sim 90\mu\text{s}$ 間で局所爆発が発生することにより再度デトネーション波が伝播していると考察する．また，同様の当量比において石井ら⁽³⁾によって示されている $N=2\rightarrow 1$ モードも確認された．

$\phi = 2.0$ の条件における短時間Fourier解析 (Short Time Fourier Transform, STFT) と圧力の時間履歴をFig.7, $\phi = 1.5$ の条件におけるSTFTと圧力の時間履歴をFig.8に示す．この図はプリデトネータからデトネーション波が挿入されて燃焼が開始した $0.100\sim 0.101\text{ s}$ 間の圧力時間履歴を表している．二つの圧力時間履歴を比べると $\phi = 1.5$ よりも $\phi = 2.0$ の場合の方が圧力変動が激しいことが分かる． $\phi = 1.5$ の条件ではデトネーション波が単一で伝播しているため2つのピーク圧の間隔が広い．一方， $\phi = 2.0$ の条件では複数のデトネーション波が伝播しているために圧力変換器を通過する回数が単一の伝播に比べて増加し2つのピーク圧の間隔が狭くなっていることが分かる．

可視化画像からデトネーションの単一伝播が確認された $\phi = 1.5$ の圧力計測結果を用いてFFT解析を行ったところ単一伝播する際のデトネーションの伝播周波数は約 9000 Hz であることが判明した．この値を基に，STFTの解析結果から燃焼器内部でのデトネーション波の波頭数の変化を調べた．Fig.7に示す $\phi = 2.0$ の条件では，デトネーションが複数枚伝播しており， $\phi = 1.5$ においては単一でデトネーション波が伝播していることが分かる．また， $\phi = 1.41$ においては， 0.07 s 経過後に周波数が 17181 Hz から 9444 Hz に変化していることからこの時刻において伝播枚数(Wave Number, N)が $N=2$ から $N=1$ に変化していると考察する．

当量比 $\phi = 1.5$ の条件では，燃焼器外周部に設置しているPT1に比べて燃焼器の中心部付近に設置しているPT2の立ち上がりの方が高いことから燃焼器の内側を伝播していることが分かる．一方，当量比 $\phi = 2.0$ の条件においては，PT1に比べてPT2の立ち上がりの方が低いことから燃焼器の外側をデトネーション波が伝播することが推察できる．Fig.5の可視化画像は，燃焼開始から 0.1 s 後から $40\mu\text{s}$ ごとの結果である．この可視化画像から赤枠で囲った範囲においてデトネーション波が対向伝播することが確認された．また，圧力時間履歴やSTFTと同様に2枚伝播の場合には燃焼器外周を伝播することが確認された．

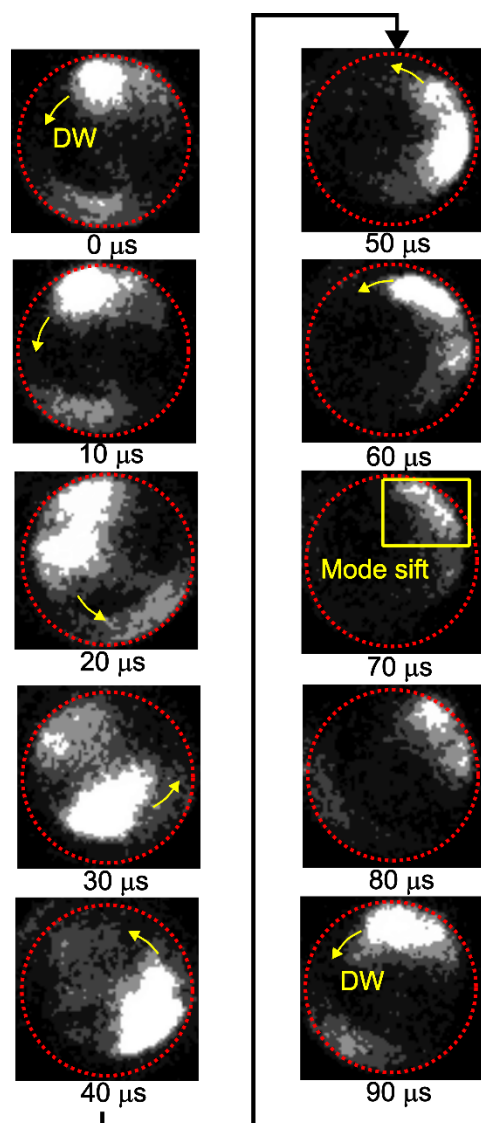


Fig. 4 Visualization image at equivalence ratio ($\phi = 1.5$) (0.1 s after the start of combustion).

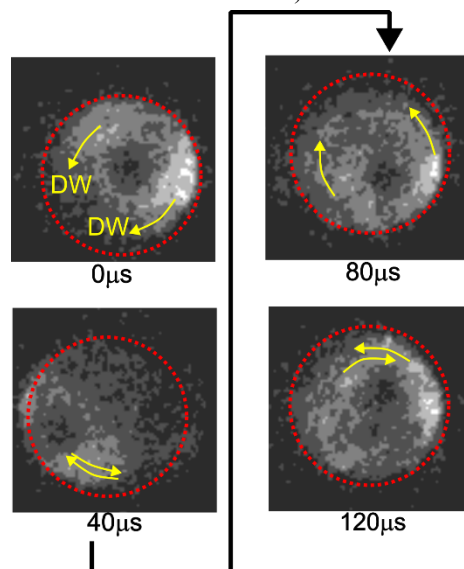


Fig. 5 Visualization image at equivalence ratio ($\phi = 2.0$) (0.1 s after the start of combustion).

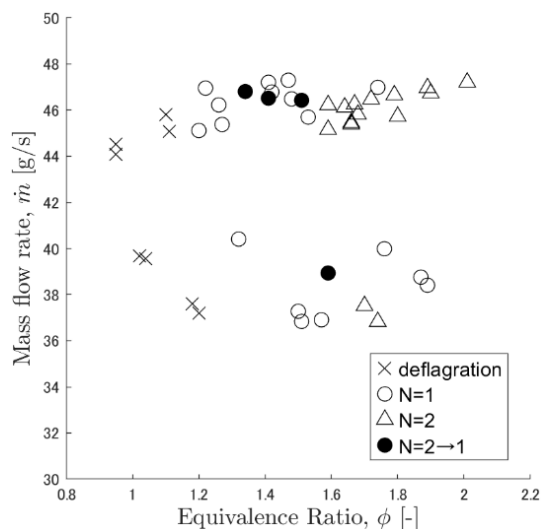
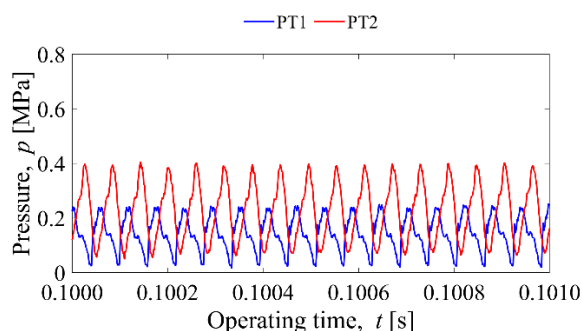
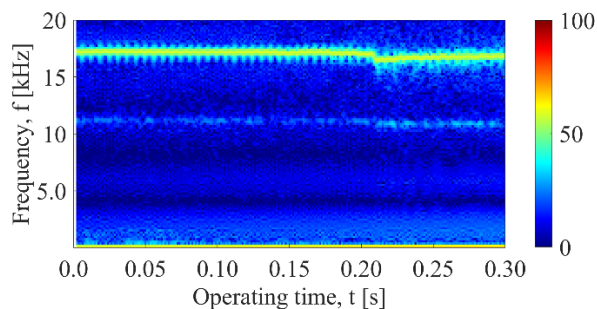


Fig. 6 Relationship between Equivalence Ratio and mass flow rate.

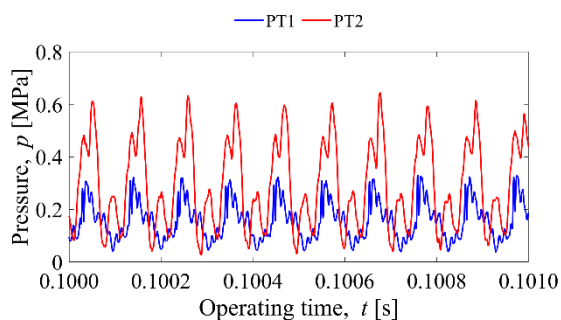


(a) Dynamic pressure traces from 0.1000 s after combustion.

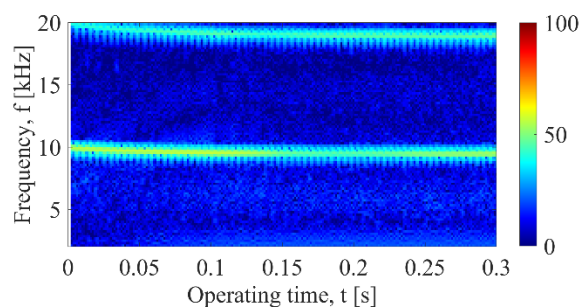


(b) Short-time Fourier transform results.

Fig. 7 Pressure time history and STFT ($\phi = 2.0$, $\dot{m} = 47.21$).

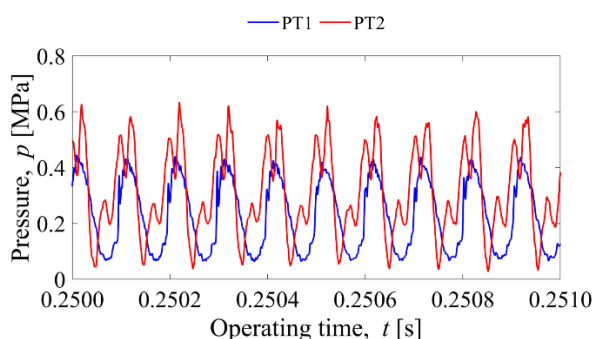
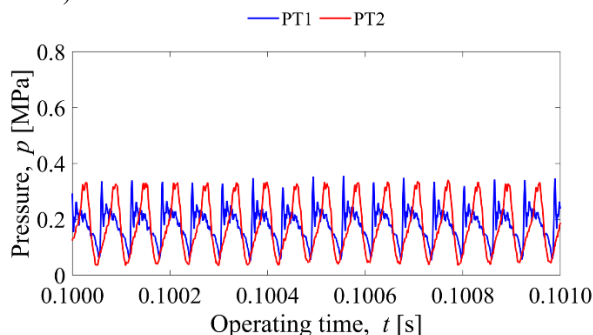


(a) Dynamic pressure traces from 0.1000 s after combustion.

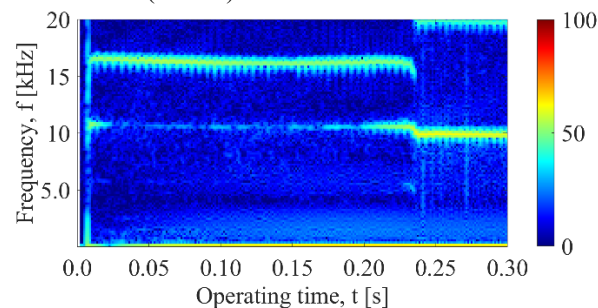


(b) Short-time Fourier transform results.

Fig. 8 Pressure time history and STFT ($\phi = 1.5$, $\dot{m} = 46.43$).



(a) Dynamic pressure traces from 0.1000 s (top) and 0.2500 s (bottom) after combustion.



(b) Short-time Fourier transform results.

Fig. 9 Pressure time history and STFT ($\phi = 1.41$, $\dot{m} = 46.52$).

4.2 比推力評価

Fig.10に当量比と比推力の関係を示す。伝播枚数に依存せず当量比が増加するにつれて比推力も増加し、当量比1.8の条件において最大比推力73.3 sを得た。当量比を1.8以上に増加させたとしても比推力は減少していく傾向があることが判明した。本実験結

果から、製作した燃焼器において正常に作動する範囲は当量比1.3～1.8であり当量比1.2以下のデフラグレーション燃焼時と比べてデトネーション燃焼に遷移することにより効率的に燃焼エネルギーに交換できることが示されたと考察する。

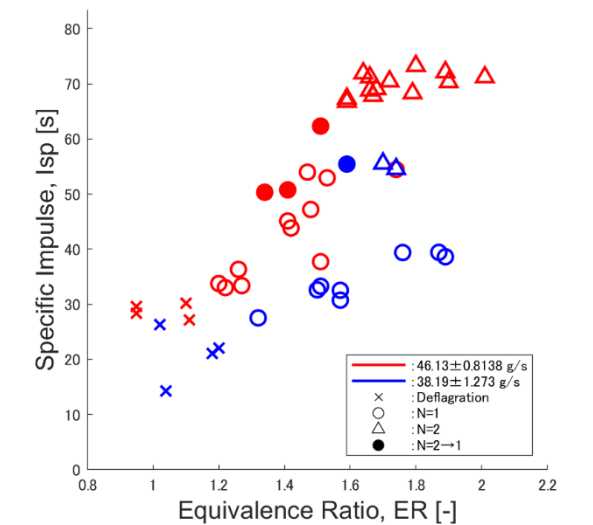


Fig. 10 Effect of equivalence ratio on specific impulse.

4. まとめ

本稿では、流路断面積一定のディスク型回転デトネーション燃焼器を製作し、総質量流量38 g/s～48 g/s、当量比1.0～2.0の条件を設定し実験を行った。その結果、当量比1.2～1.9下において、単一でのデトネーション伝播を確認することができた。また、質量流量38 g/sでは $\phi = 1.7$ 以上、48 g/sにおいては $\phi = 1.6$ 以上の条件になると複数枚でのデトネーション波に遷移した。加えて、当量比を増加させることによりデトネーション波の伝播半径が増加した。

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2024年度の共同研究の一環として実施した。ここに記して謝辞を表する。

参考文献

(1) P.Wolanski, “Detonation propulsion”, Proceeding of the Combustion Institute, Vol.34, pp. 125-158, 2013.

(2) Zel’dovich, Ya. B., J. Technol. Phys. 10:542-568(1940)

(3) Voitsekhovskii, B. V., J. Appl. Mech. Technol. Phys. 3: 157-164 (1960)

(4) Voitsekhovskii, B. V., Mitrofanov, V. V., Topchian, M. E.,

(5) Structure of Detonation Front in Gases, Siberian Branch USSR Academy Science, Novosibirsk (1963)

(6) Nakagami,S., Matsuoka,K., Kasahara,J., “Experimental Visualization of the Structure of Rotating Detonation Waves in a Disk-Shaped Combustor”, Journal of Propulsion and Power, Vol.33, No. 1(2017), 80-88.

(7) K. Ishii, K. Ohno, H. Kawana, K. Kawasaki, A. K. Hayashi, and N. Tsuboi, “Operation characteristics of a disk-type rotating detonation engine”, Shock Waves, Vol. 33, pp. 267-274 (2023)

(8) R.Huff, “Design, Buildup, and Testing of a Radial Rotating Detonation Engine for a Compact Auxiliary Power unit”, March 2018, Air Force Institute of Technology