

回転デトネーションエンジンの燃焼・ノズル推力特性に関する 実験研究

笠原 次郎、加藤 優一、石原 一輝、中神 壮馬、後藤 啓介、松岡 健（名大）、
松尾 亜紀子（慶應大）、船木 一幸（JAXA/ISAS）

Experimental Study on Combustion and Nozzle Characteristics of Rotating Detonation Engines
Jiro Kasahara, Yuichi Kato, Kazuki Ishihara, Soma Nakagami,
Keisuke Goto, Ken Matsuoka (Nagoya University),
Akiko Matsuo (Keio University),
and Ikkoh Funaki (JAXA),

Key Words: Detonation Wave, Rotating Detonation Engine, Pulse Detonation Engine

1. はじめに

デトネーション波は秒速2~3 kmで伝播する燃焼波である。これまでの、デトネーション波の基礎研究とエンジンへの応用研究[1, 2]が多数実施されている。デトネーションサイクルはブレイトンサイクルより高い熱効率を有する。ゆえに、デトネーション波を用いた高効率の推進システムとしての実用化が期待されている。回転デトネーションエンジン (rotating detonation engine, RDE) [3-5]は、2重円筒内に連続的にデトネーション波を発生させ、推力を得るエンジンである。1960年代初頭には、先駆的なRDE研究 [6, 7]が実施されている。1990年代には、Bykovskiiらが空気吸い込み式の気体・液体燃料のRDE研究を実施している[8, 9]。最近でも、数多くの研究が実施されており、本研究グループも可視化研究[10]、ノズル推力の研究[11]を実施している。しかし、二重円筒内のデトネーション燃焼の燃焼効率やノズル付加特性は、最も重要な調査項目の一つであるが、まだ明らかになっていない。さらに、インジェクター形状や、冷却のデトネーション燃焼器に及ぼす影響も不明瞭であった。そこで、本論文では、燃焼器のよどみ点圧の計測、推力計測を実施し、インジェクター形状を変化させ、当量比等のC*効率、推力への影響を明らかにする。

2. 実験装置

使用したRDEをFig.1に概要図をFig.2にその写真を示す。このRDEは銅製である。二重円筒燃焼器の内径は、60.5 mm、溝の幅は 3.2 mm、二重円筒部の軸方向長さは 48 mmである。全開き角30度の円錐を内筒に取り付けており、外壁も円錐にすることで、流路を先細型または、先細末広型の円錐ノズルとして機能させることができる。燃焼器断面積／スロート断面積は1.25であり、先細末広型のノズル出口断面積／スロート断面積は2.0である。気体エチレン、気体酸素の組み合わせを推進剤とした。

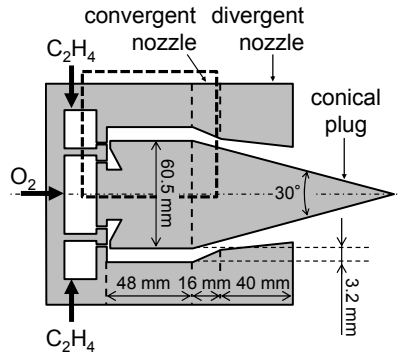


Fig. 1. Schematic of annular detonation combustor: left, sectional view; right, front view.

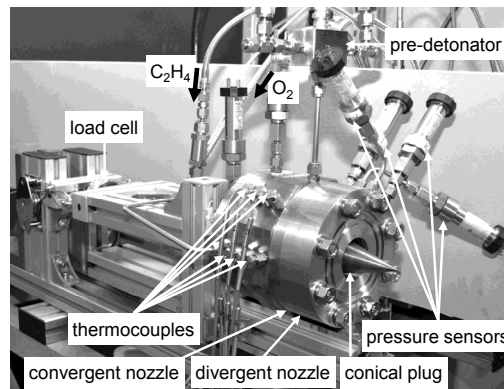


Fig. 2. Photograph of experimental apparatus.

Fig.3 には、拡大図を示す。2種類のインジェクターを使用した、各インジェクターを配置した燃焼器形態を type1、type2 と呼んでいる。Type1 は 72 個の直径 0.66 mm の燃料インジェクター孔と、幅 1 mm の酸化剤スリットを有している。Type2 では、72 個の直径 0.50 mm の燃料インジェクター孔と、幅 0.3 mm の酸化剤スリットを有している。圧力センサーが、燃料と酸化剤のプレナムに配置されている。それぞれの type の燃焼器には、直径 2.0 mm の静圧力ポート P_1 、 P_2 が配置され、type 2 燃焼器では、それに加えて 0.5 mm の直径の総圧ポート $P_{0,1}$ 、 $P_{0,2}$ が燃焼器底部に配置されている。

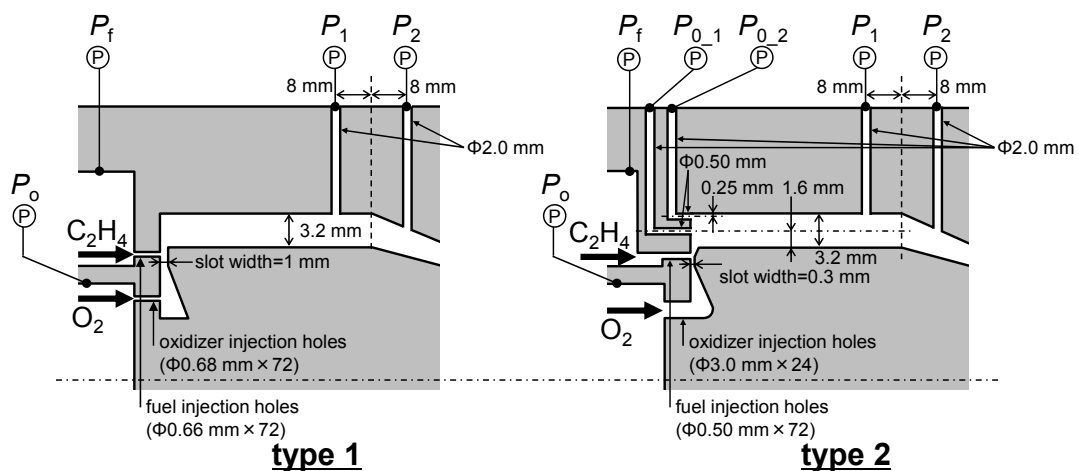


Fig. 3. Enlarged view: left, type 1; right, type 2.

3. 結果と考察

まず、質量流量の校正を燃料（エチレン）、酸化剤（酸素）に関して、別々に行った。質量流量は、ボンベ減圧弁直後の圧力または、その直後のオリフィス直径によって、調整した。Fig.4（左が酸化剤、右が燃料）は、校正結果であり、横軸に理想的な質量流量をとっており、この値は Eq. (1) を用いて燃焼器直上のプレナムの圧力と閉塞条件を仮定して決定している。

$$\dot{m}_i = \frac{PA_{inj}}{\sqrt{RT}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (1)$$

また、測定された質量流量は、電子天秤を用いて、ボンベの作動前後の質量差から、直接質量を計測し、それを全作動時間で割ることによって求めている。実際の燃焼実験では、プレナムの圧力を入力として、Fig. 4を用いて、質量流量を決定している。

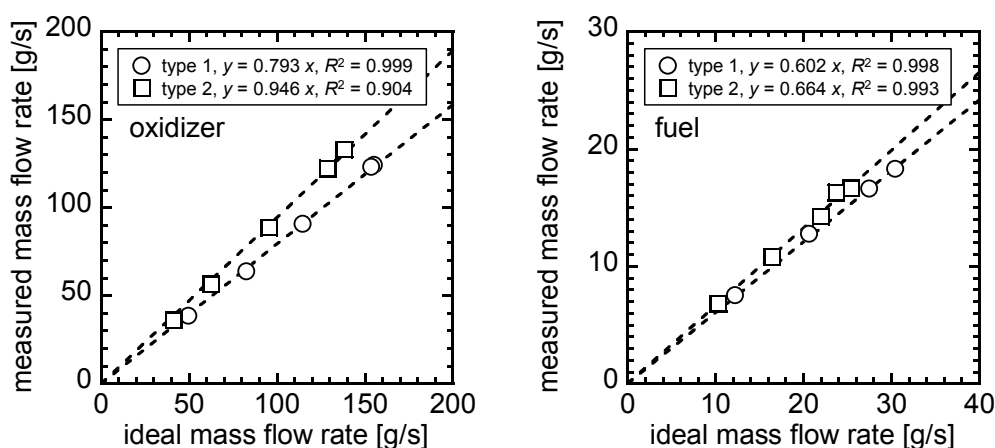


Fig. 4. Result of mass flow rate calibration: left, oxidizer; right, fuel.

Fig. 5に実験条件を示す。質量流量を 108 ± 4 g/s, 136 ± 6 g/s, 191 ± 6 g/s と変化させ、当量比を 0.24–1.68、と変化させた。Fig.5 の左がType 1、右がType 2である。Type 1では、ノズルなし、先細ノズル付き、先細末広ノズル付きの3種類で実験を行った。Type 2では、ノズルなしと、先細ノズル付きで実験を行った。

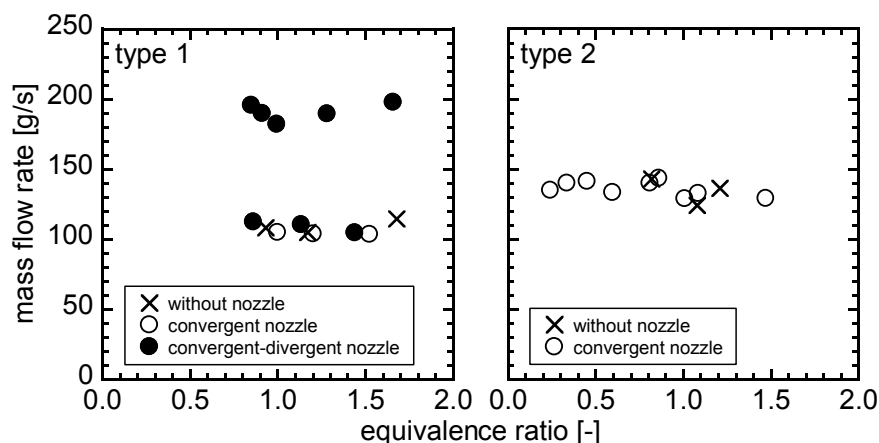


Fig. 5. Experimental conditions: left, type 1; right, type 2.

Fig. 6は高速度カメラによる燃焼器内部の可視化結果である（円筒軸方向に出口側から内部を自発光で観測）。Type 1では、間欠的な発光が観測されたが安定なデトネーション波の伝播は確認されなかった。Type 2の燃焼器では、波数2～3が確認され、波数2の場合は伝播速度2040 m/s (84 % of C-J speed)、波数3の場合は伝播速度1750 m/s (72 % of C-J speed)である。このように、インジェクター形状は、明確にデトネーション波の伝播に影響があった。

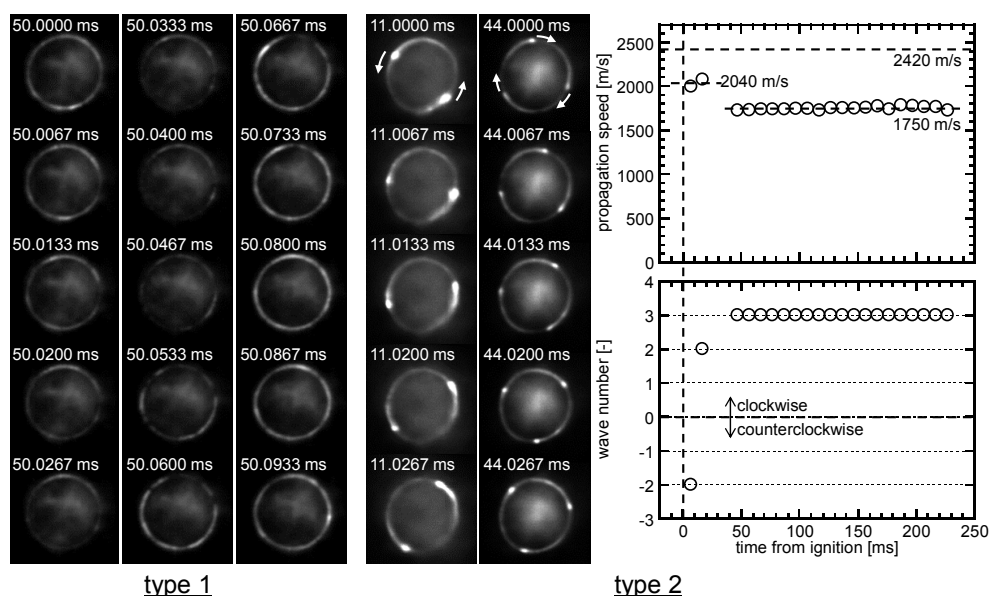


Fig. 6. Visualization by high-speed camera: left, type 1 ($\dot{m}=105$ g/s, $ER=1.17$, without nozzle); right, type 2 ($\dot{m}=125$ g/s, $ER=1.08$, without nozzle).

Fig. 7は、先細ノズルを取り付けた場合の圧力と推力の履歴である。推力はロードセルで計測された。作動時間及び、作動時間時間平均推力は、Fig. 7に破線で示した。この実験条件（type 1の場合で、 $\dot{m}=105$ g/s、 $ER=1.00$ 、先細ノズル付き。Type 2の場合で、 $\dot{m}=134$ g/s、 $ER=0.60$ 、先細ノズル付き）では、時間平均推力はType 1で142 N、Type 2で168 Nであった。なお、質量流量は、点火前後にて、ボンベ直後の閉塞条件は維持され则认为、点火前の質量流量によって決定している。

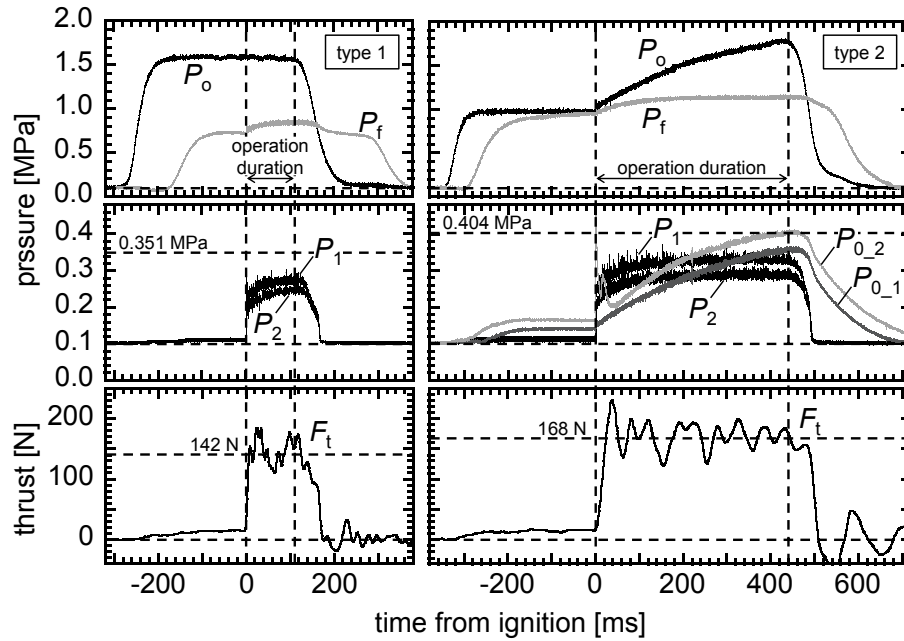


Fig. 7. Pressure and thrust history: left, type 1 ($\dot{m}=105$ g/s, $ER=1.00$, convergent nozzle); right, type 2 ($\dot{m}=134$ g/s, $ER=0.60$, convergent nozzle).

Fig. 8に推力と当量比の関係を示す。Fig.9に比推力と当量比の関係を示す。ここで、比推力 I_{sp} は以下のEq.(2)のように定義される。

$$I_{sp} \equiv \frac{F_t}{\dot{m}g}. \quad (2)$$

破線は、定圧のロケット燃焼の場合の理想値を示す。理想値の計算では、スロート面積は実験と等しいとし、既燃ガスはノズル内で、適正かつ、凍結状態で膨張するものとした。推力は、115-391 Nであった。また、比推力は87-201秒であった。先細ノズル付きの方が、ノズルなしの場合に比べて同じ質量流量で10%の推力増加があった。次に先細末広ノズル条件を考える。この場合、ノズルなしの場合に比べて、推力は10-17%高かった。質量流量が高い条件 (191 ± 6 g/s) では、すでに、定圧のロケット燃焼の場合の88-94%に達しており、ほぼ適正な膨張に近いと考えられる。

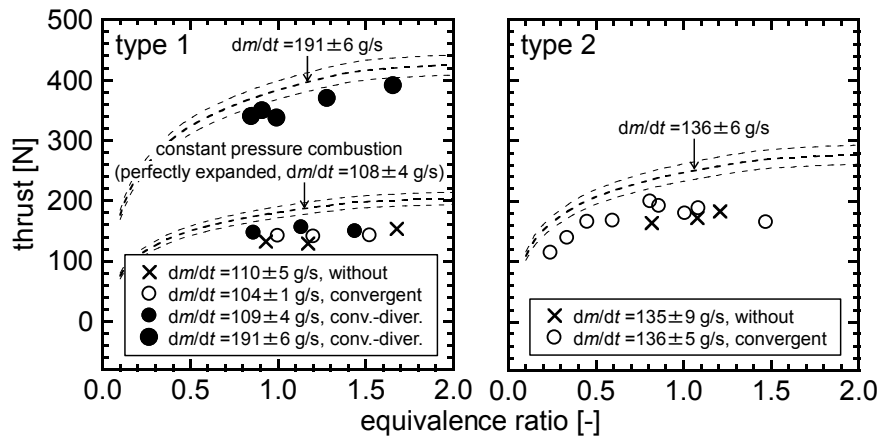


Fig. 8. Thrust vs. equivalence ratio: left, type 1; right, type 2

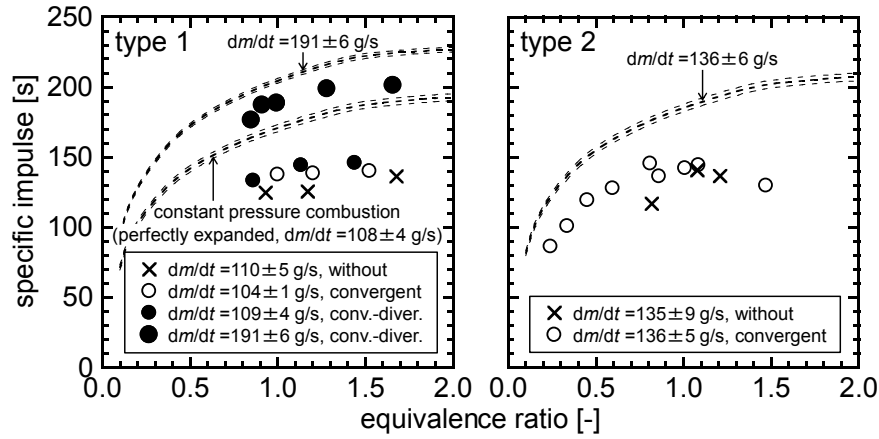


Fig. 9. Specific impulse vs. equivalence ratio: left, type 1; right, type 2.

次に、燃焼器内の燃焼時の理想よどみ圧を計算した。まず、ガス定数、断熱火炎温度、比熱比は NASA-CEA [14]を用いて決定した。理想よどみ圧 $P_{c,i}$ は、以下のEq. (3)を用いて決定する。

$$P_{c,i} = \frac{\dot{m} \sqrt{RT_c}}{A_t \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (3)$$

次に、燃焼器のよどみ点圧を実験にて決定する。圧力ポート P_1 でのマッハ数をまずは以下の Eq. (4) から求める。

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left(\frac{(\gamma-1)M^2 + 2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

ここで、比熱比は NASA-CEA から決定し、一定と仮定した。実験値としての、よどみ点圧は、このマッハ数と、 P_1 と、Eq. (5) より以下のように決定される。

$$P_{c,m} = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

特性排気速度 c^* およびC * 効率 η_{c^*} は以下のEqs. (6) and (7)で定義する。

$$c^* \equiv \frac{P_{c,i} A_t}{\dot{m}} \quad (6)$$

$$\eta_{c^*} \equiv \frac{c_m^*}{c_i^*} = \frac{P_{c,m}}{P_{c,i}} \quad (7)$$

Fig. 10は燃焼圧力 P_1 の当量比への依存性、Fig. 11では、 η_{c^*} の当量比での依存性を示している。先細、先細末広ノズルを使用すると、圧力が増加する。Type 1とType 2を比較した場合、C * 効率には大きな違いはなかった。本実験条件下では、インジェクターの形状は、波の伝播モードには、大きな影響を与えるが、伝播モードとC * 効率の関係性は乏しいと考えられる。C * 効率は当量比が1以下では88-101%に達している。

Fig. 7で、 $P_{0,2}$ を示したが、この実験内では、応答遅れがあるため、上記のよどみ圧力 $P_{c,m}$ まで増加していないが、別に実施した2秒間作動の実験では、ほぼ一致することが確かめられている。つまり、このようなよどみ点計測方法にて、直接的によどみ圧の計測が可能であることが確かめられた。

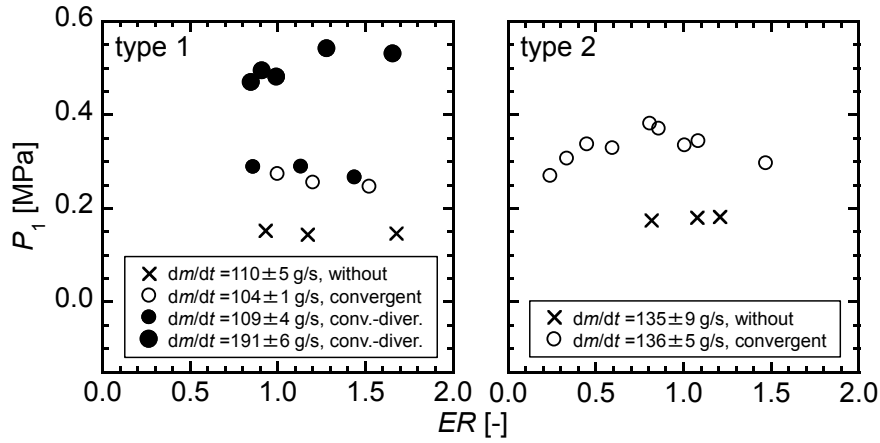


Fig. 10. Combustor pressure, P_1 vs. equivalence ratio: left, type 1; right, type 2.

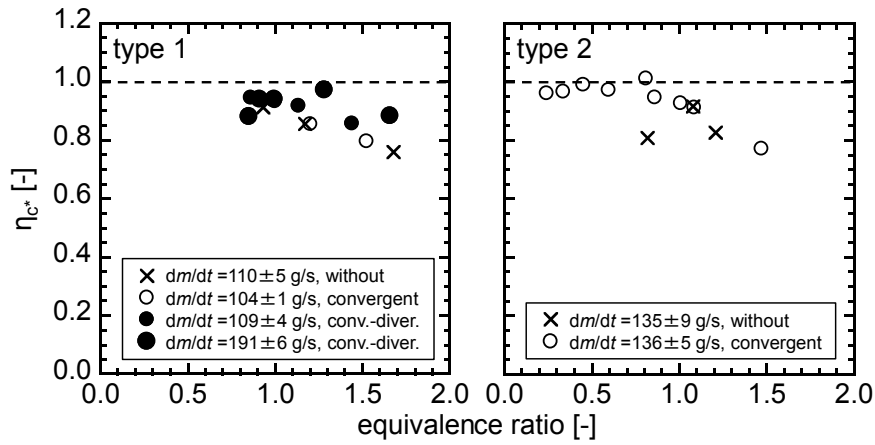


Fig. 11. c^* efficiency calculated from P_1 vs. equivalence ratio: left, type 1; right, type 2.

直接水噴射による、局所冷却実験を実施した。直径 0.5mm の孔（円筒底部から 2 mm の位置の 1 カ所）から水を燃焼器内に噴射し、冷却を実施した。Fig. 12 にその結果を示す。壁面温度は、Fig. 12 左に示すように、水噴射によって、明確に温度低下が確認された。しかし、燃焼器外部を断熱と仮定して、最終温度から求めた熱流束には、大きな違いは認められなかった（Fig. 12 右）。これは、円筒燃焼器の一部を冷却したのみであることが原因であると考えられる。本実験条件下では、無冷却で $8.1 \pm 1.8 \text{ MW/m}^2$ となった。

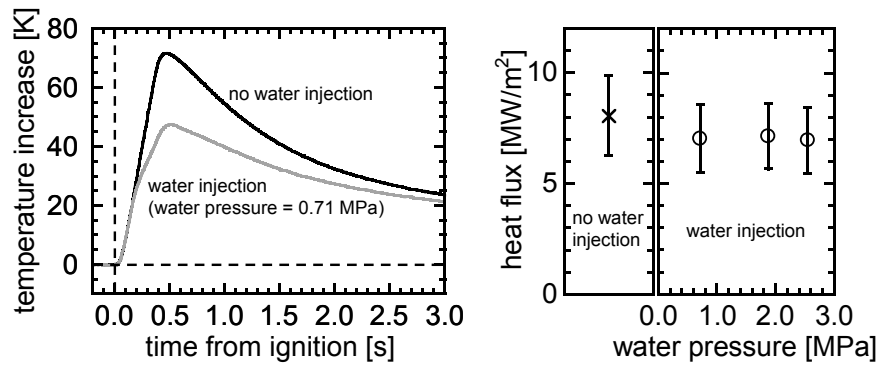


Fig. 12. Temperature increase history and heat flux vs. water pressure.

4. 結論

エチレン燃料-酸素酸化剤の回転デトネーションエンジンに先細末広ノズルを用いた場合の燃焼実験を実施した。燃焼圧を計測し、C*効率を決定した。その効率は、当量比が1を下回った場合（定圧の理想ロケット燃焼をベースとして）、88-101%であった。インジェクターの形状は波動の伝播モードには影響を与えるが、C*効率には影響が見られなかった。時間平均の燃焼器内壁面の熱流束を計測し、無冷却条件で、 $8.1 \pm 1.8 \text{ MW/m}^2$ であることを確認した。

謝辞

The present RDE development was subsidized by a “Study on Innovative Detonation Propulsion Mechanism,” Research-and-Development Grant Program (Engineering) from the Institute of Space and Astronautical Science, the Japan Aerospace Exploration Agency (ISAS/JAXA), and a “Research and Development of an Ultra-High-Thermal-Efficiency Rotating Detonation Engine with Self-Compression Mechanism,” Advanced Research Program for Energy and Environmental Technologies, the New Energy and Industrial Technology Development Organization. The fundamental device development was subsidized by a Grant-in-Aid for Scientific Research (A), No. 24246137.

References

- [1] J. A. Nicholls, H. R. Wilkinson, and R. B. Morrison, *Journal of Jet Propulsion* 27 (5) (1957) 534-541.
- [2] T. Bussing, G. Pappas, *Developments in High-Speed Vehicle Propulsion Systems, Progress in Astronautics and Aeronautics* 165 (1996) 421-472.
- [3] B. V. Voitsekhovskii, V. V. Mitrofanov, M. E. Topchian, *Symposium (International) on Combustion* 12 (1) (1969) 829-837.
- [4] D. A. Schwer, K. Kailasanath, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2010-6880, Nashville, TN, 25-28 Jul. 2010.
- [5] E. M. Braun, F. K. Lu, D. R. Wilson, J. A. Camberos, *Aerospace Science and Technology* 27 (2013) 201-208.
- [6] B. V. Voitsekhovskii, *Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics* 3 (1960) 157-164.
- [7] J. A. Nicholls, R. E. Cullen, K. W. Ragland, *Journal of Spacecraft and Rockets* 3 (6) (1966) 893-898.
- [8] F. A. Bykovskii, V. V. Mitrofanov, E. F. Vedernikov, *Combustion, Explosion, and Shock Waves* 33 (3) (1997) 344-353.
- [9] F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan, E. F. Vedernikov, *Journal of Propulsion and Power* 22 (6) (2006) 1204-1216.
- [10] K. Gawahara, H. Nakayama, J. Kasahara, K. Matsuoka, S. Tomioka, T. Hiraiwa, A. Matsuo, I. Funaki, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2013-3721, San Jose, CA, 15-17 Jul. 2013.
- [11] S. Nakagami, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, 53rd AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2015-0878, Kissimmee, FL, 5-9 Jan. 2015.
- [12] Y. Kato, K. Gawahara, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, K. Higashino, N. Tanatsugu, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2014-4034, Cleveland, OH, 28-30 Jul. 2014.
- [13] K. Ishihara, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, 53rd AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2015-0630, Kissimmee, FL, 5-9 Jan. 2015.
- [14] S. Gordon, B. J. McBride, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications*, RP-1311, NASA, 1994.
- [15] J. Kasahara, A. Hasegawa, T. Nemoto, H. Yamaguchi, T. Yajima, T. Kojima, *Journal of Propulsion and Power* 25 (1) (2009) 173-180.
- [16] K. Matsuoka, T. Morozumi, S. Takagi, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, *Journal of Propulsion and Power* (2016) (in press).