

3A06 スワールインジェクタを有する 回転デトネーションエンジンの推進性能評価

○松岡健, 山本大凱, 伊東山登, 井出雄一郎, 笠原次郎（名古屋大学）

Investigation on Performance of Rotating Detonation Engine with Swirl Injector

Ken Matsuoka, Taiga Yamamoto, Noboru Itouyama, Yuichiro Ide, Jiro Kasahara (Nagoya University)

Key Words : Rotating Detonation Engine, RDE, Swirl Injector

Abstract

In present study, the swirl injector was utilized to a rotating detonation engine. Experiments were conducted employing injectors with four distinct swirl angles, $\psi_{inj} = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ and 60° , to evaluate detonation propagation characteristic and thrust performance. As a result, it was not found that swirl injectors can improve the specific impulse under the same condition of the mass flow rate and equivalence ratio. However, injectors with increased swirl angles yield enhanced circumferential wave propagation velocity V_{det} and number of the detonation waves. Furthermore, a correspondence between propagation direction and swirl direction was observed across all injector configurations.

1. はじめに

デトネーション波とは、爆発性混合気中を極超音速で伝播する燃焼波である。デトネーション燃焼サイクルの理論熱効率が既存定圧燃焼サイクルのそれと比べて高いことが示されている⁽¹⁾。加えて、デトネーション波の伝播速度は2000～3000 m/sであり、拡散燃焼であるデフラグレーション波と比較して1000倍程度速いことから、燃焼器を小型することができる。Rotating Detonation Engine⁽²⁾（RDE）とは、二重円筒や単円筒形状の燃焼器内でデトネーション波が周方向に連続的に伝播する。Pulse Detonation Engineと比較して可動部や繰り返し点火系が必要なく、高周波数でのデトネーション波を生成できることから、定常的な推力を獲得できる。

一般的に、マニフォールド内の燃料・酸化剤は小孔インジェクタを通過しRDE燃焼器に供給され、衝突することによって予混合気生成される。Fig. 1を用いてスワール角度 ψ_{inj} を説明する。Fig. 1(a)に示す通り、二重円筒形状燃焼器中心軸の下流方向を+z軸、この+z軸に対する右ねじの方向を+ θ 軸とする。Fig. 1(b)は、 r が燃焼器流路幅中心での $z-\theta$ 断面図であり、流路幅中心に単一インジェクタが配置されている場合を示している。小孔インジェクタ中心軸を+z'軸としたとき、+z'軸の+ θ 軸方向への傾きが ψ_{inj} である。実際には、Fig. 1(c)の $z'-r$ 断面図の通り、燃料および酸化剤でそれぞれ直径 ϕ_f および ϕ_o の小孔インジェクタが存在する。

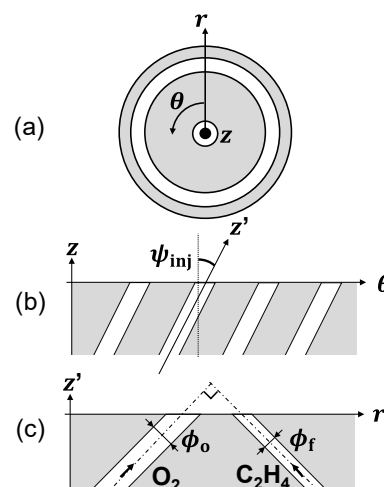


Fig. 1 swirl angle in rotating detonation engine

スワールインジェクタRDEの先行研究として、Fan et al.⁽³⁾は、2次元数値解析にてスワール角度 ψ_{inj} がデトネーション波伝播に与える影響を調査した。 $\psi_{inj} = 30^\circ, 60^\circ$ では $\psi_{inj} = 0^\circ$ と比較して、デトネーション波伝播速度がそれぞれ約5%, 18%上昇し、デトネーション波ピーク圧力はそれぞれ約48%, 22%上昇したと報告した。Kindracki et al.⁽⁴⁾はRDE燃焼器出口にて既燃ガス圧力をピトー管によって計測し、 ψ_{inj} と出口スワールが連動していることを実験的に確認した。しかしながら、 ψ_{inj} がRDE作動特性や推進効率に与える影響に関する研究はない。また、RDEでは回転デトネ

ーション波による回転トルクが発生する．特に，宇宙推進用エンジンシステムに応用する場合，デトネーション波の伝播方向や枚数を能動的に決定できることが望まれる．

以上の背景から，本研究ではスワール角度 ψ_{inj} を変化させたときの推進性能およびデトネーション波伝播特性を評価した．前者に対して，推進剤質量流量 $\dot{m}_p = 27 \pm 2 \text{ g/s}$ ，背圧 $p_b = 13 \pm 3 \text{ kPa}$ および当量比 $ER = 0.9 \pm 0.2$ の範囲で，比推力は $I_{sp} = 215 \pm 29 \text{ s}$ と評価され， ψ_{inj} による顕著な変化は確認されなかった．後者に対して， $\psi_{inj} = 0^\circ$ に対してデトネーション波の枚数は $n_{det} = 1$ であり， $\psi_{inj} = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ では $n_{det} = 2, 3, 3$ となり，増加した．また，伝播方向は，全て $+ \theta$ 軸方向であり， ψ_{inj} の方向と一致した．

2. 実験概要

2. 1 回転デトネーションエンジン

Fig. 2に実験で使用したRDE燃焼器の断面図を示す．燃焼器は二重円筒形状であり，燃焼器内径50 mm，外径60 mm，流路幅5 mm，全長80 mmとした．燃焼器部はSUS製であり，インジェクタ部はアクリルポリマー製で3Dプリント⁽⁵⁾され，実験毎に交換した．小孔インジェクタ直径は，燃料で $\phi_f = 0.7 \text{ mm}$ ，酸化剤で $\phi_o = 1.2 \text{ mm}$ ， θ 軸方向に36セット配置された．

燃焼器軸方向には， $z = 0, 10, 28, 50, 70 \text{ mm}$ の位置に静圧測定用としてピエゾ抵抗型圧力センサ（Keller社製PAA-23SY）， $z = 10 \text{ mm}$ の位置にデトネーション波計測用としてピエゾ型圧力センサ（PCB社製113B26）をリセスマウントした．RDE作動は，RDE燃焼器出口側から黑色火薬を挿入し， $z = 20 \text{ mm}$ 付近で発破させることで開始した．

2. 2 実験設備と実験条件

Fig. 3に実験設備を示す．RDEはリニアガイドを介してロードセルと接続され，推力を測定した．酸化剤として気体酸素，燃料として気体エチレンを用いた．各気体は減圧弁およびオリフィスを返してRDEマニホールドに導入された．RDEは内容積約 10 m^3 の真空チャンバー内に設置され，背圧 p_b を測定した．燃焼器内部自発光は，真空チャンバーのぞき窓より $+z$ 軸上で高速度カメラ（Vison Research社製V2011）を用いて撮影した．撮影速度および露光時間は， $180,064 \text{ frame/s}$ および $3 \mu\text{s}$ とした．RDE作動時間は，on-offバルブによって約 500 ms となるように決定した．

Table 1に実験条件をまとめる．スワール角度 ψ_{inj} のみを変化させ，その他の条件は固定した．同条件での試行回数は， $\psi_{inj} = 45^\circ, 60^\circ$ で2回， $\psi_{inj} = 0^\circ, 30^\circ$ で1回とした．なお，Table 2の数値とその範囲は， $100 \text{ ms} \leq t \leq 200 \text{ ms}$ の間での平均値である．

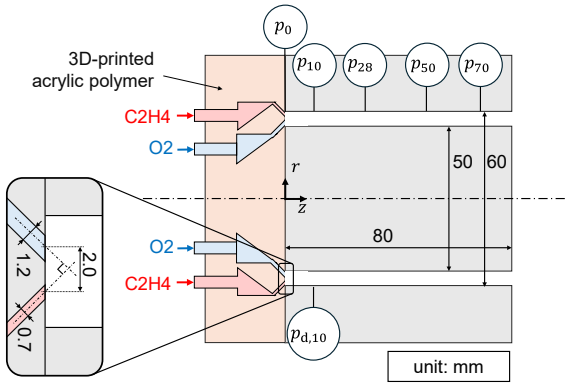


Fig. 2 rotating detonation engine used in test

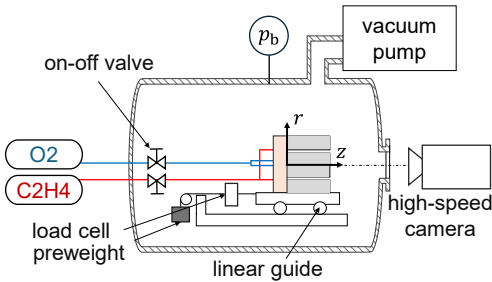


Fig. 3 schematic of RDE combustion test

Table 1 experimental condition

fuel mass flow rate [g/s]	\dot{m}_f	6 ± 1
oxidizer mass flow rate [g/s]	\dot{m}_o	21 ± 1
equivalence ratio [-]	ER	0.9 ± 0.2
initial back pressure [kPa]	p_b	10 ± 1
swirl angle [°]	ψ_{inj}	0, 30, 45, 60

3. 結果と考察

3. 1 燃焼器内静圧および推力

Fig. 4に典型的な実験データとして， $\psi_{inj} = 60^\circ$ での結果を示す．点火時刻が $t = 0 \text{ s}$ である．まず， $t = -1200 \text{ ms}$ から酸化剤の供給が開始し， $t = -700 \text{ ms}$ 付近から燃料の供給が開始する．このコールドフロー過程では， $F_{cold} = 8.1 \text{ N}$ が発生し，比推力は $I_{sp} = 30 \text{ s}$ であった． $t = 0 \text{ ms}$ の点火の後，燃焼器内圧および推力が急激に増加し，燃焼器内静圧 p_z は， $z = 10 \text{ mm}$ から 70 mm にかけて徐々に低下した．背圧 p_b は，既燃ガスの生成によって作動時間中に徐々に増加した．全実験条件において，解析対象である $100 \text{ ms} \leq t \leq 200 \text{ ms}$ の間で $p_b/p_{70} < 0.37$ となり，既燃ガス比熱比 $\gamma = 1.1$ ⁽⁶⁾における臨界圧力比 0.38 を下回ったため，燃焼器出口でチョークしていると考えられる．Table 2に， ψ_{inj} に対する時間平均推力 F_{det} および推進剤ベースの比推力 I_{sp} をまとめる．比推力の不確かさは，質量流量および推力測定用ロードセル精度を考慮しているが，本実験精度では， ψ_{inj} の変化による比推力の差異は確認できなかった．

Table 2 summary of RDE combustion test							
swirl angle ψ_{inj} [°]	num. of test [-]	propellant mass flow rate \dot{m}_p [g/s]	time-averaged thrust F_{det} [N]	specific impulse I_{sp} [s]	num. of detonation N_{det} [-]	detonation velocity V_{det} [s]	rotation angle θ_{det} [-]
0	1	27 ± 2	58 ± 5	216 ± 27	1	1785 ± 28	positive
30	1	27 ± 2	58 ± 5	216 ± 27	2	1917 ± 17	positive
45	2	27 ± 2	56 ± 5	212 ± 27	3	1775 ± 20	positive
60	2	27 ± 2	56 ± 5	214 ± 28	3	1864 ± 57	positive

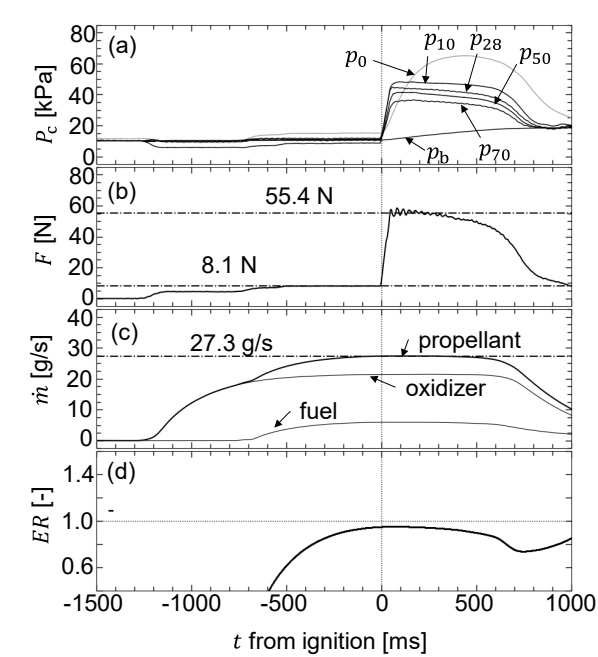


Fig. 4 time history under $\psi_{inj} = 60^\circ$ condition
(a) static pressure in RDE combustor,
(b) thrust, (c) mass flow rate, and
(d) equivalence ratio

3. 2 デトネーション波伝播特性

Fig. 5に、高速度カメラで取得した燃焼器流路中心付近での θ 軸方向の自発光輝度値の時間履歴を示す。発光強度は白黒反転しているため、黒色がデトネーション波の先頭位置の軌跡を示している。

まず、回転方向に着目すると、全ての実験において、 $+\theta$ 軸方向にデトネーション波が伝播した。そのため、 ψ_{inj} の傾く方向にデトネーション波が伝播する規則性があることが示唆された。しかしながら、試行回数1回の $\psi_{inj} = 0^\circ$ でも $+\theta$ 軸方向に伝播したため、今後試行回数を増やし再現性を確認する必要がある。

次に、デトネーション波数 n_{det} は、 $\psi_{inj} = 0^\circ$ に対して $n_{det} = 1$ であり、 $\psi_{inj} = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ では $n_{det} = 2, 3, 3$ と増加した。Bykovskii et al.⁽⁷⁾は様々な推進剤種でのRDE作動試験から、以下の経験式を提案した。

$$h/\lambda = 12 \pm 5 \tag{1}$$

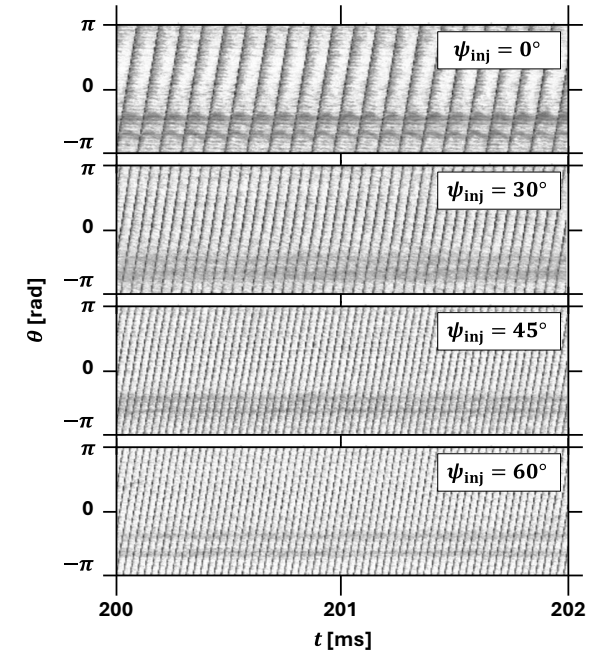


Fig. 5 $\theta - t$ diagram

ここで、 h は混合気充填高さ、 λ はデトネーション波のセルサイズである。質量流束が増加したとき、インジェクタ出口流れがチョークしていれば、燃料・酸化剤の噴出速度は変わらないため h は変化しない。一方で質量流束の増加とともに混合気密度が増加するため、 λ が減少する。結果として、 h/λ が増加し式(1)に示すRDE作動条件を逸脱するためデトネーション波枚数 n_{det} が増加することで h が減少する。本実験では推進剤の質量流束は一定であるため、 ψ_{inj} の増加に従って $+\theta$ 軸方向の充填高さ h は減少したと考えられるが、 n_{det} は増加した。この実験事実から、 ψ_{inj} の増加に伴って λ が減少したことが示唆される。RDEでは、次サイクルの混合気は前サイクルで燃焼した既燃ガス中に噴射されるため、一部の混合気はデトネーション波の前にデフラグレーション燃焼する。この現象が ψ_{inj} の増加に伴って抑制され、実効的な λ が減少したことで n_{det} が増加した可能性がある。

Fig. 6に $z = 10 \text{ mm}$ にリセスマウントした高時間応答圧力トランスデューサーの時間履歴を示す。 ψ_{inj} の増加とともに、ピーク値が減少した。これは、 $\psi_{inj} =$

0°では $z = 10$ mm付近を $+\theta$ 軸方向にデトネーション波が伝播していたのに対して、 ψ_{inj} の増加とともに n_{det} が増加し、混合気充填高さ h が減少したためと考えられる。同じ $n_{det} = 3$ の条件である $\psi_{inj} = 45^\circ$ と 60° に着目すると、圧力波形が異なっていることが確認された。 $\psi_{inj} = 60^\circ$ では、明確な圧力のプラトー領域が確認でき、この持続時間は約30 μ sであった。この領域は、デトネーション波に付随する斜め衝撃波で昇圧された前サイクルの既燃ガスであると考えられ、 $\psi_{inj} = 45^\circ$ と比較して、 60° の方がデトネーション波面がより燃焼器底部（ $z = 0$ mm）付近に存在していたと考えられる。

Table 2に示す通り、デトネーション波周方向伝播速度 V_{det} は、 $\psi_{inj} = 0^\circ$ （ $n_{det} = 1$ ）よりも、 $\psi_{inj} = 30^\circ$ （ $n_{det} = 2$ ）の方が大きい。一般的には、RDEは n_{det} が増加すると V_{det} が減少するため^⑧、 ψ_{inj} 増加に伴う伝播速度の増加が n_{det} 増加による速度減少の効果よりも大きい。また、 $n_{det} = 3$ である $\psi_{inj} = 45^\circ$ および 60° に着目すると、 $\psi_{inj} = 60^\circ$ の方が100 m/s程度速度が大きく、 $+\theta$ 軸方向のスワール流速を考慮したとしても優位な差である。以上の2点から、同じ推進剤質量流束の条件においても ψ_{inj} の増加によってデトネーション波マッハ数が向上した可能性がある。

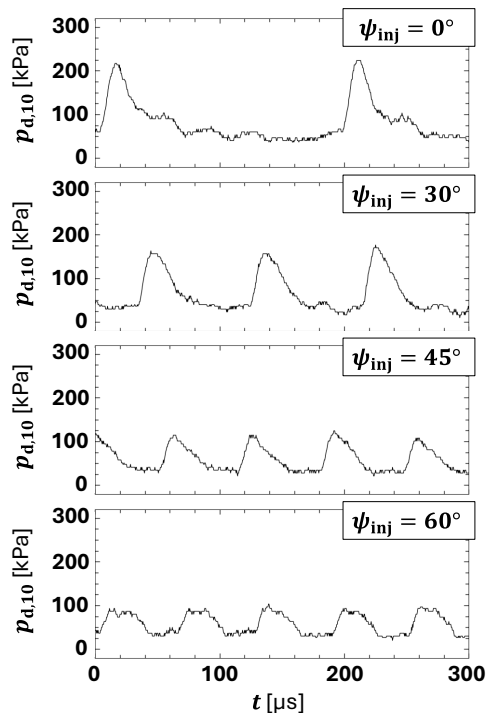


Fig. 6 time history of high-response pressure transducer mounted on $z = 10$ mm in RDE combustor

4. 結論

インジェクタ噴射角度を二重円筒燃焼器の周方向に傾けたスワールインジェクタがRDE作動特性お

よび推進効率に及ぼす影響を実験的に評価した。背圧 13 ± 3 kPaの範囲においてエチレン-酸素推進剤を用いて同じ推進剤質量流量および当量比の条件でRDE作動試験を実施し、以下の結果を得た。

- (1) 時間平均推力 F_{det} および推進剤ベースの比推力 I_{sp} はそれぞれ、 $F_{det} = 57 \pm 6$ Nおよび $I_{sp} = 215 \pm 29$ sであった。本実験精度では、 ψ_{inj} の変化による比推力の差異は確認できなかった。
- (2) デトネーション波の伝播方向は、スワール流れの方向（ $+\theta$ 軸方向）と一致した。
- (3) ψ_{inj} の増加とともにデトネーション波枚数が増加し、 $\psi_{inj} = 0^\circ$ に対して1枚、 $\psi_{inj} = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ では2, 3, 3枚と増加した。 ψ_{inj} の増加に伴い、デトネーション波マッハ数が向上したことが示唆された。

5. 参考文献

- (1) Fickett, W., and Davis, W. C., Detonation: Theory and Experiment, Dover, New York, 2000, Chap. 1.
- (2) Lu, F. K., Braun, E. M., and Powers, J. (2014). Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts. *Journal of Propulsion and Power*, 30(5), 1125–1142.
- (3) Fan, W., Zhou, J., Liu, S., Peng, H. (2021). Effects of the geometrical parameters of the injection nozzle on ethylene-air continuous rotating detonation. *Journal of Zhejiang University: Science A*, 22(7), 547–563.
- (4) Kindracki, J., Siatkowski, S., & Lukasik, B. (2020). Influence of inlet flow parameters on rotating detonation. *AIAA Journal*, 58(12), 5046–5051.
- (5) Form3+ manual, Retrieved 2025.01.26 from <https://media.formlabs.com/m/57e339488cd1f9fa/original/-ENUS-Form-3-manual.pdf>
- (6) Leader, M. K., Lavelle, T. M., Wang, X.-Y. J., Dickens, K. W., Mctague, M., & Hill, J. P. CEA2022: A Modernization of NASA Glenn's Software CEA (Chemical Equilibrium with Applications).
- (7) Bykovskii, A. F., Zhdan, A. S., Vedernikov, F. E., (2006). Continuous Spin Detonations. *Journal of Propulsion and Power*, 22(6), 1204–1216.
- (8) Noda, T., Matsuoka, K., Goto, K., Kawasaki, A., Watanabe, H., Itouyama, N., Kasahara, J., Matsuo, A. Impact of mixture mass flux on hydrodynamic blockage ratio and Mach number of rotating detonation combustor, *Acta Astronautica*, Vol. 207 (2023), pp 219–226.