

令和 6 年 6 月 3 日現在

機関番号：12701

研究種目：基盤研究(C)（一般）

研究期間：2021～2023

課題番号：21K04476

研究課題名（和文）回転 detonation エンジンの動作モード・推力性能予測モデルの構築

研究課題名（英文）Development of operation and thrust estimation model of rotating detonation engines

研究代表者

石井 一洋 (Ishii, Kazuhiro)

横浜国立大学・大学院工学研究院・教授

研究者番号：20251754

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,200,000 円

研究成果の概要（和文）：本研究では、回転 detonation エンジンにおける燃料濃度計測手法を確立し、環状燃焼室内の円周方向燃料濃度分布を求めることに成功した。また、応答性の高い同軸型熱電対を用いた熱流束計測により、回転 detonation 波通過時の瞬時熱流束および軸方向の平均熱流束分布を求めるとともに、レイリー流れとファノ流れを組み合わせた1次元流れモデルにより、推力を精度良く予測することに成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究の成果により、炭化水素燃料を使用する回転 detonation エンジンのインジェクターの違いによる燃料濃度分布が、回転 detonation 伝播モードに及ぼす影響を明らかにすることができる。また、今後の回転 detonation エンジンの実用化において、冷却システム開発に必要な熱流束データを提供することが可能となった。さらに、燃焼室内流れの一次元モデルにより推力を容易に予測可能となった。

研究成果の概要（英文）：In the present study, fuel concentration measurement method in a rotating detonation engine was established and the circumferential fuel concentration distribution in the annular combustion chamber was successfully obtained. In addition, the instantaneous heat flux and axial mean heat flux distributions during passage of the rotating detonation wave were estimated using fast-response coaxial thermocouples. The thrust was successfully predicted with high accuracy using a one-dimensional flow model combining Rayleigh and Fano flows.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：回転 detonation エンジン 濃度計測 熱流束 推力

様式 C - 19、F - 19 - 1 (共通)

1. 研究開始当初の背景

次世代航空宇宙用推進機関として回転デトネーションエンジン (Rotating Detonation Engine, RDE) の研究開発が世界各国で極めて活発に行われている。RDE は円環状燃焼室の周方向にデトネーション波を連続的に回転させることで、デトネーション波を燃焼器室内に定在させるもので、原理的に供給推進剤の全圧よりも高い燃焼ガス全圧を得ることができ、エンジン構造を小型化・簡素化できる。

これまでに、試験条件によっては燃焼器内に、長周期デフラグレーションモード、縦方向パルスデトネーションモードといった不安定動作モードが出現することが知られており、RDE では安定動作モードで最も高い推進性能を示すため、不安定動作モードが発生するような運転条件は避けなくてはならない。しかしながら動作モードを支配する普遍的なパラメーターは未だ確定していない。これは主として、同一質量流量の運転条件でも研究者ごとに推進剤インジェクター構造ならびに推進剤供給圧力が異なり、実験結果の装置依存性が高いことに起因している。したがって、所与の RDE と運転条件に対して動作モードを予測するまでに至らず、研究開発当初では RDE 設計に必要な、推進性能予測を可能とするツールが存在していない。

2. 研究の目的

これまでの研究から、RDE では推進剤の供給量が回転デトネーション波 (Rotating Detonation Wave、以下 RDW) の伝播モードに影響を及ぼすことが知られているが、様々な燃焼室径や燃焼室幅で実験が行われており、RDW 伝播を支配する普遍的パラメーターが不明であり、燃焼器設計指針が確立されていると言える段階ではない。また、RDE 燃焼器内で複数の伝播モードが存在する要因ならびに伝播モードと推力性能との関係は明らかになっておらず、普遍的な燃焼器設計指針が確立されている状況ではない。

本研究では、これまでに例が RDE 燃焼器内の燃料濃度分布を実測し、高速応答熱電対による燃焼試験時の熱流束評価を行うとともに、RDE 推進性能を定量的に予測可能な物理モデルの構築を行うことを目的とする。

3. 研究の方法

(1) RDE 燃焼器

本実験では、図 1 に示す外径 80 mm、燃焼室幅 6 mm の円環状燃焼室を持つ RDE 燃焼器を用いた。燃焼器外壁および内壁の推力壁から軸方向に 53 mm までの部分は、燃料濃度分布計測のために石英ガラス製のパーツに交換可能となっている。試験気体はメタン - 酸素混合気とし、メタンは燃焼器内側の直径 1.2 mm のオリフィス型インジェクター 80 孔から噴射し、酸素は燃焼室外側の直径 2.0 mm のオリフィス型インジェクター 80 孔のインジェクターから供給した。メタン及び酸素は、インジェクター出口直後で互いに垂直に衝突することで、混合促進を図っている。また、デトネーション伝播過程は、軸方向に下流から高速度カメラ (ナックイメージテクノロジー ACS-1 M40) を用いて撮影を行った。

試験気体は、燃料タンクおよび酸化剤タンクに所定の圧力で充填しておき、配管を通じて燃焼器に供給した。各気体の供給時間は電磁弁を用いて制御し、試験時間はタンクの容量を考慮して最大で 226 ms とした。

(2) 燃料濃度計測

本研究では、波長 3.39 μm の赤外 He-Ne レーザーが炭化水素燃料に吸収されることを利用して、メタンの燃料濃度分布を求める。図 2 に燃料濃度計測に用いた光学系の概略を示す。レンズおよびミラーから構成される光学系はレンズチューブ内で構築し、燃焼器の中心に挿入した。赤外 He-Ne レーザーは、光ファイバーを通じてレンズチューブに入り、シリンドリカルレンズ群によってシート状に成形された後、燃焼室内に導入される。燃焼室内のメタンによりレーザー光が減衰し、透過光強度を 16 チャンネルの InAsSb 光起電力素子アレイ (浜松ホトニクス P15742-016DS) を用いて検出する。これにより、燃焼室内の円周方向の燃料濃度分布を計測することが可能となる。なお、燃料濃度の計測位置は推力壁から 5 mm の位置とした。

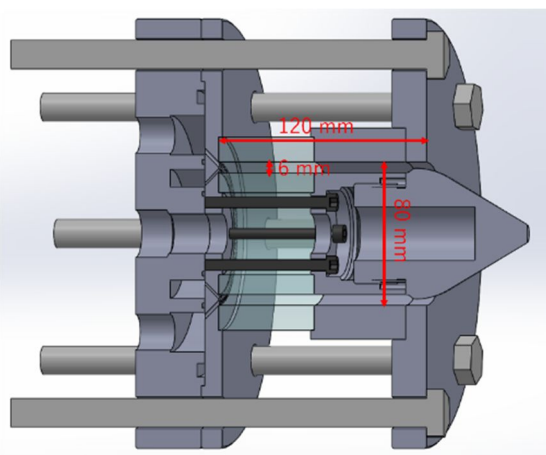


図 1 燃料濃度分布計測用燃焼器

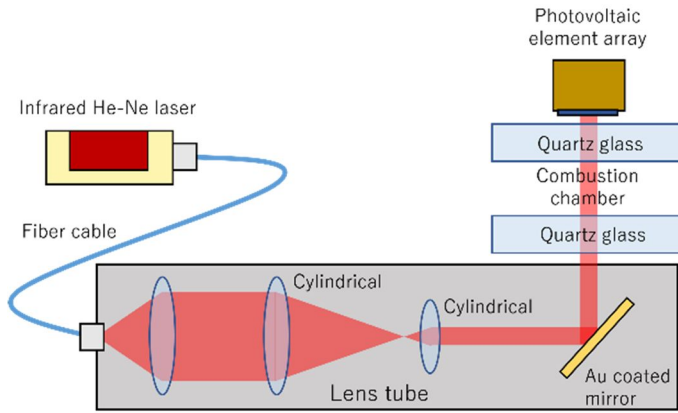


図2 燃料濃度計測用光学系

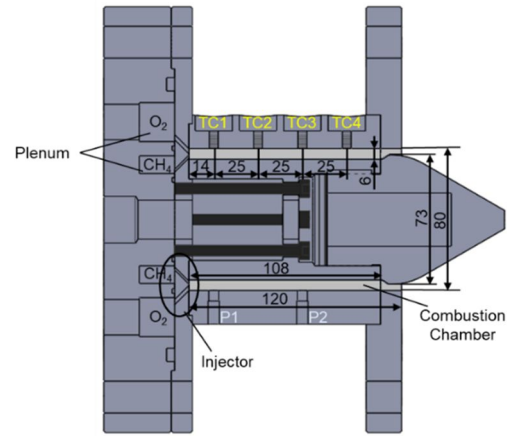


図3 熱流束計測用燃焼器

(3) 熱流束計測

熱流束計測は、図3に示すRDE燃焼器を用いて行った。インジェクターおよび燃焼室の大きさは図1の燃焼器と同一であるが、熱流束評価に用いる熱電対プローブおよび圧力計測プローブを取り付け可能なようにステンレス製の燃焼室壁を有している。熱流束評価に用いる熱電対プローブは、図3におけるTC1-TC4の位置にそれぞれ燃焼室内壁面と面一になるように設置した。また、燃焼室圧力を計測するため、TC1-TC4それぞれと同一円周上の、燃焼室出口から見て時計方向90°の位置4箇所直径1mmの静圧孔を設け、長さ200mmの1/8インチチューブを圧力経路として先端に圧力センサー(Keller PAA-23/2MPa)を設置した。デトネーション波の伝播挙動把握のためにTC1およびTC3それぞれと同一円周上の位置に圧力変換器(Kistler 603CAA)を燃焼室内壁面と面一になるように設置し、上流側からそれぞれP1、P2とした。

熱電対にはE型同軸熱電対を採用し、高速オペンプ(Texas Instruments THS4631D)で構成される1段非反転増幅回路を理論増幅率101倍となるように設計し、31mm×14mmのプリント基板上に実装した。なお周波数約500kHzまでは、ほぼ一定の増幅率であることを確認している。同軸熱電対および増幅回路は真鍮製ケーシングで覆い、外部ノイズの影響を防いだ。計測した温度履歴から1次元半無限固体の非定常熱伝導問題として、Cook and Feldermanの方法を利用して熱流束の時間変化を求めた。

$[1 \times 10^{-6}]$

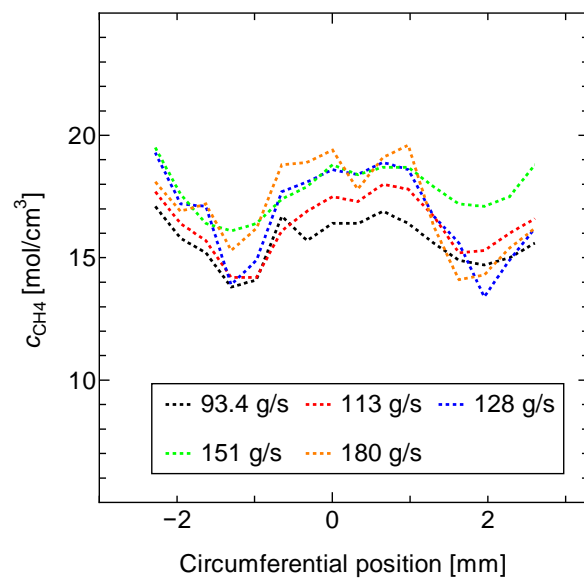


図4 非燃焼時の燃焼室内周方向燃料濃度分布

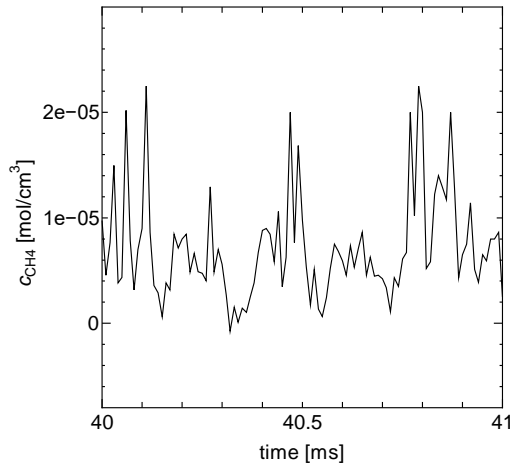
4. 研究成果

(1) 燃料濃度計測

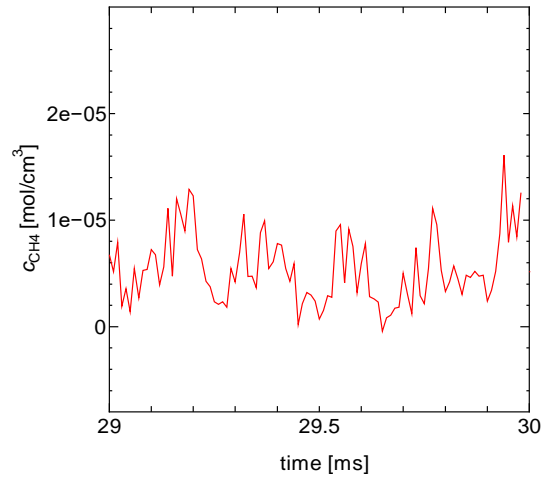
酸化剤である酸素の代わりに窒素を用いて燃焼室内の燃料濃度分布を測定した結果を図4に示す。同図は、推進剤の質量流量ごとの、推進剤供給開始から100ms以降の燃料濃度の平均値を表している。ただし、メタンのモル消光係数は温度、圧力によって変化するため、燃料タンクから燃焼室までポリトロープ変化を仮定してモル消光係数を推算している。メタン濃度が極小となる周方向位置の間隔は約3mmであり、一方インジェクターのオリフィス間隔が2.9mmであることから、図4の濃度分布は妥当であると判断できる。また、質量流量が多いほどメタンのモル濃度が増加しており、これも妥当な結果である。

図5に燃焼試験時の燃料濃度の時間変化を示す。ここで、計測位置は図5においてメタン濃度が極大となった位置である。いずれの流量においても、燃焼室内にメタンが供給され、回転デトネーション通過とともにメタンが消費されて濃度がほぼ0になっていることがわかる。

この時間変化をDFT解析したところ、同じ質量流量で実験を行った場合に得られた圧力履歴の周波数と一致した。また高速度カメラによる自発光画像から、(a)の場合は2つの燃焼発光が同一方向に伝播する様子が見られ、(b)では燃焼発光部分が出現・消滅を繰り返しながら、2つの燃焼発光部が互いに逆方向に回転している様子が見られた。



(a) $\dot{m} = 117 \text{ g/s}$



(b) $\dot{m} = 73.7 \text{ g/s}$

図5 燃焼時の燃料濃度の時間変化

図5におけるメタン濃度の極大値は、1つのデトネーションサイクルにおける回転デトネーション波により消費される燃料の量に対応していると考えられる。このメタン濃度の極大値を円周方向位置に対してプロットしたものを図6に示す。同図は燃焼時における燃料濃度分布であり、図5と同様に円周方向位置0においてメタン濃度が最大となっており、その両サイドでは燃料濃度の成層化が確認できる。

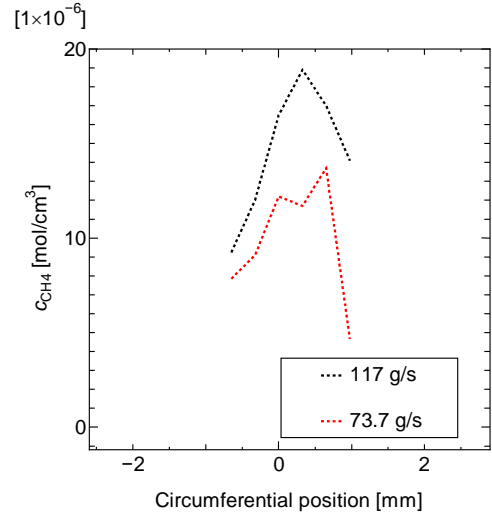
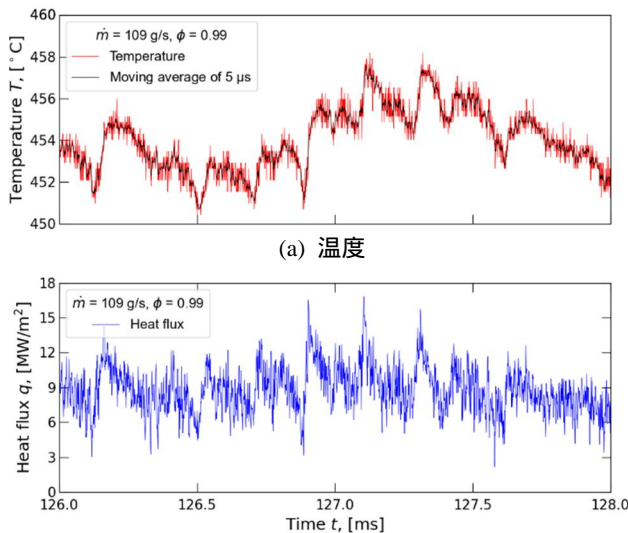


図6 燃焼時の燃焼室内周方向燃料濃度分布

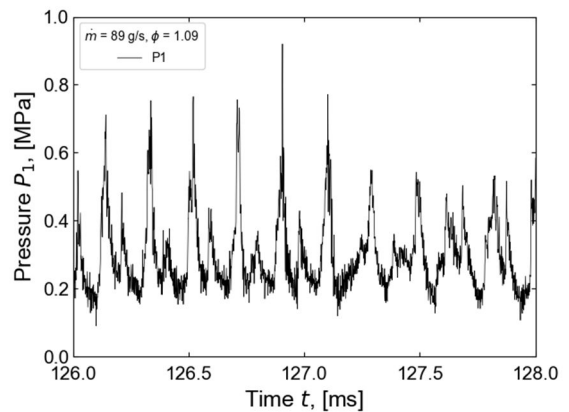
(2) 熱流束計測

図7に熱電対プローブTC1における温度計測結果と熱流束の時間履歴、およびP1における圧力の時間履歴を示す。P1とTC1は同じ軸方向位置にあるが180°の位相差があるため、回転デトネーション波の伝播によって圧力の立ち上がり時刻と温度の立ち上がり時刻は異なるが、図7(a)において圧力履歴と同様に約0.2msの周期で温度の立ち上がりが生じている。これより、本研究の熱電対プローブにより、回転デトネーション波通過時における測温接点の温度変化を高い時間分解能で計測できていることがわかる。図7(a)、(b)において、時刻126.9



(a) 温度

(b) 熱流束



(c) 圧力

図7 TC1における温度と熱流束の時間履歴およびP1における圧力履歴 ($\dot{m} = 109 \text{ g/s}$)

ms 付近の温度および熱流束の立ち上がりに着目すると、回転デトネーション波の通過により 5 ほど测温接点の温度が上昇し、13 MW/m² ほど熱流束が増加している。これより、RDE における回転デトネーション波通過時の熱流束の変化量は、パルスデトネーションエンジンにおいて報告されている約 3 MW/m² よりも大きいことがわかる。

推進剤の平均質量流量および TC1 - TC4 の温度履歴から算出した平均熱流束の関係を図 8 にしめす。図中の l はインジェクター部からの距離を表し、平均熱流束の値は試験開始後 50 ms ~ 150 ms における平均値とした。回転デトネーション波が通過する $l = 14$ mm における平均熱流束の値は最も大きく、計測位置が

下流になるほど平均熱流束の値が小さくなるのがわかる。なお、図 8 において、質量流量 $\dot{m} = 70$ g/s、89 g/s では TC1 における平均熱流束の値が約 5.5 MW/m² であるのに対し、 $\dot{m} = 109$ g/s、1348 g/s の場合は 9.5 ~ 11 MW/m² と約 2 倍になっている。前者の圧力履歴では周期的な圧力波形の立ち上がりが緩やかであり、デトネーション波通過による急峻な圧力の立ち上がりが見られなかったことから、主として圧縮波を伴うデフラグレーション波として伝播していたと考えられる。一方、後者では圧力履歴は図 7(c) のように急峻な圧力の立ち上がりを確認でき、回転デトネーション波が通過しているため、高い熱流束を示していると考えられる。

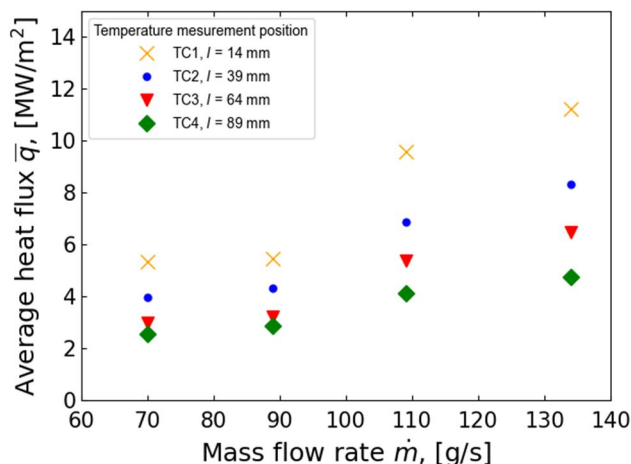


図 8 平均熱流束と質量流量と関係

(3) 推力モデル

本研究では、燃焼室内の流れを、上流部は発熱のある Rayleigh 流れと、下流部は管摩擦を伴う Fanno 流れとして取り扱うことで、燃焼室内の流れを 1 次元モデルで表す。燃焼器出口で流れは閉塞しているものとして、Rayleigh 流れでは流速 w 、静圧 p 、マッハ数 M の間に以下の関係式が成り立つ。

$$\frac{w_2}{w_1} = \frac{M_2^2(1 + \kappa M_1^2)}{M_1^2(1 + \kappa M_2^2)}, \quad \frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \kappa M_2^2}{1 + \kappa M_1^2}$$

Fanno 流れでは、管摩擦係数を λ 、微小区間を dx とすると、流速 w 、静圧 p 、マッハ数 M の変化量は次式で表すことができる。

$$\frac{dw}{w} = \frac{\kappa M^2}{2(1 - M^2)} \frac{4\lambda}{D} dx, \quad \frac{dp}{p} = \frac{\kappa M^2 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)}{1 - M^2} \frac{4\lambda}{D} dx, \quad \frac{dM^2}{M^2} = \frac{\kappa M^2 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)}{1 - M^2} \frac{4\lambda}{D} dx$$

ここで D は管路の推力直径である。摩擦係数 λ は静圧計測から求めた圧力降下より 0.009 とし、比熱比 κ はメタン - 酸素量論混合気の燃焼ガス組成から 1.22 とした。質量流量 \dot{m} 、燃焼室出口流速 w_3 および燃焼室出口圧力 p_3 の計算値を用いて、燃焼室断面積を A 、雰囲気圧力を P_a とすると、推力 F_{calc} は次式から求められる。

$$F_{\text{calc}} = \dot{m}w_3 + (p_3 - P_a)A$$

このようにして求めた F_{calc} と、ロードセルで計測した F_{exp} との関係を図 9 に示す。 F_{calc} と F_{exp} は非常に良く一致しており、燃焼室内流れを Rayleigh 流れと Fanno 流れの組み合わせとした本モデルが妥当であることがわかる。なお、実際には燃焼器での壁面熱損失があるため断熱流れではない。燃焼室内は亜音速流れであるため、壁面熱損失は静圧上昇に寄与するが、壁面での運動量損失が勝って、下流方向に静圧が減少する結果になると考えられる。そのため本モデルで与えた管摩擦係数の値は、壁面熱損失を加味していることになる。

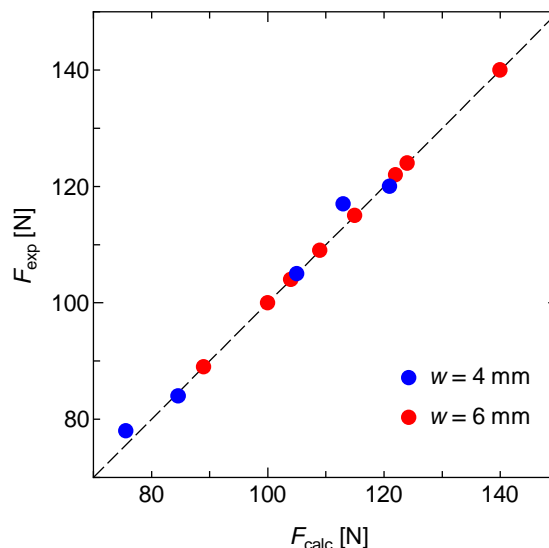


図 9 推力の計算値と測定値の比較

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 3件）

1. 発表者名 柴垣朱璃、大塚雄翔、的場柚季、Duong Dinh Nghia、石井一洋、丹野英幸
2. 発表標題 同軸熱電対を用いた回転デトネーションエンジンの熱流束評価に関する研究
3. 学会等名 第61回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 柴垣朱璃、大塚雄翔、的場柚季、Duong Dinh Nghia、石井一洋、丹野英幸
2. 発表標題 回転デトネーションエンジンの内壁面熱流束分布および動作モードに関する研究
3. 学会等名 第63回航空原動機・宇宙推進講演会
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 D. N. Duong, K. Kawasaki, S. Shibagaki, K. Ishii
2. 発表標題 Fuel concentration measurement in a methane-oxygen rotating detonation engine
3. 学会等名 The 11th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (国際学会)
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 川崎和真、DUONG Dinh Nghia、柴垣朱璃、石井一洋
2. 発表標題 回転デトネーションエンジン燃焼室内の燃料濃度分布計測
3. 学会等名 第60回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 K. Kawasaki, H. Kawana, K. Ohono, K. Ishii, M. Kojima, H. Kawashima
2. 発表標題 Thrust Performance of Rotating Detonation Engines Using a Methane-Oxygen Mixture
3. 学会等名 The 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Kazuhiro Ishii, Shuri Shibagaki, Yuto Otsuka, Yuzuki Matoba, Duong Dinh Nghia, Hideyuki Tanno
2. 発表標題 Heat Flux Measurement of a Rotating Detonation Engine Using Fast Response Thermocouples
3. 学会等名 The 13th International Workshop on Detonation for Propulsion (国際学会)
4. 発表年 2024年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	片岡 秀文 (Kataoka Hidefumi) (10548241)	大阪府立大学・工学(系)研究科(研究院)・講師 (24403)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------