

令和元年6月24日現在

機関番号：13901

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2017～2018

課題番号：17H06741

研究課題名(和文) デトネーション燃焼利用による高効率2液式ロケットエンジンの革新的小型化

研究課題名(英文) Downsizing of efficient bi-propellant rocket engine by using detonation combustion

研究代表者

川崎 央 (Kawasaki, Akira)

名古屋大学・工学研究科・助教

研究者番号：20802242

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、デトネーション燃焼の素早い燃焼完結性に着目して、2液式ロケットエンジンの革新的小型化を狙った。デトネーション燃焼を利用するロケットエンジンの一種である回転デトネーションエンジン(RDE)の燃焼器は、従来、デトネーション燃焼の安定維持のために二重円筒流路を有するのが通常であった。しかし、燃焼器寸法のエンジン性能への影響を詳細に検討することにより、構造がより簡便で、小型化のより容易な単円筒流路においても、燃焼器流路断面積に対して適切な推進剤流量を確保することで、エンジン性能が劣化しないことが実験的に明らかとなった。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究で単円筒RDEが二重円筒RDEに匹敵する性能を發揮しうることが明らかとなったことから、RDEの更なる小型化が可能となる。単円筒構造は、燃焼器の熱設計の観点からも簡素なシステムの成立につながり、有用である。翻って宇宙推進工学の観点からは、従来実現が難しかった比推力性能の高い超小型ロケットエンジンへの端緒が開かれた点で学術的・社会的に意義深い。本研究を更に発展させることで、燃焼器のクラスタ化によるコスト低減や単機での小型衛星搭載による機動性向上に資することが期待される。

研究成果の概要(英文)：This study aimed to downsize bi-propellant rocket engines by utilizing detonation combustion characterized by significantly fast combustion completion. In rotating detonation engines (RDEs), which are a type of rocket engines utilizing the detonation combustion, the combustors typically had annular configurations and consisted of two coaxial cylinders to stabilize detonation waves within the combustor. However, through investigation of the effects of combustor sizes on the engine performance, it has been revealed that a simple cylindrical configuration, in which the combustor consists only of one cylinder, can exert equivalent engine performances to conventional annular combustors by setting the propellant flow rate appropriately for the combustor cross-sectional area.

研究分野：デトネーション工学

キーワード：デトネーション 航空宇宙推進工学 回転デトネーションエンジン

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

1. 研究開始当初の背景

デトネーション燃焼とは、爆轟燃焼とも呼ばれ、衝撃波を伴い超音速で爆発的に進展する燃焼であり、既存の工学機器で利用されている燃焼形態（デフラグレーション燃焼）とは明確に区別される（W. Fickett & W.C. Davis, *Detonation Theory and Experiment*, University of California Press, 1979; J.H. Lee, *The Detonation Phenomena*, Cambridge University Press, 2008）. デトネーション燃焼では、衝撃波圧縮により化学反応を誘起するため、燃焼波の伝播速度は衝撃波の伝播速度に等しく、酸素雰囲気下では通常およそ 1000 m/s を超え、デフラグレーション燃焼に比して 100 倍以上速い。よって、デトネーション燃焼では、燃焼波の伝播により燃料・酸化剤の混合が促進されることも相まって、極めて短距離での高効率な燃焼完結が実現する（Abul-Huda & Gamba, *Proceedings of Combustion Institute*, 2016）. 更に、衝撃波による強い圧縮を伴う燃焼であるため、燃焼に際してのエントロピー生成が小さく、デトネーション燃焼を組み込んだ熱サイクルでは熱効率の向上が見込まれている（Endo et al., *Science Technology Energy Materials*, 2004）.

デトネーション燃焼においては、爆発的に燃焼が進展することから、その制御に技術的な工夫が必要となるものの、上記のような優れた特性を有することから、ガスタービンやロケットエンジンへの適用を見据えた基礎的・応用的な研究が、全世界的に活発に行なわれている。本研究では、衝撃波圧縮による昇圧燃焼、および、極めて短距離での燃焼完結が可能なデトネーション燃焼を、2元推進剤化学推進機に取り入れることで、高いエネルギー効率を保ったまま、ターボポンプの削除、および、燃焼機長さの短縮を達成し、エンジンサイズを超小型衛星に搭載可能なまでに小型化する技術革新のための基盤確立を狙う。

デトネーション燃焼をロケットエンジンに利用する方式は、主に、間欠的にデトネーション燃焼を発生させるパルスデトネーションエンジン、ならびに、連続的にデトネーション燃焼を発生させる回転デトネーションエンジン（RDE, rotating detonation engine）の2種類が考案されており、本研究では、デトネーション燃焼の安定維持の観点から、特に連続作動する RDE に着目する。RDE は、通常二重円筒構造を有しており、円筒間の流路をデトネーション燃焼波が周方向に回転伝播し、左方のインジェクタから流入する燃料および酸化剤を燃やして、既燃ガスを右方に排気する。これにより、反力として推進力が得られる。

2. 研究の目的

本研究では、既存の工学機器で利用される燃焼形態（デフラグレーション）とは明確に異なるデトネーション燃焼（衝撃波と化学反応が連成して伝播する燃焼現象）をロケットエンジンシステムに利用することで、二元推進剤化学推進機の高い比推力性能を保ちながらも燃焼器の小型化を可能とし、超小型衛星にも搭載可能なスケールを目安にエンジンサイズを小型化することを目指す。

3. 研究の方法

RDE の燃焼器寸法を変えながら、真空チャンバー中の低背圧（ ~ 5 kPa）環境下で短時間（ < 1 s）の燃焼試験を実施し、推力および比推力を測定した。これと併せて、燃焼器圧力の計測、ならびに、燃焼器内部および燃焼器出口付近の高速カメラ撮影を行い、主に燃焼器内部での燃焼特性を検討した。

本研究で用いた供試体を図 1 に示す。燃料には気相エチレン、酸化剤には気相酸素を使用した。燃焼器の外筒は、半径 39 mm、長さ 70 mm として、上記の燃料および酸化剤は、燃焼器底部で互いに衝突させるように流入させた。推力は、供試体を固定したスラストスタンドに設置したロードセルで計測した。燃焼器圧力は、燃焼器底部から 9 mm 下流の圧力タップに設置した圧力センサーで計測した。

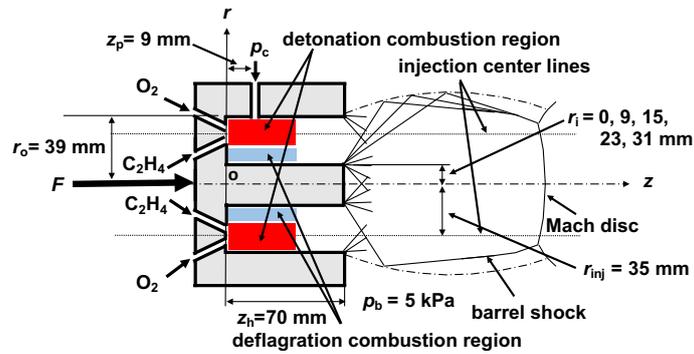


図1 供試体の概要

4. 研究成果

2017年度の研究では、これまで研究代表者の所属研究グループで開発研究が進められてきた典型的なスケールのRDEに関して、デトネーション燃焼を安定的に維持するための燃焼器の寸法効果を実験的に検討した。RDEにおいては、燃焼器として同軸二重円筒形状を有するものを用いるのが常識であったが、二重円筒の内円筒についてその半径をこれまでの典型的なサイズ(31 mm)から内筒無し(0 mm)まで5段階で変化させ、推力や比推力といった推進性能にどのような影響を及ぼすか検討した。具体的には、実験実施のための実験系整備として、所属研究グループで開発が進められてきた典型的なRDEに関して、燃焼器の流路構造を可変とする改造を施し、所属研究室で2016年度から運用を開始した大型真空燃焼チャンバーにて試験を行うためのスラストスタンド及び制御・計測系のアップグレードを行った。また、実際に実験を実施することにより、内筒を順次縮小し、最終的には内筒を削除しても比推力性能には大幅な劣化は見られず、RDEを小型化する上での重要な知見を得た。これに加え、高速度カメラによる燃焼器内部およびプルームの撮影により、デトネーションエンジンの流れ場・燃焼場の3次元非定常特性が性能に与える影響についても示唆を得た。デトネーション燃焼によるものと見られる強い発光は主に外筒付近に維持され、内筒を小さくするに従って内筒近傍でデフラグレーション燃焼を生じていると見られる領域が拡大した。

2018年度の研究では、単円筒形状のRDEの研究に注力した。具体的には、燃焼器直径を2017年度の78 mmから20 mmに縮小した単円筒からなる回転デトネーションエンジンを新たに製作し、研究代表者の所属研究グループで所有する真空燃焼設備により低背圧環境下での燃焼実験により推力計測を行った結果、燃焼器内である一定値以上の推進剤フラックス(推進剤流量/燃焼器断面積)を確保することで、比推力効率の劣化無しに(定圧燃焼を利用する理想ロケットの比推力の95%以上を維持したまま)、回転デトネーションエンジンからの内筒削除が可能であることが実験的に明らかとなった。

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計3件)

1. A. Kawasaki, J. Kasahara, "A Novel Characteristic Length of Detonation Relevant to Supercritical Diffraction," *Shock Waves*, (Published online February 4, 2019). (査読有り)
<https://doi.org/10.1007/s00193-019-00890-7>
2. K. Goto, J. Nishimura, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, K. Higashino, "Experimental Propulsive Performance and Heating Environment of Rotating Detonation Engine with Various Throat Geometries," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, No. 1, 2019, pp.213-223. (査読有り)
<https://doi.org/10.2514/1.B37196>
3. A. Kawasaki, T. Inakawa, J. Kasahara, K. Goto, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, "Critical Condition of Inner Cylinder Radius for Sustaining Rotating Detonation Waves in Rotating Detonation Engine Thruster," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 37, No. 3, 2019, pp. 3461-3469. (査読有り)
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.07.070>

〔学会発表〕（計 11 件）

1. R. Yokoo, K. Goto, J-H. Kim, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, “Propulsion Performance of Inner-Cylinder-Less Rotating Detonation Engine,” SciTech 2019, 57th AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2019-1500, January 7-11, 2019, San Diego, California, USA.
2. A. Kawasaki, T. Inakawa, J. Kasahara, K. Goto, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, “Critical Condition of Inner Cylinder Radius for Sustaining Rotating Detonation Waves in Rotating Detonation Engine Thruster,” 37th International Symposium on Combustion, 2E07, 29 July- 3 Aug, 2018, Dublin, Ireland..
3. A. Kawsaki, T. Inakawa, K. Goto, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, and I. Funaki, “Thrust Measurement and Combustion Visualization of a Cylindrical Rotating Detonation Engine for Rocket Propulsion,” The 15th International Space Conference of Pacific-basin Societies, July. 10-13, 2018, McGill Institute for Aerospace Engineering, Montreal, Canada.
4. 金周会, 横尾颯也, 後藤啓介, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「回転デトネーションエンジンにおける内壁の熱制御実験」, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 1B3-4, 横浜国立大学, 2019 年 3 月 5-7 日, 横浜.
5. 笠原次郎, 後藤啓介, 横尾颯也, 金周会, 佐藤朋之, 川崎央, 松岡健, 松尾亜紀子, 船木一幸, 安田一貴, 八木橋央光, 有松昂輝, 中田大将, 内海政春, 岩崎祥大, 和田明哲, 戸部裕史, 北川幸樹, 竹内伸介, 羽生宏人, 山田和彦, 「観測ロケット S520-31 号機による宇宙飛行実証用デトネーションエンジンの開発に関して」, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2019-042, ISAS 相模原キャンパス, 2019 年 1 月 17-18 日, 神奈川.
6. 山田泰平, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「チャンネル内のデトネーション波と燃料液滴との干渉に関する実験研究」, 第 55 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, C10, 名城大学 ナゴヤドーム前キャンパス, 2018 年 11 月 24 日, 愛知.
7. 横尾颯也, 後藤啓介, 金周会, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「単純円筒構造の小型回転デトネーションエンジンの燃焼特性に関する実験的研究」, 第 56 回燃焼シンポジウム, B133, 堺市産業振興センター, 2018 年 11 月 14-16 日, 大阪.
8. 川崎央, 笠原次郎, 稲川智也, 松岡健, 川島秀人, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「回転デトネーションロケットエンジンの内筒が推力性能に与える影響に対する実験的検討」, 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2E03, 宮崎市民プラザ, 2018 年 7 月 4-6 日, 宮崎.
9. 笠原次郎, 松岡健, 川崎央, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 「観測ロケットによるデトネーションエンジン推進飛行実証実験」, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2A1-5, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
10. 山田泰平, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「チャンネル内のデトネーション波と燃料液滴との干渉実験」, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 1C4-3, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
11. 川崎央, 稲川智也, 笠原次郎, 後藤啓介, 松岡健, 松尾亜紀子, 船木一幸, 「回転デトネーションロケットエンジンの推力性能に与える内筒半径の影響に関する実験的検討」, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 1C3-5, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.prop.nuae.nagoya-u.ac.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究分担者

なし

(2) 研究協力者

なし

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。