

令和元年6月20日現在

機関番号：13901

研究種目：挑戦的研究(萌芽)

研究期間：2017～2018

課題番号：17K18937

研究課題名(和文) 機体とエンジンの融合を目指す：デトネーションアクチュエータの研究

研究課題名(英文) Experimental Study on Detonation Wave Actuator

研究代表者

笠原 次郎 (Kasahara, Jiro)

名古屋大学・工学研究科・教授

研究者番号：60312435

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,900,000円

研究成果の概要(和文)：内筒なしのデトネーションアクチュエータを開発し、高速ジェットの推力特性を測定し、理論性能(適性膨張を仮定した場合)の90%以上の推力が発生することを確認した。アクチュエータは、制御信号のONが入力されれば、燃料(エチレン)と酸化剤(酸素)のバルブが開となり、燃焼器部に気体が投入され、点火し、回転デトネーション波が発生し、音速の高速ジェットを生成でき、OFFにすると、停止する仕組みとした。エンジンの応答時間は100 ms、 I_{sp} は 242 secを達成している。可視化計測でも結果を確認した。また、窒素フィルム冷却機構を開発し、壁面への熱流束を抑制可能であることを実験的に確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究にて特性を解明するデトネーションアクチュエータを、ロケット初段胴体下部にアレイ化し、一体化した場合、大推力を得ることができ、同一直径で既存ロケットの数倍の推力を達成できる。さらにアクチュエータを機体構造材として利用することによって、既存液体ロケットの構造効率を削減可能であり、ロール含む3自由度の制御が可能になり、再使用帰還用軌道制御エンジンとしても使用可能である。また、多数のアクチュエータを使用することで、信頼性が各段に高まる。つまり本研究は、エンジンと機体を統合することで、これまでの液体ロケットを超えた高性能の航空宇宙機を創造するという点で、挑戦的な意義を有している。

研究成果の概要(英文)：We developed a rotating-detonation-engine actuator without an inner cylinder and measured the thrust characteristics of a high-speed jet of the engine, and confirmed that a thrust of 90% or more of the theoretical performance (assuming a proper expansion) was generated. When the control signal is input ON, the valves of the fuel (ethylene) and the oxidizer (oxygen) are opened, and the gas is injected into the actuator combustor and ignited to generate a rotational detonation wave. A jet can be generated, and it is configured to stop when it is turned off. We achieved that the response time of the engine was 100 ms, and the I_{sp} was 242 sec. The results were also confirmed by visualization measurement. In addition, a nitrogen film cooling mechanism was developed, and it was experimentally confirmed that the heat flux to the wall can be suppressed.

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 推進工学 航空宇宙工学 熱工学 輸送機器 フィルム冷却 アクチュエータ

様式 C - 19, F - 19 - 1, Z - 19, CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

本研究グループは、デトネーション波とよばれる極超音速燃焼の基礎研究、応用研究に従事してきた。デトネーション波は、連続的に燃焼器内で維持できれば、この波は通常の燃焼(デフラグレーション)の1000倍以上(2 km/s)で伝播できるため、燃焼器が短縮され、燃料・酸化剤の混合も極度に促進される。さらに、衝撃波による圧縮を伴う燃焼波であるため、従来の流体系の推進システムに不可欠の圧縮機・タービン機構や、ポンプ・タービン機構を使用することなしに、推進エンジンを成立させ得る。燃焼器のみで、高圧ガスのジェット生成が可能であり、ガスタービン・ロケット燃焼がデトネーション燃焼にて置換され、高比推力化され(水素燃料空気吸い込み式で最大15,000 sec(水素ペース)、本研究グループとCaltechグループ、Kasahara et al. AIAA J., 2008; NASA Morris, JPP 2005)、高熱効率化される(低圧で熱効率10%上昇、広島大と応募者 Endo et al., Sci. Tech. Energy Materials 2004)。応募者が代表をつとめるNEDO先導プログラムでは、デトネーションエンジンは、圧縮比1.5倍(世界最高)を達成している。デトネーション波は、従来の燃焼とは異なり、短距離で、高性能の燃焼であることが確認されている。また、AIAA Sci. Tech.等の会議では、空力分野の研究にて、弱電離プラズマを用いたプラズマアクチュエータの研究が極めて活発に議論されており、胴体にアクチュエータを埋め込むことの有効性が実証されている。しかしながら、デトネーションエンジンという小型推進器を、胴体部に埋め込むという研究は、全くなかった。

以上を踏まえて、本研究グループは、高性能が実証されてきたデトネーションエンジンを、小型化し、ロケット胴体及び翼内に組み込み、小型化性能と、機体統合時の推力空力特性を解明するという研究構想に至った。

2. 研究の目的

本研究では、最先端の微細加工法を駆使して小型(1 mm~10 mm)のデトネーションアクチュエータを製作し、燃料・酸化剤の入力に対し、小型化した場合の高速ジェットの推力特性、周囲空気巻き込み性能を解明する。

3. 研究の方法

これまで開発に成功してきた回転デトネーションエンジン技術を応用して、デトネーションアクチュエータを製作し、高速ジェットの推力特性を測定する。また、内筒部のない回転デトネーションアクチュエータ作動実験を行い、適正な作動を実施し、可視化計測でも結果を確認する。

4. 研究成果

初年度は、アクチュエータを試作し、かつ、アレイ化するための予備的研究を行った。これまで開発に成功してきた回転デトネーションエンジン技術を応用して、デトネーションアクチュエータを製作し、高速ジェットの推力特性を測定し、理論性能(適性膨張を仮定した場合)の85%の推力が発生することを確認した。アクチュエータは、制御信号のONが入力されれば、燃料(エチレン)と酸化剤(酸素)のバルブが開となり、燃焼器部に気体が投入され、点火し、回転デトネーション波が発生し、高速ジェットを生成でき、OFFにすると、停止する仕組みとした。エンジンの目標応答時間は100 ms、Ispは220 secを達成している。内筒部の半径を変化させた回転デトネーションアクチュエータ作動実験を行い、適性な作動が可能な内筒の臨界半径が15 mm程度であることを推力・可視化計測で確認した。内筒なしで、超小型のデトネーションアクチュエータが実現可能であることを実験によって確認した。特に、推力と周囲圧力、インジェクター部の流出運動量の計測によって、一次元的

な膨張でありながら，既燃気体が超音速に加速していることを確認し，これまでの常識とは異なる膨張過程であることを確信させる実験結果を得た．さらに，次年度に向けた冷却機構の検討，熱伝達計測を行い，熱伝達率の計測にも成功した．

第2年度は，アクチュエータを製作し，かつ，アレイ化するための本格的な研究を行った．これまで開発に成功してきた回転デトネーションエンジン技術を応用して，デトネーションアクチュエータを製作し，高速ジェットの推力特性を測定し，理論性能（適性膨張を仮定した場合）の90%以上の推力が発生することを確認した．アクチュエータは，制御信号のONが入力されれば，燃料（エチレン）と酸化剤（酸素）のバルブが開となり，燃焼器部に気体が投入され，点火し，回転デトネーション波が発生し，音速の高速ジェットを生成でき，OFFにすると，停止する仕組みとした．エンジンの目標応答時間は100 ms，Ispは 242 secを達成している．内筒部のない回転デトネーションアクチュエータ作動実験を行い，適的な作動を実施し，可視化計測でも結果を確認した．内筒なしで，超小型のデトネーションアクチュエータを実現したことになる．特に，推力と周囲圧力，インジェクター部の流出運動量の計測によって，一次元的な膨張でありながら，既燃気体が音速に加速していることを確認し，これまでの常識とは異なる膨張過程であることを確認した．また，窒素フィルム冷却機構を開発し，壁面への熱流束を抑制可能であることを実験的に確認した．この成果によって，アクチュエータは長時間の作動に耐えることが確認された．また，冷却剤としての窒素ガスの噴射によって推力増大効果が存在することも確認できた．この現象はパルスデトネーションエンジンにおける部分充填効果と類似している．

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).
<https://doi.org/10.1007/s00193-019-00890-7> (査読有)
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.
<https://doi.org/10.2514/1.B37196> (査読有)
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.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2018.07.070> (査読有)

〔学会発表〕(計23件)

1. R. Yokoo, K. Goto, J. 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. K. Goto, R. Yokoo, J. Kim, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, Experimental Performance Validation of a Rotating Detonation Engine toward a Flight Demonstration, SciTech 2019, 57th AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2019-1501, January 7-11, 2019, San Diego, California, USA.
3. J. Higashi, Y. Sato, J. Kasahara, A. Kawasaki, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, Experimental Study of a Disk-Shaped Rotating Detonation Combustor with a Low-Loss-Inlet, 1P154, 37th International Symposium on Combustion, 29 July- 3 Aug, 2018, Dublin, Ireland.

4. 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, 2E07, 37th International Symposium on Combustion, 29 July- 3 Aug, 2018, Dublin, Ireland..
5. J. Kasahara, Research and Development of Rotation Detonation Engines for Sounding Rocket Flight Experiments, The 15th International Space Conference of Pacific-basin Societies (ISCOPS), July. 10-13, 2018, McGill Institute for Aerospace Engineering, Montreal, Canada.
6. K. Goto, J. Nishimura¹, J. Higashi¹, H. Taki, T. Ukai, Y. Hayamizu, K. Kikuchi, T. Yamada, S. Watanabe, K. Hotta, T. Inakawa, A. Kubota, M. Yamaguchi, T. Daicho, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, Preliminary Experiments on Rotating Detonation Rocket Engine for Flight Demonstration Using Sounding Rocket, SciTech 2018, 56th AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2018-0157, January 8-12, 2018, Kissimmee, Florida, USA.
7. 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, 1B3-4, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 横浜国立大学, 2019 年 3 月 5-7 日, 横浜.
8. 後藤 啓介, 横尾 颯也, 金 周会, 佐藤 朋之, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 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, 川島 秀人, メタン - 酸素を用いた回転デトネーションエンジンの推進性能に関する実験研究, 1B3-5, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 横浜国立大学, 2019 年 3 月 5-7 日, 横浜.
9. 朝原 元夢, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, エジェクタ機構を有するデトネーション燃焼器に関する基礎研究, 2B2-1, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 横浜国立大学, 2019 年 3 月 5-7 日, 横浜.
10. 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, STCP-2019-042, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, ISAS 相模原キャンパス, 2019 年 1 月 17-18 日, 神奈川.
11. 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, C10, 第 55 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, 名城大学ナゴヤドーム前キャンパス, 2018 年 11 月 24 日, 愛知.
12. 東 純一, 佐藤 芳孝, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 低損失インレット・円盤形状燃焼器内のデトネーション波伝播に関する実験的研究, A12, 第 55 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, 名城大学ナゴヤドーム前キャンパス, 2018 年 11 月 24 日, 愛知.
13. 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, B133, 第 56 回燃焼シンポジウム, 堺市産業振興センター, 2018 年 11 月 14-16 日, 大阪.
14. 劉 泰隆, 堀田 貢太郎, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, シュリーレン光と自発光同時撮影による円盤型燃焼器内のインジェクション及びデトネーション構造の可視化研究, 2E02, 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, 宮崎市民プラザ, 2018 年 7 月 4-6 日, 宮崎.
15. 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, 2E03, 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, 宮崎市民プラザ, 2018 年 7 月 4-6 日, 宮崎.
16. 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, 2A1-5, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.

17. 山田 泰平, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, チャネル内のデトネーション波と燃料液滴との干渉実験, 1C4-3, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
18. 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, 1C3-5, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
19. 堀田 貢太郎, 劉 泰隆, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, シュリーレン光と自発光の同時撮像による平板型回転デトネーション燃焼器内流動の可視化, 1C3-4, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
20. 速水 雄規, 西村 純平, 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ロケットエンジンのサイドホールを用いた推力方向制御に関する実験的研究, 1C2-2, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
21. 東 純一, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 佐藤 芳孝, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 低損失インレットを備える円盤型回転デトネーション燃焼器に関する実験的研究, 1C2-1, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 東北大学, 2018 年 3 月 7-9 日, 仙台.
22. 東 純一, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎, 佐藤 芳孝, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 内周インジェクタ円盤型回転デトネーション燃焼器に関する実験的研究, 第 55 回燃焼シンポジウム, A332, 富山国際会議場, 2017 年 11 月 13-15 日, 富山.

〔図書〕(計 4 件)

1. J. Kasahara, Y. Kato, K. Ishihara, K. Goto, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, H. Moriai, D. Nakata, K. Higashino, N. Tanatsugu, pp.61-76, Chapter 4, Application of Detonation Waves to Rocket Engine Chamber, Detonation Control for Propulsion, Pulse Detonation and Rotating Detonation Engines, Springer, 2018.
2. K. Matsuoka, H. Taki, J. Kasahara, H. Watanabe, A. Matsuo, T. Endo, pp.183-198, Chapter 8, Pulse Detonation Cycle at Kiloherzt Frequency, Detonation Control for Propulsion, Pulse Detonation and Rotating Detonation Engines, Springer, 2018.
3. 笠原次郎, 前田慎市, 遠藤琢磨, 笠原裕子(訳), J. H. S. Lee(著), デトネーション現象, 化学工業日報社, 2018.2.
4. 笠原次郎, 他(共著), 最新・未来のエンジン 自動車・航空宇宙から究極リアクターまで, 第 11 部航空宇宙用エンジン, 第 2 章デトネーションエンジン, 朝倉書店, pp.98-116, 2019.4., ISBN-13: 978-4254231472

〔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

研究分担者氏名: 松尾 亜紀子

ローマ字氏名: MATSUO, Akiko

所属研究機関名: 慶應義塾大学

部局名: 理工学部

職名: 教授

研究者番号(8桁): 70276418

研究分担者氏名: 船木 一幸

ローマ字氏名: HUNAKI, Ikkoh

所属研究機関名: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

部局名: 宇宙科学研究所

職名: 教授

研究者番号(8桁): 50311171

研究分担者氏名：松岡 健
ローマ字氏名：MATSUOKA, Ken
所属研究機関名：名古屋大学
部局名：工学研究科
職名：講師
研究者番号（8桁）：40710067

研究分担者氏名：川崎 央
ローマ字氏名：KAWASAKI, Akira
所属研究機関名：名古屋大学
部局名：工学研究科
職名：助教
研究者番号（8桁）：20802242

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。