

令和 5 年 6 月 16 日現在

機関番号：13901

研究種目：挑戦的研究（萌芽）

研究期間：2020～2022

課題番号：20K21046

研究課題名（和文）間欠爆轟スラスタによる人工衛星姿勢制御用スラスタの革新

研究課題名（英文）Innovation of a Reaction Control System by a Pulsed Detonation Thruster

研究代表者

松岡 健（Matsuoka, Ken）

名古屋大学・工学研究科・准教授

研究者番号：40710067

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）：パルスデトネーションスラスタ（PDT）は、筒状燃焼器内でデトネーション波（超音速燃焼波）を間欠的に生成することで間欠的な推力を取り出す、姿勢制御システムである。従来の1液および2液スラスタと比べて、繰り返し精度の高いインパルス生成、推力応答性の向上、周波数制御による推力スロットリングが可能である。

本研究では、JAXA観測ロケットS-520-31号機を用いて実宇宙空間でのPDT作動を実施した。その結果、2ヘルツで5サイクルのPDE作動を3回（計15回のPDEサイクル）を試み、93%の成功率を達成した。また、1サイクル当たりのインパルスは5%以内の高い繰り返し精度であった。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、パルスデトネーションスラスタ（PDT）が実宇宙環境で作動することを世界で初めて実証した。また、PDT作動によってロケット機軸周りの角速度を変化させることを示した。より高精度な衛星姿勢制御が期待できるPDTの作動実証は、大きな社会的意義を有する。また、間欠燃焼であっても燃焼器出口の絞りを設けることでPDTが作動し、想定通りの推力の生成を確認できた。実ミッションに向けた小型高性能のための作動モデルを構築できた点で学術的意義は高い。

研究成果の概要（英文）：A pulse detonation thruster (PDT), in which detonation waves (hyper sonic combustion) are produced intermittently, is a reaction control system for small satellite. PDT can achieve (1) high-accurate small impulse, (2) high-response thrust generation, and (3) thrust throttling by controlling the operating frequency.

This study conducted the PDT operation demonstration in space by using JAXA/ISAS sounding rocket S-520 No. 31. As the results, success rate of PDT operation was 93% and the impulse repeatability was less than 5%.

研究分野：航空宇宙推進エンジン

キーワード：デトネーション デトネーションエンジン 人工衛星姿勢制御

1. 研究開始当初の背景

従来の小型人工衛星の姿勢・軌道制御には高い着火信頼性と長期間運用の観点で長らく触媒1液、自燃性2液式スラスタが利用されてきた。一方、近年の人工衛星の超小型化・ミッション高度化に対して、新しい姿勢制御系が求められている。パルスデトネーションスラスタ (PDT) は、筒状燃焼内で以下の過程を繰り返すことで間欠的な推力を生成する：(1) 推進剤の充填、(2) 推進剤の着火、(3) デトネーション波遷移と高圧既燃ガスの生成、(4) 掃気ガスによる残留既燃ガスの排出。PDT は、従来のスラスタの定常燃焼方式と異なり、高速燃焼波であるデトネーション波を用いた間欠燃焼方式である。そのため、繰り返し精度の高い力積の生成、高い推力応答性 (入力信号に対する実際の推力生成までの時間応答性)、PDT 作動周波数の制御による推力可変が利点として挙げられる。本研究では、2013 年に4気筒 PDT の飛行試験を実施し、6自由度下での安定した PDT 作動および推力重量比 2.5 を達成した[1]。しかしながら、定常燃焼方式と異なり、真空環境下での PDT 作動および推進性能は実証されていなかった。

2. 研究の目的

本研究では、以下の2つ目的を設定した。

(1) 実宇宙環境下での PDT 作動の実証

間欠燃焼方式である PDT は、真空環境下では推進剤を充填した瞬間に真空環境に流出し、燃焼器内に推進剤を保持することができない課題があった。本研究では、燃焼器出口にスロートを設け、本研究が独自に開発した準バルブレス方式と組み合わせることでスロート部での定常チョーク条件を維持する手法を提案した[2]。本目的では、実宇宙環境下においても燃焼器内推進剤圧力を保持し、PDT 作動を達成できることを実証する。また、PDT が生成する間欠的な推力でロケット機体の姿勢を制御できることを実証する。

(2) 推進剤流出を最小限とする新しい PDT 作動原理の提案と評価

目的 (1) は、実宇宙環境下での PDT 作動実証に特化している。しかしながら、準バルブレス方式では、大量の酸化剤が推力に寄与しない課題がある。本目的では、より推進剤を効率的に消費する新しい PDT 作動を提案し、その妥当性を立証する。

3. 研究の方法

目的 (1) に対して、JAXA 観測ロケット S-520-31 号機を用いて実宇宙環境下での作動実証を行う。図1に準バルブレス PDT のサイクル図を示す[3]。まず過程 (1) では酸化剤 (図中の淡青色) が定常的に燃焼器に供給され、燃焼器出口のスロートにて流れをチョークさせる。これにより、燃焼器圧を周囲圧力 (真空) よりも高く維持する。続いて過程 (2) では、燃料を酸素定常流れ中に間欠的に注入しその下流に推進剤 (図中の青色) を生成する。その後、過程 (3) にて推進剤を点火しデトネーション波へ遷移させる。過程 (4) にて高圧既燃ガス (オレンジ色) を排出し推力を獲得する。ロケット機軸周りの角速度を変化させるため、本 PDT は S 型形状をしており、反時計回りの偶力を生成する。

本 PDT を観測ロケット S-520-31 号機に搭載し、高度約 100 km にてロケット本体と PDT を含む PI 部を分離、高度約 240 km にて 2Hz で 15 サイクルの PDE 作動を実施した。

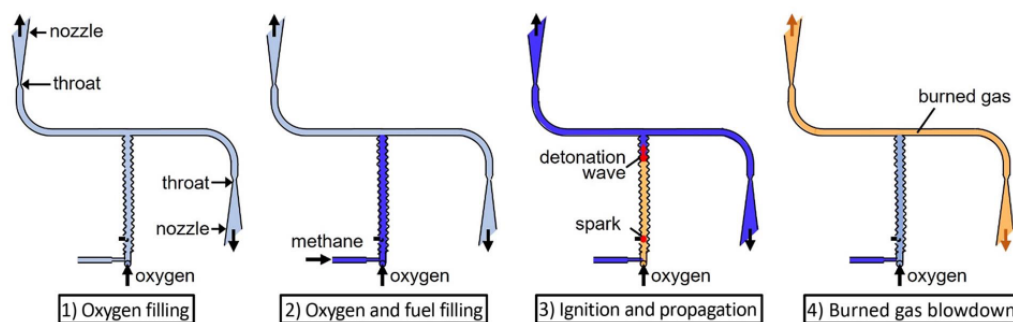


図1 準バルブレス PDE サイクル図[3]

目的 (2) では、目的 (1) の達成を経て、より推進剤損失の少なく、かつ推力応答性のより PDT 作動方式を提案する。また、本目的に対して、目的 (1) で構築した準定常推力予測モデルを発展させる。具体的には、スロート断面積と燃焼器流入推進剤量をパラメータとして、推進剤損失量と推力応答性のトレードオフ関係を定量的に評価し、本作動手法の有効性を示す。また、本モデルの妥当性を窒素ガスを用いたコールドフロー試験にて検証する。

4. 研究成果

目的 (1)

図2にフライト試験で得られた PDT 燃焼器内部圧力の時間履歴を示す。最初の圧力の立ち上がりは酸素が燃焼器内に供給されたことを示している。その後の間欠的な圧力の立ち上がりは燃料が供給されたことを示しており、その後には圧力の急峻な立ち上がりはデトネーション波の発生を示している。本フライトデータから、PDT が実宇宙環境下で作動したことが実証された。

図3に、燃焼器内に設置した高応答圧力センサで取得された圧力の時間履歴を示す。デトネーション波の発生が確認された14サイクル分を重ねている。本結果から、PDT 作動によって生成された力積は5%以内の精度で一致したことが示された。また、ロケット機軸周りの角速度が PDT 作動によって減少したことも確認された。

以上の結果から、本研究によって宇宙空間での PDT 作動が実証された。

目的 (2)

小型人工衛星に搭載可能な小型電磁バルブ（高砂電気工業社製）を用いた PDT を製作し、準定常作動モデルを構築した。計算の結果、推進剤流入質量流量に対して燃焼器出口のスロート直径を適正に設定することで点火前に燃焼器外に流出する推進剤質量を10%以下に抑えることが示唆された。また、推力応答性の指標であるセントロイドタイムは20~30msになると見積もられた。従来の1液式スラスタの推力応答性が200ms程度であるため、推力応答性が格段に向上できる可能性がある。

上記のモデルの妥当性を検証するため、窒素ガスを用いたコールドフロー試験を実施した。筒形燃焼器の直径および全長は7.0mmおよび126mmとし、スロート直径は0.6mm、1.0mmおよび1.4mmと変化させた。背圧は55kPaで一定とした。窒素供給流量は、120mg/sから350mg/sまで変化させ、窒素供給時間は100msで一定とした。実験の結果、実験的な燃焼器内部圧力の時間履歴はモデル予測値とおおよそ一致した。また、燃焼器内最大圧力は30%以内で一致した。

以上の通り、従来のスラスタと比較して PDT の繰り返し精度の高い力積の生成（目的1）および高い推力応答性（目的2）を実験的に示した。今後、推進剤を用いた PDT 燃焼試験を実施し、比推力およびセントロイドタイム等の推力性能を評価する予定である。また、本 PDT システムによるフライト試験を実施し、システム成立性と高い機動性を実証することを目指す。

引用文献

- [1] K. Matsuoka, T. Morozumi, S. Takagi, J. Kasahara, A. Matsuo, and I. Funaki, Flight Validation of a Rotary-Valved Four-Cylinder Pulse Detonation Rocket, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 2, pp. 383-391, 2016.
- [2] K. Matsuoka, K. Muto, J. Kasahara, H. Watanabe, A. Matsuo, T. Endo, Investigation of Fluid Motion in Valveless Pulse Detonation Combustor with High-Frequency Operation, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 36, Issue 2, pp. 2641-2647, 2017.
- [3] V. Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Pulse Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31 in Space, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 60, No. 1 (2023), pp. 181-189.

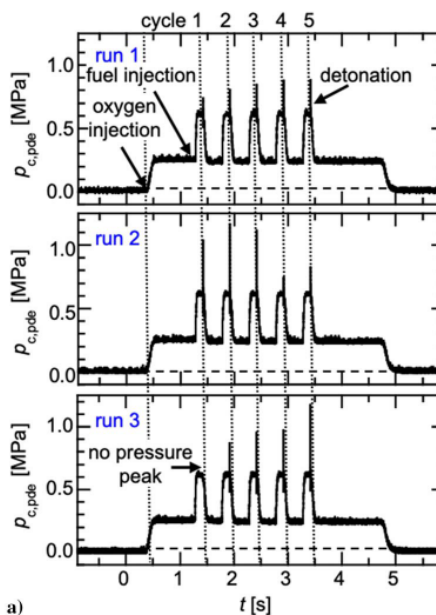


図2 PDT 燃焼器内圧力の時間履歴 [3]

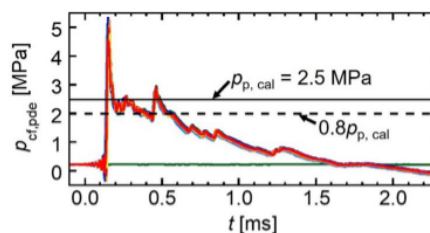


図3 高応答圧力センサの時間履歴（計14サイクルを重ねて表示） [3]

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Buyakofu Valentin, Matsuoka Ken, Matsuyama Koichi, Kawasaki Akira, Watanabe Hiroaki, Itouyama Noboru, Goto Keisuke, Ishihara Kazuki, Noda Tomoyuki, Kasahara Jiro, Matsuo Akiko, Funaki Ikkoh, Nakata Daisuke, Uchiyumi Masaharu, Habu Hiroto, Takeuchi Shinsuke, Arakawa Satoshi, Masuda Junichi, Maehara Kenji	4. 巻 -
2. 論文標題 Development of an S-Shaped Pulse Detonation Engine for a Sounding Rocket	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Journal of Spacecraft and Rockets	6. 最初と最後の頁 1~11
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.A35200	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Buyakofu Valentin, Matsuoka Ken, Matsuyama Koichi, Kawasaki Akira, Watanabe Hiroaki, Itouyama Noboru, Goto Keisuke, Ishihara Kazuki, Noda Tomoyuki, Kasahara Jiro, Matsuo Akiko, Funaki Ikkoh, Nakata Daisuke, Uchiyumi Masaharu, Habu Hiroto, Takeuchi Shinsuke, Arakawa Satoshi, Masuda Junichi, 他3名	4. 巻 60
2. 論文標題 Flight Demonstration of Pulse Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31 in Space	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Journal of Spacecraft and Rockets	6. 最初と最後の頁 181~189
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.A35394	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計5件（うち招待講演 0件/うち国際学会 0件）

1. 発表者名 堀田 樹, ブヤコフ バレンティン, 伊東山 登, 川崎 央, 渡部 広吾輝, 松岡 健, 笠原 次郎
2. 発表標題 電気浸透流ポンプを用いた超小型衛星用スラスタの研究開発
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 . Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiyumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, K. Yamada, T. Nakao
2. 発表標題 In-Space Flight Demonstration Results of a Detonation Engine System on Sounding Rocket S-520-31: Pulse Detonation Engine
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 V. Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Goto, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada
2. 発表標題 Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: Performance of Pulse Detonation Engine
3. 学会等名 AIAA SciTech Forum 2021
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 伊東山 登, プヤコフ バレンティン, 野田 朋之, 石原 一輝, 後藤 啓介, 川崎 央, 渡部 広吾輝, 松岡 健, 松山 行一, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 中田 大将, 内海 政春, 竹内 伸介, 岩崎 祥大, 和田 明哲, 増田 純一, 荒川 聡, 羽生 宏人, 山田 和彦
2. 発表標題 S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況: パルスデトネーションエンジンシ
3. 学会等名 令和2年度宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 プヤコフ バレンティン, 野田 朋之, 澤田 悟, ジョセフ ビクトリア, 後藤 啓介, 石原 一輝, 渡部 広吾輝, 伊東山 登, 川崎 央, 松岡 健, 松山 行一, 笠原次郎, 中田 大将, 内海 政春, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 竹内 伸介, 和田 明哲, 岩崎 祥大, 羽生 宏人
2. 発表標題 観測ロケットS-520-31号機搭載用パルスデトネーションエンジンのシステム実証研究
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

研究代表者業績 http://www.prop.nuae.nagoya-u.ac.jp/member03.html
--

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
--	---------------------------	-----------------------	----

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
---------	---------