

観測ロケット S-520 を用いた液体推進剤 デトネーションエンジンシステム飛行実証実験

○笠原 次郎, 松山 行一, 松岡 健, 川崎 央, 渡部 広吾輝, 伊東山 登, 後藤 啓介,
石原 一輝, 伊藤 志朗, 中田 耕太郎, 佐藤 寛(名古屋大), 松尾 亜紀子(慶應大),
船木 一幸(JAXA 宇宙研), 中田 大将, 内海 政春(室蘭工大),
羽生 宏人, 竹内 伸介, 荒川 聡, 増田 純一, 前原 健次, 山田 和彦, 中尾 達郎(JAXA 宇宙研)

Flight Demonstration Experiment of Liquid Propellant Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520

Jiro Kasahara, Koichi Matsuyama, Ken Matsuoka, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Noboru Itouyama,
Keisuke Goto, Kazuki Ishihara, Shiro Ito, Kotaro Nakata, Tomoki Sato (Nagoya University), Akiko Matsuo (Keio University),
Ikkoh Funaki (ISAS/JAXA), Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology),
Hiroyo Habu, Shinsuke Takeuchi, Satoshi Arakawa, Junichi Masuda, Kenji Maehara,
Kazuhiko Yamada, Tatsuro Nakao (ISAS/JAXA)

Key Words: Detonation, Rotating Detonation Engine, Pulse Detonation Engine, Sounding Rocket Flight Experiment

1. 実験概要

現在のデトネーションエンジンは、極めて高い周波数(1~100kHz以上)でデトネーション波を発生させることが可能になりつつあり、宇宙用エンジンとして、実用化を視野に入れた研究が日欧米、アジアで活発である。また、地上試験において、その高い推進性能が各国で確認されており、高性能な深宇宙探査用キックモーター(高ISP・

総インパルス量調整可能)への応用が期待されている。さらに、デトネーションエンジンシステムが、打ち上げ振動・衝撃環境に耐え、D/B調整され、高真空・微少重力環境下(スペース)にてエンジンを起動・停止し、かつ、キックモーターとしての安定作動することが、本著者らによって2021年7月に打ち上げられた観測ロケットS-520-31号機による飛行実験で実証された(図1~3)。

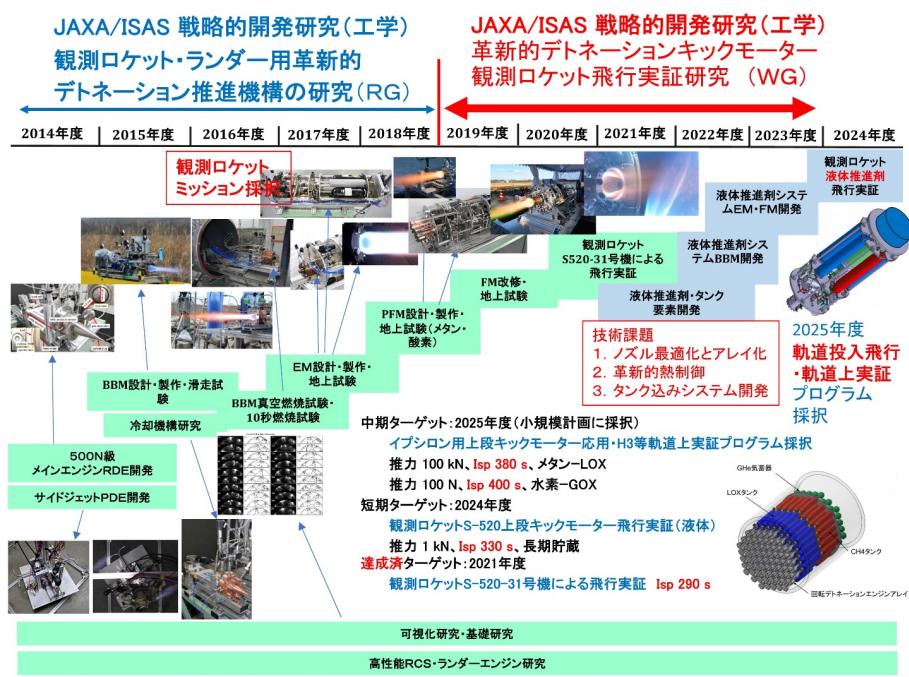


図1 デトネーションエンジンに関するロードマップ

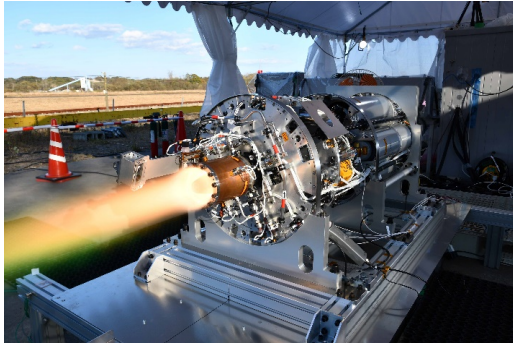


図2 観測ロケットS-520-31号機を用いた
デトネーションエンジンシステム (DES)

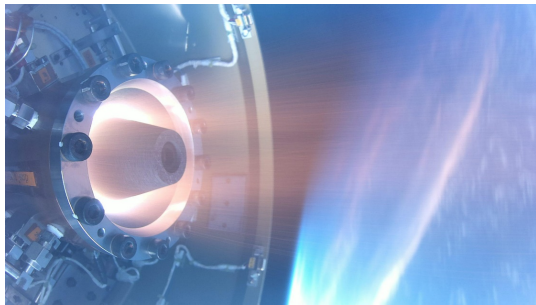


図3 DESの宇宙飛行実験時のRDE燃焼の写真

本著者らが提案する観測ロケット S-520 を用いた第2回実験では、デトネーションキックモーターを3段目として、ペイロードを地球周回軌道に到達できることを証明するために、液体酸化剤 and/or 液体燃料を使用したデトネーションエンジンシステムを開発し、飛行実証する。本実証に成功すれば、次世代イプシロンの深宇宙探査用高性能上段キックモーター（目標：推力 100 kN（イプシロンとしての要求は 50 kN 以上と仮定。イプシロン要求を中心とし、多様な発展形態も実現可能）、Isp 380 s, 長期貯蔵, tankage fraction < 0.2）及び、再使用ロケットの軌道投入段推進系の実用化が可能となり、今後の宇宙（天文・太陽）観測・月惑星探査・深宇宙探査・地球大気プラズマ観測へ大きく貢献する成果となる。つまり、ISAS 宇宙輸送系の中長期戦略（宇宙工学委員会宇宙輸送系専門委員会からの提言 2018）におけるキックステージから軌道間輸送システムへの発展を見据えた高性能推進系の基幹技術の一つを獲得することになる。

観測ロケット S-520 の PI 部に液体燃料・液体酸化剤のデトネーションエンジンの推進システム及びペイロード部を搭載する。観測ロケット打ち上げ後、1 段の固体ロケットモーターでの加速終了後、ノーズコーンを開頭し、PI 部を切り離し、デトネーションエンジンを作動させる。30 秒のデトネーションエンジンの燃焼を行い、質量流量 0.4 kg/s,

推力 1 kN, $\Delta V=70$ m/s を得る。アビオニクス部にて、デトネーションエンジン推力特性・姿勢・位置の計測を行い、データを地上へダウンリンクする。PI 部の全備重量は 400 kg 前後を予定する。

2. 研究の背景

この 20 年間、デトネーション波を利用したパルスデトネーションエンジン (PDE) は、活発に研究され、水素燃料で比推力 4200sec の空気吸い込み式ジェットエンジン、水素酸素推進剤で比推力 190sec のロケットエンジンとなることが実験、理論解析、数値解析によって、主に本研究者らの研究グループ [Endo et al., Journal of Propulsion Power (以下 JPP), 2004] や Caltech, NASA, Stanford 大研究グループによって解明された。本申請者らは、滑走実証試験器 Todoroki を用いて性能確認し、世界初の PDE システム実証論文として発表した [Kasahara et al., JPP, 2009]。これまでの研究結果から、多種の推力増大効果を組み合わせると、PDE の比推力は空気吸い込み式エンジンで 6000sec 以上、ロケットエンジンとして（大気圧下であれば）400sec 以上が可能であると考えられる。2008 年 1 月には米国空軍研究所グループが PDE の飛行試験に世界で初めて成功した。本申請者らは、平成 25 年度 JAXA/ISAS 戦略的研究開発研究（工学）プログラムによって、デトネーションエンジンの垂直飛行試験（Todoroki II）に成功している [Matsuoka, et al, JPP, 2015]。回転デトネーションエンジンは、極めて高い周波数（1～100kHz 以上）でデトネーション波を発生させることが可能になりつつあり、宇宙用高性能エンジンとして、実用化を視野に入れた研究が日欧米、アジアで活発である（AIAA SciTech2021 では 13 セッション開催された）。2015 年から、本研究グループと NASA, AFRL, NRL, 米国エンジンメーカー（GE, RR, P&W, Aerojet）と多数の大学、フランス（MBDA, ポワチエ大）、ドイツベルリン工科大他で AIAA 内に Pressure Gain Combustion (PGC) 技術委員会（「プログラム」委員会から昇格、委員数が規定の上限 50 名に達し、毎年入替必要）を組織し、活発に研究を展開中である。本戦略研究の成果は AIAA Year in Review 2016, 2017, 2019, 2021 で PGC 技術委員会を代表する実験写真として掲載、2018 には ASME ME magazine で見聞き紹介されている [Goto et al., JPP, 2021]。

このような背景の中、著者らは、ロードマップ（図 1）で示すように宇宙科学研究所の工学委員会にデトネーションエンジンに関する RG（リサーチグループ）を立ち上げ、2018 年度にはデトネー

ションエンジンキックモーター観測ロケット飛行実証 WG（ワーキンググループ）を宇宙科学研究所の工学委員会にて立ち上げ、世界を牽引している状況である。2021 年 7 月には世界初で観測ロケット S-520-31 号機を用いたデトネーションエンジンシステム（DES）の宇宙飛行実証を成功させており、高い評価を得ている。また、本提案は S-520-31 号機プロジェクト経験から得られた知見、Lessons Learned を引き継ぎ、最大限活用し、プロジェクトを確実に遂行する。

3. 実験の科学的重要性・学術的意義

観測ロケット S-520 を用いた実験によって、デトネーションエンジンをキックモーターとして、用いることができることを証明する。本研究では、液体燃料、液体酸化剤（もしくはガス酸素）を使用したデトネーションエンジンシステムを開発する。本飛行実証に成功すれば、次世代イプシロンの深宇宙探査用高性能上段キックモーター（目標：推力 100 kN（イプシロンとしての要求は 50 kN 以上と仮定。イプシロン要求を中心とし、多様な発展形態も実現可能）、 I_{sp} 380 s、長期貯蔵、tankage fraction < 0.2）、再使用ロケットの軌道投入段推進系の実用化が可能となり、今後の宇宙（天文・太陽）観測・月惑星探査・深宇宙探査、地球近傍プラズマ観測へ大きく貢献する成果となる。つまり、ISAS 宇宙輸送系の中長期戦略（宇宙輸送専門委員会からの提言 2018）におけるキックステージから軌道間輸送システムへの発展を見据えた高性能推進系の基幹技術を構築する。

また、デトネーションエンジンは、既存の燃焼器を小型化高性能化可能である。デトネーション波の伝播によって、混合促進・化学反応を短距離で完結、スロートなくても高圧燃焼可能となる。つまり、化学エネルギーをより完全に利用可能な高性能宇宙推進エンジンとなりえる。デトネーションエンジンの燃焼・昇圧・冷却メカニズムの解明は高い学術性を有している（科研費特別推進研究にて研究実施）。これまでの化学推進ロケットの I_{sp} を 10～20% 向上させることが可能である。以上より、デトネーションを使用することで、宇宙機用エンジンの推進性能を飛躍的に向上させる。

4. 実験方法、実験シーケンス等の概念図

下図に S-520 に搭載する PI 部の概要図を図 4 に示す。アビオニクス、デトネーションエンジン（クラスター RDE）部、供給系、燃料タンク、酸化剤タンクから構成される。

2024年度にS-520で飛行実証を目指す
液体燃料デトネーションエンジンシステム

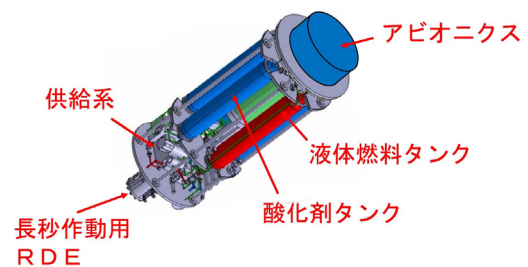


図 4 搭載するPI部の概要図

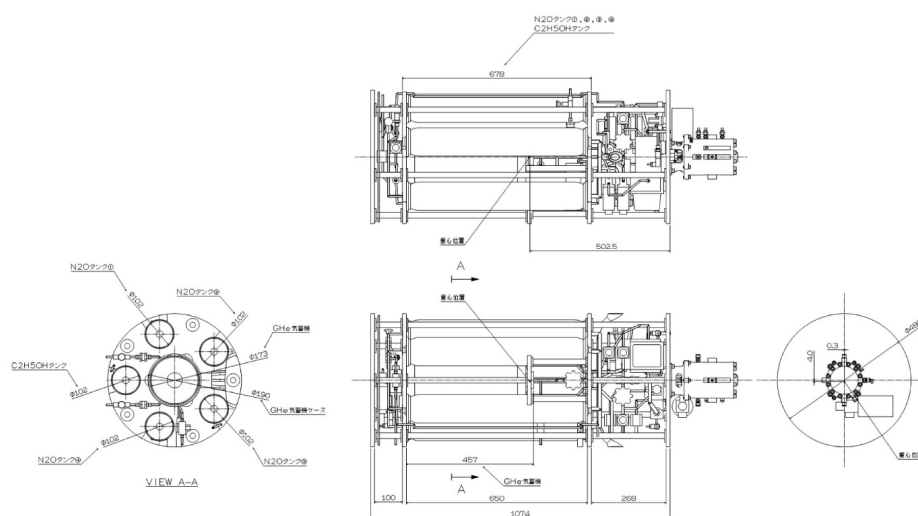


図3.3-2 CASE2 三面図、代表寸法

図 5 PI部（液体燃料デトネーションエンジンシステム）三面図（検討中）
（協力：三菱エンジニアリング）

以下に作動シーケンスを示す。

- ①X-25秒：液体燃料デトネーションエンジンシステム (LDES) 電源ON
- ②X=0秒：モーター点火
- ③非対称Yo-Yoデスピナ展開
- ④ノーズコーン開頭
- ⑤P I 部分離
- ⑥X+120秒LDES点火（作動時間30秒間），推力1 kN， $\Delta V = 70 \text{ m/s}$
- ⑦X+405秒：LDESタンクバント

図5に三面図を示す。S-520観測ロケット外筒との機械的なI/FはS-520-31号機と同様の形式を想定している。

5. 実験のための搭載機器に関する情報

図6にデトネーションエンジン系統図を示す。燃料は液体燃料（エタノール），酸化剤は酸素または N_2O を用いる予定である。また，エンジンの回転デトネーションエンジン（RDE）は性能最適化を図られて搭載する。

図7には，電気系統図の例（S-520-31号機用のデトネーションエンジンの電気系統図）を示す。同様のアビオニクスにて，エンジン作動，データ

の処理を行う。飛行時の位置，速度，姿勢は，MCU内に搭載した加速度センサによって測定し，データを地上に送信する。あわせて，タンク内の状態（圧力，温度），燃烧器内の状態（圧力，温度）を圧力センサ，熱電対センサによって計測し，地上に送信する。また，アビオニクスによって，エンジンの起動（電磁バルブの開，点火器のON），停止（電磁バルブの閉）を行う。また，搭載カメラによる動画取得によって，エンジンの作動状況を記録し，地上へ送信する。

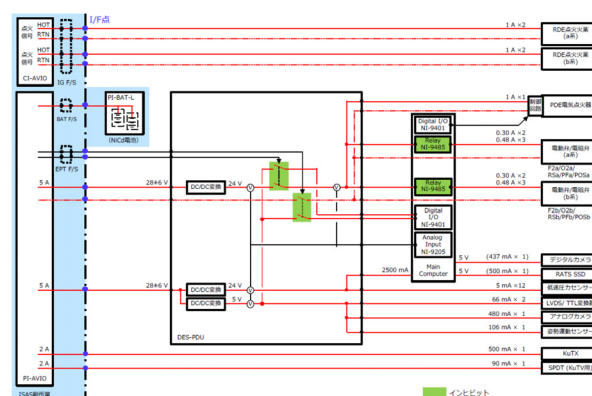


図7 PI部（液体燃料デトネーションエンジンシステム）電系統図

(2)CASE2 ; $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}/\text{N}_2\text{O}$ の系統図(案)を図1.3-2(以下)に示す。

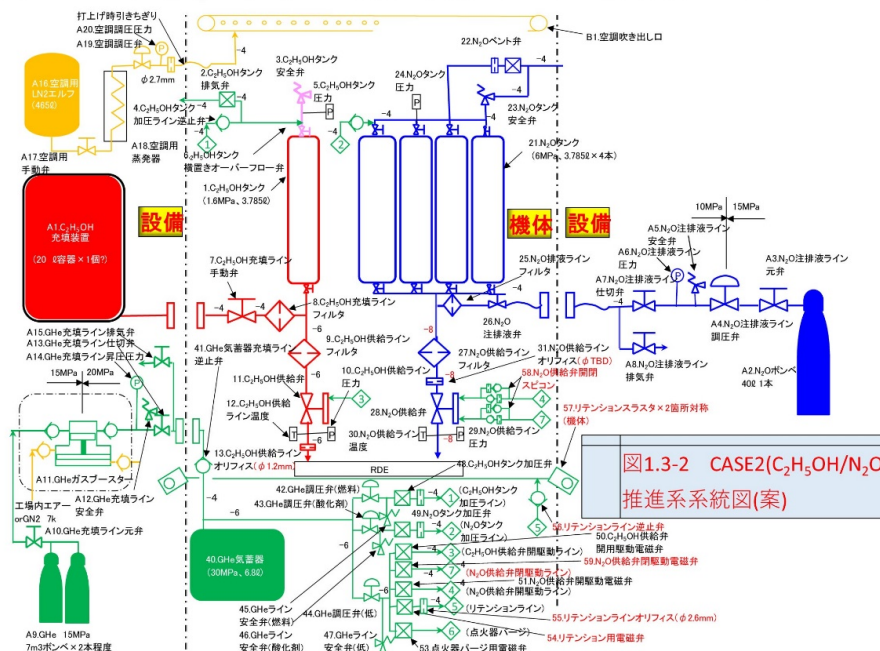


図6 PI部（液体燃料デトネーションエンジンシステム）系統図(検討中)
(協力：中菱エンジニアリング)

6. 打ち上げまでの開発スケジュールと開発課題

打ち上げまでの開発スケジュールは以下のとおりである（検討中）。

● 2022年度

5月 エンジン要素研究

11月 BBM 燃焼試験

● 2023年度

7月 FM 製造

9月 FM 燃焼試験

● 2024年度

1月 計器合わせ試験

4月 噛み合わせ試験

7月 フライトオペレーション

7. 本実験を通じた人材の育成，教育，および社会との関わり

本飛行実証プロジェクトを通じて，デトネーション工学のみならず，システムズ工学，制御，構造，流体，飛行力学，通信，アナログ/デジタル回路，画像処理，IT分野に通じたシステム統合問題の設定・解決型の教育を行うことができ，プロジェクトマネジメント力を涵養することができる．プロジェクト経験者は，プロジェクトマネジメントの困難さとその重要性を認識でき，次なる宇宙科学プロジェクト参加時の参考となる．

この飛行実証が成功すると，デトネーション燃焼による軌道投入が極めて現実的となり，推進工学分野における学術的なイノベーションにつながる．次世代宇宙機用エンジンとして，推進性能を飛躍的に向上させることになる．

参考文献

1. T. Endo, J. Kasahara, A. Matsuo, K. Inaba, S. Sato, T. Fujiwara, Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine, AIAA Journal, Vol. 42, No. 9, 2004, pp.1921-1930
2. J. Kasahara, A. Hasegawa, T. Nemoto, H. Yamaguchi, T. Yajima, T. Kojima, Performance Validation of a Single-Tube Pulse Detonation Rocket System, Journal of Propulsion and Power, Vol.25, No.1, January-February 2009, pp.173-180
3. K. Matsuoka, T. Morozumi, S. Takagi, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, Flight Validation of a Rotary-Valved Four-Cylinder Pulse Detonation Rocket, Journal of Propulsion and Power, Vol. 32, No. 2, 2016, pp.383-391.
4. S. Nakagami, K. Matsuoka, J. Kasahara, Y. Kumazawa, J. Fujii, A. Matsuo, I. Funaki, Experimental Visualization of the Structure of Rotating Detonation Waves in a Disk-Shaped Combustor, Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 1, 2017, pp.80-88.
5. K. Matsuoka, S. Takagi, J. Kasahara, A. Matsuo, T. Endo, Validation of Pulse Detonation Operation in Low-Ambient-Pressure Environment, Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 1, 2018, pp.116-124.
6. 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.
7. 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.
8. K. Matsuoka, H. Taki, A. Kawasaki, J. Kasahara, H. Watanabe, A. Matsuo, and T. Endo, Semi-Valveless Pulse Detonation Cycle at a Kilohertz-scale Operating Frequency, Combustion and Flame, Vol. 205, 2019, pp. 434-440.
9. R. Yokoo, K. Goto, J. Kim, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, Propulsion Performance of Cylindrical Rotating Detonation Engine, AIAA Journal, Vol. 58, No. 12, 2020, pp.5107-5116.
10. R. Yokoo, K. Goto, J. Kasahara, V. Athmanathan, J. Braun, G. Paniagua, T. Meyer, A. Kawasaki, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, Experimental Study of Internal Flow Structures in Cylindrical Rotating Detonation Engines, Proceedings of the Combustion Institute, Vol.38, No. 3, 2021, pp.3759-3768.
11. K. Matsuoka, M. Tanaka, T. Noda, A. Kawasaki, J. Kasahara Experimental Investigation on a Rotating Detonation Cycle with Backflow of Burned Gas, Combustion and Flame, Vol.225, 2021, pp.13-19.
12. K. Goto, Y. Kato, K. Ishihara, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, K. Higashino, and N. Tanatsugu, Thrust Validation of Rotating Detonation Engine System by Moving Rocket Sled-Test, Journal of Propulsion and Power, Vol.37, No. 3, 2021, pp.419-425.
13. K. Goto, R. Yokoo, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, H. Kawashima, Investigation of the Effective Injector Area of a Rotating Detonation Engine with Impact of Backflow, Shock Waves, Vol.31, 2021, pp.753-762.
14. S. Sawada, K. Goto, K. Ishihara, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, Experimental Study of Torque Around the Axial Direction on Rotating Detonation Engines, Journal of Propulsion and Power, Vol. 38, No.1, 2022, pp. 59-70.
15. K. Goto, K. Ota, A. Kawasaki, N. Itouyama, H.

- Watanabe, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, H. Kawashima, Cylindrical Rotating Detonation Engine with Propellant Injection Cooling, Journal of Propulsion and Power, Vol.38, No.3, 2022, pp.410-420.
16. V. 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. Uchiumi, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, Development of an S-Shaped Pulse Detonation Engine for a Sounding Rocket, Journal of Spacecraft and Rocket (published online 3rd January, 2022).
<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.A35200>
17. K. Nakata, K. Ota, S. Ito, K. Ishihara, K. Goto, I. Noboru, H. Watanabe, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, K. Higashino, J. Braun, T. Meyer, G. Paniagua, Supersonic Exhaust from a Rotating Detonation Engine with Throatless Diverging Channel, AIAA Journal (Published online 31st March, 2022)
<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.J061300>