

観測ロケット S520 を用いた液体推進剤 デトネーションキックモーター飛行実証実験

○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(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, 和田 明哲, 山田 和彦(JAXA 宇宙研)

Space Flight Demonstration of Detonation Kick Motor Using Sounding Rocket S-520

Jiro Kasahara, Koichi Matsuyama, Ken Matsuoka, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Noboru Itouyama,
Keisuke Goto, Kazuki Ishihara (Nagoya University), Akiko Matsuo (Keio University), Ikkoh Funaki (ISAS/JAXA), Daisuke
Nakata, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology), Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi,
Satoshi Arakawa, Junichi Masuda, Kenji Maehara, Asato Wada, Kazuhiko Yamada (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・微小重力環境下(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、2021年7月に予定されている観測ロケットS520-31号機による飛行実験で実証予定であり、試験結果が待ち望まれている。

本提案では、デトネーションキックモーターを3段階目として、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、飛行実証することを計画している。本実証に成功すれば、研究成果は次世代イプシロン等の深宇宙探査用高性能上段キックモーターへ利用でき、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貢献することになる。

提案する研究では、観測ロケットS-520のPI部(Sub 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を搭載する。観測ロケットの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。約30秒のエンジン燃焼を行い、質量流量1kg/s、推力3kN、 $\Delta V=180$ m/s(落下包絡域は通常の観測ロケットの場合を大きく逸脱しない)を得ることを計画している。PI部内のアビオニクスにて、デトネーションエンジンの推力特性・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300kg前後を計画している。

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、主に本提案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。本提案者らは、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、本提案グループと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）技術委員会を組織し、活発に研究を展開中である[Goto et al., JPP, 2020].

このような背景の中、提案者らは、図1に示すように、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）を立ち上げた。図2に示すように、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）の宇宙飛行実証を予定している。また、本

提案はS-520-31号機での開発において得られた技術を活用することでプロジェクトを円滑に遂行する。

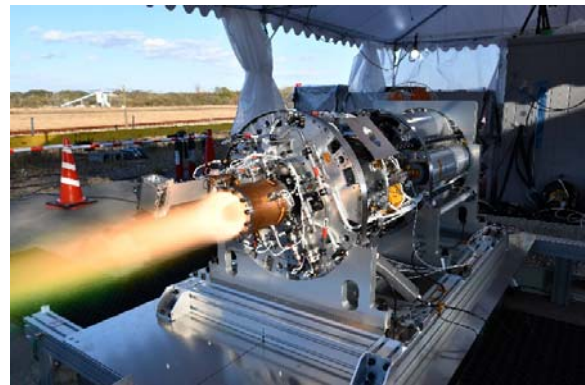


図2 観測ロケットS-520-31号機を用いたデトネーションエンジンシステム（DES）

3. 実験の科学的的重要性・学術的意義

本提案では観測ロケット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。本提案では、液体酸化剤、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する。本飛

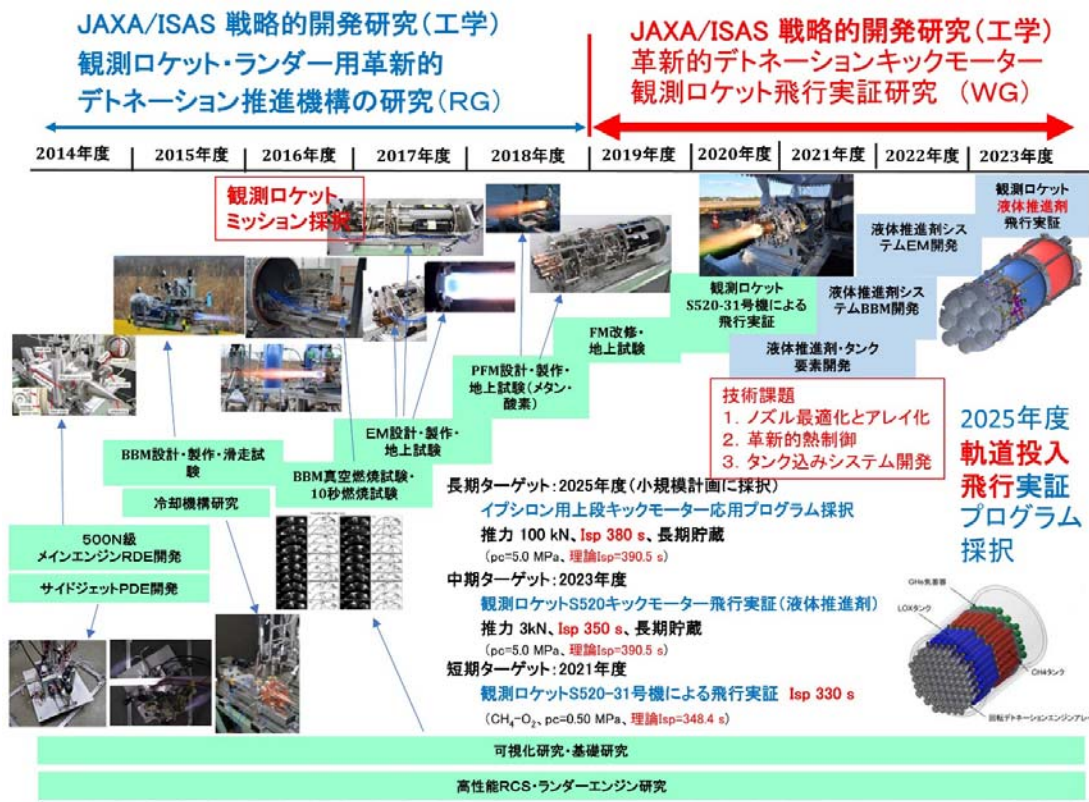


図1 デトネーションエンジン研究に関するロードマップ

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、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し、スロートがなくとも高圧燃焼可能となる。つまり、化学エネルギーをより高効率に利用可能な宇宙推進エンジンとなりえる。

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3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。

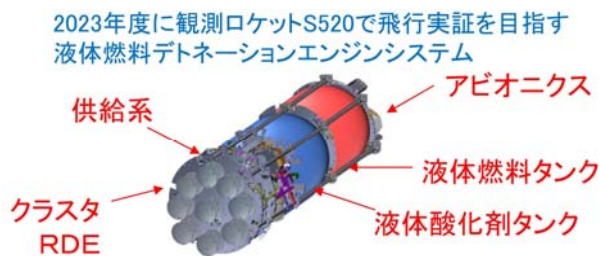


図3 搭載するPI部の概要図

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
- ⑤PI部分離
- ⑥X+120秒LDES点火（作動時間30秒間），推力3 kN， $\Delta V = 180 \text{ m/s}$
- ⑦X+405秒：LDESタンクベント

参考までに、S-520-31号機のDES概要図を図4に示す。機械的なI/Fは同様の形式を用いる。

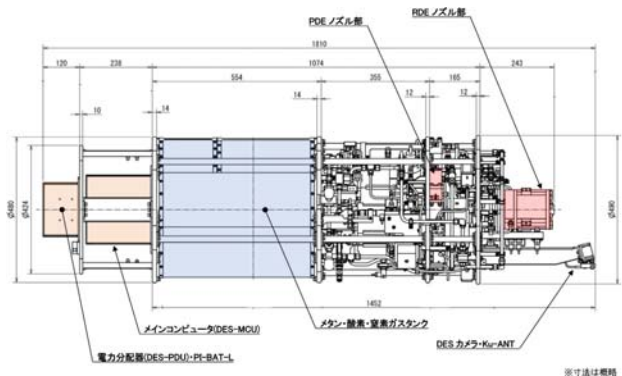


図4 S-520-31号機に搭載されるデトネーションエンジンシステム（DES）概要図

5. 実験のための搭載機器に関する情報

図5にデトネーションエンジン系統図例（S-520-31号機用のデトネーションエンジンシステムの配管系統図）を示す。燃料は液体燃料，酸化剤は液体酸化剤を用いる予定である。図5では、メタン，酸素となっているが、液体燃料，液体酸化剤に変更して、実施する。また、エンジンはフィルム再生冷却機能を有し、性能最適化を図られた燃焼器・ノズルを有するクラスター型RDEを搭載することを計画している。

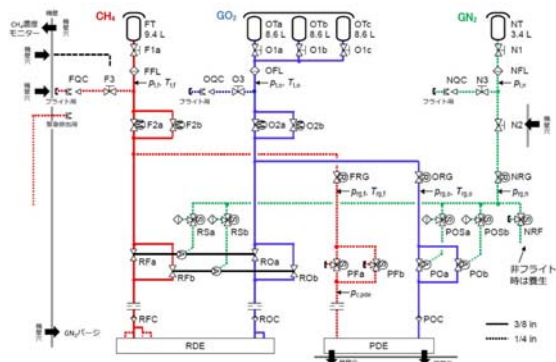


図5 デトネーションエンジン系統図例（S-520-31号機用のデトネーションエンジンシステムの配管系統図）

図6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），燃焼器内の状態（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。

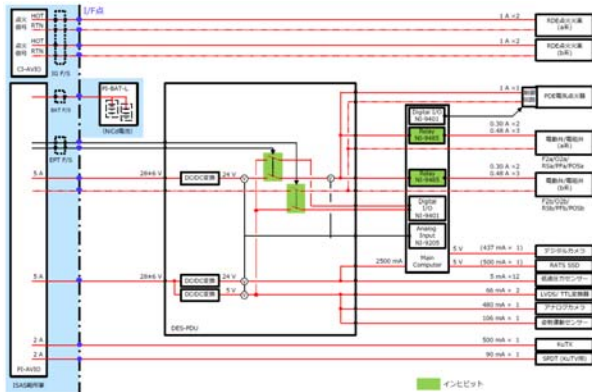


図6 電気系統図の例 (S-520-31号機用のデトネーションエンジンの電気系統図)

6. 打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。

● 2021年度

- 7月 S-520-31号機によりデトネーションエンジンシステムの打ち上げ
- 2月 BBMを構築し、燃焼試験

● 2022年度

- 5月 EM設計・製造
- 10月 EM燃焼試験
- 12月 FM設計
- 2月 FM製造

● 2023年度

- 4月 FM燃焼試験
- 5月 FM環境試験
- 8月 計器合わせ試験
- 10月 噛み合わせ試験
- 12月 フライトオペ

各年度の開発課題は以下のとおりである。

● 2021年度の開発課題

S-520-31号機のフライト試験を実施する。ノズル最適化・アレイ化開発, 革新的熱制御技術, タンク込みシステム開発の技術課題の解決を行う (下の図7~図10で示す)。ノズル最適化・アレイ化に関しては, 金属3Dプリンタによる最終成型エンジンをテストする。熱制御技術にはすでに実績のあるフィルム冷却型で, 最適化形状を見極める。タンク込みシステム開発では, BBMを構築する。また, システム実験から出てきた課題を反映し, 翌年度のEM試験につなげる。

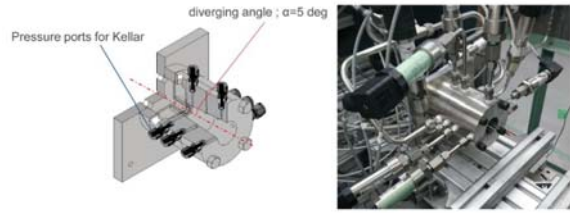


図7 ノズル最適化 (長短ノズル, ダイバージングRDE)

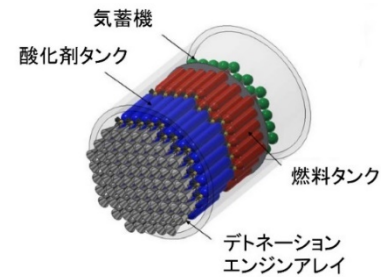
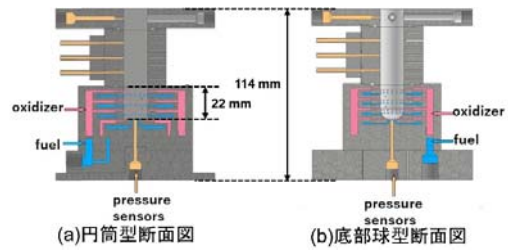


図8 アレイ化開発 (3Dプリンタを用いたクラスターRDE)

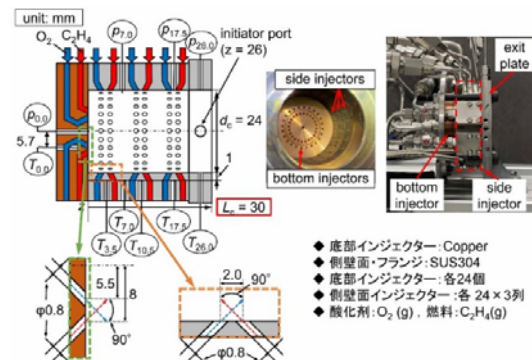


図9 革新的熱制御技術 (フィルム再生冷却RDE)

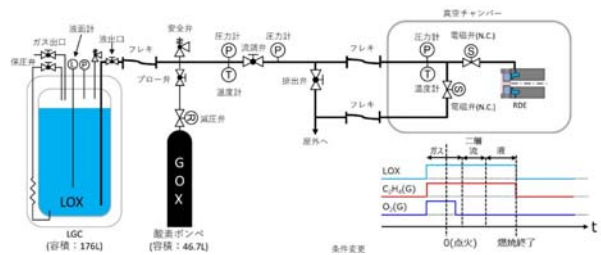


図10 タンク込みシステム開発 (上手はLOXの場合の開発用環境)

●2022年度の開発課題

観測ロケットS-520用液体推進剤デトネーションエンジンシステムEM製作を製作し、地上燃焼試験を実施する。昨年度までに実施してきた最適化要素を十分に反映した、EMを構築する。また、システム実験から出てきた課題を反映し、翌年度のFM試験につなげる。

●2023年度の開発課題

観測ロケットS-520用液体推進剤デトネーションエンジンシステムFM製作を製作し、地上燃焼試験を実施する。環境試験、計器合わせ試験、噛み合わせ試験を実施し、その後フライト実験を実施する。

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

本実験を通じて、宇宙工学関連分野の若手研究者人材を輩出できると考えている。また、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に経験を活用できる。

この飛行実証が成功すると、ロケットエンジンの歴史上初のデトネーション燃焼による軌道投入が現実的となり、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 (published online 22nd March, 2021)