

# 観測ロケットSS520を用いた デトネーションキックモーター軌道投入実証実験

○笠原 次郎, 松岡 健, 川崎 央, 松山 行一, 後藤 啓介(名古屋大),  
松尾 亜紀子(慶應大)  
船木 一幸, 丸 祐介, 羽生 宏人, 竹内 伸介, 山田 和彦, 北川幸 樹, 戸部 裕史, 山田 和彦,  
荒川 聡, 岩崎 祥大, 和田 明哲 (JAXA/ISAS)  
中田大将, 内海政春 (室蘭工大)  
遠藤 琢磨 (広島大)  
石井 一洋 (横浜国大)  
徳留 真一郎, 野中 聡, 小島 孝之, 川島 秀人, 庄司 烈 (JAXA)

Orbit Injection Demonstration Experiment of Detonation Kick Motor Using Sounding Rocket SS520

Jiro Kasahara, Ken Matsuoka, Akira Kawasaki, Keisuke Goto (Nagoya University)  
Akiko Matsuo (Keio University)

Ikkoh Funaki, Yusuke Maru, Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Kazuhiko Yamada, Koki Kitagawa, Hirobumi Tobe,  
Kazuhiko Yamada, Satoshi Arakawa, Akihiro Iwasaki, Asato Wada (JAXA)  
Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology)  
Takuma Endo (Hiroshima University)

Kazuhiro Ishii (Yokohama National University)

Shinichiro Tokudome, Satoshi Nonaka, Takayuki Kojima, Hideto Kawashima, Takeshi Shouji (JAXA)

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

## 1. はじめに

図1に回転デトネーションエンジン (Rotating Detonation Engine, RDE) の模式図を示す。2重円筒管の間の空間に燃料と酸化剤を混合しながら噴入する。その混合気中を円周方向に伝播するデトネーション波で燃焼させ、既燃ガスが円筒管の軸方向に噴出し、推力を取り出すデトネーションエンジンである。利点は、デトネーション波が連続的に伝播するため、デトネーションの開始が1度のみでよいこと、大流量であり、単位面積あたりの出力が大きいこと、極めて高速の燃焼であるため燃焼器サイズを小さくできることがあげられる。燃焼壁面付近流体の熱伝達率は既存ロケットより増大する可能性が高いが、冷却機構 (推進材への吸熱・気化・断熱等) を工夫することで制御可能と考えられる。

RDE研究の歴史はWolanskiの総説 [1] に詳しく述べられている。RDEの実験では、ロシアのLavrentyev Institute of Hydrodynamics のBykovskii et al [2] が可視化研究を行っており、多種の混合気に対して、RDE充填距離として、特性時間 (微粒化, 蒸発, 拡散,

乱流混合といった爆発予混合気形成の物理過程に必要とされる時間と化学反応時間の和) の $17 \pm 7$ 倍が必要であることを示した。RDEのロケットとしての推力実験はワルシャワ工科大学のKindracki et al. [3] によって、損失なしのロケット燃焼推力と同レベルの推力発生が確認されている。2009年に2次元の数値解析解が、Hishida et al. [4]によって行われている。理想的な比推力値は、Shwer and Kailasanath [5, 6, 7]によって示されている。特に圧力損失を低減するためのインジェクター形状を調査している[7]。

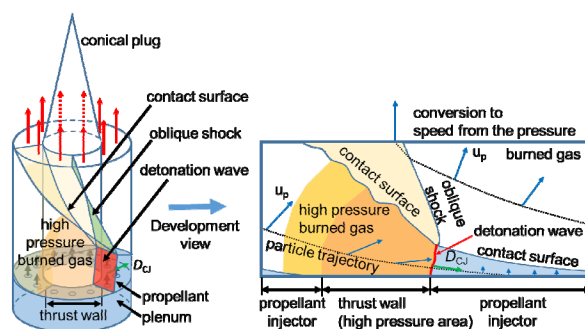


Fig. 1 回転デトネーションエンジン  
(Rotating Detonation Engine, RDE) の模式図

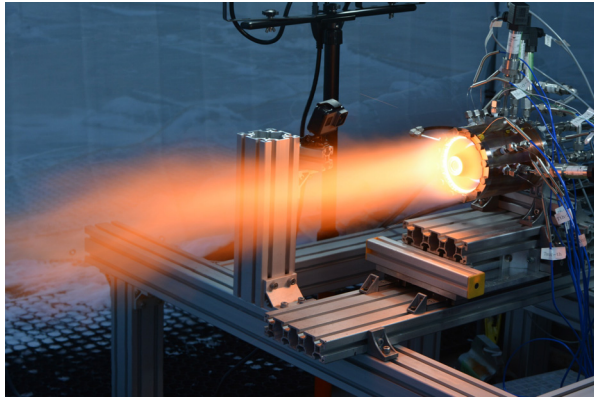


Fig. 2 回転デトネーションエンジン  
PFMの地上燃焼試験

Nordeen et al.によって、流体粒子毎の熱力学的サイクル解析が行われている [8]. Uemura et al. [9] は、RDEにおける横波生成機構に関して説明している。Naples et al. [10]は、自発光による可視化観測を行っている。Gawahara et al. [11] はオーバル筒型の可視化用RDEで研究を行っている。Nakayama et al. [12, 13], Kudo et al. [14]によると、RDE中を伝播しているデトネーションの波面の曲率半径がセルサイズの10

倍程度以上であると、安定してデトネーション波が伝播可能であることを、実験的に確認している。

著者らの研究グループ以外では、日本のJAXA研究開発本部、防衛装備庁、IHI、フランスのMBDA、ポワチエ大学 (Institut Pprime)、米国のAFRL、エネルギー省、Aerojet Rocketdyne [15], GE, ロールスロイス, P&W, Purdue大学, Michigan大学, Washington大学, Maryland大学, アラバマ大学, シンシナティ大学, ドイツのベルリン工科大学, オーストラリアのRMIT, 中国の北京大学, 西華大学, 韓国の釜山大学等でも、精力的にRDEの実験が行われており、中でも宇宙推進用高性能エンジンとして、早期の実用化を視野に入れた研究が活発である (AIAA SciTech2019では12セッションが開催された)。2015年からは、米国航空宇宙学会 (AIAA) 内にPressure Gain Combustion (PGC) 技術委員会が組織されている。

さらにデトネーションエンジンのロケット燃焼器としての理想的なモデルはShepherd and Kasahara [16]によって提案されており、ロケット燃焼器として基礎理論も整備されつつある。

著者らの研究グループ (革新的デトネーションキ

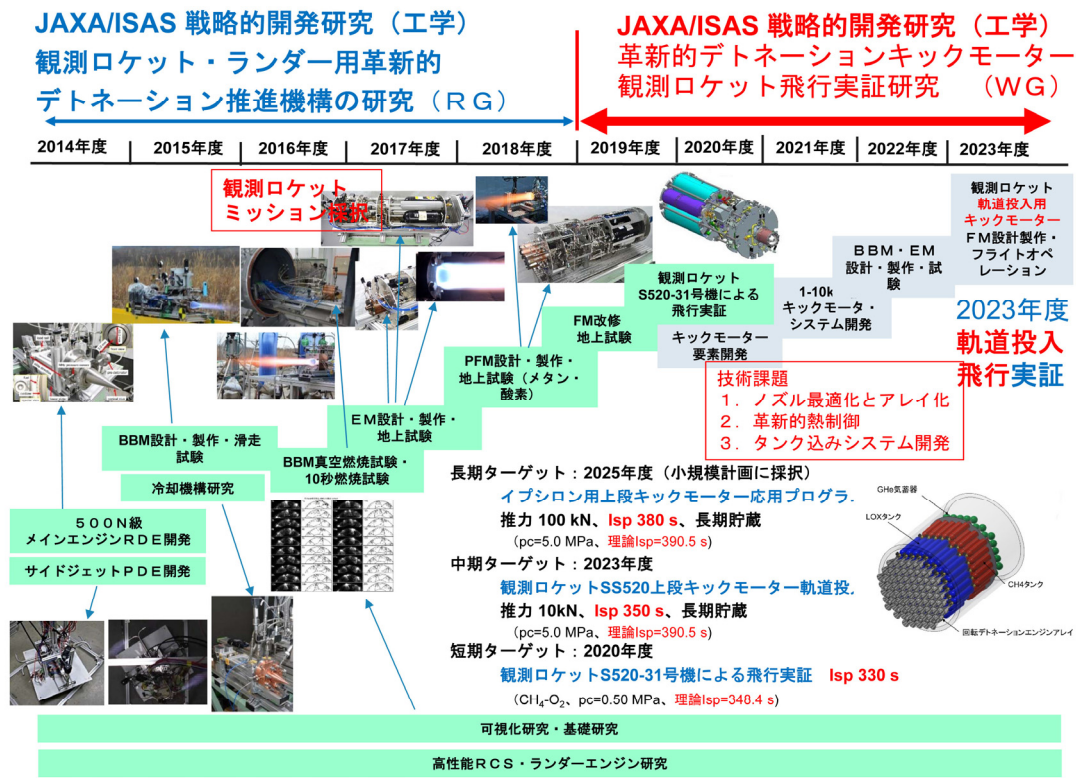


Fig. 3 デトネーションキックモーターのロードマップ

ックモーター観測ロケット飛行実証研究（WG）メンバー）は、Fig. 3のロードマップに示すように、深宇宙探査用ロケット上段モーター(100kN級)として早期の実用化を目指した研究を進めている。

## 2. 本実験提案の目的

本論文で提案する観測ロケットSS-520を用いた実験は、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させることができることを実証するものである。本研究では、液体酸化剤、液体燃料を使用した3段目デトネーションキックモーター及び関連システムを開発する。本実証に成功すれば、SS-520が高い軌道到達能力を獲得できるのみならず、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。イプシロンからの要求を満たすのみならず、多様な発展形態も実現可能）、Isp 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可能である。なお、本プロジェクトで実施する実証実験はロケットエンジン史上初のデトネーション燃焼による地球周回軌道投入となる。本研究では、観測ロケットの上段でのサイドジェット付き回転デトネーションエンジンを開発し、深宇宙探査用最上段エンジンとしての性能を実証する。

## 3. システム及びフライトシーケンス

Fig. 4に示すように、観測ロケットSS-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。Fig. 5に示すフライトシーケンスのように、観測ロケット打ち上げ後、1段・2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。25秒のデトネーションエンジンの燃焼を行い、質量流量6kg/s、推力20 kN、 $\Delta V=4.5$  km/sを得て、ペイロー

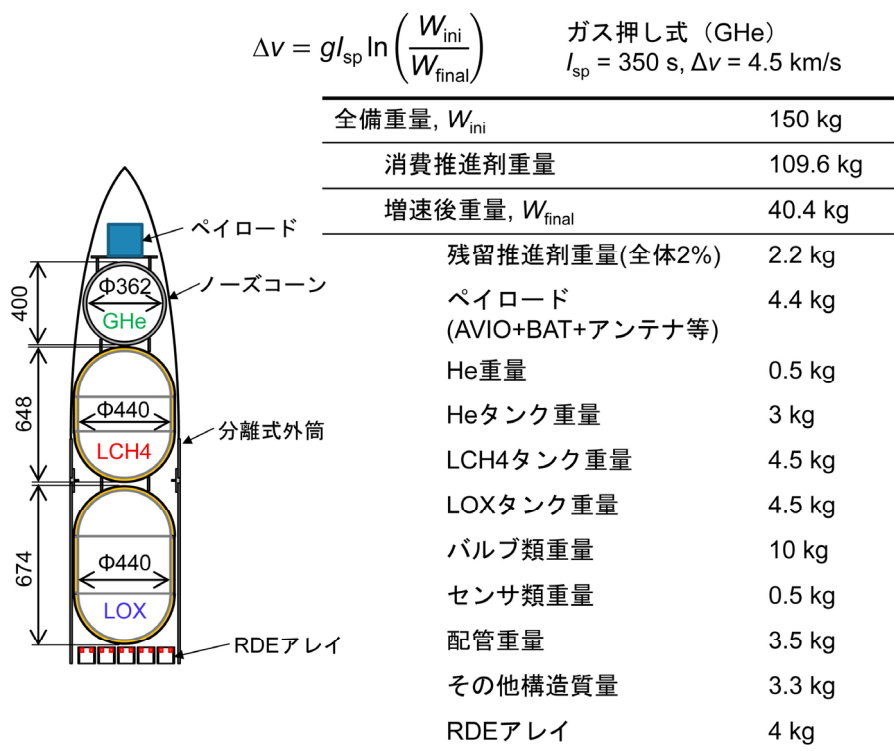


Fig. 4 デトネーションキックモーターの質量構成

ド部を地球周回軌道に投入する。ペイロード部にて、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 150 kg前後を予定している。具体的なシーケンス（手順）は、

- ①打ち上げ
- ②第1段固体ロケットモータ燃焼終了
- ③第2段固体ロケットモータ燃焼終了
- ④ヨーヨーデスピナを用いて1 Hz まで回転数を減速
- ⑤ノーズコーン開頭
- ⑥PI部分離
- ⑦デトネーションエンジン点火（2.5秒間）、推力10 kN、 $\Delta V = 4,500 \text{ m/s}$
- ⑧PI部軌道投入完了
- ⑨ペイロード部をエンジン部から切り離し
- ⑩データダウンリンク

を予定する。

#### 4. 開発課題

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。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は、BBM, EM, PFM, FMを年度毎に開発し試験を実施する。

#### 5. 将来計画

Fig. 6に示すように、2025年度の深宇宙探査用の上段ロケット（イプシロン等3段目）としての小規模プロジェクト提案を念頭においた軌道投入実証実験である。

2030年度:	軌道間輸送システムへ発展・実用化
2028年度:	高性能上段デトネーションロケット(イプシロン用)実用化 再使用ロケットの軌道投入段推進系の実用化
2025年度:	高性能上段デトネーションロケット(イプシロン用) 小規模プロジェクトの提案 推力 100 kN, Isp 380 s ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{-O}_2$ , Ae/At=1000, pc=5.0 MPa, 理論Isp=390.5 s), 長期貯蔵, tankage fraction < 0.2
2023年度:	SS520観測ロケットを用いたデトネーションキックモーター 軌道投入実証(本提案) 推力 10 kN, Isp 350 s ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{-O}_2$ , Ae/At=1000, pc=5.0 MPa, 理論Isp=390.2 s), tankage fraction < 0.1
2020年度:	観測ロケットSS520-31号機による宇宙飛行実験 推力 500 N, Isp 330 s ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{-O}_2$ , Ae/At=100, pc=0.50 MPa, 理論Isp=348.4 s), RDE+サイドジェットPDE

Fig. 6 高性能デトネーションキックモーターとその発展計画

深宇宙探査用キックモーター（イプシロン用）を高性能化することにより、深宇宙探査能力を高め（推力100 kN（イプシロンからの要求は50 kN以上と仮定。イプシロンからの要求のみならず、多様な発展形態も実現可能）、Isp 380 s ( $\text{C}_2\text{H}_4\text{-O}_2$ , Ae/At=1000, pc=5.0 MPa, 理論Isp=390.5 s), 再使用ロケットの

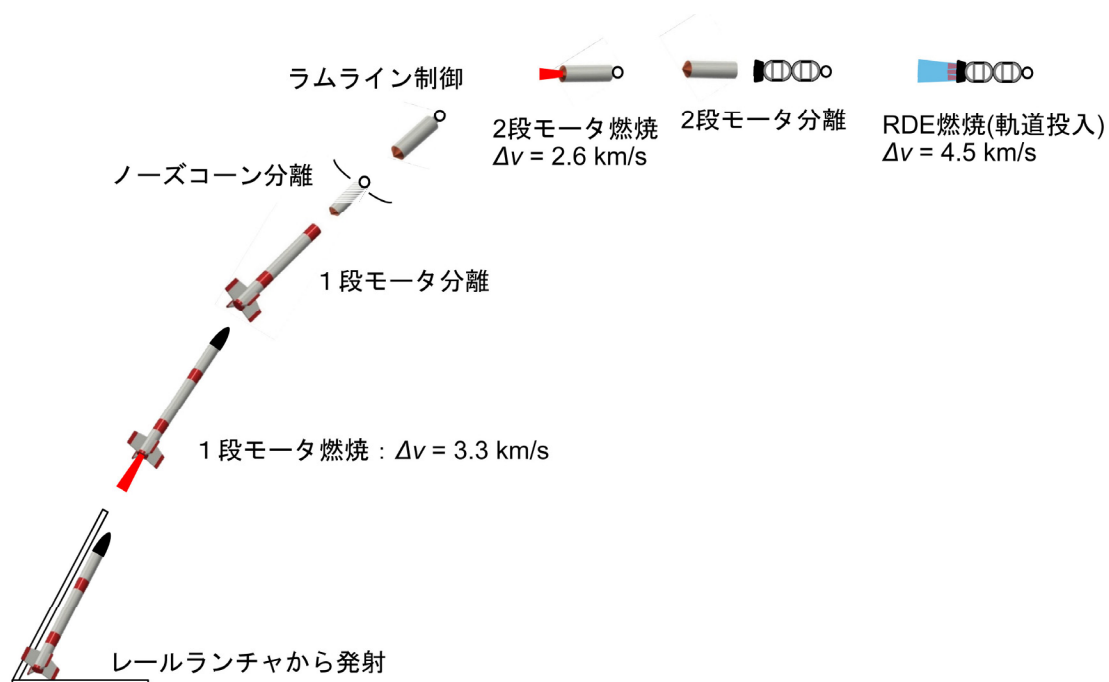


Fig. 5 デトネーションキックモーター軌道投入実証実験のフライトシーケンス

軌道投入段推進系の実用化し、今後の宇宙（天文・太陽）観測・月惑星探査・深宇宙探査へ大きく貢献することを目標としている。つまり本研究は、将来計画「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取り組みである。

## 謝辞

本研究は、平成26-30年度JAXA戦略的開発研究（工学）経費にて実施した研究を基礎として、WGとして発展させたものである。ここに謹んで謝意を表する。

## 参考文献

1. Wolanski, P., Proc. Combust. Inst. 34: 125-158 (2013).
2. Bykovskii, F. A., Zhdan, S. A., and Vedernikov, E. F., J. Propulsion Power 22: 1204-1216 (2006).
3. Kindracki, J., Wolanski, P., and Gut, Z., Shock Waves 21: 75-84 (2011).
4. Hishida, M., Fujiwara, T., and Wolanski, P., Shock Waves 19: 1-10 (2009).
5. Schwer, D., and Kailasanath, K., Proc. Combust. Inst. 33: 2195-2202 (2011).
6. Schwer, D., and Kailasanath, K., Proc. Combust. Inst. 34: 1991-1998 (2013).
7. Schwer, D., and Kailasanath, K., in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2013-1178, 2013.
8. Nordeen, C. A., Schwer, D., Schauer, F., Hoke, J., Barber, T., and Cetegen, B., in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2013-1175, 2013.
9. Uemura, Y., Hayashi, A. K., Asahara, M., Tsuboi, N., and Yamada, E., Proc. Combust. Inst. 34: 1981-1989 (2013).
10. Naples, A., Hoke, J., Karnesky, J., and Schauer, F., in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2013-0278, 2013.
11. Gawahara, K., Nakayama, H., Kasahara, J., Matsuoka, K., Tomioka, S., Hiraiwa, T., Matsuo, A., and Funaki, I., in 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2013-3721, 2013.
12. Nakayama, H., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I., Proc. Combust. Inst. 34: 1939-1947 (2013).
13. Nakayama, H., Moriya, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Sasamoto, Y., and Funaki, Combust. Flame 159: 859-869 (2012).
14. Kudo, Y., Nagura, Y., Kasahara, J., Sasamoto, Y., and Matsuo, A., Proc. Combust. Inst. 33: 2319-2326 (2011).
15. Clafflin, S., "Recent Progress in Rotating Detonation Engine Development at Aerojet Rocketdyne," in 2013 International Workshop on Detonation for Propulsion, Tainan, Taiwan, 2013 (USB flash drive).
16. J. Shepherd, J. Kasahara, Analytical Models for the Thrust of a Rotating Detonation Engine, GALCIT Report FM2017.001.
17. K. Goto, J. Nishimura, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, K. Higashino, J. Propulsion Power: 35, 213-223 (2019).
18. A. Kawasaki, T. Inakawa, J. Kasahara, K. Goto, K. Matsuoka, A. Matsuo, I. Funaki, Proc. Combust. Inst. 37: 3461-3469 (2019).
19. R. Yokoo, K. Goto, J. Kim, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, , SciTech 2019, 57<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2019-1500, January 7-11, 2019, San Diego, California, USA.