

# 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とその展開

○笠原 次郎, 松岡 健, 川崎 央, 後藤 啓介, 横尾 颯也, プヤコフ バレンティン(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, 山田和彦, 北川幸樹, 戸部裕史, 岩崎祥大, 和田明哲(JAXA/ISAS)  
設計製造協力: NETS, 山本機械設計

Development of Space Flight Detonation Engine Demonstrator Using Sounding Rocket S520-31 and Its Evolution

Jiro Kasahara, Ken Matsuoka, Akira Kawasaki, Keisuke Goto, Ryuya Yokoo, Valentin Buyakofu (Nagoya University)  
Akiko Matsuo (Keio University)  
Ikkoh Funaki (ISAS/JAXA)  
Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology)  
Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Kazuhiko Yamada, Koki Kitagawa, Hirobumi Tobe,  
Akihiro Iwasaki, Asato Wada (ISAS/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。熱伝達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・気化等)を工夫することで制御可能である。

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]。

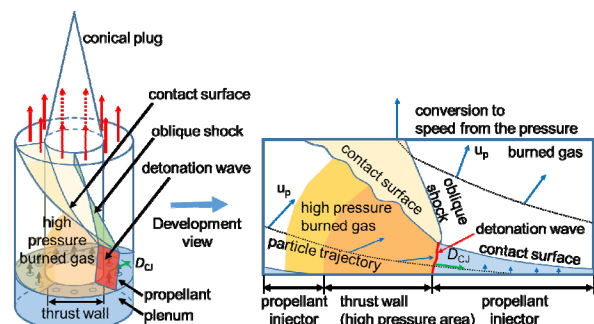


Fig. 1 回転デトネーションエンジン (Rotating Detonation Engine, RDE) の模式図

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化は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。

## 2. 本研究の目的

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。具体的には、観測ロケットS520-31号機による飛行実証試験のPFMを開発し (打ち上げは令和2年度)、機能を確認することである。

この飛行試験を達成した後、2026年度ころの次世代の月・惑星探査プロジェクト用 (イプシロン用) の高性能上段ロケットでのデトネーションエンジンの実用化を目指す。

## 3. 実験装置

観測ロケット用デトネーションエンジンシステム (PFM) の立体概略図をFig. 2に示す。システムは、RDE、PDE、燃料酸化剤供給タンク、アピオニクス等からなっている。また、推進剤は、メタン-酸素である。RDEの燃焼流路内径は62 mmで流路幅が8

mmの二重円筒型流路である。また、インジェクタ面からスロートまでは75 mmである。点火には、火薬を用いている。インジェクタ径は酸化剤、燃料共に1 mmである。燃料側インジェクタ、酸化剤側インジェクタはそれぞれ等間隔に70点 (屋外長秒作動システム燃焼試験) または120点 (低背圧燃焼試験) 配置している。

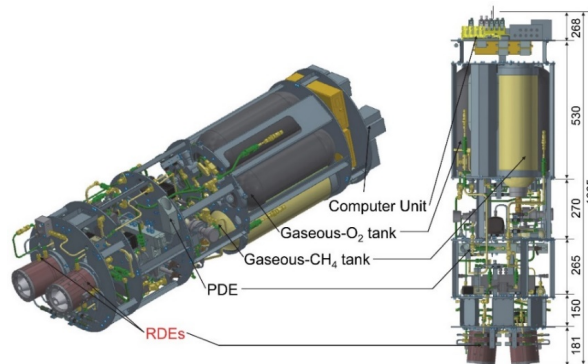


Fig. 2 観測ロケット用デトネーションエンジンシステムの立体概略図

Fig. 3にRDEのPFMの地上燃焼試験の写真を示す。RDEはアルミフレームで固定され、リニアスライダによって、一軸方向のみに運動は制限されている。

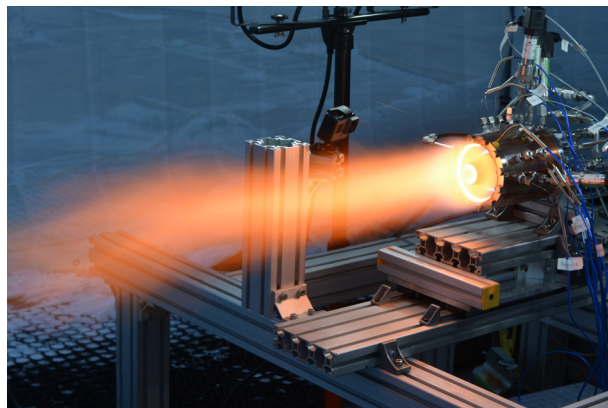


Fig. 3 回転デトネーションエンジン (PFM) の地上燃焼試験の様子

Fig. 4にRDEとPDEの全システムPFM機能試験の写真を示す。RDE、PDE、燃料酸化剤供給タンクを一体で試験し、飛行試験に近いシステムにて燃焼試験を行い、安定作動を確認した。

## 4. 実験結果

今回の実験結果から、宇宙用RDEの一般的設計手法を確立した。メタン-酸素のPFMエンジンを製

作しトリプレットインジェクターにC/C壁面を使用することで低損耗とすることができた。火薬を用いて100%の点火を達成した。また、小型化したRDEで安定作動を達成した。

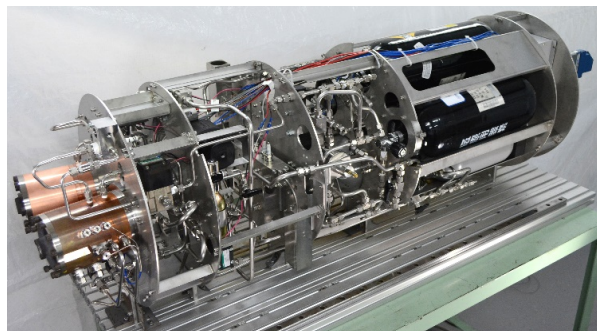


Fig. 4 回転デトネーションエンジンエンジニアリングモデルの屋外長秒作動システム燃焼試験の様子

また、PFMエンジンでは長秒の作動実験（6.1秒×3回）に成功し、FM開発に移行可能であることを確認した。メタンは供給系全体で気体であることから、期待されていた安定燃焼を推力・圧力履歴で確認した。なお、燃焼器への熱流束は平均2～5 MW/m<sup>2</sup>で質量流束にほぼ比例、伝播部で最大となった[17]。

以上に示したように、本研究では宇宙実証用のデトネーションエンジンを独立2系統(冗長系)でPFMシステム(165 kg)として設計・製作し、基本機能試験に成功した。

## 5. 単純円筒の回転デトネーションエンジン

単純円筒の回転デトネーションエンジン (Fig. 5) を製作し、デトネーションが安定伝播し、音速ジェットを排気可能であることを確認した。単純円筒RDEが理想的な推力であることを確認した。また、窒素でのRDE壁面フィルム冷却実験を実施し、性能を確認した[18-19]。この試験結果は、2026年度ころの次世代の月・惑星探査プロジェクト用(イプシロン用)の高性能上段ロケットでは、(2重円筒ではない)よりシンプルで超小型のデトネーションエンジンを用いることが可能であること、つまり、将来の研究展開を示した。

## 謝辞

本研究は、平成26-30年度JAXA戦略的開発研究

(工学)経費にておこなわれた。ここに謹んで謝意を表す。

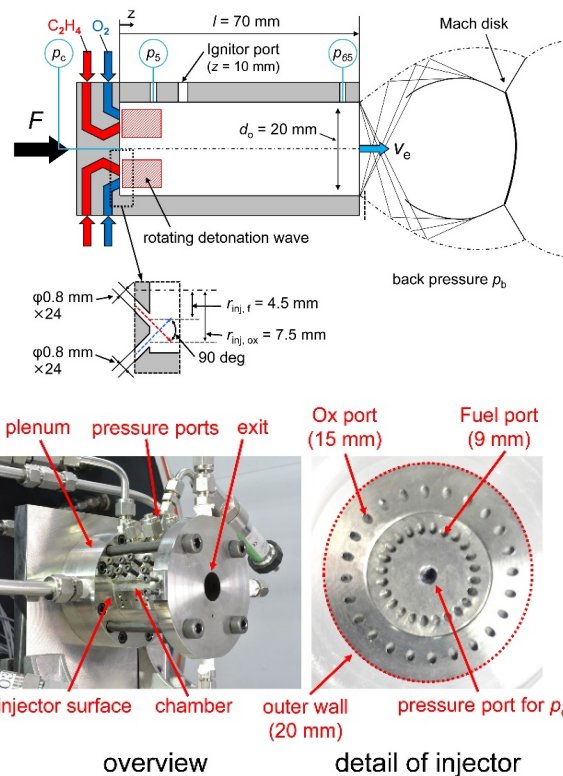


Fig. 5 単純円筒の回転デトネーションエンジン

## 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. Claffin, 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.