

# 観測ロケットS520-31号機によるデトネーションエンジン飛行実験のペイロード機器部開発状況

○笠原 次郎, 松岡 健, 川崎 央(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, 東野 和幸(室蘭工大)

Flight Experiment Research of Detonation Engines Using Sounding Rocket  
Jiro Kasahara (Nagoya University)

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。課題は熱伝達が大きく、熱防衛系に十分な配慮が必要であることがある。

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]。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。

フランスのMBDA, ポワチエ大学 (Institut Pprime), 米国のAFRL, Aerojet Rocketdyne [15], Purdue大学, Michigan大学, Washington大学, Maryland大学等でも、精力的にRDEの実験が行われている。

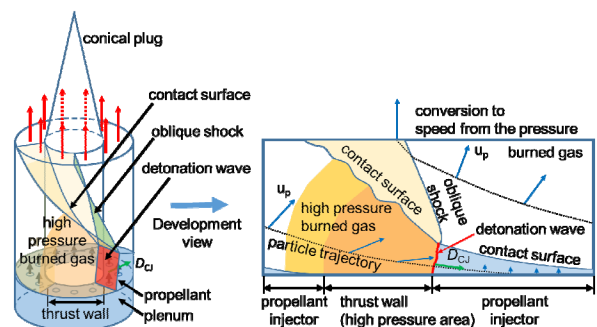


Fig. 1 回転デトネーションエンジン (Rotating Detonation Engine, RDE) の模式図

しかしながら、RDE, PDEの宇宙空間でのロケットシステムとしての特性に関する実験結果はほとんど報告されてない。そこで、本研究では、低背圧下での推力試験を実施することで宇宙空間でのロケットエンジンシステムとしての性能を確認し、その後、観測ロケット用の第2段システムエンジニアリングモデルを製作し、屋外長秒作動システム燃焼試験を実施した。

## 2. 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(第2段)の概略図をFig. 2に示す。システムは、RDE, PDE, 燃料酸化剤供給タンク, アビオニクス, データ回収カプセル等からなっている。また、推進剤は、エチレン-酸素混合気である。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、プリドネータまた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。

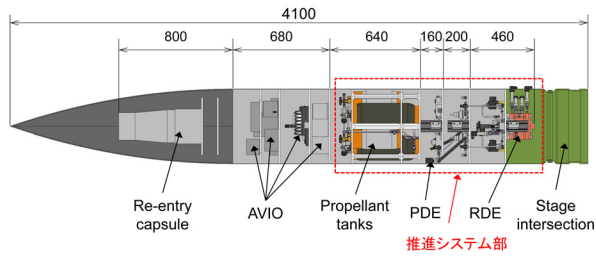


Fig. 2 観測ロケット用デトネーションエンジンシステム（第2段）の概略図

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. 3にRDEの低背圧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。

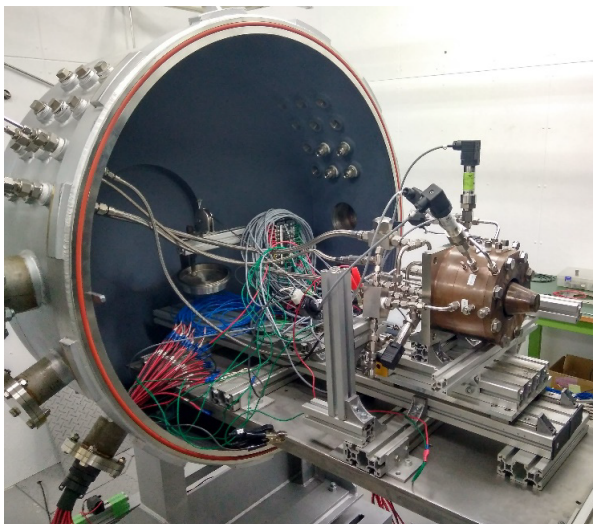


Fig. 3 回転デトネーションエンジンの低背圧燃焼試験の様子

Fig. 4にRDEとPDEの屋外長秒作動システム燃焼試験の写真を示す。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長秒時の燃焼試験を行い、安定作動を確認した。

### 3. 実験結果

Fig. 5に比推力の実験結果を示す。 $p_c$ は燃焼器の底部（インジェクター近傍）圧力、 $p_a$ は周囲の圧力を示す。NASA CEAを用いた化学平衡計算による理論比推力を曲線で示している。全ての実験結果は、この理論曲線に近い値となることが確認された。低背圧では、比推力330秒以上が確認できた。

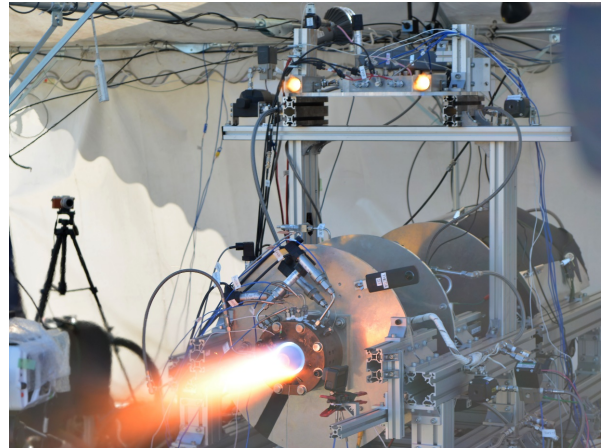


Fig. 4 回転デトネーションエンジンエンジニアリングモデルの屋外長秒作動システム燃焼試験の様子

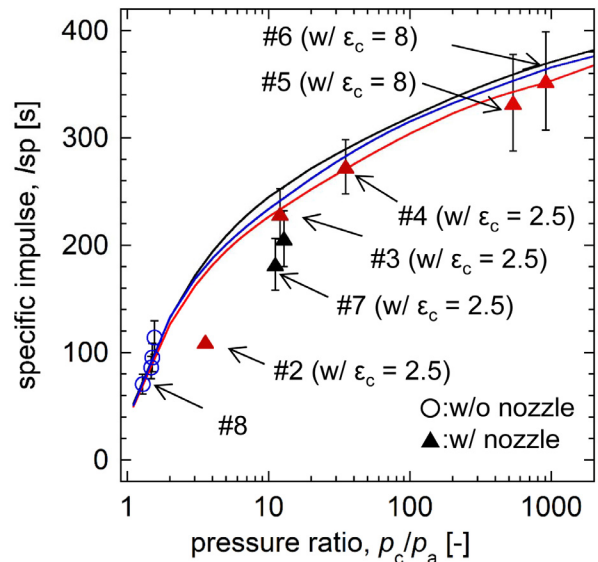


Fig. 5 回転デトネーションエンジンの比推力計測の実験結果

### 謝辞

本研究は、平成26-29年度JAXA戦略的開発研究（工学）経費にておこなわれた。本論文は名古屋大の後藤啓介君、西村純平君、東 純一君、瀧春菜君、鶴飼貴斗君、速水雄規君、室蘭工業大の安田一貴君、森謙太君、八木橋央光君によって実施された実験結果をまとめたものである。ここに謹んで謝意を表す。

### 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. Clafin, 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).