

# 複合材回転デトネーションエンジンの伝熱特性及び 長秒時地上燃焼実験

○笠原次郎, 石原一輝, 西村純平, 中神壮馬, 松岡健 (名大),  
松尾亜紀子(慶応大), 船木一幸(JAXA), 向江洋人, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸(室蘭工大)

Rotating Detonation Engine Experiments during 10-Second Operation and in Low Ambient Pressure  
Jiro Kasahara, Kazuki Ishihara, Junpei Nishimura, Soma Nakagami, Ken Matsuoka (Nagoya University),  
Akiko Matsuo (Keio University), Ikkoh Funaki (JAXA),  
Hiroto Mukae, Kazuki Yasuda, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino (Muroran Institute of Technology)

Key Words: Detonation Wave, Rotating Detonation Engine, Pulse Detonation Engine

## 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、熱防壁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]得られている。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Aerojet Rocketdyneでも、精力的にRDEの実験が行われている。

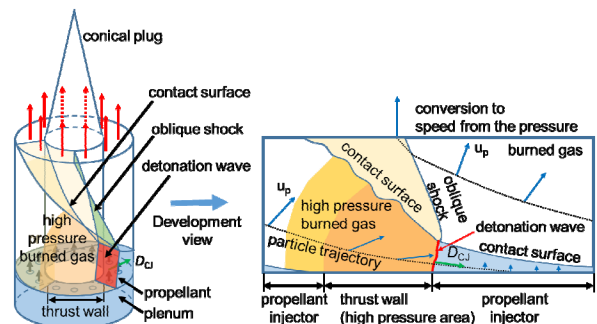


Fig. 1 回転デトネーションエンジン  
(Rotating Detonation Engine, RDE) の模式図

しかしながら、RDEのロケットシステムとしての推力特性、熱特性に関してはほとんど公開された情報は無い。そこで、本研究では、低背圧下での推力試験を実施し、ロケットエンジンとしての性能を確認し、その後、C/C材を用いた長秒試験を実施した。

## 2. 実験装置

RDEの概略図をFig. 2に示す。また、推進剤は、エチレン-酸素混合気である。RDEの燃焼器は、Fig. 2に示すように内径が62 mmで流路幅が8 mmの二重円

[illegible]

また、燃料側・酸化剤側インジェクタは図2右上のように設けられ、それぞれ等間隔に120点開いている。Fig. 3にRDEの外観を示す。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、一軸方向のみに動きを制限している。

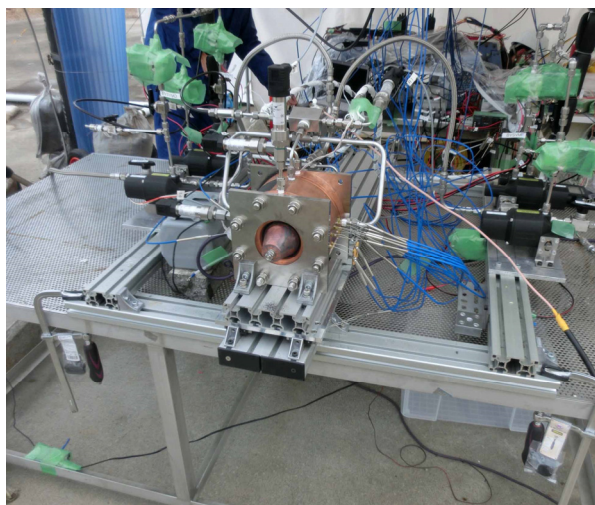


Table 1に低背圧下の実験条件, Table 2に長秒実験の実験条件を示す.

sh#	mass flow rate $\dot{m}$ [g/s]	equivalence ratio $ER$ [-]	vac. chamber pressure $p_{vac}$ [atm]
V1	178	1.39	1.0
V2	191	1.28	0.6
V3	183	1.29	0.4

sh#	mass flow rate $\dot{m}$ [g/s]	equivalence ratio $ER$ [-]	operating duration $t_{ope}$ [s]
L1	96	1.63	10.2
L2	214	0.90	6.3

Fig. 4 に比推力の実験結果を示す. 参照比推力値として, 断面積比2.5の場合の理論推力を示した. この参考比推力値より高い値となるのは, 実効的な断面積比が, プラグノズル面のため, より大きかったと考えられる.

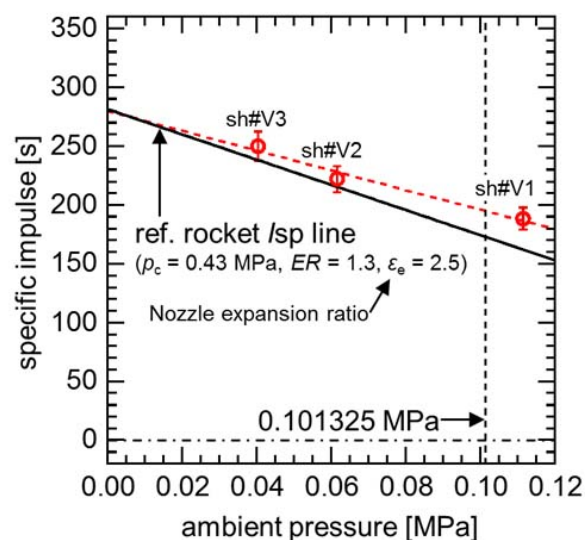
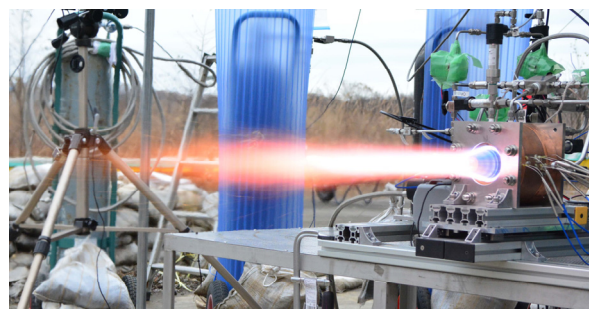


Fig. 5には、長秒時の試験写真を示す。Fig. 6には長秒作動時（L2）の圧力・推力履歴を示す。安定した推力が得られたことが確認できる。またFig. 7には、熱流束の計測結果を示す。最大値で3MW/m<sup>2</sup>程度の熱流束が観測された。Fig. 8で示すように、C/C材の場合は、銅の場合に比較して同じ燃焼圧でも低い熱流束となることが確認された。またFig. 9で示すように、C/C材の損傷が確認されたが、熱流束も最も高い壁面位置と異なる位置であったため、主に酸素とC/C材の反応によって、損傷したと考えている。



This document is provided by JAXA.

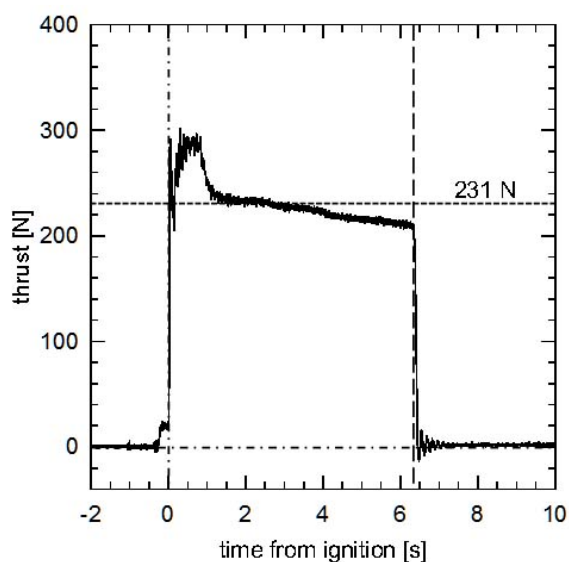
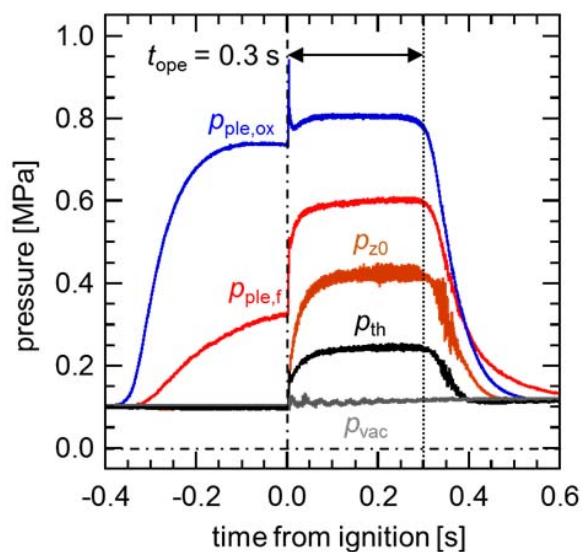


Fig. 6 圧力（上）推力（推力）履歴

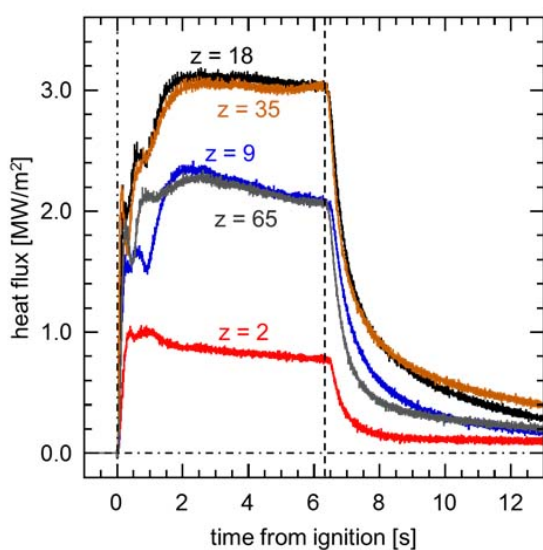


Fig. 7 熱流束の計測結果

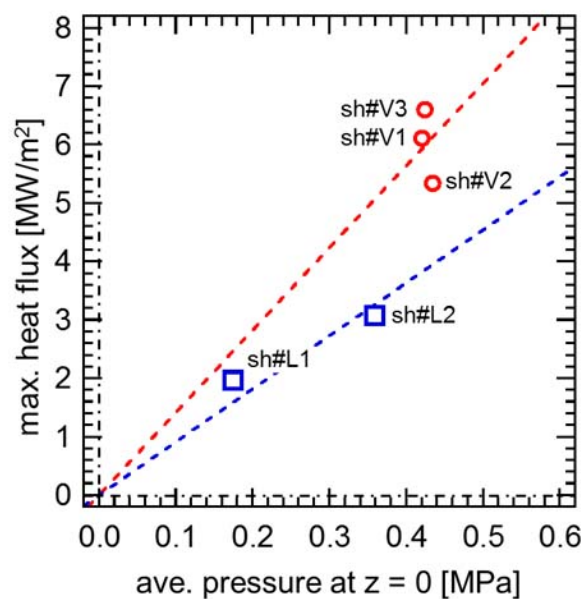


Fig. 8 熱流束の圧力依存性

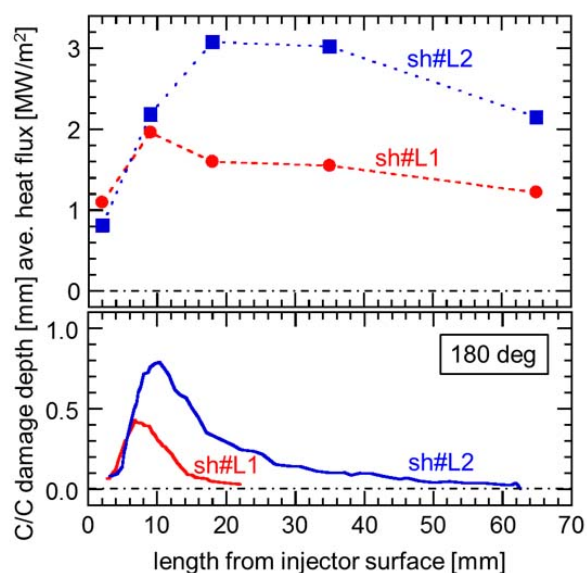


Fig. 9 C/C材の損傷深さと壁面熱流束の比較

## 謝辞

本研究は、平成26-28年度JAXA/ISAS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. Claflin, 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).