

# S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況 ：回転デトネーションエンジン

松岡 健（名大），後藤 啓介，ブヤコフ バレンティン，石原 一輝，野田 朋之（名大・院），  
伊東山 登，川崎 央，渡部 広吾輝，松山 行一，笠原 次郎（名大）  
松尾 亜紀子（慶大），船木 一幸（ISAS/JAXA）  
中田 大将，内海 政春（室蘭工業大学）  
竹内 伸介，岩崎 祥大，和田 明哲，増田 純一，荒川 聡，羽生 宏人，山田 和彦（ISAS/JAXA）

Progress Status of a Detonation Engine System for Sounding Rocket S-520 No. 31: Rotating Detonation Engine

Ken Matsuoka, Keisuke Goto, Buyakofu Valentin, Kazuki Ishihara, Tomoyuki Noda

Noboru Itouyama, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Koichi Matsuyama, Jiro Kasahara (Nagoya University)

Akiko Matsuo (Keio University), Ikkoh Funaki (ISAS/JAXA)

Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi (Muroran Institute of Technology)

Shinsuke Takeuchi, Akihiro Iwasaki, Asato Wada, Junichi Masuda, Hiroto Habu, Kazuhiko Yamada (ISAS/JAXA)

Key Words: Sounding rocket, Rotating detonation engine

## Abstract

To satisfy the mission criteria of the sounding rocket S-520 No.31 project in which detonation rocket engine operates in actual space environment, the thrust performance of the RDE flight model was investigated. The results suggested that the RDE-FM produces 535 N of time-averaged thrust and 303 s of the propellant-based specific impulse. In addition, a full sequence firing test using a detonation engine system (DES) was carried out at Shiraoi engine test site of Muroran Institute of Technology. The DES successfully operated and the feasibility of DES was demonstrated.

## 1. はじめに

デトネーション波を利用したデトネーション燃焼サイクルは、燃焼時のエントロピー増加量が定圧・定積燃焼サイクルのそれと比較して小さく、最も高い熱効率を達成できることがEndoら<sup>[1]</sup>やHeiserら<sup>[2]</sup>による理論解析から示されている。また、デトネーション波は推進剤中をマッハ数5～7程度の超音速で伝播するため、燃焼器小型化や瞬間欠推力生成が可能である。加えて、デトネーション波自体で推進剤を昇圧するため、インジェクション圧力を低減できる可能性がある。以上の工学的利点から、特に推進機への応用に向けた基礎・応用研究が進められている。

環状流路を有する燃焼器内で連続的にデトネーション波を回転伝播させるRotating Detonation Engine (RDE)<sup>[3]</sup>は、可動部を必要としない単純なデトネーションエンジンであり、定常的な推力を生成可能である。本研究では、世界に先駆けてJAXA宇宙科学研究所の観測ロケットS-520 31号機を用いて実宇宙環境下でのRDE作動実証試験を計画している。本プロジェクトにて、RDEの基本動作特性（推力、比推力、熱流束、振動、トルク）を評価するとともに、Detonation Engine System (DES)の開発基盤技術を取得し、DESの実ミッションへの応用につなげる。

本稿では、飛行実証プロジェクトの一環として実

施したRDE Flight Modelの低背圧推力測定実験およびDESフルシーケンス作動試験について報告する。

## 2. RDE-FMの推力性能評価試験

### 2. 1 燃焼器仕様および実験概要

本試験にてRDEのFlight Modelで要求仕様（メタン酸素で比推力300 s以上、時間平均推力500 N以上、作動時間6 s）を満足する必要がある。

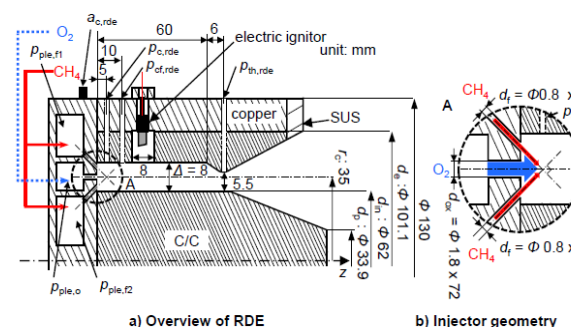


図1 RDE Flight Modelの断面図 (a)  
およびインジェクタ拡大図 (b)

図1に、開発したRDE Flight Model (RDE-FM) の模式図を示す。図中の細目ハッチ部分はカーボン/カーボン複合材であり、内筒直径を62 mm、外筒内径を78 mm、環状流路幅を8 mmとした。また、スリット

形状スロート幅が5.5 mm、ノズル出口直径は101.1 mmであり、スロート収縮比およびノズル膨張比はそれぞれ1.5と6.1とした。推進剤供給は、図2bに示す通り、中心軸方向に酸化剤、中心軸から $\pm 45$  degree斜めから燃料を供給し衝突混合させるトリプレットインジェクション方式を採用した。RDE作動の始動には90 degree位相毎に配置した計4つの火薬を使用した。確実なRDE始動のため、点火および作動時の目標当量比は $ER = 1.2 \pm 0.2$ である。

計測項目は低速テレメトリデータとしてスロート部圧力 $p_{th,rde}$ 、燃焼器底部圧力 $p_{c,rde}$ 、酸化剤プレナム圧力 $p_{ple,o}$ 、燃料プレナム圧力 $p_{ple,f1}$ と $p_{ple,f2}$ 、燃焼器底部C/C材温度 $T_{c,rde}$ 、スロート部C/C材温度 $T_{th,rde}$ を計測した。海上回収するSSDデータ（高速サンプリングデータ）として、燃焼器内高周波変動圧力 $p_{ef,rde}$ および燃焼器加速度 $a_{c,rde}$ をそれぞれ計測した。

RDEは背圧 $p_b = 10$  kPaのチャンバー内の推力試験台上に設置され、各燃焼圧力における時間平均推力をロードセルにて取得した。

## 2. 2 結果と考察

図2に時間平均燃焼器底部圧力 $p_{c,red}$ と推進剤ベース比推力の関係を示す。図中の破線は、実験背圧 $p_b = 10$  kPaおよび実飛行時の背圧0.1 Paにおける理論比推力（ノズル膨張比6.1、 $ER = 1.1$ ）を示しており、理論値と同等の比推力を達成した。飛行試験時の設定当量比1.2では、比推力は5%程度向上するため、 $p_{c,red} = 0.24$  MPaAにて要求比推力300 sを超えることが予測された。また、要求推力>500 Nに対して、推進剤質量流量 $\dot{m} > 170$  g/sが必要であることが示された。

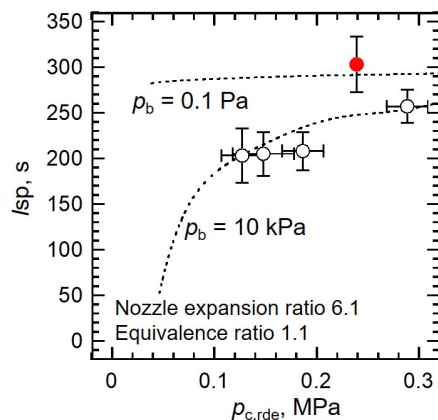


図2 背圧10 kPaでの推進剤ベース比推力、赤プロット点は後述する地上燃焼試験からの予測値

## 3. フルシーケンス作動確認試験

### 3. 1 Detonation Engine System

図3にDESの全体写真およびRDE部拡大写真を示す。DESはFWD側からアビオニクス、推進剤（ガス

メタン、ガス酸素）および駆動室素用ガスタンク、供給バルブ類、PDE、RDEの順で構成されており、全長1808 mm、ドライ質量が約171 kgであった。

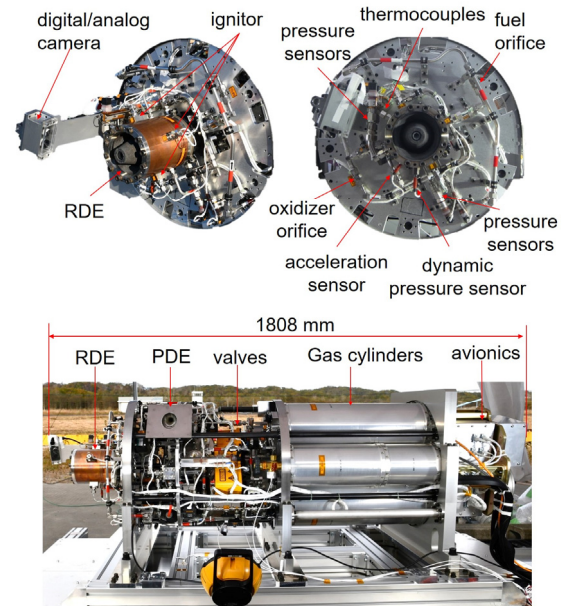


図3 DES搭載時のRDE部拡大写真（上）、DES全体写真（下）

燃焼試験前にメタンおよび酸素の流し試験を実施し、DESの推進剤供給系の流量特性を把握した。RDE上流配管内に設置されたオリフィスで流れが閉塞すると仮定すると、質量流量 $\dot{m}_{choked}$ は以下の式で得られる。

$$\dot{m}_{choked} = C \frac{p_t A_{ori}}{\sqrt{RT_t}} \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma + 1 / \gamma - 1}} \quad (1)$$

ここで、 $A_{ori}$ はオリフィス断面積、 $p_t$ はタンク内ガス全圧、 $T_t$ はガス全温、 $R$ はガス定数、 $\gamma$ は比熱比である。流し試験では、実験前後のタンク内ガス質量減少量とEq (1)の時間積分値が一致するように流量補正係数 $C$ を求めた。結果として、燃料ラインで $C_f = 0.96 \pm 0.10$ 、酸化剤ラインで $C_o = 0.82 \pm 0.11$ であった。エラーバーは実在気体モデルを考慮したタンク内ガス質量評価時に使用した圧力センサ精度0.2 MPaAおよび熱電対精度2Kが原因である。

## 3. 2 結果と考察

図4に、フルシーケンス燃焼試験（6秒間作動）における各種計測値の時間履歴を示す。テレメトリデータとして取得した圧力、温度はテレメトリシミュレーターを用いて取得した。時間平均化された推進剤質量流量、燃焼器底部圧力および当量比はそれぞれ $\dot{m} = 180 \pm 30$  g/s、 $p_{c,rde} = 0.24 \pm 0.03$  MPaA、

$ER = 1.2 \pm 0.2$ であった。本結果から見積もられた比推力値 $303 \pm 45$  sが図2の赤プロット点で示されており、要求比推力300 s以上を達成することを確認した。

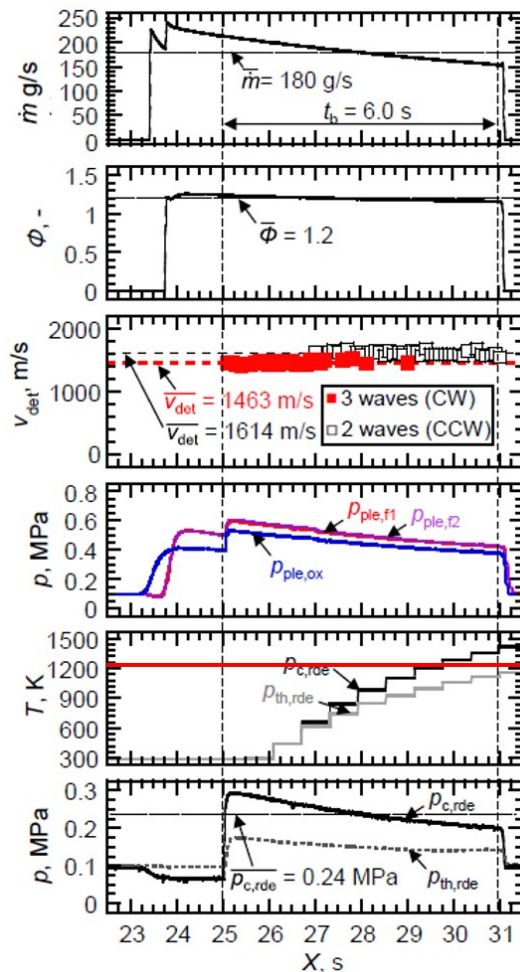


図3 フルスケール燃焼試験結果  
上から、推進剤質量流量、当量比、  
デトネーション波伝播速度、プレナム圧、  
燃焼器底部/スロート部CC材温度、  
燃焼器底部/スロート部圧力

デトネーション波伝播速度 $v_{det}$ および波数は、RDE出口方向から燃焼器内部を高速カメラで可視化することで得られた。結果として、1463 m/sで時計方向（RDE中心軸AFT方向を正方向とする軸に対して右ネジ方向）に3枚の波が伝播するモードと、1614 m/sで反時計回りに2枚の波が伝播するモードが発現した。この2つのモードは高速変動圧力 $p_{cf,rde}$ および燃焼器加速度 $a_{c,rde}$ のFFT解析から得られるピーク周波数と一致し、高速サンプリングデータによって伝播モードも特定できることが示された。伝播モードと生成トルクの関係はSawadaら<sup>[4]</sup>によって示されており、生成トルクの定量的な解析が期待できる。温度履歴の赤線は6 s間作動において許容される

燃焼器底部温度 $T_{c,rde} = 1200$  Kであり、許容範囲内であることを確認した。なお、燃焼器への平均熱流束に換算して約3 MW/m<sup>2</sup>であった。

#### 4. 結論

観測ロケットS-520 No.31によるDetonation Engine System (DES)の宇宙実証プロジェクトに向けて、RDEのFlight Model単体燃焼試験およびDESのフルスケール地上燃焼試験を実施し、以下の結果を得た。

- 1) RDE-FMを用いた背圧10 kPaでの短秒燃焼試験を実施した。その結果、推進剤ベースの比推力は定常ロケット理論値と一致した。本結果から、実飛行時の背圧0.1 Paで比推力300 sを達成するためには、当量比1.2において燃焼圧0.24 MPaAが必要であることが示された。
- 2) DESを用いたメタンおよび酸素の流し試験を実施し、流量係数を評価した。RDE直上流のオリフィスで流れが閉塞する場合の理論値から、メタンで $96 \pm 10\%$ 、酸素で $82 \pm 11\%$ の値となることが示された。
- 3) フルスケール燃焼試験の結果、ミッション要求およびDES健全性確認した。

#### 5. 参考文献

- [1] Endo, T., Yatsufusa, T., Taki, S., and Kasahara, J., "Thermodynamic Analysis of the Performance of a Pulse Detonation Turbine Engine," Science and Technology of Energetic Materials, Vol. 65, No. 4, 2004, pp. 103–110.
- [2] Heiser, W. H and Pratt, D. T., "Thermodynamic Cycle Analysis of Pulse Detonation Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 1, 2002, pp. 68–76.
- [3] Bykovskii A. F., Zhdan, A. S., and Vedernikov. F. E., "Continuous Spin Detonations", Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 6, 2006, pp. 1204–1216.
- [4] S., Sawada, K., Goto, K., Ishihara, K., Matsuoka, J., Kasahara, A., Matsuo, and I., Funaki., "Experimental Study of Torque Around the Axial Direction on Rotating Detonation Engines", Journal of Propulsion and Power, under review.

#### 謝辞

本研究は、JSPS科研費JP19H05464およびJAXA宇宙工学委員会戦略的研究費の支援により実施した。DESは、株式会社ネッツ、山本機械設計、川昌設計、明治電機工業株式会社の参画を得て設計・製造された。ここに記して謝意を表する。