

観測ロケット S-520 31号機プロジェクト ：デトネーションエンジンシステムの宇宙実証

松岡 健，笠原 次郎，松山 行一，川崎 央，伊東山 登，渡部 広吾輝（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）

松尾 亜紀子（慶応義塾大学），船木 一幸（ISAS/JAXA）

中田 大将，内海 政春（室蘭工業大学）

羽生 宏人，竹内 伸介，荒川 聡，増田 純一，前原 健次，山田 和彦，和田 明哲（ISAS/JAXA）

Key Words: sounding rocket, rotating detonation engine, RDE, pulse detonation engine, PDE

要旨

S-520 31号機にてデトネーションエンジンシステム（DES）の宇宙環境下での作動実証が計画されている。本稿では主に、メタン外部漏洩ハザードに対する検証および計器合わせについて報告する。メタン外部漏洩検証では実ガスを用いた外部漏洩検証および模擬ガスによる気密試験を実施し、許容リークレート以内であることを確認した。計器合わせでは、DESフライトモデルを用いた全段結合、外筒穴からのアクセス性検証、ケーブルルーティング確認、メタン緊急ベント行程の検証を実施した。

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^[1]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、燃焼器小型化やスロートレスが実現できる。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が期待できる。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）^[2]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。対照的に、筒状燃焼器内でデトネーション波を間欠的に生成するPulse Detonation Engine^[3]は、高精度な微小力積を生成でき、繰り返し周波数を変化させることで推力スロットリングが可能なスラスタである。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/PDE統合システム（デトネーションエンジンシステム、DES）の作動実証試験を計画している。

本プロジェクトにて、小スペースでのシステム成立性および微小重力下での基本動作特性（推力、比推力、熱流束、振動、トルク）を評価し、DESの実ミッションへの応用に向けた基盤技術を獲得する。

本稿では、特に噛合せ・打ち上げに向けて実施したDES気密試験および計器合わせ試験について報告する。なお、図1は計器合わせに先立って2020年10月21日に室蘭工業大学白老エンジン実験場にて実施されたDESのフルシークエンス燃焼試験でのRDE燃焼時の様子である。また、本プロジェクト概要、DES諸元、単体地上燃焼試験等は参考文献^[4-7]にて詳細に記述されている。

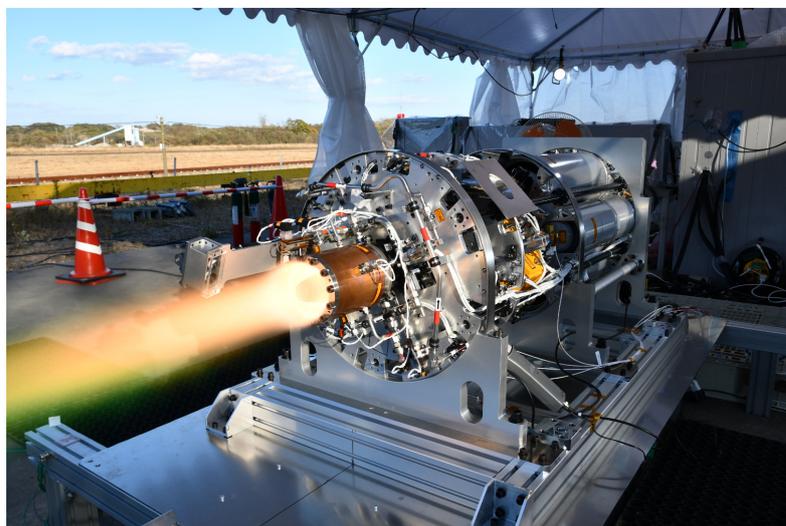


図1 DES地上燃焼試験におけるRDE作動中の様子
@室蘭工業大学白老エンジン実験場

2. メタン外部漏洩ハザードの検証

DESは燃料として高圧メタンガスを搭載しており、地上にてメタンがDES外部に漏洩し爆発性雰囲気を形成するハザードが考えられる。本ハザードに対して、(1)実ガスを用いた外部漏洩検証、および(2)模擬ガス(窒素)での4日間のリークレート評価の2つの試験を実施した。

2.1 メタン外部漏洩試験

本試験は、2020年10月19日と21日の夜間に、室蘭工業大学・白老エンジン実験場で実施した。図2に試験概要図を示す。12 MPaA程度のメタンを充填したDESは、燃焼実験エリアの保管ケース内に設置され、ケース内は湿度対策およびコンタミ防止のため微量の窒素を常時供給した。また、DESには緊急排出用のベントラインを確保した。ケース内のDES搭載メタンボンベ直上にメタン検知部(新コスモス電機社製KD-5B)を配置した。検知部は燃焼実験エリアから約100 m離れた制御室内に設置した警報器(新コスモス電機社製NV-120Cv)と有線で接続され、5%LELにて発報する設定とした。メタン濃度モニタと同時に、DES搭載熱電対および圧力センサにてタンク内ガス温度、圧力をデータロガーで常時記録し、实在気体効果を考慮した密度からリークがないことを確認した。監視体制として、巡視、巡視補佐、常時モニタ監視の3人体制で実施した。

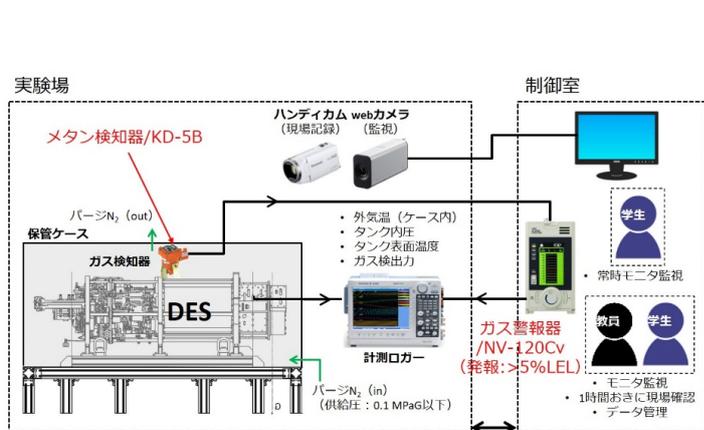


図2 メタン検知システムと監視体制

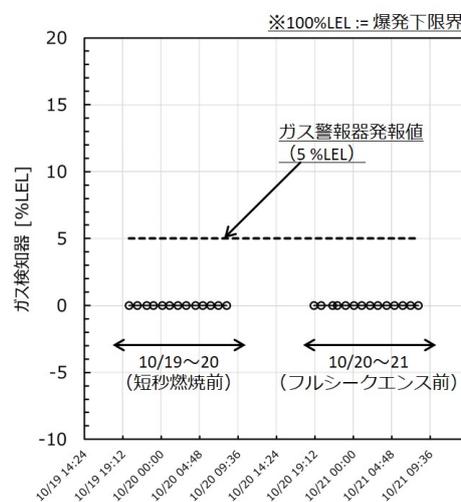


図3 ケース内メタン濃度 (%LEL) の履歴

図3に、ケース内メタン濃度 (%LEL) を示す。2日間にわたり0%LELを維持し、メタン外部漏洩量は検知器の検出限界以下であった。また、本試験によって、射場におけるメタン監視体制(検知器操作方法、巡視手順、人員体制の妥当性)の検証を完了した。

2.2 気密試験によるリークレート評価

本試験は、2021年2月12日から17日にかけて(株)NETSにて実施した。DES搭載メタンボンベから直下流の電動弁まで14 MPaA程度の窒素ガスを充填した。タンク内ガス温度および圧力をDES搭載熱電対と圧力センサにて常時記録し、实在気体効果を考慮した密度とタンク内容積から充填ガス質量を算出した。また、クロスチェックのため、DES搭載タンク外表面に白金測温抵抗体(RTD)を貼り、熱電対出力の妥当性を検証した。

図4に熱電対で得られた温度履歴(下)と推定ガス充填質量(上)の履歴を示す。図中の赤いハッチングエリアは、深夜から日の入りまでの時間であり、密度が一定となった。この時間帯では実際のタンク内ガス温度 T_{real} と測定温度 T_{exp} が等しい熱平衡状態であると示唆される。一方、日の入りから16時頃までの環境温度上昇時、16時から深夜にかけての環境温度低下時は、DESおよびタンクに熱容量があるため、測定温度 T_{exp} は実際のガス温度 T_{real} よりも高くなる。そのため、見かけの密度が実際の密度よりも低く見積もられた可能性がある。

図5は、熱平衡状態における推定ガス充填質量から算出したリーク質量(初期質量からの質量減少量)の時間履歴である。また、図中の実線は実験開始時刻から70 h後のプロット点を除いた4点の近似直線である。この結果から、リークレートは41.5 mg/h (0.7 mg/min)であり、標準状態(25°C、1 atm)換算で0.6 sccmであった。この値は、使用するSwagelok社製62シリーズのボールバルブ3個の合計許容リークレートの範囲内であり、設計通りの気密性が担保されていることを確認した。

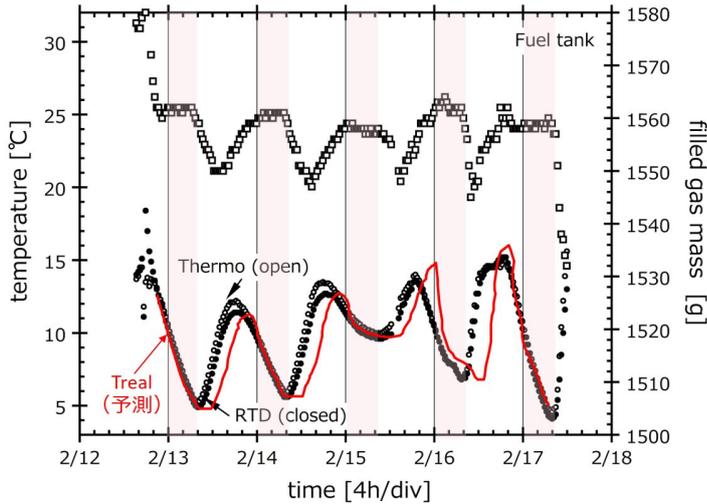


図4 DES搭載タンク内温度（下の中空シンボル）および推定窒素充填質量（上）

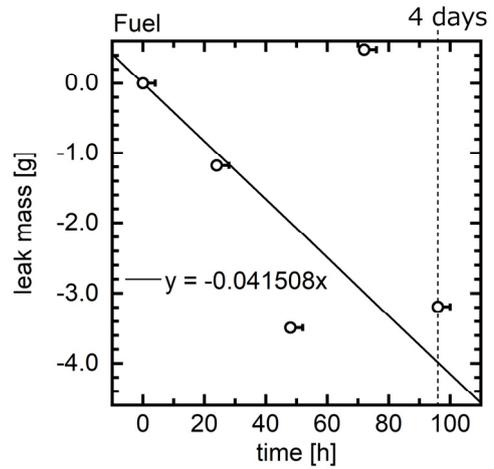


図5 4日間の気密試験における窒素質量減少量

3. 計器合わせ

本計器合わせは、2021年3月2日から5日にかけてJAXA/ISASの相模原キャンパス内の構造機能試験棟で実施された。DESは、地上燃焼試験、単体環境試験、アビオニクス単体振動・高温試験、気密試験を経て、Flight Modelとして臨んだ。図6に、全段結合までの一連の流れを示す。行程は以下の通りである。

- (1) 模擬外筒にDESのAプレートインローを嵌め合いにて芯出し
- (2) 外筒フランジとDESのDプレートをねじ固定
- (3) CIおよびRATSを含む頭胴部外筒とDESを結合

以上の行程を実施し、問題なく組みあがることを確認した。また、頭胴部のRATSからCI部を通してDESアビオまでのケーブル配線のルーティングも確認した。

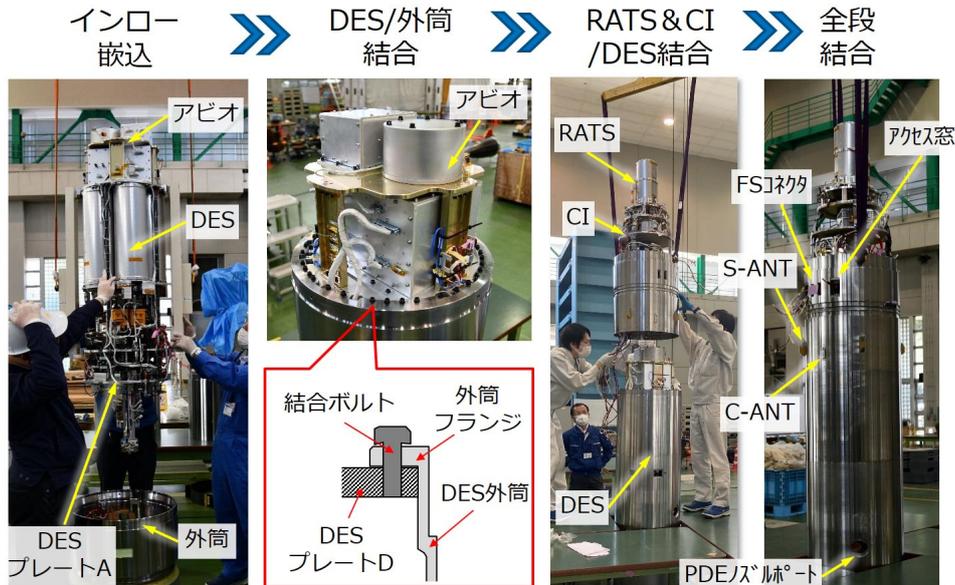


図6 全段結合までの流れ

図7に示す通り、全段結合状態にて外筒穴からのアクセス性検証およびフィットチェックを実施した。確認事項は以下の通りである。

- (A) 外筒PDEノズル用ポートとPDEノズルの相対位置確認およびノズルカバーのフィットチェック
- (B) 射場最終アクセス時に実施する窒素ライン元弁N2の開閉操作
- (C) メタン緊急ベント行程の検証（メタンクイックコネクツ分離、ガス検知ポート、ベント配管接続）

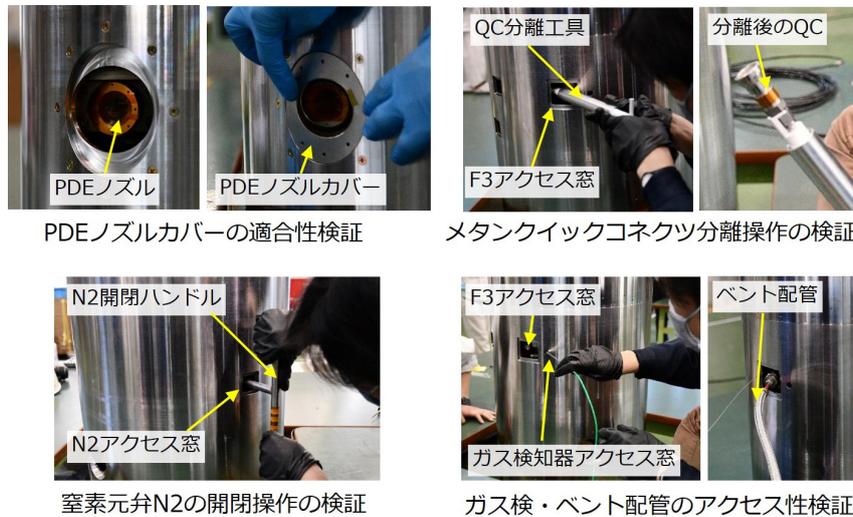


図7 全段結合後の外筒穴からのアクセス性検証およびフィットチェックの様子

4. 結論

観測ロケットS520-31号機のメインPIであるデトネーションエンジンシステムに関して、メタン外部漏洩ハザードに関する検証および計器合わせの実施内容に関して報告した。メタン外部漏洩ハザードに対して、実ガスを用いた外部漏洩モニタ試験および模擬ガス（窒素）による気密試験を実施した。その結果、メタン供給系のリークレートは最大0.6 sccm程度と見積もられ、バルブ単体許容リークレート以内であることを確認した。また、メタン充填後の常時監視体制の構築および緊急ベント行程のリハーサルなど、運用面での安全対策手法を確立した。計器合わせでは、全段結合、ケーブルルーティング、外筒穴アクセス性検証を実施し、問題がないことを確認した。

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] 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.
- [3] K. Matsuoka, S. Takagi, J. Kasahara, A. Matsuo, and I. Funaki, “Validation of Pulse Detonation Operation in Low-Ambient-Pressure Environment”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 1, 2018, pp. 116–124.
- [4] 川崎 央, 他20名, 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：デトネーションエンジンシステム, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2020-024, 2021年1月14,15日, オンライン
- [5] 渡部 広吾輝, 他17名, 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：飛行経路および姿勢予測, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2020-026, 2021年1月14,15日, オンライン
- [6] 伊東山 登, 他20名, 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：パルスデトネーションエンジンシ, STCP-2020-025, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021年1月14,15日, オンライン
- [7] 松岡 健, 他20名, 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シ, STCP-2020-027, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021年1月14,15日, オンライン

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。