J19105

観測ロケットを用いた回転デトネーションエンジンの宇宙飛行実証研究

Space Flight Demonstration Study on Rotating Detonation Engine Using Sounding Rocket

○正 笠原 次郎^{*1}, 後藤 啓介^{*1}, 川崎 央^{*1}, 松岡 健^{*1},松尾 亜紀子^{*2}, 船木 一幸^{*3}, 中田 大将^{*4}, 内海 政春^{*4}Jiro KASAHARA^{*1}, Keisuke GOTO^{*1}, Akira KAWASAKI^{*1}, Ken MATSUOKA^{*1},
Akiko MATSUO^{*2}, Ikkoh FUNAKI^{*3}, Daisuke NAKATA^{*4}, and Masaharu UCHIUMI^{*4}^{*1} 名古屋大学 Nagoya University^{*2} 慶應義塾大学 Keio University^{*3} 宇宙航空研究開発機構 Japan Aerospace Exploration Agency^{*4} 室蘭工業大学 Muroran Institute of Technology**Key Words** : Detonation, Rocket Engine System, Rotating Detonation Engine, Pulse Detonation Engine

可燃性の予混合気中をデトネーション波は 2,000 m/s 前後で伝播する. この伝播速度は, 拡散現象によって律速される一般的な燃焼 (デフラグレーション) の速度に比べるとおよそ 1,000 倍以上である. つまり, デトネーション波によって, 反応物は極めて短時間の内に生成物へと変化することができる. このようなデトネーション波の特性を用いて, 2 重円筒型の回転デトネーションエンジンが我が国及び各国で研究されている^(1, 2).

このようなデトネーション波による推力発生の利点は 8 つある. まず, (1) 燃焼器の長さ (燃焼特性距離) が短縮できるという点である. また, (2) 既存のロケットの燃焼器であれば, 流れを超音速まで加速し, 高推力を獲得するために, 先細ノズルとスロートを必要とするが (インジェクター面での推進剤質量流束は, ノズルスロート面での推進剤質量流束より, かなり小さく設定されている), デトネーション燃焼では, インジェクター直後に高い圧力を維持可能なので, 必ずしもスロートを必要とせず, 一定断面積の燃焼器中で, 推進剤を音速まで加速可能である. また, (3) 衝撃波と流体の相互作用によって, 燃料と酸化剤のインジェクター直後での混合が, 衝撃波が存在しない場合に比べて促進される. さらに, (4) 燃焼器をクラスター化しつつ各燃焼器のサイズを小さくすることが容易なので, 燃焼器及び (末広) ノズルの合計の長さを短縮可能である. また, (5) 燃焼不安定性に寄与する低周波数の振動燃焼現象は (4) で想定したクラスター化した燃焼器では, 発生しにくい. (6) 衝撃波を伴う燃焼であるため, 境界層は非定常的に乱され, 高熱流束で熱が壁面へ入る. この熱を利用することで, 液体推進剤の気化を促進し, また同時に燃焼器を冷却できる. また, (7) スロートがないので燃焼器の形状の自由度は高い. 既存ロケットの燃焼器より, 供給系等システムとの統合性は高くなる. 現在多数の研究者が着目しているデトネーション燃焼の利点は, (8) 衝撃波による圧縮により, 推進剤インジェクターの上流総圧より高いインジェクターの下流総圧 (既燃ガスの総圧) を得ること (pressure gain combustion) である. 理想的な条件では, 130% 以上の総圧比 (下流総圧 / 上流総圧) の上昇が数値計算で得られているが, 燃焼器への実装のためには, 推進剤のインジェクター近傍での総圧損失を十分低減する必要がある.

このような特徴を有するデトネーションエンジンを, 観測ロケットを用いて宇宙飛行システム推進実証を行う. このプロジェクトは, JAXA 宇宙科学研究所宇宙工学委員会「デトネーションキックモーター観測ロケット軌道投入実証ワーキンググループ」活動の一環で, 参加機関は, 名古屋大, 慶應大, JAXA 宇宙科学研究所, 室蘭工業大学, 広島大学, 横浜国立大学, JAXA 航空技術部門, 研究開発部門である. 現在, エンジンのフライトモデル (FM) 開発の最終段階にある.

文 献

- (1) Goto, K., Nishimura, J., Kawasaki, A., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., Funaki, I., Nakata, D., Uchiiumi, M., and Higashino, K., “Experimental Propulsive Performance and Heating Environment of Rotating Detonation Engine with Various Throat Geometries”, *Journal of Propulsion Power*, Vol. 35, No.1 (2019), pp.213-223.
- (2) Yokoo, R., Goto, K., Juhoe, K., Kawasaki, A., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., Funaki, I., “Propulsion Performance of Cylindrical Rotating Detonation Engine”, *AIAA Journal*, (2019) online published, <https://doi.org/10.2514/1.J058322>.