

論文審査の結果の要旨および担当者

報告番号	※ 甲 第 13620 号
------	---------------

氏 名 後藤 啓介

論文題目

時間平均物理量に基づく回転デトネーションエンジンの性能評価
とロケットシステム実証研究
(Performance Evaluation and Rocket System Demonstration of
Rotating Detonation Engines Based on Time-Averaged Physical
Quantity)

論文審査担当者

主査	名古屋大学	教授	笠原 次郎
委員	名古屋大学	教授	酒井 康彦
委員	名古屋大学	教授	佐宗 章弘
委員	名古屋大学	准教授	松岡 健

論文審査の結果の要旨

後藤啓介君提出の論文「時間平均物理量に基づく回転 detonation エンジンの性能評価とロケットシステム実証研究」は、気体 detonation 波を連続的に燃焼室に伝播させる回転 detonation エンジン (RDE) を対象に、その推力・圧力・壁面温度の実験計測と燃焼中の自発光の様子の高速撮影を行うことで燃焼器内部の物理現象の解明を行うと同時に、総合工学的なシステムレベルでの RDE の推進性能実証まで一貫して行うことで、実験室系での要素的研究からシステム実証研究までを包括した RDE 推進機の実用的な設計則を明らかにしている。各章の概要は以下の通りである。

第1章では、序論として、detonation や detonation エンジンに関する知見の整理、及び課題に関して述べられている。

第2章では、二種類の二重円筒流路幅を有する RDE に、幾何的スロートを取り付けて最小流路断面積を四種類に変化させ、真空チャンバ内で推力測定実験を実施し、燃焼室底部で測定した燃焼室圧がスロート質量流束に比例して増加したことを確認している。熱負荷についても空間平均的かつ、時間平均的な熱流束は従来の乱流熱伝達の考えと同様に、RDE 形状が変わっても本章の実験の範囲内ではチャンネル質量流束にほぼ比例して増加し、熱負荷予測の指針を立てられ、RDE の推進性能 (燃焼室圧と比推力) と熱負荷 (平均壁面熱流束) 予測が RDE 内部の時間平均的な物理量で議論可能であることを述べている。

第3章では、二種類の異なる燃料インジェクタ径を用いて、インジェクタ近傍の高圧既燃ガスのインジェクタ上流への逆流により減少した作動中の実効的なインジェクタ面積を点火前後のプレナム圧を用いて評価した。結果として、逆圧領域発生による流量供給停止領域を加味した RDE インジェクタ面積の設計に関する知見として、運転条件に依存はするものの、第3章の実験条件では総質量流量の大半を占め、波面前方の未燃混合気初期圧に強い相関があると考えられる酸化剤側は酸化剤インジェクタ総面積の2割程度のインジェクタが作動中には塞がりうるのに対し、波面前方の未燃混合気初期圧に強い相関があると考えられる燃料側は設計プレナム圧と燃焼室圧の比に比例して有効インジェクタ面積比が減少するとして、RDE 作動中のインジェクタ圧損設計が可能であることを明らかにしている。

第4章では、インジェクタ近傍の流体现象を冷却技術に応用し、全ての推進剤インジェクタ孔を単円筒 RDE の外筒側壁面に配置した推進噴射冷却機構を考案し単円筒 RDE に実装した。本章の冷却機構を有した円筒 RDE の推進性能については、これまでの単円筒 RDE と同等の性能を持つことが確認でき、かつ軸方向時間平均流れの取り扱いも有効であることが示されている。可視化結果と冷却性能評価の知見を統合することで、燃焼室内部のインジェクタ出口近傍の未燃混合気層が流入熱流束を低減する熱防壁として機能し、壁面に侵入した残熱量はインジェクタ内を通過する推進剤ガスとの熱交換で処理される推進剤噴射冷却機構の流体構造・熱交換メカニズムを明らかにし、推進性能設計・定常作動を可能とする冷却機構実装した実用的な単円筒 RDE の知見を獲得している。

第5章では、幅127 mm、全長100 m の高速軌道走行設備上に幅30 cm、全長100 cm、重量68.5 kg の RDE 推進滑走試験供試体を構築してその推進性能を評価し、実験室での静的推力測定と比較した。RDE の運動するシステムレベルでの推進性能が実験室での静的推力測定と同等であることが実証され、軸方向時間平均流れの取り扱いで整理した推進性能に関する知見は運動するシステムレベルでも有効であることを確認しており、有用な知見である。

第6章では、振動・衝撃・ダイナミックバランス・熱環境・微小重力可での使用を想定した、フライアブルなシステム、「detonation エンジンシステム (DES)」に RDE を供し、その推進性能を実験室での低背圧環境下での実験結果と比較している。この実際に飛行可能なシステムを用いた際に出力される燃焼室圧と、低背圧環境下での試験で予測可能になった完全真空下での推力係数を用いることで、本システムが宇宙空間を飛翔した際の推力がリアリティに推定できている。

第7章では、本研究の結論を与えている。

以上のように本論文では、気体 detonation 波を連続的に燃焼室に伝播させる回転 detonation エンジン (RDE) を対象に、実験室系での要素的研究からシステム実証研究までを包括した RDE 推進機の実用的な設計則を明らかにしている。これらの評価方法並びに得られた結果は、RDE の航空宇宙推進機への応用を実現するために重要であり、工学の発展に寄与するところが大きいと判断できる。よって、本論文の提出者である後藤啓介君は博士 (工学) の学位を受けるに十分な資格があると判断した。