

報告番号	甲 第 13620 号
------	-------------

主 論 文 の 要 旨

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)

氏 名 後藤 啓介

論 文 内 容 の 要 旨

気体デトネーション波を連続的に燃焼室に伝播させて定常的に推力を取り出す回転デトネーションエンジン (Rotating Detonation Engine, RDE) は、定圧燃焼で駆動する既存の推進機関よりも高い理論熱効率を有するほか、デトネーション波の伝播する短距離領域で急速に化学反応が進行・完結することにより、小型で高性能な次世代航空宇宙推進機関を実現する。しかしながら、RDE の内部の流れ場は周方向に超音速で伝播する回転デトネーション波が存在するゆえに、本質的には多次元性と非定常性を内包する複雑な流れ場である。したがって、単純に RDE を時間平均的な軸方向推力を取り出す推進機として考えたとしても、そのような複雑な流れ場の物理量すらも時間平均的に取り扱うことで、RDE の推進性能が決定できるか、またそもそも、そのような時間平均的取り扱いそのものが有用であるかは明らかでなく、RDE 推進機の実用的な設計則は確立されていない。本研究では、RDE 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度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確立することを目的とした。

第二章では、二種類の二重円筒流路幅を有する RDE に、幾何学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た。この結果から、RDE は幾何学的スロートがあろうと無かろうと、非定常かつ多次元性を有する RDE 内部の流れ場を時間平均化することによって、軸方向最小流路断面積で軸方向流速が音速条件を満たすような等エントロピー時間平均流れとして取り扱いが可能であることを示唆した。スロート以降の流れ場は、従来の定圧燃焼ロケットのノズル理論同様に燃焼室圧と背圧の比に沿って増加し、最適膨張点がノズルの設計点近傍によく一致したため従来のノズル理論が適用可能であることが示唆された。その結果、RDE 内部の流れ場は、スロート上流では軸方向最小流路断面積でチョークする、底部燃焼室時間平均圧力を総圧に近似した時間平均流れに近似でき、スロート下流は従来のノズル理論で設計できることが示唆された。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方同様に、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が示された。

第三章では、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。点火前の設計プレナム圧と燃焼室圧の比に比例して（すなわち圧力損失の減少に伴って）燃料の有効インジェクタ面積比は減少した。一方、酸化剤側の有効インジェクタ面積比は同様の整理では 0.8 近傍にプロットがばらつきその線形性は弱かった。さらに RDE 内部の流れ場の時間平均的取り扱いをインジェクタ部の逆流現象に適用し、デトネーション波の伝播状態及び波面後方での圧力の振る舞いがほぼ等しく、その値が燃焼器内の混合気の初期圧にのみ依存するモデルを用いることで、燃料・酸化剤プレナム圧と有効インジェクタ面積比の関係を説明した。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、第三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示唆した。

第四章では、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。自発光観察から、デトネーション燃焼領域がインジェクタ面から浮いた場所を伝播しており、デトネーション伝播領域（既燃ガスリング）とインジェクタ面の間に未燃ガス層の存在が示唆された。単円筒 RDE の推進性能を、RDE の出口が音速であるという仮定に基づき、軸方向平均流れと見なして算出した理論比推力と比べたところ、ほぼ同一の比推力を有していることが明らかとなった。したがって、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た。本冷却機構の冷却性能評価はインジェクタ流路を通過する推進剤ガスとの熱交換を考慮した一次元半径方向非定常熱伝導モデルを構築し、4 s 間の燃焼で流入する総熱量の約半分当たる 45% を推進剤の噴射に伴う熱交換にて処理したことが分かり、その冷却性能の妥当性が検証できた。さらに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御層として機能し、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 の知見を獲得した。

第五章では、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。滑走試験供試体は推進システムを構成する全てのサブシステムをオンボードで搭載したスタンドアロンな推進システムである。供試体は 2 秒間の作動で定常的な推力を発生させ、システム全体の時間平均加速度は 2.78 m/s^2 であった。これを、摩擦抵抗を考慮して比推力に換算すると、滑走試験での比推力は 144 s と求まり、この値は実験室でのロードセルによる静的推力測定結果とよく一致した。したがって、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た。

第六章では、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、「デトネーションエンジンシステム (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た。フライアブルに構築された DES に組み込まれた RDE で、実際の飛行試験環境を模擬した推進剤の充填状態、通信環境において RDE の作動データの取得に成功し、燃焼中の平均流量 $180 \pm 19 \text{ g/s}$ 、 1.2 ± 0.2 において平均燃焼室圧 0.24 MPa を得た。このシステムレベルの結果と実験室での値をスロート質量流速で整理し、実験室において燃焼器単体で測定した圧力とフライアブルなシステムで測定した圧力が同等であることを実証した。したがって、フライアブルな系でも時間平均流れの取り扱いが有効であることを確認した。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行した際の推力がリアリティに推定できた。

第七章では以上を総括し、燃焼器形状と運転条件を変化させた実験から、非定常かつ多次元性を有する RDE 内部の流れ場を時間平均的な物理量で取り扱うことで推進性能、熱負荷が整理できることが本研究で実験的に示された。次にその流れ場の時間平均的取り扱いを、インジェクタ部での高圧既燃ガスの逆流現象に適用することで、その逆流の影響を受

けたインジェクタ面積を定量評価し RDE 作動中のインジェクタ圧損の指針を立てられた。さらに、インジェクタ近傍の流体现象を冷却技術に応用した冷却機構を考案・実証したことで、推進性能設計及び定常作動を可能とする冷却機構を備えた実用的な RDE に関する知見を獲得した。ここまでの知見を統合すると、燃焼器の軸方向最小断面積が小さいほど燃焼室圧は高くなる傾向にあり、幾何学的スロートを有さずとも推進機として RDE は成立しうる上に、その燃焼室圧と RDE 作動中のプレナム圧が設計可能である。加えて、本論文で新たに提案・実証した推進剤噴射冷却は小型な燃焼器ほどインジェクタ孔を密に配置しやすいので、小型な単純円筒構造を有する形状が推進性能・冷却設計の観点から RDE には適していると言えるだろう。最後に運動するシステム及びフライアブルなシステムでの RDE の推進性能が、実験室での単体試験結果と同等であることを示すことで、RDE システムが実用的なシステムにも供せることを実証し、燃焼器単体で獲得した知見がシステムレベルでも有効であることを示し、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確立することができたと言える。