

主論文の要約

論文題目 **ガス及び液体推進剤を有する回転デトネーションエンジンの推力特性に関する実験研究**
(Experimental Study on Thrust Evaluation of Gas and Liquid Propellant Rotating Detonation Engine)

氏名 石原 一輝

論文内容の要約

本研究は、デトネーション波という燃焼現象を利用した回転デトネーションエンジンを研究対象に、航空宇宙推進機への適用を最終目的とし、ガス推進剤や液体推進剤において回転デトネーションエンジンの推力特性を調査した実験研究である。本論文は第 1 章に序論、第 2 章～第 4 章に研究成果、第 5 章に総括を述べるという構成である。以下が本論文の概要である。

「第 1 章：序論」では、研究対象の説明と課題について述べている。

現在の多くの分野で利用される予混合火炎は、その燃焼速度が層流火炎で 1 m/s 未満から 3 m/s 程度、乱流火炎で層流火炎の数倍から数十倍であり、その厚さが層流火炎で 0.1 ~ 1.0 mm、乱流火炎で数 mm から数十 mm である。また、予混合火炎は燃焼による熱拡散により燃焼が維持されるため、その火炎背後の圧力は燃焼前と同等か、僅かに低下する。一方で、本研究で取り扱うデトネーション波とは、燃焼領域（発熱領域）を伴う衝撃波であり、可燃性予混合気中をその音速に対して極超音速という極めて速い速度（2000 ~ 3000 m/s）で伝播する。デトネーション波は、衝撃波により可燃性予混合気を流体的に断熱圧縮し、可燃性予混合気の圧力と温度をその自己着火域まで上昇させ、燃焼を開始させる。燃焼によって生成された高温高圧な既燃ガスの急激な膨張により衝撃波が押されることで、衝撃

波は速度を維持することができる。このように、衝撃波と燃焼領域が相互作用することにより、デトネーション波は可燃性予混合気が存在する限り、伝播し続けることが可能である。デトネーション波は、衝撃波と燃焼領域で構成されているが、その厚さは 1 mm 以下から数 mm 程度である。このデトネーション波を産業利用するために、考案されたエンジンがデトネーションエンジンである。

デトネーションエンジンは、デトネーション波の構成要素の衝撃波の断熱圧縮性により、従来エンジンシステムの圧縮機構への要求負荷やその重量を低減できる可能性がある。また、デトネーション波の高速かつ短距離燃焼性により燃焼器部分を小型化できる可能性がある。さらに、デトネーションエンジンの熱サイクルを理論的に計算した場合、燃焼前の条件が同一である場合、熱効率の向上が見込まれ、特に燃焼前の圧力が低いほどその割合が増加し、20%以上の熱効率の向上が見込まれている。

このような利点が考えられるデトネーションエンジンにはさまざまな種類が存在するが、本研究では管状やアニューラー状などの燃焼器内の周方向に沿ってデトネーション波を連続的に伝播させて推力・仕事を獲得する回転デトネーションエンジン (Rotating detonation engine, RDE) を研究対象とした。他のデトネーションエンジンがエンジン形状や流量、動作環境に対してさまざまな制約が存在するのに対し、さまざまな燃焼器形状や流量・当量比範囲での動作させることが可能であり、RDE は既存エンジンシステムへの適用可能範囲が非常に広いと言える。そのため、RDE はデトネーションエンジンの考えられる利点を得やすいと考えられており、2000 年代末～2010 年代初頭から現在に至るまで、アメリカ、ロシア、日本、中国をはじめとする世界各国で、次世代航空宇宙推進機並びに火力発電用ガスタービンエンジンへの適用を目的に、研究開発が盛んに行われている。ここ十数年間で RDE に関する研究開発が進められてきたが、未だ多くの課題が存在する。そのうち、次の 3 点を本論文の研究課題と定め、研究を行った。本研究に用いた RDE の基本構造は総じて最も単純な単円筒型である。

「第 2 章：ガス推進剤での回転デトネーションロケットエンジンの短距離燃焼性評価」では、以下のように課題と結果を述べている。

第 2 章の主題は RDE の短距離燃焼性である。前述の通り、デトネーション波は 2000 ~ 3000 m/s で伝播する一方で、燃焼距離が従来燃焼方式と比べて比較的短いという燃焼特性がある。従来エンジンシステムは、燃焼速度が遅く、燃焼距離が長いため、投入された燃料をすべて燃焼させるためには必然的に燃焼器長さを大きくする必要がある。特に、従来の定圧燃焼ロケットエンジンは、拡散火炎方式が用いられており、前述の予混合火炎よりも燃焼速度が遅く、燃焼距離が長いため、より長い燃焼器が必要となる。そのため、従来の定圧燃焼ロケットエンジンは一定以下の燃焼器長さにすることができない。デトネーション燃焼によりこの長さを短くすることができれば、ロケットエンジン本体の軽量化・簡

素化につながり、近年活発な宇宙開発に貢献することにつながると考えられる。ゆえに、第 2 章では、本研究課題に対して、ガスエチレン-ガス酸素を推進薬として、従来のロケットエンジンと極短距離燃焼器を持つ RDE を製作し、燃焼器長さを変化させ、定圧燃焼ロケット理論値との比較や燃焼モードの比較を行った。その結果、燃焼器長さを短くするにつれて、「定圧燃焼モード」、「軸方向燃焼振動モード」、「燃焼遷移モード」、「回転デトネーション燃焼モード」の 4 つの燃焼モードが観測され、推力性能に違いが観られた。推力性能は、ロケット理論推力に対して、「定圧燃焼モード」は 97~100%、「燃焼遷移モード (回転デトネーション燃焼区間)」では 97~100%、「回転デトネーション燃焼モード」は 94~100%となり、推力性能に大きな差異はなく、良好な結果であった。この実験結果より、デトネーション燃焼により推力性能を維持した状態で燃焼器長さを短くすることが可能であり、その割合はロケット燃焼器特性長 L^* において 95%削減できることに相当する。したがって、デトネーション燃焼は、従来ロケットエンジンの重量を大きく削減できる手法になり得ることを示した。

「第 3 章：アルコール燃料を有する回転デトネーションエンジンの推力性能評価と内部構造評価」では、以下のように課題と結果を述べている。

第 3 章の主題は RDE における液体燃料の適用性である。現在運用されているエンジンシステムに RDE を適用するためには、それらのエンジン系列に使用されている燃料・酸化剤に適用できる必要がある。既存のエンジン系列の燃料・酸化剤、特に燃料は多岐にわたるが、航空宇宙産業の主だったエンジンには貯蔵性の観点から常温で液体状態の液体燃料が使用されており、始動時は常温状態で点火されることが多い。RDE の実験研究や数値解析で用いられている推進剤はガス推進剤がほとんどである。近年、液体燃料の適用性を試みた実験研究が各国研究機関で開始されている。しかし、それらのほとんどが常温での動作始動に失敗しており、液体推進剤を加温したり、複雑な供給系やインジェクタを組んだりするなどして燃焼器内に供給されるときには蒸発が完了していたり、沸点状態で供給されたりといった手法で実験開発に取り組んでおり、常温で始動できた例はない。また、推力性能も把握されておらず、内部のどのような燃焼構造となっているか可視化も行われていない。そこで、第 3 章では、上記のような未解明点に対して、常温液体燃料を有する RDE 及び常温液体燃料を供給する供給システムを製作し、推力性能評価及び可視化による燃焼構造把握を行った。液体燃料には、近年のエネルギー動向から、バイオ燃料の主成分であるエタノールを採用し、酸化剤は第 2 章に引き続きガス酸素を用いた。その結果、細穴インジェクタと短い衝突距離で、かつ、ザウター平均粒径が数十 μm 以下の異種衝突インジェクタあれば、常温アルコール燃料-常温ガス酸素においてデトネーション燃焼が可能であることが明らかとなった。推力性能は、理論ロケット性能に対して 83~99%に相当し、ガス推進剤 RDE と遜色ない推力性能であることが明らかとなった。常温液体燃料を用いた

RDE の始動プロセスには、軸方向と周方向にそれぞれ DDT (Deflagration to detonation transition) 過程が存在することが判明した。定常状態となったデトネーション波伝播構造は、燃焼器底面から 2~3 mm の距離に存在し、主燃焼は底面から 10~15 mm の距離であることが判明した。また、主燃焼領域を含む燃焼領域は燃焼器底面から 50~70 mm の距離が必要であり、これは圧力分布や温度分布と相関があることが判明した。この構造を維持することにより、デトネーション燃焼は燃焼器長さを短くしても燃焼と性能を維持することが可能であると言える。また、この構造長さはガス推進剤の RDE で謳われるデトネーション波特性長との関係性と相関がみられ、液体燃料を有する RDE においても同様な動作クライテリアが存在する可能性が示唆された。

「第 4 章：二液式回転デトネーションロケットエンジンの推力性能評価」では、以下のよう
に課題と結果を述べている。

第 4 章の主題は、上記 2 つの研究成果を受け、二液式の RDE の動作性評価である。地上用や航空機用エンジンとは異なり、燃料・酸化剤ともに液体貯蔵される宇宙機用エンジンには前章の結果をそのまま適用できない。活発化する宇宙開発、特に、拡大する超小型や小型の人工衛星の需要に対して、それに搭載できる小型スラスタの需要も拡大しつつある。そのためには、従来ロケットと同等性能で構造重量が小さく、小型なロケットエンジンの開発は重要である。燃料・酸化剤ともに液体貯蔵可能な液体推進剤にて RDE の成立性を評価することは、上記のような今後の宇宙開発、特に、常温で貯蔵可能な燃料・酸化剤は長期な宇宙開発では重要である。そこで、第 4 章では、エタノールと亜酸化窒素を推進剤とする二液式 RDE を製作し、その動作性と推力性能の評価を行った。その結果として、衝突角 90 deg の異種衝突型ホールインジェクタを有する RDE において常温の両液推進剤においてもデトネーション燃焼することが可能であることが明らかとなった。そのデトネーション燃焼性は理論値に対して 80%前後であり、既存ロケット燃焼と比較して同程度の性能でありながら、ロケット燃焼器特性長 L^* を 88%程度削減できることを示した。二液式 RDE の成立にはインジェクタ音響特性や燃焼器の音響特性の把握が重要であることを示唆した。

「第 5 章：結言」では、第 2 章から第 4 章までを集約し、本論文の内容をまとめたものである。