

審査の結果の要旨

氏 名 ヤヌシ ジョージ

修士（工学）ヤヌシ ジョージ提出の論文は、「Numerical Simulations on Combustion Characteristics in a Pre-Cooled Turbo Jet Afterburner（予冷ターボジェットエンジンアフターバーナーの燃焼特性に関する数値計算）」と題し、5章から成っている。

予冷ターボジェットエンジンは、マッハ 5 クラスの極超音速機の実現のため研究開発されているエンジンであり、当該エンジンのアフターバーナーにおいては、システム設計上予冷効果を最大とするため、当量比 2.2 程度の燃料過濃燃焼が選択されている。また燃料を水素としているため、二酸化炭素を排出しないという利点はあるが、エンジン排気中の窒素酸化物（NOx）が高層大気環境に及ぼす影響が懸念されている。そのため、水素過濃燃焼において燃焼効率を最大化し、同時に NOx の生成を抑制するような燃焼の実現が求められている。

このような観点から、本論文では、高エンタルピー風洞における燃焼実験で用いられているアフターバーナーを模擬した小型燃焼器を対象として、水素燃焼特性および NOx 排出特性に関する数値解析を行っている。RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) をベースにした流体計算コードに、NOx 生成に関わる反応を考慮した詳細化学反応モデルを組み込んだ計算手法を構築し、燃料噴射器の噴射角度等をパラメータとして、燃焼挙動の把握を行うとともに、燃料噴射角度と燃焼効率および NOx 排出特性の関係を調べている。また、火炎構造と燃焼器壁面への熱損失挙動の関連を詳細に検討するとともに、熱損失が風洞実験において得られた燃焼効率に影響を及ぼしていることを明らかにしている。

第 1 章は序論であり、極超音速推進システムとしての予冷ターボジェットエンジンの概要を説明するとともに、水素噴流燃焼特性および NOx 排出特性に関するこれまでの研究を概観し、本研究の目的と意義を明らかにしている。

第 2 章では、3次元数値計算手法について述べている。支配方程式、計算対象となる燃焼器形状、数値解法等を説明するとともに、詳細反応モデルにおいて NOx 生成に係る反応について説明を加えている。また、燃焼効率を算出するために、作動流体が燃焼器を通過する際のエンタルピー差に基づく方法と、実際の燃焼による発熱量に基づく方法の 2 種類を用いたことが述べられている。

第 3 章では、風洞実験の概要と得られた主要な結果を示している。特に、燃料噴射器下流域と燃焼器出口域における燃焼ガス温度の相違が確認されたことが説明され、これが燃

焼器壁への熱損失によるものと推測している。また、実験において、燃焼効率の算出は作動流体のエンタルピー差に基づく方法が用いられているが、その実験結果は熱損失の影響が含まれたものであることに留意する必要があると述べている。

第 4 章では、計算結果と考察が述べられている。まず、燃焼器内の火炎形状、燃焼ガス温度、燃焼効率について計算結果と実験結果が定性的に一致することを示し、本数値計算手法の妥当性を確認している。次に、燃料噴射器に 2 列に配置された噴射孔の主流に対する噴射角度を様々に変化させて、燃焼器内の温度分布、流速分布を求め、噴射角度が火炎形状に及ぼす影響を明らかにするとともに、火炎形状と熱損失挙動の関連を詳細に調べている。また、燃焼器内の発熱量および熱損失の挙動に基づき、2 種類の方法から算出された燃焼効率の相違について考察を行うとともに、これら燃焼効率に及ぼす噴射角度の影響を明らかにしている。さらに、火炎中の NO および NO₂ 濃度分布から、それらの生成過程について考察を行うとともに、噴射角度に及ぼす NO_x 排出係数(EINO_x)の影響を調べている。特に、本エンジンの主たる作動条件である燃料過濃燃焼では、燃料希薄燃焼に比べて NO_x 排出量が少ないことが示されており、排出ガスの高層大気に対する影響の軽減が期待されるとしている。

第 5 章は結論であり、本論文において得られた結果を要約している。

以上要するに、本論文は、予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナーを模擬した小型燃焼器を対象として、水素燃焼特性および NO_x 排出特性に関する数値計算を行い、エンジンの高性能化、低環境負荷化に資する燃焼効率および NO_x 排出係数に関する知見を明らかにしたものであり、航空宇宙推進工学上貢献するところが大きい。

よって、本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。