

## 審査の結果の要旨

氏名 西田 俊介

修士（工学）西田俊介提出の論文は、「予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナにおける水素燃焼に関する研究」と題し、8章から成っている。

マッハ 5 クラスの極超音速旅客機を実現するため、予冷ターボジェットエンジンが研究開発されている。本エンジンは、インテーク、予冷器、コアエンジン、アフターバーナ、ノズルから構成され、液体水素を燃料とする。マッハ 5 での飛行状態においては、流入空気全温が 1300K 程度にも達するため、通常のジェットエンジンの作動は困難となる。本エンジンは圧縮機の上流に予冷器を設け、流入空気と燃料である液体水素との間で熱交換を行うことにより、静止状態から極超音速域まで作動可能としたものである。本エンジンのアフターバーナにおいては、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という点が、既存のジェットエンジンのアフターバーナとは大きく異なる。本エンジンの実用化、性能向上のためには、過濃状態における水素燃料の燃焼特性、特に燃焼効率に関する基礎的な知見の蓄積が必要である。また、水素燃料の適用は二酸化炭素を排出しないという利点を有するものの、特にアフターバーナにおいては燃焼温度が高温となる傾向にあるため、窒素酸化物排出による地球大気環境への影響が懸念されている。そのため、燃料過濃燃焼において燃焼効率を最大化し、同時に窒素酸化物の生成を抑制するような燃焼の実現が要求されている。

本研究では、このような背景から、既存の高エンタルピー風洞において実施可能な要素燃焼実験系を構築し、主に実験により燃焼特性の取得を行った。燃焼効率改善のために、燃料噴射方法と燃焼効率の関係を要素燃焼実験により取得するとともに、可視化により過濃燃焼における保炎状態を確認することを目的としている。また、直接サンプリング法により排気中の窒素酸化物濃度を計測し、当量比および燃焼温度との関係を調べている。

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特徴と位置づけ、ならびにアフターバーナに要求される事項を説明している。

第 2 章では、要素燃焼実験用小型燃焼器、ノズル、インジェクタ、燃焼ガスサンプリングプローブなどの実験供試体、および燃料供給系統や計測方法など

の実験系の概要について述べている。インジェクタは主流方向に対して上流側および下流側の2列で噴射する方式であり、上流側および下流側の各々について噴射角度および噴口径の異なる数種類のものが供試されている。

第3章では、実験の方法と手順を示している。特に、水素燃料を用いた燃焼実験のために考慮された安全手順などについて説明されている。

第4章では、実験条件と実験結果の解析方法が示されている。実験条件の選定理由、燃料および主流空気の流量計算方法、燃焼効率の計算方法について説明されている。

第5章では、排気中の窒素酸化物濃度の計測方法について述べられている。使用した濃度測定器の原理と仕様、および少量の採取ガスで濃度計測を行うために製作した希釈装置および計測手法などが説明されている。

第6章では、実験結果と考察が述べられている。本実験により得られた燃焼効率と燃料噴射方法との関係を示し、過濃燃焼においては、燃焼に主として寄与する上流側の水素噴流と下流側で噴射される過剰な水素噴流を干渉させないことが燃焼効率向上のために重要であると結論づけている。また、当量比および燃焼温度と窒素酸化物濃度の関係から、同様な燃焼温度条件下で、過濃燃焼時の窒素酸化物濃度が希薄燃焼時よりも小さいことを示し、その理由が燃焼場の還元雰囲気と火炎構造に起因していると推測している。また、燃焼場の可視化により火炎構造を観察し、過濃燃焼と希薄燃焼での保炎状態の違いについて考察している。

第7章では、簡易な燃焼場を対象として、素反応モデルを用いた数値計算を行い、窒素酸化物排出挙動を調べている。その結果、過濃燃焼において窒素酸化物生成が抑制される傾向が計算結果においても示されており、過濃燃焼における窒素酸化物排出抑制に関して、化学的な観点からさらに詳細な検討が必要であると述べている。

第8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を対象とした要素試験装置の構築を行うとともに、エンジンの高性能化および低環境負荷化に資する水素過濃燃焼特性および窒素酸化物排出特性を実験により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。