

(続紙 1)

京都大学	博士 (工学)	氏名	森 合 秀 樹
論文題目	航空機用ガスタービンエンジン燃焼器内部における噴霧燃焼場の 実験と数値シミュレーション		
(論文内容の要旨)			
本論文は、実用の航空機用ガスタービンエンジンの燃焼器を対象に、その内部に形成される噴霧燃焼場の燃焼特性を実験により詳しく調べるとともに、その噴霧燃焼場に対する CFD の適用性を検証することを目的として行った研究の成果をまとめたものであり、6 章からなっている。 第 1 章は序論であり、本研究の目的およびその重要性について述べ、既往研究との関連性についても説明している。 第 2 章では、リージョナルジェット (50～70 席) のための小型航空機用ガスタービンエンジンの低 NO_x 燃焼器に対する研究開発の概要をまとめ、特に希釈孔配置が気流混合に及ぼす影響、燃料ノズルが液体燃料の微粒化特性に及ぼす影響、ライナパネルの構造がその冷却特性に及ぼす影響、および当量比が燃焼特性に及ぼす影響に着目して実験を主体とした検討を行っている。その結果、希釈孔配置については、大径の希釈孔同士を対向させるよりも大径孔と小径孔を対向させた方がより渦度が強くなり、希釈混合が促進される効果があることを明らかにしている。燃料ノズルについては、エアブラスト型燃料ノズルを多数試作し、常温の水を噴霧させて PDPA (Phase Doppler Particle Analyzer) により粒径分布を計測することにより、燃料噴射方式や噴霧と旋回流の混合構造等の設計条件が微粒化特性、すなわち平均粒径 SMD (Sauter Mean Diameter) に及ぼす影響を明らかにしている。また、燃焼器ライナ (燃焼壁面) については、高い冷却性能と製造コスト低減を同時に実現するべく、新たに考案した乱流促進体付きピンフィン冷却精密鋳造パネルの伝熱試験を実施することにより、この新しい冷却構造が従来のものに比べて熱伝達率を 10～20% 程度向上させることを明らかにしている。さらに、実際の環状燃焼器の 1/18 セクタ部分 (1 本バーナ) であるシングルセクタ燃焼器の燃焼試験を実施することにより、主燃焼域当量比と NO_x 排出量の関係を明らかにしている。また、上記の結果得られた最適な希釈孔配置、燃料ノズル、冷却ライナパネル、および主燃焼域当量比を 3/18 セクタ部分 (3 本バーナ) のマルチセクタ燃焼器に適用した高空再着火試験、および飛行状態を模擬する高圧燃焼試験を実施することにより、NO_x、燃焼効率、燃焼安定性、燃焼器圧損、燃焼器出口温度分布、CO、未燃燃料、すす、NO_x、および高空再着火性能等の詳細な燃焼性能を明らかにしている。さらに、これらの低 NO_x 燃焼器研究開発の結果、2004 年規制に対して半分以下の低 NO_x 目標を達成するとともに、今後さらに規制が強化されていく性能要求に対応するためには、より効率的な開発手法として噴霧燃焼場の高精度数値シミュレーション設計ツールの適用が必須であることを示している。 第 3 章では、定常 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) シミュレーションを小型航空機用ガスタービンエンジンの低 NO_x 燃焼器内の噴霧燃焼場に適用することにより、燃焼器内部の時間平均的な噴霧燃焼場を明らかにするとともに、低 NO_x 燃焼器性能			

上,特に重要な NOx 分布や温度分布等を JAXA で実際に実施した高圧燃焼試験の試験データと比較することにより,現状の RANS シミュレーション技術の適用性と限界を調べている.特にここでは,希釈空気流のアウトライナ/インナライナ間の流量バランスを変化させた場合,一重壁/二重壁ライナ適用によりライナ冷却空気流の流出位置を変化させた場合の 2 ケースについて NOx 排出量への影響に着目している.その結果,希釈空気流量をアウトライナ/インナライナ間で同程度の流量にバランスさせることや,二重壁ライナの適用によりライナ冷却空気流の流出部を主燃焼域下流部に移行させることが,NOx 低減に有効であるという実験結果を,RANS シミュレーションにより定性的に説明している.

第 4 章では,航空機用ガスタービンエンジンの低 NOx 燃焼器の 1/2 サブスケール燃焼器を製作し,その燃焼器内部の可視化および PDA (Phase Doppler Anemometry) 計測を行うことにより,旋回流を伴う噴霧燃焼場の現象把握と LES (Large-Eddy Simulation) の適用性の検証のためのデータ取得を行っている.その結果,燃焼器の上流域(青炎,予混合的火炎)と下流域(輝炎,拡散的火炎)で燃焼状態に大きな相違が存在すること,燃料噴射部近傍および壁面近傍においては再循環流が形成され,液滴の最大半分程度が逆流していること,および,空気・燃料流量が噴霧火炎の形状や輝炎状態はもとより,粒径分布や流速分布に大きな影響を及ぼすことを明らかにしている.

第 5 章では,第 4 章で扱ったサブスケール燃焼器内の旋回流を伴う噴霧燃焼場に LES を適用することにより,その妥当性を実験値との比較によって検証している.その結果,LES による計算結果は火炎形状,液滴の粒径分布,および流速分布等について計測結果と良好に一致し,LES が予測精度の高い設計ツールとして期待できることを明らかにしている.

第 6 章は総括的な結論であり,本研究で得られた結果を要約するとともに,今後の研究課題についても言及している.

(論文審査の結果の要旨)

本論文は、実験と数値シミュレーションによる航空機用エンジンの低 NOx 燃焼器内の噴霧燃焼特性に関する研究の結果をまとめたものであり、得られた主な成果は以下の通りである。

(1)燃料ノズルの微粒化特性に及ぼす影響，ライナパネル構造の冷却特性に及ぼす影響，および当量比が燃焼特性に及ぼす影響を，航空機用エンジンの低 NOx 燃焼器を対象とした実験により明らかにした．さらに，得られた成果をマルチセクタ燃焼器（3 本バーナ）に適用し，実圧燃焼試験を実施することにより，NOx，燃焼効率，燃焼安定性，および高空再着火性能等の詳細な燃焼性能を明らかにした．

(2)航空機用エンジンの低 NOx 燃焼器内の噴霧燃焼場に対して定常 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) シミュレーションを適用し，実験値と比較することにより RANS シミュレーションの有効性を検証した．その結果，希釈空気流量配分をアウト側とイン側でバランスさせること，および，二重壁ライナを採用することが NOx 低減に寄与するという実験結果を RANS シミュレーションにより定性的に説明可能であることを示した．しかし，定量的には NOx 濃度の値に差異が見られ，予測精度向上のためには非定常 LES (Large-Eddy Simulation) の適用が必須であることを示唆した．

(3)サブスケール燃焼器を新たに製作し，噴霧燃焼場の可視化および PDA (Phase Doppler Anemometry) 計測を実施するとともに，同燃焼場に LES を適用することにより LES の有効性を検証した．可視化計測の結果，燃焼器の上流域と下流域で燃焼状態が大きく異なること，部分的に再循環流が形成され最大で液滴の半分程度が逆流すること，および，空気・燃料流量が粒径・流速分布等に大きな影響を及ぼすことを明らかにした．また，LES は，火炎形状，液滴の粒径分布，および流速分布等の実験結果を良好に再現するとともに，有用な高精度設計ツールとなり得ることがわかった．

以上，本論文は，航空機用エンジンの低 NOx 燃焼器内部における噴霧燃焼挙動の解明，および高精度設計ツール導入による燃焼器設計開発技術の向上と，それに伴う航空機エンジンの開発コスト・開発期間の削減にとどまらず，全ての噴霧燃焼を用いる実用燃焼機器の技術の向上，ひいては地球環境の改善と豊かな社会の構築に進歩をもたらすものであり，学術上，實際上寄与するところが少なくない．よって，本論文は博士（工学）の学位論文として価値あるものと認める．また，平成 23 年 2 月 21 日，論文内容とそれに関連した事項について試問を行った結果，合格と認めた．