

審査の結果の要旨

氏名 岡田 隆一

修士（工学）岡田 隆一 提出の論文は、「超音速矩形ジェットから生じる騒音のマイクロジェット噴射による低減」と題し、6章から構成される。

環境適合型次世代超音速旅客機の実現には高効率の推進システムと共にジェット騒音の大幅な低減が不可欠である。エンジンの排気ジェットが音速を超える場合には、亜音速ジェットの構成要素である乱流混合騒音に加え、広帯域衝撃波関連騒音やスクリーチ音が発生することから、亜音速機よりも大幅な騒音低減が必要になると考えられている。

ジェット騒音の低減方法として、既に実機に適用されているシェブロンノズルやタブノズルのようにノズル出口形状を変更する方法は、離着陸時の騒音低減は得られるものの、高空巡航時に推力損失を伴ったまま飛行しなければならないという欠点を有する。そこで巡航時のエンジン性能低下を防ぎ、かつ離着陸時に必要な減音効果を得る能動的な手法として、排気ジェットに微量のジェットを吹き付ける、マイクロジェット噴射を利用する方法が提案されている。しかしながら、これまでに超音速ジェットの騒音に関してはマイクロジェットの効果を調べた研究は少なく、マイクロジェットが音響場や流れ場に与える影響について基礎的知見が著しく不足している。このためマイクロジェットによる超音速ジェット騒音の低減機構は未だ明らかでない。また、矩形ノズルからのジェットに対するマイクロジェットの騒音低減効果についてはほとんど研究が行われていない。

これらの課題を踏まえ、本論文では超音速矩形ジェットから発生する騒音の特性を明らかにするとともに、主ジェットの膨張状態に応じたマイクロジェットによる騒音低減効果を明確化し、流れ場の詳細を明らかにすることを目的に実験および流れの数値解析を行っている。

第1章は序論であり、騒音規制強化の動向から次世代超音速機の実現には大幅なジェット騒音の低減が要求されている現状をまとめた後、マイクロジェット噴射技術に関する課題を述べ、本研究の目的を設定している。

第2章では実験方法と流れ場の数値解析方法を述べている。研究に用いたアスペクト比約10の矩形ノズルの概要を示し、マイクロジェットの噴射口の位置

や噴射角度、噴射圧力、噴射レイアウトを変更できることやその設定理由を説明している。次に流れ場の数値解析手法とその選定理由を述べている。

第 3 章では、過去の文献で示された知見に基づき、超音速ジェット騒音の構成要素について解説した後、円形ジェットや低アスペクト比矩形ジェットの場合と比較しながら、高アスペクト比の超音速矩形ジェットから発生する騒音の基礎特性を述べている。

第 4 章では音響計測の結果を述べ、マイクロジェットによる騒音低減効果を主ジェットの膨張状態ごとに整理して示している。実験では不足膨張状態の主ジェットに対して質量流量比 1.5%のマイクロジェットを噴射することにより、最大約 13dB の減音量が得られることを実証した。スペクトル解析の結果から低周波数帯域の乱流混合騒音やスクリーチ音が大きく低下するのに対し、主ジェットの側方や後方で高周波数帯域騒音が増大する場合があることを報告している。また、ノズルを実機スケールに拡大した場合のスペクトルを、実験で得られたスペクトルからスケール則によって推算することにより、マイクロジェットの实機搭載に向けた検討を行っている。

第 5 章では流れの可視化実験と数値解析の結果に基づき、マイクロジェットによる流れ場の変化と騒音低減機構についてまとめている。瞬時シュリーレン画像から、マイクロジェット噴射によってせん断層の大規模なフラッピング運動や大規模乱れの発達が抑制できることを明らかにした。また、乱流混合騒音やスクリーチ音の低減は、せん断層の変形やマイクロジェットの主ジェットへの貫通高さとの相関があることを示している。他方、高周波数帯域の騒音増大は主ジェット内部の衝撃波構造が強化されることに起因すると分析している。これらの結果をまとめ、ジェット騒音の低減には主ジェット内部圧力を上昇させることなくせん断層の変形が誘起されるように、主ジェットの膨張状態に応じてマイクロジェットの噴射形態を変更する必要があることを提案している。

第 6 章は結論であり、本研究で得られた知見を総括している。

以上要するに、本研究では超音速矩形ジェットから発生する騒音のマイクロジェット噴射による低減効果を広範な条件で示した上、騒音低減の物理的機構を明らかにし、適切なマイクロジェット噴射方法の提案を行った。これらの知見は航空宇宙推進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。