

論文の内容の要旨

論文題目 超音速旅客機の低ブーム・低抵抗設計手法の高度化

氏 名 春日 洋平

近年、航空需要は急速な成長を見せている。ボーイング社の予測によれば、2016年から2036年までの20年間で旅客数は年率4.7%、運航される機体数は年率3.5%の伸びが見込まれている。これはGDPの伸び率の2.8%と比較しても大きな値であり、世界経済の発展のため、航空輸送の重要度が増していることを表している。こうした中で、次世代超音速旅客機の開発によって、目的地までの輸送時間を短縮することに対しても大きな需要があると考えられる。一方で、環境適合性に対する社会的要求や、価格競争力維持のため、燃費の向上と騒音の低減という2つの課題が重要になっている。これは超音速旅客機でも例外ではなく、これらの課題を解決することが次世代超音速旅客機実現のために必要不可欠である。

本研究ではF関数理論に基づく従来の設計手法を改良することで、それらの課題を解決することを目指した。こうした問題に対しては、現在、CFD解析と最適化アルゴリズムの組み合わせによって対処することが主流となっている。しかし、そのような手法は高い計算負荷を要し、広い範囲での最適な形状の探索が困難である。そこで、本研究ではF関数理論の枠組みの中でSGD法に代表される従来手法の課題を解決することで、CFD解析に頼ることなく、概念設計の初期段階として実機設計にも適用可能な設計手法を構築することを目指した。

本研究では、単調増加な等価断面積分布に起因するトリムの問題、F関数理論による設計で課題となる実機を想定した形態での実現性、さらにSGD法では考慮されていない抵抗低減を低ブーム化と両立するという3つの課題に取り組んだ。最初のトリム問題に対しては、SGD法のF関数には無かった後端スパイクを追加した新たなF関数を考案し、機体後端で等価断面積分布を減少させながら低ブーム性を確保することで解決した。さらに、一般的な翼胴形態を想定し、F関数で主翼の前後に当たる位置にそれぞれ1つずつスパイクを追加し、合計4つのスパイクを持たせた。これによって、主翼から発生する圧力波を無理に打ち消すことなく、4つのスパイクから生まれる衝撃波の統合を防いで低ブーム化することを可

能にした。また、最後の課題である低ブーム化と抵抗低減との両立については、スパイクを追加することによって増加した F 関数のパラメータに対し、適切な関係式のもとで遺伝的アルゴリズムによる多目的最適化を適用することで実現した。また、第 1 スパイクから第 2 スパイクの間の領域にスパイクを追加することで、さらなる低ブーム化を図る可能性についても述べた。一方、本研究では設計対象は翼胴のみの形態であったが、ナセル等の付加物を考慮した場合への設計手法の拡張についても、その方向性を示している。

本研究では、上記の改良を行った設計手法によって得られた F 関数から機体形状を作成し、CFD 解析を行うことで、 F 関数理論による設計手法が実機に対しても適用可能かどうかを検証した。その結果、逆算等価断面積による形状修正を行うことで、 F 関数と同様に地上波形で先端および後端の衝撃波を 2 段に分割し、低ブーム化するという効果が得られることが分かった。また、CFD 解析によって得られる波形は、 F 関数から想定されるものと若干のズレが見られるものの、騒音レベルではその差が 1 [dB]以内に抑えられることも明らかになった。これらの結果から、本研究で改良を行った設計手法から得られる F 関数は、実機設計を行う際の目標波形として用いることで、低ブーム化と抵抗低減を両立する設計に有効であると考えられる。

一方、本研究を発展させる上で今後、取り組むべき内容としては次の 3 つが挙げられる。1 つは、 F 関数の最適化に使用した遺伝的アルゴリズムの収束性に関する問題である。本研究で考案した 4 つのスパイクを持った F 関数の各設計変数と、それによって設計される機体形状の騒音レベルや造波抵抗との関係は、設計条件によって変わる可能性がある。そのため、実際の設計に使用する際は遺伝的アルゴリズムのパラメータについて、それぞれの条件に合わせてより詳細な検討を行った上で本論文に示した設計手法を使用することが、より良い設計結果を得ることに繋がると考えられる。2 つ目は、本論文では対象外として扱わなかった構造設計の問題である。本研究では予め重心位置を与え、それに合わせて配置した主翼をもとに、 F 関数の最適化によって設計を行った。しかし、本来、重心位置は構造設計によって得られるものであるため、本手法を用いる場合、設計して得られた形状に対して構造設計を行って重心位置を計算し、それに合わせて主翼の配置を見直して再度、設計を行うという手順を踏むべきである。この点に関し、本手法では主翼前後の胴体直径などを拘束条件として指定可能であることから、本手法による空力設計と構造設計を繰り返すことで、重心位置と風圧中心位置を一致させることが出来ると考えている。最後の課題はナセルや垂直尾翼、エンジン排気等の影響についてである。実機の設計を想定した場合、これらの要素は不可欠である。そうした際、本論文の第 2 章で示した付加物を考慮した設計手法が適用できる範囲については、個別に検討が必要であると考えられる。