

高Reynolds数における自然層流翼設計法の改良

学生証番号 47-166085 氏名 宮崎 正也
(指導教員 吉田 憲司 教授)

Key Words : Reynolds Effect, Airfoil Design, Super sonic

空気抵抗には圧力抵抗と摩擦抵抗が存在し、従来の航空機の翼設計では圧力抵抗の低減にのみ主眼が置かれてきた。しかし今後の更なる抵抗低減において摩擦抵抗を下げる必要がある。その最有力候補として形状を工夫することで層流領域を拡大する自然層流翼設計が考えられる。一般に後退角を有する翼の境界層遷移は、2次元翼で支配的となる粘性型不安定に起因する遷移とは異なり、横流れ不安定に起因する遷移が支配的となるため、これを抑制して遷移を後退させることが摩擦抵抗低減の主眼となる。

JAXAは2005年に小型超音速実験機 (NEXST-1) プロジェクトで世界初となる自然層流翼設計技術の飛行実験において、その有効性を示したが[1]、実機スケールの高いレイノルズ数 (Re数と呼称) ではその適用効果は失われることが明らかとなった。また、NEXST-1プロジェクトで開発したCFDに基づく数値的な3次元逆問題設計法は、高Re数条件において目標圧力分布と前縁近傍の翼形状との相関が非常に敏感となるため、設計上の課題が残った。

そこで、本研究では自然層流翼設計法の高Re数条件への拡張による摩擦抵抗低減設計法の確立を目的とした。そのために一般の圧縮流における3次元後退翼を、ある翼幅断面において無限後退翼近似を適用して擬似的な2次元翼に変換し、次にその2次元翼に対して圧縮性変換を施して非圧縮2次元翼に戻し、その上で圧力分布と翼形状との関係が極力解析的に得られる手法 (非圧縮2次元翼理論に基づく逆問題設計法) [2]を適用して、理想的な圧力分布と翼形状との関係を考察する検討方法を考案した。

まず高Re数での自然層流翼設計に適した目標圧力分布の一般的特性を見出すため、代表的な亜音速旅客機 (飛行マッハ数 $M=0.7$) の後退翼を想定して上記の手法を適用し、様々な圧力分布と遷移位置及びそのRe数効果の考察を通して普遍的な結論を導くことを試みた。次にその知見を活かした超音速旅客機 (飛行マッハ数 $M=2.0$) への適用の一例として、JAXAの小型超音速実験機 (NEXST-1) の自然層流翼の改善を取り上げ、まず従来の手法で飛行実験Re数での自然層流翼設計効果の最大化を試み、次に本研究での考察の知見を生かして設計時の目標圧力分布を修正し、より高Re数での設計効果の改善の可能性を明らかにした。遷移位置の解析方法としては、JAXAで開発された「遷移特性解析及び予測システム (SATASと呼称)」を用いた。SATASでは、まず翼形状と圧力分布のデータをもとに境界層外縁速度と境界層内の速度及び温度プロファイルを算出する。次にそのプロファイルを用いて層流境界層の安定解析を行い、擾乱の増幅率とその流れ方向の積分値 (N値と呼ばれる) を求め、それに対する半経験的なNに対する閾値を仮定して遷移点を判定した[3]。

上述の検討を行った結果、亜音速旅客機の高Re数条件において遷移位置を後退させて自然層流翼効果を改善できる有効な圧力分布の創出と翼形状の設計法を構築することができた。また将来の超音速旅客機の摩擦抵抗低減の一例としてNEXST-1主翼の自然層流翼設計の高Re数化への拡張も試み、飛行実験Re数より約2倍高いRe数での遷移点の後退に適した圧力分布の創出にも成功した。

参考文献

- [1] 吉田憲司, ロケット実験機の空力設計概要: JAXA-SP-08-008, pp45-56, 2009
- [2] J.Sato, An Exact Two-dimensional Incompressible Potential Theory of Aerofoil Design with Specified Velocity Distribution: Trans. JSASS, Vol. 9, No.14, 1966.
- [3] K.Yoshida, Y.Ueda, O. Vermeersch, D. Arnal, Experimental and Numerical Research on Boundary Layer Transition Analysis at Supersonic Speed: JAXA -ONERA Cooperative Research Project (Part 2), JAXA-RR-12-009E, March 2013