

低ブーム・低抵抗の複葉型超音速機の空力設計

Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Biplane

- 丸山 大悟, 東北大・院, 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail:daigo@ad.mech.tohoku.ac.jp
 松島 紀佐, 東北大・工, 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail:kisam@ad.mech.tohoku.ac.jp
 中橋 和博, 東北大・工, 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail:naka@ad.mech.tohoku.ac.jp
 楠瀬 一洋, 東北大・流体研, 宮城県仙台市青葉区片平 2-1-1,
 E-mail:kusunose@edge.ifs.tohoku.ac.jp

Daigo MARUYAMA, Tohoku University, Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN

Kisa MATSUSHIMA, Tohoku University, Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN

Kazuhiro NAKAHASHI, Tohoku University, Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN

Kazuhiro KUSUNOSE, Tohoku University, Katahira 2-1-1, Sendai, 980-8579, JAPAN

In supersonic flight, airplanes cause strong sonic booms and wave drags resulted from shock waves. We are going to propose a new concept for supersonic transport, whose sonic booms and wave drag can be significantly reduced, using a Busemann's Biplane concept. Aerodynamic design of biplane airfoils in supersonic flight is discussed based on Computational Fluid Dynamics (CFD). In order to focus on the shock wave characteristics around biplane configuration, inviscid flow (Euler) analyses are performed, which is particularly suitable for wave drag analysis. The aerodynamic design is also performed using an iterative inverse design method that has been recently implemented. Finally an improved airfoil shape for the biplane has been obtained.

1. 緒言

超音速旅客機として、コンコルド機（乗客数 100 人）が 1969 年にマッハ 2.0 の飛行に成功したが、強い衝撃波発生に起因する騒音問題（ソニックブーム）および消費燃料効率の悪さにより、2003 年に就航は終了した。次世代の大型旅客機の超音速実現のためには低騒音性と燃料効率の良さが求められる。つまり、将来の超音速飛行においては低ブーム且つ低抵抗の航空機開発が必要条件である。1935 年に示された Busemann's Biplane⁽¹⁾はこの 2 つの条件を満たす（ただし無揚力状態に於いてではあるが）画期的な複葉翼型である。本研究ではこの基本形状の Busemann's Biplane の解析を行うとともに、CFD により必要な揚力を持つ複葉翼の断面形状設計を行う。設計については、逆問題設計システムを用いた。

2. 解析・設計方法

初期解析として Fig.1 に示す Busemann's Biplane 形状周りの流れの非粘性解析を行った。

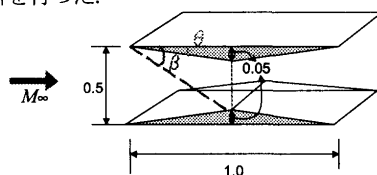


Fig. 1 Busemann's Biplane baseline shape at $M_\infty=1.7$

翼は将来的な設計を考慮して、半スパン長を 3.0 とした 3 次元形状を用い、シミュレーションを行った。流れのマッハ数は 1.7 である。解析は非構造格子で行い、TAS Code⁽²⁾を用いた。

次に、初期解析の結果をもとに逆問題設計法を用いて揚力を持たせた翼の設計を行った。2 次元超音速流れにおける 2 次の微小量を考慮した Busemann 近似を用いた逆問題形状設計と、TAS シミュレーションを繰り返すことで揚力を持つ翼型を設計した。

3. 結果と考察

初期解析をもとにブームと C_d が小さくかつ、 Cl を持つ様な目標圧力を設定し、2 次元翼型を設計した。今回設計した翼の半スパン方向対称面での圧力可視化図を Fig.2 に示す。 Cl , C_d はそれぞれ $Cl=0.0143$, $C_d=0.00267$ であり、無揚力で $C_d=0.00297$ の

Busemann's Biplane と比べて Cl を持ち、より低抵抗の翼型となっている。設計された翼型と Busemann's Biplane の Drag polar curve を Fig.3 に示す。どの Cl に対してもより小さい抵抗を実現しており、より空力性能のよい翼型を設計することができたといえる。

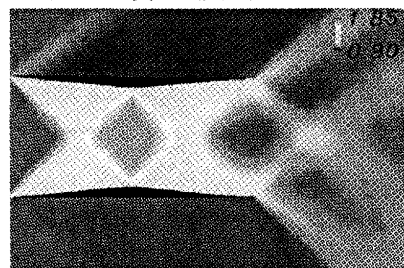


Fig. 2 Pressure color map of Designed Biplane

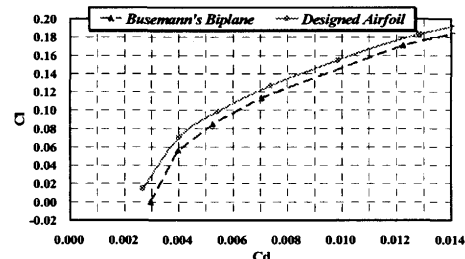


Fig. 3 Drag polar curve of Busemann's Biplane and Designed Biplane

4. 結言

本研究では低ブーム・低抵抗の Busemann's Biplane をもとに、揚力を持つ実用的な翼形状の提案を行った。逆問題手法により目標圧力分布を実現し、その設計可能性を示したと同時に、外部への衝撃波の擾乱の少ない、Busemann's Biplane より空力性能の良い翼型を設計することができた。

参考文献

- (1) Liepmann H. W., Roshko, A., "Elements of Gas dynamics, John Wiley & Sons," pp.115-118, 1975.
- (2) Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 43, 2003, pp.769-783.