[キーノート講演]

0409 低ブーム超音速機形状の逆問題設計

Aerodynamic Design for Low-Boom Supersonic Transport Using Inverse Problems

松島紀佐・東北大 (工)

中野智晴・東北大 (院)

中橋和博・東北大 (工)

Kisa Matsushima, Tohoku University

Tomoharu Nakano, Graduate Student
Tohoku University

Kazuhiro Nakahashi, Tohoku University

Key Words: Low-boom, SST, Inverse Problems, Busemann's Biplane

1. 緒言

「より速く飛びたい、移動したい」というのは、輸送に関する人々の要望の一つである。その答えとしては超音速旅客機 (SST) が考えられる。Concorde は実用化された SST の唯一の例であるが、2003 年、就航が終了した。終了の直接的な原因は 2000 年の事故であるが、消費燃料効率の低さや環境騒音問題への配慮ができなかったことも大きく影響している。SST に対する潜在的な需要はあり、今後 20 年の間に更にその需要は延びるであろうと予測されている⁽¹⁾。

本研究では、特に SST の騒音問題について、新しい観点からの取り組みを行う。いわゆるソニックブームを翼相互の干渉を利用して著しく低減させようとする試みである。最初の構想は、1935 年代に示された、複葉 2 枚翼の干渉を有効に利用する、Busemann's Biplane である⁽²⁾。この構想について、その後の有意義な発展は著者らの知る限りでは現在までなかったと思われる。しかし、最近、元米国防務省、現在東北大学の常勤研究員の楠瀬博士を中心に見直しが始まっている。その見直しの一端として、超音速場における低ブーム複葉翼の断面形状を創出するのが本研究のゴールである。ソニックブームの原因は圧力波 (圧縮波) がその伝搬速度の非線形性のため 1 箇所に集中することにある。つまり、圧力分布をうまく制御すればソニックブームは低減されるといえる。低ソニックブーム形状は造波抵抗も小さいわけである (逆も成り立つ)。望ましく制御された圧力分布がわかれば、その圧力分布をもとに形状創出が行えるのが逆問題設計である。

本報告では、低ブーム複葉翼設計のまず第一歩として、基礎的な形状について、数値計算による流れ場の解析と、解析結果を踏まえての逆問題解法による設計を述べる。

2. Busemann の複葉翼 (Biplane)

ソニックブーム低減について、Busemann は体積による造波抵抗を完全になくすことができる例を示した⁽²⁾。Fig.1 に示すような半楔形の断面形状をもった翼を 2 枚、ある距離を置いて鏡面映像的に配置したものが、Busemann's Biplane である。2 枚の翼間距離は、飛行速度と楔の頂角の関数となる。理想的な翼間距離を保つことで、衝撃波の外部への影響をゼロにすることが出来る。

2. 1 CFD シミュレーション (Case1)

Fig.1 の配置の複葉翼がマッハ 2.5 で飛行した場合の空間の圧力分布を Fig.2 に示した。また、その時の、複葉各翼の表面圧力係数 (Cp) 分布が Fig.3 に描かれている。計算は TAS コード (Tohoku Aerodynamic Simulation Code)⁽⁴⁾ で行われた。非粘性計算である。上下の翼は鏡面对称であるので Cp 分布は同型となる。但し、上側の翼の上面と下側の翼の下面が同じ分布 (Fig.3 では Cp=0.0 の直線) であり、上側の翼の下面と下側の翼の上面が同じ山型の分布を示している。圧縮波と膨張波が望

ましく形状と干渉し複葉外部への圧力波の影響が押さえられている事がわかる。詳しい検討によれば翼間を 0.32 とすれば抵抗が 0 となると考えられる。この考えに基づいた円環翼が NASA Ames 研究所で試験された。無揚力時の造波抵抗 (つまり体積抵抗) は迎角 4° 程度まで打ち消される事が実証されている。しかし、揚力を持った場合は、その揚力効率は良くないという結果が報告されている⁽³⁾。

2. 2 CFD シミュレーション (Case2)

Busemann's Biplane から逸脱した例として、Fig.4 の複葉翼のマッハ 2.5 飛行時における圧力波の状況を TAS コードによる非粘性計算によって求めた。Fig.5 が空間の等圧線図。Fig.2 と比較すると、衝撃波の影響が翼の外側領域まで広く及んでいることがわかる。表面 Cp 分布を Fig.6 に示した。Cp 分布が非対称であることで揚力が発生していることが見て取れる。

3. 逆問題 CFD 設計

低ブーム複葉翼設計のまず第一歩として、次の 2 つの設計を上側の翼に対して行う。設計手法は超音速積分方程式を用いた逆問題解法である⁽⁵⁾。

3. 1 設計問題 1

上側の翼の上面形状を最適化することで、体積造波抵抗を抑えたまま揚力を得る設計を行う。初期形状 (Baseline) は Case 1 の複葉 (Fig.1) とする。翼先端で緩やかな膨張となる圧力分布を目標として与える。

3. 2 設計問題 2

抵抗 0 の複葉を設計する。Case2 の複葉を (Fig.4) 初期形状とし、Busemann's Biplane で実現される上側の翼表面圧力分布を目標値に設定する。

3. 結言

低ブームの超音速機を新しいコンセプトで実現するため、計算機上で試行設計を行う計画を述べた。新しいコンセプトとは、複葉を用い、翼の相互作用を積極的に利用するものである。この設計結果は、学会当日、会場にて発表する予定である。

参考文献

- (1) <http://www.jadc.or.jp> and <http://www.sirc.or.jp/jsrp>
- (2) H. W. Liepmann, A. Roshko: Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons, pp.115-118, 1975.
- (3) R. T. Jones (柘植俊一、麻生茂 訳): 翼理論, 日刊工業新聞社, pp. 203-204, 1993.
- (4) Mitsuhiro Murayama et al.: Viscous Flow Computations of Aircraft with Changing Control Surface Deflection Using Unstructured Grids, AIAA Paper 2003-3660, 2003.
- (5) Kisa Matsushima, Toshiyuki Iwamiya and Kazuhiro Nakahashi: Wing Design for Supersonic Transport Using Integral Equation Method, International Journal Engineering Analysis with Boundary Elements, pp.247-255.

Fig. 1 Biplane Model Geometry Case1 (Busemann type)

Fig. 4 Biplane Model Geometry Case2 (Asymmetry)

Fig. 2 Pressure Contour Map for Case1 with Mach 2.5 Free Stream.

Fig. 5 Pressure Contour Map for Case2 with Mach 2.5 Free Stream.

Fig. 3 Pressure Coefficient Distribution on Both Plane Surfaces for Case1.

Fig. 6 Pressure Coefficient Distribution on Both Plane Surfaces for Case2.