

第7章 空力最適化と先進的非構造格子法

7.1 はじめに

数値流体力学(CFD)の発展には様々な要因があるが、航空宇宙関係の CFD の発展には航空宇宙機の開発プロジェクトが大きな役割を果たしてきた。1990 年代に国際的に大きく盛り上がった超音速旅客機の開発プロジェクトによって、複雑形状 CFD や CFD による空力最適化の研究は大きく進展した。我が国でも航空宇宙技術研究所(NAL)の小型超音速実験機プロジェクトという具体的な開発目標を持つことで、NAL の CFD による設計技術は大きく前進し、これに呼応して大学側でも CFD 高度化の研究が進展した。東北大学における非構造格子法の開発と空力最適化法の研究について、いくつかの話題を提供する。

7.2 非構造表面格子生成

非構造格子は、構造格子と違ってトポロジカルな制約を持たないため、複雑形状へ適用することが比較的容易である。中でも、四面体による空間格子の生成は非常に堅牢であり、自動的に格子を生成できる段階に来ている[1]。従って、非構造格子生成の要点は、表面格子の生成にある。

良質の表面格子を容易に生成するためには、CAD モデルのデータを直接読み込むこと、そのデータから空力的な重要な部位(翼前縁など)を特定することが大切である[2]。Fig. 7.1 に格子生成の流れを示す。CAD データとして stereolithography (STL) 形式を利用することで、データの受け渡しが容易になる。次に、このデータから、曲率などに基づいて、形状の特徴線を抽出する。この形状特徴線に基づいて、初期フロントを指定すると、advancing front 法によって質の良い表面格子を生成することができる。Fig. 7.2 に格子の概要を示す。

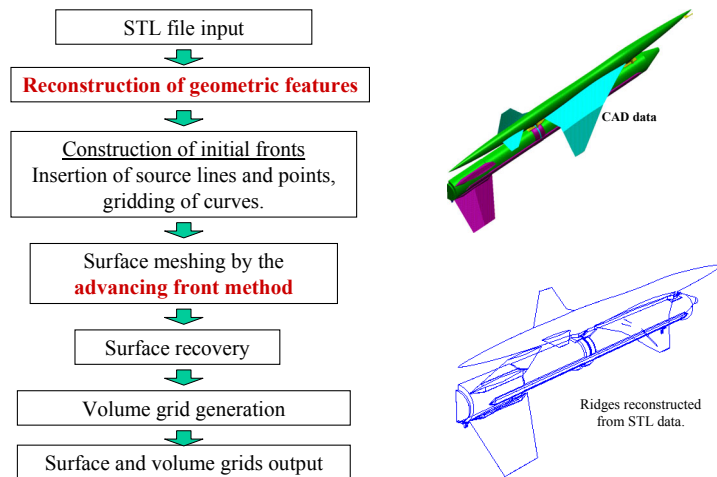


Fig. 7.1 Flowchart of unstructured grid generation

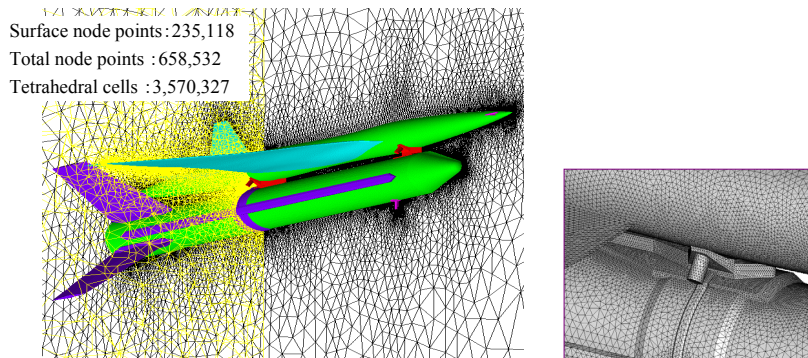


Fig. 7.2 Unstructured volume grid and enlarged surface grid at the connection parts of airplane and booster

7.3 詳細形状の重要性

物体の形状定義を行う際に、微小突起物は全体の空力形状にさほど影響しないと仮定して、それらを取り除き、形状をなめらかにすることがよく行われている。しかし、CAD データから得られる詳細形状に、実際に格子を生成して流れ場を解いてみると、形状変更が小さくても、流れ場に対する影響は必ずしも小さくないことが分かった。

Fig. 7.3 に一様流マッハ数 1.05 の遷音速域における詳細形状と簡素化形状の圧力分布の様子を示す [3]。実験機本体とブースターの結合部では、衝撃波のパターンが両者で大きく異なることが分かる。この違いは主翼下面での圧力分布に直接影響を与え、(Fig. 7.4)、結果として機体の揚力分布にも大きな違いを生み出している(Fig. 7.5)。

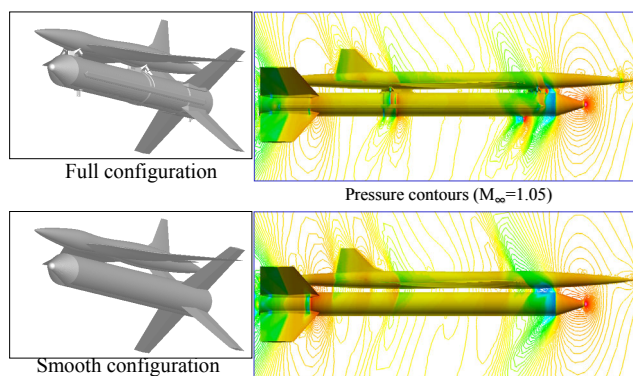


Fig. 7.3 Comparison of pressure contours between full and smooth configuration at the freestream Mach number of 1.05

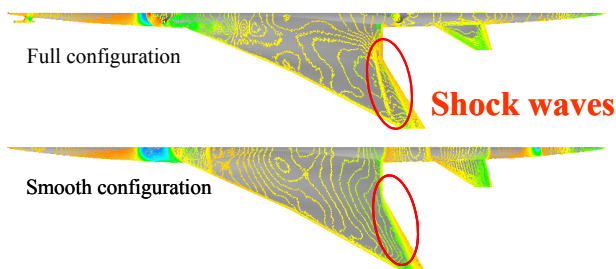


Fig. 7.4 Comparison of pressure contours at the lower surface of the experimental airplane between full and smooth configuration

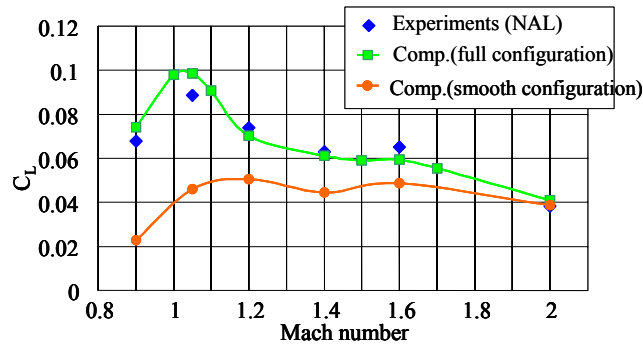


Fig.7.5 Comparison of lift coefficients at various Mach number

7.4 Adjoint 法による空力最適化

最適化法の効率的なアプローチとして、非構造 Euler コードに Adjoint 法を組み込んだ手法を開発した。翼胴+ナセル形態における主翼形状を、初期形状からの修正量を設計変数として、超音速巡航時の抵抗最小化を目的に最適化した。Fig.7.6 に翼胴下面の圧力分布を初期形状との比較で示す[4]。衝撃波・膨張波ともに弱くなり抵抗が軽減されていることが分かる。この例では初期形状より抵抗で 16 カウント、揚抗比で 8.5%の向上があった。

超音速巡航に最適化された翼で遷音速巡航を行う場合、前縁フラップを利用すると遷音速域での空力性能向上が見込まれる。そこで NAL 実験機に対し、前縁フラップ角を設計変数とする翼胴+フラップ形態の空力最適化を行った[5]。Fig. 7.7 にそのときの上面圧力分布の比較を示す。この最適化により、抵抗で 12 カウント、揚抗比で 17%、空力性能が改善された。

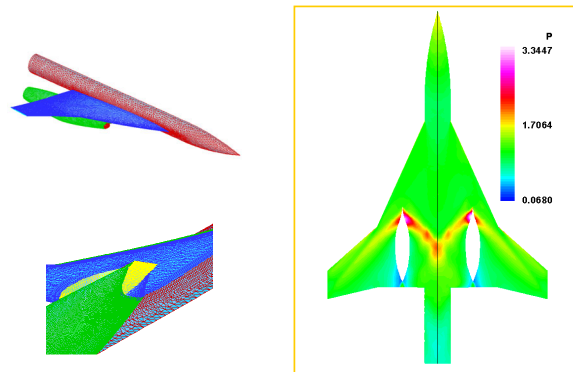


Fig. 7.6 Computational grid and comparison of pressure distribution on the lower surface of wing-fuselage combination

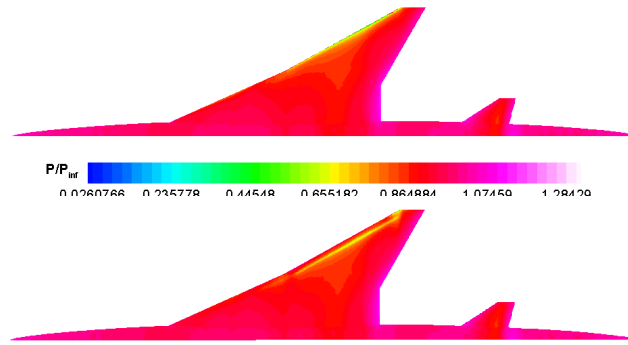


Fig. 7.7 Upper surface pressure contours of initial (up) and LE flap design (down) shapes

7.5 Adjoint 法と進化的計算法との比較

Adjoint 法は Adjoint 方程式により目的関数の勾配を効率的に求める方法である。しかし、最適化のエンジン自体は通常の勾配法を適用するので、初期解近傍の局所最適解を求めていることになる。これに対し、遺伝的アルゴリズム(GA)に代表される進化的計算法は集団の進化を模擬することで最適解を求める手法で、大域的な最適解を求めることができる。

そこでこの二つの方法を、NAL ロケット実験機の翼胴尾形態の主翼最適化に適用し、初期形状からの修正量を設計変数として最適化性能の比較を行ってみた[6]。Fig. 7.8 は最終的な進化の履歴を示している。

実際の抵抗の軽減は、Adjoint 法で 0.79 カウント、GA で 1.2 カウントに過ぎないが、初期形状が逆設計によって得られた性能の高いものであることを考えると、この結果は GA がより大域的な最適解を求める能力があることを実証している。設計変数の分布を比較してみると、Adjoint 法は各スパン位置でほぼ同様の形状修正を施しているのに対し、GA はより多様な修正を行っており、より大域的な探索を行っていることが裏付けられた。なお、計算効率の点では Adjoint 法が決定的に有利であり、GA の効率を上げるためには Adjoint 法とハイブリッド化したり、Adjoint 法が不得手とする多目的問題へ適用したりすることが望ましい。

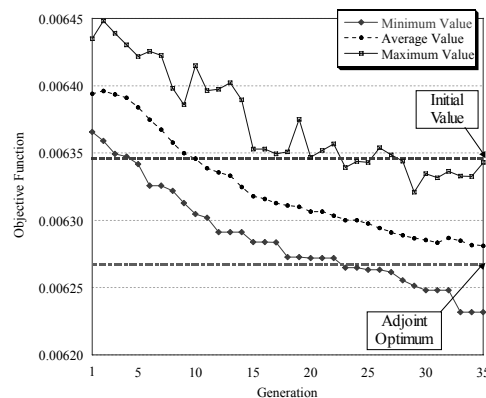


Fig. 7.8 Convergence history of GA

参考文献

- [1] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 2, pp. 157-162, 1998.
- [2] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, pp. 490-496, 2002.
- [3] Fujita, T., Ito, Y., Nakahashi, K. and Iwamiya, T., "Aerodynamics Evaluation of NAL Experimental Supersonic Airplane in Ascent Using CFD," AIAA Paper 2001-0564, 2001.
- [4] Kim, H.-J., Sasaki, D., Obayashi, S., and Nakahashi, K., "Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 6, pp. 1011-1020, 2001.
- [5] Kim, H.-J., Sasaki, D., Obayashi, S. and Nakahashi, K., "Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method," *Proceedings of the First International Conference on CFD*, Kyoto, pp. 581-588, 2000.
- [6] Sasaki, D., Obayashi S. and Kim, H.-J., "Evolutionary Algorithms vs. Adjoint Method Applied to SST Shape Optimization," *CD-Rom Proceedings of the Ninth Annual Conference of CFD Society of Canada*, Kitchener, pp.32-37, 2001.