日本流体力学会年会 2001 講演論文集

F321

先進的非構造格子法と空力最適化

Advanced Unstructured-Grid Methods and Aerodynamic Optimization

○大林 茂 (東北大流体研)、中橋 和博 (東北大工)

Shigeru Obayashi* and Kazuhiro Nakahashi**

*Institute of Fluid Science, Tohoku University, Sendai, 980-8577, Japan

**Dept. of Aeronautics and Space Eng., Tohoku University, Sendai, 980-8579, Japan

This paper summarizes applications of unstructured grid methods and aerodynamic optimization to supersonic transport configuration. A seamless procedure from CAD data to CFD surface grid has been developed for unstructured grid methods. The detailed flow analysis using the precise launching configuration of NAL scaled supersonic experimental airplane reveals that even a small part can have a significant effect to aerodynamic performance especially at transport conditions. The adjoint method has been developed for efficient aerodynamic optimization. Evolutionary algorithms are also applied for the global optimization.

1. 緒論

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。本発表では、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。

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 データを直接読込むことと、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.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.2 に格子の概要を示す。



Fig. 1 Flowchart of unstructured grid generation



Fig. 2 Unstructured volume grid and enlarged surface grid at the connection parts of airplane and booster

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. 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. 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. 5)。



Fig. 3 Comparison of pressure contours between full and smooth configuration at the freestream Mach number of 1.05



Fig. 4 Comparison of pressure contours at the lower surface of the experimental airplane between full and smooth configuration



Fig.5 Comparison of lift coefficients at various Mach number

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.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。



Fig. 6 Computational grid and comparison of pressure distribution on the lower surface of wing-fuselage combination

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⁵⁰。Fig.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。

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



Fig. 7 Upper surface pressure contours of initial (up) and LE flap design (down) shapes

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⁶⁰。Fig. 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. 8 Convergence history of GA

引用文献

1) D. Sharov and K. Nakahashi: 5th Int. Conf. on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, (1996).

2) Y. Ito and K. Nakahashi: AIAA Paper 2000-0924, (2000).

3) T. Fujita, Y. Ito, K. Nakahashi, and T. Iwamiya: *AIAA Paper* 2001-0564, (2001).

4) H-J. Kim, S. Obayashi, K. Nakahashi: Int. Workshop on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport, Tokyo, (2000).

5) H-J. Kim, D. Sasaki, S. Obayashi, and K. Nakahashi: *The First Int. Conf. on CFD*, Kyoto, (2000).

6) D. Sasaki, S. Obayashi and H-J Kim: *The Ninth Annual Conf. of CFD Society of Canada*, CD-ROM, Kitchener (2001).