19 パソコンによる遷音速流れの解析および可視化

東大工 松尾裕一^o、荒川忠一、田古里哲夫

Transonic Flow Analysis and its Visualization using Personal Computer

Yuichi MATSUO*, Chuichi ARAKAWA* and Tetsuo TAGORI*

The personal computer system for analyzing compressible transonic flow and visualizing its flow field has been developed. This system solves two-dimensional Euler equation by using Beam-Warming implicit approximate factorization scheme and the resultant flow field is visualized with computer graphic techniques. This system enables us to save the fare of mainframe computers and promotes the effectiveness in developing the flow code.

1. はじめに

近年、コンピュータの著しい進歩により流れの数値シミュレーションが盛んに行われるようになった。従来、衝撃波を伴う遷音速流れの解析は、容量、計算速度の点で大型計算機の独壇場とされてきた。特に、計算結果の高度な画像処理技術は視覚に訴えるところが大きく、計算流体力学の地位をゆるぎないものになっている。しかし、ハードウェアの進歩に伴って計算が大型化するにつれ、今度は計算時間や課金等の制約が重大な問題として表面化するようになり、効率の良いプログラム開発の障害となっている。

一方、パーソナルコンピュータ、いわゆるパソコンは、ソフトの多様さ手軽さなどの利点を反映して、急速に普及しつつあり、特に大学などにおける教育用としてその利用価値は高い。最近では大型計算機とコンパチブルなパソコンフォートランも利用可能で、32ビットパソコンが登場しようとしている現状を鑑みると、パソコンを流れの数値シミュレーションに有効に活用できれば、実用上きわめて意義深い。また、グラフィック機能が比較的容易な特徴を生かせば、画像処理による可視化も多種のものが可能である。ところで、パソコンにより遷音速流れを数値シミュレーションしようとするとき、いちばん問題となるのが容量および計算速度であるが、これらの問題は数値演算プロセッサやRAMの使用により徐々に解決されつつある。

本研究では、二次元圧縮性非粘性流れをパソコンを用いて解析し画像処理により可視化表示するシステムを開発した。以下に、その概要を述べる。

* Faculty of Engineering, University of Tokyo, Hongo 7-3-1, Bunkyo-ku, Tokyo, 113, Japan

2. システムの概要

本システムでは、処理はすべてパソコンで行っている。NEC PC-9801 VM2に数値演算プロセッサおよびRAMを付加したハードウェア構成で、RAM上で仕事させることによりディスクアクセスの時間を省き計算を高速化している。このシステムは、パソコンシステムとしては現在実現可能なほぼ最高の計算速度を有していると思われる。一方、ソフトウェアはすべて大型計算機上で走るフォートランで記述され次の3つの部分から構成される。

1) 格子生成: 格子生成法は完全に代数的である。一般座標系で計算を行うので、座標線は物体形状に適合させることができる。物体表面では、境界条件の誤差を減らすために格子を直交化させている。

2) 流れ解析: 二次元のEuler方程式をBeam-Warming⁽¹⁾の陰的近似因子化法により時間方向にマーチングして解く。遷音速流れにおける衝撃波は解を求める過程で自然に捕えられる。計算は任意の初期値から出発し、解が定常となったところで終了させる。ここで用いたフォートランでは配列は64KB以上確保できるのでパソコンでも比較的大きな格子点数を取ることができるが、プログラム内部でも配列を効率良く使うことによりできるだけ大容量の計算ができるようにしている。

3) 画像処理による可視化: 可視化手法としては種々のものが可能であるがここではタイムライン、流跡線、等圧線、等マッハ数線などの図を表示し、写真におさめた。可視化の計算の際、格子点でない点の値はすべて線形補間で算出している。

3. 計算例

簡単な例として、超音速ノズル、単独翼および翼列の3ケースについて計算を行った。図1は入口マッハ数2で流入し出口マッハ数約2.8で流出する超音速ノズルの計算格子および等マッハ数線をそれぞれ表している。Thompkins⁽²⁾による解析解(図2)と良く一致している。図3~5は単独翼(NACA0012)の場合の計算結果である。図3に計算格子(91×25)を示した。図4は一樣流マッハ数0.63, 迎角2°における圧力分布およびタイムラインを示している。一方、図5には一樣流マッハ数0.8, 迎角1.25°

a. Computational Grid

b. Mach Contours

Fig. 2 Exact Mach Contours

Fig. 1 Supersonic Nozzle Test Case

a. Whole Grid

b. Detail about Airfoil

Fig. 3 Computatinal Grid for Airfoil Test Case

a. Pressure Contors

b. Time Line

Fig. 4 Case I ($Ma = 0.63$, $\alpha = 2^\circ$)

a. Pressure Contors

c. Particle Path

b. Mach Contors

d. Supersonic Region

Fig. 5 Case II ($Ma = 0.8$, $\alpha = 1.25^\circ$)

Fig. 6 Computed Results for Cascade Test Case

における圧力分布、マッハ数分布、流跡線および超音速領域を示したが負圧側で流れが超音速になり後縁近傍で強い衝撃波が生じているのがよくわかる。さらに、図6は弦節比1.0, 食い違い角 0° の簡単な翼列(NACA0012)の結果である。計算格子(91×25)、マッハ数0.63, 迎角 2° で流れが流入する場合の圧力分布、タイムラインおよびマッハ数分布をそれぞれ示した。以上の3例とも妥当な結果が得られており、また可視化により流れ場が鮮明に捕えられている。なお計算は1ケース10時間程度要した。

4. おわりに

パソコンにより遷音速流れを解析し可視化するシステムを開発した。二次元の圧縮性非粘性流れなら十分実用的な格子点数での計算が可能である。現在のパソコンの日進月歩の状況を考えると今後さらに高度な解析が可能になるであろう。最後に、ディスプレイ表示画面を写真におさめる際、シャッタースピードを長くして絞りを大きくする($f=8 \sim 11$, $S=1/2$)と比較的きれいな写真が得られることを付言しておく。

5. 参考文献

- (1) R. M. Beam and R. F. Warming, AIAA J. 16 (1978)
- (2) W. T. Thompkins Jr et. al, AIAA Paper 83-0257 (1983)