

タービン翼間流体解析における超音速流入・流出境界条件

Boundary Conditions for Supersonic Inflow and Outflow of Computational Fluid Dynamics for Turbine Cascades

○ 妹尾 茂樹, (株)日立製作所, 茨城県日立市大みか町7丁目2-1, shigeki.senoo.dc@hitachi.com
 榎原 和也, 工藤 健, 柴下 直昭, (株)日立製作所
 Shigeki SENOO, Hitachi, Ltd., 7-2-1, Omika, Hitachi, Ibaraki, 319-1221
 Kazuya SAKAKIBARA, Takeshi KUDO, Naoaki SHIBASHITA, Hitachi, Ltd.

When inlet and outlet flows for turbine cascade are supersonic, oblique shock waves would emerge and extend upstream and downstream. To calculate accurately such a flow field on finite computational domain, spurious nonphysical reflections of shock waves at the boundary should be avoided. Three types of boundary conditions for inlet and outlet of the computational domain are applied to two-dimensional compressible flow calculations. The effectiveness of nonreflecting boundary condition based on two-dimensional characteristic theory proposed by Giles is confirmed for a supersonic aerofoil of a long blade of steam turbine which has a high stagger angle and a low solidity.

1. 緒言

衝撃波を含む流れを有限な計算領域で解析する場合, 衝撃波が計算領域境界で, 非物理的な反射や干渉をしないような境界条件を用いることが重要である. 二次元翼列流れの入口超音速流入時の境界条件として, 主流方向の一次元 Riemann 不変量を外挿する Chima⁽¹⁾の手法や, 二次元の特性理論をベースにした Giles⁽²⁾の手法が提案されている. これらの手法は, 主に超音速流入となる圧縮機翼列の流体解析に適用されてきたが, 本研究では, これらの境界条件を蒸気タービン最終段動翼の先端側の超音速翼型に適用し, その効果を比較する. 翼型の特徴としては, スタッガー角が約80度と一般的な圧縮機翼型と比較して大きいことで, そのため, 翼上流で生じる斜め衝撃波は, 回転軸方向により近い角度で上流に伸び, 入口境界と45度に近い角度で干渉する.

2. 流体解析手法

流体解析手法は, 近似 Riemann 解法をベースとした TVD(Total Variation Diminishing)法⁽³⁾を用い, 衝撃波と計算領域境界との干渉に注目するため, 非粘性解析を実施した. 解析格子には, マルチ・ブロック構造格子を用いた⁽⁴⁾.

3. 境界条件

境界条件として与える物理量は, 軸流速度は入口, 出口ともに亜音速であることを前提に, 入口境界で, 全圧, 全温, 流入角もしくは周方向速度, 出口境界で静圧とした. 流入境界条件を3種類, 流出境界条件を2種類適用し, その流れ場の特徴を調べた.

4. 結果

流入マッハ数1.3, 等エントロピー流出マッハ数2.1の条件で解析を行った. 翼型は, 流路幅が入口で最小となる拡がり流路を持つ超音速翼型だが, 出口斜め衝撃波を発生させるために, 出口で不足膨張となるように, 本研究の解析用に設計した翼である.

図1に境界条件の影響を比較した等圧力線図を示す. 流入境界条件に関し, Chimaの手法は, 入口部で斜め衝撃波が膨張波として反射おり, その反射膨張波が翼間流れにも影響をおよぼしている. それに対し, Gilesの手法は, 入口部での斜め衝撃波の膨張波の反射が小さく, 翼間流れに大きな影響をおよぼすことを回避できている. 流出境界条件に関し, 通常的手法では斜め衝撃波が出口境界と干渉することで, 等圧力線が乱れたようになっているが, Gilesの手法では, その影響はほとんどない.

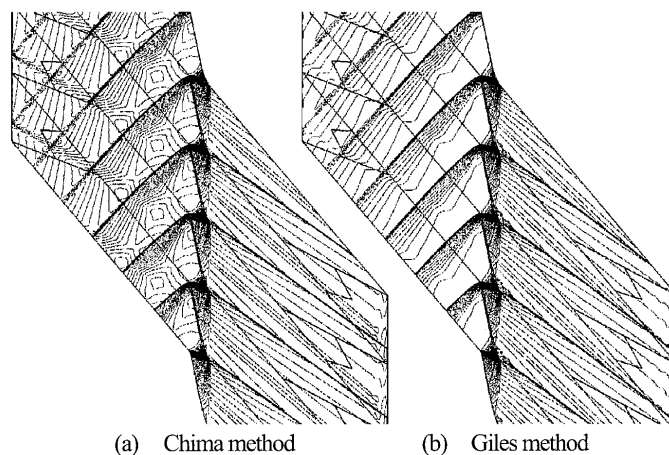


Fig. 1 Iso-pressure contours

5. 結論

流入速度と流出速度がともに超音速となる, 蒸気タービン最終段動翼の先端側の超音速翼型に対する, 数値流体解析のための境界条件を比較検討し, 斜め衝撃波が入口・出口境界と干渉する場合においても, 二次元の特性理論を用いた Giles の手法が, 衝撃波の反射の抑制に有効であることを確認した.

参考文献

- (1) Chima, R. V., "Inviscid and Viscous Flows in Cascades with an Explicit Multiple-Grid Algorithm," AIAA Journal, vol.23, No.10, (1985), pp. 1556-1563.
- (2) Giles, M. B., "Nonreflecting Boundary Conditions for Euler Equation Calculations," AIAA Journal, vol.28, No.12, (1990), pp. 2050-2058.
- (3) Senoo, S., Shikano, Y., Ikeguchi, T., and Segawa, K., "Three-dimensional Turbulent Flow Analysis through Turbine Blades," Proc. 4th KSME-JSME Fluid Engineering Conference, (1998), pp. 197-200.
- (4) 妹尾, 榎原, 工藤, 柴下, "低ソリディティ・高スタッガー角タービン翼列のための圧縮性流体解析手法," 日本機械学会 第88期流体工学部門講演会, (2010)