

衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究 (マッハ2擬似衝撃波の実験と数値シミュレーション)

Study on Supersonic Internal Flows with Shock Waves
(Experiment and Numerical Simulation on the Mach 2 Pseudo-Shock Wave)

○ 学 孫 立群（室蘭工大・院） 正 杉山 弘（室蘭工大） 正 溝端一秀（室蘭工大）
正 福田浩一（室蘭工大・院） 学 広島敬之（室蘭工大・院） 学 東條 啓（室蘭工大・院）

Liqun SUN, Muroran Institute of Technology, 27-1,Mizumoto, Muroran 050-8585
Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology
Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology
Koichi FUKUDA, Muroran Institute of Technology
Takayuki HIROSHIMA, Muroran Institute of Technology
Akira TOJO, Muroran Institute of Technology

Key Words: Pseudo-Shock Wave, Supersonic Flow, Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction, Numerical Simulation

1. まえがき

管路内で超音速流れが亜音速流れに減速する際に発生する衝撃波は、壁面境界層と干渉し、複雑な衝撃波システム、いわゆる擬似衝撃波（pseudo-shock wave）⁽¹⁾になる場合がある。擬似衝撃波を伴う流れは、スクラムジェットエンジン分離部、超音速ディフューザなどによく見られ、擬似衝撃波の構造、特性の解明を行うことは工学上非常に重要である。

本研究では、マッハ2の擬似衝撃波の詳細な内部構造および内部構造に及ぼす境界制限の影響について、実験的、数値解析的に詳細に調べ、検討した。また、擬似衝撃波の形状や壁面静圧分布に関する数値計算結果は、実験結果⁽²⁾と比較・検討される。

2. 実験、数値計算結果および考察

図1の(a),(b)には、境界制限 $\delta_\infty/h=0.35$ （ここに、 δ_∞ は先頭衝撃波直前の境界層厚さ、 h は管路半高さである）の場合の擬似衝撃波のカラーシュリーレン写真と数値計算による等密度線図を示す。図(a)より、λ形先頭衝撃波と上流側にわずかにふくらんだ凸形の第2衝撃波、衝撃波間での膨張領域および境界層の様相がよく観察できる。図(b)より、先頭衝撃波と第2衝撃波の形状、境界層の変化の様相に関し、数値計算とカラーシュリーレン写真的結果はよく一致することが確認できる。

図2に、流路内の $Y/D=0.5$ （流路の中心軸）、 $Y/D=0$ （壁面）における、数値計算による静圧の流れ方向分布を示す。丸印は時間平均壁面静圧の実験値である。図より、壁面静圧分布は実験値とよく一致することが確認できる。数値計算結果より、流路中心軸における静圧は先頭衝撃波による圧力上昇が最も大きく、その下流で減少し、後続の各衝撃波位置で増加、その下流で減少することを繰り返しながら、衝撃波列直後の壁面静圧値に等しくなる。静圧上昇は、衝撃波列直後の混合領域でも続き、最終的に一定値になることがわかる。

3. 結 論

実験と数値計算の結果を要約すると次のようになる。

1. 流路内のマッハ2擬似衝撃波の構造と壁面静圧分布に関する本数値計算結果は、実験結果とよく一致する。

2. マッハ2擬似衝撃波内での詳細な密度分布、圧力分布等を示すことにより、衝撃波列の詳細な構造および特性を明らかにした。

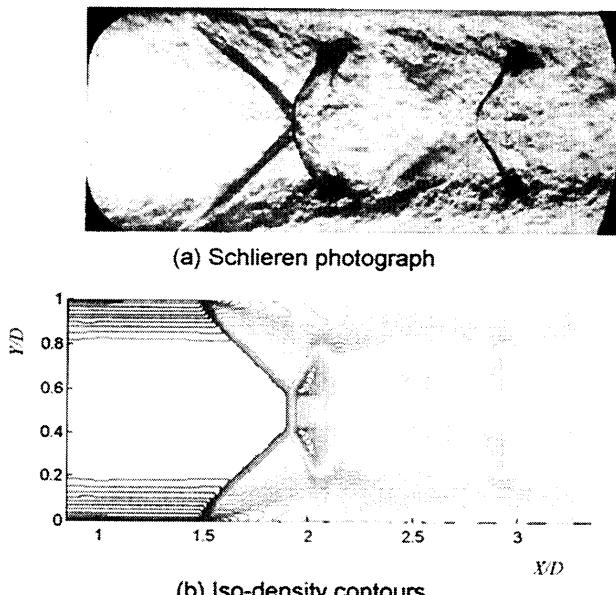


Fig.1 Color schlieren photograph and iso-density contours.

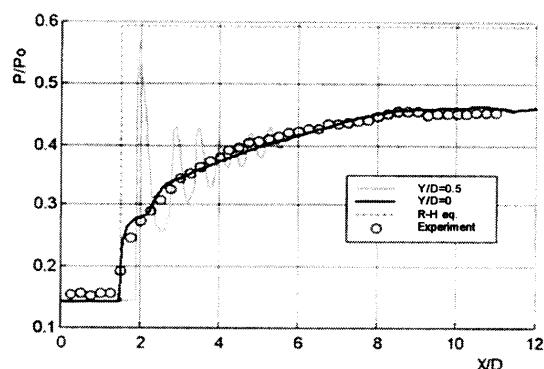


Fig.2 Pressure distribution of Mach 2 pseudo-shock wave.

参考文献

- (1) Matsuo et al., Progress in Aerospace Science 35, (1999), 33-100.
- (2) 杉山ほか, 機論(B編), 69-680, (2002), 772-778.