

210 衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究

Investigation on Supersonic Internal Flows with Shock Waves

○ 学 東條 啓 (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 孫 立群 (室蘭工大・院) 学 広島敬之 (室蘭工大・院)

Akira TOJO, 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
 Liqun SUN, Muroran Institute of Technology
 Takayuki HIROSHIMA, Muroran Institute of Technology

Key Words : Pseudo-Shock Wave, Shock Wave/Boundary Layer Interaction, Supersonic Internal Flow, Color Schlieren Photography, PIV Measurement

1. まえがき

流路内で流れが超音速から亜音速へ減速する際に発生する衝撃波は、流路壁面境界層との干渉が強くなると、衝撃波列 (shock train)⁽¹⁾とその後方に続く静圧上昇部より成る、いわゆる擬似衝撃波 (pseudo-shock wave)⁽¹⁾⁽²⁾となり、複雑な流れ場を形成する場合がある。擬似衝撃波を伴う流れは、スクラムジェットエンジンの分離部、高圧ガス配管系内の流れ等で発生し、騒音や振動、流路の疲労破壊等を引き起こす。従って、擬似衝撃波の構造や特性を研究することは工学上重要である。

本研究では、吹出し吸込み式超音速風洞を用いて、マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の構造を、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、壁面近傍の油膜流れの観察、粒子画像流速測定法 (particle image velocimetry : PIV) による流速分布測定を行ない調べた。

2. 実験装置と実験方法

2.1 実験装置

本研究では吹出し吸込み式超音速風洞 (pressure-vacuum type supersonic wind tunnel) を使用した。高圧槽から吹出した圧縮空気は調圧弁によって所定の圧力に調整され、ラバルノズルを通りマッハ4まで加速された後測定部に流入する。測定部に流入した空気はその後下流の真空槽に吸込まれる。本研究で用いた内部流動用測定部及び計測系の概要を Fig.1 に示す。測定部は、正方形ダクト (80×80mm², 長さ 1500mm) であり、側面には光学観察用ガラス窓が設けられている。

2.2 実験方法と実験条件

本研究では、マッハ4擬似衝撃波を正方形ダクトの中流位置 ($X_f/D = 8.8$) に発生させ、流れ場の3次元な構造を、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、壁面近傍の油膜流れの観察、PIVによる流速分布測定を行ない調べた。この位置における境界制限 (flow confinement) は、 $\delta_{\infty}/h = 0.39$ である。ここで、 X_f は流路入口から擬似衝撃波発生位置までの距離、 D は流路高さ、 δ_{∞} は先頭衝撃波直前の境界層厚さ、 h は流路高さの半分である。測定部入口における主流マッハ数と単位長さ当たりのレイノルズ数は、 $M_{\infty} = 3.98$, $Re_{\infty}/m = 2.6 \times 10^7 m^{-1}$ である。シュリーレン法による流れ場の可視化は、光源にナノスパーク (閃光時間 30 nsec), カラーリットを用いて行なった。また、擬似衝撃波発生位置の調整は、測定部下流に設置した衝撃波発生装置 (shock generator) 後部の開口面積を変化させることにより行なった。

2.3 PIVによる流速測定方法

PIVによる流速分布測定は、流れ場の3次元な構造を明らかにするために、測定断面を流路の奥行き方向に移動させ、5断面における流速分布を測定した。ダブルパルス Nd:YAG

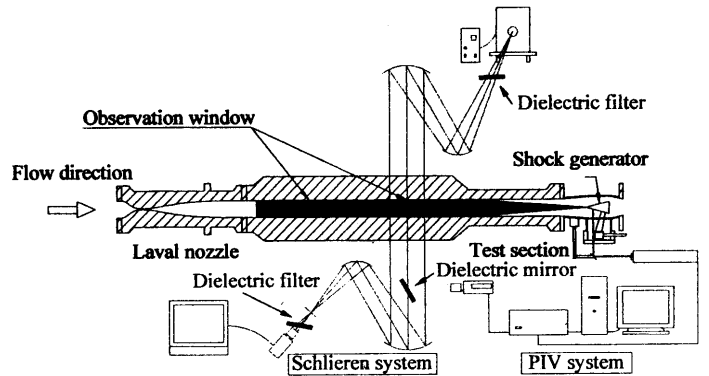


Fig.1 Schematic diagram of the test section and measuring system.

レーザの第2高調波を厚さ約1mmのシート光にし、測定部下流から上流へ向けて発光時間間隔 $\Delta t = 1 \mu sec$ で2回連続して照射した。トレーサ粒子はインピンジ型ノズルで微粒化した水粒子で、整流筒 (settling chamber) 内に噴霧し、流れに混入させた。測定部における粒子の粒径は $1 \mu m$ 程度であると推察している。レーザ光はトレーサ粒子によってミー散乱され、空間的濃淡画像 (濃度あるいは輝度パターン)、あるいは粒子群像を形成する⁽³⁾。この粒子画像は、レーザの発光毎に CCD カメラ (画素数 $1,000 \times 1,016$ pixels) に記録される。

流れ場の速度は以下のようにして求めた。初めに、CCD カメラに記録した2枚の画像間の相互相関を求める。検査領域は 64×64 pixels である。相関処理には、処理速度の高速化を図るため、周波数領域相関処理⁽⁴⁾を用いた。検査領域の中心から相関係数が最大となる点までの画像上の移動距離 ΔX を求め、これを画像入力の間隔 Δt で割ることにより、流れ場の局所速度 u を求めた⁽⁴⁾。なお、先頭衝撃波は流れ方向に振動するので、得られる流速分布と先頭衝撃波の位置関係を正確に把握する必要がある。そこで、シュリーレン光学系光源であるナノスパークの発光時期と PIV 用 YAG レーザの発光時期、CCD カメラの画像の取り込み時期を正確に同期させて測定を行ない、PIV 計測領域と先頭衝撃波の位置関係を正確に把握している。

2.4 壁面油膜流れの観察方法

マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の壁面近傍の流れを、油膜流れを用いて観察した。油膜用油には、シリコン油 (粘度 $10^{-3} m^2/s$) に、蛍光顔料 (比重 0.5) を、重量比 5 : 1 で混合したものを用いた。この油を観測面に薄く塗布した後通風し、油膜の濃淡画像を時間間隔 200 msec で 8 秒間撮影した。また、連続する2フレーム間について相互相関処理を行ない、油膜の流れの方向を求めた。相関領域は 32×32 pixels である。相関処理には PIV と同様に周波数領域相関処理を用いた。

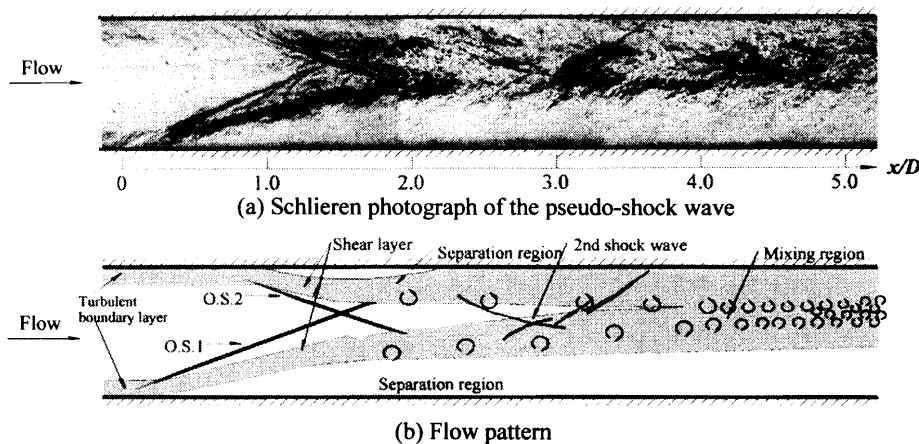


Fig.2 Schlieren photograph and Flow pattern of the Mach 4 pseudo-shock wave in a square duct ($X_f/D = 8.8$, $\delta_\infty/h = 0.39$).

3. 実験結果と考察

3.1 マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の可視化

本研究では、マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の構造を、カラーシュリーレン写真と壁面油膜流れの観察により調べた。Fig.2(a)は、マッハ4擬似衝撃波を正方形ダクトの中流 ($X_f/D = 8.8$) 位置に発生させた場合のカラーシュリーレン写真である。この写真は連続して撮影した3枚の写真を流れ方向に繋ぎ合わせたもので、流れは左から右である。Fig.2(a)の下部に示した座標は、下壁側境界層内から発生する斜め衝撃波 (oblique shock wave 1, 以後O.S.1と記す) の延長線と下壁面との交点を原点とした衝撃波列領域における無次元座標 x/D である。Fig.2(b)は、Fig.2(a)を基に描いた流れの模式図である。

Fig.2(a)のシュリーレン写真からわかるように、マッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波の形状は、2つの斜め衝撃波 O.S.1 と O.S.2 (上壁側境界層内から発生する斜め衝撃波) より成る、中心に垂直部分を持たない上下非対称な X 型である。また、先頭衝撃波直後には広範囲に渡ってはく離領域 (separation region) が確認できる。

3.2 マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の構造

マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の3次元な構造を調べるため、PIV測定を流路奥行き方向 (z 軸方向) の5断面で行なった。この測定結果と壁面近傍の油膜流れの観察結果を基に、マッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の構造について述べる。

Fig.3に奥行き方向の各断面の流速分布を、奥行き方向に内挿補間⁽⁴⁾して求めたマッハ4擬似衝撃波内部の流速分布の主流 (x 軸) 方向変化を示す。マッハ4擬似衝撃波の発生位置は正方形ダクトの中流 ($X_f/D = 8.8$) 位置である。Fig.3には流速ベクトル分布、主流方向の速度成分の等速度線分布を示した。横軸はFig.2(a)の座標と同様で、衝撃波列領域における無次元座標 x/D 、縦軸は流路高さの中心を原点とする無次元高さ y/h 、 z は流路奥行き方向の中心を原点とした奥行き方向距離で、 w は流路奥行き長さの半分である。この図には、壁面近傍の油膜流れの観察により得たはく離領域も併せて示した。

油膜流れの観察の結果、上壁面では $x/D \approx 1.0 \sim 2.2$ の範囲、下壁面では $x/D \approx 0.2 \sim 5.2$ の範囲で上流側へ向かう逆流流れが観察された。この逆流流れははく離領域と考えられる。流路下流側には U 字型の再付着線が観察される。このことから、はく離領域は側壁に近づくにつれ流路の下流方向に拡大していることがわかる。Fig.3より、流路中心部の高速流は流路中央断面に関しほぼ対称で、奥行き方向 (z 軸方向) にあまり変化しない2次元な流れであることがわかる。下流に行くにつれ高速流の領域は縮小し、はく離せん断層の領域は拡大するが、これは、高速流とはく離せん断層内の低速流の混合が進んでいることを示している。また、高速流は上壁側に片寄った上下非対称流れとなることがわかる。下壁側のはく離せ

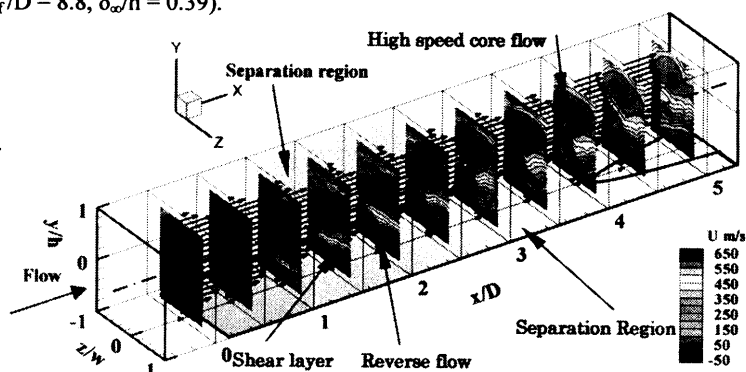


Fig.3 Flow structure of the Mach 4 pseudo-shock wave in a square duct.

ん断層と、はく離領域内の速度分布について調べると、はく離領域内の壁面近くでは、上流側に向かう流速 50 m/s 程度の逆流流れが、せん断層側では主流方向の流れが測定され、はく離領域内には大きな循環流れが存在していることがわかる。

4. まとめ

正方形ダクト内に発生させたマッハ4擬似衝撃波を伴う流れ場の構造を、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、壁面近傍の油膜流れの観察、PIVによる流速分布測定により実験的に明らかにした。結果を要約すると以下ようになる。

- (1) シュリーレン写真から、マッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波の形状は、2つの斜め衝撃波より成る中心に垂直部分を持たない上下非対称な X 型となる。
- (2) 流路中心部の高速流は、Fig.3に示すように流路中央断面に関しほぼ対称で、奥行き方向 (z 軸方向) にあまり変化しない2次元な流れである。
- (3) 流路の下壁面におけるはく離領域は、 $x/D \approx 0.2 \sim 5.2$ の間に現れる。はく離領域の再付着点は、U 形状となり、側壁に近づくにつれ流路下流方向に拡大している。

参考文献

- (1) Matsuo, K., Miyazato, Y. and H., D., Kim: Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows, Progress in Aerospace Science 35, (1999), pp.33-100.
- (2) 杉山・福田・溝端・遠藤・孫・新井: 衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究(超音速内部流動実験装置の開発およびマッハ数2と4の擬似衝撃波の特性), 日本機械学会論文集中(B), 68-676(2002), pp.3295-3301.
- (3) Raffel, M., Willert, C.E., Kompenhans, J.: 小林敏雄 日本語版監修, PIVの基礎と応用, (2000), 109, シュプリンガー・フェアラーク東京.
- (4) 可視化情報学会編: PIVハンドブック, (2002), p.75, p.120, 森北出版.