

## 204 超音速矩形ダクト内の衝撃波と境界層の干渉

(衝撃波列の PIV 計測・第 2 報)

Shock Wave / Boundary Layer Interaction in a Supersonic Rectangular Duct  
(2nd Report, PIV Measurement of the Shock Train)

○正 福田 浩一 (室蘭工大・院)      正 杉山 弘 (室蘭工大)      正 溝端 一秀 (室蘭工大)  
学 広島 敬之 (室蘭工大・院)      学 孫 立群 (室蘭工大・院)      学 東条 啓 (室蘭工大)  
Koichi FUKUDA, Hiromu SUGIYAMA, Kazuhide MIZOBATA, Takayuki HIROSHIMA, Sun Li Qun, Akira TOJO  
Muroran Institute of Technology, 27-1 Mizumoto, Muroran, Hokkaido

To investigate the supersonic flow phenomena related to internal and external flows of high pressure gas pipeline systems, air breathing engines and space planes, a supersonic wind tunnel (pressure vacuum type, Mach4.0 and 2.0) was designed and constructed in Muroran Institute of Technology. This report describes an experimental study on the shock wave / boundary layer interaction (pseudo shock wave, or PSW) in a rectangular duct, using the supersonic wind tunnel. The PSW was visualized by schlieren photography. Detailed distribution of velocity in the PSW was measured by particle image velocimetry (PIV). Boundary layer separation after the first shock wave of the PSW occurred more severely on one of the upper and lower walls than on the other, producing an asymmetric flow field. Deceleration of the core flow around the centerline of the duct was small.

*Key Words: Supersonic Flow, Shock Wave / Boundary Layer Interaction, Pseudo-Shock Wave, PIV Measurement*

## 1. 結 言

流路内において流れが超音速から亜音速に減速する際に発生する衝撃波は、流路壁面境界層と干渉し、複雑な衝撃波システムを作る。干渉が強くなると、複数の衝撃波より成る流れ構造 (衝撃波列 shock train) となる。衝撃波列とその後方に続く静圧上昇部は、全体で 1 個の垂直衝撃波と同様な役割を果たすと考えられ、これは擬似衝撃波 (pseudo-shock wave) と呼ばれている。擬似衝撃波を伴う流れは、高压ガス配管系や超音速ディフューザ、スクラムジェットエンジンの分離部などにしばしば現れるので、擬似衝撃波の構造の解明を行うことは工学上重要である<sup>(1)-(3)</sup>。

本研究は、前報<sup>(3)</sup>に引き続き、擬似衝撃波現象の解明を目的として、吹出し吸込み式マッハ 4 超音速風洞の測定部内に擬似衝撃波を発生させる。これをカラーシュリーレン法により可視化すると共に、粒子画像流速計測法 (PIV) を用いて速度分布を計測し、擬似衝撃波の内部構造について調べる。

## 2. 実験装置および実験方法

本実験で使用した風洞は、吹出し吸込み式超音速風洞<sup>(2)</sup>である。風洞の測定部および計測系の概要を Fig. 1 に示す。測定部は、流路高さ  $D=80\text{mm}$ 、幅  $W=80\text{mm}$ 、長さ  $L=1500\text{mm}$  の正方形直管路であり、側壁には光学ガラス観測窓をもつ。本研究では擬似衝撃波の主要部を構成する衝撃波列の先頭衝撃波を測定部の中流位置 ( $X_f/D=8.8$ 、境界制限  $\delta/h=0.39$ ) に発生させ、カラーシュリーレン装置を用いて可視化し、同時に PIV を使用して速度分布を調べる。ここで、 $X_f$  はダクト入り口から擬似衝撃波発生位置までの距離、 $\delta$  は先頭衝撃波直前の境界層厚さ、 $h$  は管路の半高さである。測定部下流に取り付けたショックジェネレータの形状と位置を変えることにより衝撃波発生位置を調節することができる。擬似衝撃波上流の主流レイノルズ数は  $Re=2.36 \times 10^7 \text{m}^{-1}$  である。カラーシュリーレンの光源としてナノスパークフラッシュ (発光時間 30nsec) を用いる。カラースリットは水平方向に置かれる。PIV の計測断面は測定部の奥行き方向の中央断面 ( $z=0\text{mm}$ ) と、中央断面から奥行き方向へ 25mm 移動した断面 ( $z=25\text{mm}$ ) である。ダブルパルス Nd:YAG レーザの第 2 高調波 (波長 532nm、パルス当たりエネルギー 120mJ) を、ショックジェネレータ内に取り付けたシリンドリカルレンズでシート光にし、下流から上流に向けて発光時間間隔  $\Delta t=1.0 \mu\text{sec}$  で 2 回連続して照射する。測定部でのシート光の厚さは約 1mm である。トレーサ粒子は、インピンジ型ノズルで微粒化された水粒子であり、settling chamber 内に噴霧

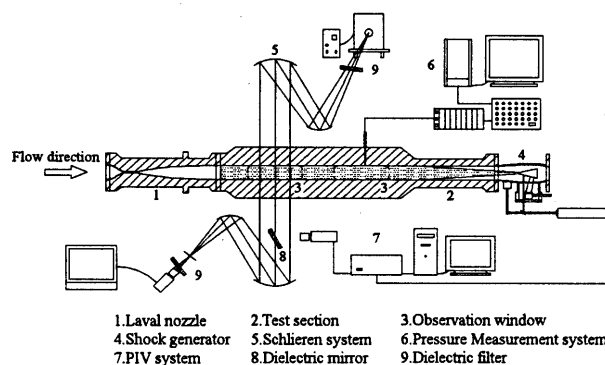


Fig. 1 Schematic diagram of the test section.

し流れに混入させる。レーザ光はトレーサ粒子によってミー散乱されて、空間的濃淡画像あるいは粒子群像を形成する<sup>(4)</sup>。この粒子画像は、シュリーレン光学系との干渉を避けるために、観測窓と入射角  $45^\circ$  で設置したダイクロイックミラーで反射されて、CCD カメラ (画素数  $1,000 \times 1,016$  pixels) に取り込まれる。得られた 2 枚の画像は、検査領域 ( $32 \times 16$  pixels) に分割され相互相関を計算 (周波数領域相関処理<sup>(4)</sup>) し、検査領域の中心から相関係数が最大となる点までの変位ベクトルを  $\Delta t$  で割ることにより、速度ベクトルが求められる。

## 3. 実験結果および考察

**3.1 衝撃波列の可視化** Fig.2(a)にマッハ 4 擬似衝撃波をダクトの中流 ( $X_f/D=8.8$ ) に発生させた場合のシュリーレン写真を、Fig.2(a)に流れの模式図を示す。Fig.2(a)の下部に、O.S.1 (下壁側境界層内から発生する斜め衝撃波)の延長線と下壁との交点を原点とする無次元座標  $x/D$  を示す。流れの方向は左から右である。Fig.2(a)(b)に示すように、この流れ場は、大局的には、下壁と上壁に沿う乱流境界層 (turbulent boundary layer)、中心部のマッハ 4 の一様な超音速流、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)より成る先頭衝撃波 (1st shock wave)、先頭衝撃波直後に現れるはく離領域 (separation region)、はく離領域と中心部の一様な超音速流の間のせん断層 (shear layer)、第 2 衝撃波 (2nd shock wave)、第 2 衝撃波背後の混合領域 (mixing region) から構成されている。先頭衝撃波の形状は、中心部に垂直部分を持たない上下非対称な X 型衝撃波である。この衝撃波は、O.S.1 と O.S.2 より成る。この O.S.1 と O.S.2 の交点 (intersection) は、ダクト中心線より上側に来る。第 2 衝撃波も基本的には、2 つの斜め衝撃波より構成される

が、第2衝撃波発生点近くでは、せん断層内で発生する大きな渦(乱流)構造の影響により、弱い斜め衝撃波が複数発生していることが、シュリーレン写真より認められる。

Fig.2(a)の場合は、下壁に沿う乱流境界層が早くはく離する場合である(この逆の場合、すなわち上壁側の乱流境界層が早くはく離する場合もある)が、流れは上壁に沿って流れる非対称流れとなる。

**3.2 衝撃波列内の流速分布** Fig.3, Fig.4 にマッハ4擬似衝撃波をダクトの中流位置 ( $X_1/D=8.8$ ) に発生させた場合の、測定部奥行き方向位置  $z=0\text{mm}$  および  $z=25\text{mm}$  のPIVによる流速測定結果を示す。Fig.3(a)とFig.4(a)は各測定断面における流速ベクトル分布、Fig.3(b)とFig.4(b)は主流方向の速度成分  $U$  の等高線分布である。各図において、横軸は流れ方向の無次元距離  $x/D$ 、縦軸はダクトの中心を原点とする無次元高さ  $y/h$  である。

Fig.3(a),(b)より、各位置  $x/D$  における速度分布を調べると、 $x/D=0\sim 1.5$ の間では、ダクト中心部の高速流領域で平坦な速度分布形状が得られているが、 $x/D=1.75\sim 3.5$ の間では、中心部の高速流とせん断層内における低速流の混合が進み、速度分布形状は放物線形状に移行していくことがわかる。

Fig.4(a),(b)より、各位置  $x/D$  における速度分布を調べると、Fig.3と同様に、ダクト中心部における高速流領域で平坦な速度分布形状が、下流に行くにしたがい中心部の高速流とせん断層内における低速流の混合が進み、速度分布形状は放物線形状に移行していく。Fig.3とFig.4を比較すると、ダクト中心部の高速領域の速度分布は、ほぼ同様の傾向を示している。

次に、ダクト下壁側のはく離せん断層と、はく離領域内の速度分布について調べると、Fig.3(b), Fig.4(b)ともに、はく離領域内の壁面近くでは、上流側に向かう逆流流れの速度が測定され、せん断層側では流れ方向の流れ速度が測定され、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。

以上より、衝撃波列内の速度分布は、奥行き方向位置  $z=0\text{mm}$  と  $25\text{mm}$  では大きな差が見られない。このことから、 $z=0\text{mm}\sim 25\text{mm}$  の範囲の流れ構造は2次元的であるとみなされる。

**4. 結言**

擬似衝撃波の内部構造を明らかにするために、マッハ4の超音速風洞を用いて、矩形ダクト内に擬似衝撃波を発生させ、カラーシュリーレン法により流れ場を可視化するとともに、PIVにより擬似衝撃波の先頭衝撃波付近の流速ベクトル分布を詳細に調べた。結果を要約すると、次のようになる。

- (1) 上、下壁に沿う乱流境界層は、先頭衝撃波直後、上、下壁側のどちらか一方で大きく剥離し、流れは上壁側または下壁側に偏った非対称流れとなる。
- (2) 流れの中心部を形成する高速流の速度分布は、擬似衝撃波の前方では平坦であるが、擬似衝撃波の先頭と第2衝撃波下流では放物線形状へと移行していく。
- (3) 衝撃波列内の速度分布は、 $z=0\text{mm}\sim 25\text{mm}$  の範囲では奥行き方向に変化しない。すなわち、この範囲で、流れは2次元的であると見なされる。

**文献**

- (1) 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

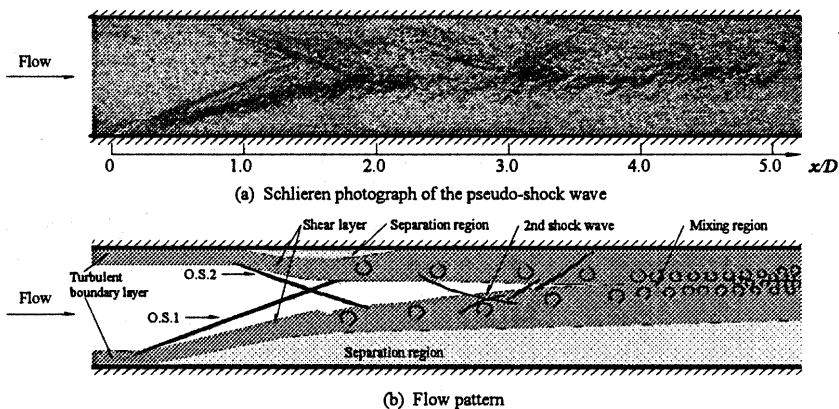


Fig.2 Schlieren photograph of the pseudo-shock wave

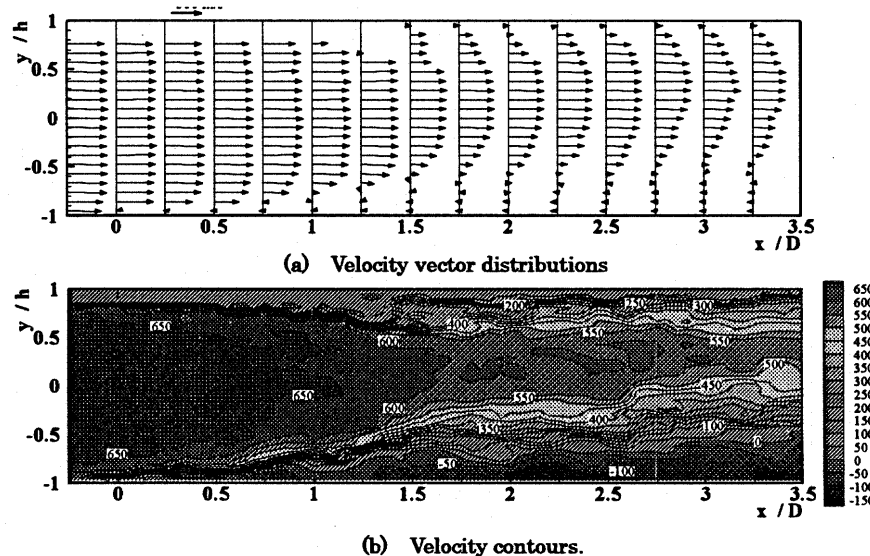


Fig.3 Velocity vector distributions by PIV ( $Z=0\text{mm}$ )

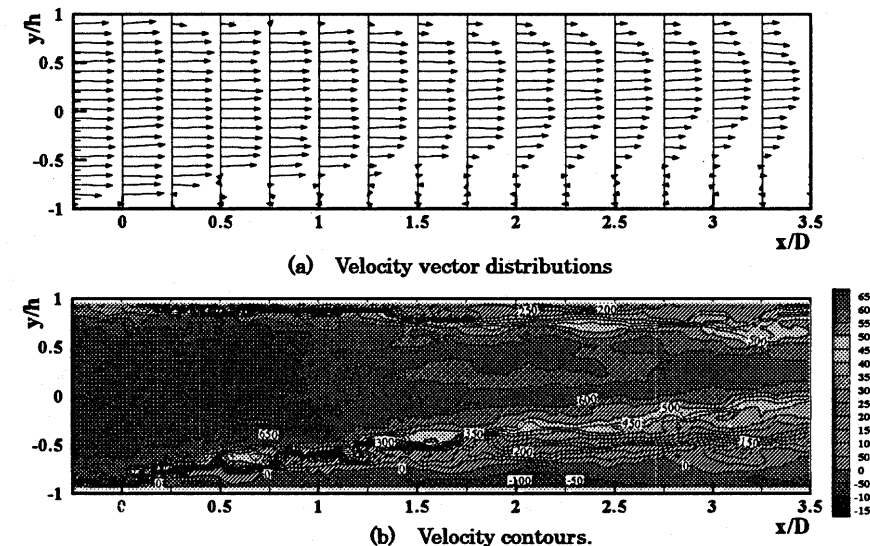


Fig.4 Velocity vector distributions by PIV ( $Z=25\text{mm}$ )

- の擬似衝撃波の特性), 日本機械学会論文集投稿中
- (2) 杉山・溝端・新井・福田・孫・遠藤・広島, 室蘭工業大学新設マッハ4超音速風洞の気流特性および衝撃波と乱流境界層の干渉現象に関する研究, 室蘭工業大学紀要, 51号 (2001), 57-62.
- (3) 広島・杉山・溝端・福田・孫・遠藤, 超音速矩形ダクト内の衝撃波と境界層の干渉(衝撃波列のPIV計測), 機械学会第41回北部支部講演会講演概要集, No.012-1(2001,9), 186-187.
- (4) 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.