

1609 正方形ダクト内における衝撃波と乱流境界層の干渉に関する実験的研究

Experimental Study on the Shock Wave and Turbulent Boundary Layer Interactions in a Square Duct

○ 准 本間 拓水 (室蘭工大・院) 正 杉山 弘 (室蘭工大)
 正 湊 亮二郎 (室蘭工大) 正 溝端 一秀 (室蘭工大)
 学 辻口 裕貴 (室蘭工大・院) 貝原 陽平 (室蘭工大・院)

Takumi HONMA, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido
 Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology
 Ryojiro MINATO, Muroran Institute of Technology
 Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology
 Yuki TSUJIGUCHI, Muroran Institute of Technology
 Yohei KAIHARA, Muroran Institute of Technology

Abstract

This paper describes an experimental study on the supersonic internal flows with Pseudo-Shock Wave (PSW) in a straight square duct with cross section of $80 \times 80 \text{ mm}^2$, using the pressure-vacuum type Mach 4 and Mach 2 supersonic wind tunnel of Muroran Institute of Technology. The free stream Mach number and unit Reynolds number just upstream of the PSW were $M_\infty=1.96, Re=2.43 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$. Flow structure of the PSW was investigated by color schlieren photographs. The wall surface shear stress was visualized qualitatively by Shear-Sensitive Liquid Crystal, and further more measured quantitatively by handmade Shear Stress Transducer.

Keywords: Supersonic Internal Flows, Pseudo-Shock Wave, Color Schlieren Photography, Shear-Sensitive Liquid Crystal, Shear Stress Transducer

1. 緒言

管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、流路壁面の乱流境界層と干渉し複雑な衝撃波システムである擬似衝撃波 (pseudo-shock wave) ⁽¹⁾⁽²⁾ を形成する。この擬似衝撃波を伴う流れは、高圧ガス配管系内の流れや、超音速インテーク、スクラムジェットエンジンの分離部等で発生し、圧力変動を伴い、機器の性能低下や不始動問題、振動や騒音、流路の疲労破壊等を引き起こす場合があるため、擬似衝撃波の構造や特性を解明することは、上述の機器の設計・運転と関連して、工学上重要である。

そこで本研究では、超音速矩形ダクト内における衝撃波と乱流境界層の干渉現象、いわゆる擬似衝撃波現象の詳細な構造と特性の解明を目的とし、吹出し吸込み式超音速風洞を用いて測定部にマッハ2 擬似衝撃波を発生させ、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、およびせん断応力感応液晶を用いた壁面せん断応力の定性的な可視化を行った。さらに、歪ゲージを用いたせん断応力センサーによる壁面せん断応力の定量的測定を行った。

2. 実験装置および実験方法

2・1 実験装置

本研究で使用した吹出し吸込み式超音速風洞の概要は以下の通りである。高圧槽より供給された圧縮空気は調圧弁で所定の圧力に調整され、ラバルノズルを介してマッハ2 まで加速された後、測定部へと流入する。測定部に流入した空気はその後、下流の真空槽へと吸込まれる。次に本研究で使用した測定部および測定系の概要を Fig.1 に示す。測定部は、流路高さ $D=80 \text{ mm}$ 、幅 $W=80 \text{ mm}$ 、長さ $L=1500 \text{ mm}$ の正方形断面を有する直管路であり、側壁には光学観察用ガラス窓が設置されている。

2・2 実験方法および実験条件

本研究では、擬似衝撃波の衝撃波列において最も上流側に形成される先頭衝撃波 (first shock wave) を測定部の中流位置に発生させた。先頭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) を前後させ、測定部下流部分の開口面積を変化させて行った。なお、本研究における先頭衝撃波の時間平均

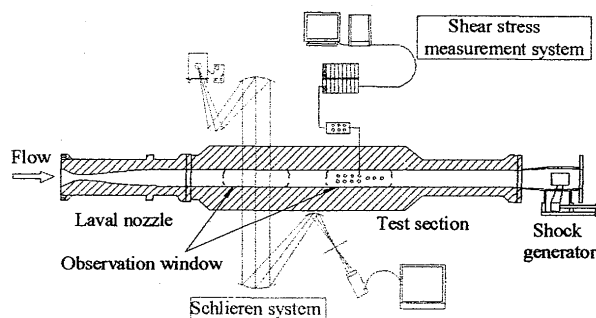


Fig.1 Schematic diagram of the test section and measuring system

発生位置を $X_f/D=8.3$ とした。先頭衝撃波直前の無次元境界層厚さ、いわゆる境界制限 (flow confinement) は $\delta_\infty/h=0.28$ である。ここで、 X_f はノズル出口端から先頭衝撃波までの距離、 D は管路高さ、 δ_∞ は先頭衝撃波直前の境界層厚さ、 h は管路高さの半分である。先頭衝撃波上流における主流のマッハ数と単位長さ当たりのレイノルズ数は、 $M_\infty=1.96, Re_\infty=2.43 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ である。

2・3 カラーシュリーレン法による流れ場の可視化

カラーシュリーレン法による流れ場の可視化の際、光源としてナノスパークフラッシュ (閃光時間 30nsec) を使用し、カラースリットは流れに対して水平に設置した。また、本研究ではノズルを Fig.1 のように設置した場合を Side view、ノズルを 90° 回転して設置した場合を Top view 設置と呼ぶこととする。

2・4 液晶による壁面せん断応力の可視化

擬似衝撃波を伴う流れ場に働くせん断応力の定性的な可視化をせん断応力感応液晶を用いて行った。本研究では CN/R7 (Hallcrest 社製: 比重 0.9915, 粘度 $11.5 \text{ Pa}\cdot\text{s}$) を使用した。この液晶は温度や圧力には反応せず、せん断応力の大きさの変化にのみ反応し、色が変化する特性を持っているため、壁面に働くせん断応力の大きさの変化を液晶の色の変化として観察できる。この時、液晶はせん断応力の絶対値が零、あるいは非常に小さい領域では赤色を示し、大きくなるにつれて緑色、青色へと変化していく。

液晶の塗布は、測定部側壁に取り付けられている盲窓に、黒色塗

料を薄く塗布した後、液晶をアセトンに溶かし噴霧、乾燥させることで一様な液晶コーティングを得た。盲窓の対面にガラス窓を設置して、デジタルカメラ (NIKON : D1-H) によって撮影し液晶の色の変化を記録した。側壁面に働くせん断応力の可視化はノズルを Fig.1 のように設置した状態で行い、上壁面に働くせん断応力の可視化はノズルを 90° 回転させて設置した状態で行った。

2・5 せん断応力センサーによる壁面せん断応力の測定

本研究では、歪ゲージを用いたせん断応力センサーを設計・製作し、流れ場に働くせん断応力を定量的に測定した。せん断応力センサーには、箔歪ゲージ (KYOWA 製 : KFR-02N-120-C1-23N10C2) を使用し、アクティブ・ダミー法を用いた。ブリッジ回路にはブリッジボックス (KYOWA 製 : CDV-700A) を使用した。測定結果はシグナルコンディショナを (KYOWA 製 : CDV-700A) を介し、ロガーステーション (NEC 三栄製 : DL2400AP) に記録した。測定孔は本研究で使用している盲窓の一枚を加工して設け、計 20 点での測定が行える。壁面せん断応力の定量的な測定値は、通風開始より 4 秒後から 4.5 秒後までの 0.5 秒間における時間平均値である。測定値の単位は Pa で、主流方向は正、逆流方向は負の値で示す。

3. 実験結果および考察

3・1 マッハ2 擬似衝撃波の可視化

Fig.2(a)にマッハ2 擬似衝撃波の Side view におけるシュリーレン写真を、Fig.2(b)には Top view におけるシュリーレン写真を示す。Fig.2(a), (b)のいずれの場合も先頭衝撃波の構造は、中心に垂直部分を持つ入型の構造をしており、流れもほぼ上下対称である。また、先頭衝撃波の足元付近からはく離領域が存在していることが推察される。両者を比較すると、Fig.2(a)よりも Fig.2(b)のほうが壁面に沿う境界層が厚くなっている。また、先頭衝撃波中心の垂直部分は、Fig.2(a)よりも Fig.2(b)の方が僅かに短くなっていることがわかる。さらに、Side view, Top view のシュリーレン写真より、マッハ2 擬似衝撃波の先頭衝撃波の3次元構造は、2つのお椀を底で重ねたような構造 (形状) をしていると考えられる。

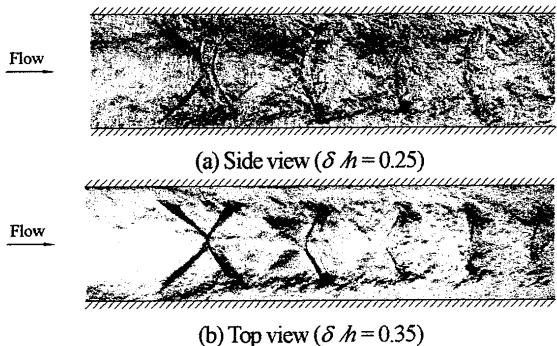


Fig.2 Schlieren photographs of the Mach2 pseudo-shock wave

3・2 マッハ2 擬似衝撃波内のせん断応力分布

Fig.3(a)と Fig.3(c)にはそれぞれ、液晶によって可視化した上・側壁面に働くせん断応力分布にせん断応力センサーによるせん断応力の定量的測定値を重ねたものを示し、Fig.3(b)には擬似衝撃波の Side view のシュリーレン写真を示す。流れは左から右である。図の横軸は、先頭衝撃波前枝の延長線と下壁面との交点を原点とした無次元距離 x/D である。Fig.3(a)の縦軸は流路の中心を原点とした無次元奥行き z/w , Fig.3(b)と Fig.3(c)の縦軸は流路の中心を原点とした無次元高さ y/h である。各図の位置関係は対応させてある。

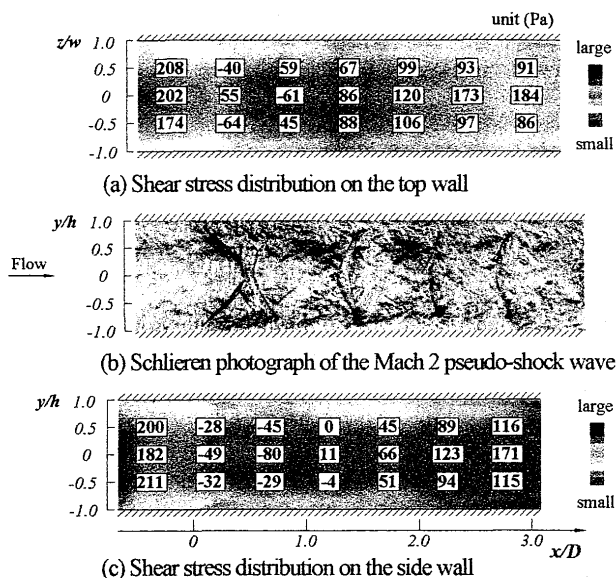


Fig.3 Schlieren photograph of the Mach 2 pseudo-shock wave and shear stress distributions on the top and side walls

Fig.3(a)と Fig.3(b)を比較すると、先頭衝撃波足元付近から先頭衝撃波後方までの領域が赤色で示されており、この領域ははく離領域に対応していると考えられ、この領域には約 -65~-40 Pa のせん断応力が働いている。せん断応力が -61~86 Pa に変化している間で流れは再付着していると考えられる。再付着後は中央部が緑色となり、その周りに黄色の領域があることがわかる。定量的な測定結果より、再付着後は約 85~185Pa のせん断応力が働いていることがわかった。

次に Fig.3(b)と Fig.3(c)を比較すると、液晶の可視化結果は上壁面のそれと類似していることがわかる。しかし、赤色で示されたはく離領域が第2 衝撃波後方まで拡大していること、先頭衝撃波の三重重点付近でせん断応力の絶対値が大きい黄色の領域が確認できることが大きく異なる。定量的な測定結果より、はく離領域では約 -30~-80 Pa のせん断応力が働いており、逆流していることがわかる。下流側の領域では約 90~170 Pa のせん断応力が働いている。以上より、上壁面には約 -65~210Pa, 側壁面には約 -80~210Pa のせん断応力が分布していることがわかった。

4. 結言

本研究では、擬似衝撃波の内部構造の詳細を明らかにするため、正方形ダクト内にマッハ2 擬似衝撃波を発生させ、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、およびせん断応力感応液晶を用いた壁面せん断応力の定性的な可視化、さらに歪ゲージを用いたせん断応力センサーによる壁面せん断応力の定量的な測定を行った。結果を要約すると以下ようになる。

- (1) マッハ2 擬似衝撃波の先頭衝撃波の3次元構造は、2つのお椀を底で重ねたような構造 (形状) をしている。
- (2) マッハ2 擬似衝撃波を伴う流れ場において、上・側壁面それぞれのはく離領域内でせん断応力が負の値で測定されたことより、はく離領域内の壁面近傍流れは逆流していることがわかった。

参考文献

- (1) Matsuo, K. Miyazato, Y. and H.D. Kim: 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, 日本機械学会論文集(B 編), 68-676 (2002, 12), pp.3295-3301.