

マッハ4超音速矩形ダクト内の擬似衝撃波のPIV計測

An PIV Measurement of Pseudo-Shock Waves
in a Mach 4 Supersonic Rectangular Duct

○福田 浩一 (室蘭工大), 杉山 弘 (室蘭工大), 溝端 一秀 (室蘭工大)
孫 立群 (室蘭工大), 遠藤 清和 (室蘭工大), 広島 敬之 (室蘭工大)

Koichi FUKUDA, Hiromu SUGIYAMA, Kazuhide MIZOBATA, Sun Li Qun, Kiyokazu ENDO, Takayuki HIROSHIMA
Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido 050-8585, Japan

ABSTRACT

To investigate the supersonic flow phenomena related to internal and external flows of high-pressure gas pipeline systems, new air breathing engines and space planes, a new supersonic wind tunnel (pressure-vacuum type, Mach4.0 and 2.0) was designed and constructed in Muroran Institute of Technology (MIT). This report describes the experimental study on the shock wave / boundary layer interaction (pseudo-shock wave, or PSW) in a rectangular duct, using the MIT supersonic wind tunnel. The PSW was visualized by schlieren photographs. Detailed distributions of velocity data in the PSW have been measured using PIV.

1 結 言

流路内で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。流れのマッハ数が1を超える程度の流れでは、発生する衝撃波は弱く一つの垂直衝撃波を形成するが、マッハ数が増加するに従い、衝撃波と境界層の干渉は強くなり、衝撃波の分枝(bifurcation)が起こる。さらに干渉が強くなると分枝した衝撃波の後方に第2、第3の衝撃波が形成される。この様な複数の衝撃波よりなるシステムを衝撃波列(shock train)という¹⁾。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²⁾。擬似衝撃波は、通常、流路の一定位置には存在せず、流れに対して前後に振動し圧力変動を発生させ、騒音や振動、管路の疲労破壊等を引き起こす。擬似衝撃波を伴う流れは、超音速ディフューザやスクラムジェットエンジン分離部等で見られ、擬似衝撃波の構造や振動現象の解明を行うことは工学上重要である³⁻⁵⁾。

本研究では、室蘭工業大学に新設された吹出し吸込み式マッハ4の超音速風洞を用いて、測定部内に擬似衝撃波を発生させ、その状況をカラーシュリーレン法により可視化するとともに、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た。

2 実験装置および実験方法

本研究で使用した実験装置の概要を Fig.1 に示す。本装置は吹出し吸込み式風洞で、高圧槽から吹出した圧縮空気は調圧弁を通して所定の圧力に調整され、ラバルノズルを通して所定の流れのマッハ数まで加速され測定部へ流入する。測定部に流入した空気は下流の真空槽に吸込まれる。

測定部及び計測系の概要を Fig.2 に示す。測定部は流路高さ $D=80\text{mm}$ 、幅 $W=80\text{mm}$ の正方形断面を有する長さ $L=1500\text{mm}$ の直管路であり、側壁には光学観察用窓をもつ。本研究ではマッハ4超音速矩形ダクト内の擬似衝撃波の構造を調べるために、擬似衝撃波の主要部を構成する shock train の先頭衝撃波を測定部の中流($X=620, 570\text{mm}$, 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使用して可視化し、同時に PIV を使用して速度分布を得た。ここで、 X はノズル出口を原点とする流れ方向距離、 δ は先頭衝撃波直前の境界層厚さ、 h は管路半径である。

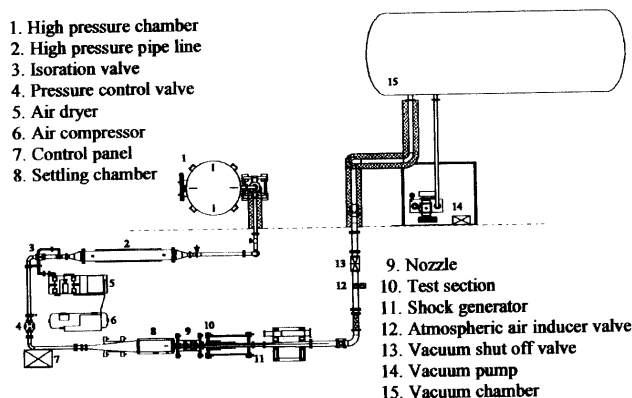


Fig.1 Pressure-vacuum type Mach4 supersonic wind tunnel of Muroran Inst. of Tech.

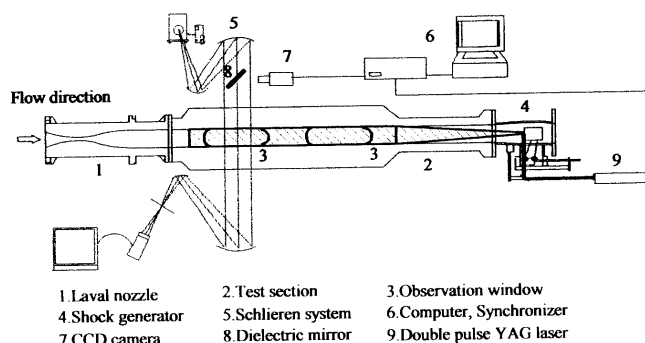


Fig.2 Schematic diagram of the test section

擬似衝撃波上流の主流のレイノルズ数は $Re=2.6 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ 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(閃光時間 30nsec)を用い、流れの状態を観察した。カラースリットは水平方向に置かれた。PIV の計測断面は測定部の奥行き方向の中央断面で、ダブルパルス Nd:YAG レーザの第2高調波(Wave length: $\lambda=532\text{nm}$, Energy: 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スリット光にし、下流から上流に向けて発光時間間隔 $1 \mu\text{sec}$ で2回連続して照射した。測定部でのスリット光の厚さは約1mmである。流速測定用の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、settling chamber 内に

噴霧し流れに混入させた。トレーサ粒子のミー散乱の画像は、測定部光学観測窓と入射角 49° で設置したダイクロイックミラーにより、 $\lambda=440\sim 590\text{nm}$ の波長のみを反射させて、CCDカメラ(画素数 $1,000\times 1,016\text{pixel}$)に取り込み、2枚の画像の相互相関を計算してベクトル速度分布を算出した。検査領域は $64\times 64\text{pixel}$ とした。先頭衝撃波は流れ方向に振幅約 100mm で振動するため、ナノスパークとYAGレーザの発光を正確に同期させて、PIV計測領域と先頭衝撃波の位置関係を特定した。擬似衝撃波発生位置の調整は、測定部下流に設置したショックジェネレータ部の開口面積を変化させて行った。

3 実験結果および考察

Fig.3(a)に $X=620\text{mm}$ の場合の擬似衝撃波のシュリーレン画像を、Fig.3(b)に同時刻の流速ベクトル分布を示す。流れは左から右である。Fig.3(a)中の太い実線で示した2つの矩形枠は、外側の枠がFig.3(b)のPIV計測領域を示し、内側の枠がダイクロイックミラーの外枠を示す。Fig.3(b)で横軸は距離 X 、縦軸は管路中心を原点とした高さ y である。Fig.3(b)中のベクトルは、測定部長さ方向速度成分 U と高さ方向速度成分 V を示し、等高線は U を示す。

Fig.3(a)より擬似衝撃波の先頭衝撃波が発生している様子が分かる。先頭衝撃波の形状は中心部に垂直部分を持たない X 形である。この X 形衝撃波は、下壁側から発生するO.S.1と、上壁側から発生するO.S.2よりなる⁴⁾。Fig.3は、下壁に沿う境界層が早くはく離する場合で、O.S.1とO.S.2の交点は測定部中心線より上壁側となり、流れは上壁側に偏った非対称流れになる。Fig.3(b)より、擬似衝撃波内の速度分布は、Fig.3(a)のシュリーレン画像と同様に、上壁側に偏った非対称である。測定部中央部の $U=600\text{m/s}$ 以上の高速領域では、先頭衝撃波直後の減速は少ないが、下流に向かって減少している。上壁側の高速領域と $U=100\text{m/s}$ 以下のはく離領域の間のせん断層は、速度ベクトルと直交する方向の速度勾配が大きく、この位置はシュリーレン画像の密度勾配の大きい位置と一致している。下壁側のせん断層でも速度ベクトルと直交する方向の速度勾配が大きいが、この位置はシュリーレン画像の密度勾配の大きい位置より下壁側によっている。また、下壁側のはく離領域内には断続的に逆流領域が見られ、 $X=695\text{mm}$ より下流では逆流領域が拡大している。

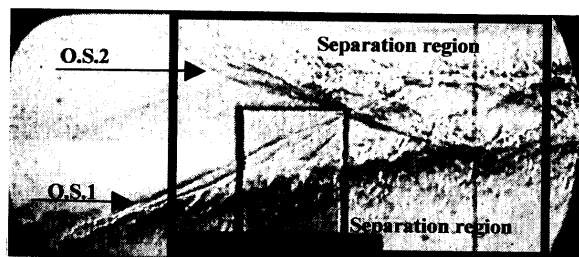
擬似衝撃波が、Fig.3の場合より約 50mm 上流へ移動した際のシュリーレン画像をFig.4(a)に、同時刻の流速ベクトル分布をFig.4(b)に示す。流れは左から右である。Fig.4(a)中の太い実線で示した2つの矩形枠およびFig.4(b)中のベクトルと等高線は、それぞれFig.3(a)、(b)と同様である。

Fig.4(a)より、Fig.3(a)と同様に、上壁側に偏った非対称流れになる。Fig.4(b)より、擬似衝撃波内の速度分布は、Fig.4(a)と同様に上壁側に偏った非対称である。上壁側のせん断層では速度ベクトルと直交する方向の速度勾配が大きく、また下流に向い拡大して、 $X=700\text{mm}$ 付近でははく離領域が消え、せん断層が上壁に再付着している。一方、下壁側のせん断層では、速度ベクトルと直交する方向の速度勾配はFig.3(b)と比較して小さく、はく離領域では下壁近傍に逆流領域が見られる。高速領域は、 $X=660\text{mm}$ 付近までは下流に向かって拡大するが、その後はほぼ一定となる。

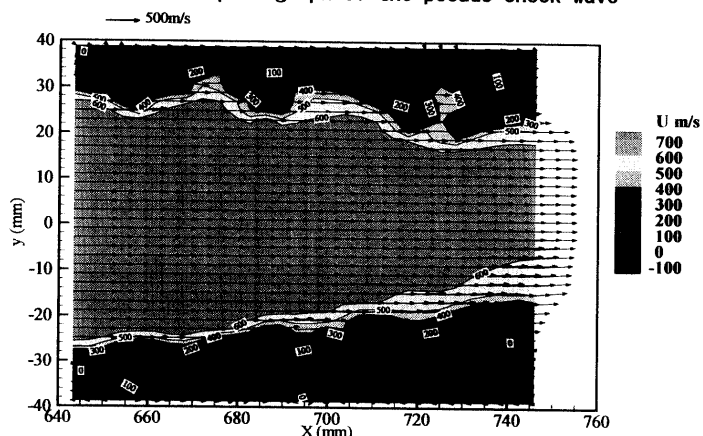
4 結 言

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により擬似衝撃波内の先頭衝撃波付近の流速ベクトル分布を測定した。その結果、以下の結果が得られた。

- (1) 擬似衝撃波内の流速分布は上下非対称で、先頭衝撃波下流において管路中心部の高速領域の減速は少ない。
- (2) 先頭衝撃波下流で壁面境界層ははく離するが、先にはく離した領域の壁面近くでは、流れは逆流している。



(a) Schlieren photograph of the pseudo-shock wave

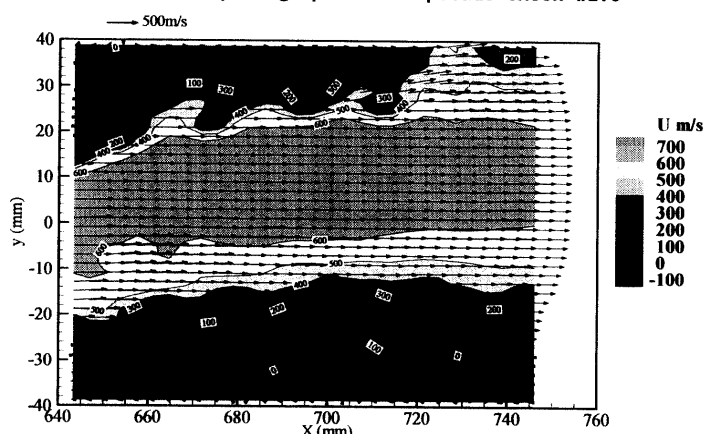


(b) Velocity vector distribution

Fig. 3 Location of the first shock wave: $X=620\text{mm}$



(a) Schlieren photograph of the pseudo-shock wave



(b) Velocity vector distribution

Fig. 4 Location of the first shock wave: $X=570\text{mm}$

引用文献

- (1) Matsuo, K., Miyazato, Y. and H., D., Kim: *Progress in Aerospace Science* 35 (1999) 33.
- (2) 高山和喜編: 衝撃波ハンドブック, (シュプリンガー・フェアラーク東京 1995) 230.
- (3) 福田浩一, 杉山 弘, 溝端一秀, 遠藤清和: 可視化情報全国講演会講演論文集 20-2 (2000) 209.
- (4) 福田浩一, 杉山 弘, 溝端一秀, 遠藤清和: 衝撃波シンポジウム講演論文集 (2001) 53.
- (5) 遠藤清和, 杉山 弘, 溝端一秀, 福田浩一: 日本航空宇宙学会北部支部2001年講演会論文集 (2001) 19.