

擬似衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究 (マッハ4 およびマッハ2 擬似衝撃波の振動現象)

A Study on the Supersonic Internal Flows with Pseudo-Shock Waves (Oscillation Phenomena of the Mach 4 and Mach 2 Pseudo-Shock Waves)

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

Yuki TSUJIGUCHI, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, 050-8585
Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology
Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology
Ryojiro MINATO, Muroran Institute of Technology
Yohei MUTO, Muroran Institute of Technology
Yohei KAIHARA, Muroran Institute of Technology

This paper describes an experimental study on the supersonic internal flows with Pseudo-Shock Waves (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 $M_\infty = 3.98$, $Re_\infty = 2.22 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ and $M_\infty = 1.96$, $Re_\infty = 2.43 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$. The oscillation phenomena of Mach 4 and Mach 2 PSW were clarified by high speed digital camera observation and duct wall pressure fluctuation measurements.

Key Words: Supersonic Internal Flow, Pseudo-Shock Wave, Shock Wave/Boundary Layer Interaction, Color Schlieren Photography, High Speed Digital Camera, Wall Pressure Fluctuation

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を形成する。流れのマッハ数がわずかに1を超える程度の流れでは、発生する衝撃波は弱く1つの垂直衝撃波を形成するが、マッハ数が増加するに従って両者の干渉は強くなり、衝撃波の分枝 (bifurcation) が生じる。さらにマッハ数が増加し、衝撃波と乱流境界層の干渉が強くなると、分枝した衝撃波の下流に第2、第3の衝撃波が形成される。このように多数の衝撃波により構成されるシステムを衝撃波列 (shock train) ⁽¹⁾ という。衝撃波列とその後方に続く静圧上昇部は全体で1つの垂直衝撃波と同様の役割を果たすと考えられ、擬似衝撃波 (pseudo-shock wave) ⁽¹⁾⁽²⁾ と呼ばれている。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や高圧ガス配管系、超音速ディフューザ内の流れ等に流れの条件次第で発生し、圧力変動を伴い、騒音や振動、機器の性能低下や不始動問題、流路の疲労破壊等を引き起こす場合がある。そのため、擬似衝撃波の構造と特性を解明することは、上述の流路や機器の設計・運転と関連し、工学上重要である。

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解明を目的とし、吹出し吸込み式超音速風洞 (pressure-vacuum type supersonic wind tunnel) を用いて測定部にマッハ4 およびマッハ2 擬似衝撃波を発生させ、高速度ビデオカメラを用いて擬似衝撃波の発生位置変動を観察するとともに、半導体圧力変換器を用いた壁面圧力変動測定を行い、スペクトル解析を用いて、擬似衝撃波の振動現象について調べた。このように、マッハ4 およびマッハ2 擬似衝撃波の振動現象を解明することは、上述の各種産業機器、特にスクラムジェットエンジンの設計や製作に関して、数値計算モデルの妥当性や精度のチェック等に重要な基礎設計データを提供するものと考えられる。

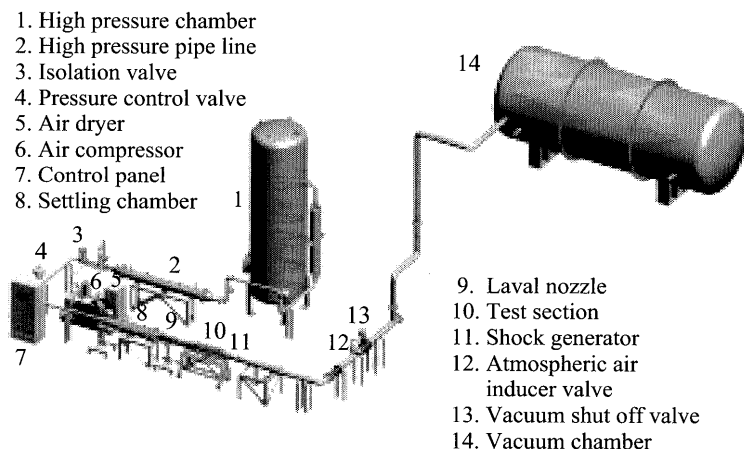


Fig.1 Pressure-vacuum type supersonic wind tunnel

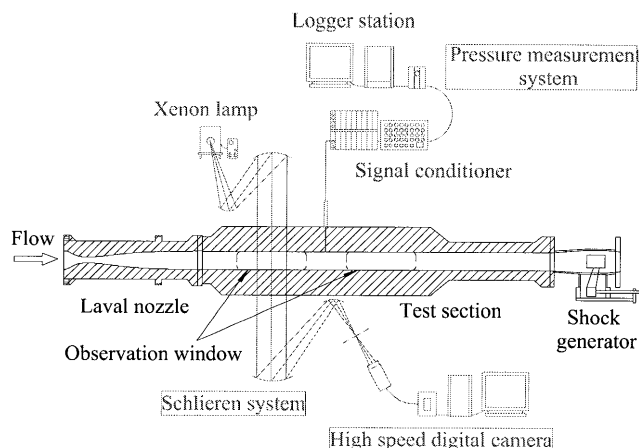


Fig.2 Schematic of the test section and measuring system

2. 実験装置および実験方法

2.1 実験装置

Fig.1に、本研究で使用した吹出し吸込み式超音速風洞の全体図を示す。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た後、ラバルノズルを通してマッハ4またはマッハ2まで加速され、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い込まれる。Fig.2に、本研究で使用した測定部および測定系の概要を示す。測定部は、管路高さ $D=80\text{mm}$ 、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2箇所の光学観察窓を持ち、上壁に44個の壁面静圧測定孔を持つ。本研究で使用したラバルノズルは2次元ノズルであり、Fig.2のように設置している。

2.2 実験方法および実験条件

本研究では、マッハ4およびマッハ2擬似衝撃波の衝撃波列において最も上流側に存在している先頭衝撃波 (first shock wave) を測定部の中流位置に発生させ、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化を行い、高速度ビデオカメラにより擬似衝撃波の発生位置変動を観察すると同時に壁面圧力変動を測定し、スペクトル解析を行った⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。先頭衝撃波発生位置の調整は、Fig.2のように測定部の下流に設置してある衝撃波発生装置 (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。本研究における先頭衝撃波の時間平均発生位置は、マッハ4で $X_f/D=7.6$ である。また、先頭衝撃波直前における無次元境界層厚さ、いわゆる境界制限 (flow confinement) は、 $\delta_\infty/h=0.39$ である。また、マッハ2で $X_f/D=8.3$ 、 $\delta_\infty/h=0.28$ である。ここで、 X_f はノズル出口端から先頭衝撃波位置までの距離、 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。なお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、マッハ4でそれぞれ $M_\infty=3.98$ 、 $Re_\infty=2.36 \times 10^7\text{m}^{-1}$ である。マッハ2でそれぞれ $M_\infty=1.96$ 、 $Re_\infty=2.43 \times 10^7\text{m}^{-1}$ である。

2.3 擬似衝撃波の可視化と位置変動の測定

本研究では、シュリーレン法によって流れ場を可視化し、高速度ビデオカメラ (Photron製: FASTCAM-MAX) を用いて擬似衝撃波の流れ構造および振動の様子を撮影した。光源にはキセノンランプを使用し、ナイフエッジの流れに対して平面に設置して使用した。高速度ビデオカメラのシャッタースピードは $4\mu\text{s}$ とし、撮影速度は $10,000\text{fps}$ とした。撮影は通風開始より3秒後から約0.1秒間 (1024コマ撮影) 行い、撮影画像から擬似衝撃波の発生位置変動を読み取った⁽³⁾。

2.4 壁面圧力変動測定

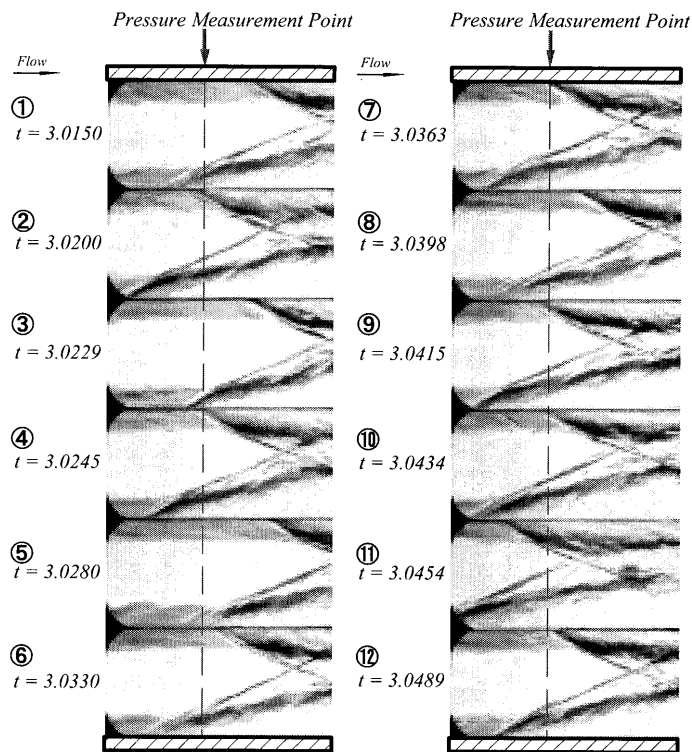
本研究における壁面圧力変動の測定は、半導体圧力変換器 (KULITE製: XCQ-062-50A) を用いて行った。半導体圧力変換器は、Fig.2のように測定部上壁に設けられた静圧測定孔に挿入し、測定結果はシグナルコンディショナ (KYOWA製: CDV-700A) を介して、ロガーステーション (NEC三栄製: DL2400AP) に記録した。なお、発生位置変動との比較を行うため、高速度ビデオカメラによる撮影と同時に通風開始3秒後からサンプリング速度 $100\mu\text{s}$ で測定した。

3. 実験結果および考察

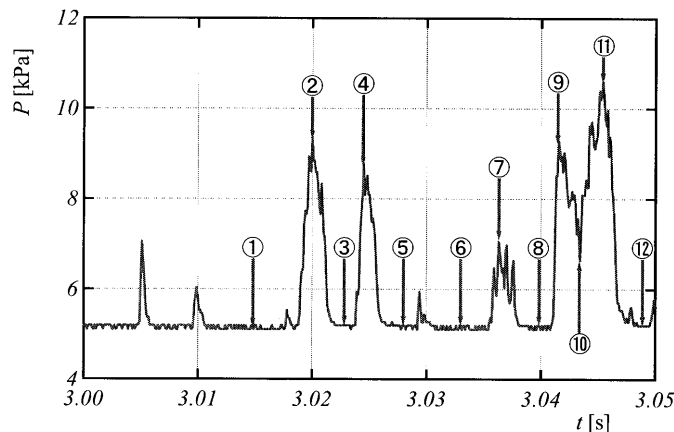
3.1 高速度ビデオカメラによる擬似衝撃波の連続写真

Fig.3(a)に高速度ビデオカメラにより撮影したマッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波の連続写真を、Fig.3(b)に写真と同時測定した先頭衝撃波足元付近の壁面圧力変動波形を示す。

Fig.3(b)の横軸は通風開始時刻からの経過時間 $t[\text{s}]$ 、縦軸は壁面圧力 $P[\text{kPa}]$ である。Fig.3(a)上部の矢印は圧力測定点



(a) High speed schlieren photographs of the Mach 4 pseudo-shock wave



(b) Wall pressure fluctuation at $X/D=8.125$

Fig.3 High speed schlieren photographs of the Mach 4 pseudo-shock wave and wall pressure fluctuation

($X/D=8.125$)を示している。Fig.3(a)の写真番号はFig.3(b)の①~⑫の時刻と対応しており、その時刻に撮影した写真であることを表す。

Fig.4(a)に示すように、マッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波の形状は、下壁側の境界層内から発生する斜め衝撃波 (Oblique Shock Wave 1, 以降O.S.1とする) と上壁側の境界層内から発生する斜め衝撃波 (O.S.2とする) より構成され、中心部に垂直部分を持たない上下非対称なX型である。流れは上壁側に偏っており、先頭衝撃波直後から大きくはく離している。Fig.3(a)より、O.S.1とO.S.2はほぼ一体となって流れ方向に激しく振動しており、それに伴ってはく離点は前後に移動していることがわかる。Fig.3(a)とFig.3(b)を比較すると、写真②、④、⑦、⑨、⑪のようにO.S.2が圧力測定点より上流側へ移動したとき急激な圧力上昇を生じ、写真①、③、⑤、⑥、⑧、⑫のようにO.S.2が圧力測定点より下流側へ移動すると圧力は一定値 (約 5kPa) まで下降することがわかる。これより、先頭衝撃波足元付近の圧力変動は擬似衝撃波の前後振動によって引き起こされていることがわかる。

3.2 マッハ4 擬似衝撃波の発生位置変動

Fig.4(a)にマッハ4 擬似衝撃波のシュリーレン写真を、Fig.4(b)に先頭衝撃波の流れ方向の振動を表す発生位置の時間変化を示す。これは、Fig.3(a)に示すような高速度ビデオカメラによる撮影画像から先頭衝撃波の発生位置を読み取りグラフとして表示したものである。本研究では Fig.4(a)の丸印で示している O.S.1、O.S.2 の足元と O.S.1 と O.S.2 の交点 (intersection) の流れ方向位置変動を調べた。Fig.4(a)の横軸および Fig.4(b)の縦軸は、ラバルノズルの出口端を原点とした無次元流路方向距離 X/D であり、Fig.4(b)の横軸は通風開始からの経過時間 t [s] である。

Fig.4(b)を調べると、O.S.1、O.S.2 および交点はいずれも徐々に上流側に移動しながら不規則な振動をしており、流れ方向の振幅は最大で $1.0D$ 程度であることがわかる。

Fig.4(c)に Fig.4(b)の振動波形のパワースペクトルを示す。図の横軸は周波数 f [Hz] で、縦軸はパワースペクトル密度 $S(f)$ である。O.S.2 および交点の波形の縦軸は上方にずらして表示している。Fig.4(c)より先頭衝撃波の振動は、200 Hz 以下の周波数成分を多く含んでいることがわかる。特に 50 Hz 程度と 150~200 Hz の周波数成分が強いといえる。これらの周波数成分は O.S.1、O.S.2 および交点の振動に同程度含まれており、さらに Fig.4(b)の波形にも類似性が見られることから、O.S.1 と O.S.2 はほぼ一体となって振動していることがわかる。

3.3 先頭衝撃波付近の壁面圧力変動 (マッハ4)

Fig.5(a)にマッハ4 擬似衝撃波を伴う流れ場の上壁面に沿う壁面圧力変動波形を、Fig.5(b)にそのパワースペクトルを示す。Fig.5(a)の横軸は通風開始からの経過時間 t [s]、縦軸は

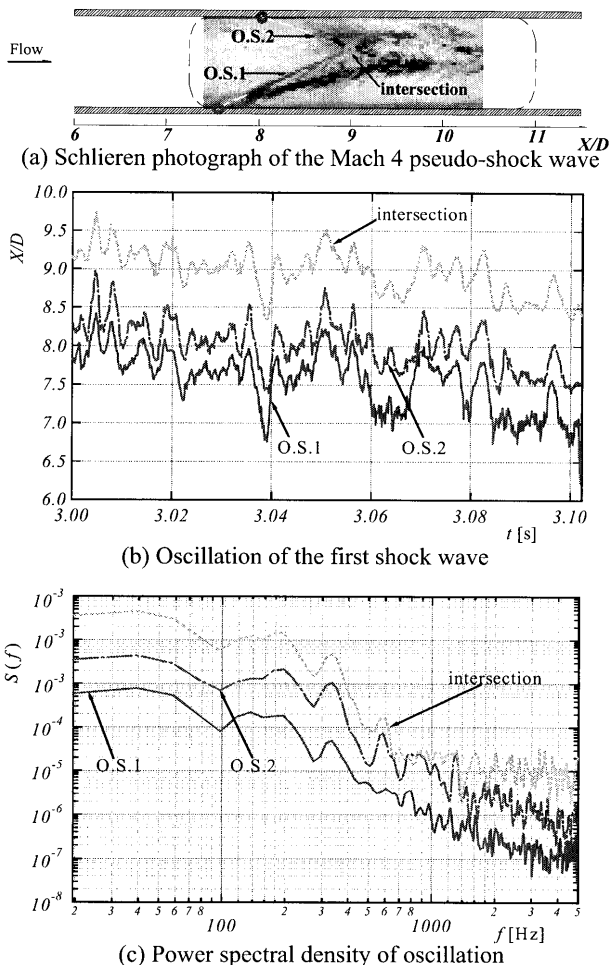
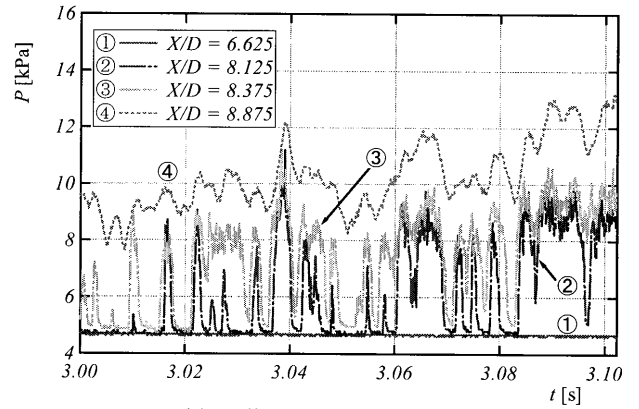
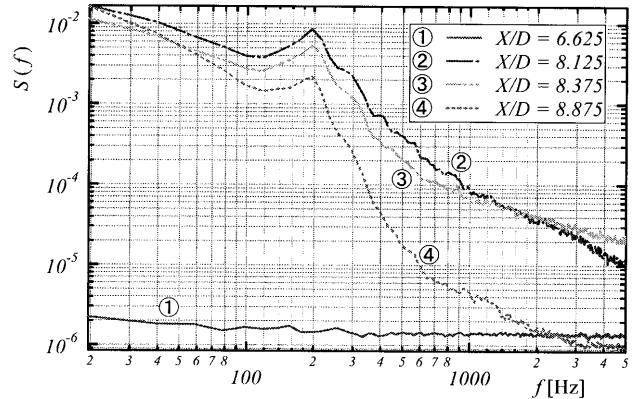


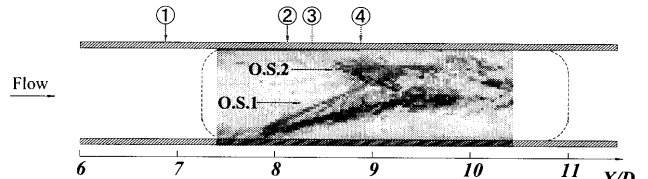
Fig.4 Oscillation of the Mach 4 pseudo-shock wave



(a) Wall pressure fluctuations



(b) Power spectral density of the wall pressure fluctuations



(c) Schlieren photograph of the Mach 4 pseudo-shock wave

Fig.5 Wall pressure fluctuation of the Mach 4 pseudo-shock wave

壁面圧力 P [kPa] であり、Fig.5(b)の横軸は周波数 f [Hz]、縦軸はパワースペクトル密度 $S(f)$ である。

Fig.5(c)に流路の中流位置に発生させたマッハ4 擬似衝撃波の発生位置と壁面圧力の測定位置との関係を表す図を示す。この図の横軸は無次元流路方向距離 X/D である。図に示した①~④が壁面圧力の測定位置であり、圧力変動波形の番号と対応させてある。

Fig.5(a)を調べると、圧力波形①は、先頭衝撃波より上流の圧力変動を示し、擬似衝撃波の振動の影響を受けていないため、ほぼ一定の値を示している。圧力波形②、③、④は、O.S.2の足元が振動している付近の圧力変動を示し、先頭衝撃波の流れ方向の振動による激しい圧力変動が確認できる。

Fig.5(b)を調べると、パワースペクトル①はすべての周波数域において低い値を示している。次にパワースペクトル②、③、④に注目する。これらはいずれも同様の傾向を示し、200 Hz 以下の周波数成分を多く含んでおり、200 Hz 程度の周波数成分に特徴が見られる。この傾向は Fig.4(c)の位置変動の周波数特性に類似している。また、斜め衝撃波足元付近の圧力変動が最も激しいことがわかる。

3.4 マッハ2 擬似衝撃波の発生位置変動

Fig.6(a)にマッハ2 擬似衝撃波のシュリーレン写真を、Fig.6(b)に先頭衝撃波の流れ方向の振動を表す発生位置の時間変化を示す。本研究では Fig.6(a)の丸印で示している先頭衝撃波の前枝、第2衝撃波の後枝を延長した線と下壁面との交点の流れ方向位置変動を調べた。マッハ2 擬似衝撃波は、

上下対称な構造をしているため、上壁側の位置変動は調べていない。Fig.6(a)の横軸およびFig.6(b)の縦軸は、無次元流路方向距離 X/D であり、Fig.6(b)の横軸は通風開始からの経過時間 t [s] である。

Fig.6(b)を調べると、マッハ2擬似衝撃波の先頭衝撃波と第2衝撃波は、流れ方向に振動しているが、マッハ4擬似衝撃波の場合と比較してその振幅は小さく、発生位置はほぼ一定である。

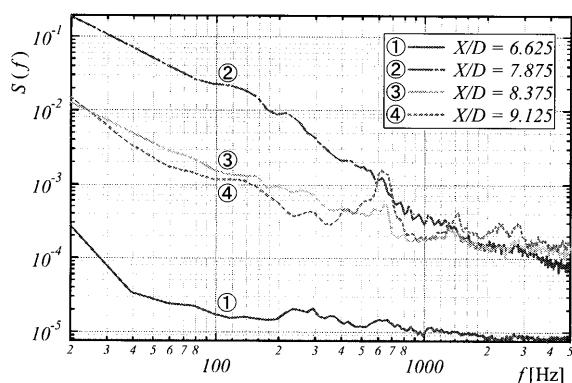
Fig.6(c)にFig.6(b)の振動波形のパワースペクトルを示す。図の横軸は周波数 f [Hz]で、縦軸はパワースペクトル密度 $S(f)$ である。第2衝撃波の波形の縦軸は上方にずらして表示している。Fig.6(c)よりマッハ2擬似衝撃波の先頭衝撃波と第2衝撃波は200 Hz以下の周波数成分を多く含んでいることがわかる。特に40~60Hzの周波数成分が強いといえる。

3.5 先頭衝撃波付近の壁面圧力変動 (マッハ2)

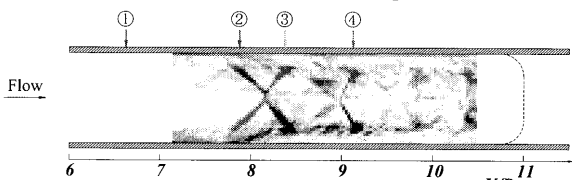
Fig.7(a)にマッハ2擬似衝撃波を伴う流れ場の上壁面に沿う壁面圧力変動波形のパワースペクトルを示す。Fig.7(a)のグラフの横軸は周波数 f [Hz]、縦軸はパワースペクトル密度 $S(f)$ である。

Fig.7(b)に流路の中流位置に発生させたマッハ2擬似衝撃波の発生位置と壁面圧力の測定位置との関係を表す図を示す。この図の横軸は無次元流路方向距離 X/D である。図に示した①~④が壁面圧力の測定位置であり、パワースペクトルの番号と対応させてある。

Fig.7(a)を調べると、パワースペクトル①は、すべての周波数域において低い値を示している。次にパワースペクトル②は、100Hzの周波数成分を多く含んでいる。パワースペクトル



(a) Power spectral density of the wall pressure fluctuations



(b) Schlieren photograph of the Mach 2 pseudo-shock wave

Fig.7 Wall pressure fluctuation of the Mach 2 pseudo-shock wave

ル③は、全体的に振動のパワーが小さくなっている。パワースペクトル④は、③と比較して600Hz程度の周波数成分が強く現れている。

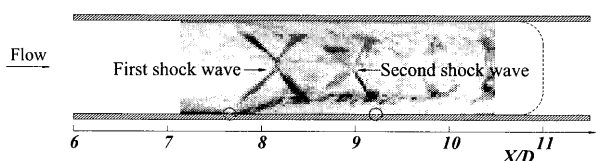
4. 結言

マッハ4およびマッハ2擬似衝撃波の振動現象を明らかにするため、超音速風洞を用いて測定部内にマッハ4およびマッハ2擬似衝撃波を発生させ、高速度ビデオカメラによる擬似衝撃波の発生位置変動の観察、壁面圧力変動測定を行い調べた。結果を要約すると以下のようになる。

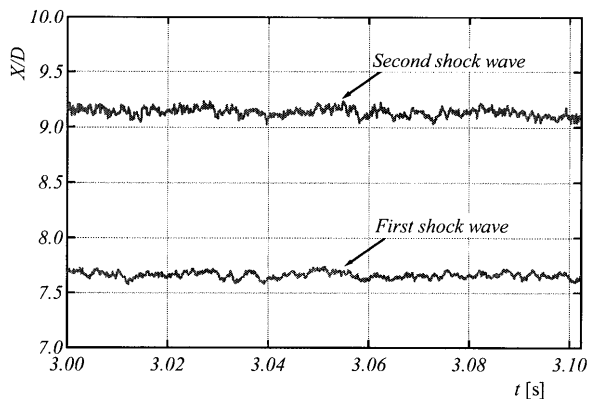
- (1) 高速度ビデオカメラによる擬似衝撃波の発生位置変動の観察より、マッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波は、ほぼ同一の形状を保ちながら前後に激しく振動し、流れ方向の振幅は最大で1.0D程度である。マッハ2擬似衝撃波は、前後に振動しているが、マッハ4擬似衝撃波の場合と比較してその振幅は小さく、発生位置はほぼ一定である。
- (2) 擬似衝撃波の発生位置変動および壁面圧力変動のパワースペクトルより、マッハ4擬似衝撃波の先頭衝撃波の振動は、200Hz以下の周波数成分を多く含んでおり、特に50Hz程度の周波数成分および150~200Hzの周波数成分が強い。マッハ2擬似衝撃波の振動は、200Hz以下の周波数成分を多く含んでいる。

参考文献

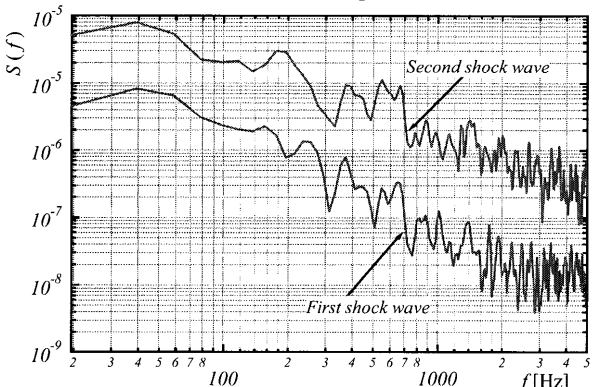
- (1) Matsuo, K, Miyazato, Y, and H.D. Kim, Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows, Progress in Aerospace Science, 35, (1999), pp.33-100.
- (2) 杉山・福田・溝端・遠藤・孫・新井, 衝撃波を伴う超音速内部流動に関する研究, 日本機械学会論文集(B編), 68-676 (2002, 12), pp.3295-3301.
- (3) 杉山・武田・張・関山・奥田, 直管路内の擬似衝撃波の発生位置と振動現象 (第1報, 高速度シュリーレンフィルムによる観察), 日本機械学会論文集(B編), 53-490(1987-6), pp1659-1665.
- (4) 杉山・武田・張・関山・山岸, 直管路内の擬似衝撃波の発生位置と振動現象 (第2報, 擬似衝撃波内の壁面圧力変動のスペクトル解析), 日本機械学会論文集(B編), 53-490(1987-6), pp1666-1671.
- (5) 山根・高橋・斎藤, 直管内擬似衝撃波の振動(第1報, 流路各部の圧力変動), 日本機械学会論文集(B編), 49-447(1983-11), pp2326-2335.



(a) Schlieren photograph of the Mach 2 pseudo-shock wave



(b) Oscillation of the Mach 2 pseudo-shock wave



(c) Power spectral density of oscillation

Fig.6 Oscillation of the Mach 2 pseudo-shock wave