



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

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-06-06 キーワード (Ja): キーワード (En): high-speed aerodynamics, supersonic wind tunnel, shock wave and turbulent boundary layer interaction, pseudo-shock wave 作成者: 杉山, 弘, 溝端, 一秀, 新井, 隆景, 福田, 浩一, 孫, 立群, 遠藤, 清和, 広島, 敬之 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/113

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

その他（別言語等）のタイトル	Flow Characteristics of the New Mach 4 Supersonic Wind Tunnel of Muroran Institute of Technology and Study on Shock Wave and Turbulent Boundary Layer Interactions
著者	杉山 弘, 溝端 一秀, 新井 隆景, 福田 浩一, 孫 立群, 遠藤 清和, 広島 敬之
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	51
ページ	57-62
発行年	2001-11-30
URL	http://hdl.handle.net/10258/113

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

杉山 弘*¹, 溝端 一秀*¹, 新井 隆景*¹, 福田 浩一*²
孫 立群*², 遠藤 清和*³, 広島 敬之*³

Flow Characteristics of the New Mach 4 Supersonic Wind Tunnel of Muroran Institute of Technology and Study on Shock Wave and Turbulent Boundary Layer Interactions

Hiromu SUGIYAMA, Kazuhide MIZOBATA, Takakage ARAI, Koichi FUKUDA,
Sun Li QUN, Kiyokazu ENDO and Takayuki HIROSHIMA

(原稿受付日 平成13年5月7日 論文受理日 平成13年8月31日)

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 paper describes the flow characteristics of the Mach 4 and 2 supersonic wind tunnel and the experimental study on the shock wave and turbulent boundary layer interactions (pseudo-shock wave, or PSW) in a rectangular duct, using the MIT supersonic wind tunnel.

Keywords: High-speed aerodynamics, Supersonic wind tunnel,
Shock wave and turbulent boundary layer interaction, Pseudo-shock wave

1 はじめに

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、壁面に発達する境界層と干渉し、複数の衝撃波から構成される擬似衝撃波(pseudo-shock wave)⁽¹⁾を形成する場合がある。擬似衝撃波を伴う流れは、高圧ガス配管系、超音速デフューザ、高速遠心圧縮機の翼間流路などに見られ、振動や騒音、流路の疲労破壊、さらには、将来型宇宙往還機に搭載が予定されているスクラムジェットエンジン

の不始動などを引き起こす場合があると考えられる。これらのことより、擬似衝撃波に関する研究は工学上重要であり、多くの研究が行われている^{(1)~(3)}が、未だ十分に解明されてない。

上述の擬似衝撃波現象で代表される複雑な超音速内部流動現象や、超音速ラムジェットエンジンのインテーク流れ、将来型宇宙往還機やそのエンジンの空気力学的諸問題を解明するために、マッハ4および2の吹出し吸込み式超音速風洞(pressure-vacuum type supersonic wind tunnel)を、考案、概念設計し、1999年3月に新設した⁽⁴⁾。

本論文では、まず、新設した超音速風洞の概要と気流特性について述べる。次に、本風洞を用いての、超音速矩形ダクト内の衝撃波と乱流境界層の干渉現象、すなわち擬似衝撃波現象の可視化実験結果について述べる。

*1 機械システム工学科

*2 大学院博士後期課程 生産情報システム専攻

*3 大学院博士前期課程 機械システム工学専攻

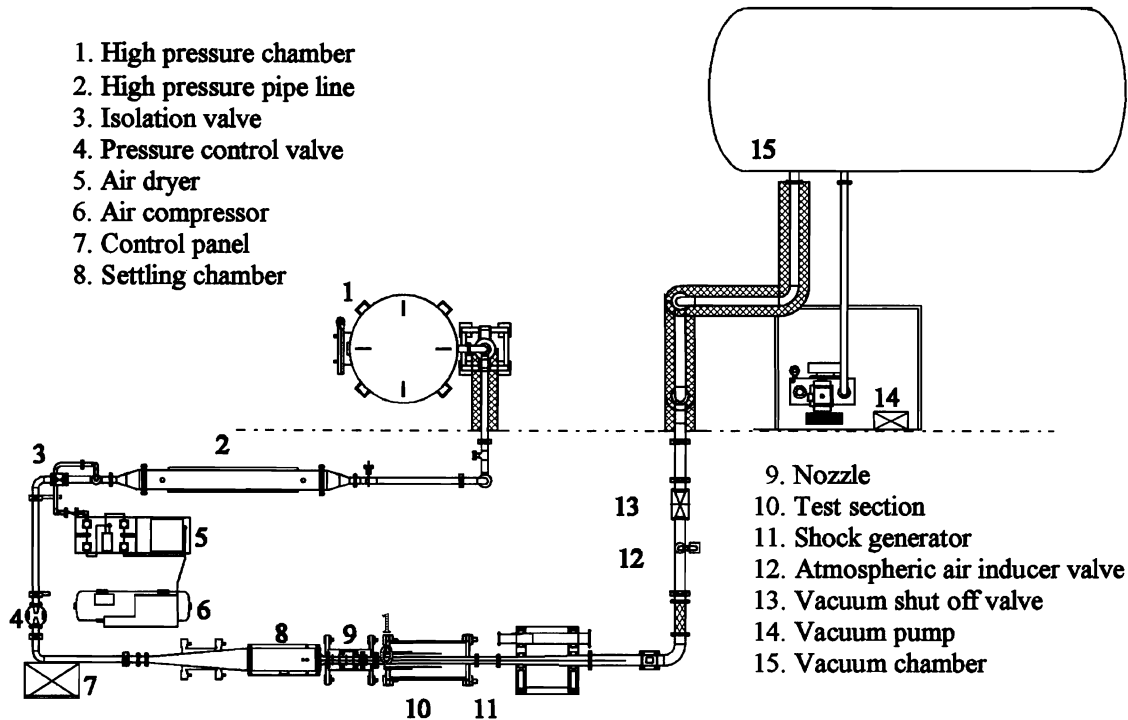


Fig.1 Schematic of pressure – vacuum type Mach 4 and 2 supersonic wind tunnel of Muroran Institute of Technology

2 室蘭工大マッハ4および2超音速風洞の概要

Fig.1 に、新設した超音速風洞の概要を示す。本吹出し吸込み式超音速風洞は、高圧槽 1、遮断弁 3、調圧弁 4、整流筒 8、ラバルノズル 9、測定部 10、ショックジェネレータ 11、真空仕切弁 13 および真空槽 15 などから構成されている。本風洞は吹出し式超音速風洞と吸込み式超音速風洞の両者の利点を巧みに生かした設計になっている。すなわち、1MPa、9m³の高圧槽と、15kPa 以下、33m³の真空槽を設けることにより、高圧側と低圧側の圧力比を十分に高くすることができ、高圧タンク側の最大圧力 1MPa 以下でマッハ4の運転が可能となっている。

本超音速風洞の作動原理は次のようである。高圧槽 1 から吹出した圧縮空気は、調圧弁 4 により所定の圧力に調整され、ラバルノズル 9 を通って所定の流れのマッハ数まで加速され、測定部 10 へ流入する。測定部に流入した空気は下流の真空槽 15 に吸込まれる。

ラバルノズルは2次元ノズルで、マッハ4 とマッハ2 の2種類が用意され、実験条件によって交換される。各ノズルは移動台車上に設置されており、ノズル両端のフランジ部を外した後、移動台車ごと交換できる。このため、重量の大きなノズル部の交換を安全かつ確実に行うことができる。

測定部として、超音速内部流動現象を調べるための

超音速内部流動実験用測定部と、各種の物体やインタークまわりの流れを調べるための超音速外部流動実験用測定部の2つを有している。各測定部は、ノズルと同様に移動台車上に設置されており、移動台車ごとの交換ができる。このため、実験を行う際、良好な作業性と高い安全性が確保できる。

Table 1 に各測定部の寸法を示す。

Table 1 Size of test section

	Internal flow	External flow (Free jet)
Height	80 mm	80 mm
Width	80 mm	80 mm
Length	1,500 mm	80 mm

内部流動実験用測定部と計測系の概要をFig. 2に示す。内部流動実験用測定部側壁には、光学観察用窓が取り付けられており、この観測用窓からシュリーレン法による流れ場の可視化や、レーザドップラ流速計(LDV)、粒子画像流速計測法(PIV)による流速測定を行うことができる。測定部上壁には、壁面静圧測定用の半導体圧力変換器が取り付けられている静圧孔が44個設けられている。半導体圧力変換器からの出力は、A-D変換器によりデジタル化された後、ワークステーションに記録され処理される。

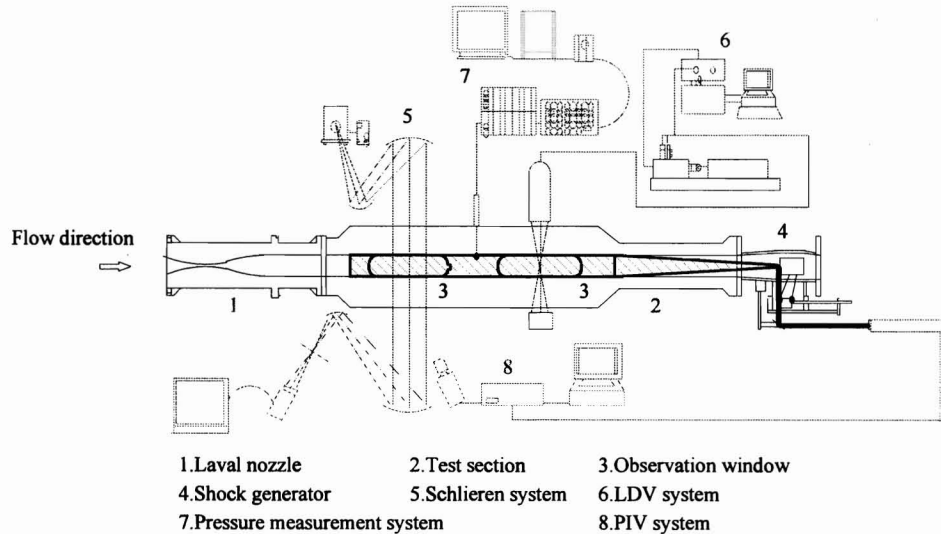


Fig.2 Test section for internal flow and measuring system

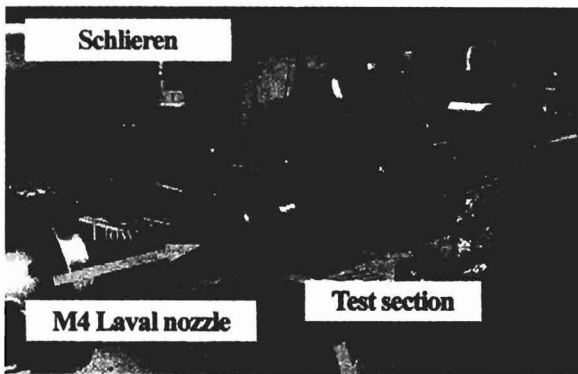


Fig.3 Photograph of Mach 4 and 2 supersonic wind tunnel of Muroran Institute of Technology

Fig. 3に、超音速内部流動実験用測定部を取り付けた場合のマッハ4超音速風洞装置の外観を示す。吹出し式と吸込み式の両方の機能を持つ風洞の場合、どちらか一方の風洞の場合と比べて弁等が増えるため風洞操作が複雑となる。そこで本風洞では、仕切弁、調圧弁、コンプレッサ、真空ポンプの作動等を全てシーケンス制御することで、操作の簡略化を実現している。風洞作動のシーケンスをTable 2に示す。Table 2の下線部分が実際操作する部分である。Table 2に示すように、風洞の操作者は、Fig. 1の7で示す制御盤上のタッチパネルに実験条件を入力した後、通風準備、通風、停止の各操作を、操作盤のスイッチをONすることで実行できる。また、各種のインターロックを設けており、不用意なバルブの開放などによる事故を未然に防ぐことができる。

Table 2 Operation of Mach 4 supersonic wind tunnel

タッチパネルよりマッハ数、通風時間を設定する。		
↓		
タッチパネル上の「PUMP」スイッチをONにし、空気圧縮機、真空ポンプを起動する。(目標圧力到達後自動で停止する)		
↓		
タッチパネル上の「準備」スイッチをONにし、準備シーケンスをスタートさせる。		
準備	真空仕切弁 (図1の13)	「全開」
シーケンス	遮断弁 (図1の9)	「全開」
↓		
タッチパネル上の「通風」スイッチをONにし、通風シーケンスをスタートさせる。		
通風	調圧弁 (図1の4)	「開-制御開始」
シーケンス	通風時間終了後、調圧弁	「全閉」
	遮断弁	「全閉」
	真空仕切弁	「全閉」
↓		
タッチパネル上の「大気放出」スイッチをONにし、圧抜きシーケンスをスタートさせる。(遮断弁から真空仕切弁間の圧力を大気圧力に回復させる)		
圧抜き	大気導入弁 (図1の12)	「全開」
シーケンス	調圧弁	「徐開」
	調圧弁	「全閉」
	大気導入弁	「全閉」

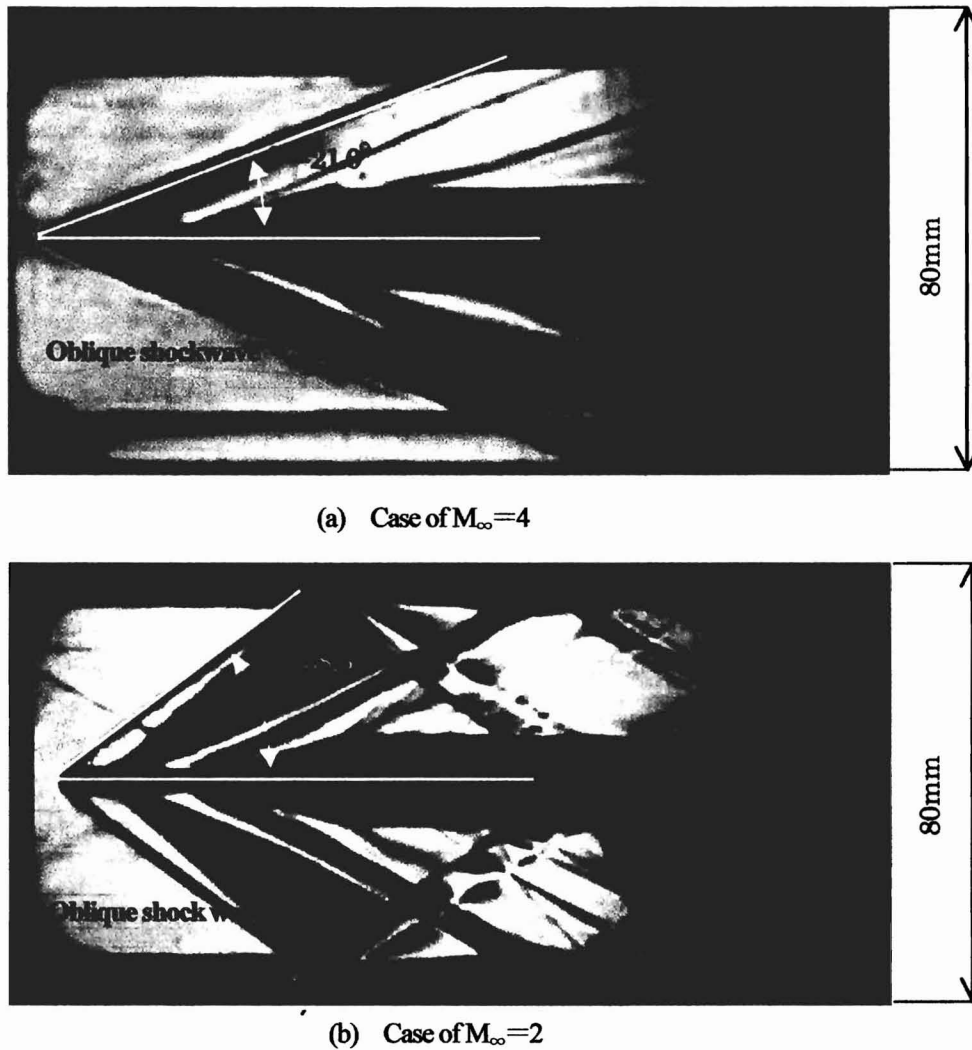


Fig.4 Color schlieren photographs of supersonic flows around a wedge of 8.5° semi vertex angle

3 マッハ4および2超音速風洞の気流特性

カラーシュリーレン装置を用いて撮影した、内部流動実験用測定部に設置した、半頂角 8.5° のくさび模型まわりのマッハ4および2の超音速流れの可視化写真をFig. 4に示す。流れは左から右で、くさびの先端から付着斜め衝撃波が発生していることが観察できる。ところで、この衝撃波角 β と一様流マッハ数 M_∞ 、くさび先端の半頂角 (流れの転向角) θ 間には次の関係がある⁽⁶⁾。

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (M_\infty^2 \sin^2 \beta - 1)}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

ここに、 γ は気体の比熱比である。

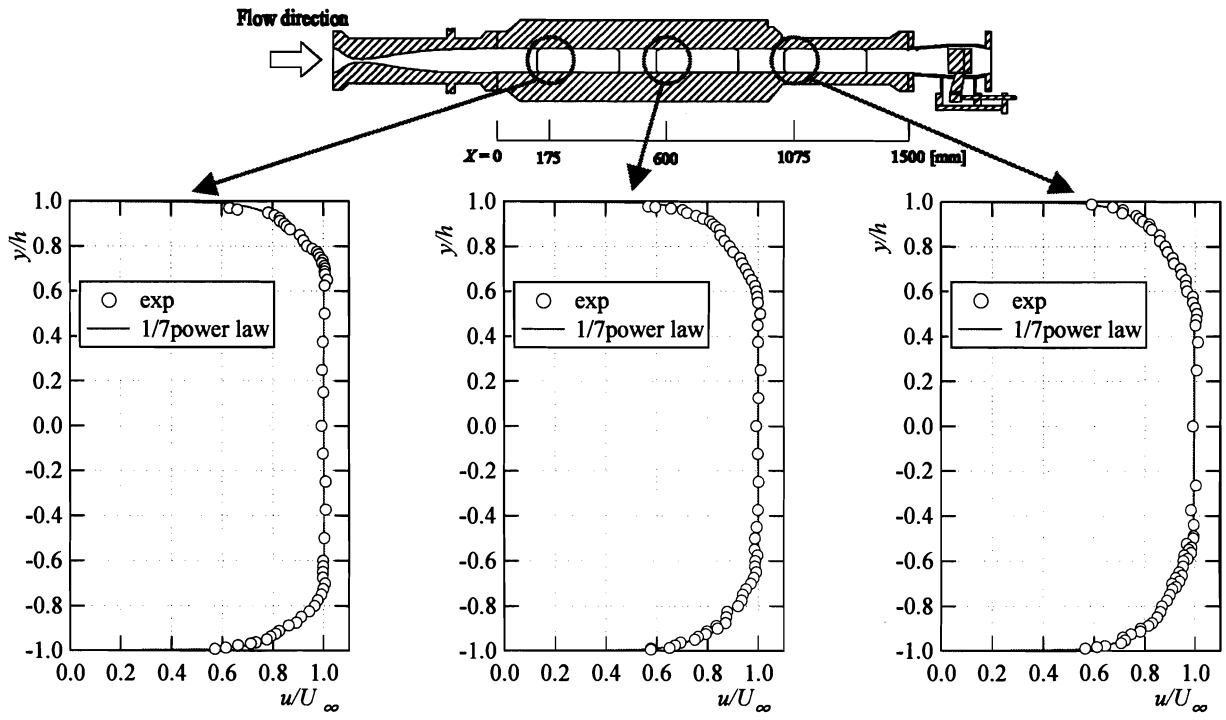
図4(a)と(b)のシュリーレン写真より求めた衝撃波角 $\beta = 21.0^\circ$ 、 38.5° と、式(1)を用いて一様流のマッハ

数 M_∞ を求めると、それぞれ

$$M_\infty = 3.98, 1.96$$

となる。これより、本風洞では、当初計画していた気流マッハ数が測定部で得られていることが分かる。

Fig. 5に、流れのマッハ数 $M_\infty = 4$ の場合のLDVを使用して測定した内部流動実験用測定部の流速分布を示す。測定位置はノズル出口端から $x=175\text{mm}$ 、 600mm 、 $1,075\text{mm}$ の位置である。流速測定用のトレーサー粒子は、インピンジ型ノズルで微粒化された水粒子で、整流筒内に噴霧し流れに混入させた。図の横軸は主流速度 U_∞ で無次元化された流れ方向の流速 u/U_∞ 、縦軸は管路中心を原点とした無次元高さ y/h である。ここに、主流速度 U_∞ は 682 m/s である。図より、流路中心部の主流は一様な超音速流になっていることが分かる^{(6),(7)}。通風時の内部流動実験用測定部の音速は 170.1 m/s であり、主流速度を音速で除して得られる一様流マッハ数 M_∞ は 4.01 である。



(a) $x=175\text{mm}$ (b) $x=600\text{mm}$ (c) $x=1,075\text{mm}$

Fig.5 Streamwise velocity profiles by LDV measurement (Case of $M_\infty=4$)

図中の実線は境界層内の速度分布を1/7乗則で近似した場合の速度分布を示す。境界層内の速度分布は1/7乗則とほぼ一致した結果が得られており、境界層は乱流境界層となっていることが分かる。

主流のレイノルズ数は $Re=2.6 \times 10^7 \text{m}^{-1}$ である。

マッハ4および2の場合、整流筒内のよどみ点圧力、よどみ点温度、および作動時間を Table 3 に示す。本風洞の作動時間は、内部流動実験用測定部を用いてマッハ4の条件で作動した場合が最も長く、その場合で20秒間の作動時間を得ることができる。

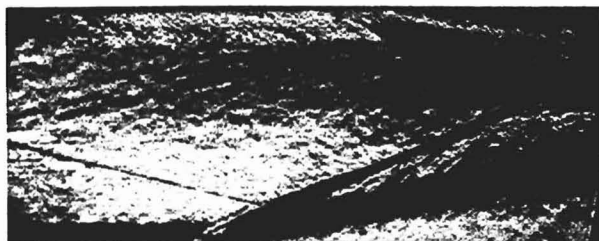
Table 3 Upstream stagnation pressure, stagnation temperature and working time of the Mach 4 and 2 supersonic wind tunnel

	Stagnation pressure (MPa)	Stagnation temperature (MPa)	Working time (sec)	
			Internal flow	Free jet
Mach 2	0.2	300	15	10
Mach 4	0.5	300	20	10

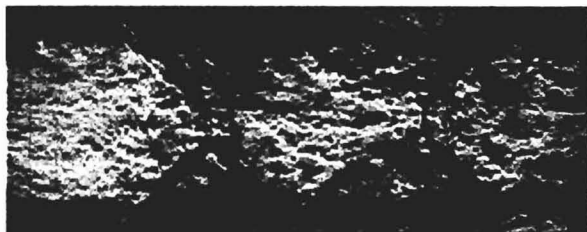
4 衝撃波と乱流境界層の干渉現象

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形成する。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) が起きる。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。このよう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⁽⁸⁾。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⁽¹⁾。本研究では、新設した吹出し吸込み式超音速風洞を用いて、内部流動実験用測定部内に擬似衝撃波を発生させ、その流れの状態をカラーシュリーレン法により可視化し、擬似衝撃波の構造について調べた^{(9),(10)}。

Fig. 6(a)に、内部流動実験用測定部内のマッハ4超音速流中に発生させた擬似衝撃波の、先頭衝撃波付近のカラーシュリーレン写真を示す。カラーシュ



(a) Case of $M_{\infty} = 4$



(b) Case of $M_{\infty} = 2$

Fig.6 Color schlieren photographs of pseudo-shock wave

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) を用いているので, 流れの状態は写真上で凍結されている。カラーズリットは水平方向に置かれた。流れの向きは左から右である。Fig. 6(a)に示すように, 壁面に沿って発達する境界層と衝撃波が干渉して, 擬似衝撃波の主要部を構成する衝撃波列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。先頭衝撃波前枝付近から境界層は大きくはく離しているのが分かる。流れの可視化ビデオより, 先頭衝撃波は流れ方向に振幅約 100mm で振動している様子が観察された。

Fig. 6(b)に, 内部流動実験用測定部内のマッハ2超音速流中に発生させた擬似衝撃波のシュリーレン写真を示す。図より, 先頭衝撃波の形状は流路中心部に垂直部分を持つX形であり, 第2衝撃波まで確認できる。境界層は, 先頭衝撃波前枝と後枝との間で厚くなり, わずかに剥離しているように観察される。

$M_{\infty} = 4$ と $M_{\infty} = 2$ の場合の擬似衝撃波を比較すると, $M_{\infty} = 2$ の場合, 衝撃波列はほぼ上下対称に発生しているのに対し, $M_{\infty} = 4$ の場合, 先頭衝撃波の交点は流路中心には発生せず, 流路の上壁側または下壁側に発生し, その結果, 衝撃波列を含む流れは上下非対称となる。 $M_{\infty} = 4$ の先頭衝撃波の長さは, $M_{\infty} = 2$ の場合の約 2.5 倍である。

5 まとめ

室蘭工業大学に新設したマッハ4および2の超音速風洞の概要について述べるとともに, 超音速内部

流動実験用測定部で得られた気流の特性について調べた。また, 同測定部内のマッハ4および2の超音速中に発生させた擬似衝撃波の構造を流れの可視化により調べた。その結果を要約すると次のようになる。

- (1) くさびまわりのシュリーレン写真より, 本風洞では計画どおりのマッハ4および2の超音速流が得られていることが分かった。
- (2) LDVによる流速測定により, 風洞測定部の中心部で一様なマッハ4の超音速流が得られていることが分かった。
- (3) 矩形ダクト内のマッハ4の超音速流中に発生する擬似衝撃波の先頭衝撃波の形状はX型であり, 境界層は先頭衝撃波の前枝付近で大きくはく離する。一方, マッハ2の超音速流中に発生する擬似衝撃波の形状は入型となる。

文献

- (1) 衝撃波ハンドブック (高山編), シュプリンガー・フェアラーク東京, (1995), p. 230-239.
- (2) Carroll, B.F. and Dutton, J.C., Turbulence Phenomena in a Multiple Normal Shock Wave / Turbulent Boundary-layer Interaction, AIAA Journal, Vol.30, No.1, (1992), p.43-48.
- (3) 杉山 弘, 溝端一秀, 新井隆景, 小松平徹, マッハ4超音速矩形ダクト内の衝撃波と境界層の干渉, 日本機械学会流体工学部門講演論文集, No.99-19 (1999,10), p.99-100.
- (4) 杉山 弘, 室蘭工業大学新設「航空基礎工学講座」と「マッハ4超音速風洞」について, 航空宇宙学会誌, 48巻552号 (2000,1), p.58-59.
- (5) 松尾一泰, 圧縮性流体力学—内部流れの理論と解析, 理工学社, 1994, p.267.
- (6) 福田浩一, 杉山 弘, 溝端一秀, 遠藤清和, マッハ4超音速内部流動の擬似衝撃波に関する研究, 衝撃波シンポジウム講演論文集, (2001,3), p.53-56.
- (7) 遠藤清和, 杉山 弘, 溝端一秀, 福田浩一, 超音速矩形ダクト内の衝撃波と境界層の干渉, 日本航空宇宙学会北部支部2001年講演会論文集, (2001,3), p.19-24.
- (8) Matsuo, K., Miyazato, Y. and H., D., Kim, Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows, Progress in Aerospace Science 35, (1999), p.33-100.
- (9) 杉山 弘, 溝端一秀, 新井隆景, 遠藤清和, 福田浩一, 小松平徹, 超音速矩形ダクト内の衝撃波と境界層の干渉, 日本機械学会流体工学部門講演論文集, No.00-14 (2000,9), 101.
- (10) 福田浩一, 杉山 弘, 溝端一秀, 遠藤清和, マッハ4超音速内部流動の研究—衝撃波と超音速内部流動の研究—, 可視化情報全国講演会講演論文集, No.20-2 (2000,10.), p.209-212.