A114 凝縮法による超音速気流中の 円柱まわりの可視化 (境界層のパッシブコントロールの影響)

佐賀大理工	瀬戸口 俊明
佐賀大理工	中野 智弘
佐賀大院	富永 隆 ○
佐賀大理工	金子 賢二

Visualization of Flow Patterns around a Cylindrical Protuberance
in Supersonic Flow Using the Vapor-Screen Method
(Effect of Passive Boundary-Layer Control)

Toshiaki SETOGUCHI*, Toshihiro NAKANO*, Takashi TOMINAGA* and Kenji KANEKO*

A passive boundary-layer control, which consists of porous wall with cavity, may be the useful technique for alleviation of shock oscillations. In order to clarify the effect of the control on flow patterns around a cylindrical protuberance in the supersonic flow, flow visualizations have been carried out using the vapor-screen method. The flow patterns have been shown especially for the three-dimensional shock configurations, and compared with those for solid wall. Results indicate that there appears the distinct difference in shock structures.

1. まえがき

超音速気流中における円柱まわりの流れ場に関する研究では、とくに衝撃波によるはく離、熱伝達や造波抵抗などに関連する問題が準定常的に明らかにされている^{(1)~(4)}。しかし、円柱上流に位置する離脱衝撃波の振動現象については、そのメカニズムなどが解明されつつあるものの現在でも不明な点がある⁽⁵⁾。

ところで、最近、衝撃波の振動の制御法として境界層のパッシブコントロール⁽⁶⁾が注目されている。これは、衝撃波の発生位置付近の流路壁をその下部にキャビティを有する多孔壁とし、衝撃波自体の特性により振動抑制を実現させようとするものである。

本研究は、円柱の上流に発生する衝撃波の振動現象について、そのメカニズムや境界層のパッシブコントロールの効果を明らかにすることを目的とする。本報では、まず境界層のパッシブコントロールが円柱まわりの三次元的な流れ場模様に及ぼす影響を凝縮法（ベイバ・スクリーン法）⁽⁷⁾を用いて明らかにする。

2. 実験装置と方法

本実験で使用した大気吸込み式風洞は、Fig. 1(a)に示すように貯気槽、観測部および真空タンクより構成され、Fig. 1(b)に詳細を示す観測部（流路断面 60 × 23mm、ただし Fig. 3の流

* Faculty of Science and Engineering, Saga Univ., 1 Honjo, Saga-City, Saga.

Fig.1 Experimental apparatus

路幅は38mm)にハーフノズル(円弧ノズルで、曲率半径:160mm)が取付けてある。また観測部には直径 $D=5\text{mm}$ (高さ l は1.7, 6.1, 7.2, 10.4, 12.5, 15.2mmの6種類)が設置され、円柱の上流部分の下壁は固体壁と多孔壁(キャビティ深さ4mmで面積 $15 \times 10\text{mm}$ 、キャビティ面積に対する孔の全面積の割合:0.15)に設定できる。また、参考のために可視化実験を行うキャビティ壁(深さ6mm, 面積 $15 \times 10\text{mm}$)の場合の設定も可能である。

実験に際しては、貯気槽の圧力 P 、及び温度 T 。はそれぞれ大気圧と大気温度に保ち、相対湿度 ϕ 。は蒸気発生器を用いて所定の値に設定し、真空タンクを排気する。観測部下流のバルブ開放後に円柱まわりで得られる定常な超音速流れ(マッハ波の計測によれば、流れに円柱を挿入しない場合の円柱中心位置におけるマッハ数 M 。は約1.4であった)の持続時間は約3秒で、この間に写真撮影を行う。なお撮影用カメラは一眼レフ35mm(撮影距離10cm, F3.5、露光1/15)、フィルムはフジフィルム・ネオパン400を使用した。また可視化の光源はスライドプロジェクター(750W)を用い、厚さ約3mmのライトシートとした。

3. 可視化結果と考察

Fig. 2は、超音速流れ場に円柱を設置した場合の流れ場の一般的な模式図を示す。円柱上流の

Fig.2 Schematic of interaction flow in centerplane ahead of cylindrical protuberance

Fig.3 Typical photographs showing 3-D shock structure (Solid wall, $L/D=3.04$, $T_0=304\text{K}$, $p_0=101\text{kPa}$, $\phi_0=65\%$)

Fig.4 Typical photographs showing effect of wall condition on shock structure ($T_0 \approx 300\text{K}$, $p_0 = 101\text{kPa}$, $\phi_0 \approx 80\%$)

Fig.5 Shock structure ($T_0 \approx 300\text{K}$, $p_0 = 101\text{kPa}$, $\phi_0 \approx 80\%$)

離脱衝撃波は壁面近傍で2本の衝撃波に分枝(円柱前縁から衝撃波三重点までの距離と前置衝撃波壁面距離をそれぞれ B 、 L とする)するとともに円柱上流の境界層を厚くする。

Fig. 3は、凝縮法により得られた円柱まわりの流れ場の代表例を示す。図中の矢印の位置における断面写真は衝撃波や渦域を明確に示しており、凝縮法が流れ場の三次元表示法として有効であることがわかる。

Fig. 4は、断面が固体壁、多孔壁、キャビティ壁の場合の円柱中心面における流れの様子を $l/D=0.34\sim 3.04$ に対して示す。図より、衝撃波形状の変化の様子や壁面近傍の暗い部分(渦域を示すが、火花追跡法による速度分布との比較(図略)ではほぼ境界層に対応すると思われる)が円柱上流で増加した後、壁面に付着している様子が明らかである。また固体壁の場合には比較的不鮮明であった前置衝撃波が、多孔壁では明確に可視化されていることがわかる。これは、多孔壁の場合に前置衝撃波の強さが強くなることを示す⁽⁶⁾。

Fig. 5は、Fig. 4にしめす衝撃波形状のトレースの代表例を示す。図より、衝撃波形状に及ぼす円柱高さや壁面の影響が明らかにである。また多孔壁やキャビティ壁では、円柱上流の渦域が固体壁の場合より厚くなることもわかる⁽⁶⁾。

Fig. 6は L/D と l/D {一般に、 $l>\delta$ (δ :境界層厚み)の範囲で、 L/l は l/D 、 D/δ 、 M_∞ の流れのレイノルズ数の関数であるが、とくに支配的な因子は l/D といわれている⁽¹¹⁾}の関係を示す。多孔壁の L/D は、固体壁の場合より増加する傾向にある。これは、多孔壁ではキャビティ流れの吹き出しにより境界層が厚くなるためである⁽⁶⁾。また図中には二次元資料を斜線で参考のために示しているが、本実験の資料は二次元資料でないにもかかわらずその領域内に位置する。なお、 $B/D-l/D$ の関係(図略)については、 B/D は l/D とともに増加する。また、固体壁の B/D 値は多孔壁の場合より0.3程度大きい。

4. まとめ

凝縮法を用いて超音速気流中の円柱まわりの可視化を行い、キャビティ付多孔壁を用いた境界層のパッシブコントロールがとくに衝撃波形状に及ぼす影響を明らかにした。

最後に、本研究を行うに当たり種々有益なご助言を頂いた九州大学松尾一泰教授に感謝致します。

Fig. 6 Relation between L/D and l/D

参考文献 (1)Westkaemper, J. C., AIAA J., 6-7(1968), 1352. (2)Dolling, D. S., et al., AIAA J., 19-5(1981), 655. (3)Sedney, R., et al., AIAA J., 15-4(1977), 546. (4)Delery, J. M., Prog. Aerospace Sci., 22(1985), 209. (5)Gramann, R. A., et al., AIAA J., 28-6(1990), 1052. (6)瀬戸口・ほか1名, 機械の研究, 43-4(1991), 463. (7)瀬戸口・ほか3名, 可視化情報, 10 Suppl. -2(1990), 11.