

超音速不足膨張衝突噴流の圧力変動の解析

安信 強, 乙部由美子, 島津公紀

Analysis of Pressure Fluctuation Caused by Underexpanded Supersonic Impinging Jet Tsuyoshi YASUNOBU, Yumiko OTOBE and Masaki SHIMAZU

Abstract

When the underexpanded supersonic jet impinges on the obstacle, the complicated wave structure has been formed and the self-induced flow oscillation occurs at the specific condition. This oscillation is related with the noise problems of aeronautical and other industrial engineering so that the characteristic and the mechanism of self-induced flow oscillation have to be cleared to control the various noise problems. This paper aims to clarify the characteristic of a pressure fluctuation caused by the oscillation and the effect of an obstacle position, when the underexpanded supersonic jet impinges on the cylindrical body. The experimental investigation was carried out using the flow visualization and the measurement of a pressure fluctuation on the surface of cylindrical body. From the experimental results, it is cleared that the position of the oscillated shock wave depends on the size, position of the obstacle and pressure ratio.

Keywords : Underexpanded Jet, Impinging Jet, Mach disk, Flow Visualization, Schlieren Method

1. はじめに

超音速噴流と物体との干渉現象は、ロケットの発射や多段式ロケットの分離、熱強化ガラスの製作、スートブローア^{(1)~(3)}などの産業での応用や、特定の条件下で発生する噴流中の衝撃波の自励振動現象^{(4)~(6)}などと関係し、多くの研究がなされている。特に後者の自励振動現象は高圧ガスバルブなどの振動や騒音の発生原因にもなっており、抑制法の構築が必要であるが、そのためには振動特性や発生機構の解明が求められる。しかし、一般的に産業機器では定常状態は少なく、作動条件が時間とともに変化することが多いため、作動条件の変化による影響も調査する必要がある。そこで本研究では、自励振動時の圧力変動と衝撃波の位置変動に注目し、重要な作動条件である流れ場の圧力比の変化の影響について調査し、考察することを目的とする。

2. 実験装置および実験方法

超音速不足膨張噴流と円柱体との干渉により形成される流れのモデルの一例と使用記号を **Fig.1** に示す。通常、貯気圧 p_0 と背圧 p_b との圧力比 $\phi (=p_0/p_b)$ が高くなると **Fig.1** に示すように、噴流中にはマッハディスクやパレル衝撃波と、これらの衝撃波の反射による反射衝撃波、さらにはマッハディスクの下流に Standoff shock などの複数の衝撃波が形成される。そして、ノズル出口から膨張して加速した気体は、これらの衝撃波によって超音速から亜音速に減速される。本研究では、図に示すようにノズル出口直径を D 、ノズル出口から物体までの距離を x_c 、ノズル出口からマッハディスクまでの距離を x_m 、ノズル出口から Standoff shock までの距離を x_s とそれぞれ定義する。

本研究で使用した実験装置の系統図を **Fig.2** に示す。本実験装置はコンプレッサー、測定部、真空タンク、真空ポンプおよび可視化装置より構成され、測定部に出口直径 $D=6$ [mm] の先細ノズルと、無次元直径が $d_c/D=1.8$ の円柱体を取り付け、無次元設置位置を $2 < x_c/D < 7$ の範囲内で変化させた。また、作動気体は空気であり、貯気圧 p_0 と背圧 p_b との圧力比 $\phi (=p_0/p_b)$ を $2 < \phi < 20$ の範囲内で変化させた。

一方、流れの可視化にはシステムシュリーレン装置（カトウ光研製、100L）を使用し、可視化画像を高速カメラ（Photron製、FASTCAM SA 1.1）で撮影する。この高速度カメラは最速675,000fpsでの撮影が可能であり、例えば振動する衝撃波のような高速現象を静止画で撮影することができる。また、高速度カメラはコンピュータに直接、接続しており、専用のソフトを使用してコンピュータから高速度カメラの動作を制御するとともに、撮影した映像をHDDに保存し、専用のソフトで可視化映像を再生して噴流中の衝撃波の位置計測を行った。

3. 実験結果と考察

本実験で得られた、可視化画像の一例を **Fig.3** に示す。このときの実験条件は $x_c/D=4$ 、 $\phi=5.9$ であり、これらの画像は自励振動の一周期分の可視化結果から抜粋した代表例を示しており、記号 T は自励振動の無次元周期、 t' は無次元時間を示す。可視化結果より、この条件では噴流中のマッハディスクは明確に観察できるが、マッハディスクの下流側に形成される Standoff shock はやや不明瞭であり、マッハディスクはほぼ振動せず、円柱体前方に形成される Standoff shock が流れ方向に自励振動することがわかる。

自励振動の発生機構を考察するために、数値解析より

求めた中心軸上の圧力分布を Fig.4 に示す。数値解析は、著者らの従来の研究⁽⁷⁾ で得られた結果を用いている。Fig.4 も自励振動の一周期分の結果を示しており、さらに実験結果と併せて考察するため、計算条件は Fig.3 の実験条件とほぼ一致する $x_c/D=4$, $\phi=6$ とした。図の横軸はノズル出口を原点とするノズル出口からの流れ方向の無次元距離 x/D を示し、 $x/D=4$ は円柱体の形成位置である。また、縦軸は貯気圧 p_0 で無次元化した圧力で p/p_0 を示し、理想気体の等エントロピ流れがノズルから噴出することにより、先細ノズルの出口圧力の理論値 ($p/p_0=0.528$) から噴流中心軸上の圧力は等エントロピ的に減少し、マッハディスクによる減速のため、圧力は $p/p_0=p_m$ まで急激に上昇する。 p_m はマッハディスク背後の圧力であり、ノズル出口からマッハディスク背後までの圧力分布は時間によらず一定であることから、この条件ではマッハディスクは振動しないことを意味し、Fig.3 の実験結果と一致する。また、 p_m 以降、圧力は再び減少し、 $p/p_0=p_s$ で再度、急激に上昇するが、これは Standoff shock による圧力回復であり、 p_s は Standoff shock 背後の圧力を示す。図よ

り、Standoff shock 前後の圧力分布は時間とともに変動しており、この条件では Standoff shock が自励振動することを意味し、Fig.3 の実験結果と一致する。また、Standoff shock 背後の圧力 p_s は時間とともに増加と減少を繰り返して一時的にマッハディスク背後の圧力 p_m を超え、さらに $x/D=4$, すなわち円柱体表面の圧力は一時的にノズル出口圧力近くまで増加する。このように、下流側の圧力が上昇するために Standoff shock は逆方向、すなわちノズル出口方向に移動し始めるが、Standoff shock の移動によって Standoff shock 背後の圧力 p_s はマッハディスク背後の圧力 p_m と同程度まで、

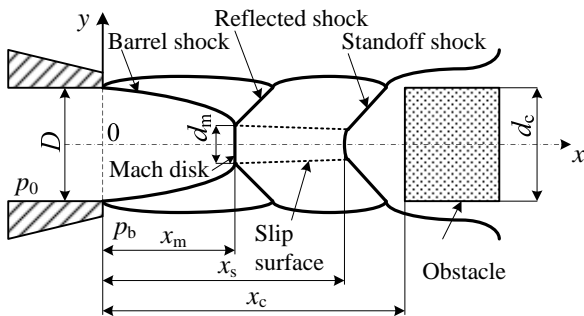


Fig. 1 Flow model and symbols used in this study

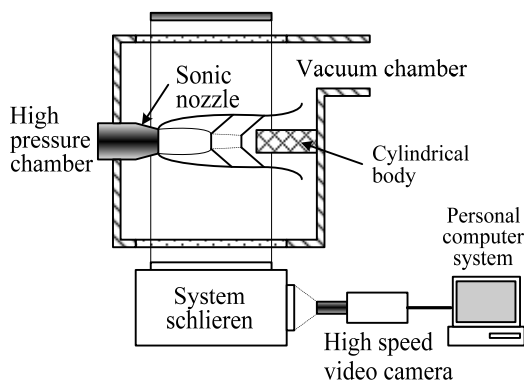
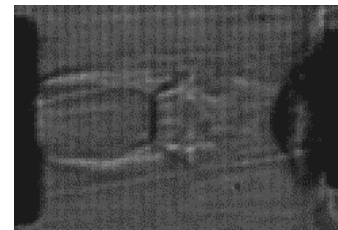
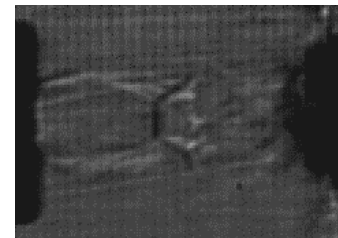


Fig.2 Experimental apparatus



(a) $t' = T/5$



(d) $t' = 4T/5$

Fig.3 Typical schlieren photograph ($x_c/D=4$, $\phi=5.9$)

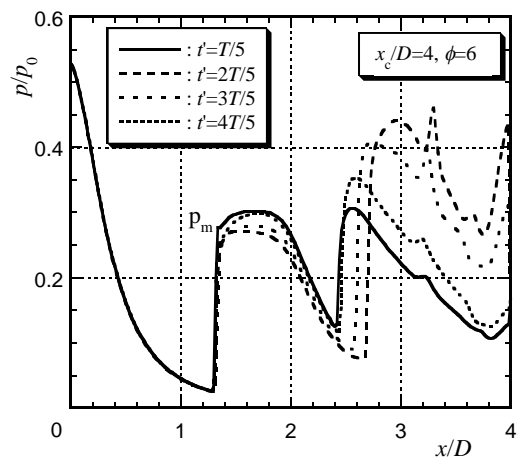
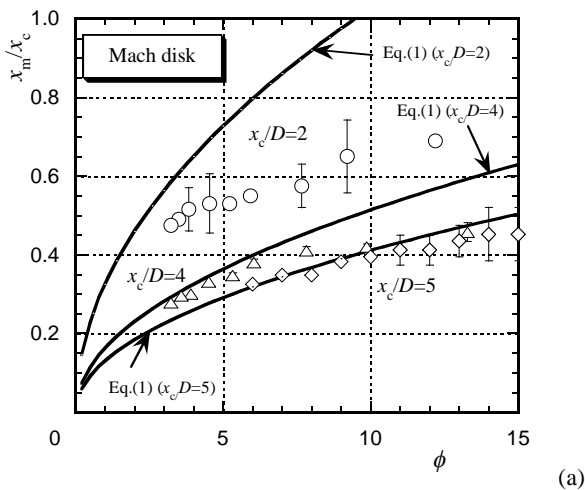


Fig.4 Pressure distribution on axis obtained by numerical calculation ($x_c/D=4$, $\phi=6$)

円柱体表面の圧力はマッハディスク背後の圧力 p_m 以下に減少し, Standoff shock は下流側に移動し始め, この繰り返しのより Standoff shock は常に振動し, ノズル出口と円柱体前面の圧力差が自励振動を引き起こすと考えられる。

円柱体の設置位置 x_c で無次元化した噴流中の衝撃波の形成位置 x/x_c と流れ場の圧力比 ϕ との関係を図5に示す。図 (a) はマッハディスクの無次元形成位置 x_m/x_c を, 図 (b) は Standoff shock の無次元形成位置 x_s/x_c をそれぞれ示す。また, プロット点が実験結果を, プロット点に付けたエラーバーはマッハディスクもしくは Standoff shock の振動範囲をそれぞれ示す。



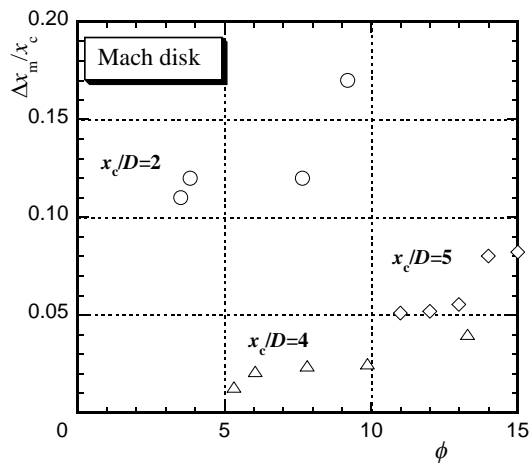
Mach disk

さらに図中の実線は円柱体がない場合, すなわち自由噴流中のマッハディスクの形成位置 x_m に関する Addy の実験式⁽⁸⁾より求めた計算結果で, 次式で示される。

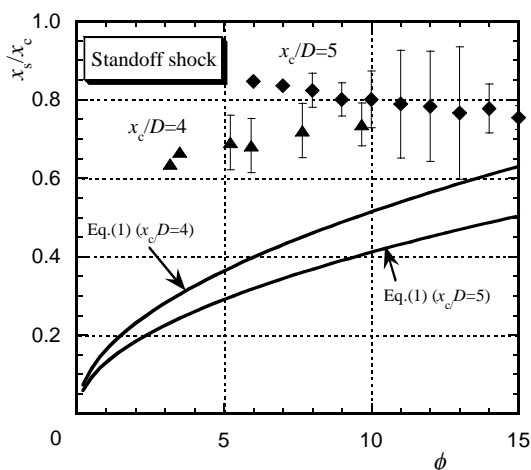
$$x_m / x_c = 0.65\sqrt{\phi} / (x_c / D) \tag{1}$$

なお, 式 (1) は, ノズル出口マッハ数が $M_e=1$ の場合に成立する。

図(a)のマッハディスクの計測結果において, 円柱体の無次元設置位置が $x_c/D=4, 5$ の場合には, マッハディスクの無次元形成位置 x_m/x_c は式 (1), すなわち

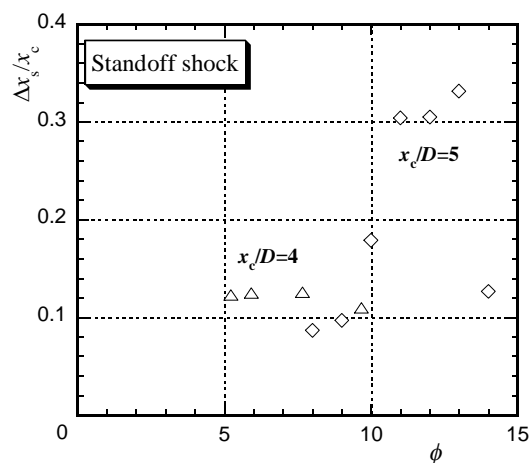


(a) Mach disk



(b) Standoff shock

Fig.5 Relation between non-dimensional positions of Shock wave $x_m/x_c, x_s/x_c$ and pressure ratio ϕ



(b) Standoff shock

Fig.6 Relation between oscillation range of shock wave $\Delta x/x_c$ and pressure ratio ϕ

Addy の実験式とよく一致するが、 $x_c/D=2$ の場合には x_m/x_c は式 (1) より減少する。これは x_c/D が小さく、マッハディスクの形成位置が円柱体の影響を受ける、言い換えれば円柱体の存在により、マッハディスクが下流に移動できないためである。また、マッハディスクの自励振動は $x_c/D=2$ の場合が最も顕著に観察され、 $x_c/D=4, 5$ ではかなり減少する。

一方、図(b)の Standoff shock の計測結果において、 $x_c/D=2$ の場合には円柱体の設置位置がノズル出口に近い場合、Standoff shock は形成されず、 $x_c/D=4, 5$ で形成される。また、自励振動が発生する圧力比の範囲と自励振動時の Standoff shock の振動範囲もマッハディスクより広い。よって、円柱体の設置位置がノズル出口より遠く、マッハディスクと Standoff shock の双方が形成される条件下では、Standoff shock が振動する。

円柱体の設置位置 x_c で無次元化した自励振動時の衝撃波の振動範囲 $\Delta x/x_c$ と流れ場の圧力比 ϕ との関係を図6に示す。Fig.5と同様に、図(a)はマッハディスクの無次元振動範囲 $\Delta x_m/x_c$ を、図(b)はStandoff shock の無次元振動範囲 $\Delta x_s/x_c$ をそれぞれ示す。図(a)のマッハディスクの計測結果において、円柱体の無次元設置位置が $x_c/D=4, 5$ の場合のマッハディスクの無次元振動範囲 $\Delta x_m/x_c$ は少なく、 $x_c/D=2$ の場合が最も高い、すなわち、自励振動が顕著に発生することがわかる。また、 $\Delta x_m/x_c$ は圧力比 ϕ に依存する傾向を示す。これに対して図(b)の Standoff shock の結果では $x_c/D=2$ の場合には Standoff shock は形成されず、 $x_c/D=4, 5$ で振動が観察され、さらに Standoff shock の無次元振動範囲 $\Delta x_s/x_c$ はマッハディスクの無次元振動範囲 $\Delta x_m/x_c$ より大きい。さらに自励振動が発生する圧力比の範囲はマッハディスクより広く、圧力比 ϕ に依存する傾向もよりはっきり表れる。

以上の結果から、流れ場の圧力比 ϕ が同一でも、円柱体の設置位置 x_c/D により、マッハディスクや Standoff shock の形成位置に相違が現れ、さらに円柱体の設置位置がノズル出口より遠く、マッハディスクと Standoff shock の双方が形成される条件下では、Standoff shock が振動する。

4. 結 論

本研究では、超音速不足膨張噴流が円柱体に干渉するときの自励振動時の圧力変動と衝撃波の位置変動に注目し、流れ場の圧力比の変化の影響について考察した。得られた結果を以下に要約する。

- (1) 可視化結果と数値解析結果から、自励振動の発生機構を定性的に明らかにした。自励振動は噴流中のマッハディスクもしくはStandoff shock の背後から円柱体前面までの領域の圧力とマッハディスク直後の圧力バランスで発生すると考えられる。

- (2) マッハディスクの形成位置は円柱体の無次元設置位置 x_c/D が大きい場合はAddyの実験式、すなわち自由噴流の場合とほぼ一致するが、 x_c/D が減少すると設置位置はノズル出口方向に移動する。また、Standoff shock は垂直平板の無次元設置位置 x_p/D が比較的長い場合に形成され、圧力比 ϕ が変化しても Standoff shock の形成位置はそれほど変化しない。
- (3) 自励振動が発生する圧力比の範囲はマッハディスクより Standoff shock の方が広く、さらに自励振動時の位置範囲もマッハディスクより Standoff shock の方が広い。

参考文献

- (1) Lamont P. J. and Hunt B. L., The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates, J. of Fluid Mech., Vol.100, Part 3, (1980), pp. 471-511.
- (2) Aratani S., Ojima H. and Takayama K., The observation of supersonic jets from nozzles during the glass tempering process, Proc. of Second Symposium on High Speed Photography and Photonics, (1995), pp.11-20.
- (3) Powell A., The sound-producing oscillations of round underexpanded jets impinging on normal plates, J. of Acoustic Society of America, Vol.83, No.2, (1988), pp.515-533.
- (4) Jungowski, W. M., Some Self Induced Supersonic Flow Oscillations, Progress in Aerospace Sciences, Vol.18, (1978), pp.151-175.
- (5) Nakano M., Ota E. and Tajima K., Noise and vibration related to the patterns of supersonic annular flow in a pressure reducing gas valve, J. of Fluids Engineering, Vol.110, (1988), pp.55-61.
- (6) Ishii, R., Fujimoto, H., Kusaka, E., Umeda, Y. and Hatta, N., Discrete Tones Generated by Supersonic Jets Impinging on a Truncated Cylinder, Proc. 8th International Congress on Sound and Vibration, (2001), pp.555-562.
- (7) Yasunobu, T., Otobe, Y., Kashimura, H. and Setoguchi, T., Characteristics of Oscillation Frequency caused by Supersonic Impinging Jet, Proc. of ICJWSF-2005, (2005), pp.123-128.
- (8) Addy A. L., Effects of Axisymmetric Sonic Nozzle Geometry on Mach Disk Characteristics, AIAA J., Vol.19, No.1, (1981), pp.121-122.

(2016年11月7日 受理)