

圧力比の準定常的な変化が超音速衝突噴流に及ぼす影響

安信 強, 乙部由美子, 島津公紀, 樫村秀男

Effect of Quasi-Steady Change of Pressure Ratio for Supersonic Impinging Jet Tsuyoshi YASUNOBU, Yumiko OTOBE, Masaki SHIMAZU and Hideo KASHIMURA

Abstract

When the underexpanded supersonic jet impinges on the obstacle, the complicated wave structure has been formed and the position of Mach disk is affected by the obstacle. If the pressure ratio of flow field, furthermore, will be changed as like quasi-steady condition, the position of Mach disk is affected. But, it seems that the influence of the quasi-steady condition has to be more cleared. This paper aims to clarify the effect of the quasi-steady condition by the experiment. From the result of this study, it is cleared that influence of the quasi-steady condition is occurred on the position of shock wave.

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工学的な興味だけではなく、工業的な問題と関連のある現象であるため、以前から研究がなされているが、特に工業分野では噴流の作動条件から、不足膨張噴流が形成される場合が多い。そのため、これまでにロケットの発射台や多段式ロケットの分離、熱強化ガラスの製作、スートブローなどの干渉現象^{(1)~(3)}や、噴流を形成させる貯気圧と背圧との圧力比や物体の形状、設置位置などが特定の条件下にあるときに発生する噴流中の衝撃波の自励振動現象^{(4)~(6)}などを対象とした研究がなされているが、大半が不足膨張噴流を対象とし、さらに、噴流の圧力比を定常とした研究が多い。しかし、工業分野では圧力比は必ずしも定常ではなく、装置の性能などの理由から、圧力比が準定常的に変化する場合もある。

一方、超音速噴流の作動圧力比が準定常的に変化したときに生じる現象として、ヒステリシス現象がある^{(7)~(8)}。これは、流れ場の圧力比が準定常的に変化した際、物体との干渉のない超音速自由噴流で起こる現象であり、これまでの研究結果から、過膨張噴流ではノズル出口から発生する斜め衝撃波の角度や斜め衝撃波の反射形態が遷移する圧力比に、不足膨張噴流では、噴流中の衝撃波の形成位置や噴流構造がセル構造からマッハディスクを伴った噴流構造に遷移する圧力比などに圧力比の準定常的な変化の影響が現れることがわかっている。しかし、本研究のように、物体に干渉する超音速衝突噴流の作動圧力比が準定常的に変化したときの挙動については、これまでほとんど調査がなされていない。上述したように、超音速衝突噴流は工業分野での利用も多く、噴流構造が変化すれば、噴流が及ぼす影響も変わるため、圧力比の準定常的な変化の影響を調査することは重要である。そこで本研究では、圧力比の準定常的な変化が超音速衝突噴流に及ぼす影響についての基礎的な知見を得るため、不

足膨張噴流が円柱体に干渉する場合の可視化実験を行い、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バレル衝撃波と、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 $2 < x_c/D < 5$ の範囲内で変化させた。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 ϕ を設定する。通常は、貯気圧 p_0 を一定とし、背圧 p_b を変化させて圧力比 ϕ を設定し、噴流を発生させて実験を行う。しかし、本研究では、圧力比の準定常的な変化が及ぼす影響の調査が目的である。そのため、初期圧力比が $\phi=20$ となるように背圧 p_b を設定し、この状態から圧力比が $\phi=5$ になるまで噴流を連続的に発生させた。よって、予め予備実験を行い、噴流が発生している間の圧力比の変化量を求め、実験の際には、得られた変化量から圧力比を判定する。また、比較のために、従来のように背圧 p_b を変化させて圧力比

ϕ を規定値に設定して噴流を発生させる、定常状態での実験も行った。

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、可視化画像を高速度カメラ (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共に、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。これらの画像は、圧力比が定常状態の場合に得られた結果である。また、静止画像での確認は困難であるが、この条件では噴流中のマッハディスクが流れ方向に自励振動しており、いずれの画像もマッハディスクは明確に観察できるが、マッハディスク下流の Standoff shock はやや不明瞭である。これは Standoff

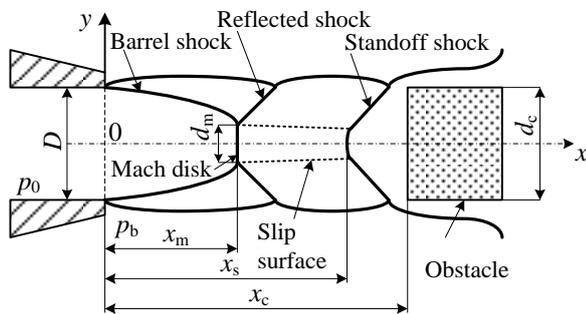


Fig. 1 Flow model and symbols used in this study

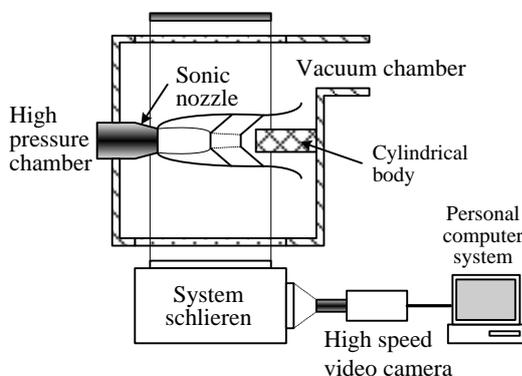


Fig.2 Experimental apparatus

shock が流れ方向に自励振動しているためであり、この条件では、マッハディスクはほとんど静止し、Standoff shock が振動することがわかる。

Fig.4は、圧力比を準定常的に変化させたときの噴流中の衝撃波の形成位置と、流れ場の圧力比との関係を示している。図中のプロット点の実験結果で、記号の相違はマッハディスク、および Standoff shock を表す。なお、Fig.3 で示したように、Fig.4 でも一部の圧力比で自励振動が発生したが、振動自体は非定常現象であるので本論文では自励振動は対象とせず、振動時は平均位置を求めて考察する。

また、Fig.4 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無次元形成位置 x_m/D に関するAddyの実験式⁽¹⁰⁾による計算結果で、次式で示される。

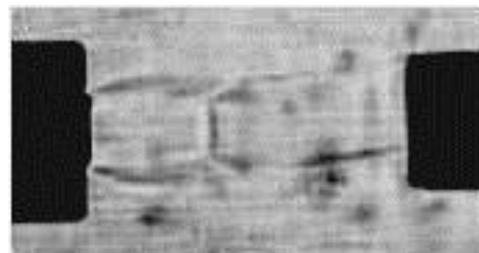
$$x_m / D = 0.65\sqrt{\phi} \quad (1)$$

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) の円柱体の無次元設置位置が $x_c/D=2$ の場合には、ノズル出口から円柱体までの距離が短いため、マッハディスクのみが形成される。また、圧力比 ϕ が低い場合のマッハディスクの無次元形成位置 x_m/D は Addyの実験式、すなわち自由噴流の場合の形成位置と



(a) $\phi=8$



(b) $\phi=11$

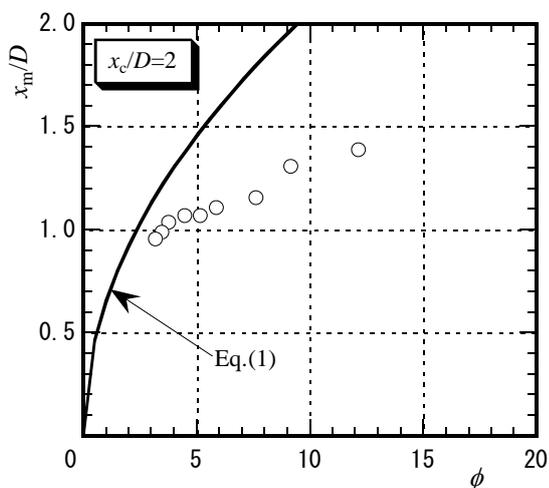
Fig.3 Typical schlieren pictures impinging with cylindrical body ($x_c/D=5$)

ほぼ一致するが、圧力比 ϕ が増加すると x_m/D の増加の程度は減少し、Addyの実験式との差は大きくなる。これは、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。

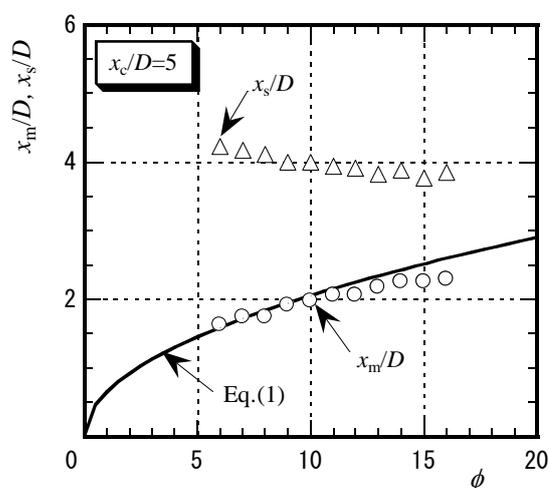
次に図(b)の $x_c/D=4$ の場合では、円柱体が下流側に移動するため、噴流中にマッハディスクと Standoff shock が形成され、圧力比 ϕ が増加するとこれらの衝撃波の形成位置も下流側に移動する。特にマッハディスクの無次元形成位置 x_m/D は図(a)と異なってAddyの実験式との差は少なく、概ね一致する。さらに Standoff

shock の無次元形成位置 x_s/D は、圧力比 ϕ の増加によって下流側に移動する。

次に図(c)の $x_c/D=5$ の場合では、マッハディスクの形成位置は図(b)よりもさらにAddyの実験式、すなわち自由噴流の場合の形成位置とほぼ一致する圧力比範囲が増加する。これは、円柱体との干渉の影響がマッハディスクの形成位置に及ばないことを意味している。また Standoff shock の形成位置に注目すると、圧力比 ϕ の増加に対してやや減少、すなわちノズル出口方向に移動する傾向を示す。

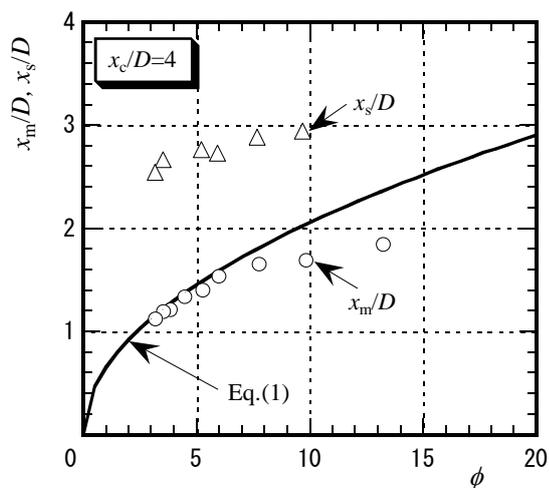


(a) $x_c/D=2$



(c) $x_c/D=5$

Fig.4 Relation between position of shock wave x/D and pressure ratio ϕ under quasi-steady condition



(b) $x_c/D=4$

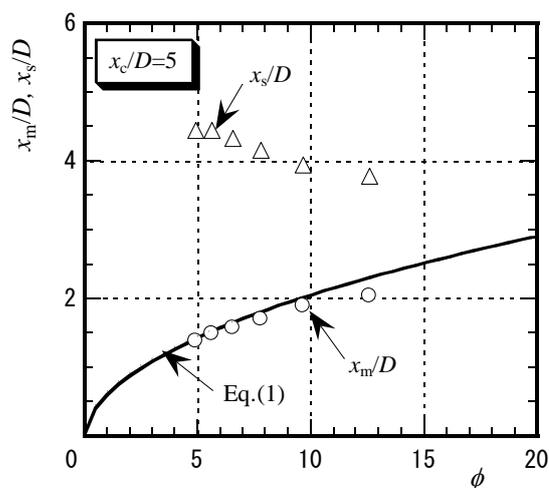


Fig.5 Relation between position of shock wave x/D and pressure ratio ϕ under steady condition ($x_c/D=5$)

以上の図(a)~図(c)より,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ることがわかる。

流れ場の圧力比 ϕ が定常の場合に得られた,噴流中の衝撃波の形成位置と流れ場の圧力比との関係を Fig.5 に示す。この図は Fig.4 (c) と同一条件で得られた結果である。まず,マッハディスクの形成位置 x_m/D に注目すると, Fig.4 (c), Fig.5 とともに圧力比 ϕ が低い領域では Addy の実験式とよく一致し,圧力比 ϕ の増加とともにわずかな差が生じる傾向を示し, Fig.4 (c) と Fig.5 に顕著な相違は観察されない。しかし, Standoff shock の形成位置 x_s/D については,両者の圧力比 ϕ の増加に対する変化の傾向は一致するものの, x_s/D の値には差が認められる。以上のことから,流れ場の圧力比 ϕ を準定常的に変化させると,自由噴流だけではなく,超音速衝突噴流の場合でも噴流中の衝撃波の形成位置に影響が観察される。

4. 結論

本研究では,円柱体に干渉する超音速不足膨張噴流に対して,流れ場の圧力比を準定常的に変化させたときの影響について,実験的に調査した。その結果,超音速不足膨張衝突噴流中の衝撃波の形成位置に相違が観察され,自由噴流だけではなく,物体に干渉する超音速衝突噴流の場合でも噴流中の衝撃波の形成位置に影響が及ぶことが明らかになった。

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., Outa 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) Gribben, B. J., Badcock, K. J., and Richards, B. E., "Numerical Study of Shock-Reflection Hysteresis in an Underexpanded Jet," AIAA Journal, Vol. 38, No. 2, 2000, pp. 275, 283.
- (8) Ben-Dor, G., Ivanov, M., Vasilev, E. I. and Elperin, T., "Hysteresis processes in the regular reflection – Mach reflection transition in steady flows," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 38, 2002, pp. 347, 387.
- (9) Yasunobu, T., Otake, Y., Kashimura, H., et.al, "Characteristic of Hysteresis Phenomena on Shock Wave Structure in Overexpanded Axisymmetric Supersonic Jet", Int. J. of TURBO & JET-ENGINES, Vol.26, (2009), pp.1-7.
- (10) Addy A. L., Effects of Axisymmetric Sonic Nozzle Geometry on Mach Disk Characteristics, AIAA J., Vol.19, No.1, (1981), pp.121-122.

(2012年11月12日 受理)