

# 超音速不足膨張噴流の形成過程の解析

安信 強, 乙部由美子, 島津公紀

## Analysis for Formation Process of Underexpanded Supersonic 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 paper aims to clarify the formation process of underexpanded supersonic jet and the occurrence self-induced flow oscillation, when the underexpanded supersonic jet impinges on the cylindrical body. The numerical analysis was carried out using the Navier-Stokes equations. From the numerical results, it is cleared that the characteristic of formation process of underexpanded supersonic jet and the oscillated shock wave depends on the position of the obstacle and pressure ratio.

**Keywords** : Underexpanded Jet, Impinging Jet, Mach Disk, Flow Oscillation, Numerical Analysis.

### 1. はじめに

超音速不足膨張噴流は、もともと衝撃波や膨張波などの複数の圧力波やせん断層などを含む複雑な3次元の噴流構造を有するが、この噴流が物体に干渉すると物体によって衝撃波などの圧力波が反射し、流れが変化するため、噴流構造はさらに複雑となり、噴流内部の圧力や速度などの分布も変化する<sup>(1)</sup>。このため、以前より超音速噴流と物体との干渉現象は圧縮性流体力学における基礎的な問題として研究がなされており、その成果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、スートブローの性能向上などの産業での応用<sup>(1)~(3)</sup>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<sup>(4)~(7)</sup>の特性の解明に貢献している。しかし、適正膨張噴流を除いて、前述したように超音速噴流は複雑な波動構造を有するため実験には限界があり、数値解析を主体とした詳細な調査が必要である。

本研究では、超音速不足膨張噴流が円柱体に干渉する場合を対象に、超音速不足膨張噴流が形成される過程と自励振動が発生する過程について、粘性を考慮した数値解析により調査することを目的とする。これにより、超音速不足膨張噴流の3次元的な波動構造の解析と、自励振動の周期的な圧力変動の発生機構の解明に必要な基礎的な知見を得る。さらに、一般的に産業用の機器では作動条件が時間とともに変化する場合が多く、準定常状態での噴流の挙動についても形成過程の解析は重要である。

### 2. 数値解析方法

超音速噴流が円柱体に干渉するときの流れ場の模式図を Fig.1 に示す。この図はノズル出口から円柱体までの距離が比較的長い場合での模式図であり、図に示すように噴流内には Machdisk と Standoff shock が形成されるが、円柱体までの距離などの条件が変化すると Machdisk の

み形成されるなど、噴流構造が変化する。本研究では図に示すようにノズル出口を  $D$ 、ノズル出口から円柱体までの距離を  $x_c$ 、円柱体の直径を  $d_c$ 、ノズル出口から Mach

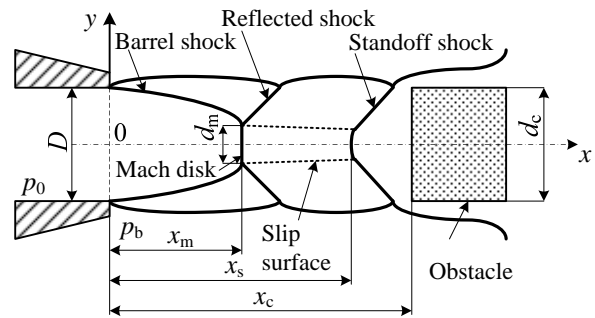


Fig.1 Flow model and symbols used in this study

Table 1 Symbols used in this study

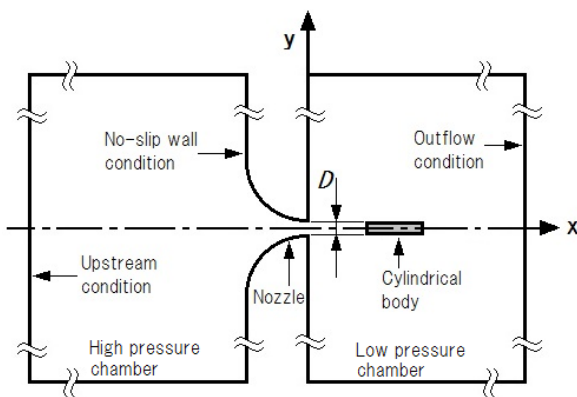
Symbol	Definition
$p_0$ [Pa]	Reservoir pressure
$p_b$ [Pa]	Back pressure
$\phi$ ( $=p_0/p_b$ )	Pressure ratio
$p_m$ [Pa]	Pressure caused by Mach disk
$p_s$ [Pa]	Pressure caused by Standoff shock
$D$ [mm]	Nozzle exit diameter
$d_c$ [mm]	Diameter of cylindrical body
$x_c$ [mm]	Position of cylindrical body
$x_m$ [mm]	Position of Mach disk
$x_s$ [mm]	Position of Standoff shock
$t'$	Nondimensional time

disk までの距離を  $x_m$  , ノズル出口から Standoff shock までの距離を  $x_s$  と定義し, 解析においてはこれらの距離をノズル出口直径  $D$  で無次元化する。また, 流れ場内の圧力  $p$  は貯気圧  $p_0$  で, 密度  $\rho$  は貯気室の密度  $\rho_0$  で, 時間  $t$  は代表長さ  $D$  と音速  $c_0$  の比  $t^*$  より無次元化する。参考までに, 本研究で用いる記号を **Table 1** にまとめて示す。

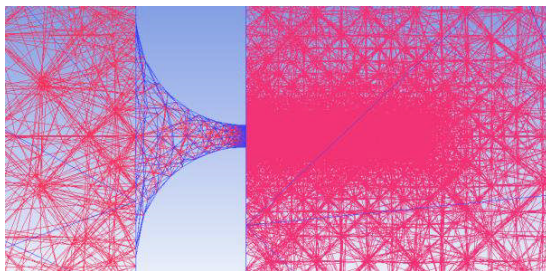
本研究の解析対象領域を **Fig.2** に示す。本研究では, 3次元の円筒形の流れ場を仮定し, 上流側に高压室を, 下流側に低压室を設置し, この2部屋を出口直径  $D=6[\text{mm}]$  の先細ノズルで接続する。ノズルの上流と下流でよどみ状態を実現するため, 高压室と低压室は容積が十分に大きい円筒形とし, ノズル出口の下流側に噴流と干渉させる物体として直径が  $d_c=D$  の円柱体を設置した。また, 座標系には流れ場の中心軸 (流れ方向) を  $x$  軸, 水平方向を  $y$  軸, 垂直方向を  $z$  軸とする直交座標系を用い, 境界および初期条件として, 円柱体を含む壁は全てすべりなし壁面とし, 気体には理想気体モデルの空気を用いて, ノズル出口からの円柱体まで距離を  $x_c/D=4$ , 貯気圧  $p_0$  と背圧  $p_b$  との圧力比を  $\phi (=p_0/p_b) = 8$  と設定した。

解析対象領域のノズル部の計算格子の一例を **Fig.3** に示す。ノズル出口から円柱体までの近傍では他の部分と比較して, 十分に小さい計算格子を定義した。全領域におけるメッシュの総数は約26万点である。

本研究では, **Fig.2** に示す計算領域に対して流体の粘性を考慮したナビエ-ストークス (Navier-Stokes) の運動方程



**Fig.2** Calculation domain



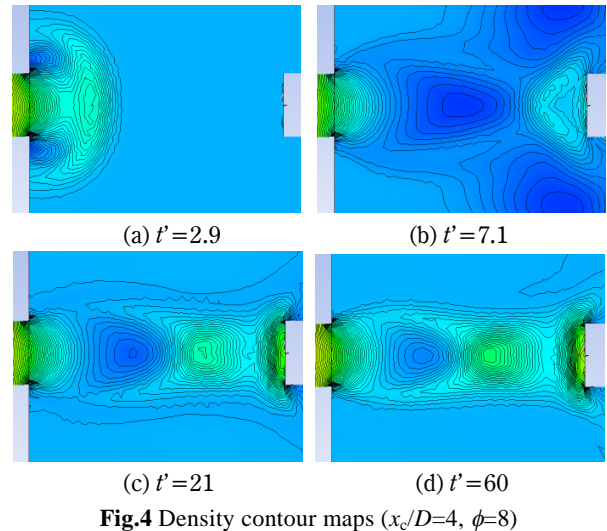
**Fig.3** Calculation grid around nozzle and obstacle

式を基礎式として用い, 数値解析に ANSYS CFX-14 を使用した。ANSYS CFX-14 では離散化に有限要素法を用いており, 本研究では乱流モデルとして標準  $k-\epsilon$  モデルを使用し, 自励振動を対象とするため非定常計算として解析を行った。

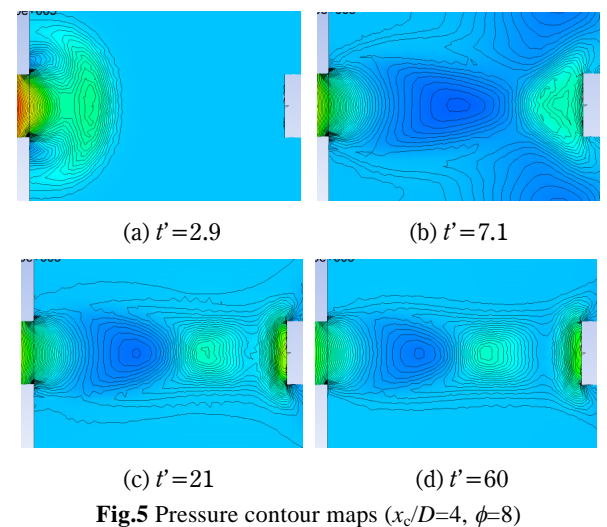
### 3. 数値解析結果および考察

本数値解析結果の妥当性について, 本数値解析で得られた Mach disk の形成位置が, 後述する自由噴流中の Mach disk の形成位置を表す実験式である Addy の式<sup>(8)</sup> と概ね一致していることを確認した。また, 音速ノズル出口での無次元圧力  $p_c/p_0$  はノズル内で空気が等エントロピー変化により膨張したときの圧力である  $p/p_0=0.528$  とほぼ一致しており, これらの結果より, 計算結果は一定の信頼性があると考えられる。

ノズル出口から作動気体である空気が噴出し, 不足



**Fig.4** Density contour maps ( $x_c/D=4$ ,  $\phi=8$ )



**Fig.5** Pressure contour maps ( $x_c/D=4$ ,  $\phi=8$ )

膨張噴流を形成してさらに円柱体との干渉で自励振動が発生するまでの過程の等密度線図を Fig.4 に示す。これは  $x_c/D=4, \phi=8$  における結果である。無次元時刻  $t'=2.9$  の結果を示す Fig.4 (a) では、ノズル出口からの空気の急激な噴出により噴流の先端に弱い圧力波が形成され、球面状に伝播する様子がわかる。また、球面状の圧力波背後のノズル出口付近に渦輪が観察できる。これらは、弱い衝撃波の管開口端からの放出と同等の減少である。一方で、弱い圧力波の部分で等密度線は密になって急激に密度が変化するが、Fig.4 (a) ではそこまで密度は変化していない。これは計算メッシュ数、すなわち計算メッシュの大きさが大きいためと考えられ、計算時間との兼ね合いがあるが、今後は計算メッシュの大きさを小さくし、計算精度を向上させる必要がある。

次に、 $t'=7.1$  の結果を示す Fig.4 (b) では不足膨張噴流が形成され、Mach disk やバレル衝撃波、これらの反射衝撃波の形成を確認できる。また、ノズル出口から噴流内部では空気が加速されて密度はさらに低下し、Mach disk やバレル衝撃波での流れの減速により密度が上昇しており、不足膨張噴流の特徴が確認できる。

さらに時刻が経過した Fig.4 (c) では、円柱体の影響を受けて円柱体の前面に Standoff shock が形成され、円柱体の前面で速度は急激に減速されるため、Standoff shock 背後と円柱体の前面との狭い領域で密度も急激に増加することがわかる。また、Mach disk 背後と Standoff shock 前面との領域においても減速された空気が再び加速されるため、密度は低下している。 $t'=60$  の結果を示す Fig.4 (d) では Standoff shock がノズル出口方向に移動し、これに伴って Mach disk もノズル出口方向に移動して自励振動が発生していることがわかる。これらの結果から、ノズル出口から空気が急

激に噴出し、不足膨張噴流が形成されるまでの過程は管開口端からの弱い衝撃波の放出による噴流と同等の特性を示し、不足膨張噴流が形成されたのち、円柱体の影響を受けて円柱体前面に Standoff shock が形成され、Standoff shock がノズル出口方向に移動して自励振動が始まり、さらに Mach disk にも影響して振動し始めることがわかる。

不足膨張噴流を形成し、円柱体との干渉で自励振動が発生するまでの過程の等圧力線図を Fig.5 に示す。計算条件および無次元時刻は Fig.4 と同一であり、Fig.5 (a) と Fig.5 (b) は不足膨張噴流が形成される過程、Fig.5 (c) と Fig.5 (d) は円柱体との干渉によって円柱体の前面に Standoff shock が形成され、Standoff shock と Mach disk が自励振動する過程を示すが、圧力変化量の関係および計算メッシュの大きさから噴流内の変化の様子は Fig.4 の等密度線図に比べて明確さに欠ける。

噴流中心軸上の圧力分布の変化を Fig.6 に示す。横軸の原点  $x/D=0$  はノズル出口、 $x/D=4$  は円柱体の設置位置を示し、計算条件および無次元時刻は Fig.4, Fig.5 と同一である。図中の赤の実線で示す圧力分布は無次元時刻  $t'=2.9$  の結果を示しており、Fig.4 (a) および Fig.5 (a) に対応する。Fig.4 (a) および Fig.5 (a) で述べたように、この時刻では噴流の先端に弱い圧力波が形成され、Fig.6 の  $x/D=1.1$  あたりの局所的な圧力変化はこの弱い圧力波による局所的な圧力変化である。また、弱い圧力波の前面（円柱体側）では噴流の影響を受けていないため、圧力分布は初期状態のままである。これに対して、青の実線で示す  $t'=7.1$  の結果では  $x/D=2.5$  あたりから  $x/D=3.2$  にかけて圧力が上昇し、その後一定となるが、これは Mach disk による圧力回復である。前述した自由噴流中の Mach disk

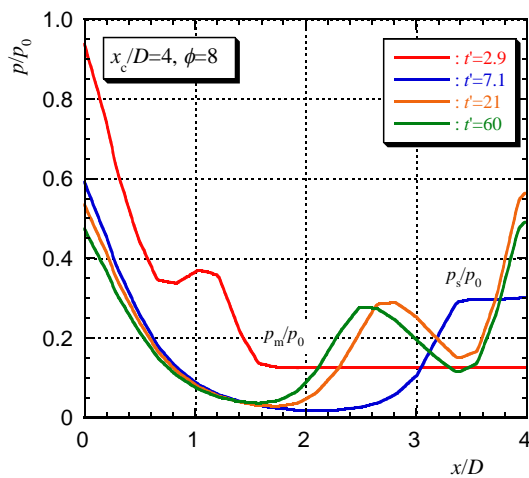


Fig.6 Pressure distribution on jet axis ( $x_c/D=4, \phi=8$ )

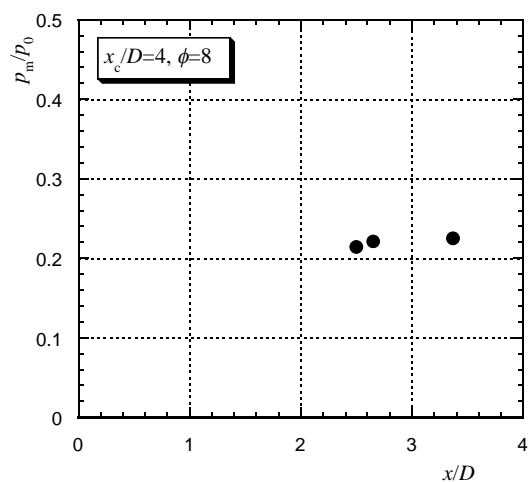


Fig.7 Relation between pressure caused by shock wave and formation position

の形成位置を表す Addy の式<sup>(8)</sup>は以下の式(1)で示され、 $\phi=8$ の場合、式(1)による計算結果は $x_m/D=1.84$ となり、Fig.6の圧力が上昇し始める位置よりかなり前方となる。これは、不足膨張噴流がまだ形成過程にあるためと考えられる。

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

次に、橙の実線で示す $t^*=21$ での結果では $x/D=1.9$ あたりから Mach disk による圧力回復が観察され、この位置は上記の式(1)による計算結果 $x_m/D=1.84$ とよく一致する。また、圧力はその後、一旦、減少したのち、 $x/D=3.5$ あたりから円柱体にかけて急激に上昇するが、これは円柱体前面に形成される Standoff shock と円柱体によって流れが急激に減速するためである。さらに $x/D=4$ の円柱体表面の無次元圧力は $x/D=0$ のノズル出口圧力をわずかに超え、これにより Standoff shock をノズル出口方向に押し返す力が発生して Standoff shock が移動し始め、その影響が及んで Mach disk も移動し始める。本研究では、図に示すように Mach disk 直前と直後の平均圧力を記号 $p_m$ で、Standoff shock直前と直後の平均圧力を記号 $p_s$ でそれぞれ示す。さらに緑の実線で示す $t^*=60$ の結果でも、Mach disk と Standoff shock の双方が移動するが、 $t^*=21$ の結果と比べて $x/D=4$ の円柱体表面の無次元圧力はノズル出口圧力より低下し、Mach disk と Standoff shock の双方を下流側に押し返す力が発生して Mach disk と Standoff shock の双方が周期的な振動を繰り返す。

Mach disk による無次元圧力上昇と形成位置との関係を Fig.7 に示す。これらの値は、Fig.6 の $t^*=7.1$ 以降の中心軸上の圧力分布において、Mach diskによる圧力上昇の開始位置と圧力が上昇し終わった位置より求めた結果である。図より、Mach disk の形成位置は変化しており、Mach disk が振動しているが、圧力値はそれほど大きくは変動しないことがわかる。

#### 4. 結 論

本研究では、超音速不足膨張噴流の形成過程および円柱体に干渉するときの自励振動現象の発生過程について数値解析により調査した。得られた結果を以下に要約する。

- (1) 3次元の粘性数値解析により、ノズル出口から気体(空気)が急激に噴出して先端に弱い圧力波が形成され、低圧室内を球面状に伝ばしながら不足膨張噴流を形成する過程を示した。
- (2) 不足膨張噴流が円柱体と干渉することにより円柱体前面に Standoff shock が形成され、Standoff shock および円柱体による急激な減速により圧力

が急速に回復し、Standoff shock をノズル出口方向に移動させて自励振動が始まる。

- (3) 今回の条件では Mach disk も振動し、形成位置は変化するが、Mach disk による無次元圧力上昇はそれほど変化しない。

#### 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.

(2017年11月 6日 受理)