

# 粘性を考慮した数値計算による超音速衝突噴流の自励振動の解析

乙部 由美子・安信 強

Numerical Analysis for Self- Oscillation of Supersonic Impinging Jet in consideration of viscosity

Yumiko OTOBE, Tsuyoshi YASUNOBU

## Abstract

When the supersonic jet impinges on the obstacle, the self-induced flow oscillation occurs. 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 effect of the pressure ratio and the obstacle position and the mechanism of self-induced flow oscillation by the numerical analysis in consideration of viscosity, when the supersonic jet impinges on the cylindrical body.

*Key words: numerical analysis, supersonic flow, impinging jet, self-oscillation, viscosity, much disk*

## 1. はじめに

超音速噴流が物体に干渉する際、貯気圧  $p_0$  と背気圧  $p_b$  との圧力比  $\phi (=p_0/p_b)$  や物体の設置位置などが特定の条件下にある時、噴流中の衝撃波が流れ方向に自励振動する。従来から可視化実験や、自励振動による圧力変動の測定実験が行われてきた。これにより、噴流が振動する条件や衝撃波の振動範囲、自励振動の周波数などが明らかになっている<sup>(1)(2)</sup>。しかし、衝撃波を伴った複雑な流れ場が形成されるため、自励振動時の衝撃波の挙動や自励振動の発生メカニズムなどは実験による調査に限界がある。

そこで、本研究では超音速噴流が円柱体に干渉するときには発生する自励振動に関して、粘性を考慮した数値解析を行う。これにより、自励振動時の衝撃波の挙動の詳細や圧力変動の特性、自励振動の発生メカニズムについて調査し、検討することを目的とする。

## 2. 数値解析手法

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、噴流内には Mach disk と Standoff shock が形成されている。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 disk までの距離を  $x_m$ 、ノズル出口から Standoff shock までの距離を  $x_s$  と定義する。解析においてはそれぞれの距離をノズル出口直径  $D$  で無次元化した値として扱う。また、圧力は貯気圧  $p_0$  で無次元化した値を用いる。本研究で用いる記号を表 1 にまとめて示す。

本研究では、数値解析に ANSYS CFX-14 を使用した。基礎式として流体の粘性を考慮したナビエ・ストークス (Navier-Stokes) の運動方程式を用い、離散化には有限要素法を用いている。また、乱流モデルには標準  $k-\epsilon$  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。

本研究の解析対象領域を Fig. 2 に示す。流れ場は軸対象で、高圧室および低圧室は中央に設置した先細ノズルに対して十分大きい円筒形とした。流れ場の中心軸を  $x$  軸とし、それに直角に  $y$  軸と  $z$  軸を置いた。ノズル出口の下流側に

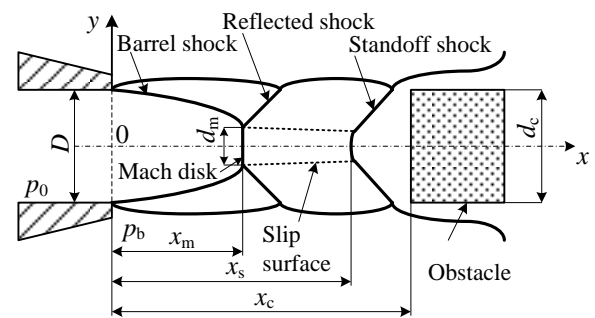


Fig. 1 Supersonic impinging Jet model

Table 1 Symbols used in this study

$p_0$ [Pa]	reservoir pressure
$p_b$ [Pa]	back pressure
$\phi (=p_0/p_b)$	pressure ratio
$D$ [mm]	Nozzle exit diameter
$d_m$ [mm]	Mach disk diameter
$d_c$ [mm]	cylindrical diameter
$x_m$ [mm]	distance from nozzle exit to Mach disk
$x_s$ [mm]	distance from nozzle exit to Standoff shock
$x_c$ [mm]	distance from nozzle exit to cylinder
$T$ [s]	period of oscillation

噴流と干渉させる物体として円柱体を設置した。円柱体を含む壁は全てすべりなし壁面とし、気体は理想気体モデルの空気とした。ノズル出口直径を  $D=6$  [mm] とし、円柱体の直径を  $d_c=D$  とした。円柱体を設置するノズル出口からの距離  $x_c/D$  は 4, 5 と変化させて計算を行った。また、貯気圧  $p_0$  と背気圧  $p_b$  の圧力比  $\phi (=p_0/p_b)$  は 5~12 と変化させて計算を行った。

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。

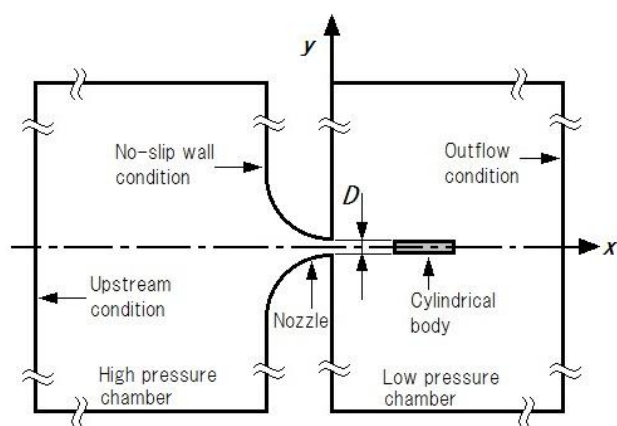


Fig. 2 Calculation domain

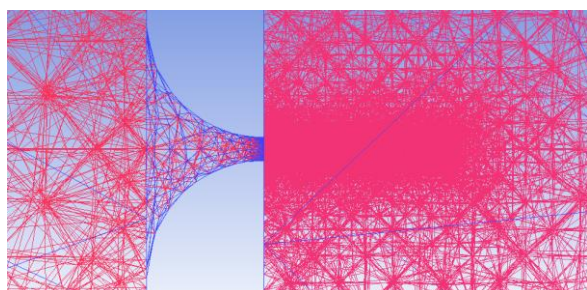


Fig. 3 Calculation grid around nozzle and obstacle

### 3. 結果および考察

#### 3.1 計算結果の妥当性

円柱体がノズル出口より十分離れている場合の解析結果より確認した Mach disk の位置は自由噴流中の Mach disk の形成位置を表す実験式である Addy の式<sup>(3)</sup>と概ね一致していることを確認した。Addy の式は以下のように示される。

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

また、音速ノズル出口での圧力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  $0.528p_0$  であるが<sup>(4)</sup>、本計算結果でもノズル出口圧力はほぼ  $0.528p_0$  になっている。これらの結果より、計算結果は十分信頼性があると判断した。

#### 3.2 自励振動における噴流構造の変化

自励振動 1 周期分の噴流構造の変化を 1/4 周期ごとに表したものを Fig. 4 に示す。これは  $x_c/D=5$ 、 $\phi=8$  における噴流構造を等密度線図で表した図である。いずれの図においても Mach disk と Standoff shock を観察できる。図中の赤い破線は  $t=(0/4)T$  における Standoff shock の位置を示している。また、灰色の破線はそれぞれノズル出口と円

柱体の位置を示している。Fig. 4 (a) は standoff shock が最も円柱体に近づいた瞬間の図で、図(c)は最もノズル側に移動した瞬間の図である。これら 4 つの図から Standoff shock が自励振動していることがわかる。Standoff shock の動きに対して Mach disk の移動はごく小さく、この条件下ではほとんど振動していないと思われる。

また、これらの図において、中心軸に直角方向の噴流構造の対称性に注目すると、ノズル出口より Standoff shock までの領域では全期間を通じて、ほぼ対象であるのに対し、Standoff shock から円柱体までの領域では、等密度線が表す噴流構造が非対称な変化を呈していることがわかる。

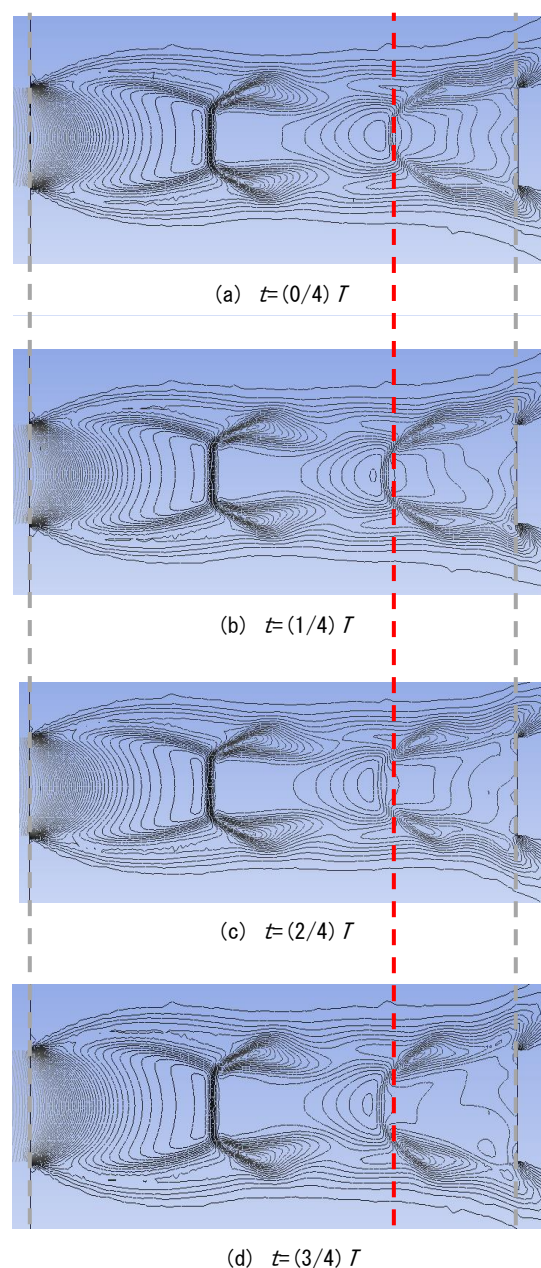
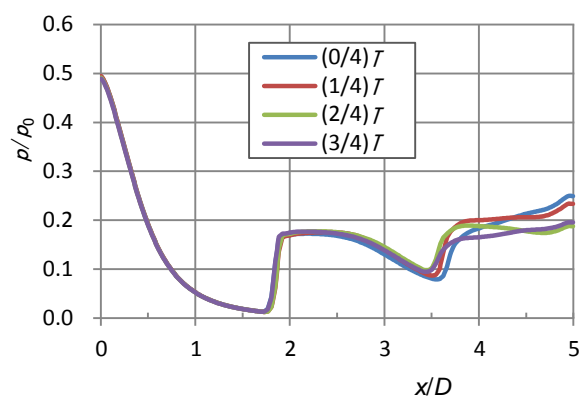
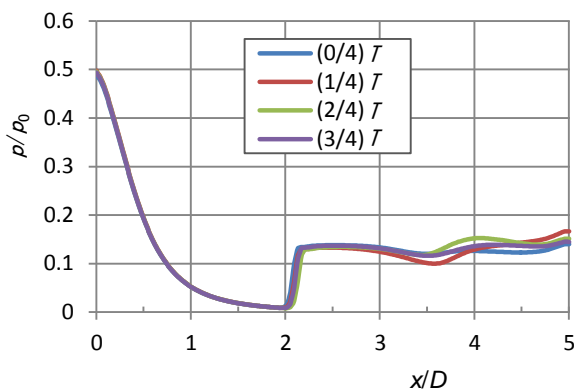
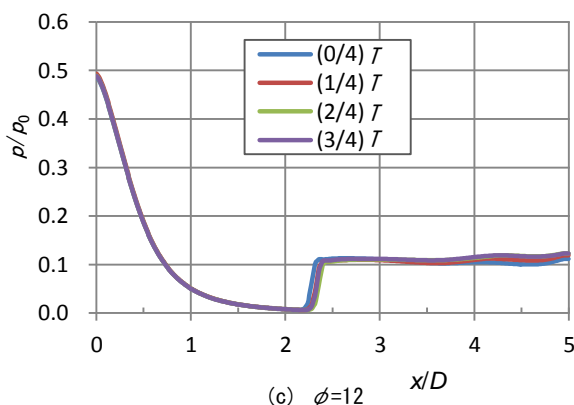


Fig. 4 Jet structure at one period ( $x_c/D=5$ ,  $\phi=8$ )

### 3.3 噴流中心軸上の圧力変動

自励振動 1 周期における噴流中心軸上の圧力分布の変化の一例を Fig. 5 に示す。これは  $x_c/D=5$  における圧力分布で、 $1/4$  周期ごとの圧力分布の変化を表したものである。Fig. 5 (a) は圧力比  $\phi=8$ 、Fig. 5 (b) は  $\phi=10$ 、Fig. 5 (c) は  $\phi=12$  での圧力分布である。また、横軸はノズル出口からの無次元距離、縦軸は無次元化した圧力を表しており、原点  $x/D=0$  はノズル出口、また  $x/D=5$  は円柱体の表面を表し、グラフはノズル出口から円柱体までの噴流中心軸上の圧力分布を表している。 $\phi=8$  における  $x/D=1.8$  付近での最初の急激な圧力上昇、 $\phi=10$  にお

(a)  $\phi=8$ (b)  $\phi=10$ (c)  $\phi=12$ Fig. 5 Pressure distribution at jet axis ( $x_c/D=5$ )

ける  $x/D=2.1$  付近での圧力上昇、 $\phi=12$  における  $x/D=2.1$  付近での圧力上昇はすべて Mach disk による圧力上昇であり、 $\phi=8$  における  $x/D=3.7$  付近での二番目の急激な圧力上昇は Standoff shock による圧力上昇を表している。4 本のグラフの横軸方向のずれがそれぞれの衝撃波の振動を表している。 $\phi=8$  では Standoff shock が大きく振動していることがわかる。Mach disk に関しては、Standoff shock に比べて振幅の幅は小さいが、圧力比が大きいほど振動幅が大きくなっていることがわかる。

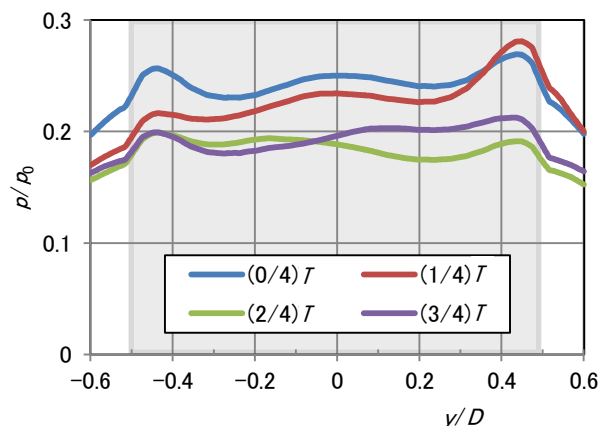
$\phi=10, 12$  のときは噴流には Standoff shock が形成されていないことが確認できる。 $\phi=10$  では、Mach disk 形成後に微小ではあるが、圧力下降が確認できる。しかし  $\phi=12$  では全く確認できない。これは圧力比によって Standoff shock が形成されなくなる推移を表していると考えられる。

また、 $\phi=8$  では、円柱体表面において 1 周期の間の圧力変化が大きく、 $\phi=10, 12$  になるにつれ圧力変化は小さくなっている。このことより円柱体表面における圧力変化は、Standoff shock の存在が要因であると考えられる。さらに円柱体表面の圧力は Standoff shock やそれぞれの背圧より高くなっていることもわかる。

### 3.4 円柱体表面の圧力変動

前節で見られた圧力比  $\phi=8$  での自励振動 1 周期における円柱体表面の圧力変化は円柱体表面の中央における圧力値の変化であった。Fig. 4 でも見られたように円柱体付近では噴流が非対称に変化していることから、ここではさらに、円柱体表面の  $y$  方向の圧力分布を調査する。自励振動 1 周期における、円柱体表面の  $y$  方向の圧力分布の変化の一例を Fig. 6 に示す。横軸は円柱体の中心を原点とする  $y$  方向の無次元距離で、グラフ中の灰色の領域 ( $y/D=-0.5$  から  $y/D=0.5$  まで) が円柱体の表面である。また縦軸は無次元化した圧力を示している。

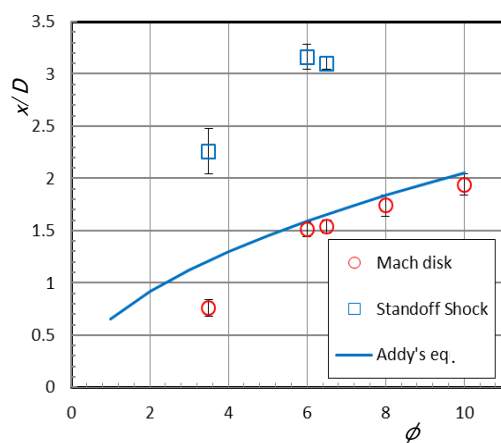
図から円柱体表面における圧力はカルデラの断面のように、円柱体の外周付近が高くなっており、中心部もやや高いが外周側のほうがより高くなっていることがわかる。また、 $t=(0/4)T$  では中心に対して対称的な圧力分布となっているが、その他では非対称な圧力分布となっている。また、それぞれの時間によって圧力が最大となる位置が異なっている。すなわち、 $t=(1/4)T$  と  $t=(3/4)T$  では  $y/D=0.5$  付近で最大値を取っているが、 $t=(2/4)T$  では反対に  $y/D=-0.5$  付近で最大値を取っている。

Fig. 6 Pressure distribution at cylindrical surface ( $x_c/D=5$ ,  $\phi=8$ )

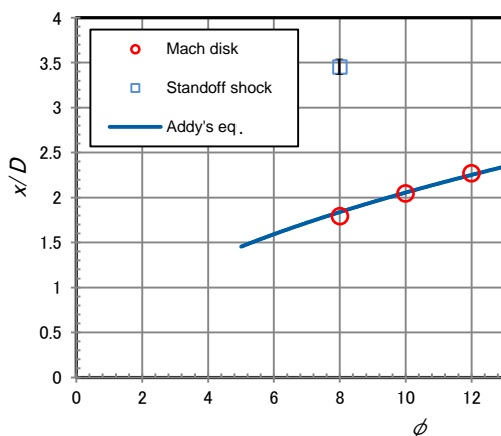
### 3.5 衝撃波の形成位置

Mach disk と Standoff shock の形成位置と圧力比  $\phi$  の関係を Fig. 7 に示す. 衝撃波が振動している場合は, 振動幅の中心位置を形成位置とした. 振動幅はそれぞれのマーカーに重ねてエラーバーで表した. また, 図中の実線は Addy の式である. 図から, Mach disk の形成位置は式(1)に概ね一致していることがわかる. また  $x_c/D=4$  でも  $x_c/D=5$  でも, 圧力比が大きくなると Standoff shock は形成されなかった. これは, 圧力比が大きくなるにつれ Mach disk の形成位置がノズル出口から下流側に移動して円柱体に近づくため, Standoff shock が形成されるための圧力変化が十分にできないためであると考えられる.

いずれの場合も, 振動幅は Mach disk より Standoff shock の方が大きかった.



(a)  $x_c/D=4$



(b)  $x_c/D=5$

Fig. 7 Relationship between position of shock wave and pressure ratio

### 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

きの自励振動現象について数値解析して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る, 噴流中の衝撃波の自励振動現象をとらえることができた.
- (2) 物体までの距離が今回の条件下では, Mach disk は自由噴流とほぼ同じ位置に形成される.
- (3) Standoff shock は圧力比の増加に伴い振動幅が小さくなり, やがて消失する.
- (4) 自励振動時の振動幅は Mach disk より Standoff shock の方が大きい.
- (5) Standoff shock の下流側は噴流が中心軸と直角方向に非対称に変化している.
- (6) 円柱体表面の圧力は Standoff shock や周囲の背圧より高く, Standoff shock や Mach disk を上流に押し戻す力が働き, これが自励振動を発生させる一因であると考えられる.

### 参考文献

1. T. Yasunobu, Y. Otobe and H. Kashimura, THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS JAPAN, Vol. 58, (2010), 197-203.
2. T. Yasunobu, H. Kashimura and T. Setoguchi, Proc. of THE FIFTH JSME-KSME FLUIDS ENGINEERING CONFERENCE ABSTRACTS, (2002), CD-ROM.
3. Addy, A. L, Effects of Axisymmetric Sonic Nozzle Geometry on Mach Disk Characteristics, AIAA Journal, Vol 19, No1, (1981), pp.121-122
4. 利光 和彦, 高尾 学, 菊川 裕規, 早水 庸隆, 安信 強, 樫村 秀男, 学生のための流体力学入門, パワー社, (2010).

(2015 年 11 月 9 日受理)