

# 一定断面積ダクトをもつ超音速ノズル内に発生する騒音現象に関する研究

鄭 星在\*1・青木 俊之\*2・与那嶺 牧子\*2

(平成19年7月31日 受理)

## Study of Noise Phenomenon in Supersonic Nozzle with Constant Area Duct

Sungjae JUNG, Toshiyuki AOKI, Makiko YONAMINE,

†E-mail of corresponding author: [jung@ence.kyushu-u.ac.jp](mailto:jung@ence.kyushu-u.ac.jp)

The present paper describes an experimental and numerical works to investigate a noise phenomenon in supersonic flow that are discharged from a convergent-divergent nozzle with a constant area duct. The noise phenomenon of flow is generated by an emission of acoustic tones. The results obtained shows that unlike the frequency of the screech tone due to the shock-cell structures in the jet flow, the one of the acoustic tone due to the shock wave in the nozzle increases proportional to the nozzle pressure ratio. The frequency of the acoustic tone is depending on the distance from the shockwave to nozzle exit.

**Key words:** *Supersonic Jet Noise, Shock Wave, Transonic resonance, Acoustic Tone*

### 1. 緒 言

超音速噴流は、ジェット機の推力制御、ジェットエンジンの燃料混合、スートブロー、高速フレイム溶射など各種工業分野で幅広く利用されているが、近年の流体機械の高速化に伴い、簡単に対処できない流体騒音が重要な問題となっている。衝撃波を伴う超音速噴流騒音については、噴流中に存在する衝撃波とノズルリップとの間に発生するフィードバック機構によって生じるスクリーチ騒音<sup>1)</sup>の存在が確認されており、その特性や騒音低減法などに重点が置かれた研究が行われてきた。しかし近年、噴流装置の作動圧力比が比較的小さく、超音速噴流を生成する超音速ノズル内に衝撃波が存在する場合においても、スクリーチ騒音に似た騒音が生じる事がわかった<sup>2)</sup>。Zamanらはこの現象を'transonic resonance'と呼び、この現象は衝撃波がノズル末広部に存在しないより低い作動圧力比では発生せず、発生する騒音の周波数はノズルの長さや角度などの形状とノズルの作動圧力比に依存することを明らかにし、周波数を見積もる実験式を導出した。さらに、騒音の発生メカニズムを、衝撃波とノズル出口間における気柱共鳴であると推測して考察を行っているが、衝撃波の下流は複雑な流れ場となるため不明な点が多く、解明には至っていない。

本研究では、ノズル内の流れ場の構造と騒音の特性との関係を明らかにすることを目的としている。今回はその基礎研究として、超音速ノズルの下流に数種類の長さの一定断面積ダクトを設置し、ノズル内の衝撃波の位置と騒音の周波数特性を実験と数値計算を用いて調べたので報告する。

### 2. 実験方法及び数値計算方法

#### 2.1 実験装置と方法

無響室内に設置した超音速噴流発生装置を図1に示す。実験は、120Hz以上の周波数に対して自由音場を形成する無響室内で行った。図1の左端に示す高圧タンクと手動バルブを通った高圧乾燥空気は、よどみ室で一旦よどみ状態となった後、ラバルノズルを通過して大気に噴出される。本実験で使用した超音速ノズルの模式図を図2に示す。ノズルは設計マッハ数2.0の軸対称ラバルノズル部と、長さ $L$ の一定断面積ダクト部から成る。本報告では、 $L/D=0.0, 0.5, 3.0, 6.0$ の4種類の超音速ノズルについて報告する。本ノズルからの超音速噴流は、ノズル上流のよどみ圧力 $p_0$ と背圧 $p_b$ の比(ノズル作動圧力比,  $NPR=p_0/p_b$ )が7.8で適正膨張状態となり、ノズル圧力比が7.8より低いとき過膨張流れとなる。非粘性一次元理論によれば、 $NPR=1.74$ の

\*1 環境エネルギー工学専攻博士課程

\*2 環境エネルギー工学専攻

ときノズルの末広部に発生した衝撃波はノズル出口に達する。

音圧測定は、ノズル出口中心から1000mm、ノズルの中心軸に対して上流方向へ98°の位置においたコンデンサーマイクロホンにより行った。マイクロホンから得られた音圧信号は、バンド幅25HzのFFTスペクトル解析を行い、音圧スペクトルを得た。

## 2.2 数値計算方法

本報告では、超音速ノズル内部の流れ場の構造を把握することを目的としたため、数値計算は、汎用熱流体解析ソフトウェアFLUENTを用いて軸対称定常計算を行った。解析に用いたノズルの形状は図2と同様で、計算領域は、図3に示すようにノズル内部とノズル外部の噴流領域から成る。格子作成には流体解析プリプロセッサGAMBITを用いた。ノズル内の格子は、壁面付近の格子間隔は密である不等間隔格子とした。ノズルスロートの中心軸上に原点をとり、流れ方向に $x$ 軸、流れに垂直方向に $r$ 軸をとると、 $L/D=0.0$ の場合のノズル内部の格子点数は、 $x$ 方向に327点、 $r$ 方向に128点とした。作動気体は $\gamma=1.4$ の完全気体とし、定常圧縮性ナビエ-ストークス方程式を適用した。流れは乱流とし、乱流モデルはTam's  $k-\varepsilon$ モデル<sup>3)</sup>を用いた。境界条件は、壁面では滑りなし条件とし、ノズル入口には流入条件、自由境界には流出条件を与えた。

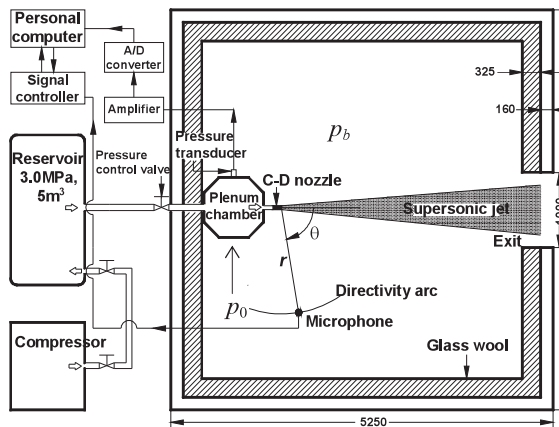


Fig.1 Schematic of experimental apparatus (unit : mm)

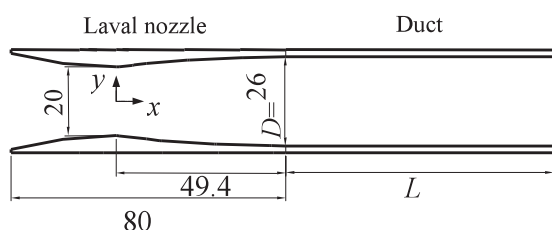


Fig.2 Nozzle geometry (unit : mm)

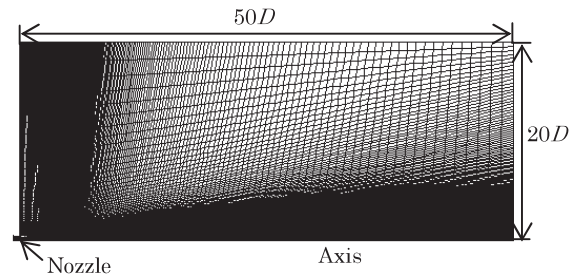


Fig.3 Computational grid ( $D=26\text{mm}$ )

## 3. 結果と考察

### 3.1 $L/D=0$ における噴流の音響スペクトル分布

ノズルの形状 $L/D=0.0$ の場合において、ノズル作動圧力比NPRを1.2から2.2まで変化させたときの音圧スペクトルを図4(a)~(c)に示す。NPR=1.2の場合、約2.6kHzで64dB程のスパイク状の波形が観察できる。これが'transonic resonance'と呼ばれている現象によって発生する騒音である。本報告ではこれを音響トーンと呼ぶことにする。ノズル圧力比が増加すると、周波数が低くなるスクリーチトーンと異なり、音響トーンの周波数は増加する。そして、図4(b)に示すように、ノズル圧力比が1.8と2.0の場合、二つの異なる周波数で音響トーンが見られる。例えば、NPR=1.8の場合、約1kHzと3kHzでスパイク状の音響トーンが観察できる。しかし図4(c)に示すように、ノズル圧力比が2.0以上になると、高周波数の音響トーンは無くなり、低周波数の音響トーンだけが発生する。

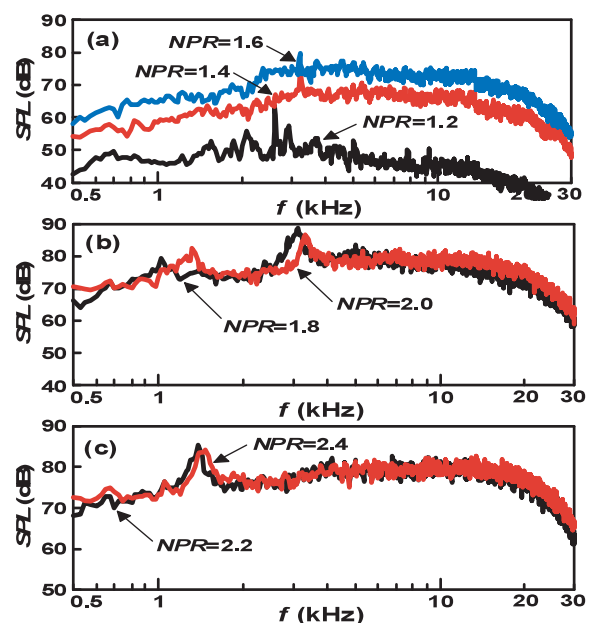


Fig.4 Sound pressure level spectra for  $L/D=0.0$

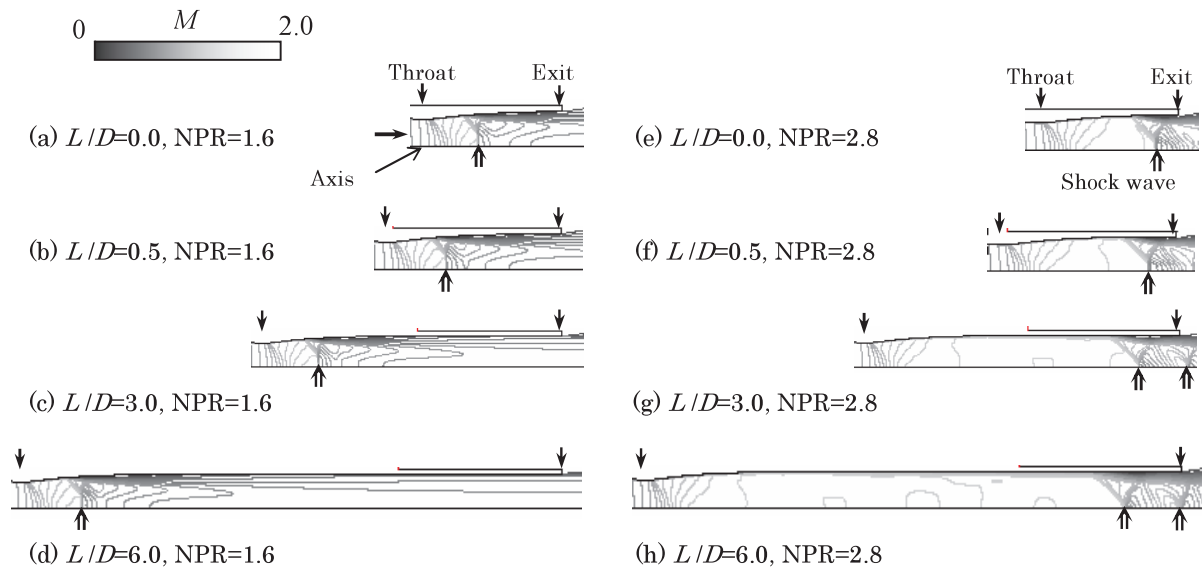


Fig.5 Mach number contours for NPR=1.6 and NPR=2.8

### 3.2 ノズル内のマッハ数分布および音響トーンの周波数

本数値計算によって得られたノズル内の流れ等マッハ数線図を図5(a)~(h)に示す. ノズル内に発生している衝撃波の位置を, 図中の上向き矢印で表している. ノズル圧力比がNPR=1.6の場合, 図5(a)に示すように衝撃波はノズル断面積が一定になり始める位置において, 壁面付近ではく離を伴ってλ型衝撃波として発生する. 図5(b)~(d)に示すように, ダクトの長さを変化させても衝撃波の形はほとんど変化せず, スロートから衝撃波の発生位置までの距離についても同様である. よって, 衝撃波とダクト出口からの距離はダクト長さに比例して長くなる. 一方, NPR=2.8の場合は, 図5(e)に示すように衝撃波は図5(a)と同様にはく離を伴ってダクト出口付近に発生するが, ダクト長さが長くなると, 図5(f)~(h)に示すようにはく離領域が大きくなり, 擬似衝撃波となって第2衝撃波が発生するほか, L/D=6.0ではほぼx型衝撃波の形となる. また, ダクト長さに比例して, スロートから衝撃波発生位置までの長さは長くなるが, ダクト出口から衝撃波発生位置までの距離はほとんど変化しない.

このように, 数値計算結果から衝撃波の発生位置を計算し, ダクト出口からの距離をノズル作動圧力比についてプロットしたグラフを図6に示す. 縦軸はダクト出口から衝撃波までの距離 $I$ をダクト高さ $D$ で無次元化した値, 横軸はノズル作動圧力比NPRを表す. 図6に示すように,  $I$ はダクト長さが長いほど変化が大きく, NPRが大きくなるにつれて一定値に近づく. これは, 衝撃波の発生する位置がダクト内になると, 断面積が一定のため, ノズル圧力比の値に対して大きく変化するためである.

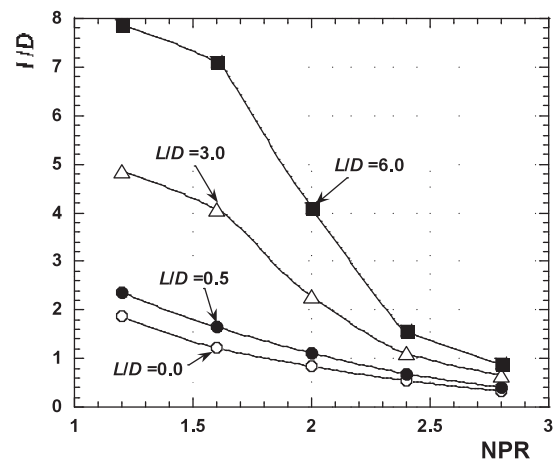


Fig.6 Relationship between distance from shock wave to duct exit and NPR

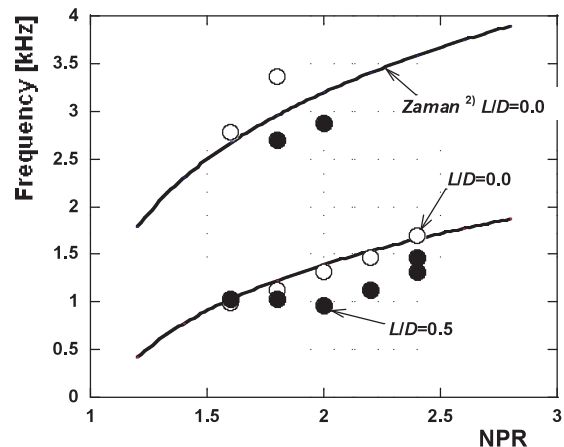


Fig.7 Tone frequency variation with NPR for L/D=0.0, 0.5, 3.0 and 6.0

次に、噴流騒音の音圧スペクトル分布を図4と同様に $L/D=0.5\sim 6.0$ について計測を行い、音響トーンの周波数をプロットしたグラフを図7に示す。図中の実線は、Zamanらによる実験式より得られた周波数を示す。図7中○で示した $L/D=0.0$ の場合、本実験によって得られた音響トーンの周波数はZamanらによって得られた実験式で示す周波数の値とほぼ一致する。 $L/D=0.5$ になると、 $NPR=1.6$ と $1.8$ の場合を除き、 $L/D=0.0$ の場合と比べて周波数の値は小さくなる。Zamanらが考察したように、音響トーンが生じるメカニズムが衝撃波とノズル(ダクト)出口間(距離 $I$ )における気柱共鳴によるものだと考えると、図6に示したように、同じ $NPR$ の値に対してダクト長さ $L$ が長いほど $I$ の値も長くなるので共鳴周波数は低くなることが考えられ、本実験結果は妥当だと考えられる。図6では、 $NPR$ の値が大きくなるにつれて $I$ の値が一定値に近づくため、周波数の値も一定値に近づくことが予想され、この傾向が $L/D=0.5$ の場合で確認することができる。 $L/D=3.0, 6.0$ の場合には、音響スペクトル計測において顕著な音響トーンを計測できなかった。これは、図5に示すように、ダクトが長くなると衝撃波とダクト出口の長さが長くなるため、この間に定在波が生じにくくなり、音響トーンが生じにくくなったことが原因だと考えられる。

#### 4. 結 言

ラバルノズルの下流に一定断面積ダクトを設置した超音速ノズル中の衝撃波によって噴流騒音(音響トーン)が生じている流れ場について、実験と数値解析を行った結果以下の結論を得た。

1. ダクト長さ $L$ とダクト高さ $D$ の比の値が $L/D=0.0$ の場合、ノズル作動圧力比 $NPR$ が大きくなるにつれて、音響トーンの周波数は高くなる。得られた周波数の値は、Zamanらによって得られた実験式の値とほぼ一致する。
2. 衝撃波の発生位置とダクト出口との距離 $I$ は、ノズル作動圧力比 $NPR$ を大きくするにつれて一定値に近づく。音響トーンのメカニズムを衝撃波下流領域における気柱共鳴だと考えると、共鳴周波数すなわち音響トーンの周波数は一定値に近づくことが予想される。
3.  $L/D=0.5$ の場合、 $NPR=1.8$ 以下を除いて、2.に示す傾向が確認できるが、ダクト長さが長くなるにつれて、発生する衝撃波とダクト出口間の長さが長くなり、定在波が生じにくくなるため音響トーンは顕著に現れなくなると考えられる。

#### 参 考 文 献

- 1) Tam, C. K. W. : Supersonic Jet Noise, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.27 (1995), pp.17-43.
- 2) K. B. M. Q. Zaman, M. D. Dahl, T. J. Bencic, and C. Y. Loh : "Investigation of a 'transonic resonance' with convergent-divergent nozzles", Journal of Fluid Mechanics, Vol.463 (2002), pp.313-343.
- 3) Andrew T. Thies and Christopher K. W. Tam : "Computation of Turbulent Axisymmetric and Nonaxisymmetric Jet Flows Using the  $K-\epsilon$  Model", AIAA Journal, Vol.34, No.2 (1996), pp309-316.