

# 超音速矩形ジェットから発生する騒音のマイクロジェットによる抑制 —第一報 騒音低減効果と流れ場の変化—

## Suppression of Noise Generated from Supersonic Rectangular Jet with Microjet —Part1 Noise Reduction and Change in Flow Field—

岡田 隆一<sup>\*1</sup>  
OKADA Ryuichi

渡辺 紀徳<sup>\*2</sup>  
WATANABE Toshinori

鵜沢 聖治<sup>\*2</sup>  
UZAWA Seiji

姫野 武洋<sup>\*2</sup>  
HIMENO Takehiro

井上 智博<sup>\*2</sup>  
INOUE Chihiro

大石 勉<sup>\*3</sup>  
OISHI Tsutomu

### ABSTRACT

Jet noise reduction is required for the realization of environmentally-friendly and highly-efficient supersonic jet propulsion system. In the present study, experimental investigations are performed in order to clarify the effects of microjet injection on supersonic jet noise. The experiments are focused on supersonic jets with Mach number of 1.4, issued from a rectangular nozzle with high aspect ratio. Far field acoustic measurements are executed and the spectra and sound pressure data of jet noise are obtained. In the acoustic data, 13dB(A) reduction at the maximum is achieved with microjet of 1.5% mass flow ratio in the case of under-expanded main jet. When the microjet condition is proper, it is observed that the broadband noise and screech tone noise are greatly reduced.

キーワード：超音速ジェット騒音，矩形ノズル，能動制御，マイクロジェット噴射

Key Words：Supersonic Jet Noise, Rectangular Nozzle, Active Control, Microjet Injection

### 1. 緒言

環境適合型次世代超音速ジェット機の実現には、推進システムの高効率化と共にジェット騒音の大幅な低減が不可欠である。ジェットエンジンの排気ジェットが音速を超える場合には、乱流混合騒音に加えて広帯域衝撃波関連騒音やスクリーチ音が発生し、亜音速ジェット騒音に比べて騒音レベルが大幅に増大するため<sup>(1)</sup>、次世代超音速機に対しては従来機に比べて大幅な騒音低減が要求される。ジェット騒音を低減する手段として、シェブロンノズルやタブノズルのようにノズル出口形状に工夫を加えることによって主ジェットと周囲大気の混合を促進し、騒音を低減させる受動デバイスが提案されている。しかし、騒音規制がない巡航時には推力損失の原因となるため、騒音と推力損失の低減を両立させる能動的制御手法の開発が求められている。能動制御の1つとして主ジェットに対して微量のジェットを吹き付け、音響場を

制御するマイクロジェット噴射<sup>(2)</sup>が提案されている。これまでに高亜音速ジェットを対象とした研究<sup>(3)</sup>が種々行われているのに対し、超音速ジェットに対するマイクロジェットの効果を調べた研究例（文献(4)(5)等）は少なく、詳細な音響場や流れ場の調査が不十分である。また、主ノズルを非円形ノズルとした場合のマイクロジェットの騒音低減効果は報告されていない。

そこで本研究ではマイクロジェットの最適な噴射方法の確立と騒音低減機構の解明を目標に、実験と流れ場の数値解析を実施した。主ノズルに高アスペクト比の矩形ノズルを用い、マイクロホンをを用いた音響計測によって、マイクロジェットの有効性を検討した。更にマイクロジェットによる騒音低減機構を明らかにするために、流れ場の可視化実験や圧力計測、数値解析を実施した。

本報では、不足膨張ジェットから発生する騒音の低減効果に関して調査した結果を報告する。第二報では、主ジェットの膨張状態による騒音低減効果の違いや流れ場の違いをCFD解析の結果を交えて議論する。第三報では、騒音低減機構に対する考察や適切な噴射形態の提案を行う。

原稿受付 2016年8月12日

査読完了 2017年6月1日

\*1 東京大学大学院 現 (株)IHI  
〒190-1297 西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229  
E-mail: ryuuichi\_okada@ihi.co.jp

\*2 東京大学

\*3 (株)IHI

## 2. 主な記号

|  |        |
|--|--------|
| $b$ : ノズル長辺長さ  | [mm]   |
| $d$ : マイクロジェットのノズル出口径  | [mm]   |
| $h$ : ノズル出口高さ  | [mm]   |
| $M$ : ノズル出口マッハ数  | [-]    |
| $M_j (= \sqrt{2(NPR^{\gamma-1/\gamma} - 1)/(\gamma - 1)})$ :<br>適正膨張マッハ数 | [-]    |
| $NPR$ : ノズル圧力比 ( $P/p_a$ )   | [-]    |
| OASPL: 全音圧レベル  | [dB]   |
| $p_a$ : 大気圧  | [Pa]   |
| $p_e$ : ノズル出口静圧  | [Pa]   |
| $P$ : 主ジェット全圧 (整流筒での計測値)   | [Pa]   |
| $P_m$ : マイクロジェット設定圧  | [Pa]   |
| $s$ : マイクロジェットの間隔  | [mm]   |
| SPL: 音圧レベル   | [dB]   |
| $\phi$ : 原点から計測点までの方位角   | [deg.] |
| $\theta$ : 原点から計測点までの仰角  | [deg.] |
| $\Psi$ : 主ジェット-マイクロジェット質量流量比   | [%]    |

## 3. 実験装置および実験方法

実験は図1に示す無響室を用いて実施した。スクリーチ音の発生メカニズムについて実施された先行研究<sup>(6)</sup>のノズルをベースにマイクロジェット噴射機構をノズル先端部に設けた。図2及び図3に示すように幅( $b$ ) 72mm, スロート高さ( $h_t$ ) 6mm, 出口高さ( $h$ ) 7mmのアスペクト比10.3の矩形ノズルで, ノズル出口における設計点マッハ数は1.49である。高アスペクト比の矩形ノズルを使用することによりマイクロジェット非噴射時における現象が2次元的となり, 流れ場が可視化しやすくなる。また, 長辺側のみマイクロジェットを配置することで, マイクロジェット噴射時の流れ場が3次元性を有しながらも周期的となり, 可視化時に衝撃波構造が分析しやすくなると考えられる。

マイクロジェット用に分岐した空気は, 調圧弁で調圧し, 流量計測を行った後, 主ノズル近くに設けたマニホールドに導いた。マニホールドにおいてマイクロジェットの本数分に分岐し, 内径1mmのシリコンチューブを用いて噴射口まで導いた。マニホールド出口にマイクロジェット本数分設置した手動弁により噴射レイアウトを変更することができる。

図3(b)に示すようにマイクロジェット噴射口は長辺側に上下22個ずつ設けた。マイクロジェットのノズルは先細ノズルで, 出口径( $d$ )は0.8mmである。

図2の斜線で示したノズル長辺側の出口リップ部にマイクロジェット噴射口を設けており, このパーツの交換により噴射角や噴射位置を変更できる(図3(a))。本研究ではマイクロジェットを主ジェットに対して60deg.の角度でせん断層に対して噴射するケース(Type1噴射)と90deg.の角度でノズル内の境界層に対して噴射するケース(Type2噴射)の騒音低減効果について調べ

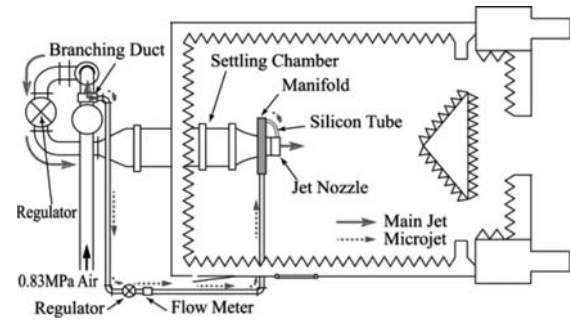


Fig. 1 Anechoic chamber

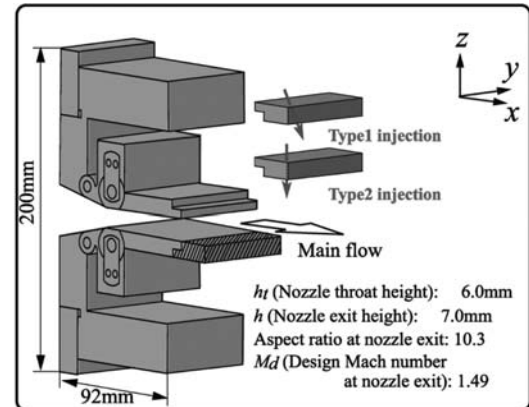
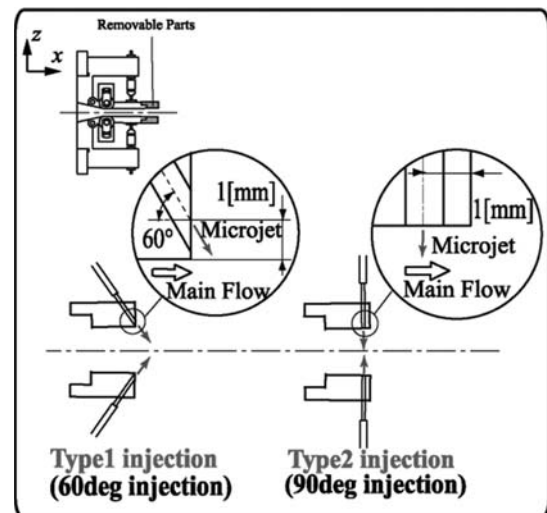
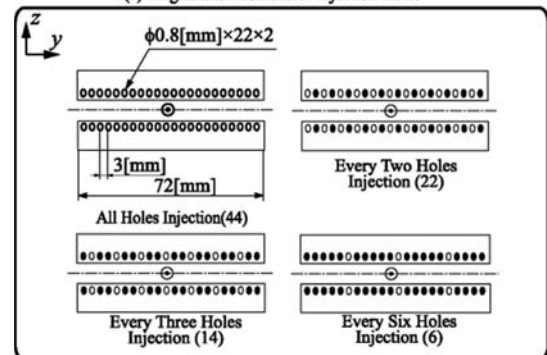


Fig. 2 Overall view of 2-D main nozzle with microjet injection holes



(a) Angles and Positions of Injection Holes



(b) Microjet Layouts

Fig. 3 Configuration of 2-D nozzle and microjet holes

た。Type 1 は先行研究(4)を参考に設定した。Type 2 は Type 1 より主ジェットに対して垂直な方向の運動量を増加させる目的で設定した。主ジェットに対して垂直に噴射する噴射方法は先行研究(5)でも実施されている。Type1噴射との比較が目的ならば、先行研究(5)で実施されているようにマイクロジェット噴射口を全てノズルリップ外側の同じ位置に設けることが望ましいが、実機搭載時に配管がノズル外に設置されることはないと予想されるため、ノズル内の境界層に対して噴射する方法を検討することにした。

音圧計測にはBrüel&Kjær社の1/4インチ自由音場型マイクロホンType4939を使用した。データ集録と周波数解析には小野測器製Multi-Purpose FFT Analyzer CF-7200を用いた。スペクトルの最小周波数は62.5Hzである。最大周波数は無響室内の自由音場特性が確認されている50kHzとした。得られた音圧データは式(1)によって音圧レベル（以下、SPL）に変換した。

$$\text{SPL}_f = 10 \log_{10} \frac{\bar{p}_f^2}{p_{ref}^2} \quad (1)$$

ここで、 $\bar{p}_f$ は周波数ごとの音圧値、 $p_{ref}$ は基準音圧で $2.0 \times 10^{-5} \text{Pa}$ である。全音圧レベル（以下、OASPL）は式(2)ように計算した。

$$\text{OASPL} = 10 \log_{10} \frac{\sum_f \bar{p}_f^2}{p_{ref}^2} = 10 \log_{10} \sum_f 10^{\frac{\text{SPL}_f}{10}} \quad (2)$$

$$0 \text{Hz} \leq f \leq 50 \text{kHz}$$

人間の可聴域の上限は20kHzであるが、実験で使用したノズルと実機エンジンの排気ノズルにスケールの差があることを考慮し、式(2)中に示すように取得した全周波数における音圧値を全音圧レベル算出に使用した。

解析されたデータは実験室内での音圧感覚に近づけるためA特性フィルタを適用した。A特性フィルタは人間の聴覚に合わせ、低周波音と高周波音の音圧レベルの寄与を小さくする役割があり、騒音評価に広く用いられている。計測した0～50kHzの全データに対してA特性フィルタを適用した。本報ではA特性フィルタを適用したことを明示するため、SPLやOASPLの単位を[dB(A)]と表記する。取得した音圧データをフーリエ解析した後、実機スケールに変換することなくA特性フィルタを適用しているため、騒音低減量がそのまま実機スケールの騒音低減量とはならないことに注意が必要である。

実験ではマイクロジェット噴射による音響場の変化を把握するため、図4に示すノズル出口を中心とした半径0.75m (=105h)の球面上に計測点を設定して計測を行った。図中に示すような角度 $\theta$ 及び $\phi$ を設定し、 $\theta$ 、 $\phi$ の範囲はそれぞれ0～90deg.、0～120deg.とした。但し、マイクロホンが主ジェットの影響を受ける $\theta < 30 \text{deg.}$ かつ $\phi < 30 \text{deg.}$ の範囲では計測を行っていない。 $\theta$ 方向には30deg.おきに、 $\phi$ 方向には10deg.おきに計測を行った。得られた音圧データの周波数解析を行い、マイクロジェット噴射によるスペクトルの変化を調べた。ノズ

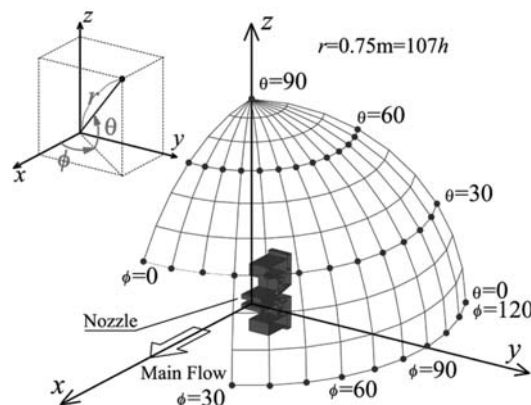


Fig. 4 Coordinate system and measurement points

Table 1 Experimental conditions

| Main jet  | Microjet  |                                   |                       |                       |
|---|-----------|-----------------------------------|-----------------------|-----------------------|
|   | $P_m/p_a$ | Layout (s/d)<br>[Number of holes] | $\Psi$ [%]<br>(Type1) | $\Psi$ [%]<br>(Type2) |
| $NPR=3.9$<br>$M=1.39$<br>$M_j=1.53$<br>$Re=4.2 \times 10^5$ | 2.5       | all holes<br>(3.75) [44]          | 1.1                   | 1.0                   |
|   | 3.0       |                                   | 1.4                   | 1.4                   |
|   | 5.0       |                                   | 3.0                   | 3.0                   |
|   | 2.5       | every two holes<br>(7.5) [22]     | 0.59                  | 0.53                  |
|   | 3.0       |                                   | 0.78                  | 0.75                  |
|   | 5.0       |                                   | 1.5                   | 1.6                   |
|   | 2.5       | every three holes<br>(11.25) [14] | 0.39                  | 0.35                  |
|   | 3.0       |                                   | 0.51                  | 0.49                  |
|   | 5.0       |                                   | 1.0                   | 1.0                   |
|   | 2.5       | every six holes<br>(22.5) [6]     | 0.17                  | 0.16                  |
|   | 3.0       |                                   | 0.23                  | 0.22                  |
|   | 5.0       |                                   | 0.46                  | 0.46                  |

ル出口から-0.5h上流のノズル側壁面静圧とセトリングチャンバ全圧を計測し、主ジェット出口のマッハ数を算出した。

また、マイクロジェットによる騒音低減要因を明らかにするため、シュリーレン法による流れ場の可視化を行った。

#### 4. 実験条件

実験では主ノズル圧力比（NPR）を変更することで主ジェットの状態を変化させた。本報で結果を示す主な実験条件を表1に示す。超音速ジェットでは、ジェットを仮想的に大気圧まで膨張させた時のマッハ数 $M_j$ を用いて膨張状態を記述する場合が多い。 $NPR=3.9$ の主ジェットでは $M < M_j$ であるので不足膨張状態となる。

マイクロジェット設定圧（ $P_m$ ）及び噴射口数の変更により、主ジェットとマイクロジェットの質量流量比（ $\Psi$ ）を変化させた。マイクロジェットの噴射パターンは、図3(b)に示すように2つおきや5つおき噴射などのように間隔を変化させた。本報では、例えば主ジェットに対して60deg.の角度ですべての噴射口から噴射したケースを“Type 1-全噴射”と呼ぶ。

各噴射パターンでの主ジェットに対するマイクロジェットの質量流量比を表1に併せて示す。主ジェット流量はノズルスロット部の断面積と整流筒での計測全圧から等エントロピー過程を仮定して算出し、マイクロジェット流量には流量計での実測流量を用いた。

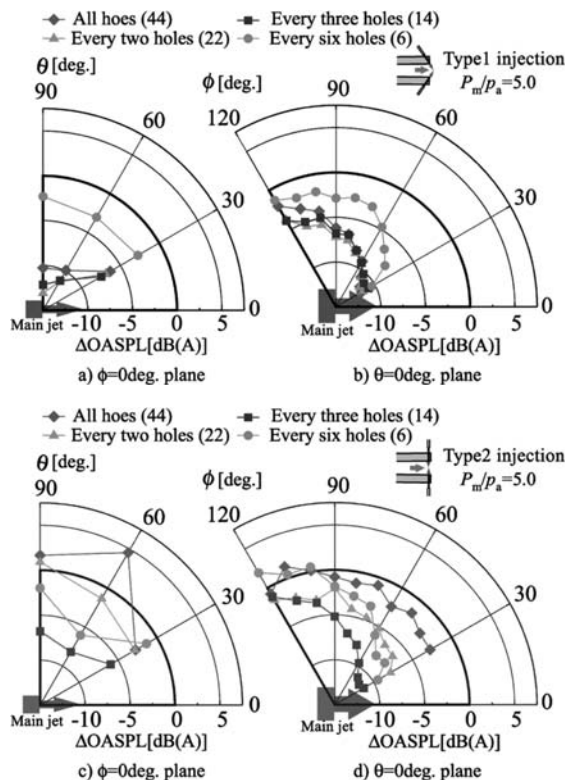


Fig. 5  $\Delta$ OASPL distribution  
in the case of  $NPR=3.9$

a): Type1 injection,  $\phi=0$ deg. plane, b): Type1 injection,  
 $\theta=0$ deg. plane, c): Type2 injection,  $\phi=0$ deg. plane,  
d): Type2 injection,  $\theta=0$ deg. plane

## 5. 結果および考察

### 5.1 音響場に対するマイクロジェットの効果

本節ではマイクロジェットによる騒音変化のうち計測位置による違いを説明する。Type 1 噴射時のOASPL値の変化を図5 a) およびb) に、Type 2 噴射時の変化を図5 c) およびd) に示す。図5の半径方向の軸は噴射前後のOASPL値の変化を示しており、式(3)で定義される。

$$\Delta \text{OASPL} = \text{OASPL} (\text{with microjet}) - \text{OASPL} (\text{w/o microjet}) \quad (3)$$

式(3)では負値が騒音低減を意味する。左右のグラフはそれぞれ、ノズル長辺側 ( $\phi=0$ deg.面) と短辺側 ( $\theta=0$ deg.面) における騒音変化量の違いを示している。ノズル長辺側の結果は、矩形ジェットの長辺側のせん断層から発生するジェット騒音への影響を、ノズル短辺側の結果は、矩形ジェットの短辺側のせん断層から発生するジェット騒音への影響を示している。マイクロジェットの設定圧は  $P_m/p_a=5.0$  とした。

Type 1 噴射の場合に質量流量比1.5%で、最大約13dB (A) の騒音の低減量が得られている。Type 1 噴射の場合には1つおき或いは2つおき噴射の場合に長辺、短辺側共に概ね最も良い騒音低減性能を示している。 $\phi=0$ deg.面では主ジェット側方 ( $\theta=90$ deg.) でより騒音が低減されているのに対し、 $\theta=0$ deg.面では主ジェット前方で騒音が低減している。

Type 2 噴射の場合には、図5 (d)のノズル短辺側の結果から、2つおき噴射の場合に質量流量比1.0%で10dB (A) 以上の騒音低減が得られていることがわかる。一方、Type 1 噴射時と比較して噴射口数による騒音低減量のばらつきが大きくなっている。なお、同一条件のOASPL値の計測ばらつきは $\pm 0.5$ dBであり、 $\Delta$ OASPLの計測ばらつきは $\pm 1.0$ dBである。特に全噴射や1つおき噴射時には主ジェット側方から後方において騒音低減効果が悪化し、騒音が逆に増大している様子も見られる。

ノズル長辺側では、Type 1 噴射の場合には側方 ( $\theta=90$ deg.付近) の計測点で大きく騒音が低減したのに対し、Type 2 噴射の場合は前方の計測点よりも騒音低減量が小さく、傾向が異なっている。また、Type 2-全噴射の場合、長辺側の計測点では約5 dB (A) 騒音が増大する計測点もあり、他のケースと異なった現象が生じていることが考えられる。

### 5.2 マイクロジェットによるスペクトルの変化

図5では大きな指向性が見られるが、スペクトルの傾向としては、ジェット前方のスペクトルとジェット側方のスペクトルに大きく分けられる。そこで  $NPR=3.9$  の主ジェットに対してマイクロジェットを噴射した場合の、長辺側前方 ( $\theta=30$ deg.,  $\phi=0$ deg.) 及び側方 ( $\theta=90$ deg.) のスペクトルを図6及び図7にそれぞれ示す。図中ではType 1 噴射、Type 2 噴射及び非噴射時のスペクトルを比較している。可聴域の上限は20kHzであるが、20kHz ~ 50kHzの高周波数帯域は実機エンジンスケールに変換した場合に可聴域に入る可能性があるため、20kHz ~ 50kHzも示した。続報で詳しく述べるが、超音速ジェット騒音は、亜音速ジェットの構成要素である乱流混合騒音に加え、衝撃波とせん断層内の乱れの干渉によって発生する騒音と離散周波数音のスクリーチ音から構成される<sup>(1)</sup>。黒点線で示した非噴射時のスペクトルにはスクリーチ音 (約8 kHz) とその倍調波、3-6kHz付近には衝撃波に関連すると思われる騒音成分が確認できる。乱流混合騒音はなだらかな山状のスペクトルを有しており、3-6kHzの帯域ではその傾向とは明らかに異なる。また、単一の周波数が支配的となるスクリーチ音とも異なるため、衝撃波に関連する、スクリーチ音とは異なる種類の騒音と考えられる。その他の帯域は乱流混合騒音が支配的であると思われる。

図6の主ジェット前方のスペクトルを見ると、マイクロジェットにより3kHzまでの低周波騒音が低減している。スクリーチ音に関しては、Type 1 噴射の場合には完全に消滅している。一方、Type 2 噴射では高周波側に帯域が変化しており、スクリーチ音の原因となるフィードバックループのループ長が縮小したものと推察され、衝撃波構造の変化を示唆する結果となっている。

図7に示す側方の計測点においては1kHzから10kHz程度の帯域で大幅に騒音が低減している。図6と同様にType 1 噴射の場合にはスクリーチ音が消滅している。

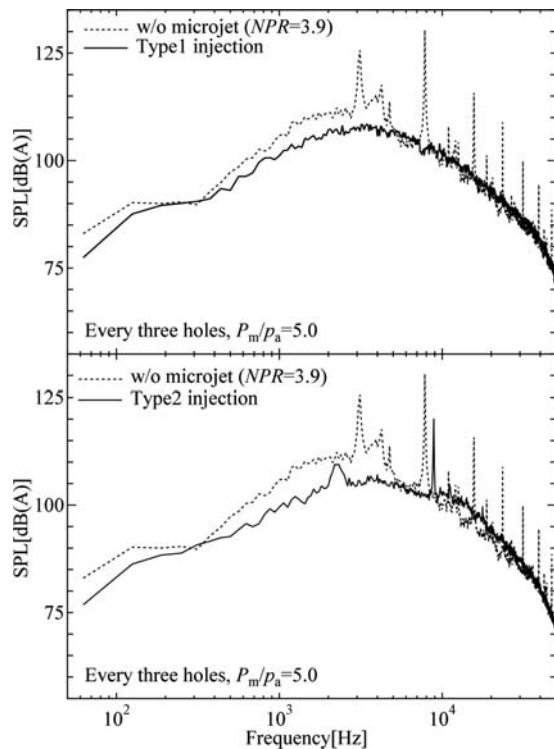


Fig. 6 Power spectra at  $\theta=30\text{deg}$ ,  $\phi=0\text{deg}$ .  
( $NPR=3.9$ , every three holes injection)

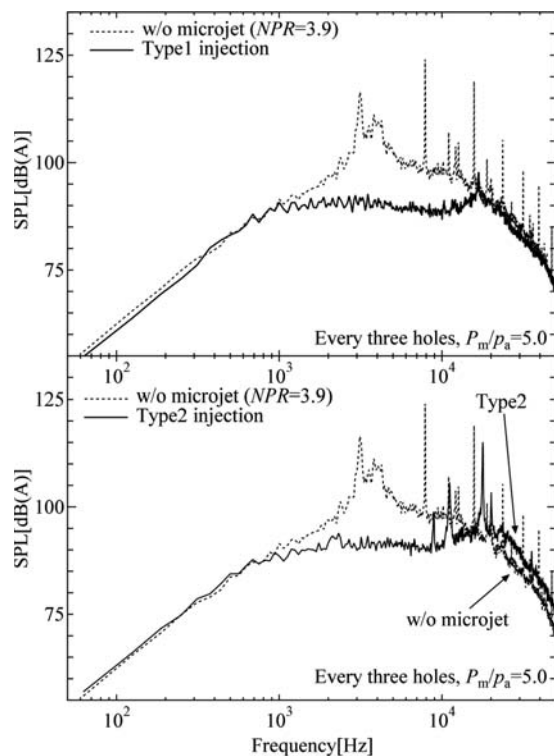


Fig. 7 Power spectra at  $\theta=90\text{deg}$ .  
( $NPR=3.9$ , every three holes injection)

しかし、Type 2 噴射の場合に高周波数帯域で騒音が増大しており、図 5 a) 及び c) で Type 2 の場合に主ジェット側方の騒音低減量が Type 1 噴射に比べて小さくなるのは、高周波数騒音の増大が要因である。

図 8 にマイクロジェットの噴射口数を変化させた場合

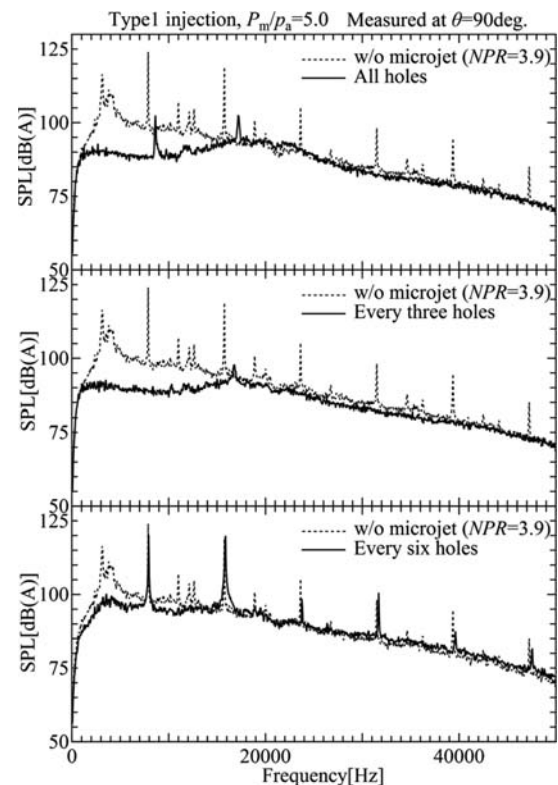


Fig. 8 Power spectra at  $\theta=90\text{deg}$ .  
( $NPR=3.9$ , effect of number of microjet holes)

の主ジェット側方 ( $\theta=90\text{deg}$ ) におけるスペクトルを示す。高周波数帯域における挙動を示すため、横軸は linear scale で示している。2 つおき噴射の場合には他の 2 ケースに比べて噴射口数が適切で広帯域騒音が大きく低減し、高周波数騒音も若干低減しているのに対し、全噴射時にはスクリーチ音が完全には抑制されておらず、20kHz 付近の高周波数騒音が増大している。また、5 つおき噴射時には広帯域騒音の低減量が少なくスクリーチ音もほとんど変化していない。図 8 の 2 つおき噴射のスペクトルには 17kHz 付近にスクリーチ音の倍調波と思われる騒音が確認できる。この結果から、計測点によっては完全にスクリーチ音が消滅しているものの、スクリーチ音の発生要因とされるジェットの振動はわずかに残っていることが示唆される。

### 5.3 マイクロジェットによる流れ場の変化

$NPR=3.9$  の主ジェットにおいて、マイクロジェット非噴射時の流れ場を図 9 に示す。また、マイクロジェットを噴射した場合の流れ場の変化を図 10 から図 14 に示す。図中下側の写真は、シュリーレン法による  $xz$  面の可視化結果である。上側は  $xy$  面のジェットの様子を示しているが、光学系装置の制約上から可視化範囲がノズル長辺長さの約半分に限定されている。流れ場に応じてマイクロジェットによる変化がわかりやすいように適宜シュリーレン法の設定を変更して実験を行った。図中には色の濃淡と密度勾配の関係を記載した。例えば、図 9 の  $xy$  面において白色の部分は  $\partial\rho/\partial y$  の値が小さく、黒色の部分は

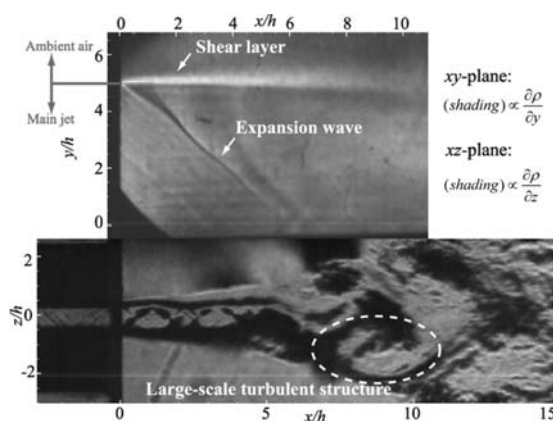


Fig. 9 Schlieren images  
(w/o microjet, NPR=3.9)

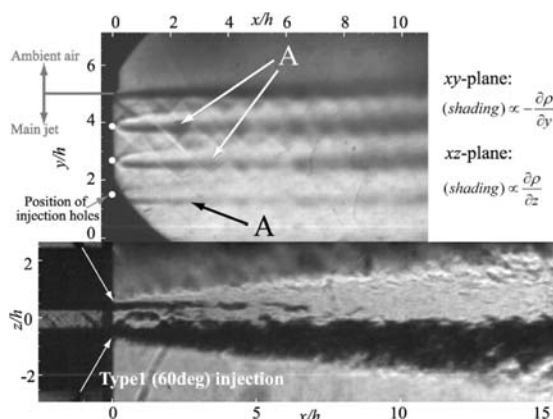


Fig. 10 Schlieren images  
(Type1-every three holes injection, NPR=3.9)

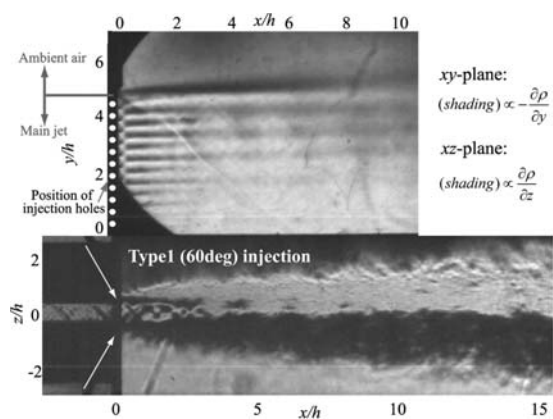


Fig. 11 Schlieren images  
(Type1-all holes injection, NPR=3.9)

$\partial\rho/\partial y$ の値が大きい。撮影にはPhotron社のハイスピードカメラFASTCAM- APX RSを用いた。xz面の可視化時にはフレームレートを36000fps、シャッタースピードを1/153000secに設定して撮影した。一方xy面はジェットの大規模な振動などの目立った非定常性が確認されなかったため、2048枚の非定常撮影画像を平均した。

図9のxz面では周期的なショックセル構造や点線で示した箇所等には大規模な乱れが発達する様子が見られ、ジェットがz軸方向に上下に大きくフラッピング運動し

ている。振動の周波数はスクリーチ音の周波数と同じ約8kHzである。

図10はType 1-2つおき噴射の流れ場である。マイクロジェットを噴射することによって、フラッピング運動や大規模な乱れの成長が抑制されている。また、下側のせん断層に着目するとマイクロジェット噴射により、色の濃い部分が広がっており、混合層が厚くなっていることが示唆される。図8ではType 1-2つおき噴射時に広帯域騒音が低減しており、このようなせん断層の不安定と大規模乱れの発達を抑制する効果が広帯域騒音の低減に寄与しているものと思われる。スクリーチ音は音波とせん断層内の乱れの発生の間にフィードバック構造が形成されるために発生する<sup>(1)</sup>。マイクロジェットはショック構造と乱れの両方に影響を与えることによってフィードバック構造を変化させ、図8のType 1-2つおき噴射のようにスクリーチ音を低減しているものと思われる。一方、ノズル長辺側には、図10に記号Aで示す領域に色の濃淡が見られる。マイクロジェットを噴射している噴射口の下流に相当し、マイクロジェットの影響を受けてせん断層の形状が変化していることが示唆される。

図11にType 1-全噴射時の流れ場を示す。xz面において、非噴射時のようなせん断層が大きく波打つ様子は見られないが、図10と比較するとせん断層の波打ちはより顕著であることから、Type 1-2つおき噴射ほどはジェットの振動を抑制できていないことがわかる。このことは図8でスクリーチ音が残留していることと対応している。

図12の5つおき噴射の場合には、せん断層内の乱れの発達は非噴射時と比較すると抑制されているもののジェットのフラッピング運動が抑制できていない。この結果は図8下図でスクリーチ音が非噴射時とほぼ変化しなかった結果と一致する。ノズル長辺側の画像では、噴射口の間隔が広い場合マイクロジェットの影響を受けない領域が大きい。マイクロジェットの間隔が広い場合には、マイクロジェット間の領域では、マイクロジェット非噴射時と同様のフラッピング運動が起こっている可能性がある。

図13にType 2-2つおき噴射の流れ場を示す。この場合にはマイクロジェット噴射口間に生じたショック構造を確認することができるため、Type 1 噴射より流れ方向の圧力変化が大きいことが示唆される。また、ジェットの大規模なフラッピング運動は抑制されているものの、連続画像からジェットがスクリーチ音の周波数である約9kHzで振動している様子が見られた。ジェットの振動により図6や図7でスクリーチ音が完全には抑制できなかったものと推察される。

図14にType 2-全噴射の流れ場を示す。図5c) 及びd) に示したようにこの噴射形態はマイクロジェット噴射によって局所的な騒音増大を招いたケースである。xy面の可視化から、マイクロジェットを密に噴射することに



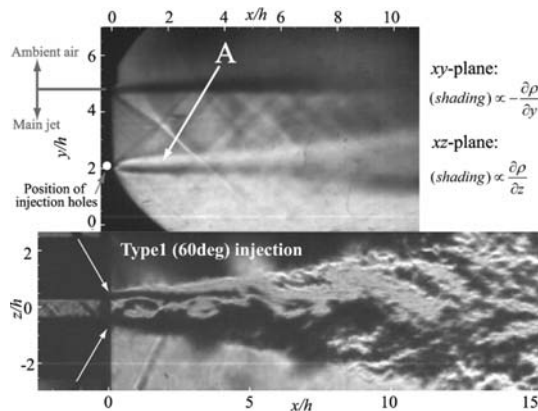


Fig. 12 Schlieren images  
(Type1-every six holes injection, NPR=3.9)

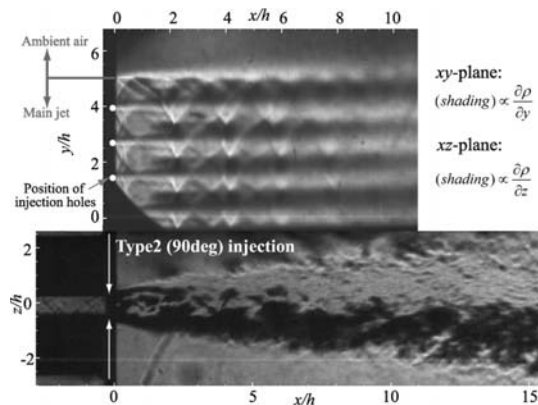


Fig. 13 Schlieren images  
(Type2-every three holes injection, NPR=3.9)

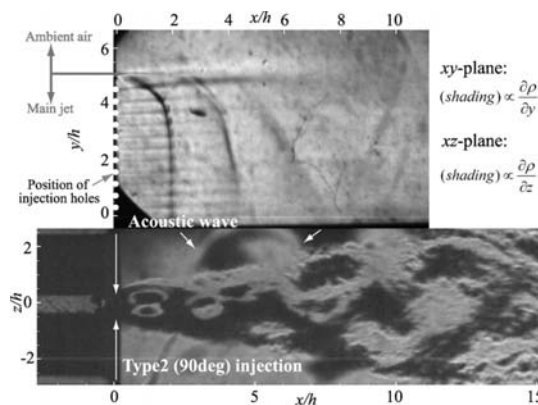


Fig. 14 Schlieren images  
(Type2-all holes injection, NPR=3.9)

よって2次元的な流れ場になっていることがわかる。 $xz$ 面の可視化結果からフラッピング運動が顕著になっている様子や、それに伴う強烈なスクリーチ音の音波(図中、白い矢印)まで観察することができる。スクリーチ音は主ジェット側方や後方で支配的な騒音となるため、図5c)及びd)の主ジェット側方から後方の計測点においてOASPL値が増大したものと考えられる。

このように不足膨張ジェットの場合にはジェットせん断層に対して噴射するType 1 噴射とノズル内で噴射するType 2 噴射で騒音と流れ場への影響が大きく異なる

ことがわかった。マイクロジェットの特性や騒音低減要因を理解するためには、主ジェットの条件による影響や流れ場の理解が重要である。次報では、主ジェット条件による違いと流れ場を詳細に調査した結果を報告する。

## 6. 結言

マッハ数約1.4の不足膨張矩形ジェットに対してマイクロジェットを噴射した場合に、マイクロジェットが音響場と流れ場に及ぼす影響について調査した。結果は以下にまとめられる。

- (1) マイクロジェット噴射によって低周波数の広帯域騒音やスクリーチ音などの離散周波数音が大きく低減した。不足膨張ジェットに対しては最大約13dB (A) の騒音低減量が得られ、この時の質量流量比は1.5%であった。
- (2) マイクロジェットの噴射口数が多ければ騒音低減量が大きい訳ではなく、適切な噴射口数が存在する。
- (3) マイクロジェットをノズル外に噴射するType 1 噴射とノズル内に噴射するType 2 噴射では、騒音低減効果・流れ場に違いが見られた。Type 1 噴射の場合にはジェットの振動が安定化し、スクリーチ音等の衝撃波に関連する騒音や乱流混合騒音が大きく低減したのに対して、Type 2 噴射では衝撃波構造が強化され、ジェットの振動を完全には抑制できない様子が見られた。高周波帯域の騒音増大によって、Type 2 噴射のOASPL値の低減量はType 1 噴射に比べて小さいことがわかった。

## 謝辞

本研究には科学研究費 基礎研究B (課題番号20360381) の援助を受けた。また、著者の一人は文部科学省GCOEプログラム「機械システム・イノベーション国際拠点」による補助を受けた。ここに記して謝意を表する。

## 参考文献

- (1) Tam, C. K. W.: Supersonic Jet Noise, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.27 (1995), pp. 17-43.
- (2) Henderson, B.: Fifty Years of Fluidic Injection for Jet Noise Reduction, International Journal of Aeroacoustics, Vol. 9, No. 1-2 (2010), pp. 91-122.
- (3) Castelain, T., Sunyach, M., Juve, D. and Bera, J.: Effect of Microjets on a High-Subsonic Jet. Parametric Study of Far-Field Noise Reduction., AIAA Paper 2006-2705, (2006).
- (4) Krothapalli, A., Greska, B. and Arakeri, V.: High Speed Jet Noise Reduction Using Microjets, AIAA Paper 2002-2450, (2002).
- (5) Zaman, K., B., M., Q. and Podboy, G., G.: Effect of Microjet Injection on Supersonic Jet Noise", AIAA Paper 2010-4022, (2010).
- (6) Suda, H., Manning, T. A. and Kaji, S.: Transition of Oscillation Modes of Rectangular Supersonic Jet in Screech, AIAA Paper 1993-4323 (1993).