技術論文

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
―第二報　主ジェット条件の影響―

Suppression of Noise Generated from Supersonic Rectangular Jet with Microjet
－Part 2 Influence of Main Jet Condition－

岡田 隆一*1 OKADA Ryuichi
渡辺 紀徳*2 WATANABE Toshinori
鵜沢 聖治*2 UZAWA Seiji
姫野 武洋*2 HIMENO Takehiro
井上 智博*2 INOUE Chihiro
大石 勉*3 OISHI Tsutomu

ABSTRACT

Jet noise reduction is essential for next-generation environmentally-friendly supersonic transport. In the previous study, 13dB(A) reduction at the maximum is achieved with microjet of 1.5% mass flow ratio in the case of under-expanded jet. In the present study, experimental and numerical investigations are conducted to clarify the influence of main jet condition on noise reduction. The experiments varied several parameters including main nozzle pressure ratio, total pressure of microjet, number of microjets and microjet injection angle. To investigate the effect of microjets on the 3-dimensional flow field, steady RANS analysis of the flow field is performed under various conditions of the main jet and the microjets.

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

環境適合型次世代旅客機にはジェットエンジンの高速排気から発生するジェット騒音の低減が不可欠である。ジェット騒音の低減とエンジン全体性能を両立させるため，能動的に騒音を抑制できるデバイスが求められている。ジェット騒音の能動制御法の一つとして，空気等の流体を主ジェットに吹き付けるマイクロジェット噴射が有望視されている。従来機への搭載を目的として，高亜音速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騒音低減効果については精力的に調査されてきた。超音速機のジェット騒音対策として，主ジェットを超音速流とした場合の調査例が近年徐々に増えてきているものの[(1)-(3)]，超音速ジェット騒音が複数の騒音成分によって構成されるためにマイクロジェットによる騒音変化が複雑な挙動を示し[(2)]，マイクロジェットによる騒音低減要因は未だ明示されていない。また，ノズル出口形状を非円形とした場合のマイクロジェットの効果に関する知見は得られていない。

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，主ノズルに高アスペクト比の矩形ノズルを用いて，実験や流れ場の数値解析を実施した。

前報[(4)]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する調査結果を報告した。本報では，主ジェットの膨張状態による騒音低減効果や流れ場の違いをCFD解析の結果を交えて議論する。

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 ㈱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　㈱IHI

2．主な記号

b: ノズル長辺長さ	[mm]
h: ノズル出口高さ	[mm]
M: ノズル出口マッハ数	[-]
$M_j\,(=\sqrt{2(NPR^{\gamma-1/\gamma}-1)/(\gamma-1)})$: 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]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

P_m: マイクロジェット設定圧　[Pa]
P_{m_meas}: マイクロジェット実測全圧　[Pa]
SPL: 音圧レベル　[dB]
ϕ: 原点から計測点までの方位角　[deg.]
θ: 原点から計測点までの仰角　[deg.]
Ψ: 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

実験設備や音響計測，可視化手法に関しては前報[4]に詳しい。ジェットノズルは図1に示すように幅72mm，スロート高さ6mm，出口高さ7mmのアスペクト比約10の矩形ラバールノズルである。ジェットの状態を変更できるように可変ノズルとしたためノズル壁面は平面になっている。マイクロジェットのノズルは出口径0.8mmの先細ノズルで長辺側ノズルリップあるいは壁面に上下22個ずつ設けた。実験ではノズル圧力比（*NPR*）を変化させて主ジェットの状態を変化させた。騒音の計測は図2に示す計測点で実施した。計測点は図中に示した角度θ,ϕを用いて表現される。

実験条件を表1に示す。*NPR*=2.7, 3.1, 3.9の主ジェットはそれぞれ過膨張状態，適正膨張状態，不足膨張状態に相当する。これら主ジェットの状態に関しては，音圧計測実験時にはノズル出口から3.5mm上流の側壁に設けた静圧孔での圧力値と大気圧値から判断した。

ノズルリップ部はマイクロジェットの噴射角度や噴射口の位置を変更できるよう着脱可能になっている。そのため主ノズルのDivergent部は85mmと長くなり，境界層が発達しやすい状態になっている。後述のRANS解析によるとノズル出口での運動量厚さは*NPR*=3.9のケースでノズル出口高さの6%程度である。前報[4]同様，ノズル外のせん断層に主ジェット軸に対して60deg.の角度で噴射するケース（Type 1 噴射）と，ノズル内の境界層に対して垂直に噴射するケース（Type 2 噴射）を対象とする。マイクロジェットの条件として，その他に噴射口数や噴射圧を変更することができる。マイクロジェットの設定圧（P_m）は調圧弁での読み値であり，実際にはマイクロジェットのノズル出口に到達するまでに圧力損失が発生する。表1には全圧管を用いてマイクロノズル出口で計測した結果（P_{m_meas}）を併記している。

図3に示すようにノズル内とノズル外の噴流部に静圧孔付き側壁の取り付けが可能で，壁面上ジェット中心軸（z=0）における静圧が計測できるようになっている。得られたデータは主ジェットの状態把握や数値解析の検証用データとして利用した。

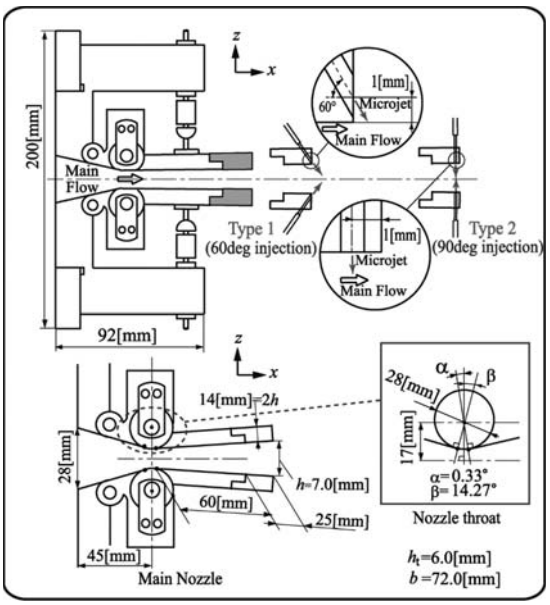


Fig. 1 Overall view of 2-D main nozzle with microjet injection holes

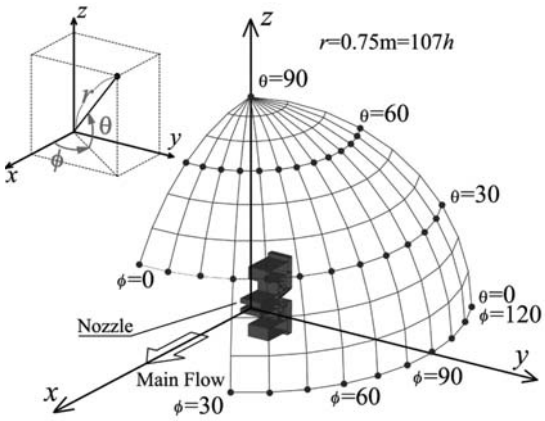


Fig. 2 Coordinate system and measurement points

Table 1 Experimental condition

Main jet	Microjet				
	P_m/p_a	P_{m_meas}/p_a	Layout (s/d) [Number of holes]	Ψ[%] (Type1)	Ψ[%] (Type2)
NPR=2.7	2.5	1.4	every three holes (11.25) [14]	0.56	0.56
M=1.37, M_j=1.28	3.0	1.6		0.73	0.77
Re=3.0*10^5 (Over-expanded)	5.0	2.9		1.4	1.4
NPR=3.1	2.5	1.4	every three holes (11.25) [14]	0.48	0.48
M=1.38, M_j=1.38	3.0	1.6		0.63	0.65
Re=3.4*10^5 (Fully-expanded)	5.0	2.9		1.2	1.3
NPR=3.9	2.5	1.4	all holes (3.75) [44]	1.1	1.0
M=1.39, M_j=1.53	3.0	1.6		1.4	1.4
Re=4.2*10^5 (Under-expanded)	5.0	2.9		3.0	3.0
	2.5	1.4	every two holes (7.5) [22]	0.59	0.53
	3.0	1.6		0.78	0.75
	5.0	2.9		1.5	1.6
	2.5	1.4	every three holes (11.25) [14]	0.39	0.35
	3.0	1.6		0.51	0.49
	5.0	2.9		1.0	1.0
	2.5	1.4	every six holes (22.5) [6]	0.17	0.16
	3.0	1.6		0.23	0.22
	5.0	2.9		0.46	0.46

4．数値解析手法

マイクロジェットによるせん断層やショック構造の変化に関する知見を得るため，流れ場の定常RANS解析を実施した。3次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式を支配方程式とし，非粘性数値流束の評価には

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

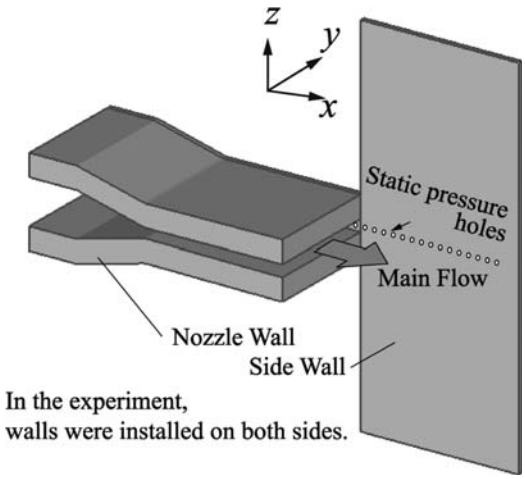


Fig. 3 Schematic of side wall for static pressure measurement

MUSCL法により高次精度化されたSHUS[5]を用いた。乱流モデルにはk-ωモデルを用い，時間積分はLU-SGS法により行った。

図4に数値解析に用いた格子を示す。対称性を仮定して主ジェットは上半分のみを解析対象とした。また，マイクロジェット噴射口を1/2個含む領域を1セクタと定義し，噴射口数に応じてセクタ数を変更して解析を行った。例えば，2つおきの噴射口から噴射した場合には3セクタを用いた。この時の総格子点数は355万点である。

境界条件として，主ジェットには実験で測定したセトリングチャンバにおける値を流入条件として与えた。また，マイクロジェット全圧にはP_{m_meas}を与えた。

図5に側壁を取り付けた状態でノズル内部及び噴流部の静圧を計測した結果を示す。合計15回計測した値から平均圧力値を算出し，エラーバーを付して示した。図中に線で示すデータは，側壁を模擬して数値解析を行った結果である。a）が過膨張（NPR=2.7）の場合の分布，b）が不足膨張（NPR=3.9）の場合である。マイクロジェットは非噴射とした。図5 b）ノズル内部の圧力

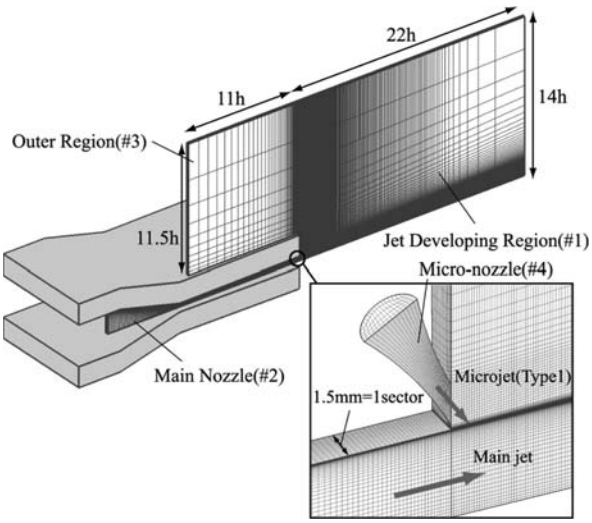


Fig. 4 Grid system for RANS analysis

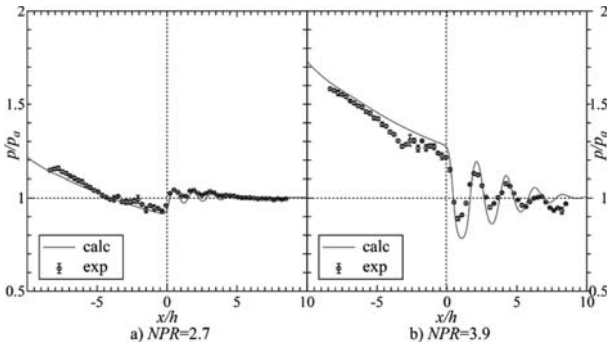


Fig. 5 Comparison of wall static pressure between experiment and CFD
(Left: NPR=2.7, Right: NPR=3.9)

に注目すると，x/h=−5から−2.5付近に圧力の低下と回復が見られ，単調に膨張していない様子がわかる。この原因として平面ノズルになっていることや，この付近がノズル本体とリップ部の境目に相当するため，微小な段差や隙間の影響を受けたことが推測される。しかし，過膨張の場合には，数値解析の結果が実験結果と総じて定量的に一致し，また不足膨張のケースでも圧力分布が第3ショックセル付近（x/h=6）まで定性的に一致しており，本数値解析結果が十分に流れ場の特性を模擬できていると判断した。

5．結果および考察

5.1 過膨張及び適正膨張ジェットへのマイクロジェットの効果

図6に過膨張（NPR=2.7）及び適正膨張（NPR=3.1）の主ジェットにおける噴射角による騒音低減量の違いを示す。図6の半径方向の軸は噴射前後のOASPL値の変化を示しており，負値が騒音低減を意味する。図6 a）c）及びb）d）はそれぞれノズル長辺側（ϕ=0deg.面）と短辺側（θ=0deg.面）における噴射角度による騒音変化量の違いを示している。マイクロジェットの設定圧はP_m/p_a=5.0とした。不足膨張（NPR=3.9）の場合には，Type 2噴射よりType 1噴射の方が騒音低減効果が大きかったのに対し[4]，過膨張及び適正膨張ではType 2噴射のケースで騒音低減量が大きい。過膨張の場合にはジェット側方の計測点で最大11dB(A)の低減が達成されている。この時の質量流量比は1.4%である。また，Type 1噴射とType 2噴射の騒音変化の指向性は極めてよく似ている。

図6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。図7に過膨張状態の主ジェットに対してマイクロジェットを噴射した時の主ジェット前方スペクトルを示す。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。横軸は離散周波数音のスペクトルの裾野が見やすいようにlinear scaleで表示している。マイクロジェッ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

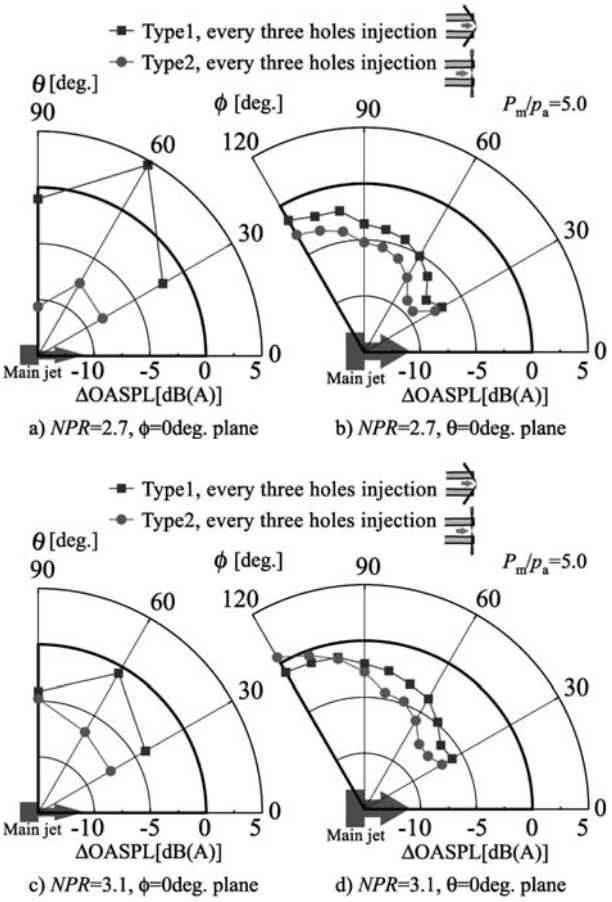


Fig. 6　ΔOASPL distribution
in the cases of Type1 and Type2 injection
a): minor axis plane, *NPR*=2.7, b）major axis plane, *NPR*=2.7, c）: minor axis plane, *NPR*=3.1, d）major axis plane, *NPR*=3.1,

トをType 2 で噴射した場合には，広帯域騒音が大幅に低減し，スクリーチ音が完全に消滅している。一方，Type 1 噴射の場合には広帯域騒音は大幅に低減するものの，15kHz付近にある程度バンド幅を持ったピーク音が発生している。この結果から，Type 1 噴射の場合には主ジェットの振動が抑制できていないことが予想される。図 6 で全方位的にType 1 噴射の低減量がType 2 噴射に比べて小さいのはこのピーク音による。図 8 に示す適正膨張の場合にも同様の傾向が見られる。

図 9 に適正膨張（*NPR*=3.1）の主ジェットに対して２つおきの噴射口からマイクロジェットを噴射した場合のスペクトルを示す。図 9 は θ=0deg.面でのスペクトルの変化を示しており，図 6 d）のType 2 噴射のプロットにおいて ϕ=60, 80, 100, 120deg.のデータに対応するスペクトルを示したものである。図中では噴射の有無による比較を行っているが，噴射圧を小さくしたP_m/p_a=2.5のケースも併せて示した。15kHz付近までの低周波数騒音の低減量はP_m/p_a=2.5とP_m/p_a=5.0で変わらず，高周波数騒音は，P_m/p_a=2.5のケースの方が音圧レベルが低くなっている。P_m/p_a=2.5からP_m/p_a=5.0にマイクロジェット全圧を増やした効果が高周波数騒音の増大にし

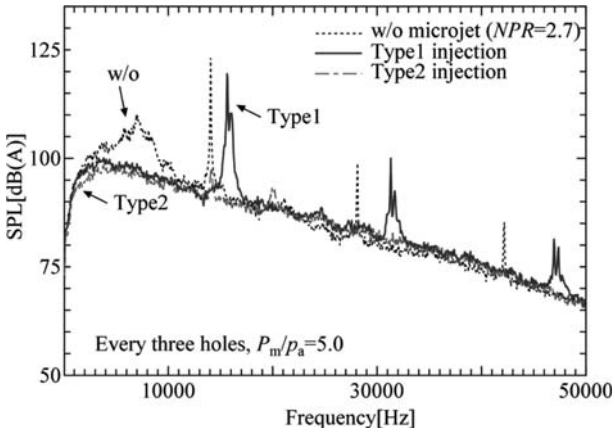


Fig. 7　Power spectra at θ=30deg., ϕ=0deg.
（*NPR*=2.7, every three holes injection）

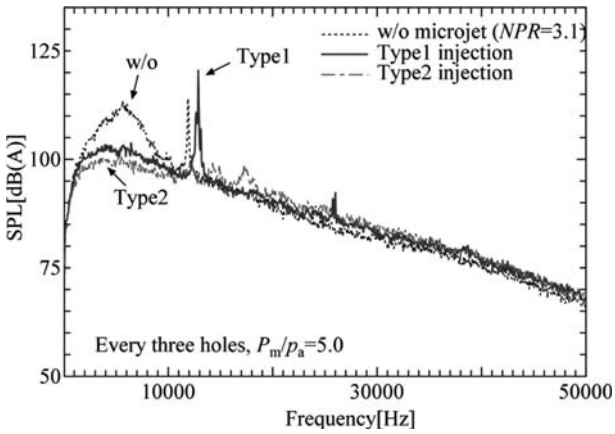


Fig. 8　Power spectra at θ=30deg., ϕ=0deg.
（*NPR*=3.1, every three holes injection）

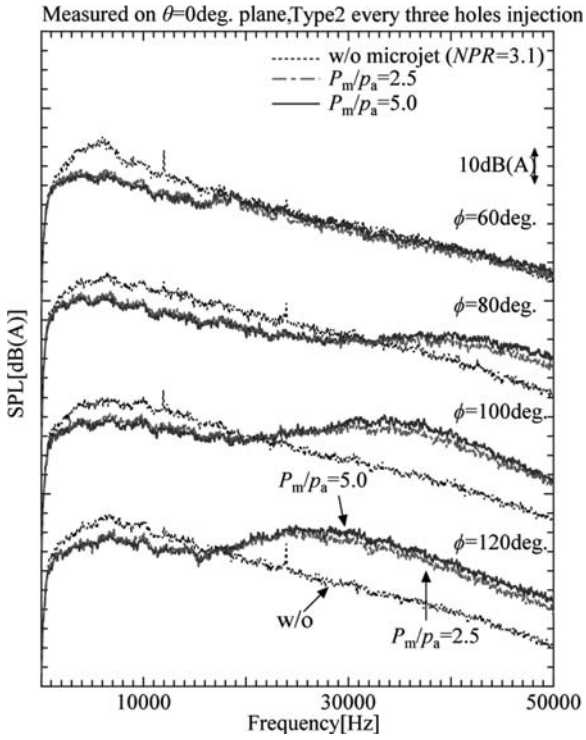


Fig. 9　Power spectra measured on θ=0deg. plane
（*NPR*=3.1, Type2 every three holes injection）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

か表れなかったと考えられる。5kHz付近にピークを持つ広帯域騒音の音圧を比較すると，騒音が大幅に低減していることがわかる。しかし，ϕ=60deg.の場合はマイクロジェットによる騒音増大はないものの，ϕ=80deg.は32kHz以降，ϕ=100deg.は21kHz以降，ϕ=120deg.は17kHz以降の周波数で騒音増大が顕著であり，主ジェット前方から側方にマイクロホンを移動させると音圧が大きいスペクトルの山状の部分の周波数が低周波側にシフトしていることがわかる。可聴域の20kHz以上の帯域でこのような騒音増大が見られるが，実機スケールに置き換えた際には20kHz以上の高周波数帯域も可聴域に入る可能性があり，無視できない。図10に主ジェットの条件を変更した場合の主ジェット後方のスペクトルを示す。高周波数帯域の騒音増大は適正膨張状態のNPR=3.1で最も顕著である。なお，同様の傾向は，不足膨張の主ジェットに対してType 2 で噴射した場合にも見られた。

図 9 のP_m/p_a=5.0の場合と，主ジェットを噴射せずマイクロジェットのみを噴射した場合の音圧の周波数解析結果を図11に示す。計測点はϕ=60deg.及び120deg.である。両計測点でスペクトルを比較すると，マイクロジェットのみのスペクトルでは主ジェット前方側のϕ=60deg.で13kHz付近に音圧が高くなっている箇所が見られる。一方，主ジェットとマイクロジェットを同時に噴射した場合のスペクトルでは，ϕ=120deg.の計測点で高周波帯域の騒音増大が顕著である。この結果からマイクロジェット自体から発生する騒音が高周波数騒音の主たる原因ではないと考えられる。

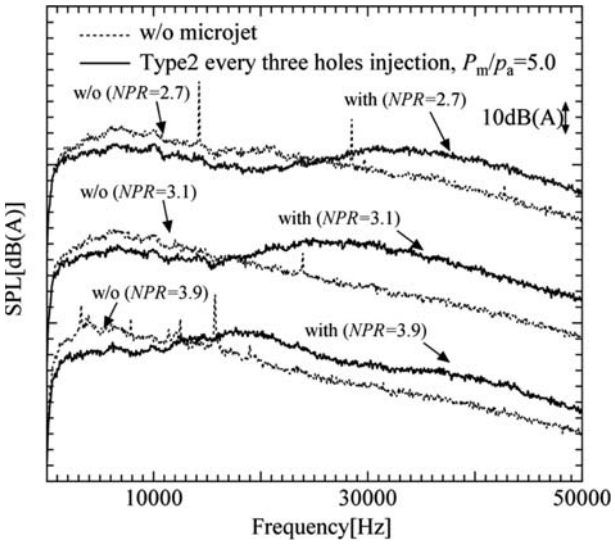


Fig. 10 Power spectra at θ=0deg., ϕ=120deg.
(Type2 every three holes injection, P_m/p_a=5.0)

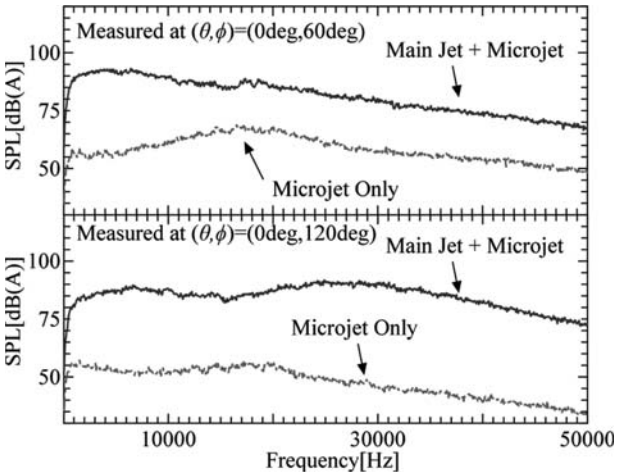


Fig. 11 Power spectra of the noise generated from microjet
(NPR=3.1, Type2 every three holes injection)

5.2 過膨張ジェットの瞬時流れ場

適正膨張ジェットと過膨張ジェットにおいてスペクトル変化が類似していたため，ここでは過膨張（NPR=2.7）の非定常流れ場を示す。図12に過膨張の主ジェットの瞬時シュリーレン画像を示す。マイクロジェット非噴射時に点線で囲った部分等に見られる大規模乱れはマイクロジェット噴射によって抑制されている。不足膨張（NPR=3.9）の場合[4]と同様に，この効果によって広帯域騒音が低減されたものと思われる。Type 1 噴射時の連続画像を確認したところ，前報[4]の不足膨張ジェットの場合に比べると小規模であるが，ジェット全体がz軸方向に上下にフラッピング運動をしている様子が観察された。主ジェット中の代表点（図12中A）における輝度値の時系列データを周波数解析した結果を図13に示す。15kHz付近で卓越した振動が見られ，この値は図 7 の離散周波数音の周波数と一致している。

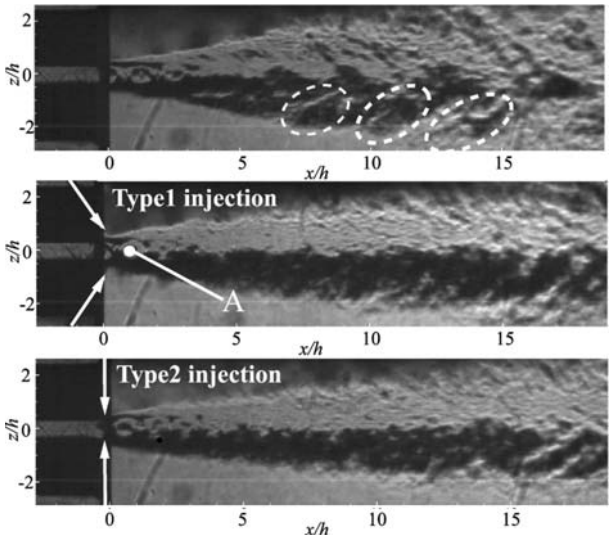


Fig. 12 Schlieren images（NPR=2.7）
(upper: w/o, center: Type1-every three holes,
lower: Type2-every three holes)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

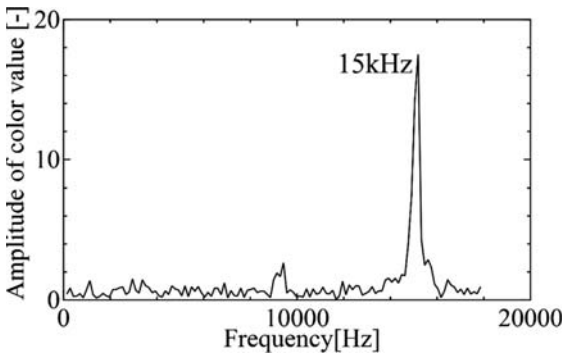


Fig. 13 Spectrum of color value
（*NPR*=2.7, “A” in Fig.11）

5.3　マイクロジェットによるショック構造の変化

まず，マイクロジェット噴射形態による騒音変化が最も大きかった不足膨張ジェットの流れ場について，定常RANS解析の結果を使って考察する。図14は不足膨張（*NPR*=3.9）のケースにおけるジェット軸上の圧力分布を示している。上から順に(a)Type 1 -全噴射，(b) Type 1 - 2 つおき噴射，(c)Type 1 - 5 つおき噴射，(d)Type 2 -全噴射，(e)Type 2 - 2 つおき噴射である。図中“center”及び“between”はそれぞれマイクロジェット噴射口を含む断面，噴射口間の断面を表わす。“Averaged”はノズル長辺方向に平均化した分布を示す。縦軸は大気圧で無次元化している。(e)Type 2 - 2 つおき噴射は，広帯域騒音を低減したものの，スクリーチ音を低減するには至らず，高周波数騒音を増大させたケースであるが[(4)]，マイクロジェットをノズル内で噴射することによってノズル出口の圧力が上昇しノズル外でショックセルが強化されている。一方，高周波数騒音が増大しない(b)Type 1 - 2 つおき噴射の場合にはショックセルが非噴射時に比べて弱まっている。(c)Type 1 - 5 つおき噴射の場合にはショックセルが弱まるものの，噴射口数が少ないため長辺方向に平均化した分布では効果が小さくなる。一方，口数が多い場合に注目すると，(d)Type 2 - 全噴射の場合にはノズル内圧力が高まり，２次元的且つ強い不足膨張状態になっている。(a)Type 1 -全噴射の場合は，図14(a)に示すようにマイクロジェット噴射口を含む断面と噴射口間の断面で圧力分布がほぼ一致しており，噴射口間隔が密であるため圧力場が２次元的になり，マイクロジェット非噴射時に比べてショックセルが強化されていることがわかる。両者は流れ場が２次元的である，ショック構造が強化されている，高周波数騒音が増大するという共通点を持つ。

主ジェット内の圧力変化の要因を考察するため式(1)により流れ方向の圧力勾配が大きい領域を抽出した。

$$dp \equiv \nabla p \bullet \boldsymbol{u} / |\boldsymbol{u}| \qquad (1)$$

結果を図15に示す。濃い灰色はdpが正の等値面で圧縮波を表し，薄い灰色はdpが負の等値面，すなわち膨張波を表す。図15の圧縮波及び膨張波の等値面上では，

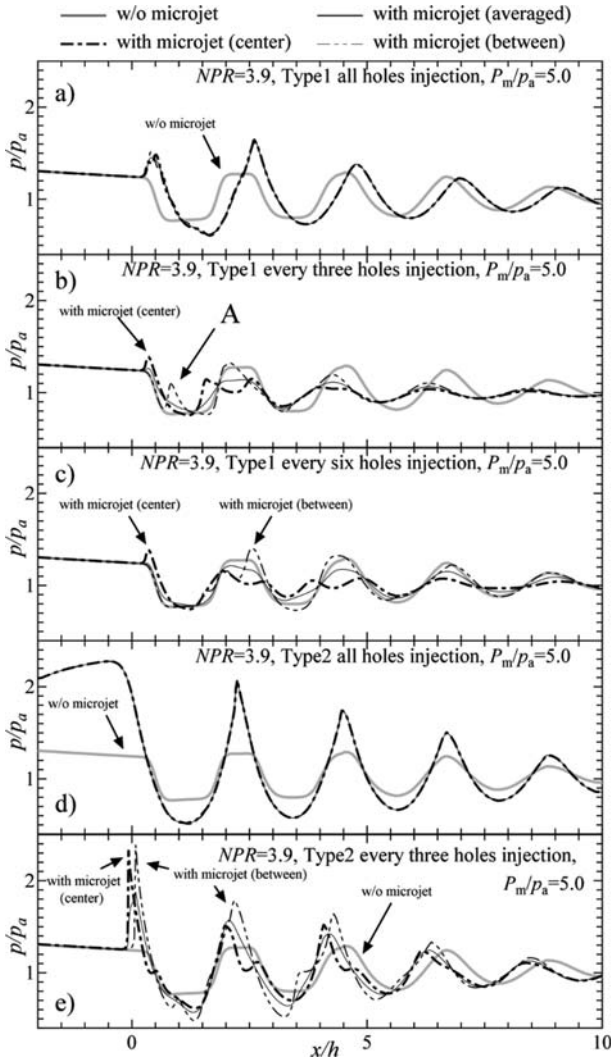
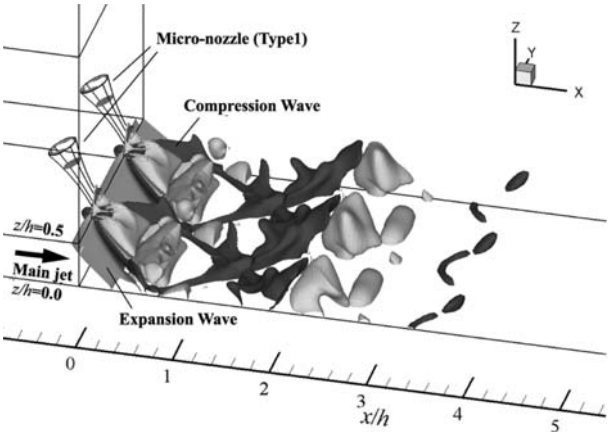


Fig. 14 Normalized static pressure distribution
on the jet axis in the case of *NPR*=3.9（CFD）

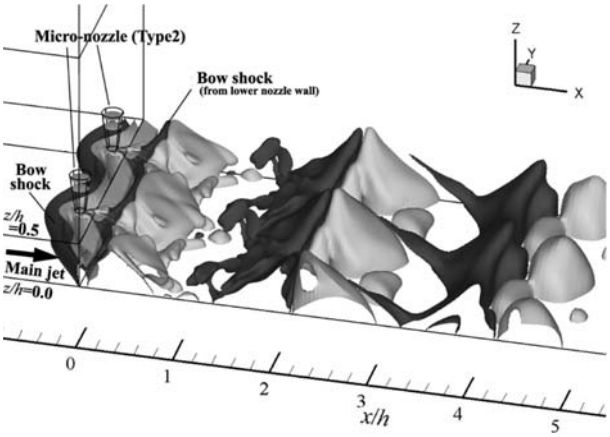
$|dp|$の値は同一の値となっている。衝撃波に関連する騒音を議論するためには衝撃波の安定性を議論する必要がある。以降で示す衝撃波構造に関する考察は，直接衝撃波に関連する騒音の大小を議論するものではなく，ジェット内の衝撃波構造を明らかにするためのものである。Type 2 噴射の場合にはマイクロジェット噴射によってマイクロジェット噴射部の上流に強いバウショックが発生し，ノズル出口での静圧（図14(e)）がマイクロジェット噴射時よりも大きくなり，下流のショックセル構造も強くなっている。一方，Type 1 噴射時にはマイクロジェットをノズル外のせん断層に対して噴射するため，マイクロジェットによる圧縮波の影響を受けるのはノズル出口から生じた膨張波によって圧力が低下する領域となる。図14(b)中に記号Aで示すようにマイクロジェット噴射による圧力上昇が噴射口間の分布では負圧領域で生じており，この効果によってショックセル構造が下流においても弱められていることがわかる。

図16に過膨張状態（*NPR*=2.7）と適正膨張（*NPR*=3.1）におけるジェット軸上の圧力分布を示す。マイクロ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

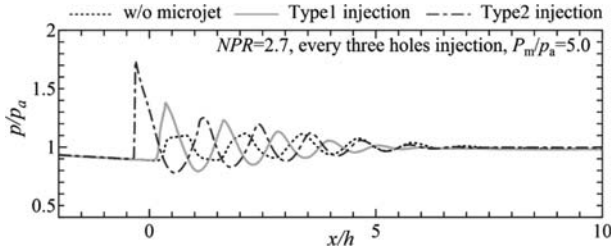


a）Type1 injection

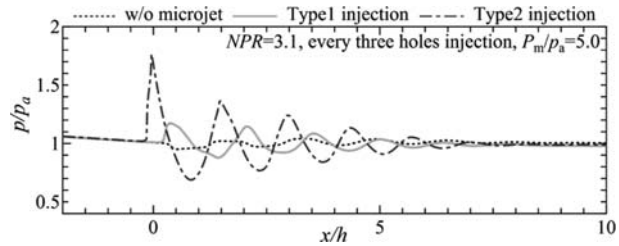


b) Type2 injection

Fig. 15 Iso-surfaces of static pressure gradient defined as the eq.1（*NPR*=3.9）



a）*NPR*=2.7, over-expanded



b）*NPR*=3.1, fully-expanded

Fig. 16 Normalized static pressure distribution on the jet axis（CFD）

ジェット噴射時の分布はノズル長辺方向に平均している。過膨張ジェットのマイクロジェット非噴射時には，ノズル内部圧が大気圧よりも低くノズル出口に圧縮波が生じるため，Type 1 で噴射すると不足膨張時とは逆に衝撃波が強化される。そこで，ノズル内部で噴射するType 2 を採用すれば，ノズル内部圧を大気圧付近まで回復させることできると考えられる。しかし，元々過膨張ジェットの場合には大気圧からの乖離度$|p_e-p_a|$が小さいためType 2 で噴射量を大きくすると不足膨張状態のジェットになり，結局Type 1 噴射と同等のショック強さになっている。Type 1 噴射とType 2 噴射の違いは離散周波数音の有無（図７）であるが，その発生条件は不明である。

適正膨張ジェットの場合にはノズル出口付近で大気圧に近づくため，どちらの噴射方法を選択してもマイクロジェットを噴射すると必ず新たな衝撃波構造を生成してしまう。高周波数騒音の増大が適正膨張ジェットの場合に最も顕著であるが，これは元々高周波数帯域の音圧が小さいためであると考えられる。

前報の結果と併せて，音響場と流れ場の調査結果をまとめると表２のようになる。表中で○は，音響場の場合は騒音低減，流れ場の場合はフラッピング運動の抑制や衝撃波の弱体化を表わす。×は逆の効果を，–は効果が薄く判断が困難な場合を示す。表２からスクリーチ音とジェットのフラッピング運動に相関があることが読み取れる。また，高周波数騒音の増大と主ジェット内の衝撃波の強さには相関がある可能性がある。次報では低周波数騒音の低減要因及び衝撃波と高周波数騒音の関係について報告する。

６．結言

マッハ数約1.4の矩形ジェットに対して膨張状態を変化させ，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。

⑴ 過膨張ジェットや適正膨張ジェットの場合には，ノズル内の境界層に対してマイクロジェットを噴射した場合に，最大約11dB(A)の低減量が得られた。一方，ノズル外のせん断層にマイクロジェットを噴射すると離散周波数音が増大することがわかった。

⑵ 不足膨張ジェットの場合は，ノズル外のせん断層に噴射した場合に騒音低減効果が大きく，過膨張ジェットや適正膨張ジェットの場合には不足膨張ジェットとは逆の傾向になることがわかった。

⑶ 不足膨張ジェットに対してノズル外のせん断層にマイクロジェットを噴射すると，適切な噴射口数や間隔に設定すれば主ジェット内部の衝撃波を弱めることができる。一方，ノズル内で噴射した場合には衝撃波は強くなる。過膨張ジェットや適正膨張ジェットの場合は，ノズル出口圧と大気圧の差が小さいため，本研究で検討した噴射方法では必ず衝撃波が強化される。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.

Table 2 Summary of effect of microjet on acoustic field and flow field

Main Jet	Microjet		Acoustic Field			Flow Field	
			Low frequency	High frequency	Screech	Flapping	Shock cell
NPR=2.7 (Over-expanded)	Type1	every 3 holes	○	×	×	×	×
	Type2	every 3 holes	○	×	○	○	×
NPR=3.1 (Fully-expanded)	Type1	every 3 holes	○	×	×	×	×
	Type2	every 3 holes	○	×	○	○	×
NPR=3.9 (Under-expanded)	Type1	all holes	○	-	-	○	×
		every 3 holes	○	○	○	○	○
		every 6 holes	○	-	×	×	○
	Type2	all holes	-	×	×	×	×
		every 3 holes	○	×	○	○	×

(4) 主ジェット条件の変更も含めたパラメトリックスタディの結果，スクリーチ音とジェットせん断層のフラッピング運動には相関が認められた。また，主ジェット内の衝撃波が強くなる流れ場では高周波数騒音が増大する傾向が確認された。

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) Greska, B. and Krothapalli, A.: The Effects of Microjet Injection on an F404 Jet Engine, AIAA Paper 2005-3047, (2005).

(2) Zaman, K., B., M., Q.: Jet Noise Reduction by Microjets - A Parametric Study, AIAA paper 2009-3129, (2009).

(3) Cuppoletti, D., R., T., Perrino, M. and Gutmark, E.: Fluid Injection Effects on Acoustics of a Supersonic Jet at Various Mach Numbers, AIAA Paper 2011-2900, (2011).

(4) 岡田隆一，渡辺紀徳，鵜沢聖治，姫野武洋，井上智博，大石勉：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―，日本ガスタービン学会誌 掲載予定

(5) 嶋英志, 城之内忠正: 設計における数値解析の活用について 一粒子的風上法とその検証, 航空宇宙技術研究所特別資料27号, 第12回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, pp. 255-260 (1994).

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.145.48.156, 2025/05/02.