

平成 23 年 6 月 6 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(B)

研究期間：2008～2010

課題番号：20360381

研究課題名（和文）ジェット騒音の能動抑制に関する研究

研究課題名（英文）Study on Active Suppression of Jet Noise

研究代表者

渡辺 紀徳 (WATANABE TOSHINORI)

東京大学・大学院工学系研究科・教授

研究者番号：10201211

研究成果の概要（和文）：環境適合型超音速ジェット旅客機の実現には、高効率の推進システムと共にジェット騒音の更なる低減が不可欠である。ジェット騒音を低減する手段の1つとして、主流ジェットに対して微量のジェットを吹き付け、音響場を能動的に制御するマイクロジェット噴射法について最適な噴射方法の確立と騒音低減要因の解明を行った。また、新しい抑制法としてピエゾアクチュエータにより音響擾乱を付加する手法を試みた。特に騒音低減効果のあったマイクロジェット噴射については、実験と流れ場の数値解析を実施し、最大約 10dB 程度の低減効果を持つことを見出した。流れ場の可視化実験と数値解析により、ショックセル構造の変化やジェットせん断層の大規模振動の抑制などが騒音抑制に寄与することがわかった。

研究成果の概要（英文）：Jet noise reduction is required for the realization of environmentally-friendly and highly-efficient supersonic jet propulsion system. In the present study, experimental and numerical investigations were performed in order to clarify the effects of microjet injection on supersonic jet noise and the mechanism of the noise reduction. Far field acoustic measurements were executed and the reduction of the overall sound pressure level up to 10dB was found. Flow field visualization and CFD analysis clarified that shock cell structure was changed and large fluctuation of jet shear layers was suppressed by microjet injection. A new approach with Piezo-electric actuator was tried to reduce the jet noise as well.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	7,800,000	2,340,000	10,140,000
2009年度	3,500,000	1,050,000	4,550,000
2010年度	3,100,000	930,000	4,030,000
年度			
年度			
総計	14,400,000	4,320,000	18,720,000

研究分野：航空宇宙推進学，熱流体工学，空力音響学，空力弾性学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：①ジェット騒音、②騒音低減、③マイクロジェット、④超音速ジェット

## 1. 研究開始当初の背景

環境適合型超音速ジェット旅客機の実現には、高効率の推進システムと共にジェット騒音の更なる低減が不可欠である。超音速ジェ

ット機用エンジンでは、ジェット排気速度を大きくする必要があり、エンジン後方でジェット騒音が顕著となる。さらに排気速度が超音速の場合には排気ジェット中に衝撃波セ

ルが形成され、亜音速ジェット騒音の構成要素である乱流混合騒音のみならず、衝撃波とせん断層内の渦構造の干渉による衝撃波関連騒音や、音響学的フィードバックループが形成されることによるジェットスクリーチが発生するため、ジェット騒音の低減は非常に重要な技術課題になっている。

ジェット騒音を低減する手段としては、排気ノズルの形状を変化させるシェブロン及びタブノズルが提案され、研究開発が進んできた。しかしこれらのデバイスは、騒音規制のない巡航状態においては推力損失が発生し、エンジン性能上のデメリットとなっている。一方、排気ノズル外部からジェットせん断層に空気または水の小規模なジェットを吹き付けるマイクロジェットと呼ばれる方法が提案されており、エンジン性能と騒音対策のバランスをアクティブに制御できるものとして期待されている。

超音速ジェットに対するマイクロジェット噴射の効果を検証した研究は存在するものの、騒音の低減理由が十分に解明されていない。さらに主流ノズルの形状を非円形とした研究は行われておらず、マイクロジェット噴射方法の最適化を行う上で調査が不可欠である。

## 2. 研究の目的

詳細な音響場、流れ場計測、数値解析によりマイクロジェットによる騒音低減の可能性を示し、マイクロジェット噴射条件が超音速ジェット騒音に与える影響について調査する。主流ノズルには、マイクロジェットを噴射していない場合の流れ場が比較的単純な2次元ノズル(アスペクト比 10)を用い、マイクロジェットによる騒音低減メカニズムの理解を目指す。

## 3. 研究の方法

### 3.1. 実験方法

実験は Fig.1 に示す無響室内で行った。吐出圧 0.83MPa の室外に設置された圧縮機により圧縮空気が生成される。高圧空気は主流用とマイクロジェット用に分岐して無響室に導かれ、それぞれの流路に設置された調圧弁により調圧することができる。無響室内に設置されたジェットノズルは Fig.2 に示すように幅 72mm、スロート高さ 6mm、出口高さ 7.4mm の矩形ラバールノズルである。

マイクロジェット用に分岐した空気は、調圧弁や質量流量計を通った後、主流ノズル付近に設けられたマニホールドに導かれる。その後、マイクロジェットの本数分に分岐させ、直径1mmのシリコンチューブを用いて噴射口まで導いた。

Fig.2(a)の斜線で示したノズル長辺側の出口リップ部はマイクロジェット噴射用に着脱可能であり、噴射角等の噴射条件を変更することができる。より少ない流量で騒音低減が達成された、ノズル出口から 1mm 上流の境界層に垂直に噴射したケース(Fig.2(c))に着目する。Fig.2(d)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 個ずつ配置されており、出口径は 0.8mm 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、Fig.3に示す主流ジェットを囲む計測点を設定した。ノズル出口を中心とした $r=0.75m$ の球面上において、図中に示すように角度 $\theta$ と $\phi$ を定義し、 $\theta: 0\sim 90deg$ ,

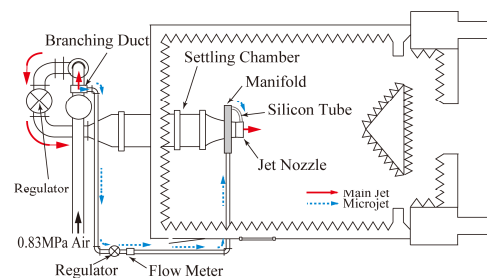


Fig.1 Anechoic chamber

$\phi$ : 0~120degの範囲で計測を行った。但しマイクロホンが主流の影響を受ける $\theta < 30\text{deg}$ かつ $\phi < 30\text{deg}$ の範囲では計測を行っていない。得られた音圧データをFFTアナライザにより周波数解析し、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。

また、マイクロジェットが流れ場に及ぼす影響を観測するため、シャドウグラフ法を用いて流れ場の可視化実験を行った。

実験は主流全圧( $P$ )の設定により主流ジェットの条件を変化させて行った。ここでは、主流ジェットの設定圧0.41MPa, 出口マッハ数

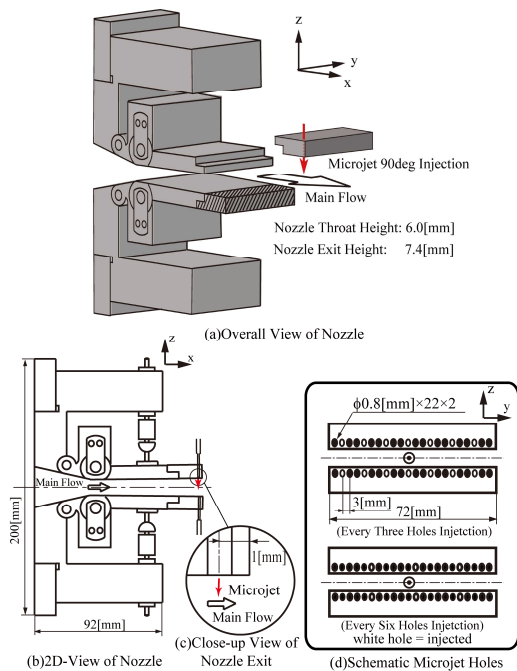


Fig.2 Configuration of 2-D nozzle and microjet holes

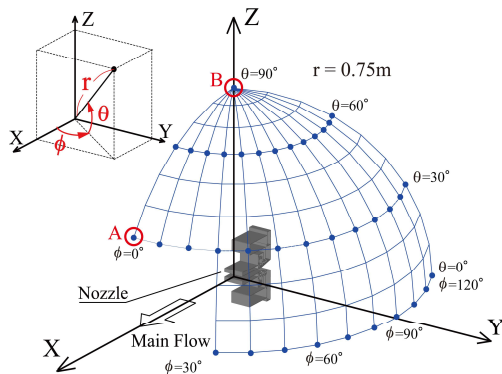


Fig.3 Coordinate system and measurement points

1.47の不足膨張状態のジェットとした場合の結果について示す。

マイクロジェット設定圧( $P_m$ )及び噴射口数を変化させることで、主流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 Fig.2(d)に示すように2つおきや5つおき噴射等、6ケースを設定した。Table1 に各噴射パターンでの、主流ジェットに対するマイクロジェットの質量流量比を示す。

### 3.2. 数値解析手法

マイクロジェットが流れ場へ及ぼす影響を調査するため、流れ場の定常 RANS 解析を実施した。3次元 NS 方程式を支配方程式とし、対流項を MUSCL 法で3次精度化した SHUS により評価した。乱流モデルは  $k-\omega$  モデルを用い、時間積分は LU-SGS 法により行った。

## 4. 研究成果

### 4.1. 音響場へのマイクロジェットの効果

Fig.4に主流ジェットのみから発生する騒音を $\theta=0,30,60\text{deg}$ の各計測面上で計測した結果を示す。参考のため、1点計測である $\theta=90\text{deg}$ のデータもプロットした。図中では角度軸は角度 $\phi$ の値を、動径軸は全音圧レベル(OASPL)を表している。図より、どの計測面においてもジェット下流方向の計測点においてOASPL値が大きく計測されていることがわかる。

Table 1 Experimental conditions

$P$ [MPa] ( $P_e/P_a$ )	$M$	$P_m$ [MPa]	Layout [Number of holes]	$\psi$ [%]
0.41 (1.08)	1.47	-	-	0.00
		0.20	all holes	0.69
		0.51	[44]	3.00
		0.20	every two holes	0.37
		0.51	[22]	1.58
		0.20	every three holes	0.24
		0.51	[14]	1.05
		0.20	every four holes	0.17
		0.51	[10]	0.76
		0.20	every five holes	0.14
		0.51	[8]	0.62
		0.20	every six holes	0.11
		0.51	[6]	0.47

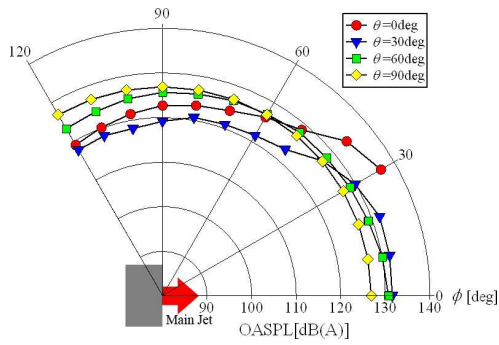


Fig.4 OASPL distribution on  $\theta=0, 30, 60$ deg planes (w/o microjet)

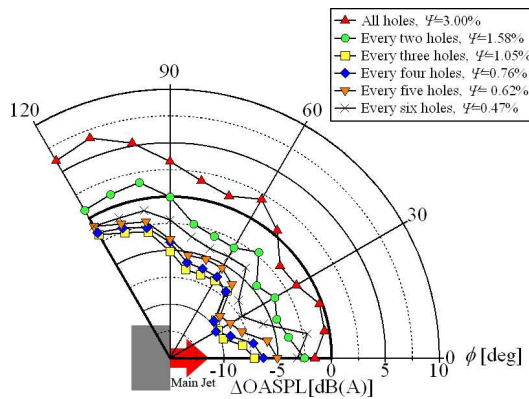


Fig.5  $\Delta$ OASPL distribution on  $\theta=30$ deg plane

Fig.5にマイクロジェットを様々な噴射口数で噴射したときのOASPL値の変化量を示す。マイクロジェットの設定圧は $P_m=0.51$ MPa、計測面は $\theta=30$ degである。図中の動径軸はOASPL値の変化量を、マイクロジェット噴射時と非噴射時の測定値の差で表しており、負の値が騒音低減を意味している。Fig.5から2つおきの噴射口から噴射したケースで最も大きい低減量が得られ、 $\phi=30$ degの計測点において約10dBの低減が達成されていることがわかる。一方、3つおきや4つおきの噴射口から噴射した場合でも2つおき噴射の場合と同等の低減量が得られることがわかる。

Fig.6 はマイクロジェットによる音響パワーレベルの変化分を噴射圧に対して示した図である。本研究において算出した音響パワーレベルは、計測面(Fig.3)を通して周囲大気に放出される音響エネルギーに相当する。

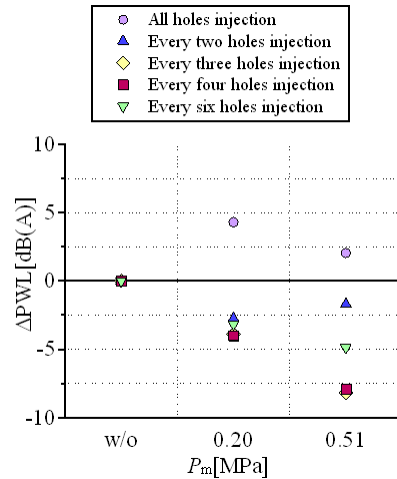


Fig.6  $\Delta$ Sound power level ( $M=1.47$ )

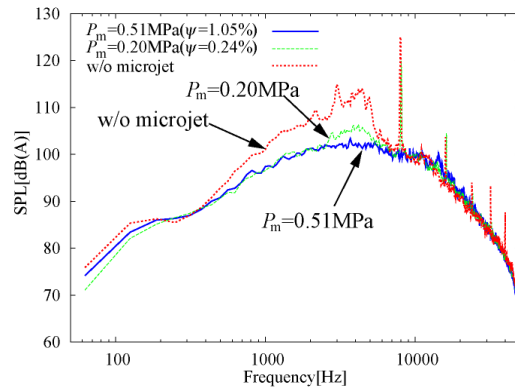


Fig.7 Power spectra at  $\theta=30$ deg,  $\phi=0$ deg (A in Fig.3, every three holes injection)

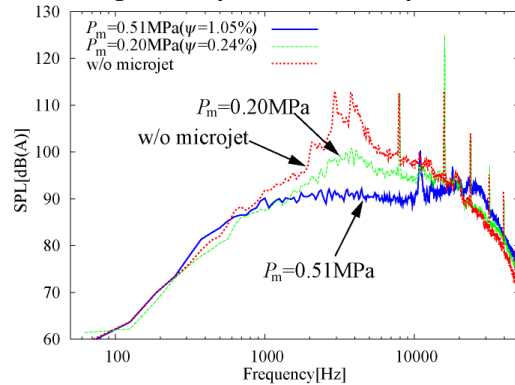


Fig.8 Power spectra at  $\theta=90$ deg (B in Fig.3, every three holes injection)

Fig.5 と同様に、 $P_m=0.51$ MPa の場合には2つおき噴射の場合に最も騒音が低減されており、マイクロジェット噴射口数には最適値が存在することがわかる。1つおきの噴射口から噴射した場合には、流量比が2つおき噴射より多いものの、主流ジェット後方で騒音増大が顕著であるため、騒音低減量は小さい結

果となっている。

Fig.7, Fig.8 にマイクロジェットの有無によるスペクトルの違いについて示す。Fig.7 はジェット下流にあたる  $\theta=30\text{deg}$ ,  $\phi=0\text{deg}$ , Fig.8 はジェット上流にあたる  $\theta=90\text{deg}$  の計測点で計測したスペクトルである。図ではマイクロジェットは2つおきの噴射口から噴射している。

マイクロジェットを噴射した場合には、ジェット下流方向(Fig.7)において、4kHz 付近にピークを持つスペクトル帯域で音圧レベルが大幅に低減され、 $P_m=0.51\text{MPa}$  のケースでは、8kHz 付近のスクリーチ音が消滅していることがわかる。一方ジェット上流方向の計測点(Fig.8)では、マイクロジェットを噴射することにより、4kHz 付近で広帯域騒音の大幅な低減が見られるものの、 $P_m=0.51\text{MPa}$  のケースでは、高周波帯域で音圧が上昇していることがわかる。広帯域騒音の低減と高周波騒音の増大は、共にマイクロジェット流量が多いほど顕著に観察され、マイクロジェット噴射口数、噴射口間隔に最適値が存在する一因であると推察される。

#### 4.2. マイクロジェットによる流れ場の変化

流れ場の非定常挙動を調査するためにハイスピードカメラを用いて流れ場を可視化した。シャッタースピードは  $1/153000\text{sec}$ , フレームレートは  $36000\text{fps}$  に設定して撮影を行った。

Fig.9 にマイクロジェットなし状態において、ノズル短辺方向の流れ場を撮影した結果を示す。図中ではジェットせん断層が大規模に振動している様子を確認できる。Fig.10 はマイクロジェット噴射時の流れ場であるが、せん断層の大規模な振動が抑制されており、これがスクリーチ音の発生を抑制した要因であると思われる。

また、Fig.9 の図中では楕円で囲んだ箇所にはせん断層内を発達しながら下流へ移流する大規模な構造を有する乱れが確認できるが、マイクロジェットを噴射したケースである Fig.10 では大規模構造乱れの発達が抑制されており、ショックセル構造が変化していることがわかる。Tam<sup>1)</sup>は大規模構造乱れがピーク騒音(Fig.7においては4kHz 付近のスペクトル帯域)の騒音源であるとしていることを踏まえると、4kHz 付近の広帯域騒音を大幅に低減した一因は、マイクロジェットによって大規模構造乱れの発生が抑制されたためであると推測できる。Fig.11 は数値解析によって得られたジェット軸に垂直な断

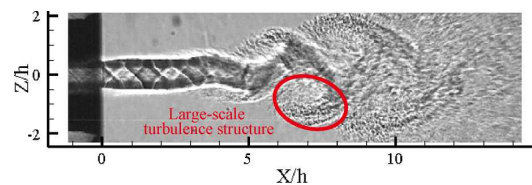


Fig.9 Instantaneous shadowgraph pictures in the case without microjet

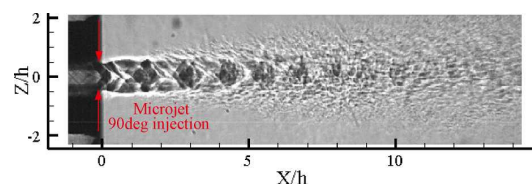


Fig.10 Instantaneous shadowgraph pictures in the case with microjet (Every three holes,  $P_m=0.51\text{MPa}$ )

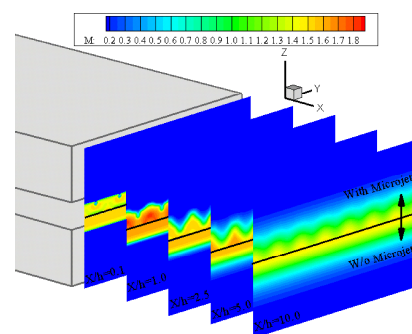


Fig.11 Mach number contours at yz cross-section of several stations  
 (Upper contour:  $P_m=0.51\text{MPa}$ )  
 (Lower contour: w/o microjet)

面でのマッハ数の分布を示しているが、マイクロジェットによりせん断層がマイクロジェットによって波状の形状に変化していることがわかる。衝撃波関連騒音は周期的なショックセル構造と大規模構造乱れがジェット中に存在するときのみ発生するとされているので、せん断層の変形により大規模構造乱れが発達しにくい流れ場になったことと、ショックセルの周期性が崩されたことが衝撃波関連騒音の低減理由であると推測される。

#### 4.3. ピエゾアクチュエータによる騒音低減の試み

マイクロジェットと同様にジェット騒音の低減効果が期待されるピエゾアクチュエータを利用し、音響計測を試行した。マイクロジェットと同じ実験装置を用い、ノズル出口付近の壁面にピエゾ素子による振動板を装着した。ピエゾ素子は電気信号により能動的に振動させることができる。音響計測を行ったところ、その騒音低減効果は有意には認められず、更なる最適化が必要と思われたので、研究をマイクロジェット噴射に集中させた。

#### 4.4. 参考文献

1) C. K. W. Tam “Supersonic Jet Noise”, *Journal of Fluid Mechanics*, vol.27, (1995), pp17-43

#### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 0 件)

[学会発表] (計 12 件, うち 5 件を記載)

1) 渡辺紀徳, 岡田隆一, 鶴沢聖治, 姫野武洋, 大石勉, 「マイクロジェットを用いた超

音速ジェット騒音低減の実験的検討」, 第 36 回日本ガスタービン定期講演会 (日立) 講演論文集, (2008), pp.149-154.

2) T. Watanabe, R. Okada, S. Uzawa, T. Himeno and T. Oishi: Experimental Study of Supersonic Jet Noise Reduction with Microjet Injection, ASME GT 2009-59436, (2009)

3) R. Okada, T. Watanabe, S. Uzawa, T. Himeno and T. Oishi: Effect of Microjet Injection on Supersonic Jet Noise, ISUAAAT12, I12-S4-3 (CD-ROM), (2009)

4) R. Okada, T. Watanabe, S. Uzawa, T. Himeno and T. Oishi: Investigation of Microjet Injection for Reduction of Supersonic Jet Noise, ASME GT 2010-23036, (2010).

5) 岡田隆一, 渡辺紀徳, 鶴沢聖治, 姫野武洋, 大石勉, 「マイクロジェット噴射による超音速ジェット騒音の抑制」, 第 38 回日本ガスタービン学会定期講演会 (徳島) 講演論文集, (2010), pp.63-68.

[図書] (計 0 件)

[産業財産権]

○出願状況 (計 0 件)

○取得状況 (計 0 件)

[その他]

なし

#### 6. 研究組織

(1) 研究代表者

渡辺 紀徳 (WATANABE TOSHINORI)

東京大学・大学院工学系研究科・教授

研究者番号: 1 0 2 0 1 2 1 1

(2) 研究分担者

姫野 武洋 (HIMENO TAKEHIRO)

東京大学・大学院工学系研究科・准教授

研究者番号: 6 0 3 7 6 5 0 6

(3) 連携研究者

( ) 研究者番号: