

ノズル壁面からの気体噴射による超音速噴流の低騒音化*

荒木幹也*¹, 桑原孝輔*², 新井正明*²
石間経章*¹, 志賀聖一*¹, 小保方富夫*¹Noise Reduction of a Supersonic Jet Using Gas Injection
from a Nozzle WallMikiya ARAKI*³, Kosuke KUWABARA, Masaaki ARAI,
Tsuneaki ISHIMA, Seiichi SHIGA and Tomio OBOKATA^{*3} Department of Mechanical Engineering, Gunma University,
1-5-1 Tenjin-cho, Kiryu-shi, Gunma, 376-8515 Japan

Effects of gas injection from a nozzle wall on screech reduction of a supersonic under expanded jet are investigated experimentally. From a converging round nozzle, air is injected into the atmosphere (Main jet) at a pressure ratio of 2.25 ($M=1.14$). The exit diameter of the main jet nozzle is 8.0 mm. From small nozzles mounted in the main jet nozzle wall, air is injected in the normal direction to the main jet (Secondary jet). The exit diameter of the secondary nozzles is 1.0 mm. The number of the secondary nozzles is selected to be 2 or 4, and the mass flow rate of each secondary jet is set at 2.0% or 4.0% of the main jet. With the secondary jets, the screech SPL is reduced by 23 dB at the maximum, and the frequency profile of the broadband noise is also influenced. And with the secondary jets, the total pressure of the main jet is slightly decreased with the increase in the total mass flow rate of the secondary jets. Consequently, it is shown that the gas injection method is effective in screech reduction with a small loss in the total pressure.

Key Words: Supersonic Jet, Screech, Noise Reduction, Gas Injection, Total Pressure Loss

1. 結 言

世界の航空旅客需要は増大を続けている。これにこたえるため、各国で、次世代の超音速旅客機に関する研究が進められている。これら次世代の超音速旅客機には、環境に対する配慮が強く求められている。

超音速飛行用ジェットエンジンの低騒音化、高効率化は、次世代の超音速旅客機の開発において、極めて重要な課題である。しかしながら、このようなエンジンの排気は不足膨張噴流であり、スクリーチが放出される。スクリーチは、衝撃波(ショックセル)と渦との干渉が、フィードバックループを形成することで生じる。非常に狭い周波数域に大きなエネルギーが集中するため、騒音問題のみならず機体の破損にもつながり、非常に大きな問題となっている^①。これらを背景として、スクリーチに関して多くの研究が行われてきた。

Powellら^②は、円形先細ノズルから噴出する不足膨張噴流を用い、圧力比とスクリーチの振動モードとの関係について、詳細な実験的検討を行った。また、Umedaら^③は、ヘリカルモードにおけるスクリーチの音源の振る舞いについて、詳細な検討を行った。シュリーレン法による流れの可視化像と、解析的に求めた衝撃波の形状との比較を実施し、また、ノズル出口近傍に置かれた複数の圧力センサに到達する音波の位相差を調べた。これより、ヘリカルモードにおいて、スクリーチの音源が衝撃波を伴って周方向に回転しながら移動する様子を捉えた。

Kobayashiら^④は、不足膨張噴流のノズル出口にタブと呼ばれる突起を設け、これがスクリーチに及ぼす影響について実験的検討を行った。タブにより、スクリーチが大幅に減少することが示された。また、Otaら^⑤は、このタブの効果について解析的検討を行い、その機構について考察を行っている。

本研究では、円形先細ノズルから噴出する不足膨張噴流を用い、そのスクリーチの低減を実験的に試みる。円形先細ノズルの壁面に設けた複数の噴射口から、

* 原稿受付 2004年2004年8月19日。

*¹ 正員, 群馬大学工学部(〒376-8515 桐生市天神町1-5-1)。*² 群馬大学大学院工学研究科。

E-mail: araki@me.gunma-u.ac.jp

気体を噴出する。これにより、タブと同じ効果を流体力学的に得ることを目論んでいる。

この方法には、以下の3つの利点があると期待している。(i) 高温のエンジン排気にタブがさらされることがないため、熱的な制約から解放される。

(ii) 気体噴射口数、気体噴射口位置、気体噴射流量を制御することで、エンジンの運転条件に応じた柔軟な騒音制御が可能となる。(iii) 洋上高空飛行など、騒音が問題とならない運転条件においては、気体噴射を止めることで通常のノズルに戻る。このため、気体噴射による全圧損失から逃れることができる。

本研究では、まず第1報として、気体噴射口数、気体噴射流量を変化させ、これらがスクリーチに及ぼす影響について、実験的検討を行う。

2. 実験装置および方法

2.1. 実験装置

図1(a)に実験装置の概略を、図1(b)にノズル出口の詳細を示す。スクリー型コンプレッサによって圧縮された空気は、配管を通して実験室に導かれる。圧縮空気は、2つのラインに分けられる。1つは不足膨張噴流(主噴流)用ライン、他方はノズル壁面からの気体噴射(二次噴流)用ラインである。

主噴流用ラインに導かれた空気は、レギュレータにより調圧され、主噴流用全圧室に導かれる。ここでの全圧を P_0 とする。空気は、ハンカムストレーナおよびメッシュからなる整流室を通り、主噴流用ノズルに導かれる。主噴流用ノズルは、出口直径 $\phi 8$ mmの円形先細ノズルである。円形先細ノズルの下流には、長さ8 mmの直管部(二次噴流用フランジ)が取り付けられている。この直管部において、二次噴流が噴射される。空気は、二次噴流用フランジ出口から、不足膨張噴流となって大気へと噴出する。出口での主噴流の静圧を P_b とする。

二次噴流用ラインに導かれた空気は、レギュレータにより調圧され、二次噴流用全圧室に導かれる。二次噴流用全圧室は、主噴流用ノズルを取り囲むようにドーナツ状の形状をしている。ここでの全圧を P_0 とする。空気は、二次噴流用全圧室から二次噴流用フランジへ導かれる。二次噴流用フランジの内部には、出口直径 $\phi 1$ mmの円形先細ノズルが、 45° ピッチで8本設けられている。二次噴流は、このノズル出口から、主噴流に対して垂直に噴出する。二次噴流用ノズルは

8本あるが、この中から、二次噴流を噴射するノズル、噴射しないノズルを任意に選択することができる。

本研究では、円筒座標系を用いる。主噴流出口中心を原点とし、流れ方向に x 軸を、半径方向に r 軸を、周方向に角度 θ をとる。二次噴流用ノズルのうち1本を基準ノズルとおき、その角度を $\theta = 0^\circ$ とした。また、二次噴流用フランジの取り付け角度は、任意に変更できる。後述の測定を行う際には、測定機器は動かさず、二次噴流用フランジを回転させることで、 θ 方向のデータを取得した。

表1、表2に、本研究の実験条件を示す。主噴流全圧と大気圧との圧力比を、 $P_0/P_{atm} = 2.25$ とした。このとき、主噴流のマッハ数は $M = 1.14$ である。本研究では、二次噴流を用いる場合でも、圧力比が常に2.25となるように調整して実験を行った。二次噴流を用いる場合、その閉塞効果により、主噴流出口断面積が実質的に減少する。このため、二次噴流を用いた場合には、主噴流の流量は減少していると考えられる。

本研究では、二次噴流の本数を2本および4本とした。この時、二次噴流のピッチを、それぞれ 180° および 90° とした。また、二次噴流1本当たりの質量

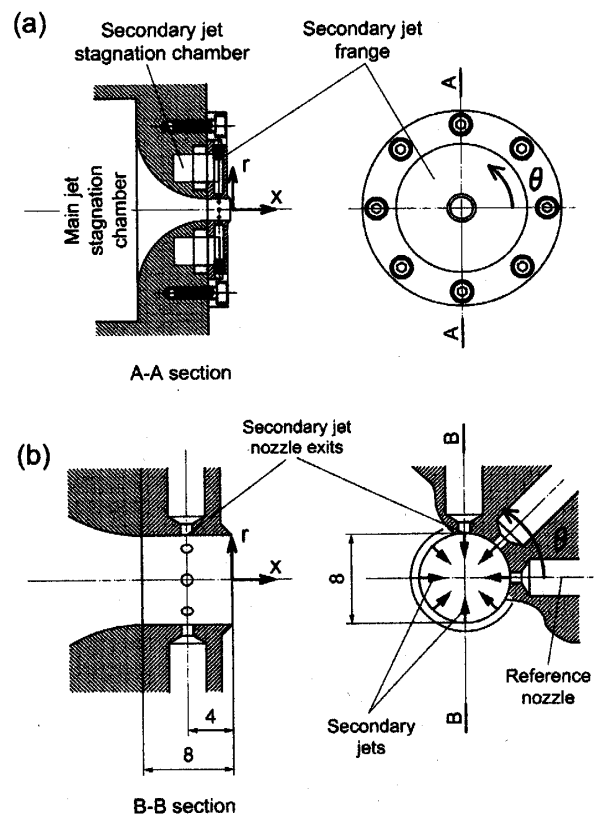


Fig. 1 (a) Schematic of the experimental setup and (b) the detail of the secondary jet nozzle arrangement.

流量を、主噴流の質量流量の 2.0 % および 4.0 % とした。ただし、主噴流の質量流量は、主噴流全圧 P_{D0} および主噴流出口断面積から算出した。この時、二次噴流による主噴流出口断面積の変化については考慮していない。また本研究では、二次噴流の質量流量を、二次噴流全圧 P_{D2} および二次噴流用ノズルの出口断面積から算出した。本研究では、二次噴流の全圧 P_{D2} と、主噴流静圧 P_{B0} との圧力比が、常に臨界圧力比より大きくなるように実験条件を設定した。これにより二次噴流は、そのノズル出口においてチョークし、不足膨張噴流となって主噴流に噴出する。この場合、二次噴流の質量流量は、主噴流静圧 P_{B0} の変化の影響を受けなくなる。

Table 1 Main jet conditions.

Pressure ratio	2.25
Jet Mach number	1.14
Screech mode	Toroidal

Table 2 Secondary jet conditions.

	Mass flow rate of each secondary jet	
W/O secondary jet	0.0 % of the main jet	
2 secondary jets	2.0 %	4.0 %
4 secondary jets	2.0 %	4.0 %

2.2. 計測方法

2.2.1. 流れの可視化

本研究では、シュリーレン法およびミー散乱法の 2 種類の可視化実験を行った。それぞれ、ショックセル構造および渦構造の様子をとらえるのに用いた。

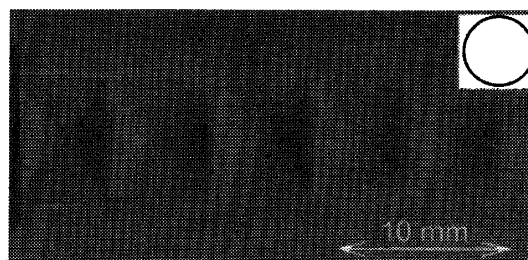
シュリーレン法では、光源に連続発光のキセノンランプを用いた。ナイフエッジは、流れと垂直に挿入した。ナイフエッジを通過した光は CCD カメラによって撮影され、コンピュータに取り込まれる。CCD カメラの撮影速度は、30 コマ/秒であり、現象と比較して十分に長い。このため、本研究で撮影されるシュリーレン像は、時間平均像である。

ミー散乱法では、光源にパルス Nd: YAG レーザ (532 nm) を用いた。シリンダカルレンズを用いてレーザービームをシート状にし、主噴流に入射した。レーザーシートの厚さは、約 1 mm である。レーザーシートと垂直の位置に設置した CCD カメラにより、散乱光をとらえた。レーザーの発振時間は約 12 ns であり、

流れの瞬間像をとらえるのに十分に短い。散乱粒子としてエタノール液滴を用いた。散乱粒子は、主噴流側に添加される。主噴流用ラインに導かれた空気を、エタノールを貯めた容器の中に通し、液体置換を行う。この際、エタノール蒸気が空気に混入する。エタノール蒸気は、空気とともに主噴流出口から噴出する。この際の静温低下に伴い、エタノール蒸気が凝縮して液滴が生成する。空気に対するエタノールの質量分率は、約 3% である。

2.2.2. 騒音測定

騒音測定には、ピエゾ式圧力センサ (PCB Piezotronics 社, 112A22) を用いた。圧力センサは、直径 ϕ 6 mm の支持棒の先に取り付けられ、測定部まで挿入される。圧力センサの測定部寸法は、直径 ϕ 5.5 mm である。測定された圧力変動は、この測定部寸法における平均値である。また、圧力センサの共振周波数は、約 250 kHz である。これは、被測定物の



(a) W/O secondary jet

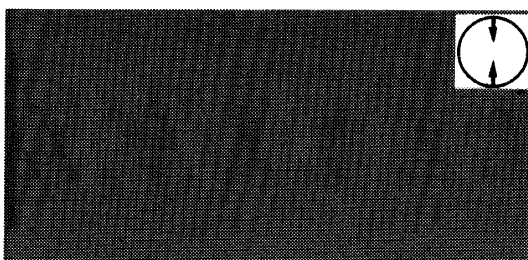
(b) 2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %, $\theta = 0$ deg(c) 2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %, $\theta = 90$ deg

Fig. 2 Typical schlieren images.

周波数レンジと比較し、十分に大きい周波数であることを確認してある。

圧力センサからの信号は、デジタルオシロスコープ (Rectoy 社, LS140) によって A/D 変換され、記録される。サンプリングクロックは、 $2.5 \mu\text{sec}$ である。各条件につき、合計約 10 万点分の時系列データが取得される。この時系列データは、4096 点毎に 24 回に分けて高速フーリエ変換される。得られた 24 回分のデータを平均化し、騒音の音圧レベル (SPL) の周波数分布を求めた。また、圧力センサの電源ノイズによるピークが、15 kHz に現れることが確認された。このため、上記と同様の手順で暗騒音の測定を行い、これを差し引くことで補正をおこなった⁶⁾。

騒音測定的位置は、 $x = 20 \text{ mm}$, $r = 40 \text{ mm}$, $\theta = 0^\circ$, 90° とした。 $x = 20 \text{ mm}$ は、本研究の主噴流の、第 3 ~ 第 4 ショックセルの位置におおよそ対応する。このことは、シュリーレン法による流れの可視化から確認してある。これまでの研究から、不足膨脹噴流において、第 3 ショックセル付近でスクリーチの SPL が最大となることが示されている⁷⁾。本研究では、この位置での騒音が、概ね主噴流全体の騒音を代表するものとして、後述の考察を行った。

2.2.3. 全圧測定

全圧測定には、先端外径 $\phi 0.3 \text{ mm}$ のステンレス製ピトー管を用いた。ピトー管は、支持棒の先に取り付けられ、流れを乱さないように下流側から挿入される。支持棒は、三次元送り装置に固定されており、主噴流の任意の位置において測定が可能である。測定間隔は、 r 軸方向が最小で 0.2 mm 毎、周方向が最小で 2.5° 毎である。主噴流に挿入した際に、ピトー管が「たわみ」や「振動」を起こさないことを確認してある。

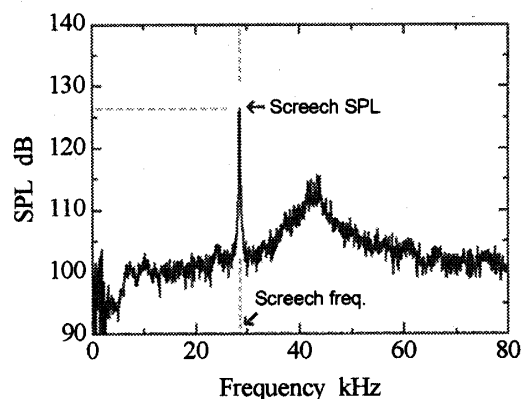
ピトー管からの圧力は、チューブを介して歪式圧力センサに導かれる。ピトー管から圧力センサまでのチューブに容積があるため、ピトー圧が一定値に漸近するのに、ある程度の時間が必要となる。本研究では、圧力センサの指示値が一定になるまで待ってから、各点での測定を行うように配慮した。ピトー管で測定されたピトー圧から、レイリーのピトー管公式⁸⁾を用いて全圧を求めた。

3. 実験結果および考察

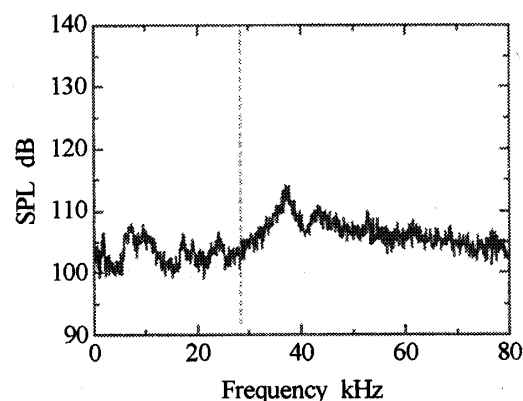
3.1. シュリーレン法による流れの可視化

図 2 に、シュリーレン法による流れの可視化の代表的な結果を示す。図 2 (a) は、二次噴流なし (W/O

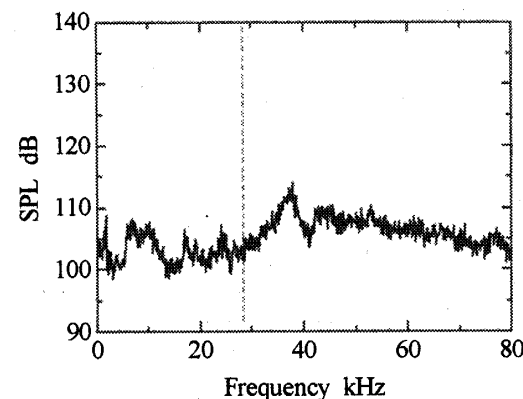
secondary jet) の場合を示す。図 2 (b), (c) は、二次噴流あり (2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%) の場合を示す。図 2 (b) では、二次噴流は、紙面奥行き方向に 2 本対向噴射されている。図 2 (c) では、二次噴流は、上下方向に 2 本対向噴射されている。図中左端の影は、主噴流出口である。流れは、紙面左から右向きである。今回の流れの可視化像は、時間平均像である。このため、流れとともに移流する渦などは、



(a) W/O secondary jet, $\theta = 0 \text{ deg}$



(b) 2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%, $\theta = 0 \text{ deg}$



(c) 2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%, $\theta = 90 \text{ deg}$

Fig. 3 SPL as a function of the frequency.

可視化されない。

図 2 (a) より, 二次噴流なし (W/O secondary jet) の場合, 主噴流出口から周期的にショックセルが形成される様子が明瞭に観察される。噴流マッハ数によってショックセル 1 つ当りの長さは変化する。軸対称噴流の場合, この長さは *Plandl's length* より求めることができる⁹⁾。二次噴流なしの場合, ショックセルの長さは, この予測とよく一致することが確認されている。

図 2 (b), (c) より, 二次噴流あり (2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %) の場合においても, 主噴流出口から周期的にショックセルが形成される様子が観察される。二次噴流ありの場合, 二次噴流に起因すると考えられる複数の衝撃波が重畳されて観察される。また二次噴流ありの場合, ショックセル 1 つ当りの長さが短くなること分かる。3.4 節の主噴流の全圧損失見積りから, 二次噴流による主噴流のマッハ数低下は 1 % 程度にとどまることが確認されている。一方で, 楕円噴流あるいは矩形噴流の場合, 長径あるいは長辺を代表長さにとると, ショックセルの長さは軸対称噴流のそれと比較し短くなる⁹⁾。本研究の場合, 噴流マッハ数の低下のためではなく, 二次噴流により主噴流が軸対称性を失ったことにより, ショックセルの長さが減少したと考えられる。二次噴流による主噴流断面の変形については, 3.3 節で述べる。

3.2. 騒音測定

図 3 に, 騒音測定の代表的な結果を示す。横軸は騒音の周波数を示す。縦軸は騒音の SPL を示す。図 3 (a) は, 二次噴流なし (W/O secondary jet) の場合を示す。図 3 (b), (c) は, 二次噴流あり (2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %) の場合を示す。測定角度 θ は, それぞれ 0° , 90° である。

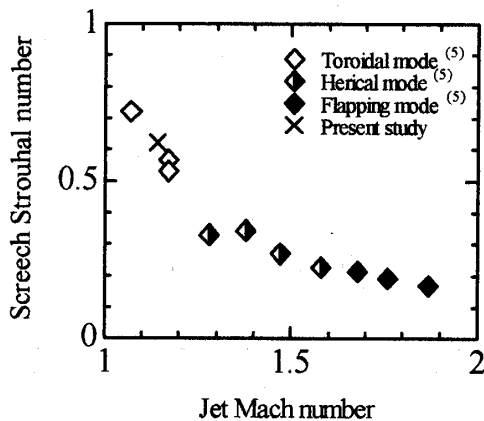


Fig. 4 Screech Strouhal number as a function of jet Mach number.

図 3 (a) より, 二次噴流なし (W/O secondary jet) の場合, 約 28 kHz に鋭いピークが現れることが分かる。これがスクリーチである。スクリーチ SPL の最大値は約 127 dB である。また, スクリーチと同時に緩やかなピークを持つブロードバンドノイズが観察される。ブロードバンドノイズのピーク周波数は約 44 kHz, ブロードバンドノイズ SPL の最大値は約 115 dB である。

図 3 (b), (c) より, 二次噴流あり (2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %) の場合, スクリーチが完全に消失していることが分かる。タブ⁴⁾と同様に, ノズル壁面からの気体噴射は, スクリーチを大幅に減少させる効果を持つことが分かる。また, 測定角度 θ を変化させても, スクリーチ低減の程度の違いは, それほど顕著に見られなかった。そこで以下では, 測定角度 $\theta = 0^\circ$ の結果を用いて議論を行う。

二次噴流を用いることで, ブロードバンドノイズの分布も変化する。ブロードバンドノイズのピークは低周波数側にシフトし, 約 37 kHz となる。ブロードバンドノイズ SPL の最大値は約 114 dB となる。

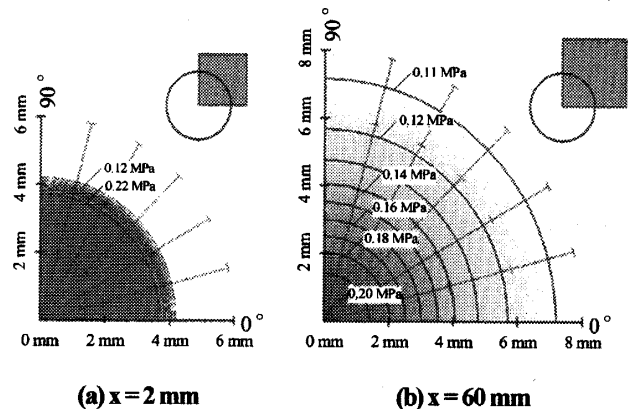


Fig. 5 Total pressure contours for W/O secondary jet.

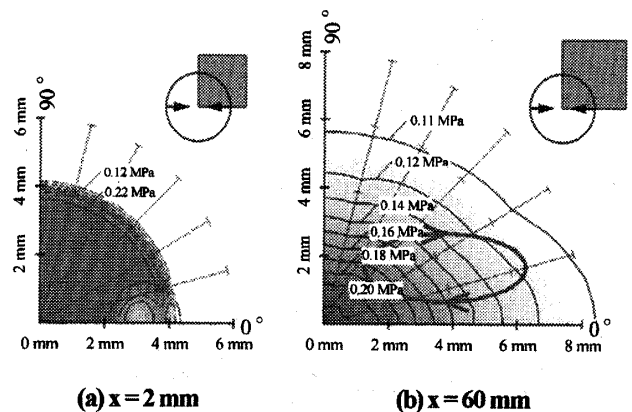


Fig. 6 Total pressure contours for 2 secondary jets, mass flow rate = 2.0 %

図4に、噴流マッハ数とスクリーチストロハル数(1)との関係を示す。本研究の実験結果(W/O secondary jet)を、Outaら⁶⁾による実験結果とともに示す。また、Outaらによるスクリーチ振動モードの分類を、シンボルの違いで示す。Outaらの結果との比較より、本研究におけるスクリーチ振動モードは、「トロイダルモード」に対応すると考えられる。気体噴射によるスクリーチ低減法は、トロイダルモードについては有効であると考えられる。これ以外のモードに対する有効性については、今後検討していきたいと考えている。

3.3. 全圧測定

図5, 6に、全圧測定の代表的な結果を示す。主噴流出口直後の $x = 2 \text{ mm}$ 、およびポテンシャルコアの消失した発達領域の $x = 60 \text{ mm}$ で測定を行った。測定されたピトー圧分布から、全圧分布を求めた。この全圧分布を、 $0^\circ < \theta < 90^\circ$ の範囲で等高線を用いて示す。図5は、二次噴流なし(W/O secondary jet)の場合を示す。図6は、二次噴流あり(2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%)の場合を示す。

図5(a), (b)より、二次噴流なし(W/O secondary jet)の場合、全圧分布は軸対称となることが分かる。図5(a)より、 $x = 2 \text{ mm}$ での全圧分布は、ほぼフラットとなっていることが分かる。図5(b)より、 $x = 60 \text{ mm}$ では、ポテンシャルコアは消失し発達した噴流となっていることが分かる。

図6(a), (b)より、二次噴流あり(2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%)の場合、全圧分布は軸対称とならないことが分かる。図6(a)より、 $x = 2 \text{ mm}$ での全圧は、部分的に低下していることが分かる。これは、もともと x 軸方向の速度成分を持たない二次噴流が主噴流内部に貫通してくるためである。このことは、主噴流の全圧損失を生じていることを意味している。また図6(b)より、 $x = 60 \text{ mm}$ では、ポテンシャルコアが消失していること、および主噴流が大きく変形していることが分かる。主噴流は二次噴流の噴射軸方向に引き伸ばされ、楕円になっている。タブを用いた場合、流れ方向渦が導入されることが知られている⁴⁾。これと同様に、二次噴流を用いた場合にも、図中矢印で示すような流れ方向渦が導入されていると考えられる。

3.4. 二次噴流による主噴流の全圧損失

二次噴流を用いることによる主噴流の全圧損失の大きさを見積もる。主噴流出口直後の $x = 2 \text{ mm}$ にお

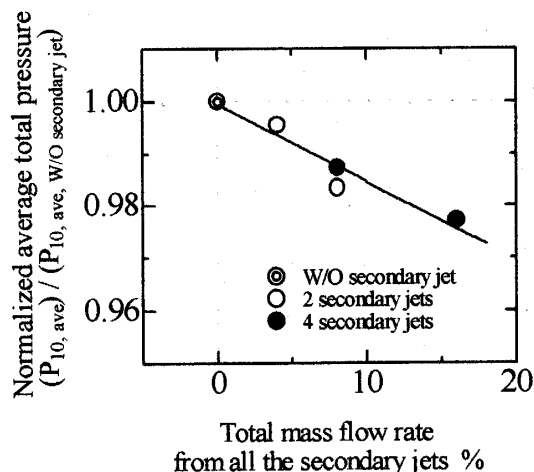


Fig. 7 Normalized average total pressure of the main jet as a function of the total mass flow rate from all the secondary jets.

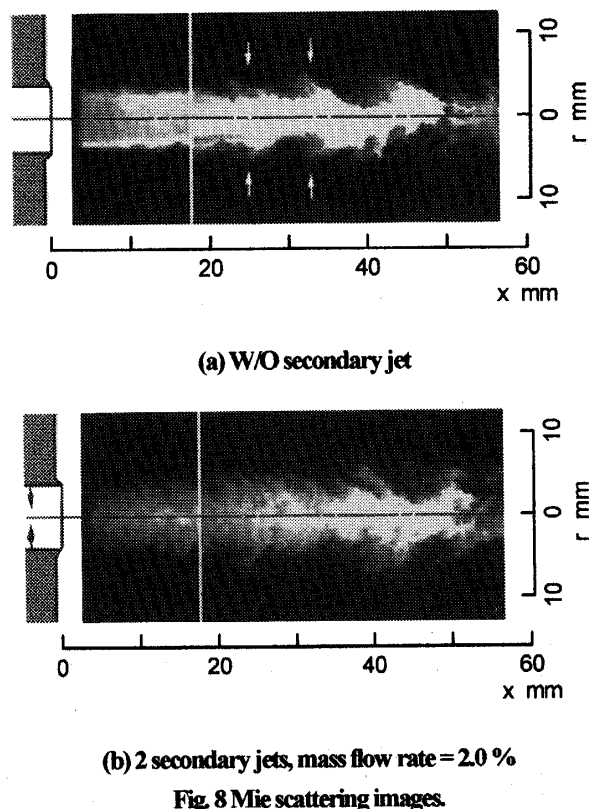


Fig. 8 Mie scattering images.

る全圧測定の結果を用い、各二次噴流条件における主噴流の平均全圧 $P_{10,ave}$ を、以下のように見積もる。

$$P_{10,ave} = \frac{\iint P_{10, \text{Pitot}}(r, \theta) dr d\theta}{A} \quad (1)$$

ここで $P_{10, \text{Pitot}}(r, \theta)$ は、ピトー圧測定より求めた各座標での全圧である。Aはノズル出口断面積である。

図7に、二次噴流が主噴流の全圧損失に及ぼす影響を示す。横軸は、噴射された全ての二次噴流の総質量流量を示す。縦軸は、二次噴流なしの場合の値で無次元化された、主噴流の平均全圧 $P_{10,ae}$ を示す。

二次噴流の総質量流量の増大とともに、平均全圧は概ね直線的に減少する。つまり、全圧損失の大きさは、二次噴流の総質量流量に比例すると考えられる。当然のことではあるが、全圧損失という観点からは、二次噴流の本数、流量ともに少ないほど望ましいことが分かる。

3.5. 二次噴流による主噴流のスクリーチ低減

以上の議論から、二次噴流の噴射は、スクリーチ低減に有効であることが示された。ここでは、その機構について検討する。図8に、主噴流の中心軸に沿った断面のミー散乱像を示す。図8(a)、(b)は、それぞれ二次噴流なし (W/O secondary jet)、および二次噴流あり (2 secondary jets, mass flow rate = 2.0%) の場合を示す。上流と下流は、別々の瞬間に撮影された像をつないでいる。

図8(a)より、二次噴流なしの場合、乱流の大規模構造 (図中矢印) が周期的に現れることが分かる。トロイダルモード特有の同心状の渦が、周期的に形成される。一方、図8(b)より、二次噴流を用いた場合、主噴流の渦構造は不明瞭となり、大きなスケールの渦が見られなくなることが分かる。二次噴流により流れ方向渦が導入された結果、周期的な渦の形成が抑制されていると考えられる。

図9に、主噴流の流れの模式図を示す。図9(a)、(b)は、それぞれ二次噴流なし (W/O secondary jet)、および二次噴流あり (2 secondary jets) の場合を示す。

図9(a)に示すように、二次噴流なしの場合、主噴流にはトロイダルモード特有の周期的な渦が形成される。この渦がショックセルと周期的に干渉することでスクリーチが発生する。一方、図9(b)に示すように、二次噴流ありの場合、流れ方向渦が導入され主噴流の断面は楕円となる。また、二次噴流を用いることで、主噴流は流れ方向渦を主体とした構造に変化し、ショックセルとの干渉が緩和された⁶⁾と考えられる。このため、スクリーチ SPL が低減したと考えられる。

図10に、二次噴流が、主噴流のスクリーチ SPL に及ぼす影響を示す。横軸は二次噴流1本あたりの質量流量を示す。縦軸はスクリーチ SPL を示す。図10には、スクリーチ周波数におけるブロードバンドノイズ SPL を、破線 (2 secondary jet) および一点鎖線 (4 secondary jet) で示す。

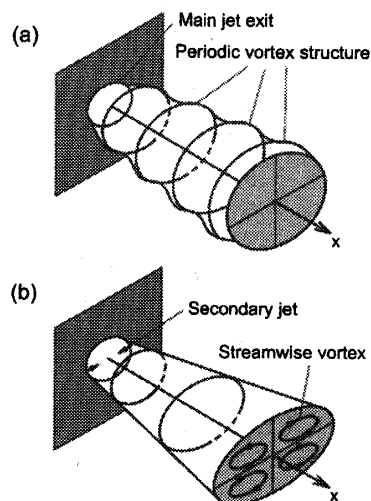


Fig. 9 Schematics of the flow field for (a) W/O secondary jet and (b) 2 secondary jets.

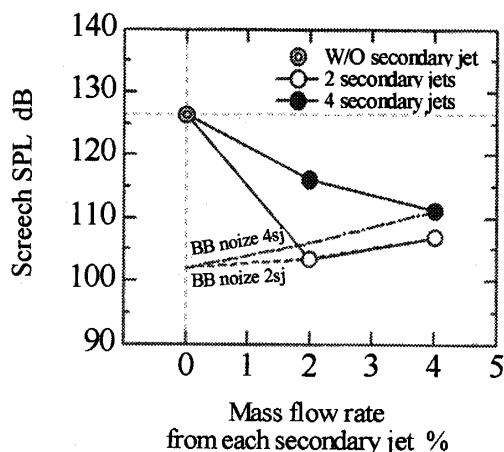


Fig. 10 Screech SPL as a function of the mass flow rate from each secondary jet for $\theta = 0$ deg.

二次噴流が2本の場合、質量流量が2%、4%のいずれの場合においても、スクリーチは完全に消失する。二次噴流が4本の場合、質量流量が2%の条件ではスクリーチは完全に消失しない。質量流量を4%まで増大すると、スクリーチは完全に消失する。このように二次噴流が4本の場合より2本の場合の方が、スクリーチ低減効果が大きいことが分かる。二次噴流の本数の増大とともに、流れ方向渦1つ当たりのスケールは小さくなる。このため、流れ方向渦の効果が減少し、スクリーチ低減効果が減少したと考えられる。

本研究の実験条件の範囲では、二次噴流が2本、質量流量が2%の場合、スクリーチ低減効果が最大とな

る。この時、スクリーチ SPL は約 23 dB 減少し、全圧損失は約 0.4% である。

4. 結 言

円形先細ノズルから噴出する圧力比 2.25 ($M = 1.14$) の主噴流に対し、そのノズル壁面から二次噴流を噴出し、スクリーチの低減を試みた。二次噴流の本数および流量が、主噴流のスクリーチ SPL および全圧損失に及ぼす影響を調べた。その結果、以下の知見を得た。

- (1) 二次噴流を用いた場合、可視化されたショックセルには、複数の衝撃波が重畳して観察される。
- (2) 二次噴流を用いた場合、主噴流に流れ方向渦が導入され、主噴流断面は楕円となる。
- (3) 二次噴流を用いた場合、主噴流の周期的な渦の形成が抑制される。
- (4) 二次噴流を用いた場合、その総質量流量に比例して主噴流の全圧損失が増大する。
- (5) 二次噴流を用いた場合、主噴流のスクリーチ SPL は減少する。また、二次噴流の本数が 4 本の場合より 2 本の場合の方が、その効果が大きい。
- (6) 本研究の実験条件の範囲内では、二次噴流の本数が 2 本、二次噴流 1 本あたりの質量流量が 2.0% の条件において、スクリーチ低減効果が最大となる。この時、スクリーチ SPL は約 23 dB 減少し、全圧損失は約 0.4% である。

5. 謝 辞

本研究は、文部科学省 科学研究費補助金 (課題番号: 15760595) の助成のもと実施された。ここに記して謝意を表す。本研究の実施に当り群馬大学 学部生 曾根祐輔君、中村 壽雄技術専門職員の援助を頂いた。ここに記して謝意を表す。

6. 参 考 文 献

- (1) Raman, G., Supersonic Jet Screech: Half-Century from Powell to the Present, *J. Sound and Vibration*, **225**-3 (1999), 543-571.
- (2) Powell, A., Umeda, Y. and Ishii, R., Observations of the Oscillation Modes of Choked Circular Jets, *J. Acoust. Soc. Am.*, **92**-5 (1992), 2823-2836.
- (3) Umeda, Y. and Ishii, R., Sound Sources of Screech Tone Radiated from Circular Supersonic Jet Oscillating in the Helical Mode, *Int. J. Aeroacoustics*, **1**-4 (2002), 355-384.
- (4) Kobayashi, H., Oinuma, H. and Outa, E., Supersonic Jet Noise Reduction Performance and Noise Reduction Mechanism of Tab Jet Noise Suppressor, *ASME NCA, Acoustic Radiation and Wave Propagation*, **17** (1994), 149-163.
- (5) Outa, E., Kodama, R. and Kobayashi, H., Computational Study of Supersonic Free Propulsion Jet related with Screeching and Screech-Free Structures, *Proceedings of the 16th Int. Symposium on Airbreathing Engines (ISABE 2003)*, CD-Rom.
- (6) 日本機械学会編, 振動・騒音計測技術, (1985), 朝倉書店.
- (7) Panda, J., An Experimental Investigation of Screech Noise Generation, *J. Fluid Mech.*, **378** (1999), 71-96.
- (8) リープマン, H. W. ら, 気体力学, (2000), 吉岡書店.
- (9) Powel A., The Focal Phase Shift of Waves of a Circular Membrane, Applied to Underexpanded Supersonic Jet Structure, *J. Acoust. Soc. Am.*, **97** (1995), 927-932.