

# 環状スリットノズルからの二次空気によるジェット騒音低減の試み

佐藤寛太, 沢田恭兵 (東京大学大学院), 生沼秀司, 石井達哉 (JAXA), 金子成彦 (東京大学)

## Jet Noise Reduction Using Secondary Air from Annular Slit Nozzle

by

Kanta Sato, Kyohei Sawada (The Univ. of Tokyo), Hideshi Onuma, Tatsuya Ishii (JAXA), and Shigehiko Kaneko (The Univ. of Tokyo)

### ABSTRACT

It is known that the microjet blowing secondary air to the jet shear layer is effective in reducing jet mixing noise. One of the considerations for the microjet is a nozzle shape for injecting the secondary air. In the previous studies, the flow rate and the arrangements of microjet nozzles under cold jet were investigated. Considering the application of the microjet to the actual engine, however, it is necessary to grasp the acoustic characteristics under heated jet. In this paper, we applied the microjet nozzle of annular slit shape to the model-scale turbojet engine with changing the split number and cross sectional area of microjet and evaluated the far-field noise reduction effect.

### 1. はじめに

現在、航空機が抱える問題の一つとして、騒音問題が挙げられる。国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization: ICAO) による航空機騒音基準は、1971年に Chapter 2 が制定されて以降段階的に強化され、2013年に承認された Chapter 14 では現在の Chapter 4 の規制値からさらに-7EPNdB 低減させる新基準が採択された<sup>(1)</sup>。航空機の騒音規制は今後も強化されると予想されるため、今後新たに型式を取得する航空機には、既存の規制だけでなく、強化された規制を満たす十分な騒音低減技術が求められている。

航空機用ジェットエンジンの高速の排気ジェットによるジェット混合騒音は、エンジン推力の大きい離陸時において主要な騒音源である。ジェット騒音は高速の排気ジェットと低速の周囲空気との間のせん断層から発生する渦が音源とされ、その音響エネルギーは排気ジェット速度と強い相関があることが知られている<sup>(2)</sup>。従って、騒音低減においては排気ジェット速度を低下させることが有効である。ターボジェットエンジンからターボファンエンジンへの変遷と、エンジンの高バイパス比化によるジェット平均流速の低下から、現在の航空機は初期の航空機と比較して騒音は大きく低減されてきた。しかし、エンジンの高バイパス比化はエンジン径や重量の面で限界があるため、さらなるジェット騒音低減のために、ノズルに取り付けるミキサの研究開発が進められている。

ミキサは高速の排気ジェットに微小擾乱を与えることで低速の周囲空気との混合を促進し、ジェット平均流速を低下させることに加え、せん断力を低下させることで渦発生を抑制し、ジェット騒音を低減する。ミキサの付加により、ノズル後方では大規模構造渦の発生が抑制され、低周波数騒音が低減される。ミキサの代表例として、ノズルリップを波状に加工して内側に傾斜させたシェブロン<sup>(3)-(5)</sup>が実用化されている。

しかし、ミキサは低周波数騒音の低減に有効である一方で、推力損失とノズル近傍での乱れの増加による付加騒音が問題点として指摘されている。航空機において燃費は競争力に直結するため、推力損失の低減への要求は非常に強い。また、離陸時は一定の推力を必要とするため、推力の低下を補うためにエンジンレーティングを増加させた場合、かえって騒音を増加させてしまうおそれがある。従って、騒音低減効果に加え、エンジン運転への影響を抑えたミキサが要求されている。

推力への影響を抑制したデバイスとしては、ノズル端部の内側に複数の三角形の凸部を設けたノッチ<sup>(6)-(8)</sup>が提案さ

れている。ノッチはシェブロンと比較してジェット主流への構造の侵入を抑え、小さな擾乱を与えることでジェット本体への影響を低減することが期待されている。また、騒音低減の必要性が低い巡航中にミキサの機能を停止することで、推力への影響を抑えることを目的とした能動デバイスとして、可動式の爪を主流に挿入するネイルミキサ<sup>(9)</sup>が提案されている。

これらジェット主流に固体の構造物を挿入するデバイスのほかに、流体をジェット主流に噴射して擾乱を発生させるマイクロジェット<sup>(10)</sup>の研究も行われている。作動流体として、エンジンの圧縮機から抽気した空気を利用し、巡航中は抽気を行わないことでエンジン運転への影響を抑えることができると期待されている。一方で、マイクロジェットの作動中は付加騒音の増加のほか、抽気によるエンジン運転への影響が問題点として指摘されている。

マイクロジェットについては、これまでに外部圧縮機を用いた常温ジェットでの試験が行われてきた<sup>(11)-(13)</sup>。しかし、実機への搭載を考慮した場合、加熱ジェットを用いた際の音響特性を把握する必要がある。本研究においては、模型用のターボジェットエンジンを高温ガス発生装置として用い、音響設備内で運転を行った。

マイクロジェットによる付加騒音への対処、および抽気空気量の削減には、マイクロジェットノズルの形状や入射数といった構造の最適化が必要である。過去の研究では、非加熱ジェットについてマイクロジェット流量のほか、マイクロジェットノズルの配置等の構造を変更した試験が行われてきたが、加熱ジェットについては、マイクロジェットの構造に焦点を当てた研究は少ない。そこで、本研究ではマイクロジェットの構造として、擾乱の発生数に関係するマイクロジェットの分割数、および流量あたりの擾乱の強さに関係するノズル断面積 (マイクロジェット流速) を変更して試験を行った。

### 2. 試験方法

#### 2-1. 供試機関

本研究の試験装置は、Fig. 1に示す模型用ターボジェットエンジン、運転架台、圧縮空気供給装置で構成される。模型用ターボジェットエンジンであるJETCAT社製P160SXエンジンを、加熱ガス発生装置として用いた。エンジン入口側はカウルを取り外し、アクリル製インテークダクトとAL17S製のベルマウスを取り付けた。エンジン後方にはSUS304製のサーベイリング、テイルパイプ、コンカルノズル、マイクロジェットノズルを順に取り付けた。

インテークパイプとサーベイリング、テイルパイプには、圧力と温度を測定するプローブを差し込むための測定孔を設けた。基準ノズルとするコンカルノズルは、入口内径 69 mm、出口内径 49.4 mm、軸方向長さ 46 mm である。コンカルノズルとマイクロジェットノズルが接触しないよう、熱によるノズルの伸びを考慮して、マイクロジェットノズルはスリット部がノズル端から 3 mm 後方に位置するように取り付けられた。供試エンジンおよびマイクロジェットノズルはサポートフレーム上の揺動架台によって支持し、サポートフレームとの接点にロードセルを取り付けることで、エンジンおよびデバイスから揺動架台に伝わる推力を測定できるようになっている。

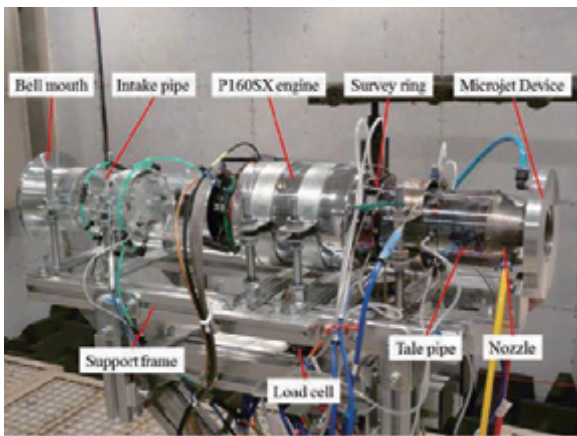


Fig. 1 Hot jet test equipment.

## 2-2. マイクロジェットノズル

本研究で用いるマイクロジェットノズルの概要を Fig. 2, 3 に示す。マイクロジェットノズルは、ベースとカバーの 2 枚の AL17S 製の部品を組み合わせたもので、部品の隙間を圧縮空気が通過し、出口は円環形状のスリットになっている。マイクロジェットノズル内部にはチャンバの役割をする空間が設けられており、供給された圧縮空気が直接出口に流れて不均一に噴き出すことを防いでいる。圧縮空気は外部のコンプレッサを用いて供給し、マイクロジェットノズル裏側に設けられた 4 本のチューブから導入する。円環スリットの直径は 50.9 mm、マイクロジェットの入射角度は過去の研究<sup>(14)</sup>を参考に 50° とし、スリット幅は 0.2 mm と 0.5 mm とした。

円環スリットの分割は、0.5 mm 幅の円環スリットノズルの出口に楔を埋め込むことで行った。分割数を変更する試験では、流速を分割前後で一定にするため、分割後のスリットの断面積が 0.2 mm 幅の円環スリットと等しい 32.0 mm<sup>2</sup> となるよう楔の大きさを調整した。マイクロジェットノズルの断面積を変更する試験では、分割後のスリットの断面積が 0.2 mm 幅の円環スリットの 1/2 である 16.0 mm<sup>2</sup> になるよう楔の断面積を調整した。楔の数は分割数を変更する試験では 0, 8, 16 であり、断面積を変更する試験では 8 である。

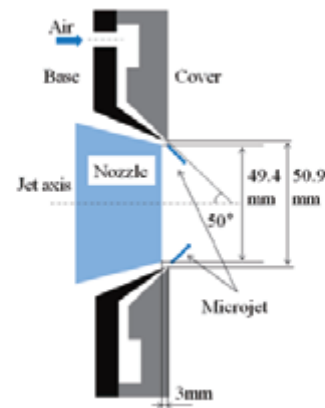


Fig. 2 Cross-sectional view of microjet nozzle.

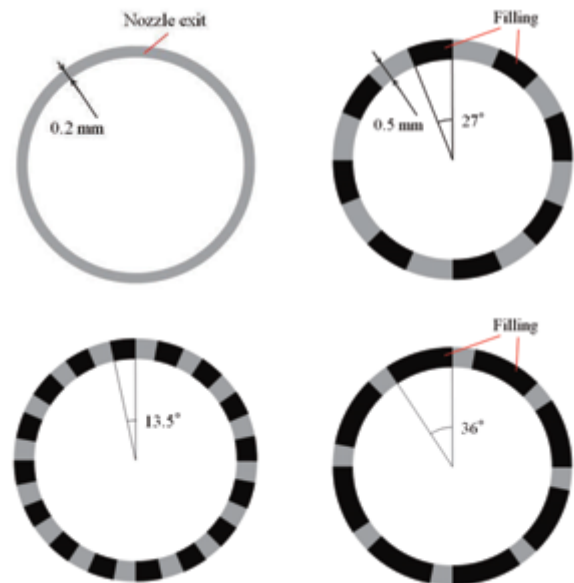


Fig. 3 Front view of the microjet nozzles.  
Upper left: 0-split nozzle, upper right: 8-split nozzle,  
lower left: 16-split nozzle, lower right: 8-split thin nozzle.

## 2-3. エンジン運転試験

エンジン運転は供試エンジンおよび供試ノズルを防音処理された無響風洞内に設置して行った。無響風洞は JAXA 調布航空宇宙センター内の幅 5.5 m、長さ 13 m、高さ 2.5 m の吹出し式風洞であり、静止状態では 250 Hz 以上の周波数帯域で自由音場を確保している。運転中は排気とエンジン冷却のため、風洞上流の吹出しノズルから約 8 m/s の流速で送風を行った。

エンジンの制御は RC プロポによるパルス信号を用いて目標回転数を手動で設定し、付属の Engine Control Unit: ECU がエンジン本体の回転パルスを参照して燃料弁を制御することで回転数制御を行っている。試験は、目標回転数を 104.5 krpm に設定して運転を行った。運転試験は、エンジン回転数を目標回転数で安定させた後に、マイクロジェット流量を各試験条件の値に調整して計測を行った。計測は 2 回行った。

エンジンパラメータの取得は、圧力、温度等の測定データを 500 ms ごとの時系列データとして取得し、各試験条件について安定化後 30 s 以上の測定を行い、時間平均を取った。精度を高めるため、同一断面内に複数の測定点を設け、平均化した結果を解析に用いた。

マイクロジェットシステムの概要を Fig. 4 に示す。圧縮空気は日立社製オイルフリーベビコンから 0.9 MPa の圧力で供給し、チャンバに一時的に蓄えられる。その後レギュレータによって減圧され、流量計を經由して、電磁バルブで流量を調整された後にチューブで円環ノズルに運ばれる。本研究では電磁バルブを閉にした状態でレギュレータ開度を吐出圧力が 0.4 MPa の状態で固定し、電磁バルブによって流量を目標値に手動で設定した。流量の目標値は、ジェット主流に対して 0% (Baseline), 1%, 2%, 3% とした。

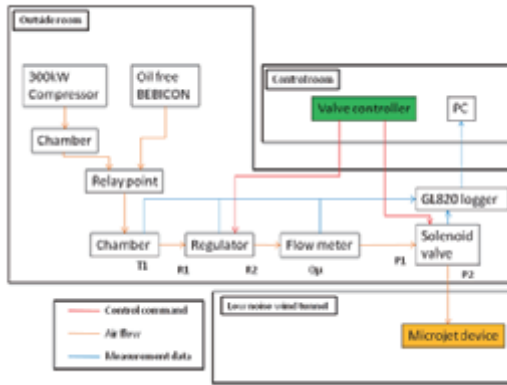


Fig. 4 Diagram of microjet injection.

#### 2-4. 騒音計測

本研究では、二次空気の有無およびマイクロジェットノズルの構造による遠方場の騒音値の変化を計測した。試験条件を Table 1 に示す。計測には B&K 社製 Type 4939 1/4 インチコンデンサマイクロホンを用いた。マイクロホンには変換アダプタを用いて B&K 社製 Type2669 1/2 インチプリアンプを使用し、コンディショニング 4 アンプとして B&K 社製 4 チャンネル用 NEXUS を 2 台用いた。

マイクロホンはノズル端から 2 m の位置に四半円周上に設置した。概要を Fig. 5 に示す。ここで、コニカルノズルの直径は  $D = 49.4 \text{ mm}$  であり、2 m ( $40D$ ) は十分遠方である。マイクロホンはジェット軸からの角度が  $20^\circ$  から  $90^\circ$  の位置まで  $10^\circ$  間隔に設置した。ただし、エンジンの排気が直接当たることを防ぐため、 $20^\circ$  の位置のマイクロホンはノズル端から 4 m の位置に設置し、解析時に距離による補正を行った。

データの収録、解析は、National Instrumental 製の PXI Express コントローラ PXIe-4497 および PXI Express シャーシ PXIe-1078 と同社ソフトウェア LabVIEW を使用して行った。音響計測のサンプリング周波数は 200,000 Hz、レンジは 10 Hz から 100,000 Hz、FFT 点数は 10,000 点とした。各運転条件で、計測結果として周波数間隔 20 Hz の FFT 解析データをそれぞれ 2 回ずつ保存し、2 回の測定値の平均をとった後に距離の補正および 1/3 オクターブバンド解析を行った。

Table 1 Test condition.

Rotation frequency	104,500 [rpm]
Microjet mass flow rate per main jet	0% (Baseline), 1%, 2%, 3%
Number of split	0, 8, 16
Cross sectional area of microjet nozzles	32.0 (Default nozzles), 16.0 (Thin nozzle) [ $\text{mm}^2$ ]

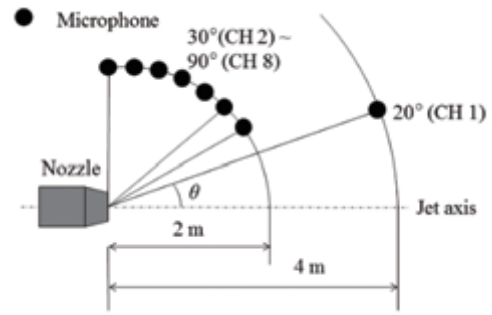


Fig. 5 Microphone arrangement.

#### 2-5. エンジンパラメータ解析

エンジンの排気ジェットのマッハ数、排気ジェット速度、排気ジェット温度はノズル前後の圧力比 (NPR) を用いて以下の式により算出する。ここで、テイルパイプ全圧  $P_{t,7}$ 、大気圧  $P_0$ 、比熱比  $\kappa$ 、テイルパイプ全温  $T_{t,7}$ 、排気ジェットマッハ数  $M_j$ 、ノズル出口静温  $T_{s,8}$ 、排気ジェット速度  $V_j$  である。

$$NPR = \frac{P_{t,7}}{P_0} \quad (1)$$

$$M_j = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left( NPR^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right)} \quad (2)$$

$$T_{s,8} = T_{t,7} \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_j^2 \right)^{-1} \quad (3)$$

$$V_j = M_j \sqrt{\kappa R T_{s,8}} \quad (4)$$

エンジンは入口圧力や温度によってその特性が変化する。そこで、メインジェット流量  $Q_m$ 、エンジン回転数  $N_m$ 、推力  $F_m$  について、標準状態の温度と圧力を用いてスケーリングした修正量を評価に用いる。修正回転数  $N_c$ 、修正流量  $Q_{m,c}$ 、修正推力  $F_{m,c}$  は、式(5)、(6)に示す温度補正係数  $\varphi$ 、圧力補正係数  $\delta$  を用いて式(7)~(9)より算出する。ここで  $T^*$  と  $P^*$  は標準状態の温度と圧力、 $wfm$  は燃料流量である。

$$\varphi = \frac{T}{T^*} \quad (5)$$

$$\delta = \frac{P}{P^*} \quad (6)$$

$$N_c = \frac{N_m}{\sqrt{\varphi}} \quad (7)$$

$$Q_{m,c} = Q_m \frac{\sqrt{\varphi}}{\delta} + wfm \quad (8)$$

$$F_{m,c} = \frac{F_m}{\delta} \quad (9)$$

### 3. 結果および考察

#### 3-1. 騒音値の補正

基準ノズルにミキサを付加した場合、ジェット主流に侵入させる構造物がブロッケージとなるため、ノズルを閉塞



させた場合と同様の効果を示す。これはマイクロジェットの場合も同様であり、本研究においても Fig. 6 に示す通り、ノズルの見かけ上の断面積の減少によって、マイクロジェット流量に応じた NPR および排気ジェット速度の上昇がみられた。ジェット騒音は排気ジェット速度と相関があるため、回転数を基準にして計測した騒音値を単純に比較した場合、マイクロジェットの騒音低減効果を過小評価してしまう。そこで、本研究では計測された音圧レベル (Sound Pressure Level: SPL) に速度による補正を行い、ジェット速度一定の条件で騒音低減効果の評価を行った。補正式を以下に示す。

$$SPL_C = SPL + 10 \times \log_{10} \left( \frac{V_{Base}}{V_j} \right)^6 \quad (10)$$

ここで  $SPL_C$ 、 $SPL$  はそれぞれ補正後、補正前の音圧レベル、 $V_{Base}$  は Baseline の排気ジェット速度である。式中の乗数としては、亜音速ジェットの放射音響パワーとして、Lighthill 方程式から導かれる 8 乗比例則が挙げられるが、実際に観測される騒音は低次の比例成分や速度依存性のない成分を含み、周波数や計測点の方向により速度依存性が低下する。そこで、本研究においては過剰な補正を防ぐため、乗数として 6 を採用している。

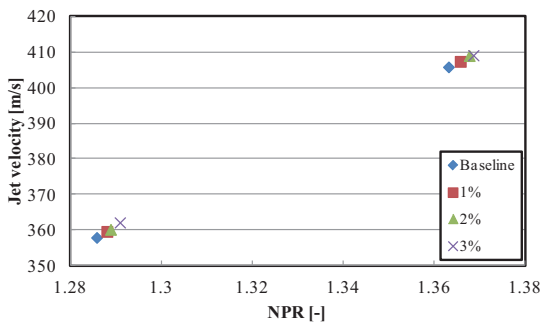


Fig. 6 Estimated exhaust jet velocity.

### 3-2. 分割数の変更

楔の数を変更し、マイクロジェットノズルの分割数を 0, 8, 16 と変更した場合について、ジェット軸からの角度が 40° および 90° の計測点における、1/3 オクターブバンドでの音圧レベルの変化量を Fig. 7, 8 に示す。マイクロジェット流量比は主流に対して 3% である。マイクロジェットノズルの分割数を 8 および 16 とした時に、16,000 Hz 以下の帯域で有意な騒音低減効果が得られたが、マイクロジェットノズルの分割数が 0 の完全円環形状の場合、有意な騒音低減効果は得られなかった。これは、完全な円環形状のマイクロジェット入射では縦渦による擾乱が発生しにくいことによる。また、分割数を増加させた場合、側方より大きい騒音低減効果が得られた。これは、ノッチと同様に複数の小さい擾乱を与えることで、ジェット本体への影響が抑えられたためである。

計測点ごとに 1/3 オクターブバンドで 31,500 Hz 以下の全周波数帯域の音圧レベルの総和をとった全帯域音圧レベル (Overall Sound Pressure Level: OASPL) の Baseline からの変化量を Fig. 9 に示す。分割数を 16 とした場合は、エンジン側方を含めてすべての計測点で 0.5 dB 以上の騒音低減がみられた。

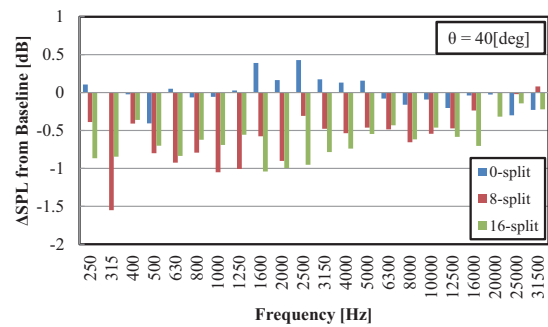


Fig. 7 Corrected SPL variation from Baseline. ( $\theta=40\text{deg}$ )

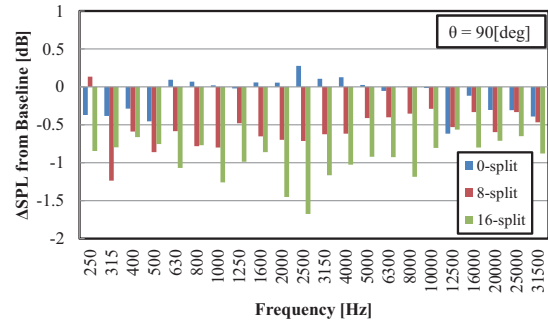


Fig. 8 Corrected SPL variation from Baseline. ( $\theta=90\text{deg}$ )

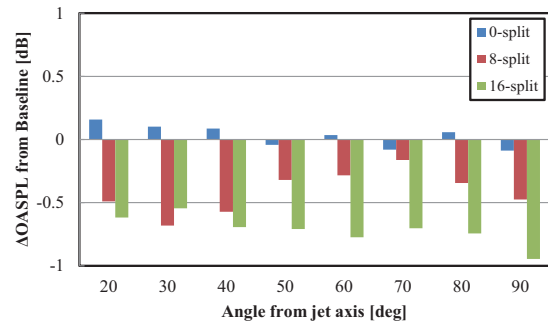


Fig. 9 OASPL variation from Baseline.

### 3-3. 断面積の変更

楔の大きさを変更し、マイクロジェットノズルの断面積を変更した場合、ジェット軸からの角度が 40° および 90° の計測点における、周波数ごとの音圧レベルの変化量を Fig. 10, 11 に示す。マイクロジェット流量は主流に対し 2% と 3% である。マイクロジェット流量に対する騒音低減効果は、10,000 Hz 以下の低周波数帯域において、後方、側方ともにマイクロジェットノズルの断面積を小さくすることにより向上した。これは、断面積が小さくなることでマイクロジェットの流速が上昇し、同一流量条件でも強い擾乱が発生したためである。一方で、マイクロジェットノズルの断面積を小さくした場合、流量比 3% の条件では 20,000 Hz 以上の高周波数帯域で騒音が増大した。これは、他のミキサでの報告と同様の傾向である。

1/3 オクターブバンドで 31,500 Hz 以下の周波数領域の OASPL の変化量を Fig. 12 に示す。断面積を小さくすることにより、流量比を 2% とした場合でも、断面積が大きい場合の流量比 3% 以上の騒音低減効果が得られた。ジェット騒音が支配的となる後方での騒音低減効果は特に大きく、流量比 3% では最大で 1.8 dB の低減であった。

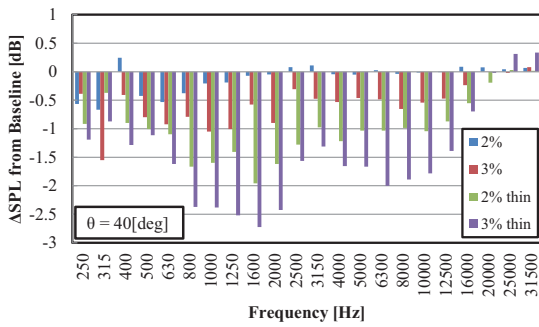


Fig.10 Corrected SPL variation from Baseline. ( $\theta=40\text{deg}$ )

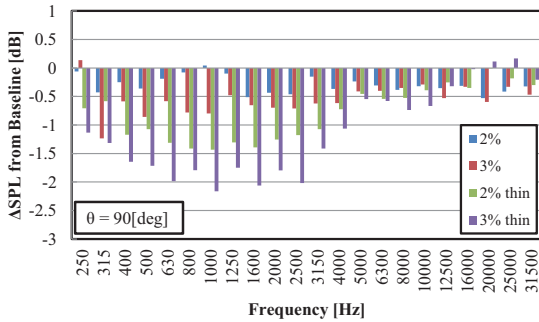


Fig.11 Corrected SPL variation from Baseline. ( $\theta=90\text{deg}$ )

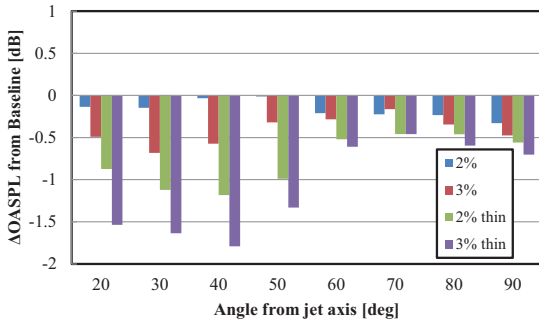


Fig. 12 OASPL variation from Baseline.

4. 結論

本研究では加熱ジェット試験装置にて、構造を変更したマイクロジェットノズルの運転試験を行った。得られた知見は以下の通りである。

- [1] マイクロジェットの騒音低減効果は流体を離散的に噴射することで得られた。
- [2] マイクロジェットの分割数を増加させることは、側方の騒音低減に有効であった。
- [3] マイクロジェットノズルの断面積を絞り、流速を増加させることで、流量あたりの騒音低減効果は向上し、最大1.8 dB程度の騒音低減がみられた。
- [4] マイクロジェットノズルの断面積を絞った場合、高周波数帯域では他のミキサと同様に騒音は増大した。

参考文献

- 1) 藤巻吉博 “民間航空機用ジェットエンジンに係る安全・環境基準と最近の動向について”, ガスタービン学会誌, Vol.42, No.1, 2014, pp.8-11.
- 2) Lighthill, M. J., “On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory”, Proc. Roy. Soc. Lon. (A), 211, 1952, pp.564-587.
- 3) Callender, B., Gutmark, E., and Martens, S., “Far-Field Acoustic Investigation into Chevron Nozzle Mechanisms

- and Trends”, AIAA-journal, Vol.43, No.1, 2005, pp.87-95.
- 4) Schlinker, R. H., Simonich, J. C., Shannon, D. W., Reba, R. A., Colonius, T., Gudmundsson, K., and Ladeinde, F., “Supersonic Jet Noise from Round and Chevron Nozzles: Experimental Studies”, AIAA 2009-3257, 2009.
- 5) Rask, O., Harrison, S., Munday, D., Harris, C., Mihaescu, M., and Gutmark, E., “Jet Aircraft Propulsion Noise Reduction Research at University of Cincinnati”, AIAA 2007-5631, 2007.
- 6) 大石勉 他, “シンプル低騒音化技術”, IHI技報, Vol.47, No.3, 2007, pp.127-133.
- 7) 石井達哉 他, “ノッチノズルのエンジン騒音試験”, 第40回日本ガスタービン学会的講演会(釧路)講演論文集, 2012.
- 8) 石井達哉 他, “Noise Test of Revised Notched Nozzle Using a Jet Engine”, ASME GT2013-94833, 2013.
- 9) 石井達哉 他, “クローミキサのエンジン騒音試験”, 第40回日本ガスタービン学会定期講演会(釧路)講演論文集, 2012.
- 10) Rife, M. E., and Page, G. J., “Large eddy simulation of high reynolds number jets with microjet injection”, AIAA 2011-2882, 2011.
- 11) Castelain, T., Béra, J. C., and Sunyach, M., “Noise reduction of a Mach 0.7–0.9 jet by impinging microjets”, C. R. Mecanique 334, 2006, pp.98-104.
- 12) Castelain, T., Sunyach, M., Juvé, D., and Béra, J. C., “Jet noise reduction by impinging microjets: an aerodynamic investigation testing microjet parameters”, AIAA 2007-3419, 2007.
- 13) Castelain, T., Sunyach, M., Juvé, D., and Béra, J. C., “Effect of microjets on a high-subsonic jet. Parametric study of far-field noise reduction”, AIAA 2006-2705, 2006.
- 14) 福本 将太 他, “模型エンジンを利用したマイクロジェットデバイスの騒音低減性能評価に関する研究”, 第42回日本ガスタービン学会定期講演会(熊本)講演論文集, 2014.