

ジェット騒音低減デバイスの基礎研究

石井達哉, 生沼秀司 (JAXA)
田中望, 大庭芳則, 大石勉 (IHI)

Fundamental Study on a Jet Noise Reduction Device

Tatsuya Ishii, Hideshi Oinuma (JAXA)
Nozomi Tanaka, Yoshinori Ooba and Tsutomu Ooishi (IHI)

Abstract

This paper describes fundamental study on a new jet noise reduction device, a notched nozzle. The notch, a small V-shaped dip at the edge of a nozzle, is expected to control shear layer development and suppress both jet mixing noise and high-frequency self noise. A scaled model of the 18-notched nozzle is designed based on computational prediction and experimentally investigated together with a typical chevron nozzle in an anechoic facility. The revised notched nozzle provided a balanced noise reduction performance compared to the former version. A pressure rake downstream of the nozzle showed the wavy pattern of shear layer caused by the notch as well as the chevron nozzle.

1. はじめに

旅客用航空機の空港騒音規制は強化される方向にある。国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization: ICAO) における航空環境保全委員会 (Committee on Aviation Environment Protection: CAEP) では、新型航空機に対する附属書Chapter4の規制から累積騒音レベル10-12EPNdBの強化案が検討され始めた⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。従って、主要な騒音源の一つであるエンジンについても一層の低減努力が要求される。

エンジン騒音に関しては、着陸進入時のファン騒音並びに離陸上昇時のジェット騒音に対する低減技術が主要な課題である。特に側方計測点の低減マージンの厳しいジェット騒音の対策は長期的課題の一つであって、端部に切り込みを入れたノズル (以下、便宜上「シェブロンノズル (Chevron) 」)⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾の実用化、ノズル端部から補助的に微小なジェットを注入する方式 (同、「マイクロジェット」)⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾の研究などが行われている。シェブロンノズルは実用化段階にあるとはいえ、巡航時の推力損失、スロート位置未確定などの課題も残されている。マイクロジェットは未だ実用化前の研究段階であり、エンジンサイクルへの影響、セルフノイズなど検討課題がある。

これらの中間に位置し、実用化も視野に入れたデバイスとしてノッチ (Notch) ノズルが考案されている⁽¹⁰⁾。これは、小さな窪みをノズル端部に設けた簡易かつ実用的なジェット騒音低減デバイスとして位置付けられる。その原理は、ノッチの存在によって主流が分岐されるとともに外部流が導入される結果、ノズルリップにごく僅

かな擾乱を励起する。この擾乱を使ってせん断層の発達を制御することによって、高周波数音源の抑制とジェット騒音の低減をバランスよく達成することを狙っている。図1はIHI/JAXA共同で行われたエンジン騒音試験に用いられたノッチノズルを表す。

エンジン試験では、ノッチノズルは周方向に6カ所のノッチを有し、ジェットノイズのピーク周波数帯域を最大2dB以上低減した⁽¹¹⁾。しかし、高周波数音が増加する傾向を示し、排気に沿った近傍場計測も高周波数音源の存在を示唆する結果となった。実エンジンへのスケールアップを考慮すると、高周波数音源抑制と混合騒音低減の両者を達成することが求められた。そこで、数値解析



Fig.1: Notch Nozzle for the Engine Demonstrator.

を行ってノズル形状の改良を試みた。

本研究は、数値解析に基づいて形状を改良したノッチノズルについて、無響設備にて模型試験を行い、騒音低減性能などを調べた。この結果を報告する。

2. 試験装置

2. 1 試作ノズル

ノッチ形状の設計のため、Large Eddy Simulationによる数値解析を行った⁽¹²⁾。その結果、シェブロンにはその谷部で励起される縦渦によって、その隣接部に強い乱流運動エネルギーを分布させる結果、高周波数音源が発生しうると予測された。このことから、シェブロンと同様にせん断層の歪曲効果を持たせつつも、励起される縦渦

の度合いを軽微とするためにノッチ寸法を縮小する一方で、円周方向に配置するノッチ数を増やした。これによって、急速混合させて平均速度を下げるのではなく、せん断層を緩やかに発達させて、ノズル直後の高周波数音源抑制と混合騒音低減を図った。

数値解析に基づいて、基準のコンカル (Conical) ノズル、改良型ノッチノズル、並びに低減デバイスの参考としてシェブロンノズル⁽¹³⁾を試作した (図2)。何れも内径40mmとし、コンカルノズルとノッチノズルはそれぞれの形状に加工したリング状のリップ部を共通のノズルに着脱する構造とした (図2A左)。ノッチの形状は、V字型の流路高さが1.6mmと1.2mmのリップ部を製作し

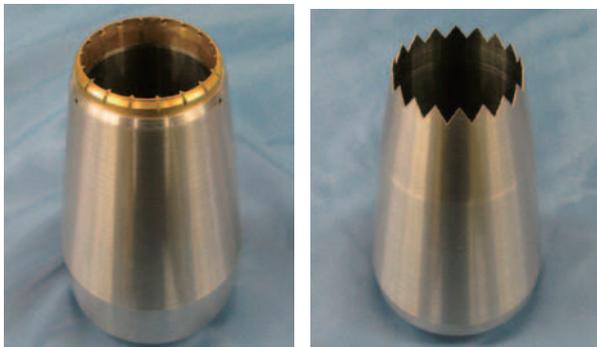


Fig.2A: Notch (left) and Chevron (right).

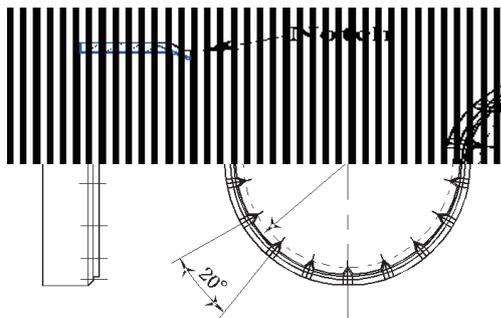


Fig.2B: The Tested Notch (Ring Component) .

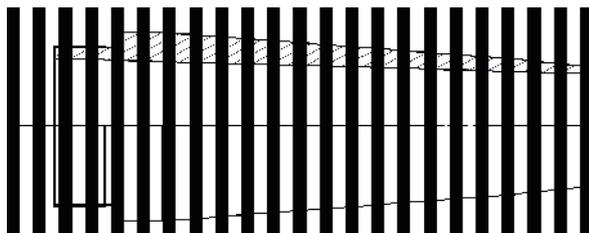


Fig.2C: The Tested Chevron Nozzle.

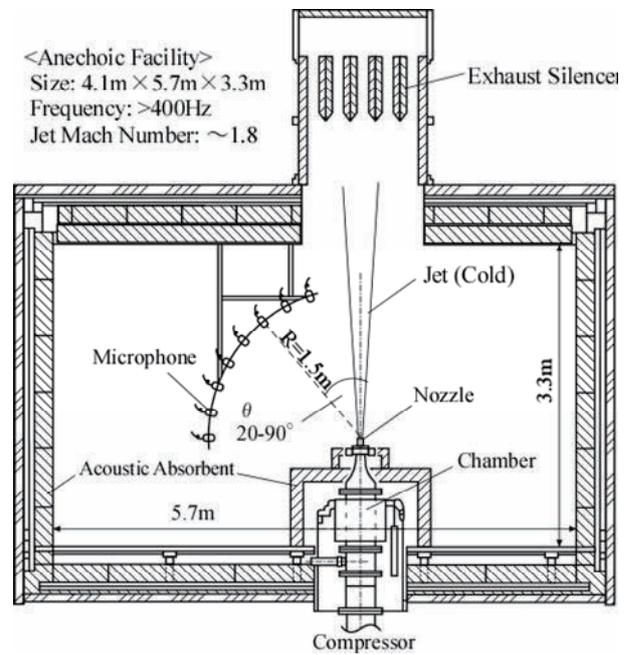


Fig.3A: Noise Test Facility.



Fig.3B: A Rake used in Pressure Measurement.

(図2B参照)、それぞれノッチ大とノッチ小(Notch(L)、Notch(S))と区別する。シェブロンノッチの切り込みとノッチの突起はともに円周方向で18ヵ所とした。また、比較のためにノズル内面上流の傾斜部が未加工のノズルも試作した。

2. 2 試験設備

ノズル模型を使った騒音並びに排気の試験には、図3に示すJAXAの無響室(縦4.1m×横5.7m×高3.3m、帯域400Hz以上)を使用した⁽¹⁴⁾。試験では、圧縮機空気源から供給される空気の一部をバイパスさせて無響室内のチャンバに導き、縮流部の先端に取り付けた供試ノズルから垂直に噴出させる。周方向指向性や排気圧力分布を調べるためにノズルは回転機構によって任意の角度に設定可能である。ノズルから噴出した空気は、ジェット騒音源となって室内に音を放射して吸音排気スプリッタから室外に排出する。試験条件は、バイパス弁と圧力調整弁によって流量と圧力を自動制御する。現在、空気加熱器を付属していないため、試験条件はコールドガスに限定される。騒音とは別に、流量、供給圧力、チャンバ内圧、温度は収録されて平均化処理される。

騒音計測には、ノズルから1500mm離れた位置で円弧状に配置した1/4インチコンデンサマイクロホンを使用する。放射音の方位はジェット軸に対して20°方向から90°方向まで10°おきの8点とし、サンプリング速度は200kHzとした。取得した時系列データについて狭帯域並びに1/3オクターブ解析を行った。

騒音計測に加えて、排気速度分布を調べるために、楕円形圧力レーク⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾をブルーム中に設置した(図3下)。圧力レークの全圧孔のうち15箇所を選択して圧力変換機に接続し、ノズルを回転させながら全圧信号をレコーダに収録する。得られた圧力信号を回転角度と同期させて平均化処理を行い、ノズル断面の圧力分布を算出する。

3. 結果と考察

3. 1 騒音低減

騒音試験結果は、数値解析の議論⁽¹²⁾に対応して、圧力比1.69(相当マッハ数0.9)の結果を中心に述べる。図4A~4Cは、ジェット軸から30°、60°、90°方向における1/3オクターブバンド周波数特性を比較した結果である。各図の左からコニカルノズル、シェブロンノズル、ノッチ大ノズルの結果を表わす。試験ではノッチ並びにシェブロンノッチの山をマイクロホンに向けて計測した結果である。ノズル周方向の指向性は得られなかったため、以下、マイクロホンとの相対位置は固定する。実験室での全音響パワーを比較した結果を図5に示す。各設定マッハ数について左から、コニカル、シェブロン、ノッチの順に示す。コニカルノズルについては速度の8乗に則って増加する。これに対して、想定エンジンスケールでの側面

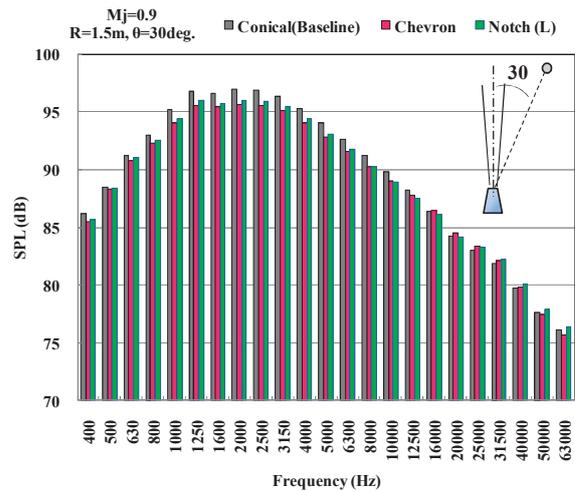


Fig.4A: 1/3 Octave Band Response (30deg.)

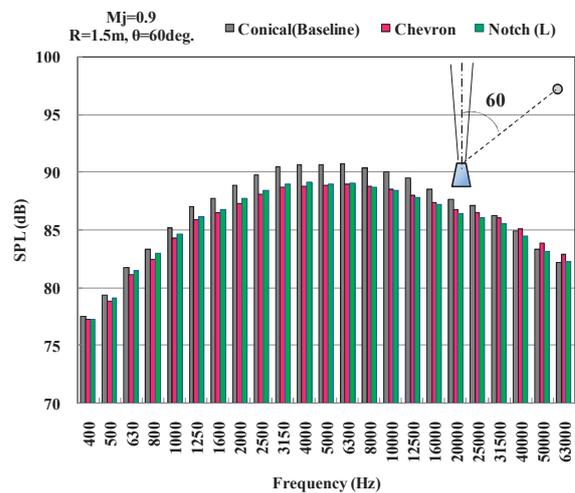


Fig.4B: 1/3 Octave Band Response (60deg.)

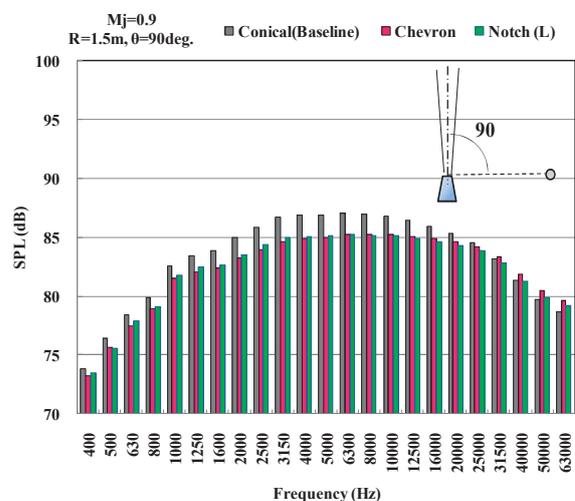


Fig.4C: 1/3 Octave Band Response (90deg.)

計測点の感覚騒音レベル (Perceived Noise Level : PNL)⁽¹⁷⁾を算出した結果を図6に示す。横軸は放射方位であるが、騒音の算出地点は方位に対応するサイドライン上の計測点とした。縦軸はコニカルノズルに対するPNLの減少分を表わしており、正值がPNL低減効果を示す。右端は各計測点のPNL和の低減量を表す。図では、左から、シェブロン、ノッチ大ノズルに加えて、ノッチ小ノズル、加工前のノッチ大ノズルの結果を表わす。ノッチの騒音低減効果を以下に整理する。

(1) 広帯域ピーク音

周波数特性では、コニカルノズルに対して広帯域のピークで1~1.5dBの低減が見られる。PNLの低減量については、改良前のノッチノズル模型の結果と異なり低減効果はジェット軸40° 付近から側方側に分布する (図6)。

(2) 高周波数音源

先のエンジン試験では、1600Hz以上にて5dB以上増加するバンドがあった。先のエンジン試験で使用したノズルとの直径比 (~260/40) から想定される12500Hzバンド以上では、新たな音源は抑えられており、数値解析の予想⁽¹²⁾を裏付けている。

(3) デバイスの比較

ノッチ大ノズルは、全音響パワー並びにPNLにおいてもシェブロンに劣らず1dB程度の低減効果をもたらす。ノッチ寸法によるPNL低減効果は図6に見ることができる。

(4) 傾斜加工の影響

図7はノズル内面のノッチ上流側の加工を模式的に表す。つまり、加工前のノッチノズルは、ノズル内部で言えば三角柱状のブロックを有するタブを構成する。例えばPNLと比較すると、ノッチ大ノズルは加工を施すことによって、低減性能が向上する傾向がうかがえる。

3. 2 排気圧力場計測

排気中の全圧分布をプロットした結果を図8に示す。ノズルは左からコニカル、シェブロン、ノッチ大、ノッチ小、内面加工前のノッチ大を示し、排気軸方向位置はノズル内径Dで無次元化した。ノッチ及びシェブロンの山は水平線上に位置する。

ノズル直後 (x/D=1まで) では、シェブロンの谷部で流れが外側に向かって噴出するように、せん断層の変形が認められる。ノッチに隣接した領域でもせん断層の変形が現れる。せん断層の歪曲は、シェブロンと比較すると例えばx/D=0.5ではノッチの方が緩やかな傾向が見られる。

せん断層の変形は、ノズル下流 (図ではx/D=2以降) においては圧力分布からは鮮明ではない。そこで図9にx/D=1.0とx/D=4.0における半径方向の圧力分布をノッチ大ノズルとコニカルノズルとを比較した。なお、シェブロンについては、ノッチとほぼ同じ分布であったため省

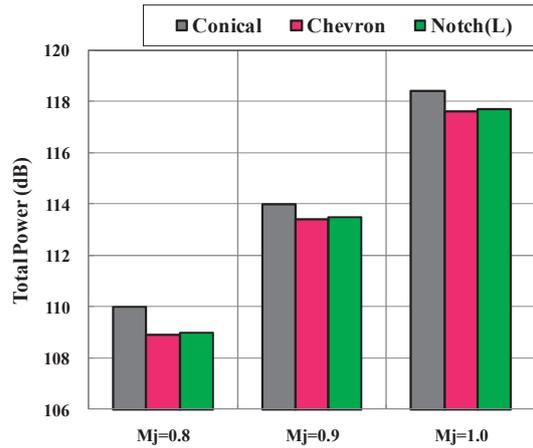


Fig.5: Total Power.

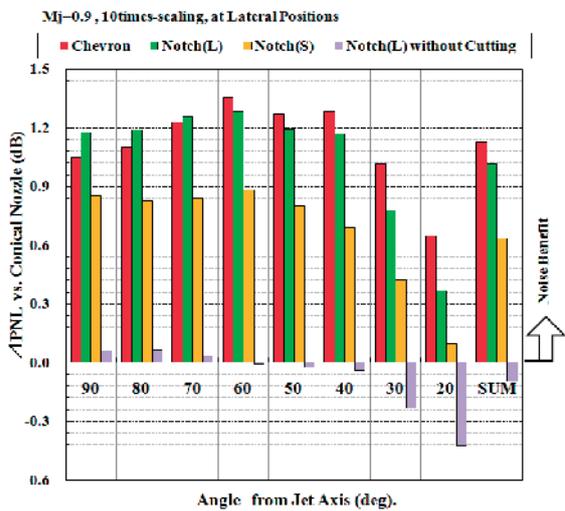


Fig.6: Perceived Noise Level at Lateral Positions.

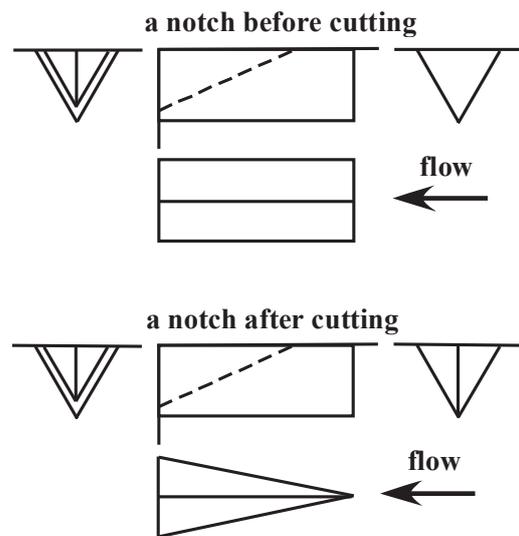


Fig.7: Shape of a Notch inside the Nozzle.

略する。ノズル直後の $x/D=1.0$ では、ノッチに隣接した断面の圧力分布を表わしており、コニカルノズルよりも外側に分布が広がる傾向を示す。一方、下流の分布 ($x/D=4.0$) を見ると、改良型ノッチノズルはせん断層

をゆっくり成長させる特性を示唆している。

ノッチノズルの傾斜加工の影響について、未加工の状態では、圧力場はノズル直後にせん断層の歪曲をもたらさず (図8最右列)、コニカルノズルと同様の流れ場を

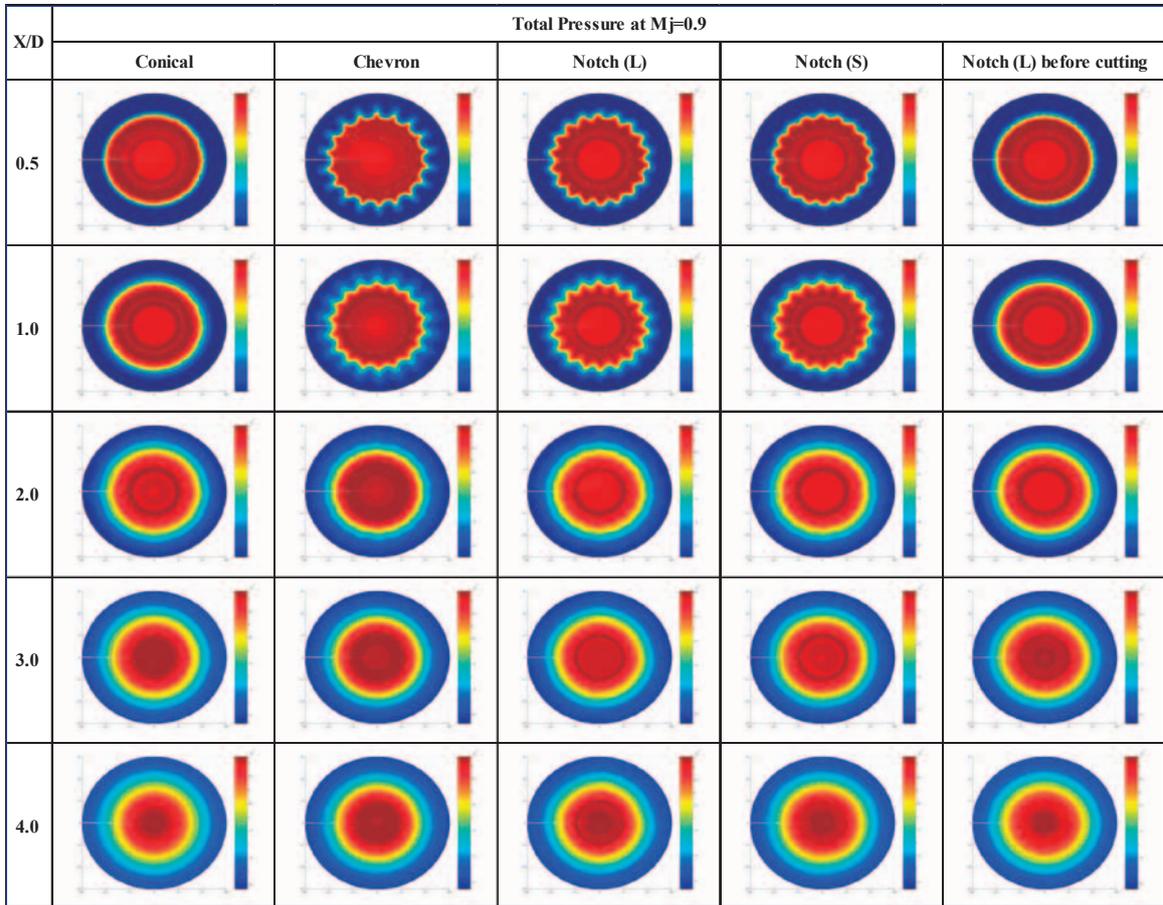


Fig.8: Measured Pressure Patterns.

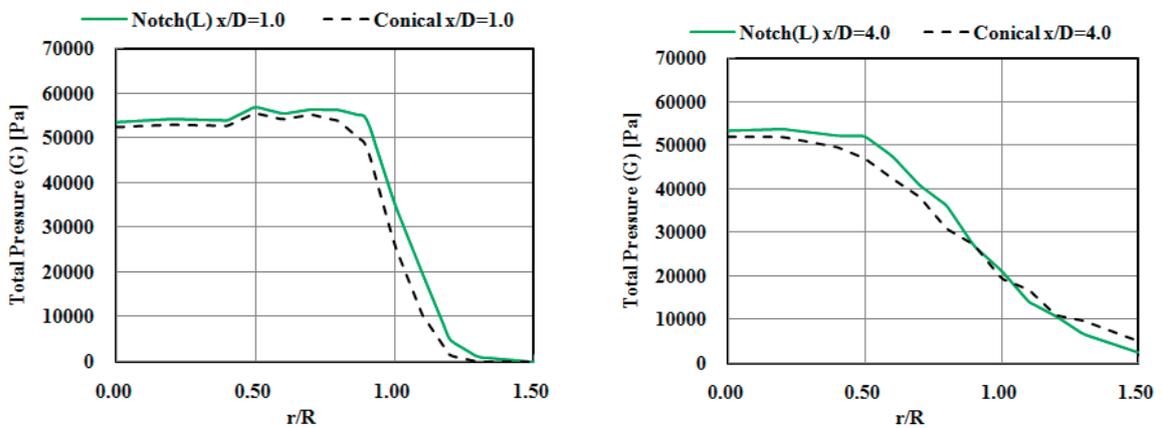


Fig.9: Pressure Distribution (Left: Upstream, Right: Downstream).

形成する。これは、加工によって低減効果が改善された結果（図6）に対応する。

4. まとめ

数値解析による予測⁽¹²⁾に基づいてノッチノズル模型を試作して、無響設備で騒音と流れの基礎試験を実施した。結果を以下にまとめる。

- (1) 騒音試験の結果、高周波数音源を抑制しつつ、シェブロンノズルと同等のジェット騒音低減を達成した。
- (2) 排気圧力計測の結果、数値解析で予測されたせん断層歪曲の様子を捉え、デバイスによる混合促進の推移を推定した。

最後に、本研究の一部は、経済産業省の航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの一環として独立行政法人新エネルギー・産業総合開発機構（NEDO）からの助成（エコエンジン）を受けたものであり、当該計測試験はIHI/JAXA共同研究（「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発に関連する研究」）において実施されたことを付記する。

参考文献

- (1) ICAO International Standards and Recommended Practices, “Environmental Protection ANNEX16 Chapter4”, (2001).
- (2) 川上, “ICAOでの航空機騒音に対する取り組み”, 騒音制御, Vol.31-2, (2007), pp.87-94.
- (3) 成沢, “ICAO CAEPの動向-WG1・WG3”, 航空環境研究, Vol.14, (2010), pp.47-50.
- (4) B.Callender, et al., “Far-field Acoustic Investigation into Chevron Nozzle Mechanisms and Trends”, AIAA Journal, Vol.43-1, (2005), pp.87-95.
- (5) P. Loheac, et al., “CFM56 Jet Noise Reduction with the Chevron Nozzle”, AIAA2004-3044, (2004).
- (6) F. T. Calkins and G.W. Butler, “Subsonic Jet Noise Reduction Variable Geometry Chevron”, AIAA2004-190, (2004).
- (7) 財団法人機械システム振興協会, “航空機ジェット騒音低減に関わる革新手法の開発に関するフィージビリティスタディ”, (2008).
- (8) L.Basara, et al., “A Parametric Study of Jet-Noise Reduction by Fluidic Injection on Co-axial Jets”, AIAA2009-3373, (2009).
- (9) K.B.M.Zaman, “Jet Noise Reduction by Microjets – A Parametric Study”, AIAA2009-3129, (2009).
- (10) 大石他, IHI 技報, vol.47-3, (2007), pp.127-133.
- (11) 石井他, “ジェットエンジンの屋外騒音試験”, 日本機械学会2009年次大会, S505-3-1, (2009).
- (12) 田中他, “ジェット騒音低減デバイスのシミュレーション”, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010, (2010).
- (13) M. Alkisar, “Flow Characteristics of a Jet Controlled with Chevron-Microjet Combination for Noise Reduction”, AIAA2009-0851, (2009).
- (14) 例えば, 生沼他, “機械式デバイスによる騒音低減”, 日本機械学会2009年次大会, J1002-2-5, (2009).
- (15) 渡辺他, “1m×1m超音速風洞測定部の境界層計測”, JAXA-RM-08-011, (2009).
- (16) 佐々木他, “混合促進デバイスによるジェット騒音低減”, 日本機械学会関東学生講演会, (2010).
- (17) 例えば, ICAO, “Environmental Technical Manual on the use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft”, Doc 9501-AN/929, (1995).