

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

ジェット騒音の模型試験

石井 達哉, 生沼 秀司, 長井 健一郎

2013年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

ジェット騒音の模型試験*

石井 達哉^{*1}, 生沼 秀司^{*1}, 長井 健一郎^{*1}

Scale-Model Tests of Jet Noise*

Tatsuya ISHII^{*1}, Hideshi OINUMA^{*1} and Kenichiro NAGAI^{*1}

Abstract

Jet mixing noise is still one of the dominant noise components in aircraft engine. In JAXA, experimental approaches including engine tests and scale-model tests have been conducted for jet noise suppression. The scale-model tests play broad roles of proposing new noise suppressors, clarifying the noise suppression mechanisms, validating the numerical analysis, and helping design the suppressors before engine tests. This paper describes the scale-model tests of jet noise, including the test facility, test procedures, and some examples of the noise tests.

概要

商用航空機用エンジンでは、排気ノズルから発生する騒音、ジェット騒音の寄与が依然として大きい。JAXAでは、ジェット騒音を抑制する装置や方法についてエンジン試験や模型試験を実施してきた。模型試験は、騒音抑制装置の概念検討、現象把握、数値解析の検証、エンジン試験前の設計検討など、その役割は多岐に渡る。本報は、無響室で行われてきたジェットの模型試験について、試験装置、試験方法を説明し、試験例を紹介する。

1. はじめに

1.1 航空機騒音とエンジン騒音

現在のジェット旅客機には環境適合性が強く求められている。環境適合性の中でも静粛性は、空港周辺の騒音暴露被害を軽減する公益的観点のみならず、市場競争の観点からも重視されている。航空機型式の騒音については、国際的な評価方法が定められており、例えば、国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization : ICAO) は、離着陸時の航空機型式の騒音値を離陸重量毎に規制している⁽¹⁾⁽²⁾。2006年1月から新型式の機体に適用されている現行規制 (附属書第4章、以後「Chapter 4」) は、図1に示す離着陸の三計測点、即ち、着陸進入 (Approach)、離陸

(Flyover)、側方 (Lateral or Sideline) の累積値 (Cumulative Level) を使用することとなった。この Chapter 4 規制は、各計測点の騒音規制値を定めた従来の規制 (附属書第3章、以後「Chapter 3」) を遵守することを前提としつつ、各計測点間のトレードオフ (Trade-off) を撤廃して、累積値による総量規制を強化している⁽³⁾⁽⁷⁾。

騒音規制は、今後も強化される方向にある。その理由は、経済活動のグローバル化に伴って航空輸送量が将来も増加することが予想されるためである。ICAOの航空環境保全に関する委員会 (Committee on Aviation Environmental Protection : CAEP) では、Chapter 4 規制からの累積騒音レベル強化に加えて、三計測点の騒音値、小型軽量機の騒音規制強化などが議論されており、

* 平成 25 年 8 月 22 日受付 (Received 22 August 2013)

*1 航空本部 推進システム研究グループ

(Propulsion Systems Research Group, Institute of Aeronautical Technology)

2013年2月のCAEP/9総会で最終決定が見込まれている。

航空機が環境に及ぼす排出物には、騒音の他に二酸化炭素、窒素酸化物、Particulate Matterが含まれる。これら航空機の排出物軽減には、エンジンが果たす役割は少なくなく、JAXAにおいてもクリーンエンジン技術の研究開発事業などで、燃焼器、タービン、排気ノズル等の低環境負荷化の研究が進められてきた。

騒音対策に着目すると、高温・高圧空気源であるエンジンはおのずと主要な騒音源となる。高バイパス比エンジンの登場で、着陸進入の際にはエンジンパワーを下げることでエンジン騒音が低下する結果、相対的に機体騒音など他の音源の影響が高まるものの、他の二点（離陸、側方）は、依然として高いエンジンパワーに曝される。現行規制値よりも騒音余裕度（マージン）を稼ぐには、少なくともエンジン騒音への対策は不可欠となる。現在主流の機体形状、所謂 Tube and Wing では、騒音対策として二種類の考え方が採用されるのが通常である。

一つは、エンジンバイパス比の改善である。高バイパス比エンジンの登場によって、ターボジェット世代に比べると平均速度は半分近くまで減少し、実効感覚騒音レベル（Effective Perceived Noise Level：EPNL）は20 EPNdB以上軽減されてきた⁽⁸⁾⁽¹⁰⁾。現在も高バイパス比化の流れは継承されており、バイパス比10を超えるエンジンも市場に投入されつつある。バイパス比向上は大幅な騒音軽減をもたらすものの、ファン騒音の増大やエンジンサイクル、空力性能の変更に伴う対策が必要となる。

もう一つの騒音対策は、低干渉翼形状、排気ノズル改良、吸音ライナーなど個別要素の騒音低減措置⁽⁹⁾⁽¹³⁾を講ずることである（図2例示）。エンジン排気側の騒音は、高速ジェットによるジェット混合騒音に加えて、タービンや燃焼器などのコア騒音、ファンノズルからのファン騒音が含まれる。ジェット混合騒音を低減する装置としては、高速ジェットと周囲流体との混合促進或いは混合制御を行うミキサ（機械式或いは流体式）をノズル端部に装着することが一般的である。

1.2 ジェット騒音とミキサ

ジェット混合騒音は、ノズルから放出される高

温・高速排気が周囲流体との間で引き起こすせん断が原因となって生ずる。せん断はノズル下流で大規模渦を放出する結果、排気後方側遠方の観測点で緩やかなピークを有する広帯域の周波数特性の音となる。静止空間に放出する亜音速排気ジェットの放射音響パワーは Lighthill のアナロジーによって速度と強い相関が認められる⁽¹⁴⁾。

ミキサは、この相関を利用する。即ち、高速ジェットと周囲の低速流との混合を制御することで平均速度を下げ放射パワーを低下させることを狙う。成功した例として、花弁状のローブ（Lobe）がミキサ形状として実用化された。騒音伝播の過程での高周波数音の空気吸収を想定して、排気ジェットを分割してピーク周波数を高周波数側にシフトさせる Tube もミキサの一種といえる⁽⁸⁾⁽¹⁵⁾。これらの従来型ミキサは、“急速混合”を基本概念としており、騒音低減の点では有効であるが、二つの問題を含んでいる。一つは、付加騒音の発生であり、もう一つは推力損失である。

混合の過程で強いせん断が発生すると、多くの場合、高周波数音が新たな音源となって放出される。観測点との距離がある Flyover 点では、高周

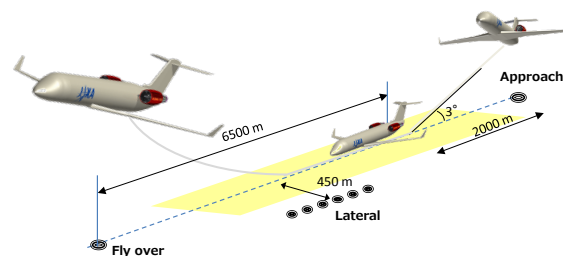


Fig. 1 Noise measurement during takeoff and landing.

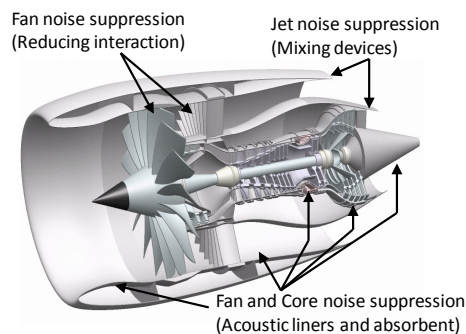


Fig. 2 Noise reduction against fan noise and jet noise.

波数騒音は伝播の過程で空気吸収によって弱められるものの、離陸時の側方 (Lateral 点) に対しては対策が望まれる。ミキサをロングダクト (ロングカウル) で覆うことは、高速排気と低速ファン排気を十分に混合させつつ、高周波数音の遮蔽に効果があるが、重量増加というペナルティに対処しなければならない。

ミキサによる推力への影響は、空力と騒音の両面から課題となる。例えば、初期のジェットミキサでは、推力損失は所定の騒音低減量を超えると急激に増加する傾向が報告されている⁹⁾。ミキサによる推力損失は、巡航時のみならず離陸時にも考慮しなければならない。離陸時の最大推力減少を補うためにエンジンレーティングを増加させる結果、逆にジェット騒音が増加しかねないためである。

これらの問題を解決するために、近年のミキサは、少ない擾乱を加えて混合過程を長く持続させることを念頭に、かつメンテナンスも意識して、比較的単純な形状が選ばれている。例えば、シェブロン⁽¹⁶⁾⁻⁽²²⁾はノズル円周方向に鋸状の切り込みを入れたもので、ジェット側に僅かに傾斜する。これによって、稜線部から対渦が励起されてせん断層と周囲流れとの混合を促進する。この混合効果はジェット下流でせん断を弱めて、大規模構造渦の発生を抑制し、遠方場では低周波数のピーク騒音レベルの低下となって現れる。ノズル端部に複数の小さな凹みを設けたノッチ⁽²³⁾⁻⁽³⁰⁾も小さな縦渦を励起することを目的とする。ノッチの存在によって混合がより長く持続する結果、下流側で大規模構造渦の抑制が期待される。その一方で、ノズル近傍での高周波数騒音の発生をも抑制している。いずれのミキサも急速混合を目的とせず、突起物の主流への浸入量も限定される結果、推力係数への影響は少ない。

巡航中のエンジンサイクルへの影響を抑えるために、流体を噴出させてミキサと同等の効果を狙う能動型も登場している⁽³¹⁾⁻⁽³⁵⁾。多くは超音速ジェットを対象とするものであるが、ノズル端部を変形させる代わりに、圧縮機抽気を適量ジェット主流に噴射することでノズル端部の擾乱を励起する。流体を使った能動型ミキサは、排気速度の大きい離陸時のみの使用を前提とするため、巡航中の推力影響は無いとされている。

1.3 模型試験の必要性

著者らは、ジェット騒音についてその試験環境とスケールにより二種類の試験を実施してきた。一つは実機又は実機級エンジンを使った騒音試験であって、もう一つは、模型試験である。エンジンを使った騒音試験は、型式や目的によって以下の三つに分類される。

イ) エンジン単体の地上騒音試験⁽³⁶⁾⁻⁽⁴²⁾

この試験は、ジェット騒音低減ミキサの性能実証を目的とし、小型ターボジェットエンジンを高温ジェット発生器とする。エンジンは屋外環境で地上又は地上に設置した架台上に据え付けられ (図3参照)、パワー設定 (レーティング)、ノズル圧力比を変数として運転される。エンジンが安定した状態で遠方放射音計測、ノズル近傍の音源探査を行う。ジェット騒音に加えて、エンジン推力の計測も行われる。試験に用いるミキサは、ノッチ、改良型ノッチ、クロー、スリット、水噴射、タブである。騒音試験は能代多目的実験場の屋外環境で実施されてきた。

ロ) 実機搭載エンジンの地上試験⁽⁴³⁾⁽⁴⁴⁾

エンジン騒音の経験モデルの検証等を目的とし、ビジネスジェット機に搭載されたターボファンを地上運転する。試験項目は、放射音計測と排気計測に大別される。前者はファン騒音とジェット騒音を併合したエンジン騒音データを提供し、後者は経験モデル適用に必要な排気速度、排気温度データを提供する。騒音計測は帯広空港エプロンにて、排気計測は小牧空港周辺で実施された (図4参照)。

ハ) 実機搭載エンジンの飛行試験⁽⁴⁵⁾⁻⁽⁴⁷⁾

エンジン音源探査と経験モデル検証を目的として、前記エンジンを搭載したビジネスジェット機を飛行させた時の試験である。エンジンレート、飛行速度、飛行経路をパラメータとして、地上に設置したフェーズドアレイマイクロホン、コンデンサマイクロホンによる収録を行った。計測は大樹町航空公園にて実施されてきた。

これに対して、模型試験は、

- a) 概念検討段階にある騒音抑制方法の試行
- b) 騒音発生と抑制に関する物理現象の把握

c) 数値解析や経験モデルの検証
 d) エンジン試験前のミキサ形状検証
 といった多様な目的に対応することができる。
 JAXA では、ノズル直径 40~50 mm までのジェット騒音試験については、加熱、非加熱いずれの条件でも模型試験できる体制を整えてきた。

加熱ジェットについては、模型ジェットエンジンを高温ガス発生器とするジェット騒音試験を無響風洞内部で行うことが可能である。エンジン試験前に改良型ノッチ及びクローの騒音試験（図 5 参照）を実施し、騒音低減特性を確認している。

非加熱ジェット（コールドジェット）については、無響室内に設置したノズル模型から放射される音を計測する。近年、排気側の圧力レークによる全圧計測装置を整備し、音場と流れ場の基本的な計測が可能である。コールドジェット試験では、超音速ジェットのタブ、亜音速ジェットのノッチ、ローブ、スリット、クロー、マイクロジェット、他の騒音抑制装置の試験がなされており、ミキサの試験需要は今後も継続する。また、二軸流化の改修も完了し、コアキシャルジェット、パイロン付ジェット、フラップ付ジェットなど試験条件の拡大も見込まれている。

1.4 本報の目的と内容

本報はジェット騒音の模型試験に関して、試験設備、試験手順、試験結果例を紹介する。次章では、幾つかの屋内無響設備の紹介に加えて、JAXA 内の無響室に形成したジェット騒音試験装置の概要、騒音並びに排気圧力の試験手順に触れ、続く章では参考として供したノズルと試験結果例を示す。なお、本報は整理の都合上非加熱ジェット試験（コールドジェット試験）に限定する。

2. 屋内騒音試験設備

2.1 国内外の屋内試験設備

エンジン騒音に関連する屋内の騒音試験設備は、様々な研究開発機関でも見ることができる。ここでは、その幾つかを紹介する。

2.1.1 ONERA / CEPRA19⁽⁴⁸⁾ (49)

フランス、パリ郊外の Saclay にある大規模低速無響風洞であって、1977 年から使用されている。管理は、ONERA (Office National d' Etudes et

Recherches Aéropatiales) が行っている。当初はジェット騒音測定を行うために設計されたが、その利用目的は空力騒音（例えば、高揚力装置、着陸装置など）やファン騒音計測にも拡大している。近年の改修によって、大規模高解像度 3-D PIV 計測システムが 2007 年に導入された。無響室としての形状は、内側半径 9.6 m の四半球形となっている。試験部の直径は 3 m、2 m の 2 種類を持ち、最大流速はそれぞれ 60 m/s、130 m/s である。音響性能は、200 Hz~80 kHz に渡る。ノズルは直径 400 mm、ジェットの温度は、コアノズ



Fig. 3 Demonstrator engine in an outdoor test configuration. A claw mixer is placed at the nozzle (FY2011 version).



Fig. 4 Engine test using a low-bypass-ratio turbofan engine installed on jet plane. Top left : the tested engine (JT15D), top right : a pressure rake and the traversing system placed behind the engine. Bottom : a simple phased array microphone to detect noise sources around the engine.

ル側で最大 877 °C、ファンノズル側で最大 227 °Cとの報告もある。騒音計測には、2つのアーチ状マイクロホンスタンド（直径 6 m、マイクロホン数 12）を有する。

2.1.2 QinetiQ / NTF (Noise Test Facility) ⁽⁵⁰⁾

英国 Farnborough にある QinetiQ 社（前身は英 DERA : Defense Evaluation and Research Agency）の騒音試験設備である。運用は 1970 年代初めであり、近年改修が施されている。無響室の寸法は、27 m×26 m×16 m（高さ）と大規模であるため、低周波数側の限界を 90 Hz とすることが可能となっている。マッハ数 0.8 以上の巡航速度を模擬することができ、加熱ジェット（Hot Jet）の試験も可能である。

2.1.3 Boeing / Low Speed Aero Acoustic Facility ⁽⁶¹⁾

米国 Seattle の Boeing 社保有の設備であり、1989 年から運用されている。機体騒音、ファン、ジェット騒音等に関する模型試験に利用されている。オープンジェット形式のテストセクションは 9 フィート×12 フィートにてマッハ数 0.25 をもたらず。暗騒音は、殆どの周波数帯域で他の風洞設備を 10 dB 上回るとの報告がある。ジェット騒音に関しては、高温排気の模擬も可能である。

2.1.4 鉄道総合技術研究所/大型低騒音風洞 ⁽⁶²⁾

高速鉄道の空力騒音、空気力学に関する研究開発を目的とし、滋賀県米原市にある。運用開始は 1996 年であり、開放型で 400 km/h、密閉型で 300 km/h の風速を実現する。幅 20 m×長さ 22 m×高さ 13 m の開放型風洞では、実物のパンタグラフの試験が可能である。

2.1.5 NASA / Glenn Research Center ^{(53) (54)}

同センターにある Aero Acoustic Propulsion Laboratory (AAPL) は、半径 60 フィートのドーム状の無響設備であり、内部に小口径ノズルのホットジェット試験装置 (Small Hot Jet Acoustic Rig : SHJAR) を有する。装置周囲は 24 インチ長さの楔形吸音材が敷き詰められており、室内の有効周波数は 200 Hz 以上である。空気源からの供給空気は、水素燃焼による加熱器、インラインサイレンサ、縮流胴を経て 1~3 インチ径のノズ

ルから加熱又は非加熱のシングルジェットを水平に噴出することができる。最大マッハ数が 2 とされている。音響計測は、ノズル上流軸から 50° を起点に 165° 方向まで 5° 毎に合計 24 箇所の方場マイクロホンを使用し、200 kHz の高速サンプリングで時間データを収録している。

2.1.6 University of Cincinnati / Nozzle Acoustic Test Facility ⁽⁶⁵⁾

約 25 フィート×24 フィート×11 フィートの無響室内に水平にコアキシャルジェットを噴出する。ノズル寸法例として、プラグ付コア面積 23.35 cm² 及びファンノズル面積 81.10 cm² の例がある。騒音計測には、ノズル出口を中心とする 3.8 m の円弧上に 1/4 インチコンデンサマイクロホンを配する。計測点への放射角は、ジェット上流軸から 60° から 150° である。放射音計測に加えて、近傍音場の計測も可能である。近傍音場の計測では、ジェットブルーム近傍で複数のマイクロホンを固定した直線上のマイクロホンアレイをトラバースさせる。

2.2 エンジン騒音試験設備 (JAXA)

JAXA においても、ジェット騒音、ファン騒音、プロペラ騒音などエンジンに関連する騒音を試験するための設備が、調布航空宇宙センターに存在する。航空推進 5 号館 1 階には無響風洞、2 階には無響室があり、現在も稼働中である。これら無響設備は外部から遮音され、かつ内部では壁面の

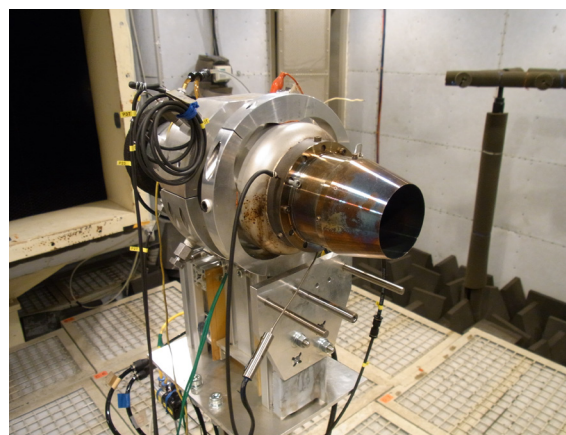


Fig. 5 Model jet engine for the hot-jet noise test.

吸音効果によって外界の風や騒音から隔絶された試験環境をもたらす。室内では、ある周波数範囲で自由音場環境、即ち逆二乗則を満たす環境を提供する。

無響設備に加えて、調布航空宇宙センターでは流路音響試験設備を保有していた。流路音響試験設備は、流れがある状態での吸音ライナーの吸音率測定に有効である。流路音響試験設備は、通常、二つの残響室とこれらを繋ぐ流路で構成される。外部の空気源から空気を供給しつつ、一方の残響室に高音圧の均質音場を発生させることで、流路内に所定の流れと音の伝播を起こし、吸音効果を調べることができる。残念ながら、同設備は、1999～2000年の高空環境試験設備建設の際に撤去された。

2.2.1 無響風洞 (図6参照)

無響風洞は開放型の吹出式風洞であって、空気を噴き出す室内は、幅 5.8 m × 長さ 13 m × 高さ 2.5 m の寸法を有する。エンジン騒音の研究には、直径 100 mm ノズルのジェット騒音試験、Advanced Turboprop などプロペラの騒音試験が過去に実施された。また、吹出気流を活用して、翼型や脚構造周りの空力騒音の試験も可能である。最近では、模型飛行機用ジェットエンジンを高温空気源とする加熱ジェットの騒音試験も実施されている⁽⁵⁶⁾⁻⁽⁵⁸⁾。

風洞室内の壁は、アルミ粉子を圧縮して出来た音響透過性表面板の背後にグラスウールを敷き詰めて吸音処理してある。静止状態で、1/3 オクターブ 250 Hz バンド以上で自由音場を確保する。

無響風洞の入口側には、吹き出し用ノズルが配置され、その上流はダクトと吸音チャンバを介して 270 kW 主送風機に接続されている。吹き出し用ノズルは 500 mm 角と 750 mm 角を選択でき、それぞれ 58 m/s (210 km/h)、109 m/s (390 km/h) の平均流速を得ることができる。室内の暗騒音レベルは、500 mm 角ノズル 50 m/s で 71 dB(A) である。風洞排気側には吸音処理スプリッタを配置して遮音性を確保している。

元々は排気側に吸入送風機を備えた吸込式風洞であったが、設備の老朽化、吸い込みに伴う低周波振動とグラスウールの飛散を解決するために、1998～1999年に改修を行った。

2.2.2 無響室

無響室は、内部で発生する音の反響を出来るだけ抑制することを目的とする部屋である。部屋は、コンクリート製外壁に囲まれた幅 5.7 m × 長さ 4.1 m × 高さ 3.3 m の空間をなす。図 7 に無響室内の写真と無響室のスケッチを示す。室内の壁面には吸音性の高いグラスウールを敷き詰め、その表面を繊維クロスで覆っている。その結果、遮音性を保ちつつ 400 Hz 以上で逆二乗則を担保している。

ジェット騒音の模型試験のために、室内中央に模型ノズルが垂直上向きに取り付けられている。ノズルは縮流部を経て貯気槽に繋がる。図 8 の写真に示すように、ノズル下部にある貯気槽は吸音用ウレタンで覆って音の反射を防いでいる。貯気槽への供給空気の圧力調整によって、適正膨張時のマッハ数 0.4～1.8 までのジェットを室内に噴出することができる。噴出したジェットは、無響室天井に空けた排気口から外部に放出される。排気口には吸音材表面をパンチングメタルで成形した吸音スプリッタが設けられている。ノズルからスプリッタまでの距離は通常使用するノズル直径の 30 倍以上確保している。

従来は、電気式空気加熱機を併設して加熱ジェットの騒音試験が出来たが、設備老朽化のために現在は撤去されている。また、推力損失計測のために、貯気槽を含むノズル部分を伸縮性金属で浮かせて、カウンターウエイトを介して重量をバラ

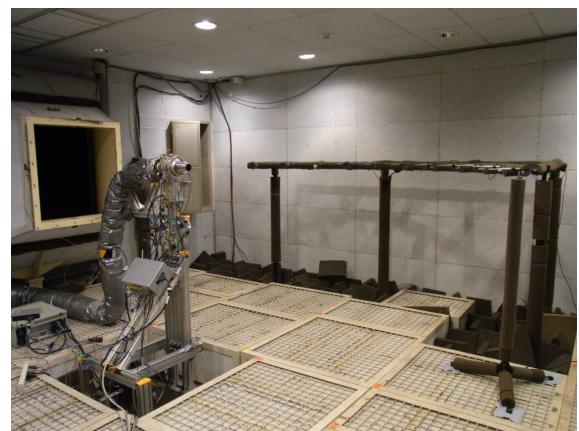


Fig. 6 Anechoic wind tunnel (JAXA).

ンスさせた状態でジェットによる推力をロードセルで計測していた。推力損失の測定精度、調整作業の複雑化と保守費用の観点から、現在は貯気槽を固定する方式とし、推力計測は行っていない。

無響室では、ファン騒音の試験も実施されてきた。図9には、ダクトファン騒音の能動制御試験の際の無響室内外の配置を示す^{(69)・(68)}。この試験では、騒音源である供試験ファンから発生する回転音響モード (Spinning Acoustic Modes) がダクト伝播する段階で、逆位相の回転音響モードを人工的に発生させて、音響モード同士を相殺させる。無響室はファンダクトから放射される騒音を評価するための自由音場として活用した。ファンの吸気量に対応するために、無響室の一階部分に吸音スプリッタを配した吸入口が設けられている。現在は、ファン装置は使用されておらず、無響室の開口部は塞がれて吸音処理がなされている。

過去には、無響室で光学計測も行われている⁽⁶⁹⁾。非加熱の不足膨張ジェットではスクリーチと呼ばれる音と流れのフィードバック現象が発生することがある。これは、ノズル端部から出た渦が下流の衝撃波構造に衝突して音波を発生し、上流に伝播した音波がノズルからの擾乱を増幅する結果、高レベルの離散周波数音が発生する現象である。スクリーチ音の音波と衝撃波構造の運動を把握するために、音波同期シュリーレン法が無響室に適用された。光学機材の繊細な調整のために、機材を載せる台を無響室コンクリート面 (剛体壁) で直接支持される固定点に支持した。

最近では、バイパスエンジンの排気ジェットを模擬する需要が高まり、二軸流化の改修工事を行った。これにより、プライマリジェットとセカンダリジェットの圧力比を独立に制御して、速度比を変えた試験のみならず、パイロンや翼構造を付加する試験を予定している。

3. 無響室での模型試験

3.1 ノズル圧力比制御

航空推進5号館内の300 kW 空気圧縮機 (空気源) で生成される圧縮空気は、設定流量に基づいて、その一部がバイパス弁を経由して排気消音塔から外部に排出され、残りが無響室に供給される。バイパス流量調整によって、空気源を常時負荷運転状態とし、空気源の負荷・無負荷運転の切り替

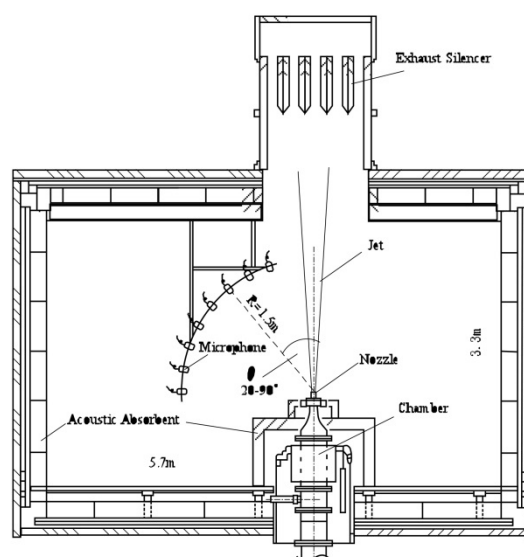


Fig. 7 Anechoic room (JAXA).



Fig. 8 Settling chamber, covered by acoustic absorption material.

えに伴う圧力脈動を回避する。

ジェットとして使う空気は、圧力調整弁、渦電流量計を経て貯気槽に流入する。貯気槽に流入した空気は、整流筒のパンチングメタルやハニカムによって整流されてノズルに送られる。貯気槽内では専用のレークが圧力と温度を測定する。

試験では適正膨張時のノズル出口マッハ数を一定に保つために、以下の物理量を計測し、圧力調整弁を自動開閉する。

・貯気槽内全圧 [kPa] : $P_{t,p}$ $P_{t,s}$

現在は、二軸流化されており、プライマリ側とセカンダリ側の圧力は独立に制御される。

・無響室内圧力 [kPa] : P_0

無響室内に設置した圧力計を使う。ここで、ノズルの圧力比 (NPR : Nozzle Pressure Ratio) を次のように定義し、

$$NPR_p = \frac{P_{t,p}}{P_0} \quad (1)$$

$$NPR_s = \frac{P_{t,s}}{P_0} \quad (2)$$

とノズル出口マッハ数を比熱比の κ 下で、

$$M_j = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left(NPR^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)} \quad (3)$$

と算出する。排気実速度の算出には出口音速が必要であるので、全温から出口静温、

$$T = T_t \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_j^2 \right)^{-1} \quad (4)$$

を予測して、排気速度を求めている。

$$V_j = M_j \sqrt{\kappa RT} \quad (5)$$

この他に、以下の数値を計測する。

- ・貯気槽内全温 [K] : $T_{t,1}$
- ・無響室内温度 [K] : T_0
- ・無響室内相対湿度 [%] : H_0
- ・質量流量 : G

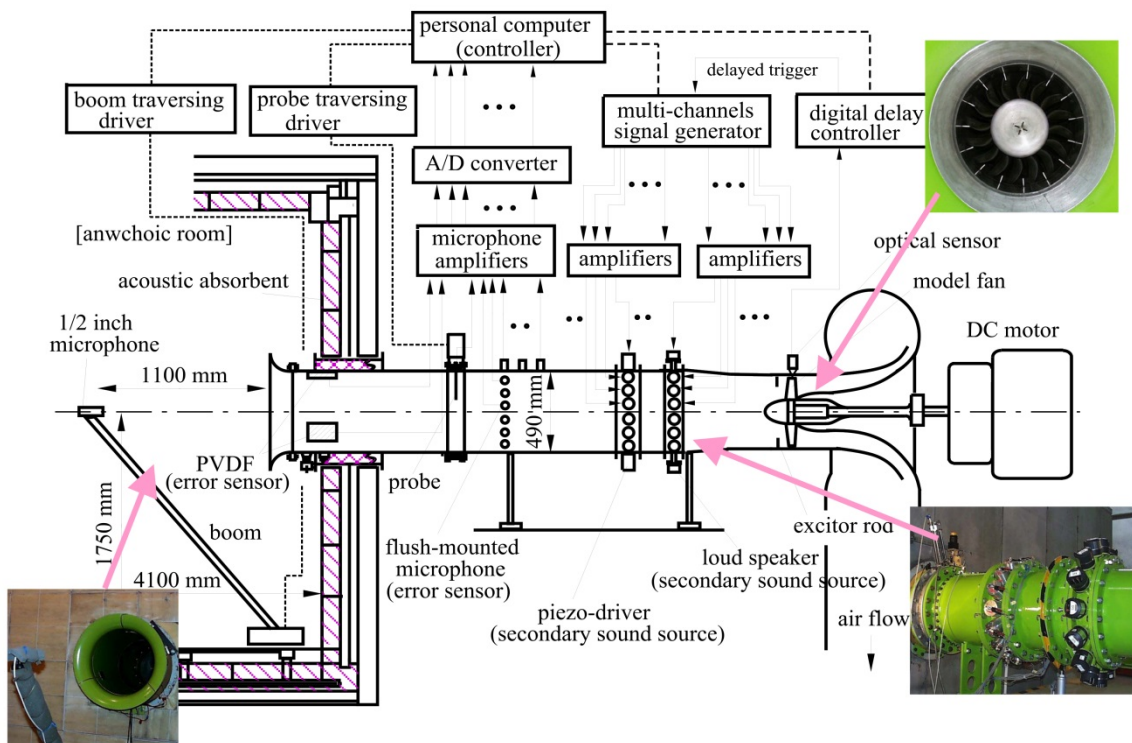


Fig. 9 A Schematic view of the active noise control, conducted in the anechoic room (~2000).

質量流量 G は、渦電流流量計の実測体積流量

$$Q = \frac{f_{vortex} \left(\frac{\pi D_V^2}{4} - D_V d_V \right) d_V}{St} \quad (6)$$

に、温度センサの補正,

$$Q_{disp} = Q \frac{P_f}{P_n} \cdot \frac{T_n + 273.15}{T_f + 273.15} \cdot \frac{1}{K} \quad (7)$$

並びに空気供給圧力による補正

$$Q_{act} = Q_{disp} \cdot \frac{P_{sup} + P_0}{P_f} \quad (8)$$

を加えて標準状態の密度を適用して算出する。

ノズル空力性能に関わるこれらの物理量は、試験ケース毎 (例えば NPR 毎) にサンプリング時間の時系列デジタルデータが出力され、平均値とともにハードディスクに保存される。データは後述する騒音データとシリアル番号を揃えて記録され、後解析に活用される。

3.2. 騒音計測

無響室ではノズル遠方の騒音をマイクロホンで計測する。ノズル出口中心から半径 1.5 m の位置にマイクロホンを設置できるように専用の円弧状フレーム (マイクロホンスタンド) を室内天井から吊り下げ、地面から張ったワイヤでフレームを固定する。フレーム表面を吸音材 (ウレタン材) で覆ってフレームによる音の反射を防いでいる。マイクロホン位置は、ジェット排気軸から 20° 方向 (計測 CH-1) を筆頭に 10° 毎に 90° 方向 (同 CH-8) までの計 8 方向としている。使用する模型ノズルの寸法は、多くの場合、20 mm~40 mm にあることから、上記半径はノズル径の 37.5~75 倍となる。

マイクロホンは、Free-field 型の 1/4 インチ径のコンデンサマイクロホン (例えば、B&K 社製 Type4135 又は GRAS 社製 Type-40BF) を使用する。マイクロホンカートリッジは 1/4-1/2 インチ変換アダプタを介して前置増幅器 (B&K 社製 Type2669 又は GRAS 社製 Type26AK) に結合されて 1 ユニットのなす (図 10)。このユニットを専用のマイクロホンホルダーに据え付けて上記フレームの計測位置に固定する。前置増幅器の出力

はマイクロホンケーブルを經由して 8 チャンネル信号増幅器 (通称、メジャリングアンプ、B&K 社製 NEXUS 又は GRAS 社製 Power Module Type12AG) に入力される。メジャリングアンプは、マイクロホンに 200V のブリッジ電圧を供給するとともに出力信号を対数増幅する機能を有する。メジャリングアンプの出力は、同軸ケーブルを介して A/D 変換機能の付いた収録装置に入力される。収録装置はメジャリングアンプとともに無響室内に設置され、冷却ファンなどの雑音がマイクロホンに混入しないようにその周囲は防音材で覆われる。

メジャリングアンプの出力信号は分岐されて二つの収録装置に入力される。一つは、OROS 社製 OR35 であって、マイクロホンの校正とリアルタイム監視を目的とする。この装置は 24bit A/D 変換分解能を有し、ユーザーインターフェイス画面で 1/3 オクターブバンド (Octave Band)、狭帯域 (Narrow Band) いずれの特性もリアルタイム表示可能であるが、帯域が 20 kHz に限定される。もう一つの収録装置は、TEAC 社製 DS-160R である。これは、サンプリング周波数が最大 200 kHz であり、フィルタ特性を考慮して 80 kHz までを分析する。分解能は 16 bit であるが、計測レンジを随時自動調整することでデータのアンダーロード (Under Load) を防ぐ。

計測手順は、ノズル圧力比が一定範囲に収束し



Fig. 10 Microphone cartridge, adapter, preamplifier, microphone holder, and microphone cable.

た段階で、圧力比関連データ（空力データ）と騒音データを収録する。収録の際には、設定圧力比毎にシリアル番号が付される。ノズル形状が非軸対象の場合やミキサの円周方向の影響を調べる場合には、ノズルを回転させて計測を行う。ノズルは、ステッピングモーターとエンコーダから構成される回転機構と連動し、ノズル中心軸周りに 0.1° 単位で回転が可能である。ノズル回転機構は、下流の圧力場を計測する場合にも活用される。

収録した時系列信号は狭帯域解析をベースに $1/3$ オクターブ、パワースペクトル密度（PSD）、放射音響エネルギーを算出する。後解析の段階で、圧力、湿度、温度を入力して空気吸収補正を組み込むことが出来る他、不要ノイズ成分を自動除去する設定をすることもできる。なお、騒音計測前後にはピストンホン（B&K社製 Type-4228）を使ってマイクロホン感度を校正する。

3.3 排気全圧計測

ミキサの混合具合を調べるために、ノズル下流側の全圧計測を行うことができる。騒音試験とは別に、楕形レークを用いた計測系を整備した（図11）。レークをノズル下流に固定した状態で、ノズル回転機構を使ってノズル回転に同期してレークの各点の全圧計測を行う。全圧計測には、圧力センサ（Honeywell社製 Type-ASCX30DN）の出力信号とロータリーエンコーダ（ユアイニクス社製 Type-MPDEL CU-623）からの角度信号をA/D変換装置（TEAC社製 Type-LX110、現在はNI社製 DAQ）にて同時収録する。後解析では、角度信号を基に各点の圧力分布を算出する。

現在は楕形レークの軸方向トラバースも自動化されており、設定マッハ数の下で複数の軸方向位置の断面圧力計測が可能である。

4. 模型試験例

4.1 供試ノズル

本報では、ファン排気を模擬したセカンダリジェットは加えず、簡単のため単純ジェットの結果のみ示す。ノズル形状は円形（Conical Nozzle）を原則とし、内径が22 mm, 25 mm, 27 mm, 31 mmの4種類の結果を紹介する。円形ノズルとの比較として、プラグ付ノズル、ローブ形状ノズル、スリット付ノズルの結果も一部紹介する。ここでの

スリット付ノズルは、エンジン試験で使用した可変ノズル（Variable Nozzle）の一形態であって、ノズル開度 4° のケースを模擬して、ノズル側面にスリットを設けたものである。ローブ形状ノズルの等価直径は22 mmであり、スリット付ノズルのそれは25 mmである。図12に各ノズルの写真を示す。

4.2 遠方場騒音の計測例

4.2.1 周波数特性

異径ノズルの放射音計測結果を図13に示す。ここでは、各グラフは周波数特性を表し、横軸はストローハル数、縦軸は補正音圧レベル[dB]とす

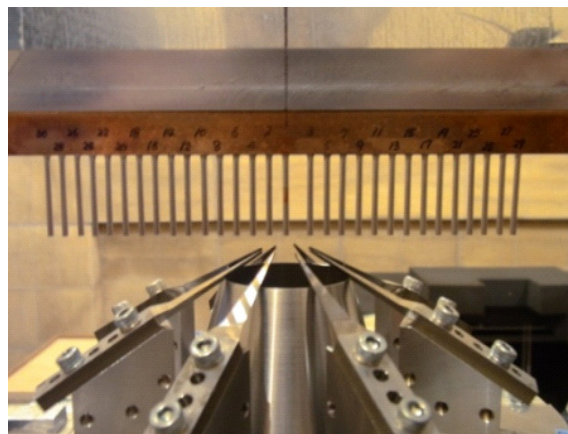


Fig. 11 Pressure measurement.

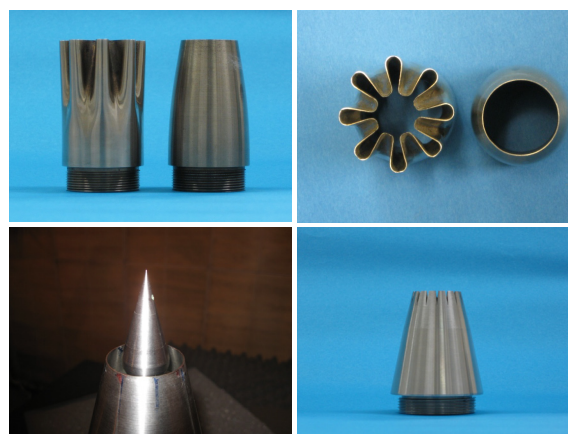


Fig. 12 Examples of nozzle. Top-left : Lobe and conical nozzle (side view), top-right : lobe and conical nozzle (top view), bottom-left : plug nozzle, bottom-right : slit nozzle.

る。ストローハル数は、1/3 オクターブバンド中心周波数、ノズル出口直径、排気速度で定義した。

$$St = \frac{f D_{nozzle}}{V_j} \quad (9)$$

音圧レベルは、基準ノズル径を D_{ref} として、口径補正、

$$20 \log \left(\frac{D_{ref}}{D_{nozzle}} \right) \quad (10)$$

に空気吸収補正を加えた。また観測点をノズル出口から直径の100倍の地点とする距離補正を加えた。

図はマッハ数 0.9 条件における、ジェット軸からの放射角度 20° から 10° 毎に 90° 方向 (側面方向) までの結果を示す。図中 CN は円形ノズルを、PN はプラグノズルを示す。広帯域のピークは、排気後方から側面に向かって高周波数側へ推移し、ピーク音圧が減少する。対象としたノズル口径範囲では、31mm 径の場合を除いて良く収斂する。

図 14 には、ローブノズル (図 14(a)) 及びスリット付ノズル (図 14(b)) の結果を示す。ローブ形状による急速混合は、ジェットの平均速度を低下させ、下流側のピーク周波数の低減に寄与する (図 14(a))。その半面、混合に伴う高周波数音の増加がノズル側面に向かって支配的となる傾向を示している。このような付加騒音の増加は、離陸時の側方騒音に影響を及ぼす。スリット付ノズルは、ローブに比べて混合が限定的であり、下流方向でも中低周波数騒音の低減効果を見ることが出来る (図 14(b)) が、側方では付加騒音が増加する。

データを一般化するために、速度補正を加えた結果を図 15 に示す。放射方向やマッハ数によって補正係数は変わるべきであるが、ここでは 8 乗則補正を加えた例を示す。マッハ数 0.7~1.0 のデータは、排気方向のピークを除けば一致する傾向を示す。特に、低速度域 (低レイノルズ数域) では、ジェット騒音のスケール則からのずれが生じる。これは、ノズル上流側で乱流遷移が十分でないことが原因とされ、Bridges らは遷移促進機構を提案している⁽⁵³⁾⁽⁵⁴⁾。

図 16 は、上記データを文献^{(53),(70)}の試験データ

と比較した結果である。いずれも非加熱でマッハ数 0.9 の結果を表す。Tanna らのデータについては 8 乗則に基づく速度補正を加えた。無響室で得られた円形ノズルの騒音周波数特性は、設備特有の適用周波数の違いはあるもの、文献に示された周波数特性と良好な一致を示すことがわかる。

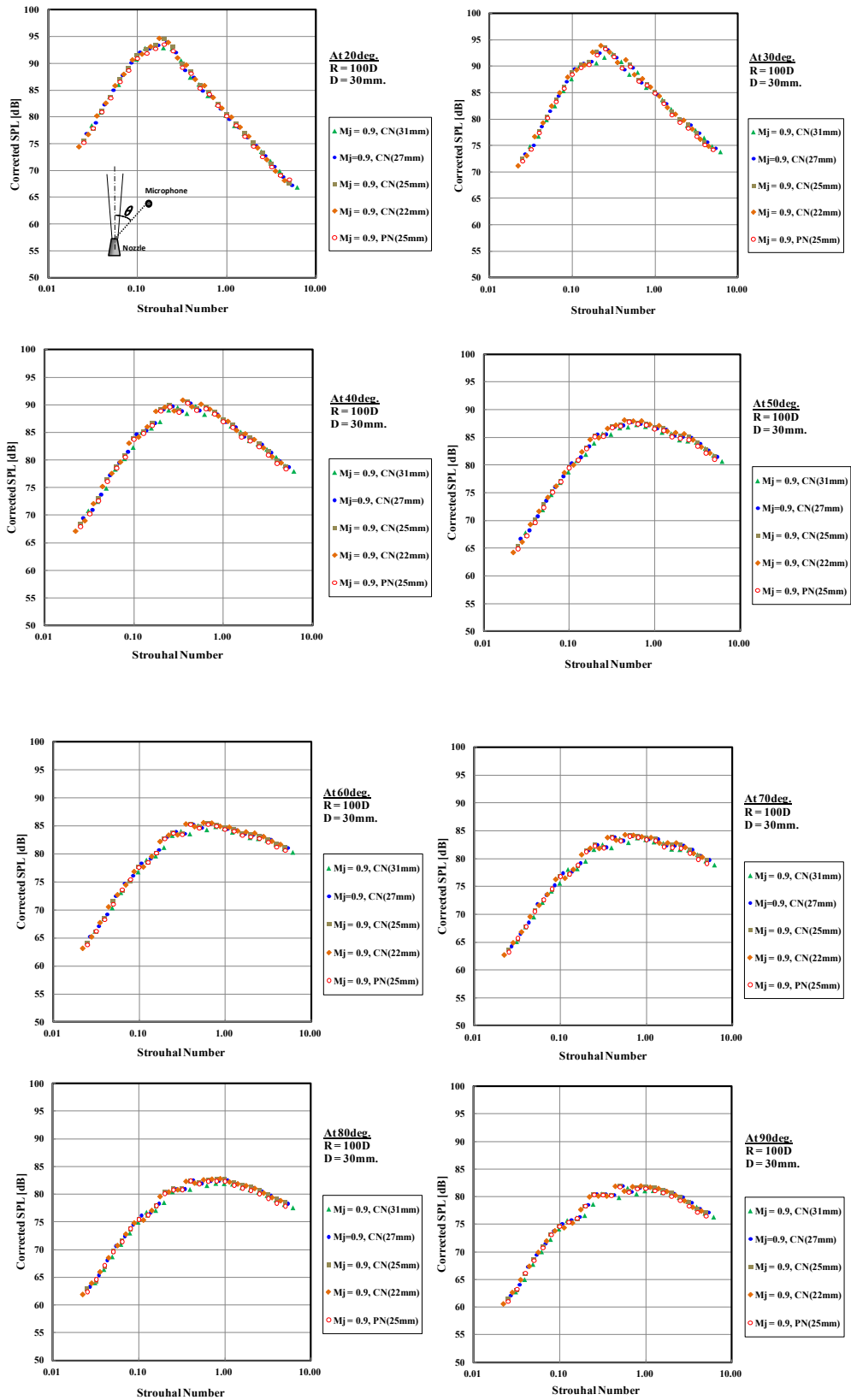


Fig. 13 Examples of far-field noise measurement. Corrected 1/3 Octave band spectra of conical nozzles with different diameters.

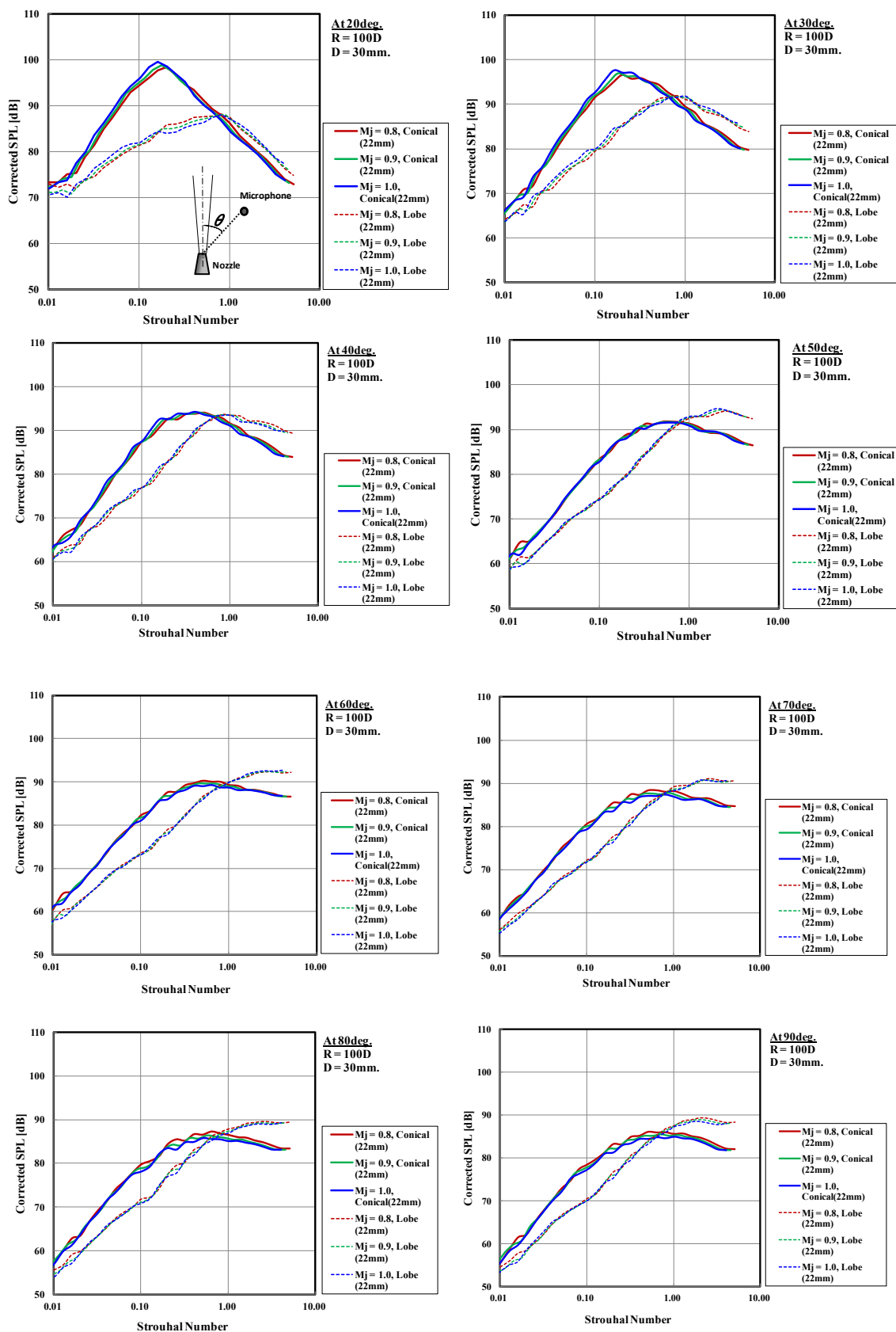


Fig. 14 (a) Examples of far-field noise measurement comparing the lobed and conical nozzles.

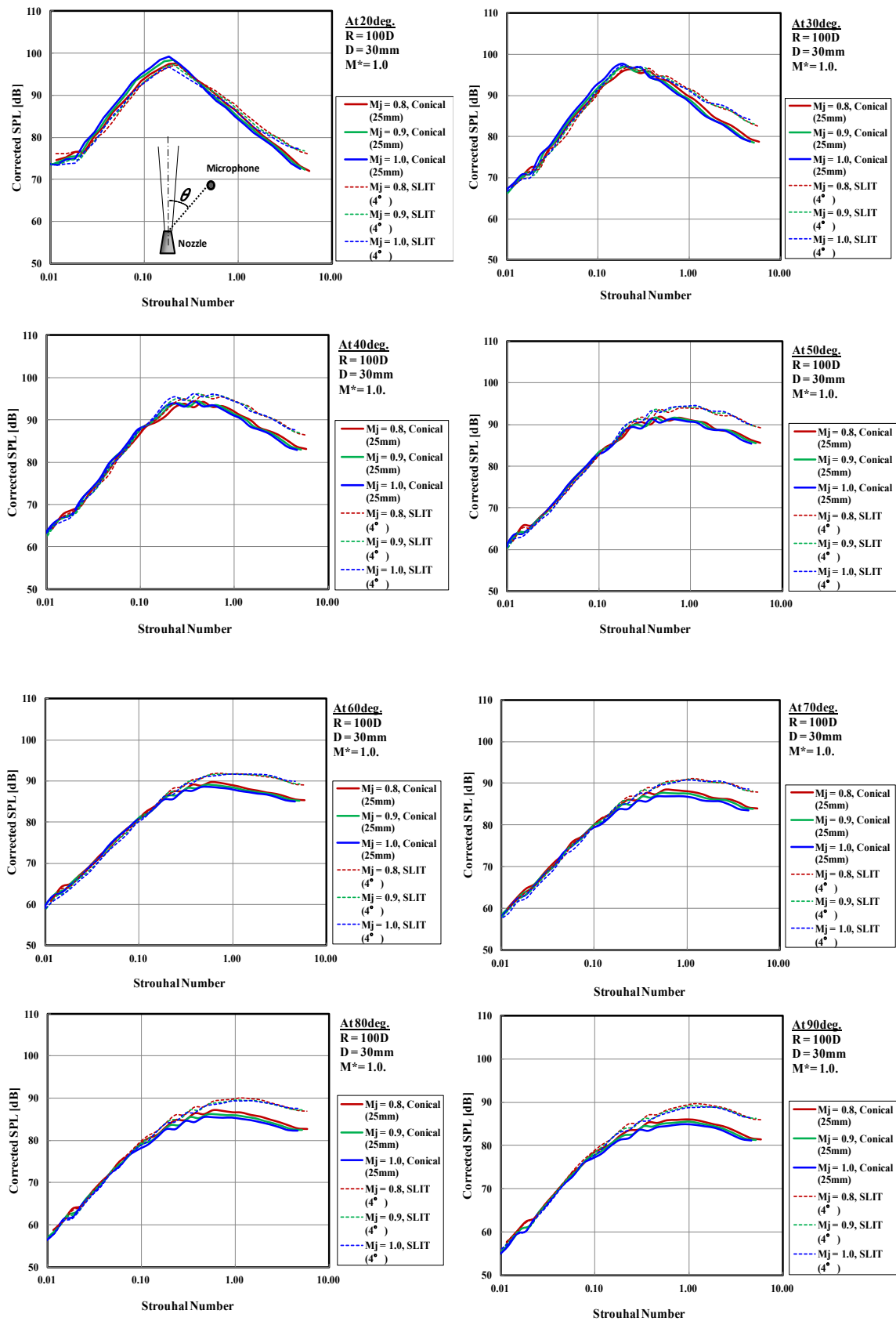


Fig. 14 (b) Examples of far-field noise measurement comparing the slit and conical nozzles.

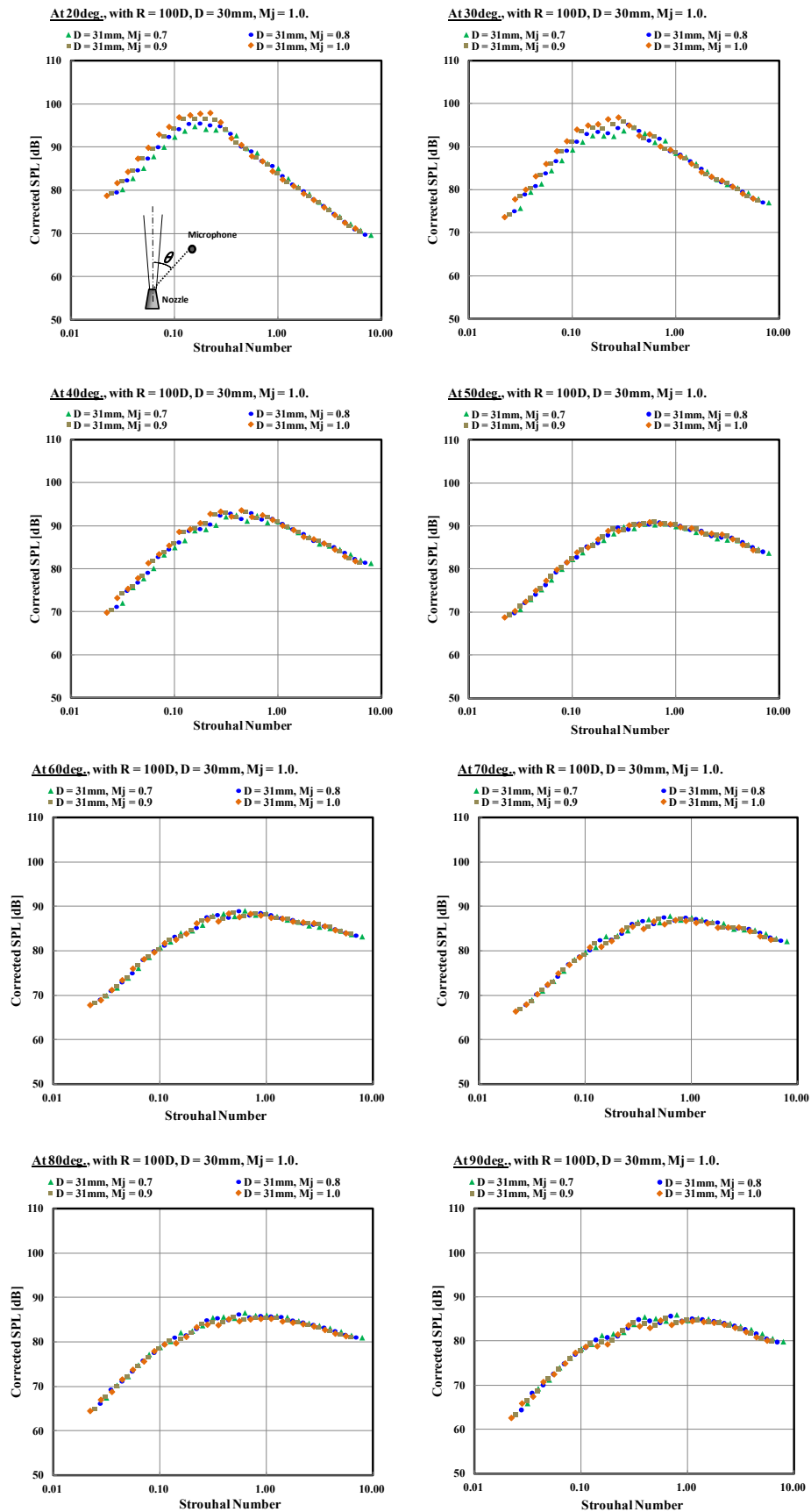


Fig. 15 Corrected 1/3 Octave band spectra; power law is applied.

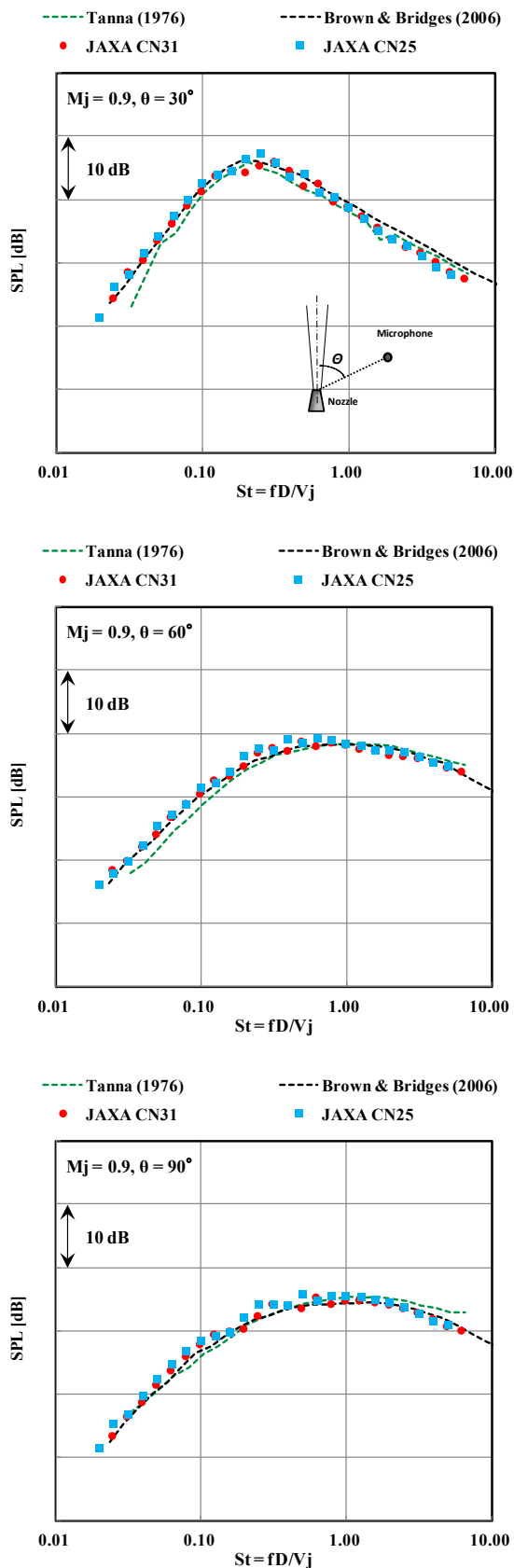


Fig. 16 Comparison of the experimental data (1/3 octave band spectra).

4.2.2 指向性

図 17 は、異径ノズルの遠方場でのオーバーオールレベルの指向性を文献データ^{(53),(70)}と比較したものである。無響室でのデータと文献データは、指向性においても良好な一致を示す。排気 20° よりも下流側、つまり 0° 方向の範囲は、マイクロホンが排気ジェットと干渉するため、本設備での計測はできないが、一般には排気直後方の音圧レベルは排気ジェットが及ばない十分遠方で比較すると減少する。

これらの実測データを裏付けるために、ジェット混合騒音に関する経験モデルとの比較を行った。ここでは、SAE のモデルを単純ジェットに適用した解析例と比較する。使用した SAE-AIR-1905 (1) 及び同(3)モデル⁽⁷¹⁾ は、今回の模型試験のみならず小型ターボジェットエンジンや小型ターボファンエンジンとの比較においても、ジェット騒音実測結果と一致を見せている⁽⁷²⁾⁽⁷³⁾。騒音モデルへの入力条件は、排気圧力比、温度比、及びノズル直径である。円形ノズルの場合、両者は良い合致を見せる。図 18 には、マッハ数 0.9 における比較結果を示す。高周波数側での差は現れるものの実測データは、経験モデルからも裏付けられる。

4.3 排気全圧の計測例

図 19 に、設定マッハ数の下で取得した全圧分布を示す。供試ノズルは、円形 (22 mm, 25 mm,

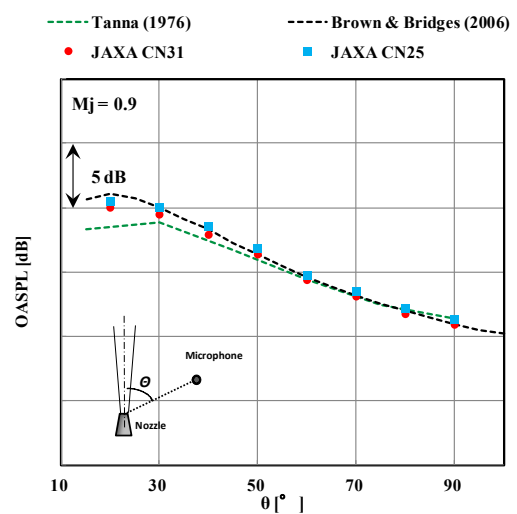


Fig. 17 Comparison of the experimental data (overall sound pressure levels).

40mm 径), ロープ (22 mm), プラグ及びスリット (25 mm), マイクロジェット (40 mm) である. 軸方向の計測精度の都合で, ノズル直径の 4 倍までの下流位置 (4D) の結果に止めた.

ロープやスリットは, コア流れへのミキサの進入量が大きく, 下流 4D の位置でもせん断層変形の影響が残存する. これに対して, マイクロジェットの場合は, ノズル直後でせん断層の変形を起こす点は共通するものの, 4D 位置では変形は顕著ではなくなる. この傾向は, 改良型ノッチノズルでも見られ, ロープなどの急速混合ミキサに比べて下流側の騒音低減効果が少なくなるものの, 側面方向への高周波数音の増加も抑制されることを示唆しており, 騒音データもそれを裏付けている(29)(30).

せん断層変形の程度は, デバイスのジェットへの進入量や, 排出するマイクロジェットの数・速度・流量に依存するのであるが, 微小な擾乱を加えて混合を長く継続させることは, 最近のミキサの基本的な考え方と共通する. ジェット騒音低減では, ミキサによる推力損失とジェット騒音低減量の調整を図る必要があり, 乱流運動エネルギーなどの CFD 予測結果, 放射騒音実測値に加えて, 排気圧力場の計測はミキサの混合程度を調べるのに有効である.

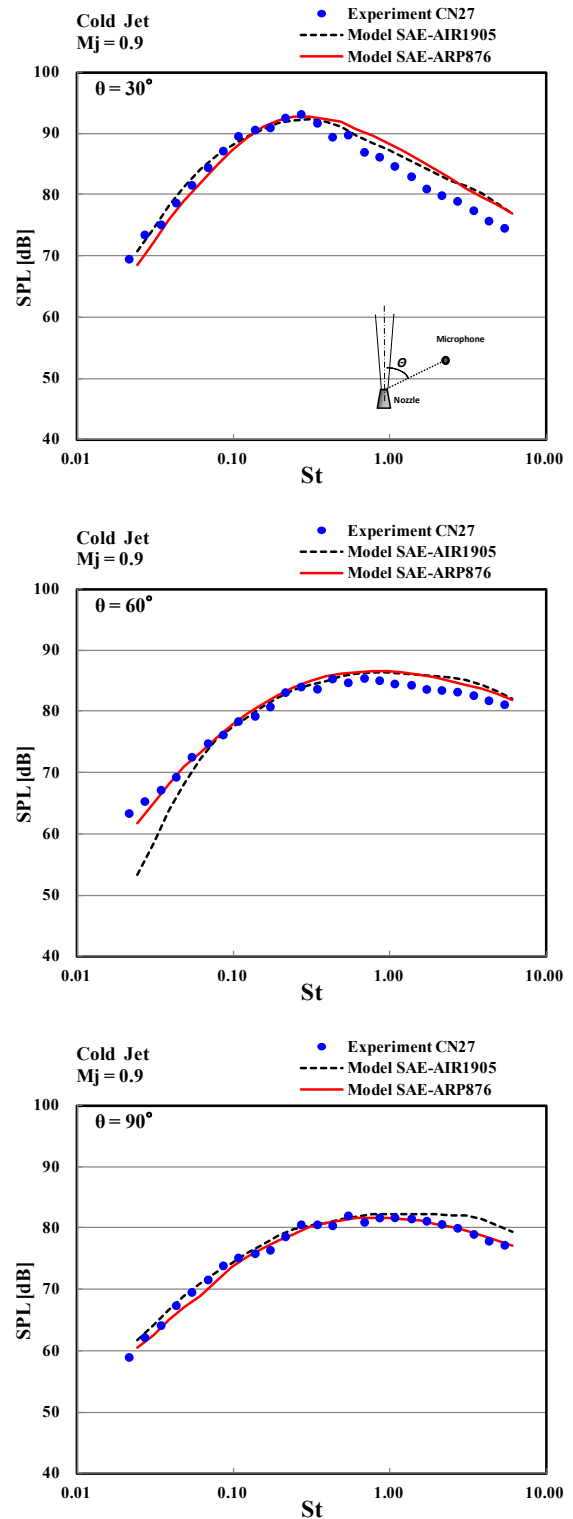


Fig. 18 Comparison of the experimental data with empirical models.

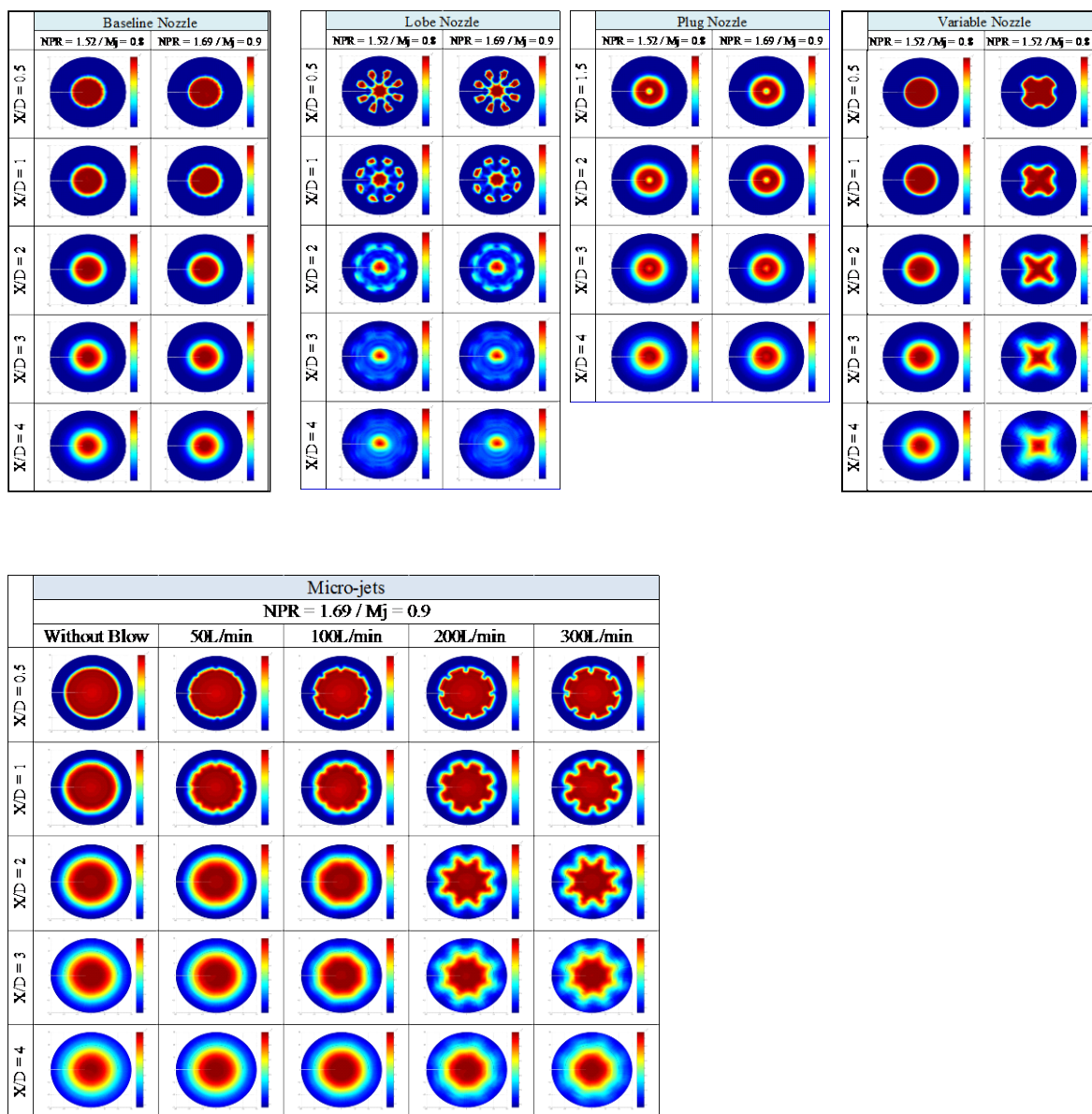


Fig. 19 Total pressure maps behind the nozzles. Top (from left to right) : Conical, Lobe, Plugged and Variable nozzles. Bottom : Micro-jets. Here, Variable denotes nozzle with slits. Baseline nozzles have exit diameters of 22 mm (compared with Lobed nozzle, top left), 25 mm (compared with variable nozzle, top right), and 40 mm (compared with Micro-jets, bottom).

5. まとめ

ジェット騒音低減手段の一つであるミキサ技術を研究するために、JAXA では基礎的な模型試験からエンジン試験まで、スケールの異なる試験が可能である。無響室でのノズルの模型試験は基礎試験の中核をなすことから、本報では無響室内のジェット騒音試験装置を使った模型試験方法を紹介した。試験例として、ノズル出口直径 22 mm ~ 40 mm のノズルについて、非加熱ジェット条件の計測結果を示した。

異径ノズルについての補正後の放射音は、周波数特性並びに指向性ともに一般性を有し、外部の試験結果にも良く一致した。更に、ジェット混合騒音の経験モデルとも整合した。ミキサについては、ローブノズル及びスリット付ノズルを例示した。ノズル排気側の広帯域ピークを抑えつつも、側方の高周波数音を増加させる音響特性を示した。

排気計測については、円形ノズルに加えて幾つかのミキサ付ノズルの結果を紹介した。ローブ形状では、コア流れが分断されて急速混合が進行するのに対し、マイクロジェットではせん断層が部分的に変形し、下流側で平均化される傾向を例示した。

現在、当該試験設備は、二軸流形態の試験を可能とする改修を終えている。ジェットとパイロンやフラップなど機体構造との干渉騒音、新しいミキサやアクチュエータに関する基礎研究、超音速ジェット騒音など、当該設備を用いた試験需要は今後も継続する見込みである。この需要に応えるべく、設備改修や試験法の改良に取り組む予定である。

6. 謝辞

無響室での模型試験は、諸先輩方の御尽力並びに多くの方々の御支援御協力の結果、今日を迎えている。東海大学航空宇宙工学科 佐々木誠教授にはプラグノズルやミキサの模型試験で御指導頂いた。同学科 4 年今井亜紀子氏、佐々木勝浩氏、渋谷遼氏には、模型試験実施に尽力頂いた。東京理科大学 石川仁准教授には、ジェット騒音モデル並びに模型試験に御指導頂いた。同大学 4 年舟岡俊輔氏には模型試験に御協力頂いた。同大学院中村

聡氏には、ジェット騒音試験、排気計測試験、ジェット騒音モデル化において多大な貢献をして頂いた。IHI 株の大石勉氏、大庭芳則氏、田中望氏には、無響室において行った改良型ノッチノズルの模型試験や数値解析に関して御指導頂いた。JAST 武田克己氏には、空気圧縮機の運転制御など模型試験の細部に渡り御協力頂いた。サイエンスサービス株篠田佳子氏には、データ解析並びに本報編集に尽力頂いた。その他、関係各位に深く感謝する。

7. 参考文献

- (1) International Civil Aviation Organization (ICAO), "Environmental Protection Annex 16 Chapter 4", International Standards and Recommended Practices.
- (2) ICAO, "Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft", Doc. 9501-AN/929.
- (3) 川上光男, "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.
- (4) 中村良也, "ジェットエンジン騒音のフィールド計測", ながれ Vol.26, 2007, pp.29-34.
- (5) 成沢浩一, "ICAO CAEP の動向-WG1・WG3", 航空環境研究, vol.14, 2010, pp.47-50.
- (6) 柳澤裕司, "ICAO CAEP の動向-WG1", 航空環境研究, vol.15, 2011, pp.23-27.
- (7) 石井達哉, "航空機騒音基準", 航空宇宙学会誌 Vol.60-1, 2012, pp.38.
- (8) Gliebe, P. R., "Jet Noise Suppression in Aeroacoustics in Flight Vehicles: Theory and Practice", NASA-RP-1258-Vol.2, 1991, pp.207-270.
- (9) Smith, M. J. T., "Aircraft Noise", Cambridge University Press, 1989.
- (10) Casalinoa, D., Diozzib, F., Sanninob, R., and Paonessac, A., "Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 12, Issue 1, 2008, pp. 1-17.
- (11) Kerrebrock, J. L., "Aircraft Engines and Gasturbines", MIT Press, 1992.
- (12) 大石勉, 中村良也, 小林紘, 石井達哉, "低騒音化技術の研究開発", 日本ガスタービン学

- 会誌 Vol.32-5, 2004, pp.358-364.
- (13) 石井達哉, 大石勉, 田中望, 賀澤順一, "航空用エンジンの騒音低減", 日本ガスタービン学会誌 Vol.39-2, 2011, pp.119-124.
- (14) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically: 1. General theory", Proc. Roy. Soc. Lon. (A), 211, 1952, pp.564-587.
- (15) Richards, E. J., and Mead, D. J., "Noise and Acoustic Fatigue in Aeronautics", John Wiley & Sons Ltd, 1968.
- (16) Reed, D., Herkes, W., and Shivasshankara, B., "A Boeing Program for Aircraft Noise Reduction", 騒音制御, Vol.31-2, 2007, pp.102-105.
- (17) Bartlett, P., Humphreys, N., Phillipson, P., Lan, J., Nesbitt, E., and Premo, J., "The Joint Rolls-Royce/Boeing Quiet Technology Demonstrator Program", AIAA2004-2849, 2004.
- (18) Callender, B., Gutmark, E., and Martens, S., "Far-field Acoustic Investigation into Chevron Nozzle Mechanisms and Trends", *AIAA-Journal*, Vol. 43, No. 1, 2004, pp.87- 95.
- (19) Martens, S., Nagel, Z., and Spyropoulos, J., "The Effect of Chevrons on Crackle Engine and Scale Model Results", ASME Paper GT2011-46417, 2011.
- (20) Munday, D., Cuppoletti, D., Perrino, M., Gutmark, E., Burak, M., and Eriksson, L., "Techniques for Supersonic Turbojet Noise Reduction", ASME Paper GT2012-68304, 2012.
- (21) Viswanathan, K., "Nozzle shaping for reduction of jet noise from single jets", *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 5, 2005, pp. 1008-1022.
- (22) Powers, R., Senft, M., and McLaughlin, D., "Acoustic Measurements of Scale Models of Military Style Supersonic Beveled Nozzle Jets", AIAA2011-2702, 2011.
- (23) 大石勉, 大庭芳則, 小河原和人, 出田武臣, シンプル低騒音化技術, IHI 技報 Vol.47-3, 2007, pp.127-133.
- (24) Oishi, T., "Jet Noise Reduction by Notched Nozzle on Japanese ECO-Engine Project", AIAA Paper 2010-4026, 2010.
- (25) Oishi, T., Tanaka, N., Ishii, T., Yamamoto, K., and Enomoto, S., "Experimental and Computational Study on Jet Noise Reduction Devices Such as Notched, Chevron and Microjets", ISUAAAT-2012-JP12, 2012.
- (26) 田中望, 大石勉, 大庭芳則, 榎本俊治, 山本一臣, 石井達哉, "Large Eddy Simulationを用いたジェット騒音低減デバイスの効果", 第38回ガスタービン学会定期講演会, B-21, 2010.
- (27) 石井達哉, 生沼秀司, 田中望, 大庭芳則, 大石勉, "ジェット騒音低減デバイスの基礎研究", JAXA-SP-10-012, 2011, pp.13-18.
- (28) 石井達哉, 生沼秀司, 長井健一郎, 田中望, 大庭芳則, 大石勉, "混合制御デバイスを使ったジェット騒音抑制", 第38回ガスタービン学会定期講演会, B-22, 2010.
- (29) Tanaka, N., Oishi, T., Ooba, Y., Enomoto, S., Yamamoto, K., and Ishii, T., "Experimental and Computational Approach for Jet Noise Mitigation by Mixing Control Devices", ASME-GT2011-45200, 2011.
- (30) Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., Tanaka, N., Oba, Y., and Oishi, T., "Experimental Study on a Notched Nozzle for Jet Noise Reduction", ASME-GT2011-46244, 2011.
- (31) Castelain, T., Sunyach, M., and Bera, J., "Effect of Microjets on a High-subsonic Jet", AIAA Paper 2006-2705, 2006.
- (32) Castelain, T., Sunyach, M., Juve, D., and Bera, J., "Jet Noise Reduction by Impinging Microjets: An Aerodynamic Investigation Testing Microjet Parameters", AIAA Paper 2007-3419, 2007.
- (33) Zaman, K. B. M., "Jet Noise Reduction by Microjets - A Parametric Study", AIAA Paper 2009-3129, 2009.
- (34) Okada, R., Watanabe, T., Uzawa, S., Himeno, T., and Oishi, T., "Influence of Microjet Injection on Supersonic Jet Noise and Flow Field", ASME Paper GT2011-46150, 2011.
- (35) Tanaka, N., Oishi, T., Piccin, O., Gely, D., Yamamoto, K., and Enomoto, S., "Jet Noise Reduction Using Microjet Configurations Experimental Characterization In CEPRA19 Anechoic Wind Tunnel", AIAA-2012-2300, 2012.
- (36) 田中望, 大石勉, 石井達哉, 生沼秀司, "実機エンジンをういたジェット騒音低減デバイスの推力・騒音評価", 第40回ガスタービン

- 学会定期講演会, B-20, 2012.
- (37) 石井達哉, 田中望, 大石勉, “ノッチノズルのエンジン騒音試験”, 第40回ガスタービン学会定期講演会, B-21, 2012.
- (38) 石井達哉, 中村聡, 生沼秀司, 長井健一郎, “クロミキサのエンジン騒音試験”, 第40回ガスタービン学会定期講演会, B-22, 2012.
- (39) Ishii, T., Tanaka, N., Oishi, T., Oinuma, H., Nagai, K., Nakamura, S., and Ishii, Y., “Outdoor Noise Test of Revised Notched Nozzle”, *Inter-noise-2012-706*, 2012.
- (40) Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., Nakamura, S., and Ishii, Y., “Experimental Study of a Claw Mixer”, *AIAA Paper 2012-2301*, 2012.
- (41) 石井達哉, 生沼秀司, 長井健一郎, 水野拓哉, 二村尚夫, 大石勉, “ジェットエンジンの屋外騒音試験”, *JSME 年次大会 S0505-3-1*, 2009.
- (42) 石井達哉, 生沼秀司, 長井健一郎, 武田克己, “YJ69 ターボジェットエンジンの屋外騒音試験”, *JAXA-RM-08-012*, 2009.
- (43) 石井達哉, 生沼秀司, 長井健一郎, 賀澤順一, 田頭剛, 横川譲, 今村太郎, 山本一臣, 石井豊, 田邊健太, “ビジネスジェット機のエンジン騒音試験”, *JSASS 42th 年会講演会-1014*, 2011.
- (44) Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., Yokoyama, Y., Yamamoto, K., Tagashira, T., Ishii, Y., and Tanabe, K., “Acoustic measurement of a turbofan engine installed on a jet plane”, *Inter-noise-2011-386369*, 2011.
- (45) Hald, J., Ishii, Y., Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., “High-resolution Fly-over Beamforming Using a Small Practical Array”, *AIAA-2012-2229*, 2012.
- (46) Hald, J., Ishii, Y., Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., “High-resolution Fly-over Beamforming Using a Small Practical Array”, *Brüel & Kjaer Technical Review*, No.1 (2012), pp.1-28.
- (47) 石井達哉, 生沼秀司, 長井健一郎, 武田克己, “マイクロホンアレイによるジェットエンジン付翼模型の騒音計測”, *騒音制御 Vol.27-5*, 2003.
- (48) Ricouard, J., “CEPRA19: the ONERA large anechoic facility”, *AIAA Paper 2009 3303*, 2009.
- (49) <http://windtunnel.onera.fr/sites/windtunnel.onera.fr/files/CEPRA19%20AIAA%202009.pdf> (参照日 2012年12月25日)
- (50) <http://www.qinetiq.com/what/capabilities/air/Documents/Noise-Test-Facility.pdf> (参照日 2012年12月25日)
- (51) http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_acoub.html (参照日 2012年12月25日)
- (52) <http://www.rtri.or.jp/rd/maibara-wt/INDEX.HTML> (参照日 2012年12月25日)
- (53) Brown, C., and Bridges, J., “Small Hot Jet Acoustic Rig Validation”, *NASA/TM—2006-214234*, 2006.
- (54) Bridges, J., and Brown, C. A., “Validation of the Small Hot Jet Acoustic Rig for Jet Noise Research”, *AIAA-2005-2846*, 2005, pp. 1674-1689.
- (55) Callender, B., Gutmark, E., and Dimicco, R., “The Design and Validation of a Coaxial Nozzle Acoustic Test Facility”, *AIAA-2002-0369*, 2002.
- (56) Nakamura, S., Ishikawa, H., and Ishii, T., “Comparison between Jet Noise Empirical Models and Experimental Data”, *AJCPP2012-101*, 2012.
- (57) Ishii, T., Tanaka, N., Oinuma, H., and Oishi, T., “Hot-Jet Noise Test of a Revised Notched Nozzle”, *ASME-GT2012-69507*, 2012.
- (58) Ishii, T., Oinuma, H., Nagai, K., and Tagashira, T., “Research on Mixing Devices for Jet Noise Reduction”, *IGTC2011-0207*, 2011.
- (59) 大石勉, 中村良也, 小林紘, 石井達哉, “低騒音化技術の研究開発”, *日本ガスタービン学会誌*, vol.32-5, 2004, pp.358-364.
- (60) Ishii, T., Kobayashi, H., Takeda, K., Nagai, K., and Oinuma, H., “Active Control of Spinning Mode with Piezoelectric Devices”, *7th International Congress on Sound and Vibration*, 2000.
- (61) Ishii, T., Nagai, K., Oinuma, H., and Takeda, K., “Experimental Study on Noise Cancellation of Turbomachines”, *Internoise-2001-424*, 2001.
- (62) 石井達哉, 小林紘, 武田克己, 生沼秀司, 長井健一郎, “アクティブノイズコントロールによるファン・送風機等の低騒音化の研究”, *環境庁公害防止等試験研究 年度報告書*, 1997, 1998, 1999, 2000.
- (63) Ishii, T., Kobayashi, H., and Oinuma, H., “Modal Technique for Active Control of Tones Radiated from a Ducted Fan”, *AIAA Journal of Aircraft*, vol.35-5,

- 1998, pp.754-760.
- (64) Ishii, T., Kobayashi, H., and Oinuma, H., “Waveform Technique for Reduction of Tones Radiated from a Ducted Fan”, AIAA-97-1664, 1997.
- (65) 石井達哉, 武田克己, 生沼秀司, 小林紘, 長井健一郎, “ダクトドファンの回転音響モードの能動制御”, 日本機械学会論文集 B 編, vol.66-641, 2000, pp.133-140.
- (66) Ishii, T., “Active Control of Spinning Modes in Turbo-machines, Part-1: Introduction and Theory, Part-2: ANC System”, von Karman Institute Lecture Series 2000-02, Noise in Turbo-machines, 2000.
- (67) 石井達哉, 小林紘, 生沼秀司, “ダクト内回転音響モードの発生・計測システムの開発”, 日本機械学会論文集 B 編, vol.63-614, 1997, pp.3302-3309.
- (68) 石井達哉, 小林紘, 生沼秀司, 武田克己, 五味光男, “二次音源を利用した航空用ファン回転騒音の低減化の試み”, 日本ガスタービン学会誌技術論文, vol.24-96, 1997, pp.54-59.
- (69) Nagai, K., et al., “Under-Expanded Supersonic Jet Noise Suppression by Tab-Mixers and Ejectors”, 7th International Congress on Sound and Vibration, 2000.
- (70) Tanna, H. K., Dean P. D., and Burrin, R. H., “The generation and radiation of supersonic jet noise, part III, Turbulent mixing noise data,” AFAPL-TR-76-65, 1976.
- (71) Society of Automotive Engineers (SAE), “Gas Turbine Coaxial Exhaust Flow Noise Prediction”, SAE AIR 1905.
- (72) Nakamura, S., Ishii, T., and Ishikawa, H., “Mixing Device by Sharp-Edged Nails”, Internoise-2012-798, 2012.
- (73) Nakamura, S., Ishikawa, H., and Ishii, T., “Comparison between Jet Noise Empirical Models and Experimental Data”, AJCPP2012-101, 2012.

