簡易型 4 音源モデルによるジェット騒音の予測*

中村 聡^{*1}, 石井 達哉^{*2}, 石川 仁^{*3}

Jet Noise Prediction Using a Simplified Four-Source Model

Satoru NAKAMURA, Tatsuya ISHII^{*2} and Hitoshi ISHIKAWA^{*2} Institute of Aeronautical Technology, Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA)
7-44-1 Jindaijihigashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522, Japan

Jet mixing noise radiated from turbo-fan engines is dominant during take-off of civil aircraft. Simple and available empirical models to predict the jet mixing noise under several engine conditions are required for developing the suppressors of the jet mixing noise. To improve the accuracy of noise prediction, especially in coaxial jet configurations, a Four-Source concept has been applied in place of the former noise models such as SAE AIR1905. The Four-Source concept, allocating four types of noise sources behind the nozzle, is originally coupled with ESDU, the data base having difficulty in accessibility. This study thus proposes a simpler combination of the Four-Source concept with an available model, the SAE ARP876. The authors compared the proposed noise model with the experimental data. From the agreement of the noise model with the experimental data, it was confirmed that the proposed combination is practical in predicting jet mixing noise as well as the original model that is a Four-Source concept with ESDU.

Key Words : Jet Mixing Noise, Turbo-Fan Engine, Empirical Model, Noise Prediction, Four-Source Model, Coaxial Jet

1. 緒 言

航空輸送量の増加とともに商用航空機が空港周辺に及ぼす騒音への規制は強化される方向にある。現在の Tube & Wing 型の航空機から発生する騒音源は、エンジンと機体に大別され、離陸上昇時の騒音規制では、そのエンジンパワーのためにエンジン、特にエンジン排気の騒音（ジェット騒音）の寄与度が高い。亜音速航空機のジェット騒音はノズルからの高速流と周囲の低速流との混合により生じるジェット混合騒音が支配的であり、騒音レベルは排気速度と相関がある。そこで平均排気速度を低下させるバイパスエンジンが導入され、高バイパス比化に伴ってジェット混合騒音が低減されてきた。バイパス比のようなエンジンサイクルの変更と調和しながら、付加的消音装置としてのミキサを用いてジェット混合騒音の軽減が図られている。

ジェット混合騒音は渦放出による空力騒音である。それ故、上記のバイパス比増大による平均速度低下の他に、ミキサを付加して高速ジェットと周囲の低速気流の混合を促進して、せん断による渦放出を抑制することがジェット混合騒音低減の決め手となる。混合制御デバイスとしてのミキサには幾つかの型が提案されてきた。ノズル端部に三角形の切り込みを入れることでジェットの混合を促すシェブロンというデバイスはすでに実用化段階にあり、ジェットの周囲から二次流を導入して混合させるマイクロジェットやノズル端部に小さな突起を設けてせん断層の発達を制御するノッチなど様々な混合制御デバイスが研究されている⁽¹⁻⁵⁾。

ジェット騒音低減の研究過程では、様々な条件下での騒音値を推定するツールが必要となる。騒音を推定するツールとして、その利便性と計算時間に着目すると経験的騒音モデルが有効である。経験的騒音モデルは、数多

* 原稿受付 2013 年 1 月 21 日

^{*1} 東京理科大学 大学院工学研究科 (〒125-8585 東京都葛飾区新宿 6-3-1)^{*2} 正員, (独)宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1)^{*3} 正員, 東京理科大学

E-mail: ishii.tatsuya@jaxa.jp

くの模型試験, エンジン地上試験, 飛行試験に基づいて構築されている性質上, 簡便でかつ精度も含めた実用性の高いツールである。経験的騒音モデルは, エンジン要素の周波数特性, 音圧, 指向性に加えて, 空中や地上を伝播する時の減衰量などの物理現象も含む。ジェット騒音低減技術においては, 平均排気速度等のパラメータをモデルに入力することで, バイパス比の効果と混合制御デバイスの効果を見積ることができる。飛行試験をおこなう前に騒音値を一定の精度で予測できれば, 研究開発コストの削減にも貢献する。そのために騒音モデルには, 一定の精度と利便性が求められる。

ジェット騒音の経験的モデルは, 基本的なパラメータとして, 排気速度, ノズル圧力比, 排気温度, 幾何寸法などを用いる。これらのパラメータを変化させた数多くの騒音実験から, 経験的にジェット騒音を予測するモデルには, 例えば SAE (Society of Automotive Engineers) により報告されている ARP876⁽⁶⁾ や AIR1905⁽⁷⁾ などがある。ARP876 や AIR1905 は騒音源をノズル出口の単一騒音源に集約するジェット騒音モデルである。ARP876 は, 超音速までを含むジェット (Single ジェット) への適用を想定する。AIR1905 は, ファン排気を含めた二軸流ジェット (Coaxial jet) への適用を可能とするものの, 高周波数側の騒音値を過大評価する問題がある⁽⁸⁾。いずれの SAE モデルも参照すべきデータベースが公開されていることから, 自己の実験データをモデルに反映させることが可能であって, 利便性に優れたモデルといえる。ジェット騒音以外のファンや機体騒音までを含めたモデルとして, ESDU (Engineering Science Data Unit) や ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) がある⁽⁹⁻¹⁰⁾。これらは, 個々の騒音要素に関する経験モデルを統合したものであって, ジェット混合騒音に限ると経験式やデータベースは SAE と共通する部分が多い。その一方で, これらのモデルは対話形式のコード化されたプログラムの入出力を原則とし, データベースなどユーザー側の改良の余地が限定的である。

現実のジェット騒音においては, ノズル下流のせん断の状態によって異なる種類の騒音源が想定される。Fisher ら⁽¹¹⁻¹²⁾により提案された Four-Source Model は, Coaxial ジェット下流の異なる4種類の騒音源を想定した物理モデルである。このモデルは, せん断箇所を4箇所に細分化することによって, 騒音予測精度を改善することを狙っている。各せん断箇所の騒音源には Single ジェットのモデルを適用し, 各騒音源からの放射音の寄与を線形的に合算する。Almeida⁽¹³⁾は, 各騒音源の Single ジェットに ESDU を適用した。しかし, 上述のようにコードの利便性に加えて, ミキサのモデル, 機体統合モデルへの拡張を考慮すると, ソースコードの改良性に優れた ARP876 等のモデルとの組み合わせが有用である。本報では, Four-Source Model に ARP876 を組み合わせた簡易型4音源モデル (以下, 4SM+ARP876) を模型及びエンジン騒音試験結果と比較して, 同モデルの妥当性を検証する。

2. ジェット騒音モデル

2・1 SAE ARP876⁽⁶⁾

図1に騒音予測に必要なパラメータと騒音計測点の座標系を示す。 V はジェット速度, T はジェット全温, D はノズル内径, A はノズル出口断面積, P_0 は大気圧, T_0 は周囲温度, r はノズル中心から騒音計測点までの距離, θ はノズル中心軸からの角度である。添え字の p は内側ノズルからのジェット (Primary flow), s は外側ノズルからのジェット (Secondary flow) を表し, Single ジェットの場合は外側ノズルがない状態を考える。また, 内側ノズルと外側ノズルの端面は同一平面上にある。

Fig. 1 Parameters for jet noise prediction and the coordinate of an observation point.

Single ジェットの騒音モデルとして SAE ARP876⁽⁶⁾がある。このモデルは簡易であるがジェット速度と温度の適用範囲は広く、超音速におけるジェット騒音を予測することもできる。騒音モデルの計算手順は、まずジェット速度と周囲大気の声速との速度比 V/a_0 と温度比 T/T_0 から式 (1) を用いて全帯域音圧レベル $OASPL$ を計算する。

$$OASPL(\theta) = S\left(\theta, \frac{V}{a_0}, \frac{T}{T_0}\right) + 10 \log_{10}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{\omega} + 10 \log_{10}\left(\frac{A}{r^2}\right) + 20 \log_{10}\left(\frac{P_0}{P_{ISA}}\right) \quad (1)$$

ここで、 S は単位距離における単位寸法を有するノズルの全帯域音圧レベルである。また密度 ρ の指数 ω は排気ジェット速度の関数であって、-1 から増加し、最大で 2 をとる。なお、添字 ISA は海面レベル標準大気状態を意味する。次に、任意の 1/3 オクターブバンド周波数 f と速度比 V/a_0 と温度比 T/T_0 から、音圧レベルと全帯域音圧レベルの差分 $SPL - OASPL$ を文献⁽⁶⁾のデータベースから求める。その値と式 (1) より求めた全帯域音圧レベル $OASPL$ との和を取ることで、任意の周波数、角度における音圧レベル SPL を得る。

2・2 SAE AIR1905 - Method 3 (ex-NASA Langley)⁽⁷⁾

SAE AIR1905 には 3 種類の Coaxial ジェットの騒音モデルが記載されている。そのモデルの中で、SAE AIR1905 - Method 3 (以下、AIR1905-NASA) は、Single ジェットと Coaxial ジェットのどちらにも適用することができる騒音モデルである。Coaxial ジェットの騒音を予測するには、まず同一流量の等価ジェットの速度 V_e と温度 T_e を算出する。そして、等価ジェット速度と周囲大気の声速との速度比 V_e/a_0 と温度比 $T_e/(2T_0)$ 、また、内部流と外部流の速度比 V_s/V_p 、温度比 T_s/T_p 、断面積比 A_s/A_p から文献⁽⁷⁾のデータベースをもとに、平均音響パワー $\overline{OAPWL}$ 、指向性指数 DI 、モデル上のパワースペクトル F 、相対スペクトル RSL を求める。求めた値を用いて、式 (2) から全帯域音圧レベル $OASPL$ を、式 (3) から音圧レベル SPL を計算する。ここで、 A_{ref} はジェットの質量流量を周囲大気の密度と音速で割った値として定義される基準断面積、 a_{ISA} は海面レベル標準大気の声速である。

$$OASPL(\theta) = \overline{OAPWL} \left(\frac{V_e}{a_0}, \frac{T_e}{2T_0}, \frac{V_s}{V_p}, \frac{T_s}{T_p}, \frac{A_s}{A_p} \right) + DI \left(\frac{V_e}{a_0}, \frac{T_e}{2T_0}, \frac{V_s}{V_p}, \frac{T_s}{T_p}, \frac{A_s}{A_p}, \theta \right) + 10 \log_{10} \left(\frac{A_{ref}}{4\pi r^2} \right) + 20 \log_{10} \left(\frac{\rho_0 a_0^2}{\rho_{ISA} a_{ISA}^2} \right) + 197.0 \quad (2)$$

$$SPL(\theta, f) = OASPL(\theta) + F\left(\frac{V_e}{a_0}, \frac{T_e}{2T_0}, \frac{V_s}{V_p}, \frac{T_s}{T_p}, \frac{A_s}{A_p}, f\right) + RSL\left(\frac{V_e}{a_0}, \frac{T_e}{2T_0}, \frac{V_s}{V_p}, \frac{T_s}{T_p}, \frac{A_s}{A_p}, \theta, f\right) \quad (3)$$

2・3 Four-Source Model⁽¹¹⁻¹²⁾

Four-Source Model では, Coaxial ジェットの音源を4つの領域に分けて考える. 図2に示すようにノズル出口の流れが内部流と外部流で構成されると考え, 外部流と周囲大気とのせん断層領域 (Region 1), 内部流と周囲大気とのせん断層領域 (Region 2), 混合流と周囲大気とのせん断層領域 (Region 3), 内部流と外部流のせん断層領域 (Region 4) を想定する. 各領域で形成される音源は, 放射音の指向性に影響する. ノズル近傍の Region 1 は, ノズル側面方向で広帯域ピークよりも高周波数側の騒音を増加させる. 一方, 内部流の消滅よりも下流側 (Region 2~Region 3) では, 大規模構造渦が放出される結果, 下流方向で中低周波数にピークを有する広帯域騒音に寄与する. 以下に各領域における騒音モデルについて述べる. また, ジェットの特性を示すパラメータとして, 内部流と外部流の速度比 $\lambda = V_s/V_p$, 断面積比 $\beta = A_s/A_p$, 密度比 $\delta = \rho_s/\rho_p = T_p/T_s$ を用いる. 各領域の騒音モデルによる音圧レベルのエネルギー和を遠方の観測点での騒音レベルとする.

2・3・1 外部流と周囲大気のせん断層領域 (図2 Region 1)

Coaxial ジェットの外部流と周囲流体との速度差に起因するせん断層がジェット騒音の音源の1つとして考えられる. このせん断層を音源とするジェット騒音は, 速度 V_s , 温度 T_s , 直径 D_s の Single ジェットが放出する騒音として考えることができる. また, この領域はノズル出口から中間領域に入るまでの部分であるため, 騒音スペクトルの高周波数成分への寄与度が高いと考えられる. よって, この領域における騒音モデルは式(4)で表される. 式(4)の右辺第1項は Single ジェットのモデルを用いて求める. 右辺第2項の F_U はジェット上流側からのエネルギー放射を示す, 騒音スペクトルの高周波数側への重み付け関数であり, $f_s D_s/V_s = 1$ で定義される周波数 f_s から求める⁽¹⁴⁾.

$$SPL_s(\theta, f) = SPL(V_s, T_s, D_s, \theta, f) + 10 \log_{10} F_U(f_s, f) \quad (4)$$

Fig. 2 Principal noise producing regions of coaxial jet.

2・3・2 内部流と周囲大気のせん断層領域 (図2 Region 2)

この領域における騒音モデルは, Coaxial ジェットの乱流構造に関する研究から, 式(5)で定義される直径 D_e , 速度 V_p , 温度 T_p の Single ジェットの騒音として式(6)で表される⁽¹⁵⁾. 式(6)の右辺第2項は, この領域が内部流と外部流のせん断層が混合している領域の下流側にあることに起因する, 速度 V_p の単純な Single ジェットとの乱れ強さの違いを考慮した補正項である. 単純な Single ジェットの乱れ速度はジェット速度の15%であるが,

あらかじめ内部流と外部流が混合する場合は10%になることが知られている。この補正項は-3~-7 dBの値を取り、非加熱ジェットの場合はジェット速度に関係なく-7 dBである。

$$D_e = D_p (1 + \lambda^2 \beta)^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

$$SPL_e(\theta, f) = SPL(V_p, T_p, D_e, \theta, f) + \Delta dB(V_p, T_p) \quad (6)$$

2・3・3 混合流と周囲大気のせん断層領域 (図2 Region 3)

Coaxial ジェットの downstream では、内部流と外部流が完全に混合し、それぞれの流量とエネルギーを加えた状態の完全混合ジェットとなる。この完全混合ジェットの速度 V_m 、温度 T_m 、直径 D_m は式 (7) (8) (9) で表される。この混合流と周囲大気のせん断層領域における騒音は、大規模構造渦に起因する低周波数成分への寄与度が高いと考えられる。よって、この領域における騒音モデルは式 (10) で表される。式 (10) の右辺第2項の F_D はジェット下流側からのエネルギー放射を示す、騒音スペクトルの低周波数側への重み付け関数であり、 $f_m D_m / V_m = 1$ で定義される周波数 f_m から求める⁽⁸⁾。

$$V_m = V_p \frac{(1 + \lambda^2 \beta \delta)}{(1 + \lambda \beta \delta)} \quad (7)$$

$$T_m = T_p \frac{(1 + \lambda \beta)}{(1 + \lambda \beta \delta)} \quad (8)$$

$$D_m = D_p \left[\frac{(1 + \lambda \beta)(1 + \lambda \beta \delta)}{(1 + \lambda^2 \beta \delta)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

$$SPL_m(\theta, f) = SPL(V_m, T_m, D_m, \theta, f) + 10 \log_{10} F_D(f_m, f) \quad (10)$$

2・3・4 内部流と外部流のせん断層領域 (図2 Region 4)

この領域では内部流と外部流の速度差によって乱れの程度が異なる。速度比 $\lambda = V_s / V_p \geq 0.5$ であればその乱れは小さい。せん断層を伝播する時の透過減衰も考慮すると、この領域から生じる騒音は他の領域に比べて小さいため無視できる。本報においてもこの領域の騒音は無視する。

3. 実測値と簡易モデルとの比較

3・1 ジェット騒音の実測値

提案した簡易モデルの妥当性を検証するために、本報では i) 非加熱 Single ジェット騒音試験, ii) 加熱 Single ジェット騒音試験, iii) 非加熱及び加熱 Coaxial ジェット騒音試験, iv) 非加熱 Coaxial ジェット騒音試験の騒音実測値とモデルによる予測との比較を行った。

i) 非加熱 Single ジェット騒音試験には、図3に示す宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の無響室を用いた。試験では、圧縮機空気源から供給される空気を無響室内の貯気槽に導き、直径 $D_p = 27$ mm の供試ノズルから垂直に噴出させる。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する。ジェットマッハ数の制御には、貯気槽への全圧を保つように圧力調整弁を自動制御する。本報ではマッハ数 0.9 に静定した。放射音計測には、ノズル出口を中心とする半径 1.5 m 上に置いた 1/4 インチコンデンサマイクロホンを用いた。ジェット軸から $\theta = 20^\circ \sim 90^\circ$ の範囲で 10° 間隔にマイクロホンを配置した⁽¹⁶⁾。

ii) 加熱 Single ジェット騒音試験では、小型ターボジェットエンジンを屋外環境で運転⁽¹⁷⁾した時の放射音を計測

した．図4にエンジン騒音試験概要を示す．エンジンは推力計測可能な専用架台に据え付けられて地上3 mの位置に固定される．供試ノズルの直径は $D_p = 262$ mmである．騒音計測には，エンジン排気ノズル圧力比を静定させた状態で，半径18 mの円弧状に配置した1/4インチコンデンサマイクロホンを使用した⁽¹⁸⁻¹⁹⁾．屋外試験では，風速・風向がマイクロホン自身に与える影響の他に，エンジン作動に与える影響を考慮する必要がある．本試験ではエンジン周辺を含む環境の風速・風向を監視し，エンジン固有の制限風速・風向範囲の下でエンジンを始動した．その結果，マイクロホンのセルフノイズ等とジェット騒音との信号雑音比は30 dB以上である．

iii) Almeida らによる非加熱及び加熱 Coaxial ジェット騒音試験データ⁽¹³⁾について，実測値と ESDU を用いた Four-Source Model (以下，4SM+ESDU) と 4SM+ARP876 を比較した．これによって，4SM+ESDU に対する 4SM+ARP876 の有用性を調べた．ここでは，非加熱，加熱の両試験条件ともに，内側ノズル直径 $D_p = 95$ mm，外側ノズル直径 $D_s = 200$ mmである．また，内部流に対する外部流の速度比は，非加熱，加熱のそれぞれにおいて $\lambda = V_s/V_p = 1.0$ および 0.638 である．

iv) 最後に筆者らによる非加熱 Coaxial ジェット騒音試験データと 4SM+ARP876 の比較を行った．内側ノズル直径 $D_p = 32$ mm，外側ノズル直径 $D_s = 55$ mmを有する供試ノズルを製作して，前記無響室で試験を実施した．内部流に対する外部流の速度比 $\lambda = V_s/V_p = 0.59, 0.80, 1.25$ の3ケースの放射音を計測した．その結果と比較することで，4SM+ARP876 の速度比ごとの特徴を調べた．

Fig. 3 Unheated single and coaxial jet test set-up.

Fig. 4 Heated single jet test set-up.

3・2 簡易型4音源モデルの提案

まず Single ジェットのモデルの騒音再現性能について検討する．図5(a)に非加熱 Single ジェット試験の実測値と ARP876, AIR1905-NASA のモデルの周波数特性 (ジェット軸から $\theta = 30^\circ$ 方向) の比較を示す．両経験モデルは低周波数側で実測値と良い一致を示すものの，高周波数側で過大評価となる．図5(b)のジェット軸から $\theta = 90^\circ$ 方向における結果では，高周波数側で ARP876 に比べ AIR1905-NASA のずれが大きくなる．図6は，エンジン試験による加熱 Single ジェット試験の実測値と両モデルを比較した結果を示す．実測データの高周波数成分には，ジェット騒音の他にタービンや燃焼器といったコア騒音も含まれることから，離散周波数成分を削除する信号処理を施した．非加熱 Single ジェットの場合と同様に，両モデルとも低周波数側では実測値と良く一致する．

いずれのモデルでも実測値からのずれは高周波数側に存在しており，その原因の一つはモデル作成の際に参照するデータベースに起因すると考えられるが，想定する音源を集中していることにも起因する．そのため，ノズル下流で速度差によるせん断が複数発生することが想定される Coaxial ジェットでは，実測値とこれら経験モデルとの乖離は増大することが見込まれる．そこで，本報では想定される4つのせん断領域をそれぞれ独立なジェ

ット混合モデルに置き変えた Four-Source Model の考えを踏襲しつつ、適用するジェット混合モデルを簡易な ARP876 として利便性を高めたモデル(4SM+ARP876)を提案する. 具体的には, 2.3 節で記述した Four-Source Model における式 (4), 式 (6), 式 (10) の右辺第 1 項の騒音スペクトルを, 2.1 節で記述した ARP876 により決定する.

Fig. 5 Comparison results between experimental data of unheated single jet test and single jet noise models.

Fig. 6 Comparison results between experimental data of heated single jet test and single jet noise models.

3・3 実測値と簡易型4音源モデルとの比較結果

加熱及び非加熱 Coaxial ジェットについて、文献⁽¹³⁾に記載の試験データと 4SM+ARP876, 4SM+ESDU の両モデルを比較した結果を図7, 図8に示す. 非加熱条件における $\theta = 60^\circ$ での比較結果(図7(a))では, 両モデルとも実測値と良い一致を示す. また, $\theta = 90^\circ$ での比較結果(図7(b))では, 4SM+ARP876は高周波数側で実測値より過小評価している. 加熱条件で $\theta = 60^\circ$ 方向の比較結果(図8(a))では, 低周波数側で4SM+ARP876は2~3 dBほど過小評価している. 一方, $\theta = 90^\circ$ での比較結果(図8(b))では, 4SM+ESDUが高周波数側で2~3 dBほど過大評価している. 以上の結果より, ジェットの条件や角度によって多少の優劣はあるが, どの条件に対しても4SM+ARP876と4SM+ESDUいずれも実測値に対し ± 3 dBの範囲にあり, 同等の騒音予測性能を示した.

Fig. 7 Comparison results between the reference data of unheated coaxial jet test and coaxial jet noise models.

Fig. 8 Comparison results between the reference data of heated coaxial jet test and coaxial jet noise models.

最後に、非加熱 Coaxial ジェット試験の実測値を使って今回提案する 4SM+ARP876 の妥当性を確認する。ここでは、従来の単一騒音モデルである AIR1905-NASA のモデルとも比較する。速度比 $\lambda = V_s/V_p = 0.59$ での比較結果を図 9 に示す。 $\theta = 30^\circ$ での比較結果では、4SM+ARP876 は周波数ピーク付近の帯域で過小評価している。 $\theta = 90^\circ$ での比較結果では、AIR1905-NASA は高周波数側を過大評価する傾向が見られるのに対し、4SM+ARP876 は高周波数側の実測値との乖離を抑制する。側方騒音の予測精度が改善されることは、離陸側方の実効感覚騒音レベルの評価に有益となる。速度比 $\lambda = V_s/V_p = 0.80$ となると (図 10)、排気後方 ($\theta = 30^\circ$) 及び側方 ($\theta = 90^\circ$) いずれにおいても、4SM+ARP876 は AIR1905-NASA よりも高周波数側の予測精度が改善されている。速度比 $\lambda = V_s/V_p = 1.25$ (図 11) では、 $\theta = 30^\circ$ での AIR1905-NASA は周波数スペクトルが歪んでおり、ピーク付近では過小評価、高周波数側では過大評価している。一方、4SM+ARP876 は $\theta = 30^\circ$ と $\theta = 90^\circ$ のどちらの角度でも、全ての周波数帯で実測値と良い一致をしている。今回比較した速度比の範囲では、AIR1905-NASA は Coaxial ジェットにおいても高周波数側を過大評価する傾向があることと、これに対して 4SM+ARP876 は実測値と良い一致を示すことが確認された。

Fig. 9 Comparison results between experimental data of unheated coaxial jet test and coaxial jet noise models ($\lambda = V_s/V_p = 0.59$).

Fig. 10 Comparison results between experimental data of unheated coaxial jet test and coaxial jet noise models ($\lambda = V_s/V_p = 0.80$).

Fig. 11 Comparison results between experimental data of unheated coaxial jet test and coaxial jet noise models
 $(\lambda = V_s/V_p = 1.25)$.

4. 結 言

ジェット混合騒音について、利便性に優れかつ実用的な精度を有する経験的騒音モデル（4SM+ARP876）を提案し、模型からエンジンまでのスケールで、加熱・非加熱条件並びに Single・Coaxial ジェットについて、モデルの妥当性を調べた。その結果を以下にまとめる。

- (1) ARP876 は広帯域、特に側方において実測値と良く適合するが、Single ジェットに適用が限られる。Single, Coaxial いずれの形態にも適用可能な AIR1905-NASA は、高周波数側で実測値から乖離する傾向がある。
- (2) Coaxial 形態の予測精度を改善するために、個々のせん断位置を想定した Four-Source Model の各騒音源に ARP876 を組み込んだ簡易モデル（4SM+ARP876）を提案し、実験データとの比較によりその有用性を明らかにした。
- (3) 4SM+ARP876 モデルは、ESDU と組み合わせた 4SM+ESDU に対して、3dB の範囲で一致する予測性能を示した。
- (4) 4SM+ARP876 モデルは、Coaxial ジェットの内部流と外部流の流速比を 0.59, 0.80, 1.25 と変えた実測値と良く一致し、従来の経験モデル（AIR1905-NASA）の高周波数側の実測値との乖離を改善した。

文 献

- (1) Zaman, K. B. M. Q., Bridges, J. E., and Huff, D. L., “Evolution from ‘tabs’ to ‘chevron technology’ – a review”, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol.10, No. 5&6 (2011), pp.685-710.
- (2) 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.
- (3) 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”, *ISUAAAT13-S11-5*, (2012).
- (4) Alkislar, M. B., “Flow Characteristics of a Jet Controlled with Chevron-Microjet Combination for Noise Reduction”, *AIAA 2009-0851*, (2009).
- (5) 石井達哉, 大石勉, 田中望, 賀澤順一, “航空機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.

- (6) SAE: Society of Automotive Engineers, “Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction”, *Aerospace Recommended Practice ARP-876*, (1985).
 - (7) SAE: Society of Automotive Engineers, “Gas Turbine Coaxial Exhaust Flow Noise Prediction”, *Aerospace Information Report AIR-1905*, (1985).
 - (8) Nakamura, S., Ishikawa, H., and Ishii, T., “Comparison between Jet Noise Empirical Models and Experimental Data”, *AJCPP2012-101*, (2012).
 - (9) The Royal Aeronautical Society, “Computer-based estimation procedure for single-stream jet noise. Including far-field, static jet mixing noise database for circular nozzles,” *ESDU 98019*, (1998).
 - (10) Zorumski, W. E., “Aircraft Noise Prediction Program Theoretical Manual”, *NASA TM-83199*, Parts 1, (1982).
 - (11) Fisher, M. J., Preston, G. A., and Bryce, W. D., “A Modelling of the Noise from Coaxial Jets, Part 1: with unheated primary flow”, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 209 (1998), pp.385-403.
 - (12) Fisher, M. J., Preston, G. A., and Mead, C. J., “A Modelling of the Noise from Coaxial Jets, Part 2: with heated primary flow”, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 209 (1998), pp.405-417.
 - (13) Almeida, O., “Semi-Empirical Methods for Coaxial Jet Noise Prediction”, *ISVR Technical Report*, No. 326 (2008).
 - (14) Fisher, M. J., Preston, G. A., and Bryce, W. D., “A Modelling of the Noise from Simple Co-axial Jets”, *AIAA 93-4413*, (1993).
 - (15) Ko, N. W. M., and Kwan, A. S. H., “The Initial Region of Subsonic Coaxial Jets”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 73, part 2 (1976), pp. 305-332.
 - (16) 中村聡, 石井達哉, 生沼秀司, 石川仁, “ノズル下流に設置した突起状デバイスによるジェット騒音低減”, 日本機械学会 2011 年次大会, (2011).
 - (17) 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”, 日本機械学会 2009 年次大会, (2009).
 - (18) Ishii, T., Oinuma, H., Tanaka, N., and Oishi, T., “EXPERIMENTAL STUDY ON A NOTCHED NOZZLE FOR JET NOISE REDUCTION”, *ASME GT2011-46244*, (2011).
 - (19) Nakamura, S., Ishii, T., and Ishikawa, H., “Mixing Device by Sharp-Edged Nails”, *Inter-noise 2012 Nr798*, (2012).
-