

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 航空機の離着陸騒音推算ツール（AiNEST）の構築

#### Development of Aircraft Noise Estimation Tool (AiNEST)

赤塚 純一  
Junichi Akatsuka

2017年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目次

概 要	1
記 号	2
1. はじめに	2
2. ICAO の騒音基準	3
3. 離着陸騒音推算ツールの構築	5
3.1 基本方針	5
3.2 ツール概要	5
3.3 計算方法	5
3.4 計算上の仮定	6
3.5 入出力	7
3.5.1 入力	7
3.5.2 出力	9
3.6 各音源の計算	9
3.6.1 ジェット騒音	9
3.6.2 ファン騒音	10
3.6.3 音響ライナ	12
3.6.4 脚騒音	13
3.6.5 機体騒音	14
3.7 伝播計算と騒音値の計算	15
3.7.1 気象条件の計算	15
3.7.2 空気吸収量の計算	15
3.7.3 地面反射効果の計算	15
3.7.4 ラテラル減衰量の計算	15
3.7.5 <i>PNL</i> ・ <i>EPNL</i> の計算	16
4. 推算値と実験・実機データとの比較	17
4.1 縮尺模型を用いたジェット騒音試験データとの比較	17
4.2 エンジン騒音のデータベースとの比較 (V2527-A5 エンジン)	23
4.3 実機の騒音認証値との比較 (A320-232)	26
4.4 他の騒音推算ツールとの比較 (小型超音速旅客機の共同研究における比較)	32
5. 考察 - 検証結果を踏まえたツール構築方針の再考 -	35
5.1 基本方針について	35
5.2 計算上の仮定について	35
6. まとめ	36

謝 辞	36
参考文献	36
付 録	40
A. 1. コア騒音の検討について	40
A. 2. ジェット騒音の縮尺模型試験データ	41

# 航空機の離着陸騒音推算ツール (AiNEST) の構築<sup>\*1</sup>

赤塚 純一<sup>\*2</sup>

## Development of Aircraft Noise Estimation Tool (AiNEST)

Junichi Akatsuka

### Abstract

Take-off and landing noise is one of the most important issues in aircraft design because of an increase in air traffic. Aircraft Noise Estimation Tool (AiNEST) has been developed to understand effects of various noise sources and propagation on take-off and landing noise. This report provides the overview of the tool development and the result of the validation including a prediction of the take-off and landing noise of the A320-232 aircraft. The difference between the prediction of A320-232 and its certificated noise level was less than 3 EPNdB. It is expected that the proposed tool allows the planning of noise reduction in conceptual study of future aircraft.

**Keywords:** Noise, Take-off, Landing, Estimation

### 概 要

航空輸送の増大に伴い航空機の離着陸騒音の低減は喫緊の課題である。航空機は多数の騒音源を有し、また地上に伝播する際に環境の影響を受ける。このため離着陸騒音低減の検討には、各種の音源、伝播を考慮した総合的な推算ツールが必要となる。本研究では騒音に関する研究開発方針の検討に資するよう、航空機の各種音源、伝播の効果を考慮した離着陸騒音推算ツールの構築を行った。本報ではツール構築の基本方針、概要について述べるとともに、要素及び全機システムで実施した騒音推算の検証について報告する。全機騒音の推算として実施した A320-232 型機の離着陸騒音の推算では、推算値と実機の騒音認証値の差は 3 EPNdB 以内であることが示され、概念検討において実用的な精度で推算が可能なが明らかになった。

## 記 号

$A$	面積 [m <sup>2</sup> ]
$c$	音速 [m/s]
$EPNL$	実効感覚騒音レベル [dB]
$M$	マッハ数
$OASPL$	オーバーオール音圧レベル [dB]
$P$	圧力 [Pa]
$r$	機体と測定点の距離 [m]
$SPL$	音圧レベル [dB]
$St$	ストローハル数
$T$	温度 [K]
$V$	速度 [m/s]
$x, y, z$	位置 [m]
$\rho$	密度 [kg/m <sup>3</sup> ]
$\theta$	ポーラ角 [°]

## 1. はじめに

航空輸送は将来に渡り継続的な伸びが予測されている<sup>1)</sup>。拡大する航空輸送により経済的、文化的活動の発展が期待される一方で、環境に対する配慮がより一層重要になる。特に航空機が離発着する際の空港近隣の騒音の低減は、輸送の拡大を背景に取り組みべき重要な課題の一つである。国際民間航空機関（ICAO）の航空環境保全委員会（CAEP）では、離着陸騒音の低減を図るため国際基準<sup>2)</sup>を定めており、航空機の型式証明を得る際には、この基準を満たしていることが求められる。ICAOの騒音基準は、時代とともに強化される傾向にあり、亜音速ジェット旅客機の現行基準である Chapter4 基準は、2017 年末から更なる騒音低減を課す Chapter14 基準に移行することとなっている。基準強化の傾向を背景に、航空機の低騒音性は機体・エンジンの性能の差を示す要因ともなっており、騒音低減技術の研究開発は各国で積極的に行われている。このため騒音の低減は環境保全に加えて、産業競争力強化の面からも重要な課題の一つとなっている。

航空機は多数の音源を有する。主要な音源としてエンジンのジェット騒音、ファン騒音、燃焼器の騒音、タービン騒音、機体の空力騒音、降着装置の空力騒音、高揚力装置から発生する騒音等が挙げられる。これら音源から発せられる音は、機体、エンジンの運転状態によって変化するため、飛行状態の推定も不可欠である。また、音源から放出された音は、地上に伝播する際に環境の影響を受ける。このため、伝播についても適切な推算方法が必要となる。このように航空機の離着陸騒音は種々の要因が影響する。このことは、航空機の騒音低減に係る研究開発の見通しを悪くする一因ともなっており、各種要因を考慮して

総合的な観点から騒音低減策を検討できるツールが必要となる。

離着陸騒音推算ツールの過去の研究については、参考文献 3)に詳しく紹介されている。大別すると機体の開発に資するツールと空港管理に資するツールの 2 種がある。前者の代表例として NASA Langley 研究所が中心となって開発した Aircraft Noise Prediction Program (ANOPP)<sup>4-5)</sup>、後者の例として FAA の提供する Integrated Noise Model (INM)<sup>6)</sup>が挙げられる。ANOPP は、各音源の予測モデルと伝播のモデルをモジュール化し、それらを統合して離着陸騒音の予測を行う。これにより、基準への適合性の可否や各要素の寄与を評価することができるツールとなっている。後者の例である INM は、既存の機体の騒音データを基に、エンジン、機体単位で巨視的だが、計算負荷が小さいモデルを作り予測を行う。これにより複数の機種が昼夜離発着を行う場合など長期間の平均的な騒音分布が簡易に得られ、空港管理に有益な情報を得ることができる。このように利用の目的によってツールの構成は異なってくる。

機体の研究開発の観点からは前者の視点が重要である。同様のツールの開発は ANOPP の他にも NASA Glenn 研究所の FOOTPR<sup>7)</sup>、DLR の PANAM<sup>8)</sup>、マンチェスター大学の FLIGHT<sup>3)</sup> などがある。これらに共通な点として、現在においても実機あるいは実験から導かれた半経験的な音源モデルを用いている点が挙げられる。NASA は 2011 年に、従来の半経験的なモデルに加え、数値流体・音響解析による予測法を取り扱うため、ANOPP を ANOPP2 とする全面的な改訂を宣言した<sup>9)</sup>。しかし、近年の計算機資源をもってしても、全機の騒音予測を数値解析主体で行うことは難しく、ANOPP2 に移行してからも半経験的な音源モデルに基づく予測が主となっている。従って全機の騒音を総合的に議論するという主旨においては、必ずしも先端的な数値解析によることは適当ではなく、適切な推算モデルの選定により、実用的な計算時間と精度で推算ができるツールとすることが重要である。

上記の背景に基づき、本研究では航空機の概念設計において騒音の観点から提言を可能とするツールを構築することを目的とする。特に各要素の低騒音化技術と全機システムでの離着陸騒音低減との関係を示せるよう、個別要素の寄与が明らかになるプログラムを構築し、騒音低減方針の検討に資することを目的とする。本報では、ツール開発の方針、騒音推算手法の概要、要素からシステムレベルまでの検証結果について報告する。

## 2. ICAO の騒音基準

ICAO で定められた騒音基準<sup>2)</sup>の概要を記す。ICAO の基準は、Lateral Full Power, Flyover, Approach の 3 つの測定条件の騒音値で定められている。各測定点の条件を図 1 に、基準値を図 2 に示す。今後、型式認証を受けるジェット旅客機は 2017 年末までは Chapter4 の基準に、それ以降には Chapter14 の基準に適合する必要がある。Chapter4 基準では、3 条件全てが図 2 に示す基準値以下であり、どの 2 条件の余裕値の和も 2 EPNdB 以上、3 条件の余裕値の和が 10 EPNdB 以上である必要がある。一方、Chapter14 基準では、3 条件の全てが基準

値に対して 1 EPNdB 以上の余裕を持ち, 3 条件の余裕値の和が 17 EPNdB 以上とする必要がある. ここで EPNdB は実効感覚騒音レベル (EPNL) をデシベルで表した単位であり, 物理的な音圧レベル (SPL) に, 人間の聴覚に関する補正と, トーン音に関する補正を施した感覚騒音レベル (PNLT) について騒音の継続時間を考慮した指標である.

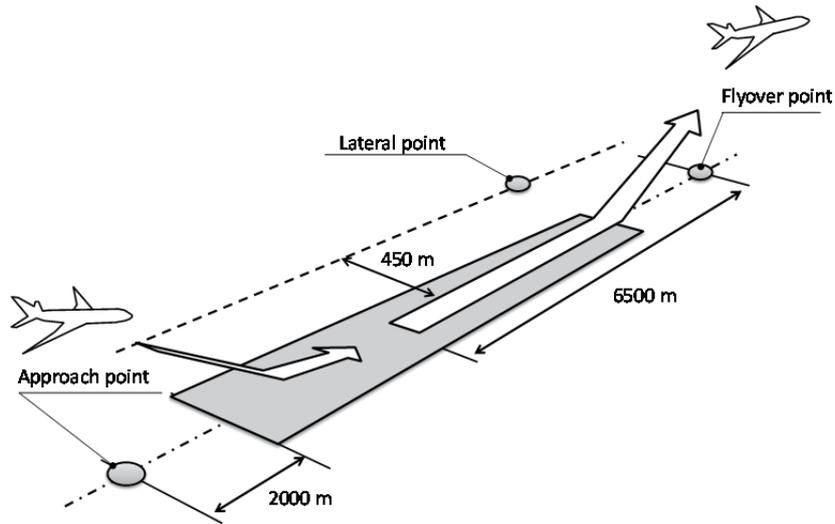


図 1 : ICAO で定められた騒音基準の測定点

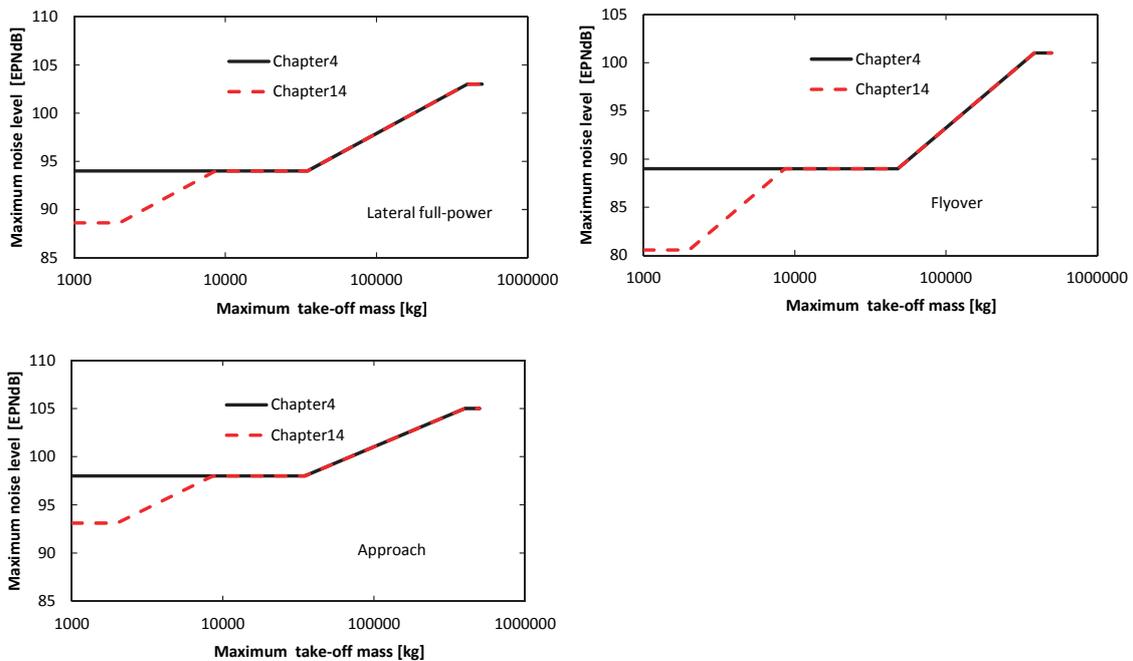


図 2 : ICAO Chapter4 及び Chapter14 の基準値

### 3. 離着陸騒音推算ツールの構築

#### 3.1 基本方針

離着陸騒音推算ツールの構築に際し、初めに基本方針を検討した。本研究で必要とするところは、航空機の研究開発に資する離着陸騒音の推算であるので、基本的な方針は ANOPP の考え方を踏襲することとした。また本ツールの出力は ICAO の基準との比較に資するよう ICAO の計測条件を含む点で *EPNL* 値を算出することとした。ツールの構築にあたっては、容易にプログラムの変更ができ、かつ可搬性、可読性をよくするためスクリプト型の言語を用いることとした。利用の制約がないよう音源のモデルは既往の研究で公開されているものを用いることとした。また個別の騒音源の研究に資するよう、音源の推算部分は個々に使用できることとした。

#### 3.2 ツール概要

上記の基本方針に基づき、離着陸騒音推算ツールの構築を行った。本ツールは航空機の概念設計において離着陸騒音の推算を可能とすることを目的とし、飛行経路（フライトパス）とフライトパスに沿ったエンジンデータ及び機体の諸元を入力することにより、地上の指定の位置（出力点）における *EPNL* 値を推算するプログラムである。本ツールの構成を図 3 に示す。ツールは各要素の音源、伝播の効果を計算する Scilab<sup>10</sup> スクリプト（図 3 でモジュールと記載）で構成されている。本ツールでは初めに各要素の音源モデルを用いて機体・エンジンの状態に応じた機体近傍の音圧レベルを計算する。次に機体と出力点の位置関係に従って、伝播モデルにより地上へ伝播する音を計算する。音源・伝播の計算に必要な高度毎の気温、圧力は気象条件モジュールが大気モデルに従って計算を行う。機体の各位置について、上記の計算を繰り返し、各出力点で音圧レベルの時歴を算出した後、*PNLT* 値への変換を行い、最終的に騒音継続時間を考慮した *EPNL* 値を算出する。

#### 3.3 計算方法

本ツールでの計算の流れを以下に示す。

- (1) 航空機は、0.5 秒間隔で設定されたフライトパス上を移動し、その点での機体・エンジンの状態、大気条件から各音源モデルを用いて *SPL* 値と指向性を計算する。
- (2) 機体と地上の出力点の距離に応じて拡散減衰量を計算する。
- (3) 機体と地上の出力点の距離と角度に応じて空気吸収、ラテラル減衰、地面反射の効果を考慮する。
- (4) 各出力点の *SPL* 値から ICAO の定める手順により *PNLT* 値 を計算する。
- (5) フライトパスの始点から終点までを計算を繰り返し、各出力点で *PNLT* 値の時系列データを作成する。
- (6) *PNLT* 値の時系列データから *EPNL* 値を計算する。

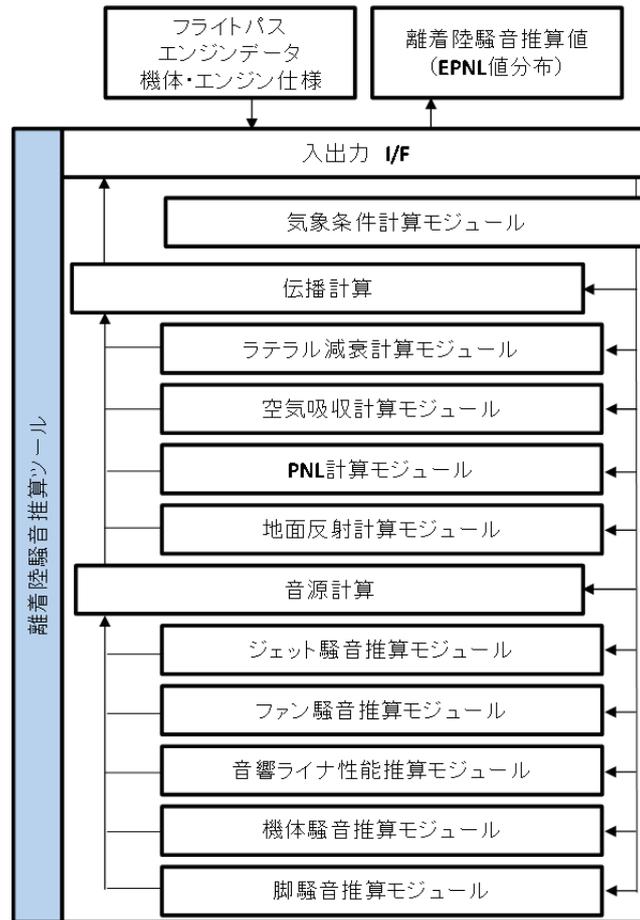


図 3 : 離着陸騒音推算ツールの構成

### 3.4 計算上の仮定

本ツールの構築にあたっては、その目的に照らして、以下の項目を仮定した。

- ・ 固定翼機を対象とする。
- ・ 出力点は水平面上とする。
- ・ 機体は点と仮定し、指定した座標上を移動する。
- ・ 機体のバンク角，ヨー角は $0^\circ$ とし，滑走路延長線上を飛行する。
- ・ 各音源の *SPL* 値及び指向性は代表長 1 m の球面上の値で代表する。
- ・ 音の伝播は音源を点音源と仮定し，機体と出力点の幾何学的関係から算出する。
- ・ 伝播時間は機体位置の音速を考慮する。
- ・ 地上の大気条件は ICAO の条件<sup>2)</sup>とする。
- ・ ICAO の条件に基づき 50 Hz から 10 kHz の範囲の周波数を計算する。
- ・ *PNLT* 値，*EPNL* 値の計算は ICAO の方法<sup>2)</sup>に基づく。
- ・ エンジン騒音の機体による反射及び遮蔽効果は個別に考慮しない。
- ・ エンジンのコア騒音（燃焼器騒音，タービン騒音）は考慮しない。

- ・ラテラル減衰の計算は SAE AIR 5662<sup>11)</sup>に基づく。
- ・座標系は図 4 に示す通りとする。

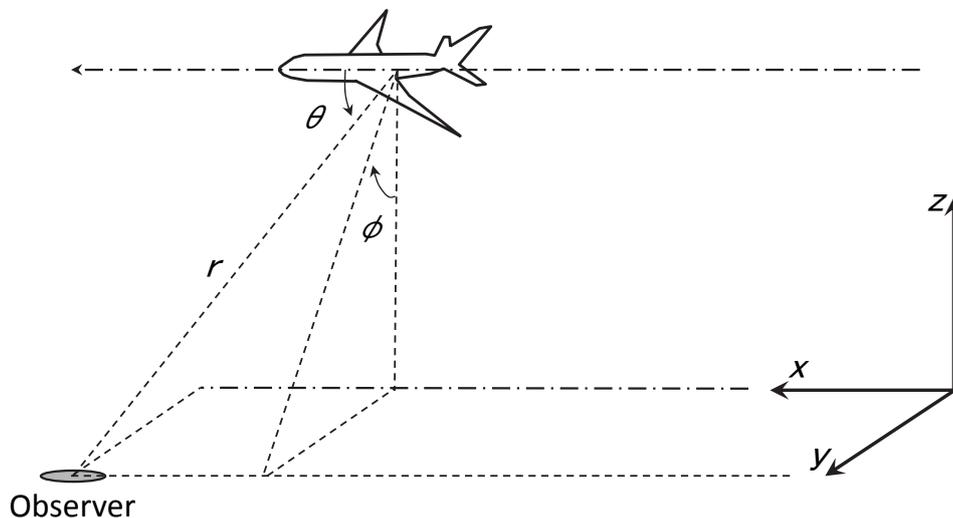


図 4：座標系

### 3.5 入出力

#### 3.5.1 入力

##### (1) フライトパスファイル

入力として、機体の位置座標とその点での機体・エンジンの状態を記した時系列データを用いることとした。具体的な内容は表 1 に示す。データ形式はスペース区切りテキストファイルとした。

表 1：フライトパスファイルの項目

項目名	単位	備考
時刻 $t$	[s]	0.5秒刻みで設定
進行方向距離 $x$	[m]	
高度 $z$	[m]	
排気ジェット速度 $V_j$	[m/s]	
排気総温比 $TTR$		
機速 $V_a$	[m/s]	真対気速度
ファン機械回転数比 $NIR$		
エンジン流量 $m$	[kg/s]	
ファン圧力比 $FPR$		
経路角 $\gamma$	[°]	
迎角 $\alpha$	[°]	

## (2) 機体諸元ファイル

飛行条件によらない機体・エンジンの諸元を表2の項目に従って与えることとした。データ形式は固定書式のテキストファイルとした。

表2：機体諸元ファイルの項目

番号	項目名	単位	備考
1	ノズル出口面積	[m <sup>2</sup> ]	
2	ファン動翼枚数		
3	ファン静翼枚数		
4	ファン段数		
5	ファン径	[m]	
6	ファン入口流入角もしくはIGV角	[°]	
7	ファンIGVの有無	[True/False]	
8	ファン間隙比(動翼と静翼の間隙)/ファンコード長	[%]	
9	ファン断熱効率		
10	ファン100%機械回転数	[RPM]	
11	ファン設計点高度	[m]	番号11,12または13のいずれかを設定
12	ファン設計点流入マッハ数		
13	ファン設計点での相対チップマッハ数		
14	入口側吸音部有効長さ	[m]	
15	ファン排気部等価高さ	[m]	
16	排気側吸音部有効長さ	[m]	
17	メインギアのホイール数		
18	メインギアのホイール幅パラメータ	[m]	
19	メインギアのホイール直径パラメータ	[m]	
20	メインギアの複雑度係数		
21	メインギア代表長(総ストラット長)	[m]	
22	メインギア代表長(平均ストラット直径)	[m]	
23	ノーズギアのホイール数		
24	ノーズギアのホイール幅パラメータ	[m]	
25	ノーズギアのホイール直径パラメータ	[m]	
26	ノーズギアの複雑度係数		
27	ノーズギア代表長(総ストラット長)	[m]	
28	ノーズギア代表長(平均ストラット直径)	[m]	
29	主翼参照面積	[m <sup>2</sup> ]	
30	主翼スパン	[m]	
31	水平尾翼参照面積	[m <sup>2</sup> ]	
32	水平尾翼スパン	[m]	
33	垂直尾翼参照面積	[m <sup>2</sup> ]	
34	垂直尾翼スパン	[m]	
35	フラップ参照面積	[m <sup>2</sup> ]	
36	フラップスパン	[m]	
37	フラップ舵角	[°]	
38	ストラットの有無	[True/False]	
39	エンジンのマウント形態: True: 翼下, False: 後胴	[True/False]	
40	エンジン中心と地上面の距離	[m]	
41	着陸・離陸	[True/False]	

## (3) 出力点の設定

計算実行時の入力として、出力点の座標 (x,y) を行列または点列で与えることとした。

### 3.5.2 出力

実行後、以下のコマンドを打つことで結果が出力される。

- epnl : 出力点の *EPNL* 値を算出する (全音源を考慮)。
- epnl\_jet : 出力点の *EPNL* 値を算出する (ジェット騒音のみ考慮)。
- epnl\_fan : 出力点の *EPNL* 値を算出する (ファン騒音のみ考慮)。
- epnl\_airframe : 出力点の *EPNL* 値を算出する (機体及び脚騒音のみ考慮)。

### 3.6 各音源の計算

以下に本ツールで用いた音源モデルの概要と使用上留意すべき点を記す。使用上留意すべき点に記載のように、各音源モデルについてはモデルのデータ範囲が存在する。本ツールではデータ範囲の外側についても外挿により計算を行うことができるが、その精度は担保されていないので注意が必要である。

#### 3.6.1 ジェット騒音

##### (1) 概要

ジェット騒音の音源モデルは、SAE-ARP876<sup>12)</sup>の単一ジェットの乱流混合騒音を予測するモデルを用いた。飛行効果は Viswanathan<sup>13)</sup>のモデルを使用した。モデルにおいて *SPL* 値の算出は以下の手順で行う。

- (a) 排気速度  $V_j$  を用いて数表に基づき、普遍オーバーオール音圧レベル  $S$  を求める。
- (b)  $S$  を次式で補正し  $OASPL$  を得る。

$$OASPL = S + 10 \log_{10}(\rho_j/\rho_{amb})^\omega + 10 \log_{10}(A_j/r^2) + 20 \log_{10}(P_{amb}/P_{ISA}) \quad (3.6.1.1)$$

ここで  $\omega$  はモデル定数であり、数表より得られる。また、添え字  $j$  はジェット、 $amb$  は周囲大気、 $ISA$  は国際標準大気の状態を表す。

- (c) 排気速度と音速の比  $V_j/c_0$  とポーラ角  $\theta$  の関数としてストローハル数修正量  $\zeta$  を数表から算出する。
- (d) 修正ストローハル数  $St' = fD_j\zeta/V_j$  と  $\theta$  と総温比  $TTR = T_{0j}/T_{0amb}$  を用いて数表より 1/3 オクターブバンドの相対音圧レベル  $\Delta SPL$  を求める
- (e)  $\theta$  を用いて相対速度指数  $k$  を数表より求め、次式より飛行補正量  $\Delta OASPL_{flight}$  を得る。

$$\Delta OASPL_{flight} = 10 \log_{10} \left( \frac{V_j}{V_j - V_a} \right)^k \quad (3.6.1.2)$$

- (f)  $SPL = OASPL - \Delta OASPL_{flight} + \Delta SPL$  として  $SPL$  を求める。

## (2) 使用上留意すべき点

本計算では亜音速のジェット騒音のみを考慮しているため、衝撃波関連騒音やスクリーチトーンなどの超音速ジェットが発する音の予測は行えない。

音源モデルの文献に示されたモデルのデータ範囲を下記に示す。

排気ジェットマッハ数： $M_j \leq 1$

排気総温比： $TTR \leq 3.5$

ポーラ角： $20^\circ \leq \theta \leq 160^\circ$

周波数：修正ストローハル数について  $-1.6 \leq \log_{10}(St') \leq 1.6$

## 3.6.2 ファン騒音

## (1) 概要

ファン音の音源モデルは、Kontos ら<sup>14)</sup>によって提案された修正 Heidmann モデルを使用した。基となっている Heidmann モデル<sup>15)</sup>では  $SPL$  値の算出は以下の手順で行う。

初めにファンの出力と作動状態による音圧レベル  $SPL_{base}$  を、エンジン流量  $\dot{m}$  とファン前後の温度変化  $\Delta T$  を用いて次式により求める。

$$SPL_{base} = 20 \log_{10}(\Delta T / \Delta T_0) + 10 \log_{10}(\dot{m} / \dot{m}_0) \quad (3.6.2.1)$$

ここで  $\Delta T_0 = 0.555 \text{ K}$ ,  $\dot{m}_0 = 0.453 \text{ kg/s}$ 。

さらにファン騒音では以下の 5 つの要因の  $SPL$  値を求めて合成する。

- (a) Inlet broadband noise
- (b) Inlet discrete-tone noise
- (c) Inlet combination-tone noise
- (d) Discharge broadband noise
- (e) Discharge discrete-tone noise

それぞれの  $SPL$  値の算出は以下の手順で行う。

## (a) Inlet broadband noise

Inlet broadband noise は次の式で表される。

$$OASPL = SPL_{base} + F1(MTR, MTR_d) + F2(RSS) + F3(\theta) \quad (3.6.2.2)$$

ここで F1 は、ファン相対チップマッハ数 ( $MTR$ ) とファン設計相対チップマッハ数 ( $MTR_d$ ) による影響、F2 はローターステータ比 ( $RSS$ ) の影響を表しており、それぞれ実験値によりモデル化された関数で表される。F3 は指向性を表しており、数表により与えられる。

1/3 オクターブバンドの周波数分布  $L$  は次式でモデル化されている。

$$L = 10 \log_{10} \exp(-0.5(\ln(\eta/2.5)/\ln\sigma)^2) \quad (3.6.2.3)$$

ここで $\sigma$ はモデル定数,  $\eta$ は無次元周波数  $\eta = (1 - M\cos\theta)f/f_b$  であり,  $f_b$ は翼端通過周波数 (BPF) である. 以上より  $SPL = OASPL - L$  として  $SPL$  値を得る.

#### (b) Inlet discrete-tone noise

Inlet discrete-tone noise は次の式で表される.

$$SPL = SPL_{\text{base}} + F1(MTR, MTR_d) + F2(RSS) + F3(\theta) \quad (3.6.2.4)$$

ここで  $F1$ ,  $F2$ ,  $F3$  は(a) Inlet broadband noise の各関数と同じ意味をもつが, 値は異なる. 以下(c)から (e)の要因についても同様である.  $SPL$  値は BPF の次数が上がるごとに 3 dB ずつ減少する. カットオフファクタ  $\delta = |M_t/(1 - V/B)|$  が 1.05 より小さいときカットオフが発生し, 基本波の音圧レベルが 8 dB 減少する. ここで  $M_t$  はファンのチップマッハ数,  $V$  はステータ枚数,  $B$  はロータ枚数である.

#### (c) Inlet combination-tone noise

$MTR > 1$  の時に初段のファンのみ combination-tone noise として  $f_b$  の 1/2, 1/4, 1/8 にピークを持つ以下の音源を計算する.

$$OASPL = SPL_{\text{base}} + F1(MTR) + F3(\theta) + C \quad (3.6.2.5)$$

$C$  はインレットガイドベーン (IGV) の影響を与える定数で, 有りの場合  $C = -5$ , 無しの場合  $C = 0$  とする.

周波数分布は  $1/2f_b$  周波数について

$$\begin{aligned} L &= 30 \log_{10}(2 f/f_b) & (f/f_b \leq 1/2) \\ L &= -30 \log_{10}(2 f/f_b) & (f/f_b > 1/2) \end{aligned} \quad (3.6.2.6)$$

$1/4f_b$  周波数について

$$\begin{aligned} L &= 50 \log_{10}(4 f/f_b) & (f/f_b \leq 1/4) \\ L &= -50 \log_{10}(4 f/f_b) & (f/f_b > 1/4) \end{aligned} \quad (3.6.2.7)$$

$1/8f_b$  周波数について

$$\begin{aligned}
 L &= 50\log_{10}(8 f/f_b) & (f/f_b \leq 1/8) \\
 L &= -30\log_{10}(8 f/f_b) & (f/f_b > 1/8)
 \end{aligned}
 \tag{3.6.2.8}$$

とし、 $SPL = OASPL - L$  として  $SPL$  値を得る。

#### (d) Discharge broadband noise

$$OASPL = SPL_{base} + F1(MTR, MTR_d) + F2(RSS) + F3(\theta) + C \tag{3.6.2.9}$$

ここで、 $C$  は IGV の影響で、IGV 有りの場合  $C=3$ 、IGV 無しの場合  $C=0$  とする。  
 $F2$  および周波数分布は(a) Inlet broadband noise に同じ。

#### (e) Discharge discrete-tone noise

基本波の音圧レベルは

$$SPL = SPL_{base} + F1(MTR, MTR_d) + F2(RSS) + F3(\theta) + C \tag{3.6.2.10}$$

ここで、 $C$  は IGV の影響で、IGV 有りの場合  $C=6$ 、IGV 無しの場合  $C=0$  とする。  
 $F2$  およびカットオフと第 2 高調波以降に関する取扱いは、(b) Inlet discrete-tone noise と同じである。

Kontos ら<sup>14)</sup>は上記の Hiedmann モデルの数表および式の一部を CF6-80C2, E3, QCSEE, CFM56 エンジンに適するよう修正したモデルを提案している。各修正量については原文を参照されたい。

#### (2) 使用上留意すべき点

元の Heidmann モデル<sup>15)</sup>で用いられているモデルデータの範囲を以下に示す。

ファン圧力比  $1.2 \leq FPR \leq 1.6$

流量： $385 \leq \dot{m} \leq 430$  kg/s

チップマッハ数： $0.63 \leq M_t \leq 1.39$

設計相対チップマッハ数： $0.87 \leq MTR_d \leq 1.52$

ポーラ角： $0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$

### 3.6.3 音響ライナ

#### (1) 概要

Kontos ら<sup>16)</sup>によって提案されているモデルを使用した。Kontos らはデータベースに基づ

き、音響ライナの効果  $\Delta SPL$  をエンジン入口側と出口側に分けてモデル化を行っている。エンジン入口側については、波長  $\lambda$  をエンジン入口直径  $D_i$  で無次元化した  $x_\lambda = \log_{10}(\lambda/D_i)$  を用いて、入口側吸音部有効長さ  $L_i$  で無次元化した音響ライナの効果  $\Delta SPL / L_i$  を  $x_\lambda$  の 5 次の多項式で表現している。出口側についてはファン排気部等価高さ  $h_e$  を用いて  $\lambda$  を無次元化した  $y_\lambda = \log_{10}(\lambda/h_e)$  を用いて、排気側吸音部有効長さ  $L_e$  で無次元化した音響ライナの効果  $\Delta SPL / L_e$  を  $y_\lambda$  の 6 次の多項式で表現している。入口側、出口側ともに多項式の係数は  $\theta$  によって異なり数表によって与えられている。

## (2) 使用上留意すべき点

モデルデータの範囲を以下に示す。

エンジン入口直径  $5 \text{ feet} \leq D_i \leq 7.75 \text{ feet}$

入口側吸音部有効長さ  $1.1 \text{ feet} \leq L_i \leq 3.25 \text{ feet}$

ファン排気部等価高さ  $0.78 \text{ feet} \leq h_e \leq 1.3 \text{ feet}$

排気側吸音部有効長さ  $1.58 \text{ feet} \leq L_e \leq 6.05 \text{ feet}$

ポーラ角 :  $10^\circ \leq \theta \leq 160^\circ$

## 3.6.4 脚騒音

### (1) 概要

Guo<sup>17-18)</sup>により提案された音源モデルを使用した。Guo の音源モデルは Boeing737 機及び Boeing777 機の実スケールのデータを基にモデル化されている。モデルでは狭帯域の遠方場の音圧レベルを次式により算出する。

$$PSD = 10 \log_{10} \left( \frac{\rho^2 c^4 M^6 D_0(\theta)}{p_{ref}^2 r^2 (1-M \cos \theta)^4} (P_L + P_M + P_H) \right) \quad (3.6.4.1)$$

ここで  $D_0(\theta)$  は機体へのインストレーションの効果を表す関数であり、 $p_{ref}$  は参照音圧 ( $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ ) である。 $P_L, P_M, P_H$  は、脚騒音の特徴を表す部分であり、添え字 L, M, H はそれぞれ、低、中、高周波を表すとともに、降着装置の特定の部分を表している。例えば L はホイール、M はストラットに由来し、H はその他細部の複雑さを表現している。各  $P$  項は  $P = \beta SD(\theta, \phi)$  と表される。ここで  $\beta$  はエネルギー変換効率を示すモデル定数であり  $S$  は各部の面積を表すパラメータである。また  $D(\theta, \phi)$  は個々の要因の指向性を表す関数であり、モデル定数  $h$  と  $b$  を用いて次式で表される。

$$D(\theta, \phi) = (1 + h \cos^2 \theta)^2 (1 + b \cos^2 \phi) \quad (3.6.4.2)$$

周波数分布は  $St$  と 5 つのモデル定数 ( $A, B, \sigma, \mu, q$ ) を用いて

$$F(St) = A \frac{St^\sigma}{(B+St^\mu)^q} \quad (3.6.4.3)$$

と表される。以上より求めた狭帯域の音圧レベルと 1/3 オクターブバンド単位に合成し、1/3 オクターブバンドの *SPL* 値とする。

## (2) 使用上留意すべき点

Guo の脚騒音モデルは、実機の特徴を表すモデルであるため、そのまま模型スケールの予測に用いるのは適切ではない。模型スケールの予測にはモデルの周波数関数、式 (3.6.4.3) とは別にストローハル数に基づく変換が必要であることがわかっている<sup>18)</sup>。

## 3.6.5 機体騒音

### (1) 概要

Fink<sup>5,19)</sup>により提案された音源モデルを使用した。主翼、垂直尾翼、水平尾翼、後縁フラップの *Trailing-edge* 騒音、スラットによる騒音を考慮している。モデル化は実機のフライオーバー騒音の計測に基づいて行われている。モデルでは主翼、垂直尾翼、水平尾翼の各 *Trailing-edge* 騒音を次式により算出する。

$$SPL = 10 \log_{10} \left( \frac{\rho^2 c^4 \Pi^* D(\theta, \phi) F(St)}{4\pi p_{ref}^2 r_s^{*2} (1-M \cos \theta)^4} \right) \quad (3.6.5.1)$$

ここで、 $D(\theta, \phi)$ は指向性、 $F(St)$ は周波数分布を表す関数であり、主翼、垂直尾翼、水平尾翼のそれぞれについて与えられている。 $r_s^*$ は主翼スパン長で無次元化された距離  $r$  である。 $\Pi^*$ は音響パワーを表す関数であり次式でモデル化されている。

$$\Pi^* = KM^5 \delta^* \quad (3.6.5.2)$$

$$\delta^* = 0.37 \frac{A}{b^2} \left( \frac{\rho M c A}{\mu b} \right)^{-0.2} \quad (3.6.5.3)$$

ここで、 $K$ は主翼、垂直尾翼、水平尾翼で異なるモデル定数である。 $\delta^*$ は平板の乱流境界層に基づく無次元境界層厚さである。主翼、垂直尾翼、水平尾翼の各部についてそれぞれの翼面積  $A$ 、スパン  $b$  用いて式 (3.6.5.3) の計算を行う。スラット騒音については主翼と同じ音響パワーであると仮定され、周波数関数  $F(St)$  だけがモデル化されている。後縁フラップについては音響パワー関する  $\Pi^*$ 、周波数関数  $F(St)$ 、指向性関数  $D(\theta, \phi)$  がシングル及びダブルスロテッドフラップとトリプルスロテッドフラップについてそれぞれ定義されている。詳細は参考文献 5) と 19) を参照されたい。

## (2) 使用上留意すべき点

主翼はデルタ翼と矩形翼のモデルがあるが、本ツールでは矩形翼のモデルを標準としている。スラットからの騒音はスラット長が主翼コード長の15%としてモデル化されている。後縁フラップについてはシングル・ダブルスロットドフラップのモデルとトリプルスロットドフラップモデルの2種類がモデル化されているが、標準はシングル・ダブルスロットドフラップとしている。

## 3.7 伝播計算と騒音値の計算

### 3.7.1 気象条件の計算

ICAOの基準に基づき、地上の気温は25°C、気圧は101.325 kPa、無風とした。気温遞減率は国際標準大気と同じとし、指定の高度の気温と気圧を計算する。

### 3.7.2 空気吸収量の計算

空気吸収効果の計算はJIS Z 8738<sup>20)</sup>の方法を用いた。大気の水蒸気分布はISO9613-1の水蒸気分布と高度によらず相対湿度70%となる分布を選択可能とした。地表面でICAOの気象条件を満たすよう後者を標準とした。

### 3.7.3 地面反射効果の計算

地面反射効果の計算は、一律3 dBの増加、またはChien-Sorokaの理論<sup>4,5)</sup>を選択する方式とした。地面の状況を音響的に硬い平面と仮定でき、波長に対して反射波と直接波の行路差が長い場合、一律3 dBの増加が仮定できる。Chien-Sorokaの方法についても地面の状況を音響的に硬い平面と仮定できる場合は、音響インピーダンスに関する項を省略し式が簡略化できる。地面反射の影響が無視できないかつ、音響的に硬い平面とも仮定できない場合は、地面の音響インピーダンスを考慮する必要があるが、本ツールでは対象外とした。

### 3.7.4 ラテラル減衰量の計算

ラテラル減衰の計算はSAE AIR 5662<sup>11)</sup>の方法を用いた。SAE AIR 5662で定めるラテラル減衰とは、観測点において、音波の拡散減衰の効果でも空気による吸収の効果でもない影響全般を指す。物理的には、エンジン配置の影響、地表面による吸収、天候や風に起因する反射や散乱の影響を含んでいる。本文献ではラテラル減衰量 $A$ は仰角 $\beta$ 、側方距離 $l$ 、俯角 $\phi$ の関数として以下の式でモデル化されている。

$$A = E_{\text{Eng}}(\phi) - \frac{G(l)A_{\text{Grd+RS}}(\beta)}{10.86} \quad (3.7.4.1)$$

ここで $E_{\text{Eng}}(\phi)$ はエンジン搭載位置の効果を表し、側胴配置のエンジンの場合

$$E_{\text{Eng}}(\phi) = 10 \log_{10} (0.1225 \cos^2 \phi + \sin^2 \phi)^{0.329} \quad (-180^\circ \leq \phi \leq 180^\circ) \quad (3.7.4.2)$$

翼下配置のエンジンの場合

$$E_{\text{Eng}}(\phi) = 10 \log_{10} \frac{(0.0039 \cos^2 \phi + \sin^2 \phi)^{0.062}}{0.8786 \sin^2 2\phi + \cos^2 2\phi} \quad (0^\circ \leq \phi \leq 180^\circ) \quad (3.7.4.3)$$

として与えられる。距離の関数  $G$  は次式で与えられる。

$$G(l) = 11.83(1 - \exp(-2.74 \times 10^{-3} l)) \quad (0\text{m} \leq l \leq 914\text{m})$$

$$G(l) = 10.86 \quad (l > 914\text{m}) \quad (3.7.4.4)$$

同様に地表面による吸収や散乱を表す関数  $A_{\text{Grd+RS}}$  は次式でモデル化されている。

$$\begin{aligned} A_{\text{Grd+RS}}(\beta) &= 1.137 - 0.029\beta + 9.72 \exp(-0.142\beta) \quad (0^\circ \leq \beta \leq 50^\circ) \\ A_{\text{Grd+RS}}(\beta) &= 0 \quad (50^\circ < \beta \leq 90^\circ) \end{aligned} \quad (3.7.4.5)$$

### 3.7.5 PNL・EPNLの計算

1/3 オクターブバンドの  $SPL$  値から  $PNL$  値を計算する方法は ICAO の方法<sup>2)</sup>による。50 Hz から 10 kHz までの 24 バンドの  $SPL$  値を数表 (noy table) を用いて  $PNL$  値に変換する。さらに  $SPL$  値の周波数分布からトーン補正係数を計算し  $PNL$  値に加算して  $PNLT$  値とする。 $PNLT$  値の時歴データを作成し、最大となる  $PNLT$  値を  $PNLTM$  値として特定する。 $PNLTM$  値から 10 dB 下がるまでの時間範囲 ( $t_1 \sim t_2$ ) を積分範囲として次式の積分により  $EPNL$  値を算出する。

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0.1PNL(t)} dt \quad (3.7.5.1)$$

ここで  $T_0$  は参照時間であり 10 秒と定められている。時間間隔が 0.5 秒のデータ列 ( $k_F \sim k_L$ ) の場合は、式は次式のように簡略化される。

$$EPNL = 10 \log \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0.1PNL(k)} - 13 \quad (3.7.5.2)$$

詳細は参考文献 2) の付録 2 を参照されたい。

## 4. 推算値と実験・実機データとの比較

構築したツールの推算精度の検証のため、以下の4つの観点で推算値と実験・実機データとの比較を行った。

- ・要素レベルでの検証：縮尺模型を用いたジェット騒音試験データとの比較
- ・エンジンレベルでの検証：エンジン騒音データベースとの比較（V2527-A5 エンジン）
- ・全機システムレベルでの検証：実機の騒音認証値との比較（A320-232）
- ・他の騒音推算ツールとの比較：超音速機の共同研究における騒音データとの比較

### 4.1 縮尺模型を用いたジェット騒音試験データとの比較

#### (1) 比較データの概要

ジェット騒音の推算方法の検証のため、図5に示すJAXAの騒音試験設備<sup>21)</sup>を用いて、比較データの取得を行った。供試ノズルは図6に示す、出口直径30.4 mmのコニカルノズルを用いた。該当の設備は、縦4.1 m×横5.7 m×高さ3.3 mの無響室を有し、常温の圧縮空気をチャンバーおよび供試ノズルを通して無響室内に吹き出すことにより、音響試験を実施することができる。気流の条件は、 $M_j = 0.747, 0.862, 0.983$ とした。試験では、8本の1/4インチのマイクロフォンを用いて、半径1.5 mの円周上、流入軸に対して $90^\circ$ から $160^\circ$ まで $10^\circ$ 毎に放射音計測を行った。マイクロフォンは、Aco社のType7016を使用し、試験前に音響校正器Brüel & Kjær 4228を用いて校正を行った。収録には増幅器としてBrüel & Kjær NEXUS Type2690アンプ、データレコーダとしてTEAC DS160Rを用いた。サンプリング周波数は200 kHzとし、80 kHzのローパスフィルターを用い、サンプリング時間は9秒とした。以上の装置で取得したデータを周波数解析し、評価は1/3オクターブバンドで400 Hzから63 kHzの範囲を対象とした。上記の装置および手法の下、気流の時間変動、音響校正器の不確かさ、サンプリング、計測時間を考慮した不確かさの推定値<sup>22-23)</sup>は、狭帯域の音圧レベルについて $\pm 0.55$  dBである。

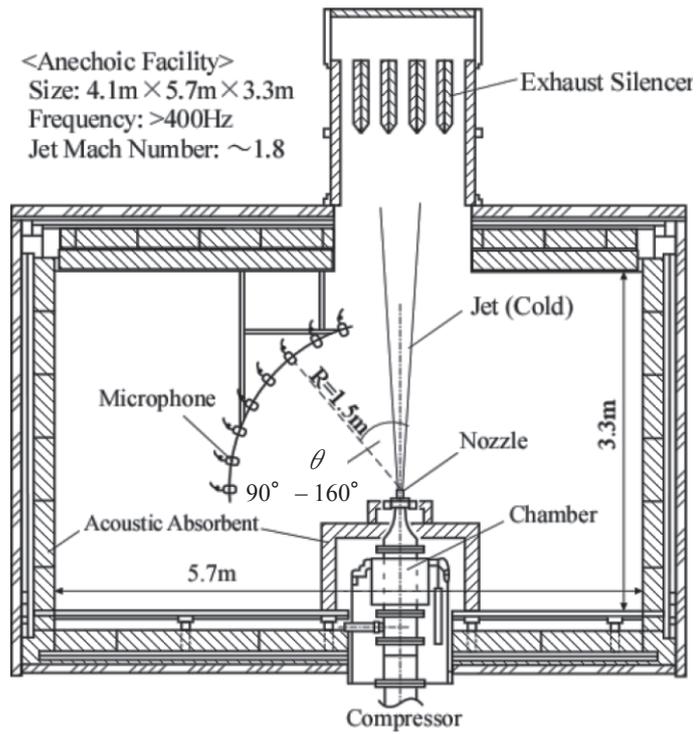


図 5 : JAXA 騒音試験設備<sup>21)</sup>

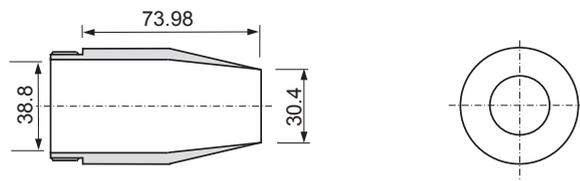


図 6 : 供試ノズル

(2) 騒音推算ツールの入力値

表 3 に試験条件であり騒音推算ツールの入力値となる条件一覧を示す。

表 3 : 試験条件・推算モデル入力値

大気圧 [kPa]	気温 [K]	湿度 [%]	マッハ数 $M_j$ [-]	総圧 $P_{tj}$ [kPa]	総温 $T_{tj}$ [K]	排気ジェット速度 $V_j$ [m/s]
101.01	298.1	52.0	0.747	146.3	298.6	245.5
101.01	298.0	52.0	0.862	164.1	298.6	278.7
101.00	298.0	52.0	0.983	187.4	298.6	311.7

## (3) 推算値と実験値の対比

推算値と実験値の差の統計量を表 4 に、各試験条件での 1/3 オクターブバンド毎の推算値と実験値の対比を図 7 から図 12 に示す。なお、図 7 の  $M_j=0.747$  の  $St=4.9$  付近で見られる急激な  $SPL$  値の上昇は設備に起因するもので、統計量からは除いている。推算値と実験値との差は最大で 4 dB、平均で約 1 dB であり、モデルが騒音を過大評価している。また、差のばらつきは標準偏差で 1.5 dB 以下であり精密度の推定値として標準偏差の 2 倍を考慮すれば 3 dB 以内である。ジェット騒音のモデルの文献に示されている精度は 1/3 オクターブバンドで 3 dB 以内であるので、縮尺模型試験からジェット騒音の音源モデルは、その適用範囲で適切な予測値を与えることが確認できた。

表 4 : 1/3 オクターブバンド  $SPL$  の差 (推算値 - 実験値) の統計値

マッハ数 $M_j$ [-]	最小差 [dB]	最大差 [dB]	差の平均 [dB]	差の標準偏差 [dB]
0.747	-1.0	3.2	1.2	0.8
0.862	-1.8	3.4	0.8	1.1
0.983	-2.7	4.0	1.0	1.4

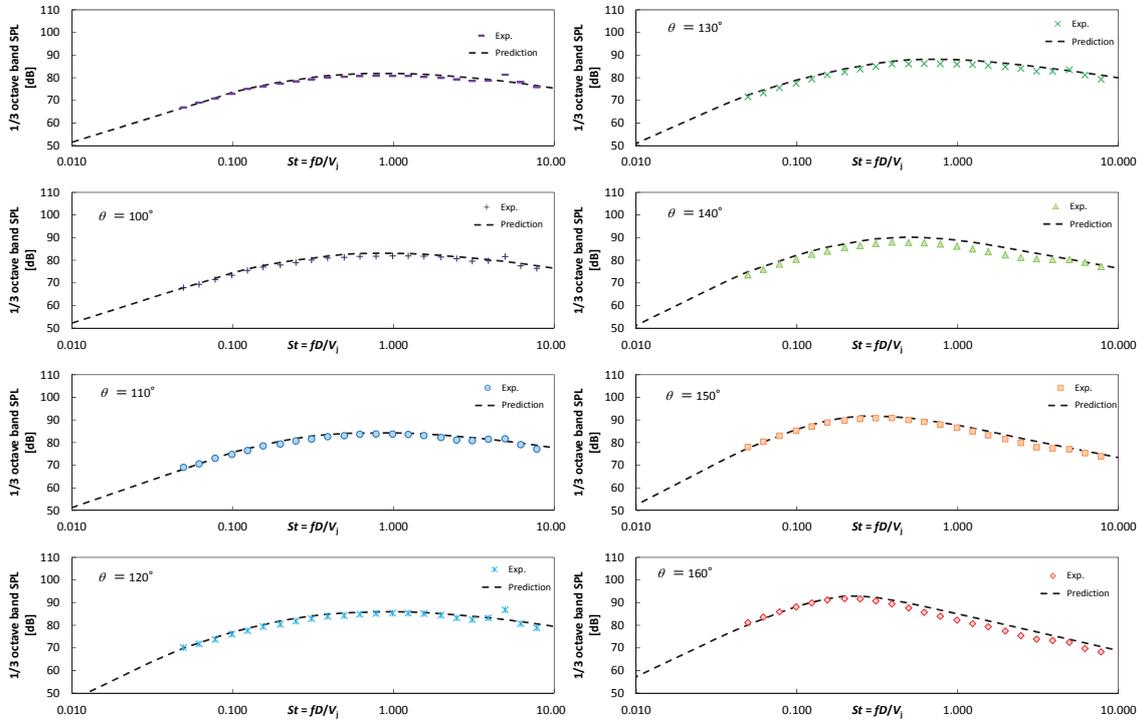


図 7：推算値と実験値の対比 ( $M_j = 0.747$ ,  $TTR = 1$ )

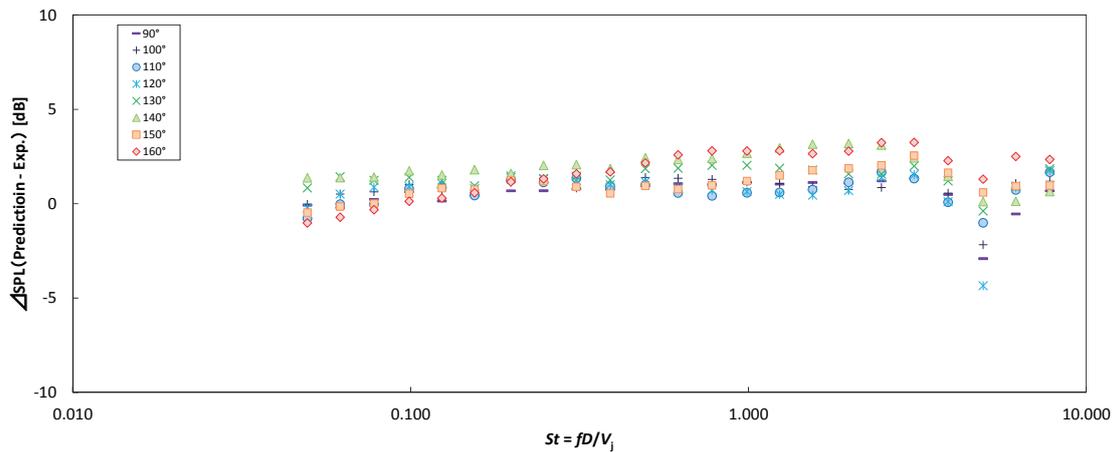


図 8：推算値と実験値の差 ( $M_j = 0.747$ ,  $TTR = 1$ )

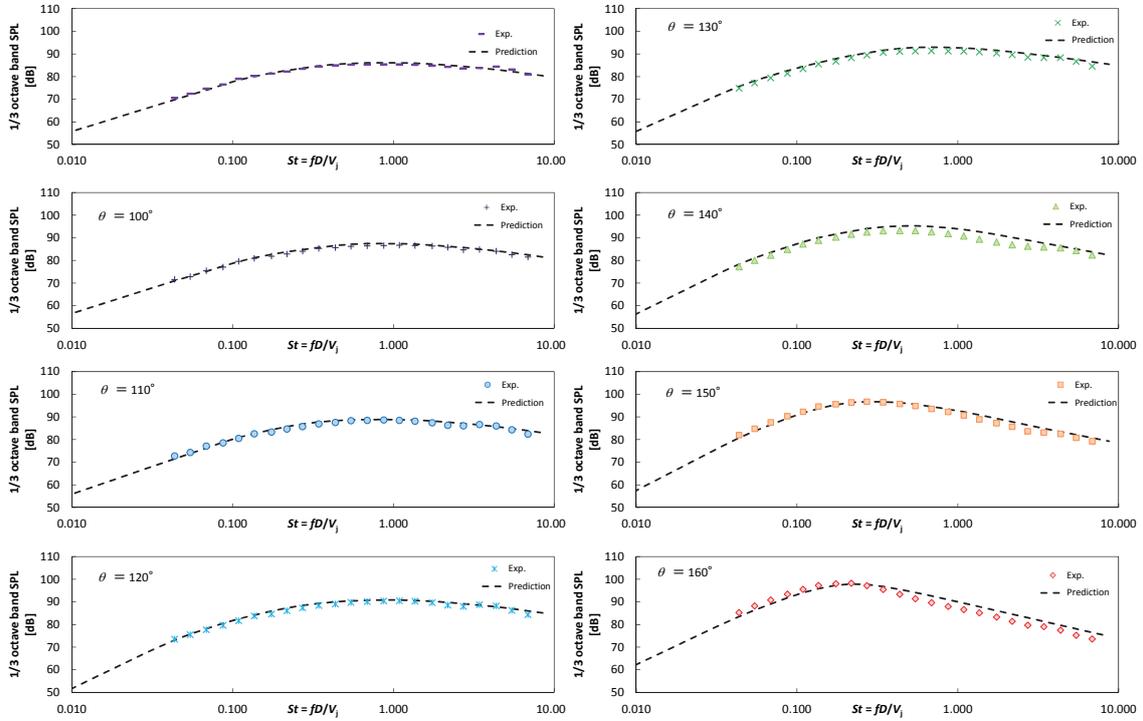


図 9 : 推算値と実験値の対比 ( $M_j = 0.862$ ,  $TTR = 1$ )

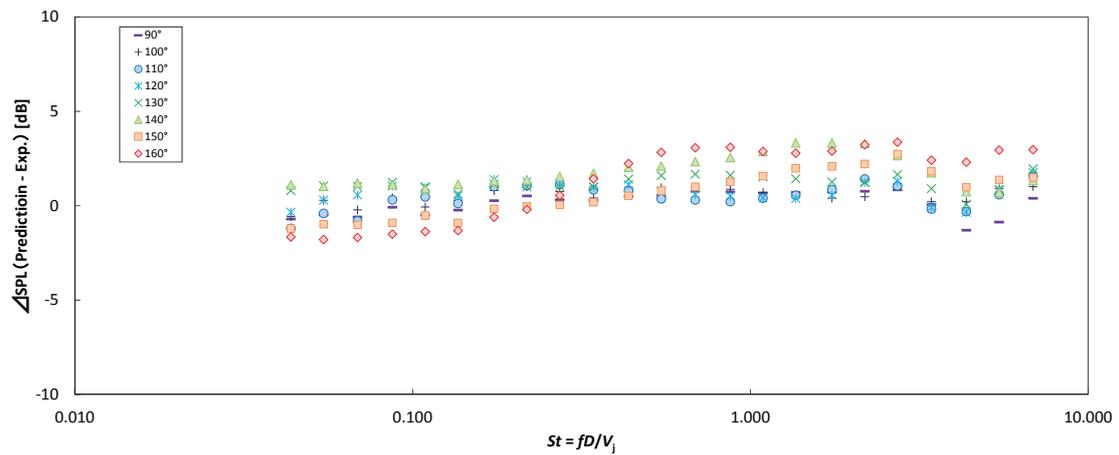


図 10 : 推算値と実験値の差 ( $M_j = 0.862$ ,  $TTR = 1$ )

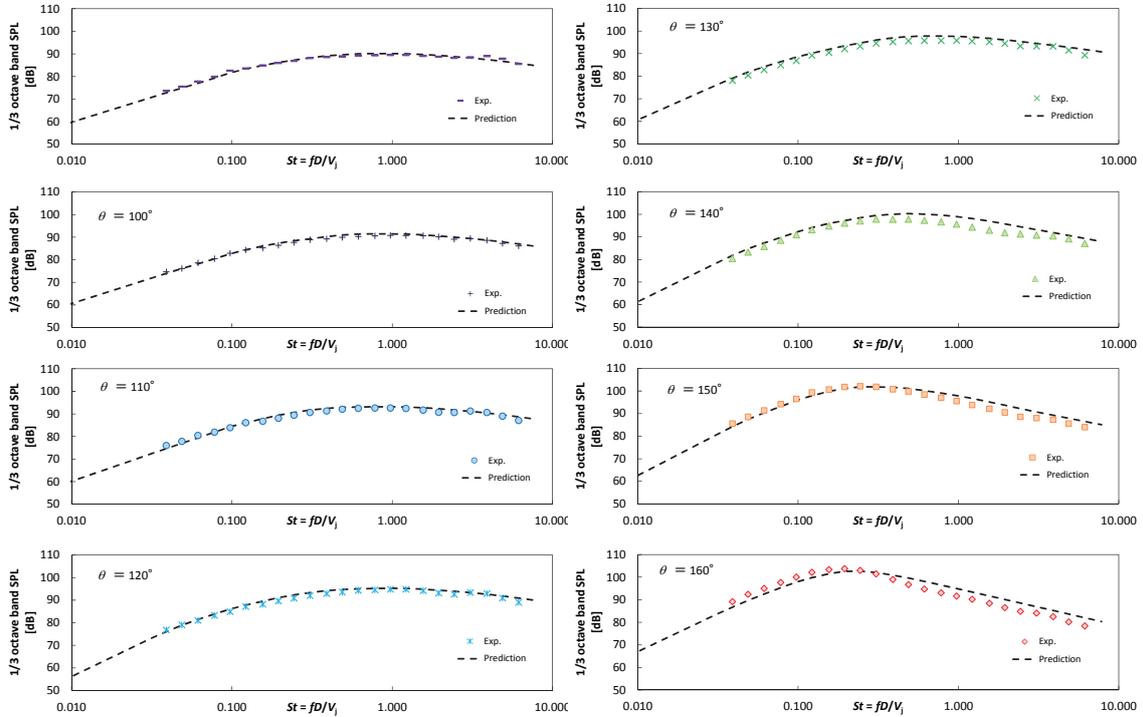


図 11：推算値と実験値の対比 ( $M_j = 0.983$ ,  $TTR = 1$ )

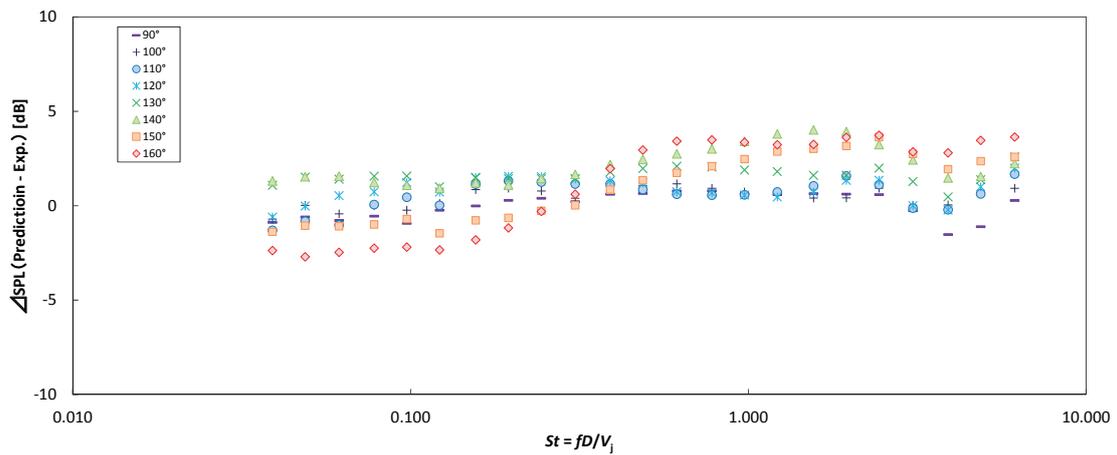


図 12：推算値と実験値の差 ( $M_j = 0.983$ ,  $TTR = 1$ )

## 4.2 エンジン騒音のデータベースとの比較 (V2527-A5 エンジン)

### (1) 比較データの概要

エンジンシステムレベルでの騒音推算精度の検証のため、エンジン騒音のデータベースの値との比較を行った。比較データはNPDデータと呼ばれる形式で、エンジンの修正推力及び距離（高度）と騒音値の関係をまとめたデータである。NPDデータは、FAAが提供する空港騒音推算ツールINM<sup>6)</sup>に格納されている。またこれと同じNPDデータが欧州航空航法安全機構(EUROCONTROL)によりANPデータベース<sup>24)</sup>として提供されており、ユーザ登録を行えば、誰でも利用することができる。本検証では、対象とするエンジンをIAE社のV2527-A5エンジンとした。対象のエンジンは混合排気型の2軸ターボファンエンジンで定格推力117.9 kN、バイパス比は4.8である。

### (2) 騒音推算ツールの入力値

V2527-A5エンジンのモデル化は商用のサイクル推算ソフトウェアであるGasTurb12<sup>25)</sup>を用いて行った。エンジンのモデル化に当たっては各種文献<sup>26-30)</sup>の値を参考とした。推算されたエンジンモデルから導出された各性能と排出ガスの型式認証データ<sup>28)</sup>との比較を表5に示す。また部分負荷における実エンジンデータ（正味推力、高圧圧縮機圧力比、高圧圧縮機出口温度、低圧回転数）との比較を図13から15に示す。図13から15の実エンジンデータは参考文献<sup>29)</sup>のエンジンコントロールユニットの出力グラフから読み取ったものである。同文献ではエラーバーは両側3%とされており、推定したエンジンモデルは概ねこの範囲で性能を推定できている。最終的に騒音推算ツールの入力値としたエンジン諸元を表6に示す。

表5：エンジンモデル推算値と型式認証データ<sup>28)</sup>との比較

	バイパス比 [-]	全体圧力比 [-]	推力 [kN]	燃料流量 [kg/s]
データベース値(Ref.28)	4.82	27.2	111.2	1.053
エンジンモデル推算値	4.84	26.6	111.2	1.044
相対差(%)	-0.4	2.1	-	0.9

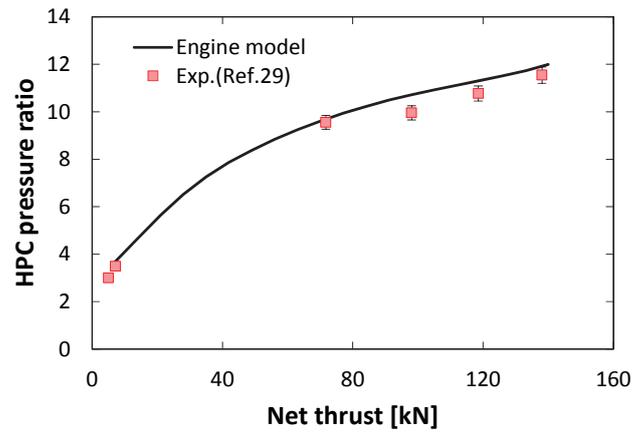


図 13 : エンジンモデルと実エンジンデータ<sup>29)</sup>との比較 (高圧圧縮機圧力比)

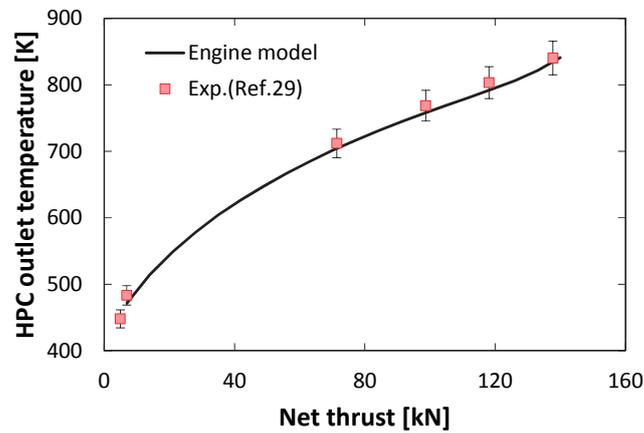


図 14 : エンジンモデルと実エンジンデータ<sup>29)</sup>との比較 (高圧圧縮機出口温度)

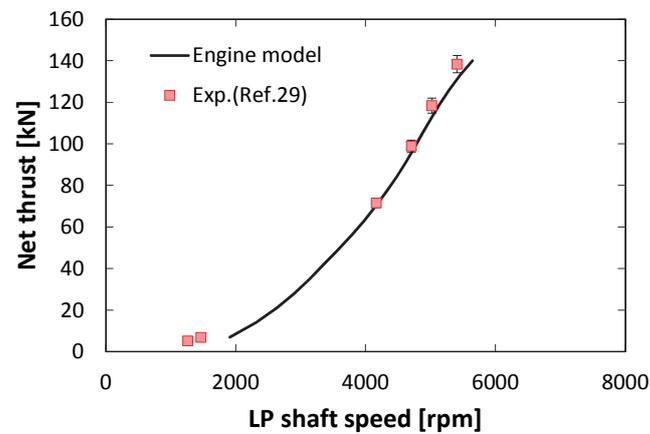


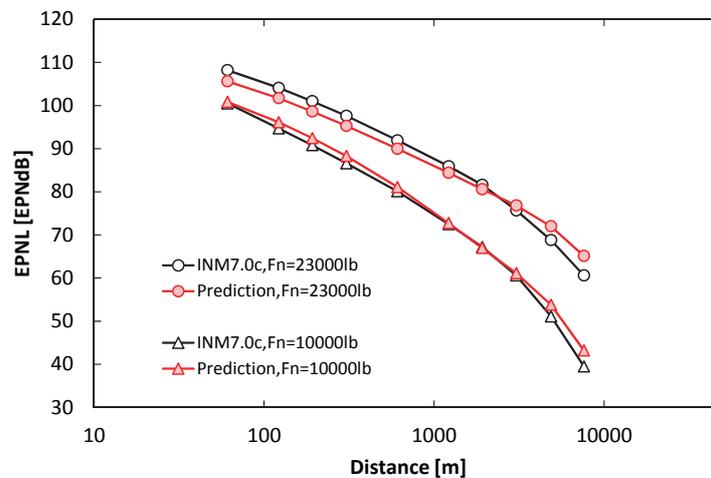
図 15 : エンジンモデルと実エンジンデータ<sup>29)</sup>との比較 (低圧回転数)

表 6 : 離着陸騒音推算ツールの入力値 (機体諸元ファイル)

番号	項目名	値	単位	備考
1	ノズル出口面積	1.261	[m <sup>2</sup> ]	解析結果
2	ファン動翼枚数	22		Ref.27)
3	ファン静翼枚数	60		Ref.27)
4	ファン段数	1		Ref.27)
5	ファン径	1.613	[m]	Ref.30)
6	ファン入口流入角もしくは IGV 角	0	[° ]	Ref.27)
7	ファン IGV の有無	False	[True/False]	Ref.27)
8	ファン間隙比(動翼と静翼の間隙)/ファンコード長	100	[%]	Ref.27)より推算
9	ファン断熱効率	0.928		解析結果
10	ファン 100%機械回転数	5650	[RPM]	Ref.26)
13	ファン設計点での相対チップマッハ数	1.3		Ref.29)
14	入口側吸音部有効長さ	0.806	[m]	Ref.27)より推算
15	ファン排気部等価高さ	0.3054	[m]	Ref.27)より推算
16	排気側吸音部有効長さ	1.613	[m]	Ref.27)より推算

## (3) 推算値とエンジン騒音データベースの値との対比

騒音推算値とエンジン騒音データベースの値との比較結果を図 16 に示す。修正正味推力 23000 lb (102.2 kN) と 10000 lb (44.4 kN) について比較を行ったところ、いずれの条件についても推算値はエンジン騒音データベースの値とよい一致を示した。差は平均で 0.4 dB、差の標準偏差は 2.2 dB であり推算ツールの方が騒音を過大評価している。最大差はいずれも距離が最長の時に生じる。これはエンジンの状態が地上運転状態から離れることによるエンジンモデルの推定精度の悪化と、伝播モデルの推算精度が影響していると考えられる。ICAO の基準による離着陸騒音の評価では、概ね地上から 2000 m 程度までの地点の影響が大きい。従って ICAO の基準の評価においては妥当な推算が可能であると見込まれるが、遠方からの伝播する騒音の推算には課題があると考えられる。

図 16 : 騒音推算値とエンジン騒音データベース<sup>24)</sup>との比較

### 4.3 実機の騒音認証値との比較 (A320-232)

#### (1) 比較データの概要

全機レベルで A320-232 型機の ICAO の基準に対する騒音認証値との比較を行った。対象機は単通路の機体で搭載エンジンは前節で取り扱った V2527-A5 エンジンである。騒音の認証値は ICAO がデータを提供しており、フランス民間航空総局 (DGAC) がデータベース NoisedB<sup>31)</sup>として公開している。同データベースにて公開されている騒音認証時の設定と騒音値を表 7 に示す。

#### (2) 騒音推算ツールの入力値

エンジンモデルは前節と同じものを用いた。空力モデルは Raymer<sup>32)</sup>の方法を用いて決定した。この際、文献<sup>33)</sup>の値を参考に離陸時の最大揚力係数を 2.56、着陸時の最大揚力係数を 3.0、翼面積を 122.4 m<sup>2</sup>とした。フライトパスは、機体を質点と仮定して、エンジンモデル、空力モデル、機体重量を入力として運動方程式を解き、ICAO の定める騒音認証時の飛行経路に基づき設定した。この際、カットバック位置をブレーキリリースから 6000 m の地点とした。フライトパスに沿った高度、機体の速度、正味推力の履歴を図 17 から 19 に示す。また機体の各諸元は文献<sup>17,33-35)</sup>を参考に表 8 の通り定めた。

表 7：騒音認証値 (NoisedB<sup>31)</sup>より)

データベース ID:	AIRBUS_17044
型式	A320 Version 232
エンジン型式	V2527-A5
推力 (SLS)	117.90 kN
バイパス比(SLS)	4.8
最大離陸重量	73500 kg
スラット/フラップ角度(離陸)	18° /10°
最大着陸重量	64500 kg
スラット/フラップ角度(着陸)	27° /40°
ナセル	long duct
Lateral騒音値	91.4 EPNdB
Flyover騒音値	83.1 EPNdB
Approach騒音値	94.3 EPNdB

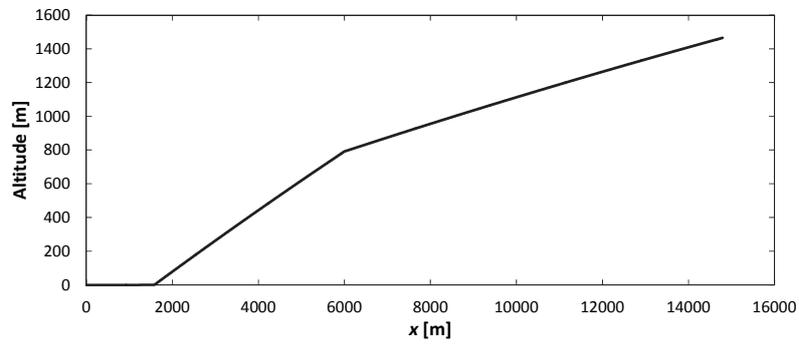


図 17 : フライトパス (高度の履歴)

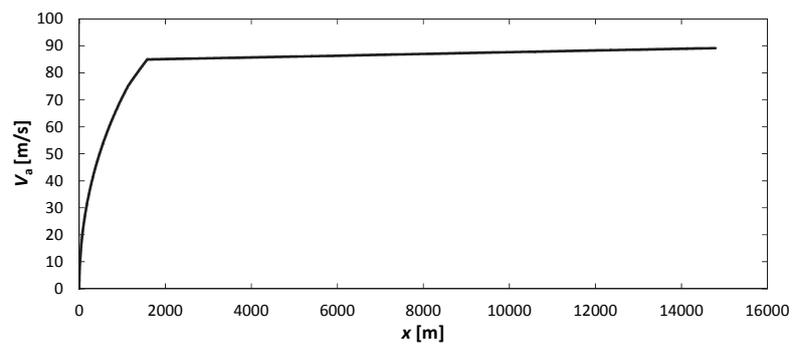


図 18 : フライトパス (機速の履歴)

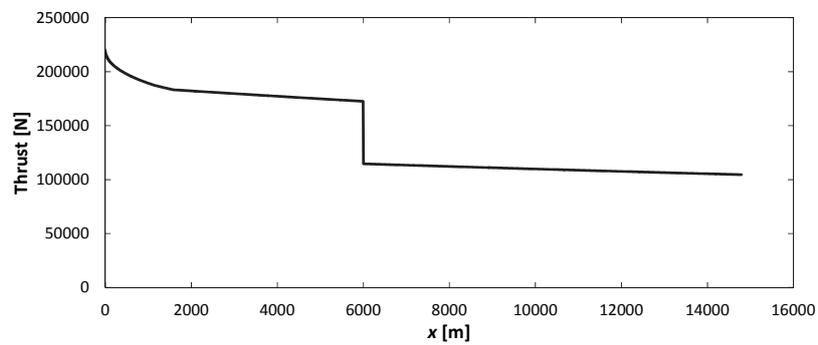


図 19 : フライトパス (推力の履歴)

表 8：離着陸騒音推算ツールの入力値（機体諸元ファイル）

番号	項目名	値	単位	備考
17	メインギアのホイール数	2		Ref.34,35)
18	メインギアのホイール幅パラメータ	0.4064	[m]	Ref.35)
19	メインギアのホイール直径パラメータ	1.1684	[m]	Ref.35)
20	メインギアの複雑度係数	1		Ref.17)
21	メインギア代表長(総ストラット長)	8.05	[m]	Ref.17)より推算
22	メインギア代表長(平均ストラット直径)	0.118	[m]	Ref.17)より推算
23	ノーズギアのホイール数	2		Ref.34,35)
24	ノーズギアのホイール幅パラメータ	0.224	[m]	Ref.35)
25	ノーズギアのホイール直径パラメータ	0.762	[m]	Ref.35)
26	ノーズギアの複雑度係数	1		Ref.17)
27	ノーズギア代表長(総ストラット長)	5.49	[m]	Ref.17,34)より推算
28	ノーズギア代表長(平均ストラット直径)	0.081	[m]	Ref.17,34)より推算
29	主翼参照面積	122.4	[m <sup>2</sup> ]	Ref.35)
30	主翼スパン	35.8	[m]	Ref.34,35)
31	水平尾翼参照面積	31	[m <sup>2</sup> ]	Ref.35)
32	水平尾翼スパン	12.45	[m]	Ref.34)
33	垂直尾翼参照面積	21.5	[m <sup>2</sup> ]	Ref.35)
34	垂直尾翼スパン	5.87	[m]	Ref.34)
35	フラップ参照面積	21.1	[m <sup>2</sup> ]	Ref.35)
36	フラップスパン	24.4	[m]	Ref.34)より推算
37	フラップ舵角(離陸/着陸)	10/40	[° ]	Ref.31)
38	ストラットの有無	True	[True/False]	Ref.34,35)
39	エンジンのマウント形態: True: 翼下, False: 後胴	True	[True/False]	Ref.34,35)
40	エンジン中心線と地上面の距離	2	[m]	Ref.34)より推算

### (3) 推算値と実機の騒音認証値との対比

推算結果と認証値との比較結果を表 9 に示す。推算結果は Lateral 測定点と Flyover 測定点で過大評価，Approach 測定点で過小評価となり，3 条件の和で 2.2 EPNdB の過大評価となった。これは 4.1 節，4.2 節の評価結果を踏まえると妥当な推算である。A320 型機で他のエンジンを搭載した場合の認証値を含めた比較を図 20 から 23 示す。各図は認証日の古い順に同重量の A320 機（最大離陸重量 73500 kg，最大着陸重量 64500 kg，推力 104.5 から 120.2 kN の範囲）の認証値を示している。エンジンの形式の違いや同形式のエンジンでもアップグレードにより騒音値に違いはあり，各測定点の標準偏差で 1 EPNdB 程度の変化がある。本ツールによる推算値はこの傾向から逸脱してはおらず，同機の騒音を適切に予測できている。参考までに表 10 に各エンジンの地上静止条件での定格推力およびバイパス比を示す。図 20 から 23 と対比させると A320 に搭載される同規模のエンジンはバイパス比の大小のみで騒音の大きさが決まるわけではないことがわかる。エンジン形式の違いによる騒音値の差は個々の騒音低減技術の差やエンジン技術の細部の差によることを示唆しており，

バイパス比等のエンジンサイクルにおける巨視的な特徴のみでは、この差を表現しきれないと考えられる。製造メーカーの解説<sup>36)</sup>によれば、V2500シリーズのエンジンが、A320型機に搭載できる最も静かなエンジンであり、それは、(a)広範囲に音響ライナが搭載可能なロングナセル、(b)混合排気型エンジン形態、(c)ファンのワイドコード化によるとしている。従って機種ごとの騒音の差をさらに精度よく推算するには、より詳細なモデル化とパラメータの推定が必要となる。

図24に本ツールによる推算の結果として得られた空港周辺の騒音値の分布を示す。図では原点から $x$ 軸の正方向に離陸し、 $x$ 軸の負方向から原点に向かって着陸する際の分布を示している。原点から $x=1000$  m付近までに見られるラテラル減衰による騒音分布の谷や $x=6000$  m以降のカットバック影響など、離着陸時の騒音分布の特徴が本ツールによっても表現できていることがわかる。

表9：推算値と実機の騒音認証値<sup>31)</sup>との対比 (A320-232)

	Lateral騒音値 [EPNdB]	Flyover騒音値 [EPNdB]	Approach騒音値 [EPNdB]	3条件の和 [EPNdB]
①実機の認証値	91.4	83.1	94.3	268.8
②本ツール推算値	92.0	86.1	92.9	271.0
差②-①	0.6	3.0	-1.4	2.2

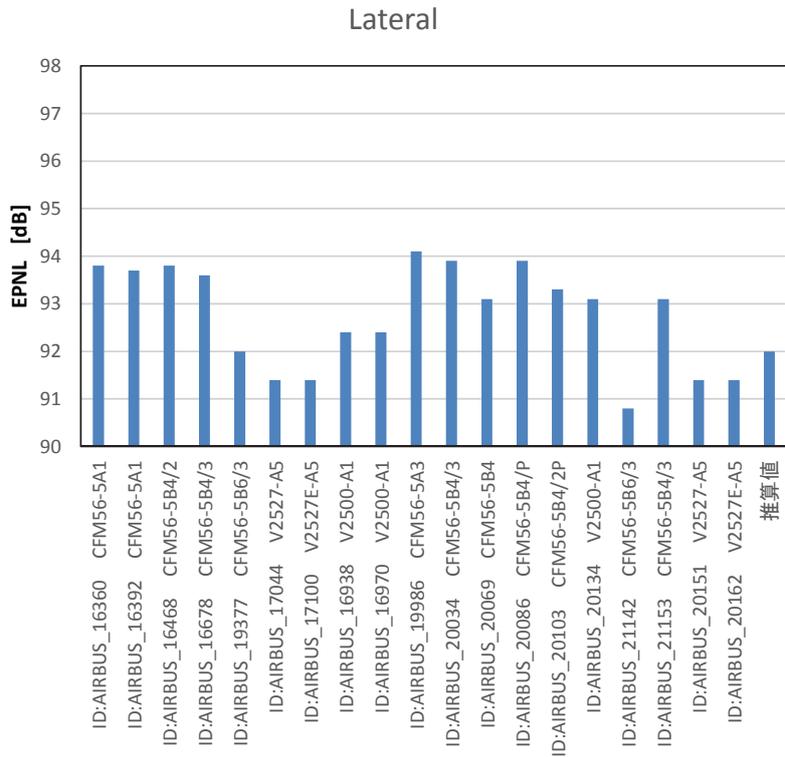


図 20 : 騒音認証値<sup>31)</sup>との比較 (Lateral 測定点)

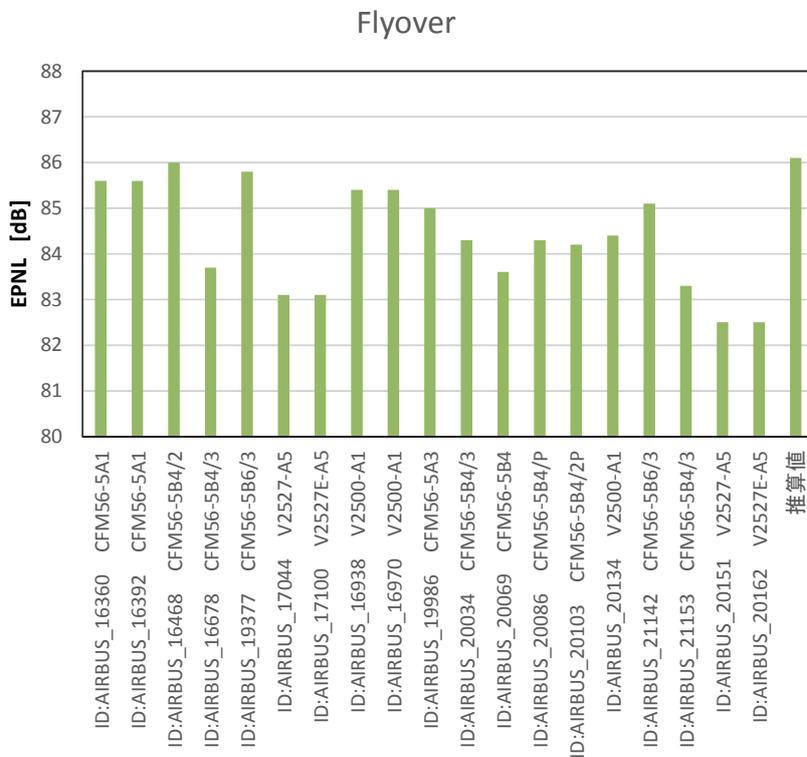


図 21 : 騒音認証値<sup>31)</sup>との比較 (Flyover 測定点)

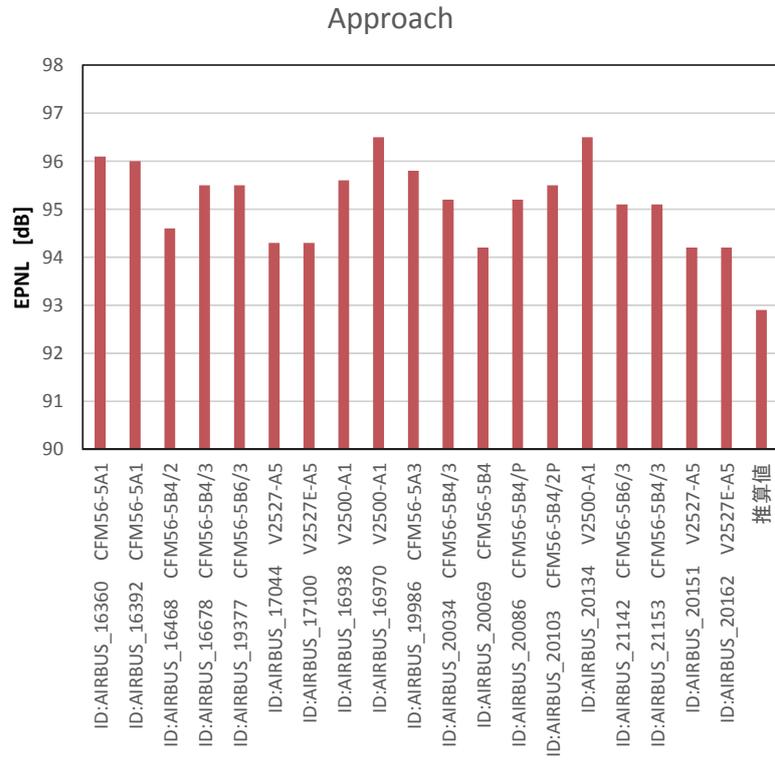


図 22 : 騒音認証値<sup>31)</sup>との比較 (Approach 測定点)

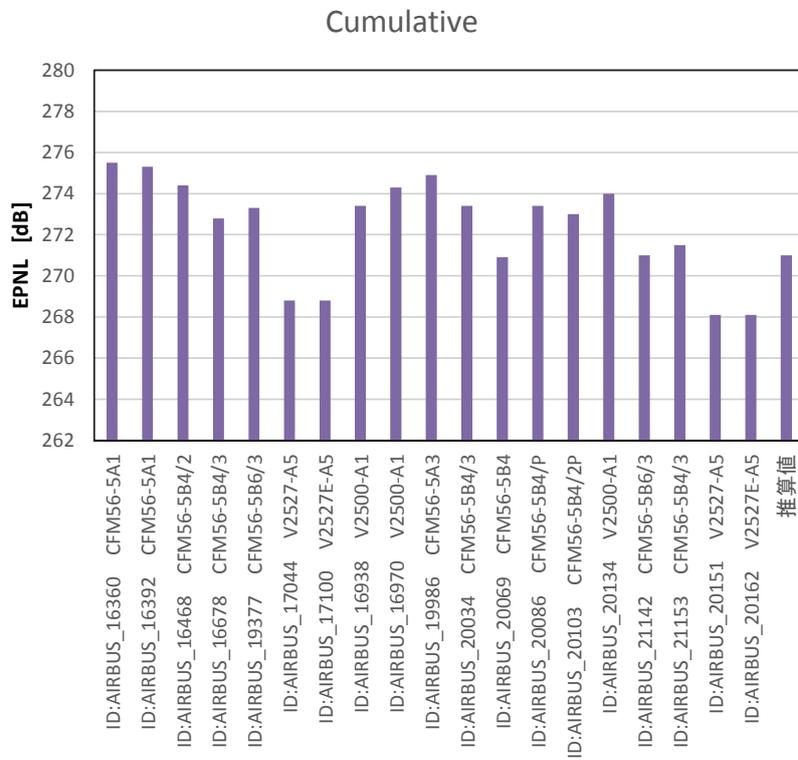


図 23 : 騒音認証値<sup>31)</sup>との比較 (3条件の和)

表 10 : 各エンジンの定格推力及びバイパス比

エンジン名称	定格推力 [kN]	バイパス比
CFM56-5A1	111.2	6
CFM56-5B4	120.1	6
CFM56-5B6	104.5	6
CFM56-5A3	117.9	6
V2500-A1	117.9	5.3
V2527-A5	117.9	4.8
V2527E-A5	117.9	4.8

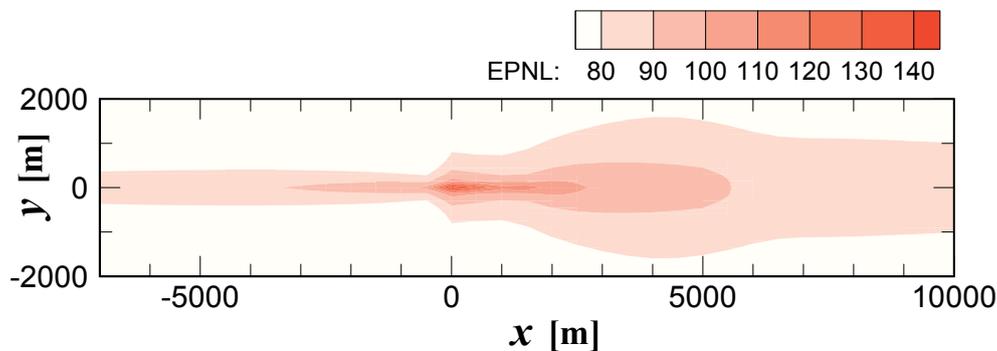


図 24 : 離着陸騒音の分布予測図

#### 4.4 他の騒音推算ツールとの比較（小型超音速旅客機の共同研究における比較）

##### (1) 比較データの概要

全機レベルでの騒音の推算について他の騒音推算ツールとの比較を行った。対象とする機体は JAXA で概念検討を進める 50 人乗り規模の小型超音速旅客機 QSST<sup>37-38)</sup>とした。本機体については JAXA 公募型共同研究の枠組みにより川崎重工業株式会社と共同研究<sup>39)</sup>を行い、それぞれの推算ツールで離着陸騒音の推算を行っている。共同研究先で実施した騒音推算手法の概要を図 25 に示す。各種音源モデルは、IHS 社が有償で提供する音源モデルである ESDU を用い、伝播計算は内製のツール ANPEP を使用している。本共同研究では騒音の推算は ICAO の定める 3 測定点について行った。

##### (2) 騒音推算ツールの入力値

機体の諸元を表 11 に示す。諸元に加え、エンジンモデル<sup>40)</sup>、空力モデル<sup>41)</sup>ともに両者で同じものを用いた。フライトパスの推定方法は 4.3 節と同様である。フライトパスを、図 26 に示す。カットバック位置は 4.3 節同様にブレーキリリースから 6000 m の地点とした。

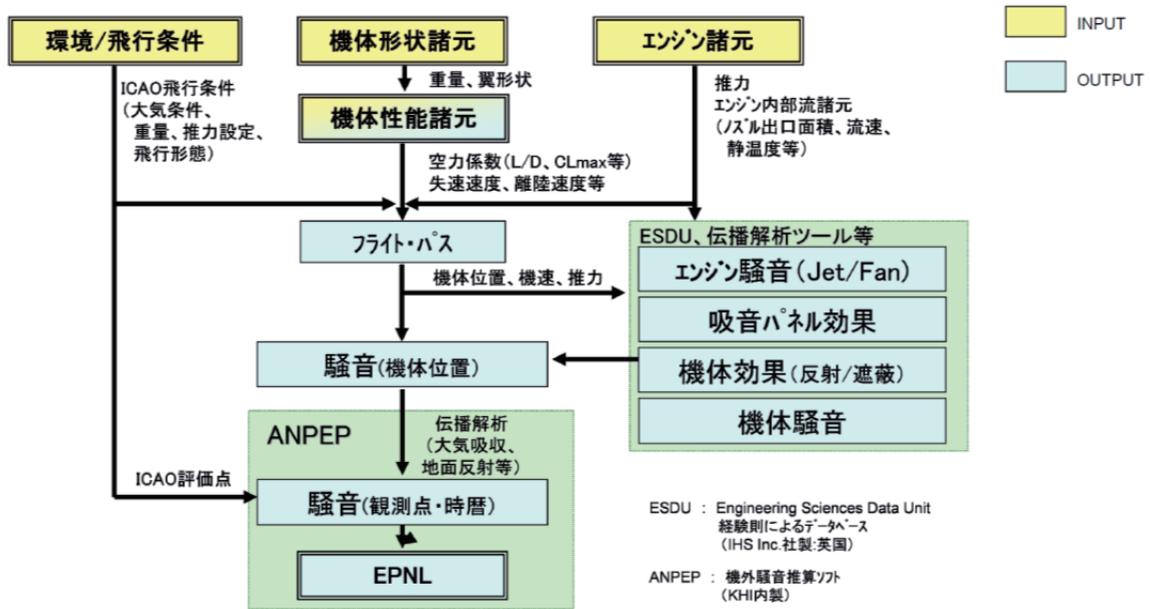


図 25 : 共同研究先における離着陸騒音の推算手法の概要<sup>39)</sup>

表 11 : 機体諸元

機体名称	小型超音速旅客機(QSST)
エンジン形式	2軸Mixed turbo-fan
推力 (SLS)	132.4 kN (13.5 ton)
バイパス比(SLS)	3.4
最大離陸重量	66600 kg
最大着陸重量	56600 kg
主翼参照面積	174.2 m <sup>2</sup>
最大揚力係数(離陸)	1.0
最大揚力係数(着陸)	1.2

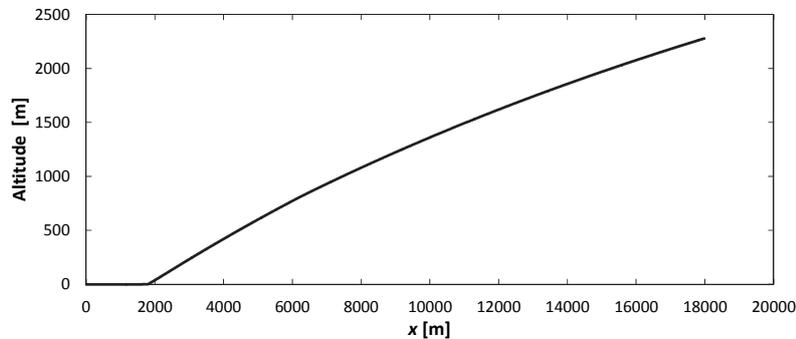


図 26 : フライトパス (高度の履歴)

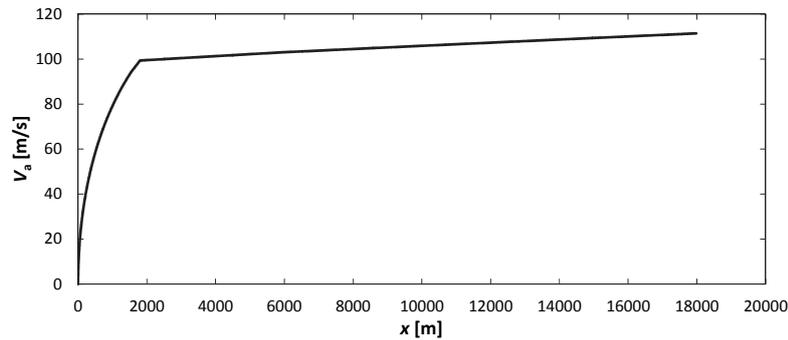


図 27：フライトパス（機速の履歴）

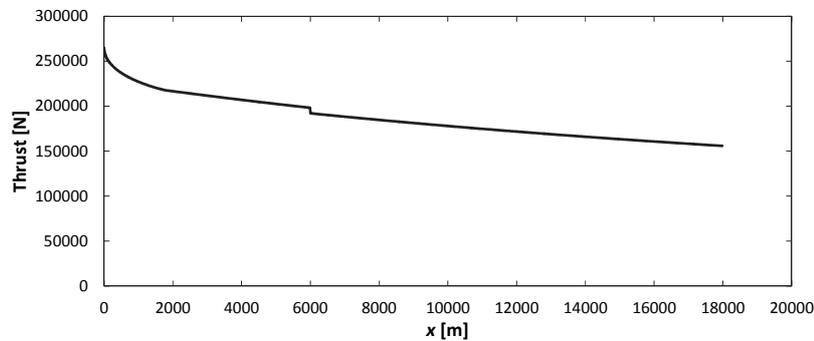


図 28：フライトパス（推力の履歴）

### (3) ツール間の推算値の比較

ツール間の比較結果を表 12 に示す。両者の差は Lateral 測定点で最も大きく 1.8 EPNdB, Flyover 測定点で 0.5 EPNdB, Approach 測定点で 0.6 EPNdB であり Approach 測定点以外では本ツールの推算値の方が小さい。3 点の総和の差は 1.7 EPNdB であり、両者の結果はよく一致している。両者で同じ入力値を用いているため、この差はツールの推算方法の差と見られるが、その差は小さく本ツールで採用した方法の妥当性を確認することができた。

表 12：ツール間の比較結果

	Lateral騒音値 [EPNdB]	Flyover騒音値 [EPNdB]	Approach騒音値 [EPNdB]	3条件の和 [EPNdB]
①KHI推算値	92.6	88.7	93.8	275.1
②本ツール推算値	90.8	88.2	94.4	273.4
差②-①	-1.8	-0.5	0.6	-1.7

## 5. 考察 - 検証結果を踏まえたツール構築方針の再考 -

### 5.1 基本方針について

基本方針では ANOPP の考え方を踏襲し、ICAO の基準との比較に資するよう ICAO の計測条件を含む点で EPNL の値を算出することとした。この点については 4 節の各検証の結果から基本方針に基づき妥当なツールの構築がなされたといえる。またスクリプト型の言語として Scilab を用い、可搬性と可読性を重視したプログラミングを行った。実行時間が長くなることが懸念されたが、PC (OS:Windows7, CPU : Intel Core i5-3450 3.1GHz, RAM : 4GB) で 4.1 節のジェット騒音の計算は 1 秒以下、4.3 節の A320-232 の ICAO 測定点での算出で 20 分程度の計算時間となった。利用の制約を懸念し、音源のモデルは既往の研究で公開されているものを用いたが、概念検討において実用的な推算精度で騒音値を予測できることが明らかになった。

### 5.2 計算上の仮定について

#### (1) 遮蔽効果について

本ツールでは計算上の仮定としてエンジン騒音の機体による反射及び遮蔽効果は個別に考慮しないこととした。これは伝播計算のラテラル減衰モデルにエンジン配置の効果が考慮されており、巨視的にはこの効果で代表するとしたためである。しかしながら、機体形状とエンジン配置によってエンジン騒音の回折・反射の効果は様々であり、精度の向上のためには、より詳細なモデル化が望まれる。想定されるパラメータの多さから一般化したモデルを導出することは困難であると考えられるが、別に行う解析と組み合わせることができるよう、事前に効果の重複を避ける工夫をする必要がある。

#### (2) エンジンのコア騒音（タービン騒音・燃焼器騒音）について

エンジンのコア騒音は本ツールでは取り扱わないこととした。コア騒音は ANOPP では考慮されているものの、他の騒音源に比べて、その寄与が小さいことから同種のツールでも考慮しない場合がある。本ツールの構築においては、その影響度を検討したものの、増加する入力パラメータの数と推算精度を踏まえて現時点で組み込まないこととした。しかし、4.3 節の検証結果で見られた着陸時の騒音の過小評価は、コア騒音の寄与が相対的に大きくなる部分であり、その必要性については改めて精査する必要がある。なおコア騒音の検討の一部については付録 A.1 に記載する。

#### (3) 無風条件について

本ツールでは計算上の仮定として風の条件は無風とした。これは、ツールの主たる目的が、ICAO の条件での推算であるためである。石井らの研究<sup>42)</sup>に示されるよう、音の伝播において風の影響は大きく、本ツールにより風の影響のある条件下での推算を行うことは適

切でない。このことはまた、本ツールによる推算値と平均的に無風と仮定できる長期間平均された航空機騒音のデータとを比較することは適切であるが、一回の飛行試験の結果と比較する際には風の条件に留意する必要があることを示唆している。ツールの適用範囲を拡大し、逐次の飛行試験の騒音予測を行うには、大気条件と伝播の詳細なモデル化が課題である。

## 6. まとめ

航空機の概念設計に資する離着陸騒音の推算ツールの構築と推算値の検証を行った。推算値の検証では要素から全機システムまで実験値や実機データとの比較を実施した。検証から本ツールを用いて A320-232 型機の騒音認証値を 3 EPNdB の差で推算可能なことが明らかになった。また他の騒音推算ツールとも比較を行い、推算方法の妥当性を確認した。ツールの構築にあたり仮定した項目のうち、遮蔽効果の推算と環境要因の推算については、ツールの適用範囲を広げる上で、今後の課題として取り組むべき余地がある。本ツールにより騒音の分布のみならず、要素性能の改善が全機の騒音に及ぼす影響を推算することが可能となった。今後、航空機騒音低減に向けた検討で利用されることが期待される。

## 謝 辞

JAXA 航空技術部門推進技術研究ユニットの石井達哉氏、生沼秀司氏、長井健一郎氏、株式会社サイエンスサービスの和田恵氏にはジェットの騒音の試験を実施するにあたりご協力を頂いた。またエンジンのモデル化に際しては JAXA aFJR プロジェクトチームの福山佳孝氏に助言を頂いた。超音速旅客機の離着陸騒音の予測については、JAXA 公募型共同研究の枠組みを通じて川崎重工業株式会社の方々にご協力を頂いた。付録のタービン・燃焼器騒音の検討については、University of the West of England の Francesco Cipriani 氏に検討を支援して頂いた。この場を借りて関係の方々に深く謝意を表す。

## 参考文献

- 1) 一般財団法人 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測 2015-2034,” 2015.
- 2) International Civil Aviation Organization, “Annex 16 Environmental Protection Volume I Aircraft Noise 7th Edition,” July 2014.
- 3) A. Filippone, “Aircraft noise prediction,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 68, pp. 27-63, 2014.

- 4) W. E. Zorumski, "Aircraft Noise Prediction Program Theoretical Manual," *NASA T M 83199Part 1*, 1982.
- 5) W. E. Zorumski, "Aircraft Noise Prediction Program Theoretical Manual," *NASA T M 83199 Part 2*, 1982.
- 6) Federal Aviation Administration, "Integrated Noise Model (INM)," [Online]. Available: [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/apl/research/models/inm\\_model/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/research/models/inm_model/). [Accessed 6 2016].
- 7) B. J. Clark, "Computer Program To Predict Aircraft Noise Levels," *NASA Technical Paper 1913*, 1981.
- 8) L. Bertsch, W. Dobrzynski and S. Guérin, "Tool Development for Low-Noise Aircraft Design," *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 2, pp. 694-699, 2010.
- 9) L. V. Lopes and C. L. Burley, "Design of the Next Generation Aircraft Noise Prediction Program: ANOPP2," *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference AIAA2011-2854*, 2011.
- 10) Scilab Enterprises, "Scilab Official Website," [Online]. Available: <http://www.scilab.org/>. [Accessed 6 2016].
- 11) SAE, "Method for Predicting Lateral Attenuation of Airplane Noise," *SAE AIR 5662*, 2012.
- 12) SAE, "Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction," *SAE ARP 876E*, 2012.
- 13) K. Viswanathan. and M. J. Czech, "Measurement and Modeling of Effect of Forward Flight on Jet Noise," *AIAA Journal*, vol. 49, no. 1, pp. 216-234, January 2011.
- 14) K. B. Kontos, B. A. Janardan and P. R. Gliebe, "Improved NASA-ANOPP Noise Prediction Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems Volume 1:ANOPP Evaluation and Fan Noise Model Improvement," *NASA CR 195480*, 1996.
- 15) M. F. Heidmann, "Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise," *NASA TM X-71763*, 1979.
- 16) K. B. Kontos, R. E. Krafta and P. R. Gliebe, "Improved NASA-ANOPP Noise Prediction Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems Volume 2: Fan Suppression Model Development," *NASA CR 202309*, 1997.
- 17) G. Yueping, "Empirical Prediction of Aircraft Landing Gear Noise," *NASACR-2005-213780*, 2005.
- 18) C. L. Burley, T. F. Brooks and W. M. Humphreys, "ANOPP Landing Gear Noise Prediction Comparisons to Model-Scale Data," *13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference AIAA 2007-3459*, 2007.
- 19) M. R. Fink, "Airframe Noise Prediction Method," *FAA RD-77-29*, March 1977.

- 20) 日本工業規格, “屋外の音の伝搬における空気吸収の計算,” *JIS Z 8738:1999*, 1999.
- 21) 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,” *第42回流体力学講演会 ANSS2010 講演集*, 2010.
- 22) AIAA, "Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing", AIAA S-071A-1999, 1999
- 23) C.A. Brown, B. S. Henderson, and J. E. Bridges, "Data Quality Assurance for Supersonic Jet Noise Measurements", *NASA TM-2010-216767*, 2010.
- 24) EUROCONTROL, “The Aircraft Noise and Performance (ANP) Database,” [Online]. Available: <http://www.aircraftnoisemodel.org/>. [Accessed 6 2016].
- 25) GasTurb GmbH, “GasTurb,” [Online]. Available: <http://www.gasturb.de/>. [Accessed 6 2016].
- 26) European Aviation Safety Agency, “Type Certificate Data sheet, Number : IM.E.069 International Aero Engines AG (IAE) V2500-A5 and V2500-D5 series engines ,” European Aviation Safety Agency, 2013.
- 27) United Technologies Corporation—Pratt & Whitney Division, “V2500 ENGINE,” [Online]. Available: [http://www.pw.utc.com/V2500\\_Engine](http://www.pw.utc.com/V2500_Engine). [Accessed 6 2016].
- 28) International Civil Aviation Organization, “ICAO Aircraft Engine Emissions Databank,” [Online]. Available: <http://easa.europa.eu/environment/edb/aircraft-engine-emissions.php>. [Accessed 6 2016].
- 29) R. Schnell, P.-B. Ebel, R.-G. Becker and D. Schoenweitz, “Performance Analysis of the Integrated V2527-Engine Fan at Ground Operation,” *13th Onera-DLR Aerospace Symposium ODAS*, 2013.
- 30) Elodie Roux, “Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook,” Elodie Roux, 2007, pp. 491-493.
- 31) The French DGAC, “Noise Certification Database,” [Online]. Available: <http://noisedb.stac.aviation-civile.gouv.fr/>. [Accessed 6 2016].
- 32) D. P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach,” 5th edition, AIAA, 2012.
- 33) C. Matthews, “Aeronautical Engineer's Data Book,” Butterworth-Heinemann, 2001.
- 34) AIRBUS, “Aircraft Characteristics,” [Online]. Available: [http://www.airbus.com/fileadmin/media\\_gallery/files/tech\\_data/AC/Airbus\\_AC\\_A320\\_Jun16.pdf](http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/tech_data/AC/Airbus_AC_A320_Jun16.pdf). [Accessed 6 2016].
- 35) IHS, “Jane’s All the World’s Aircraft オンライン版”.
- 36) IAE, “International Aero Engines,”

- [Online]. Available: <http://iae.wpengine.com/products/environment/>. [Accessed 6 2016].
- 37) 宇宙航空研究開発機構, “次世代静粛超音速機機体概念,” [Online]. Available: <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/concept.html>. [Accessed 6 2016].
  - 38) A. Ueno, Y. Watanabe, “Simultaneous Optimization of Airframe and Engine for Supersonic Transport,” *28th ICAS Congress*, 2012.
  - 39) 川崎重工業株式会社, “「小型 SST の離着陸騒音評価」平成 27 年度成果報告書,” 2016.
  - 40) 宇宙航空研究開発機構, “平成 24 年度 JAXA 航空プログラム公募型研究報告会資料集 (22・23 年度採用分),” *JAXA-SP-13-014*, pp. 39-46, 2014.
  - 41) 大平啓介, 郭東潤, “超音速航空機の前縁・後縁フラップ最適設計に関する研究,” 第 52 回飛行機シンポジウム講演集, 2015.
  - 42) 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, “クレーンを用いた航空機騒音伝搬特性計測飛行実験,” *JAXA-RM-07-012*, 2007.
  - 43) V. Doyle, “Core noise investigation of the CF6-50 turbofan engine: Data report,” *NASA CR-159598*, 1980.
  - 44) V. Doyle and M. Moore, “Core noise investigation of the CF6-50 turbofan engine: Final report,” *NASA CR-159749*, 1980.
  - 45) J. R. Stone, E. A. Krejsa, B. J. Clark and J. J. Berton, “Jet Noise Modeling for Suppressed and Unsuppressed Aircraft in Simulated Flight,” *NASA TM-2009-215524*, 2009.
  - 46) E. Krejsa and M. Valerino, "Interim Prediction Method for Turbine Noise," *NASA TM-X-73566*.

## 付 録

### A. 1. コア騒音の検討について

本ツールでは構成の対象外としたコア騒音（タービン騒音，燃焼器騒音）の検討結果について記す．本検討ではタービン騒音と燃焼器騒音がエンジン騒音全体に及ぼす影響を調べるため，GE社のCF6-50エンジンを対象とした騒音の推算を行った．CF6-50エンジンについては，コア騒音の同定のためにNASAが実施した，地上試験のデータが文献<sup>43-44</sup>)にまとめられている．CF6-50Cエンジンの諸元を表A1-1に記す．該当のエンジンは，同軸噴流型のエンジンであるので，検討においてジェット騒音モデルに同軸噴流を扱うStone<sup>45</sup>)のモデルを用いた．ファン騒音については，本ツールで用いた修正Heidmannモデルを，タービン騒音にはDunnとPeartモデル<sup>46</sup>)を，燃焼器騒音にはGEのモデル<sup>5</sup>)を用いた．推算結果の例として，図A1-1に99.8%推力時の $\theta = 120^\circ$ ，エンジンから45.7 m (150 feet)の位置での1/3オクターブバンドのSPL値を実エンジンのデータ<sup>43</sup>)とあわせて示す．同様に図A1-2に22.5%推力時の同位置のデータを示す．ここで $120^\circ$ 方向はタービン，燃焼器共に，音圧レベルが最も高くなる方向である．各図では，ジェット騒音，ファン騒音，音響ライナ効果を合成したSPL値と，タービン騒音，燃焼器騒音のSPL値も示している．図A1-1に見られるように，エンジン出力が高い99.8%推力時は，燃焼器の騒音は他の音源からの騒音に比して小さいため，その寄与はほとんどない．タービンについても高周波側にBPF騒音の一端が見られる程度である．一方でエンジン出力が低い22.5%推力の場合，燃焼器騒音は低周波側に，タービン騒音は高周波側にその寄与が見られる．このことから，コア騒音は離陸時の騒音推算に対する影響はないものの，着陸時の騒音には影響すると考えられる．コア騒音はエンジン内部に音源を持つため質のよい検証データを取得することが難しい．また着陸時はエンジン騒音の他に機体の空力騒音も影響するため，コア騒音の寄与度の検証も他の音源に比べて難しい．しかしながら，高バイパス比が進む将来の機体においてどのような影響を及ぼすかを議論するためにも，今後さらに丁寧な検証が必要と考えられる．

表 A1-1 : CF6-50 エンジン概要 (参考文献<sup>44</sup>)より)

推力 (SLS)	224.2 kN
燃料消費率 (SLS)	10.7 mg/Ns
バイパス比 (離陸)	4.4
全体圧力比 (離陸)	29.4
エンジン流量 (離陸)	659 kg/s
重量	3780 kg
全長	4.82m

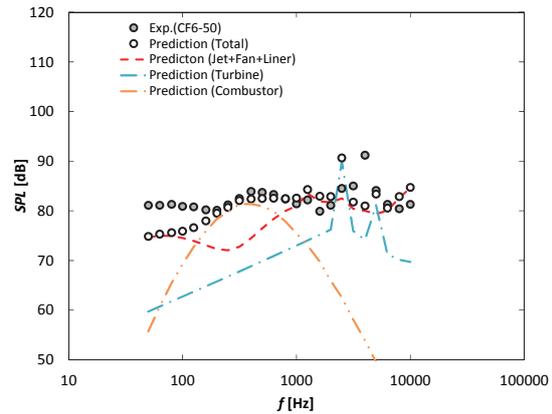
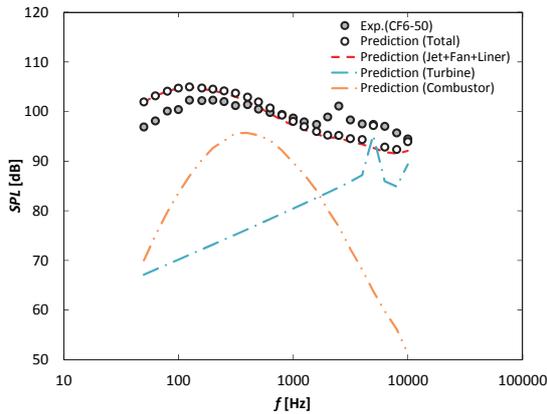


図 A1-1 : 推算値とエンジン騒音値<sup>41)</sup>の比較 (99.8%推力時)      図 A1-2 : 推算値とエンジン騒音値<sup>41)</sup>の比較 (22.5%推力時)

### A. 2. ジェット騒音の縮尺模型試験データ

本文4.1節で示したジェット騒音の検証試験のデータを数表として表A2-1からA2-3に示す。各表に示す音圧レベルは、ノズル端から1.5mの位置の測定データであり、マイクロフォンの周波数特性と、空気吸収について補正されている。試験条件は本文4.1節示す通りである。

表 A2-1 : ジェット騒音の検証試験データ ( $M_j = 0.747$ ,  $TTR = 1$ )

$f$ [Hz]	$St$	$SPL$ (inlet angle) [dB]						
		90°	100°	110°	120°	130°	140°	150°
400	0.050	66.8	67.9	69.0	70.1	71.5	73.5	78.0
500	0.062	69.0	69.3	70.6	71.7	73.1	75.9	80.4
630	0.078	70.8	71.4	73.1	73.7	75.5	78.3	83.0
800	0.099	72.9	73.4	74.8	76.0	77.5	80.4	85.2
1000	0.124	75.0	75.4	76.5	77.5	79.3	82.6	87.0
1250	0.155	76.1	77.0	78.5	79.4	81.2	84.0	88.8
1600	0.198	77.4	77.9	79.4	80.4	82.5	85.6	89.8
2000	0.248	78.3	79.0	80.7	81.8	83.8	86.5	90.4
2500	0.310	79.3	80.1	81.5	82.9	84.9	87.4	90.8
3150	0.390	80.1	81.0	82.6	83.9	86.0	88.0	90.9
4000	0.495	80.4	81.2	83.0	84.3	86.1	87.8	90.0
5000	0.619	80.7	81.7	83.6	84.8	86.2	87.6	89.2
6300	0.780	80.9	81.8	83.8	85.2	86.1	87.1	87.9
8000	0.991	80.8	81.9	83.7	85.3	85.9	86.2	86.5
10000	1.238	80.7	81.9	83.6	85.4	85.7	85.0	84.9
12500	1.548	80.4	81.7	83.1	85.1	85.3	83.7	83.2
16000	1.981	79.9	81.4	82.2	84.4	84.8	82.4	81.5
20000	2.476	79.3	80.7	81.1	83.2	84.0	81.2	79.9
25000	3.095	78.6	79.5	80.9	82.4	82.8	80.6	77.9
31500	3.900	78.7	79.7	81.4	83.2	82.8	80.3	77.4
40000	4.953	81.3	81.6	81.7	86.8	83.4	80.3	77.0
50000	6.191	78.0	77.5	79.0	80.7	81.2	79.0	75.4
63000	7.801	75.8	76.4	77.1	78.8	79.2	77.2	73.9

表 A2-2 : ジェット騒音の検証試験データ ( $M_j = 0.862$ ,  $TTR = 1$ )

$f$ [Hz]	$St$	$SPL$ (inlet angle) [dB]						
		90°	100°	110°	120°	130°	140°	150°
400	0.044	70.5	71.6	72.7	73.5	74.8	77.2	81.9
500	0.055	72.4	72.8	74.2	75.5	77.1	80.1	84.7
630	0.069	74.6	75.4	77.1	77.6	79.4	82.3	87.5
800	0.087	76.5	77.1	78.5	79.5	81.3	84.9	90.3
1000	0.109	79.0	79.6	80.5	81.6	83.4	87.3	92.3
1250	0.136	80.3	80.9	82.5	83.7	85.5	88.9	94.6
1600	0.175	81.3	81.9	83.3	84.5	86.7	90.3	95.5
2000	0.218	82.2	82.8	84.6	86.1	88.3	91.5	96.4
2500	0.273	83.4	84.1	85.7	87.2	89.4	92.5	96.7
3150	0.344	84.4	85.3	86.9	88.4	90.6	93.1	96.5
4000	0.436	84.9	85.6	87.5	88.9	91.0	93.2	95.7
5000	0.545	85.2	86.2	88.3	89.7	91.3	93.2	94.8
6300	0.687	85.3	86.4	88.5	90.1	91.3	92.6	93.5
8000	0.873	85.4	86.5	88.6	90.3	91.3	91.8	92.2
10000	1.091	85.4	86.7	88.4	90.4	91.1	90.8	90.7
12500	1.364	85.2	86.6	88.1	90.3	90.8	89.3	88.9
16000	1.745	84.8	86.3	87.3	89.7	90.3	88.1	87.2
20000	2.182	84.3	85.8	86.3	88.5	89.6	86.8	85.6
25000	2.727	83.6	84.6	86.0	87.9	88.5	86.2	83.6
31500	3.436	83.8	84.8	86.6	88.7	88.4	85.9	83.1
40000	4.363	84.4	84.0	86.0	88.1	88.3	85.6	82.5
50000	5.454	83.1	82.5	84.3	86.1	86.6	84.3	80.7
63000	6.872	80.9	81.5	82.3	84.3	84.6	82.4	79.2

表 A2-3 : ジェット騒音の検証試験データ ( $M_j = 0.983$ ,  $TTR = 1$ )

$f$ [Hz]	$St$	$SPL$ (inlet angle) [dB]						
		90°	100°	110°	120°	130°	140°	150°
400	0.039	73.7	74.7	75.9	76.7	78.0	80.5	85.6
500	0.049	75.5	76.1	77.8	79.0	80.3	83.2	88.5
630	0.061	77.7	78.6	80.4	80.9	82.8	85.7	91.4
800	0.078	79.8	80.4	81.9	83.2	84.9	88.5	94.1
1000	0.098	82.5	82.9	83.9	84.8	86.8	91.0	96.5
1250	0.122	83.6	84.3	86.1	87.1	89.1	93.2	99.4
1600	0.156	84.9	85.3	86.7	88.1	90.4	94.8	100.6
2000	0.195	85.9	86.4	88.1	89.6	92.0	96.1	101.8
2500	0.244	86.9	87.7	89.4	90.8	93.2	97.0	102.1
3150	0.307	88.1	88.9	90.6	92.0	94.5	97.8	101.8
4000	0.390	88.6	89.3	91.3	92.9	95.1	97.8	100.7
5000	0.488	89.0	89.9	92.1	93.5	95.6	97.8	99.8
6300	0.614	89.3	90.3	92.5	94.3	95.7	97.3	98.4
8000	0.780	89.4	90.5	92.6	94.5	95.7	96.6	97.0
10000	0.975	89.5	90.7	92.6	94.7	95.7	95.6	95.5
12500	1.219	89.5	90.7	92.3	94.7	95.5	94.3	93.8
16000	1.560	89.1	90.6	91.7	94.2	95.1	92.9	92.1
20000	1.951	88.7	90.1	90.7	93.1	94.5	91.8	90.5
25000	2.438	88.2	89.1	90.6	92.6	93.3	91.2	88.6
31500	3.072	88.5	89.4	91.2	93.3	93.3	90.8	88.0
40000	3.901	89.0	88.6	90.6	92.8	93.2	90.4	87.3
50000	4.877	87.8	87.2	89.0	90.8	91.4	89.1	85.5
63000	6.144	85.5	86.1	87.0	88.9	89.2	87.1	83.9

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-16-005

JAXA Research and Development Report

航空機の離着陸騒音推算ツール (AiNEST) の構築

Development of Aircraft Noise Estimation Tool (AiNEST)

---

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成29年2月8日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2017 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

