低騒音風洞計測部暗騒音の研究*

(第1報, 計測部暗騒音の音源分析)

丸 田 芳 幸^{*1}, 御 法 川 学^{*2}

Background Noise in Measuring Section of Low-Noise Acoustic Wind Tunnels (1st Report, Analysis of Background Noise Sources in Measuring Section)

Yoshiyuki MARUTA and Gaku MINORIKAWA

Low-noise acoustic wind tunnels which have quieter air flow are important for development of quiet and agreeable vehicles and air-conditioning systems. Even in low-noise wind tunnel where noise from the air-source fans has been almost entirely eliminated, there are still a number of aerodynamic noise sources around the measuring section. These aerodynamic noise sources include: (a) boundary layer on nozzle surface, (b) releasing vortices from nozzle edge, (c) jet flow, (d) friction of air with the floor, (e) control equipment for boundary layer, (f) boundary layer on bell mouth surface and (g) boundary layer on diffuser surface. The analysis of these sound contributions to the noise level has been carried out by model experiments and using empirical data obtained with a small blow-down type wind tunnel and a large-scale flow-rounding wind tunnel. As a result, it is found that the dominant aerodynamic noises are the sound from control equipment for the boundary layer, the friction of air with the floor, and the boundary layer on the diffuser surface.

Key Words: Noise, Unsteady Flow, Aeroacoustics, Wind Tunnel, Aerodynamics, Boundary Layer, Jet Noise, Vortex, Model Experiment

1. 緒 言

静かな, 快適な乗り物や空調設備の開発のために, また流体音響や流体関連振動の基本現象の解明のために低騒音風洞が重要な役割を演じている。低騒音風洞とは送風機の発生騒音を十分に消音した風洞であり, 気流中の計測対象物から生じる各種空力発生音(非定常気流現象に原因して発生する音)を直接計測することを目的とした風洞である。計測部は半無響室または無響室になっており, 空力発生音と流体力学的各種因子とを関連付けて同時に計測することが可能である。低騒音風洞の例として自動車用の低騒音実車風洞の概略を図1⁽¹⁾に示す。この種の風洞計測部をさらに静かにするための第一歩として, 計測部周辺の各空力発生音源の放射音が計測部暗騒音に占める相対量を把握する分析を試みた。本報ではこの分析を影響度分析と定義する。

2. 低騒音風洞の計測部暗騒音

2・1 低騒音風洞の現状騒音 低騒音風洞の計測

部では各種空力的特性を測定するほかに発生騒音を測定するために, 半開放型(開放型に近い場合もある)計測部を有する風洞が一般的であり, 計測部を無響室にして自由音場空間に近づけている。国内にある二つの低騒音実車風洞(以後, 低騒音風洞と略す)EN および DH 1 と荏原総研の無音気流風洞 ER 3⁽²⁾(以後, 無音風洞と略す)の計測部での暗騒音レベル(計測部に供試体がなく, 気流だけが流れている状態での騒音レベル)を図2に示す⁽³⁾(図3中で低騒音風洞 EN の第1ノズル装着時の測定音が EN 1 であり, 同風洞の第2ノ

Fig. 1 Outline view of low noise acoustic wind-tunnel for full-scale automobiles

* 原稿受付 1995年2月27日.

^{*1} 正員, 東京工業大学 (〒226 横浜市緑区長津田町 4259).

^{*2} 正員, (株)荏原総合研究所 (〒251 藤沢市本藤沢 4-2-1).

Fig. 2 Ordinary back-ground flow-noise at measuring section of acoustic wind-tunnels

ズル装着時の測定音が EN 2 である)。いずれの風洞でも計測部暗騒音は流速の約六乗に比例して大きくなるが、ノズル寸法だけでなく風洞形式によっても発生騒音レベルが異なる。これらの騒音計測位置は、おのおの図 3, 4 に示すように気流方向からの方位角が等しく ($\tan^{-1}(5.5/4.5)=51^\circ$)、また吹出し口中心点から計測位置までの距離をノズル口径寸法で無次元化した値がほぼ等しい。しかし、低騒音風洞は回流形式で計測部用気流は床付着噴流であり、一方の無音風洞は吹出し形式で計測部が自由噴流である。仮に音源がノズル吹出し口にあると仮定して、流速 28 m/s (約 100 km/h) における単位面積当たりの発生音のパワースペクトルを求めると図 5 のようになり (DH 1 はスペクトルデータ未公表)、形式の違いがパワースペクトルの違いになっている。無音風洞の自由噴流形式の計測部に模型床を付けた場合、スペクトルが低騒音風洞のスペクトルに近づき、計測部形状によって発生騒音が変わることを示唆している。低騒音風洞計測部暗騒音を対象にして、計測部周辺の各種空力音源のこの暗騒音への影響度分析を以下で行う。

2.2 計測部周辺の空力音源 低騒音風洞計測部の暗騒音を構成する音源として、計測部より上流にある送風機発生音や整流装置および熱交換装置などの気流発生音と、計測部周辺各部からの空力発生騒音がある。上流側発生騒音はノズルより上流部で消音装置などにより十分に低減可能であるが、計測部の流力性能を崩さないために計測部周辺発生騒音を消音装置で対

Fig. 3 Measuring section of large acoustic wind-tunnels for full-scale automobiles EN 1

Fig. 4 Measuring section of the small acoustic wind-tunnel ER 3

Fig. 5 Power spectra of back-ground flow-noise at measuring section in acoustic wind-tunnel (EN 1 and ER 3)

処することが困難である。低騒音風洞計測部の平面図概略が図 6 であり、空力発生音源になる要素をいくつか想定できる。主要なものは上流側から、a) ノズル内面の気流擦過音、b) ノズル先端の渦放出音、c) 噴流騒音、d) 計測部床面の気流擦過音、e) 境界層制御装置の発生音、f) ベルマウス状コレクタ表面の気流擦過

Fig. 6 Measuring section layout of ordinary acoustic wind-tunnels

音, g) 吸音ディフューザ内面の気流擦過音であり, 表 1 に各空力発生音源の定性的な特性を示す。いくつかの音源は気流擦過音と称す各部表面上の境界層流れから発生する広帯域周波数成分音(境界層騒音)である。噴流せん断流と床面との干渉による発生音は, 計測部床面の気流擦過音に含める。これらの各音源の影響度(計測部暗騒音に占める相対量)を以下のように分析した。

3. 各空力音源の影響度分析

3・1 分析の方法 風洞計測部に発生する各空力音は流れを介しておのおのが関連しあっており, 本質的には分離できない音源である。しかし, 本研究では各空力音源をできる限り分離してその強さと周波数分布を実験的または経験的(過去の報告事例に基づいて)に求め, 表 1 の定性的特性に基づいて各音源の計測部暗騒音への周波数成分領域での影響度分析を行った。ある空力音源が放射する音の音響パワーのスペクトル(dB 表示)を $Q_i(f)$, その音源から騒音評価位置に伝ばしてきた音のスペクトル(dB 表示)を $L_{pi}(f)$, 伝ば経路での距離減衰量を $Att_i(r_i, f)$ とすると,

$$L_{pi}(f) = Q_i(f) - Att_i(r_i, f) \quad \dots\dots\dots (1)$$

である。ここで r は空力音源から評価位置までの距離であり, f は周波数, 添字 i は計測部周辺のいずれかの空力音源に関するものであることを示す。計測部周辺のいくつかの空力音源から発生・伝ばする音が評価位置では合成されるので, 評価位置での音圧レベルおよびスペクトル $L_p(f)$ は次のように表すことができる。

$$L_p(f) = 10 \log \{ \sum 10^{L_{pi}(f)/10} \} \\ = 10 \log \{ \sum 10^{Q_i(f)/10} / 10^{Att_i(r_i, f)/10} \} \quad \dots\dots\dots (2)$$

図 6 に示した計測部の配置からわかるように各空力音源から騒音評価位置までの間に騒音伝ばの障害になるものがないので, 距離減衰量は音源の形状と距離 r_i だけに依存し, 周波数 f の関数にはならない。よって各音源のパワースペクトル(エネルギー表示) $q_i(f)$

Table 1 Characteristics of aerodynamic noise sources around measuring section of low-noise acoustic wind-tunnels

Noise source	Depend on U^n	Relation to scales	Spectrum	Shape of source
a) Nozzle boundary layer	$n=6$	Area of nozzle surface	Nearly pink noise	Plane
b) Releasing vortex from nozzle	$n=6$	Nozzle length and diameter	Larger on 500~2000Hz	Line
c) Jet noise with shear flow layer	$n=4 \sim 8$	3rd. power of diameter	Larger on $fD/U=0.4 \sim 1.0$	Space
d) Air-rubbing on measuring floor	$n=6$	Area of floor surface	Nearly pink noise	Plane
e) Suction for boundary layer	$n=4 \sim 6$	Width of nozzle	Depend on shape of suction	Line
f) Air-rubbing on bellmouth surface	$n=6$	Nozzle diameter	Nearly pink noise	Line
g) Air-rubbing on diffuser surface	$n=6$	Area of diffuser surface	Depend on roughness	Plane

を,

$$q_i(f) = 10^{Q_i(f)/10} \quad \dots\dots\dots (3)$$

として把握すると式(1)により評価位置での各音源から伝ばする音の音圧スペクトル $L_{pi}(f)$ が推測でき, 実測計測部暗騒音に対する影響度を分析できる。しかし, 各空力発生音源に関して音源部の非定常流の流体力学的因子から発生音パワースペクトル $q_i(f)$ を定量的に求めることはまだ理論的に確立していないので, 次のような方法で $q_i(f)$ を推定した。

各空力音源の音響パワースペクトル $q_i(f)$ は, 音源になる流体力学的現象の代表寸法 h と流速 U から定まる無次元周波数 $k = (fh/U)$ を用いて, 音響パワーの無次元周波数スペクトル $S_i(k)$ に変換できる。表 1 に示した定性的特性から一般に $S_i(k)$ は流速 U の n 乗に比例し, ノズル口径 D の m 乗に比例するので, 次式が成り立つ。

$$S_i(k) = (D/D_R)^m (U/U_R)^n S_{iR}(k) \quad \dots\dots\dots (4)$$

ここに添字 R は参照値を意味し, D_R および U_R の条件で実測や実験によって得た $S_{iR}(k)$ が音響パワーの無次元周波数参照スペクトルである。一方, 無次元周波数を定める代表寸法 h は, 長さの次元をもつ D^a (a は 1 以下の実数) に比例するとみなすことができ,

$$k = fD^a/U \quad \dots\dots\dots (5)$$

のように無次元周波数を定義しなおすと, 式(4)は次のようになる。

$$S_i(fD^a/U) = (D/D_R)^m (U/U_R)^n S_{iR}(fD_R^a/U_R) \quad \dots\dots\dots (6)$$

式(6)で得た音響パワーの無次元周波数スペクトルを実周波数空間の音響パワースペクトル $q_i(f)$ に戻す変

換を, $T|f=kU/D^a|$ で表すとすれば,

$$q_i(f) = T|f=kU/D^a| [S_i(k)] \dots\dots\dots (7)$$

となり, この変換で対象にする音源の音響パワースペクトルが予測できる。この変換 $T|f=kU/D^a|$ は無次元周波数スペクトルの周波数軸を U/D^a 倍に引き伸ばすことであり, 周波数軸を対数表示する場合には無次元周波数スペクトルを周波数軸方向に $\log(U/D^a)$ だけ移動することに相当する。

以上のような音響パワースペクトルの予測において, 各乗数 m, n, a と参照スペクトル $S_{iR}(fD_R^a/U_R)$ を模型実験および実測により解明した。模型実験には他の低騒音風洞よりも静かである荏原総研の無音風洞を用いて, 各空力音発生部位のモデル化供試体の寸法と発生音の定量的関係を求めた。さらに寸法効果を十分に確認できない発生音に関しては, 実際の大形低騒音風洞にて定量的特性を確認した。

3・2 自由噴流吹出し風洞の場合 噴流から発生する騒音の中でいわゆるジェットノイズに関しては, 文献(4)において過去の実測値に基づく音響パワーレベルや無次元相対スペクトルが示されている。しかしこれらは流速 100 m/s 以上の亜音速噴流でかつ吹出し口を点音源にみなせるほどの遠距離場で観測するジェットノイズに関するものである。半開放型風洞の騒音計測部はノズルからの噴流に非常に近い(噴流外周から噴流幅の 1/2 程度離れた位置)ので, 噴流自体を点音源に近似することは困難であり, 前記文献(4)を直接的に引用することができない。また低騒音風洞の一般的な利用流速範囲は 10~100 m/s(風洞の能力的に可能ならば 150 m/s)であり, いわゆるジェットノイズが支配的な範囲より低流速側である。よって, ここではノズルが気流を流出することにより発生する流力音について, その特性メカニズムを調べる。

自由噴流単純吹出し形である無音風洞⁽²⁾において, ノズルの寸法を変えて噴流近傍場の騒音を測定した。この計測音には前記の「a) ノズル内面の気流擦過音,

Fig. 7 Changes of near-field flow-noise levels depending on length of straights joined to contractive nozzle

b) ノズル先端の渦放出音, c) 噴流騒音」が相当する。吹出し口径 D が 100 mm から 500 mm までの縮流ノズルにおいて, 縮流後の直管部長さ L を変えると流出気流発生音の騒音レベルが図 7 に示すように変化する。 $L/D \approx 1.5$ 付近で最小騒音になり, 吹出し口部での境界層の厚さが発生騒音の大きさに影響しているようである。 $L/D > 1.5$ では「a) ノズル内面の気流擦過音」の影響で発生音が大きくなる。 $L/D < 1.5$ の範囲で直管部長さ L を変えた場合の発生音のスペクトル変化を図 8 に示す。口径 300 mm のノズルに関して測定した結果であり, 2 種類の流速を図 7 で示した条件と変えてあるが, オーバオール騒音レベルは L に関して図 7 と同様な変化の傾向を示している。このスペクトルから発生騒音の支配的周波数成分は 400 Hz 以下の低周波数域で大きなピークを示す成分と, 1500 Hz 付近になだらかな山を示す成分とが存在することがわかる。 $L/D = 0$ では他の条件に比べて後者の成分が明確ではなく, 低周波数成分だけが支配的である。また, $L/D = 0.33$ と 0.67, 1.00 との間では後者のなだらかな山を示す成分にその変化を認めることができ, その傾向は流速が遅いほうが顕著である。

一方, 風洞として多用する $L/D \approx 0.5$ の条件で発生する各口径の吹出し口の騒音スペクトルは図 9 のようになる。図 9 中では二つの流速条件に関して図示してある。低周波数域で大きなピークを示す成分のピーク周波数は流速に比例して口径に反比例し, ストローハル数が約 0.5 になる。この成分の強度は流速の約四乗に比例している。また, 1500 Hz 付近になだらかな山を示す成分は, なだらかな山の最大値を示す周波数が流速に比例して口径の約 1/3 乗に反比例する。その成

Fig. 8 Changes of near-field flow-noise spectra depending on length of straights (black marks: 60 m/s, white marks: 28 m/s)

Fig. 9 Side lengths of outlet change aero-dynamic noise from nozzle blowing flows

分強度は流速の約六乗に比例している。これらのことから2種類の成分は発生機構が異なるものであると推察できる⁽⁵⁾。直管部長さとの関係、口径との依存性および流速との比例関係から低周波数側成分が噴流音成分(噴流外周部のせん断流発生音を含めて)であり、高周波数域の成分がノズル先端からの渦放出音であると判断できる。

この分析結果と表1に示した定性的特性とから、ノズル流出気流発生音の音響パワースペクトル $q_{noz}(f)$ は次式のようにになる。

$$\begin{aligned} q_{noz}(f) &= q_{she}(f) + q_{vor}(f) \\ &= T|f=kU/D|[(D/D_R)^2(U/U_R)^4 S_{sheR}(k)] \\ &\quad + T|f=kU/D^{1/3}|[(DL/D_R L_R)(U/U_R)^6 S_{vorR}(k)] \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (8)$$

ここで $q_{she}(f)$ はせん断流発生音を含む噴流発生音の音響パワーであり、 $q_{vor}(f)$ はノズル渦放出音の音響パワーである。この式(8)において、ノズル直管部長さ L (約 $0.5D$ を多用) はノズル吹出し口径 D と同じオーダーであるので第2項は第1項と同様に D^2 に比例する。また噴流音成分も渦放出音成分も口径が大きくなると低周波数側へ移行するが、噴流音成分の周波数移行量がより大きく、ある口径よりも大きくなると噴流音成分は可聴音の下限周波数(約 20 Hz)よりも低くなり、風洞計測部暗騒音に占める割合が少なくなることを推測できる。

3.3 模型床付吹出し風洞の場合 無音風洞のような吹出し形風洞に模型床を付けた場合、表1の「a) ノズル内面の気流擦過音」、「b) ノズル先端の渦放出音」、「c) 噴流騒音」、「d) 床面気流擦過音(噴流せん断流と床面との干渉による発生音を含む)」が主要音源である。よって模型床付き風洞の計測音は、a), b), c), d) の各音源からの放射音を加算したものとして表

Fig. 10 Noise contribution analysis about blow down type small acoustic wind-tunnel with model floor (outlet: $0.4\text{ m} \times 0.4\text{ m}$, velocity: 28 m/s)

すことができる。a), b), c)に関しては3.2節で述べた自由噴流吹出し形風洞での支配的成分の検討結果と同様であるので、模型床付き風洞の計測音から自由噴流吹出し形風洞の計測部暗騒音を差引くと、「d) 床面気流擦過音」だけが推算できる。前章の図5に示したような模型床の有無による発生音変化の結果から、d) に関する発生音を推算すると床面気流擦過音は計測部床面積にほぼ比例しており、床面気流擦過音の音響パワースペクトル $q_{nr}(f)$ は次式のようにになる。

$$q_{nr}(f) = T|f=kU/D|[(BD/B_R D_R)(U/U_R)^6 S_{nrR}(k)] \quad \dots\dots\dots (9)$$

ここで B は計測部床面の流れ方向長さ(計測部長さと同等)を示す。 $S_{nrR}(k)$ は模擬実験により測定推算した無次元周波数スペクトルである。

模型床付き吹出し風洞に関して式(2), (3)にしたがうと、式(8)と式(9)にある各音源項の音響パワー参照スペクトルを実験により求めることで、ノズル口径や計測部床寸法および流速条件を用いて各音源放射音の音圧スペクトルを予測することができる。例えば図5および図9に示した実験結果などから音響パワー参照スペクトルを求めて、ノズル口径が $0.4\text{ m} \times 0.4\text{ m}$ の模型床($B=3D$)付き吹出し風洞で計測部流速が 28 m/s(約 100 km/h)の条件で、計測点における a), b), c), d) の各空力発生音のスペクトルを図10のように予測できる。なお、式(8)ではノズル内面気流擦過音が支配的ではないので隠れてしまっているが、角ダクト内部での気流発生騒音に関する実験結果から参照スペクトルを求めてここでの予測に用いた。これらのスペクトルを合成すると実測騒音に極めて近づくと推察でき、図10のような各音源スペクトルの影響度分析が妥当であると考えられる。床面付き小形吹出し風洞の計測部暗騒音で支配的な空力音成分は、低周波数側から床面気流擦過音、噴流音、ノズル先端渦放出音と

なる。

3・4 境界層制御装置の発生音 吹出し形風洞および回流形風洞の両者において計測部に床面がある形式では、供試体の空力特性を計測するためにノズルから床面上流部にかけて発達する境界層を吸い取る装置(境界層制御装置)が必要である。従来この種の装置から発生する空力騒音を調べた報告がない。境界層制御装置の空力発生騒音の計測部暗騒音への影響度を評価するために、小形の無音風洞で模型実験を行い、大形低騒音風洞において確認実験を行った。境界層制御装置は、ノズル底面と床部との結合部にステップ状の開口部を設けて吸い取る機構と、計測部床面前縁から約 $0.2D$ (D はノズル口径寸法) 下流付近で床面と同一面上に設けた多孔板(パンチングメタル板)を介して吸い取る機構の2種類が併用されている。計測部床面前縁付近の形状を模擬した模型床を用いて無音風洞で実験した結果、境界層吸込装置から発生する空力騒音は開口部がない模擬床面の空力発生音よりも大きいことがわかった。ステップ状の開口部は低周波数成分の空力騒音をおもに発生し、多孔板の吸込口が高周波数成分の空力騒音を発生していた。

大形低騒音風洞において2種類の吸取り口をおおの閉鎖して発生騒音の違いを比較すると図11のようになる。制御装置の前縁ステップ状開口部を閉鎖すると低周波数成分が小さくなり、さらに全閉にすると高周波数成分も小さくなって全体的に静かになる。この傾向は模型実験での結果と類似していた。全閉条件のスペクトルは図10に示した床面付き吹出し風洞の実測騒音のスペクトルに類似する。図11において、境界層制御装置全閉状態での発生音とその無閉鎖状態での発生音(通常騒音)との差から境界層制御装置の発生騒音を推測できる。ただし分析対象の実機風洞での計測音から推測する音であるので寸法相似則が未解明であり、この音響パワースペクトル $q_{blc}(f)$ を式で表示す

Fig. 11 Aerodynamic noise from boundary-layer control equipment with changing suction

ることが困難である。一方、大形低騒音風洞における境界層制御装置全閉時の騒音には計測部下流側のディフューザの気流擦過音をも含んでいるので(図12)、その補正を施さないと真の境界層制御装置発生騒音にはならない。

3・5 計測部下流側の発生音 計測部の下流側では、「f) ベルマウス表面の気流擦過音」と「g) 吸音ディフューザ内面の気流擦過音」が支配的な空力発生騒音源である。

計測部が開放形あるいは半開放形風洞の計測部下流端に必ずあるものが、計測部で広がった気流を集めてディフューザ部へ流す装置としてのベルマウス状のコレクタである。ベルマウスのどの部断面積はノズル断面積より約120%以上大きいことが一般的であり、ベルマウス表面を流れる気流速度はノズル内面より遅いので、その気流擦過音はノズル内面無流擦過音より小さくなると推察できる。しかし、気流の方向とベルマウス表面が並行ではないので発生音の予測が困難であり、ベルマウス二次元模型にて発生騒音の特性を実験調査した。その結果、ノズル内面気流擦過音の大きさと同等程度であることがわかり(図13)、ベルマウス表面気流擦過音の影響度も無視できると判断する。

次にディフューザ内面に用いている吸音パネルからの空力発生音の特性を小形の無音気流風洞にて実験的に調べた。その結果に基づいてディフューザ気流擦過音の音響パワースペクトル $q_{dif}(f)$ は次のように表すことができる。

$$q_{dif}(f) = T |f = kU/K| [(KA/K_R A_R)(U/U_R)^6 S_{dif}(k)] \dots \dots \dots (10)$$

ここで A はディフューザ表面積であり、 K はディフューザに用いる吸音材の表面粗さである。本報告の

Fig. 12 Estimated noise of boundary-layer control equipment and experimented air-rubbing noise on diffuser surfaces

Fig. 13 Result of noise contribution analysis about a flow-rounding type acoustic wind-tunnel for full-scale automobiles (velocity: 28 m/s)

a) Nozzle boundary layer, b) Releasing vortex from nozzle-edge, c) Jet noise with shear flow layer, d) Air-rubbing on measuring surface, e) Suctions for boundary layer control, f) Air-rubbing on bellmouth surface, g) Air-rubbing on diffuser surface

模擬実験と実機風洞では K は同一 ($K=K_R$) である。この発生音は式(10)よりディフューザ表面積に比例するが、この表面積はノズル口径 D の二乗に比例するとみなすことができる。大形低騒音風洞におけるディフューザ発生音をディフューザ表面積と模型パネル表面積との比率に応じて式(10)から予測すると図12のように推定できた。図12中で参考を示した境界層制御装置全閉時の実測騒音(Δ 印)よりは小さいが、高周波数領域でかなり大きな音圧成分を示す。このディフューザ発生騒音を含めて計測部実測騒音から差引くと、境界層制御装置発生騒音だけを予測することができ、図12の◆印で示すスペクトルようになる。50 Hz以上の全周波数範囲において実測計測部暗騒音($\circ$ 印)に類似したスペクトルになっており、境界層制御装置発生騒音の影響度が広い範囲で大きいことがわかる。

3・6 影響度分析の結果 小口径(0.4 m×0.4 m)模型床付き吹出し風洞での影響度分析結果(図10)から、回流式大形風洞計測部に関して式(8)と式(9)に基づいて各音源からの発生騒音スペクトルを予測し、境界層制御装置およびディフューザからの発生音の実験結果を併せて検討すると、大形低騒音風洞計測部の各音源の影響度は図13のように推定できる。式の上では $q_{noz}(f)$, $q_{nr}(f)$, $q_{bic}(f)$, $q_{dif}(f)$ を式(2)に代入し、音の伝ば理論に基づいてそれぞれの空力音源に対する距離減衰量 Att_i を求めて同様に式(2)に代入して計測音のスペクトルを求めたことに相当する。対象にした大形低騒音風洞のノズル口径は7 m×4 mであり、検討対象気流速度は28 m/sである。各推定空力発

生騒音スペクトルの合成スペクトル(点線表示)が、500 Hz前後の範囲でのわずかな違いを除いて実測騒音のスペクトルにほぼ一致する。よって大形低騒音風洞での計測部の主要音源は、計測部床面の気流擦過音(d)、境界層制御装置の発生音(e)、吸音ディフューザの気流擦過音(g)、およびノズル先端からの渦放出音(b)と噴流発生音(c)である。なお、聴感補正のA特性を用いた騒音レベルとして計測部暗騒音の評価を行う場合は、50 Hz以下の周波数成分は30 dB以上減衰した音圧レベルとして評価できるので、影響度の大きい音源は順に境界層制御装置の発生音(e)、吸音ディフューザの気流擦過音(g)、およびノズル先端からの渦放出音(b)となる。また図13の結果は流速28 m/sの場合であり、これらの各スペクトルを表1の定性的特性に従って変化させることで、他の流速における影響度分析が可能である。

4. む す び

低騒音風洞の計測部周辺の各種空力発生音が計測部暗騒音に占める相対的度合い(影響度)の分析を試みた。風洞計測部の流れの特性上では本来分離が困難な各空力発生音源をあえて分離して実験的に検討し、各解析結果を合成する手法で分析を進めた。その結果、計測部周辺の代表的な空力発生音の詳細な寸法相似則の解明までには至らなかったが、次のことがわかった。

- (1) 床面擦過音が低周波数領域で支配的である。
- (2) 境界層制御装置の音がほぼ全周波数範囲で影響度が大きい。
- (3) ディフューザ発生音が高周波数域で支配的である。
- (4) また上記音源の次にノズル先端渦放出音と噴流発生音の影響度が大きい。騒音レベルで評価する場合に気流速度が28 m/s前後の領域では噴流騒音はまだ支配的にならない。

今後これらの影響度が大きい空力発生音源の低減研究を進め、さらに静かな低騒音風洞の開発に応用していく。

なお、本論文は著者らの既発表講演論文⁽⁶⁾と講演論文⁽⁷⁾の一部を併せ、未発表データを加えてまとめたものである。

文 献

- (1) 川口・武居・山下, エバラ時報, 136(1987), 25.
- (2) 鶴飼・丸田・鈴木, 機論, 53-487, B(1987), 928.
- (3) 西川, 自動車技術, 46-1(1992), 89.
- (4) Goldstein, M. E., *Aeroacoustics*, (1976), 83, McGrawhill.

(5) 坂尾, 機習教, No. 920-30(1992), 1.

(7) 丸田, 機講論, No. 930-63 E(1993), 302.

(6) 丸田, 機講論, No. 900-59, D(1990), 110.