

UDC 534.28;
621.452.322

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-321

ファンエンジン FJR710 による円筒吸入消音
ダクトの実機試験

渡辺 実・鳥崎忠雄・武田克巳
小林 紘・関根静雄・中山 普
吉田 晃・越沼 威・松田幸雄

1976 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

§ 1 ま え が き	1
§ 2 ファンエンジン F J R 710	2
§ 3 試作円筒吸入消音ダクト	4
§ 4 実 験 方 法	5
§ 5 実 験 結 果	6
§ 6 あ と が き	19
参 考 文 献	20
付 録 : Perceived Noise Level (PNL)について	21

ファンエンジン FJR710 による円筒吸入消音

ダクトの実機試験*

渡 辺 実** 鳥 崎 忠 雄** 武 田 克 巳**
小 林 紘** 関 根 静 雄*** 中 山 普***
吉 田 晃*** 越 沼 威*** 松 田 幸 雄***

Performance of Cylindrical Inlet Noise Suppressors for FJR710 Turbofan Engine

By Minoru WATANABE, Tadao TORISAKI, Katsumi TAKEDA, Hiroshi
KOBAYASHI, Shizuo SEKINE, Susumu NAKAYAMA, Akira YOSHIDA,
Takeshi KOSHINUMA and Yukio MATSUDA

Cylindrical inlet noise suppressors for a high-bypass-ratio turbofan engine (FJR710/10) were tested.

Perceived noise level attenuations obtained due to the suppressors were 10 PNdB for simulated approach conditions.

Sound power attenuation spectra obtained by an insertion loss technique using far-field measurements also showed a maximum peak attenuation of 10 dB.

Degradations of aerodynamic performance caused by the inlet noise suppressors were smaller than the experimental errors.

§ 1 ま え が き

当所においては、通産省工業技術院大型工業技術研究開発制度に基き、航空用ジェットエンジンの研究開発として、ファンエンジン FJR710 の試作研究をすすめている。

一方、プロジェクトの大きい目標の一つである騒音の小さいエンジンとするため、設計段階で騒音をできるだけ発生しないように考慮した FJR710 の騒音を、エンジンナセルの吸音処理により、さらに 15～20 PN dB 減音することを目標に、昭和 48 年度から消音ナセルの実験研究をすすめている。

ファンエンジンの場合には、主要音源はファンであり、ここで発生した騒音は、エンジン吸入側及び排気側の開口端から外部へ放射されるから、その途中のダクト壁を吸音ライニングすることにより、低減することができる。又このダクト内に吸音スプリッタを入れて吸音面積を増加させることにより、さらに大きい消音効果を得ることもできる。

しかし、ダクト壁の吸音ライニングや吸音スプリッタは、エンジンの重量や製作費の他空力性能に影響を及ぼし、又付加的な騒音発生原因にもなりうるので、実機エンジンにおいてこれらの影響を確かめることは、消音ナセルの研究の一つの重要な目的である。

騒音をダクト伝搬過程で吸音することについては、これまで多くの研究がなされているが、ファンエンジンの場合には、吸音効果に及ぼす気流、大音圧、音の伝搬モ

* 昭和 51 年 10 月 1 日受付

** 航空機公害研究グループ

*** 原動機部

ードなどの影響が問題を複雑にしており、未だ十分な吸音ライニングの設計方法が確立されているとはいえない。

これらの基礎的な問題を明かにし、実用的に十分な吸音ライニングの設計方法を確立するためにも、最終的に実機エンジンによる吸音ライニングの試験データが必要となる。

ここではまず、余り大きい消音効果は望めないが、エンジン性能や整備、運行の立場からは問題の少ない円筒の吸入消音ダクトを試作し、ファンエンジン FJR710/10 により、実機試験を行なったので、その結果について報告する。

騒音測定は、遠距離音場での測定と共に、吸音パネルの設計資料を得るため、エンジンダクト内部でも行なったが、本報告は、前者に関するもので、後者については別途報告する。

§ 2 ファンエンジン FJR710

ファンエンジン FJR710 は、通産省工業技術院大型工業技術開発制度に基いて研究開発中の 2 軸ファンエンジンであるが、本実験においては、地上静止推力 4,500 Kg、バイパス比 6.5 の 1 次試作エンジン FJR710/10 (2 号機 E002) を用いた。

同機のファン部には前置静翼はなく、動翼枚数 31、後置静翼枚数 68 で、後置静翼は低騒音化のため軸方向及び回転方向に傾斜している。

回転機の翼枚数をまとめて表 1 に、FJR710/10 の性能を表 2 に、吸入ダクトを装備し屋外運転装置に設置された同機を図 1 に示す。

表 1 FJR710/10 回転機の翼枚数

要 素	動翼枚数	静翼枚数
ファン	31	68
ブースト段	65	74 106
圧縮機	1 段	38
	2 "	46
	3 "	56
	4 "	68
	5 "	76
	6 "	76
	7 "	80
	8 "	80
	9 "	88
	10 "	100
	11 "	100
	12 "	120
	13 "	120
高圧タービン	1 段	66
	2 "	70
低圧タービン	1 段	72
	2 "	108
	3 "	120
	4 "	112

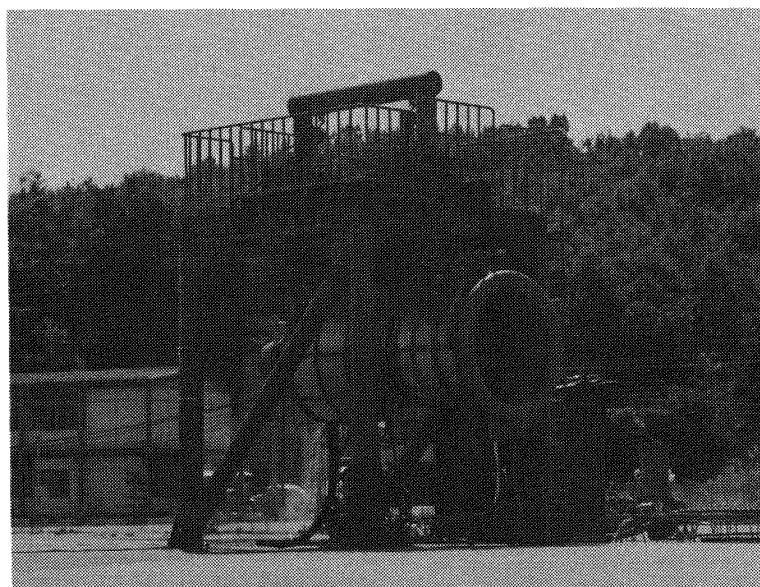


図 1 ファンエンジン FJR710/10

表2 1次試作エンジンFJR710/10の性能

項 目		性 能
地上静止	スラスト	4500 Kg
	燃料消費率	0.34 Kg/Kg/h
ファン圧力比		1.4
最高全圧力比		16
最高タービン入口温度		1080 ℃
バイパス比		6.5

本実験での推力特性を図2に示す。同図において修正値は次式によるものである。

$$\text{修正推力} = \text{実推力} / \delta$$

$$\text{修正毎分回転数} = \text{実毎分回転数} / \sqrt{\theta}$$

$$\text{但し } \delta = \text{大気圧} / \text{基準大気圧} (10332 \text{ Kg/m}^2)$$

$$\theta = \text{大気温度} / \text{基準大気温度} (288^\circ \text{ K})$$

又ベルマウスの形状を図3に示す。

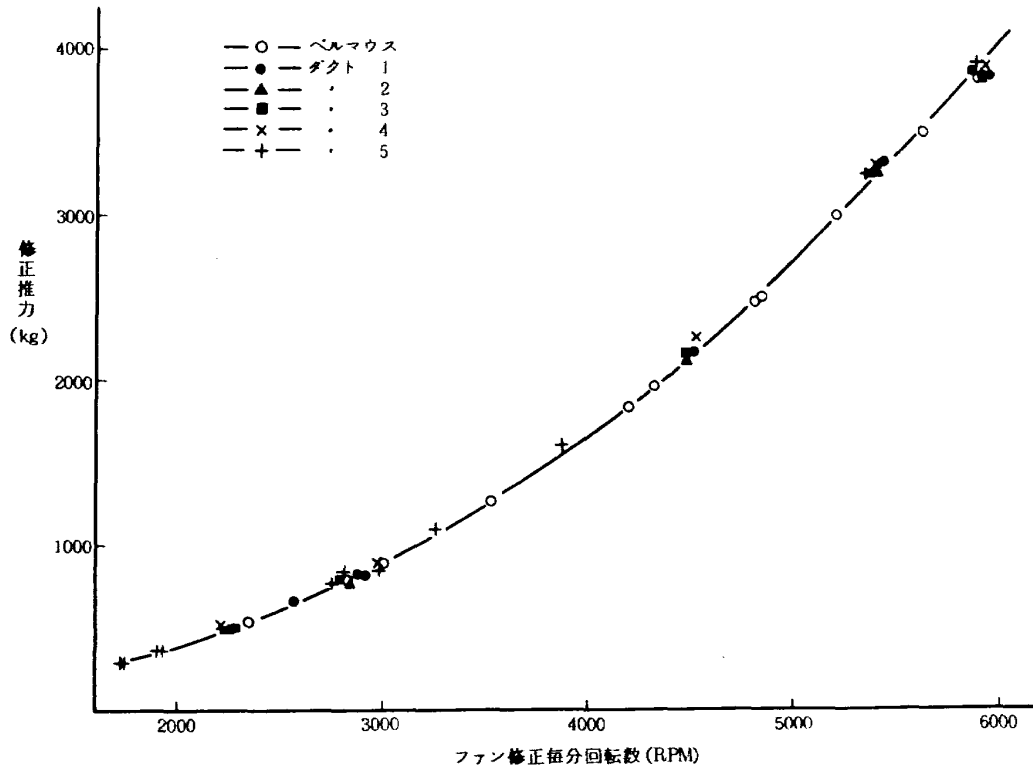


図2 FJR710/10 推力特性

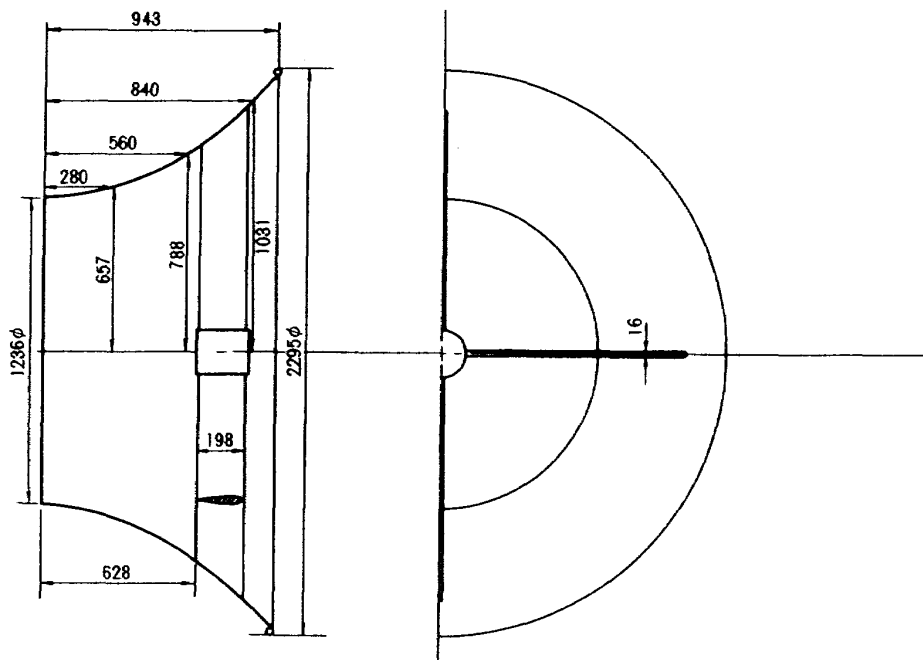


図3 ベルマウス形状

§ 3 試作円筒吸入消音ダクト

ダクト軸方向に一樣気流が存在し、音はダクト入口で平面波で他端からの反射はないとしたときの吸音円筒ダクトの計算¹⁾²⁾において、減音量に関係するパラメータ L/D , D/λ , M (L :ダクト長さ, D :ダクト直径, λ :音の波長, M :一樣気流のマッハ数)を与え、これから求められたダクト壁の最適音響インピーダンス(最大減音を与える音響インピーダンス)とダクト製作上の問題を考慮し、次に示す半実験式³⁾から、ダクトに内張りする孔あきハネカム構造の吸音パネル寸法を決定した。

$$\left. \begin{aligned} \theta &= \frac{\sqrt{8\nu\omega}}{\sigma c} \left(1 + \frac{t}{d}\right) + \frac{1+6.67|M|}{\sigma c} \frac{|p|}{\rho c \sigma \sqrt{\theta^2 + \chi^2}} \\ \chi &= \frac{\omega}{\sigma c} \left\{ t + \frac{0.85d(1-0.7\sqrt{\sigma})}{1+305|M|^3} \right\} - \cot\left(\frac{\omega b}{c}\right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

但し、 θ :孔あきハネカムの比音響抵抗
 χ :孔あきハネカムの比音響リアクタンス
 ω :音の角周波数
 t :表面の孔あき板の厚さ
 d :孔径
 b :空洞の深さ
 σ :有孔率
 M :表面に沿う一樣気流のマッハ数
 $|p|$:音圧振幅
 c :音速
 ρ :空気密度
 ν :空気の動粘性係数

孔あきハネカムの比音響インピーダンス(ζ)は
 $\zeta = \frac{p}{\rho c u} = \theta + i\chi$ (u :壁面での粒子速度)で与え

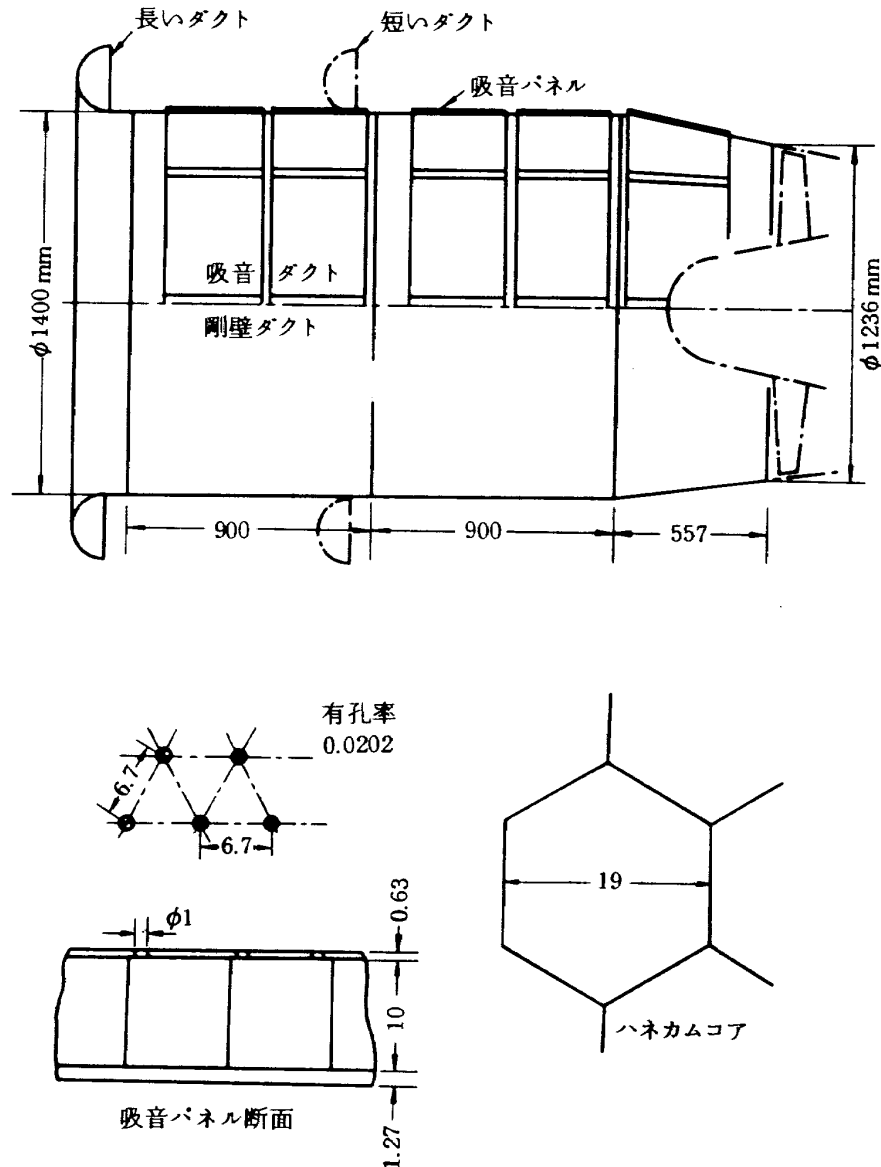


図 4 吸入ダクトおよび吸音パネル

られる。

製作した吸入ダクトの形状及び吸音パネルの構造を図4に示す。

吸入ダクトは長い状態と短い状態で試験できる構造で、吸音パネルは、①式で $|M| = 0.3$ のときパネル表面のオーバーオール音圧レベル (OASPL) により図5に示すような比音響インピーダンスを示すことになる。

表3に、吸音ライニングのあるダクト3, 4, 5の有効吸音面積及びこれから計算した L/D (有効ダクト長さ/ダクト直径) を示す。

§4 実験方法

当所角田支所のファンエンジン屋外運転装置に、FJR710/10を設置し、エンジン空気吸入部は図6に示す5種類の吸入ダクト(ダクト番号1～5)の状態とベルハウスの状態で、エンジンを一定回転で運転し、そ

表3 吸音面積等

ダクト番号	有効吸音面積 (m^2)	L/D (有効ダクト長さ/ダクト径)
3	1.20	0.195
4	3.59	0.583
5	5.98	0.971

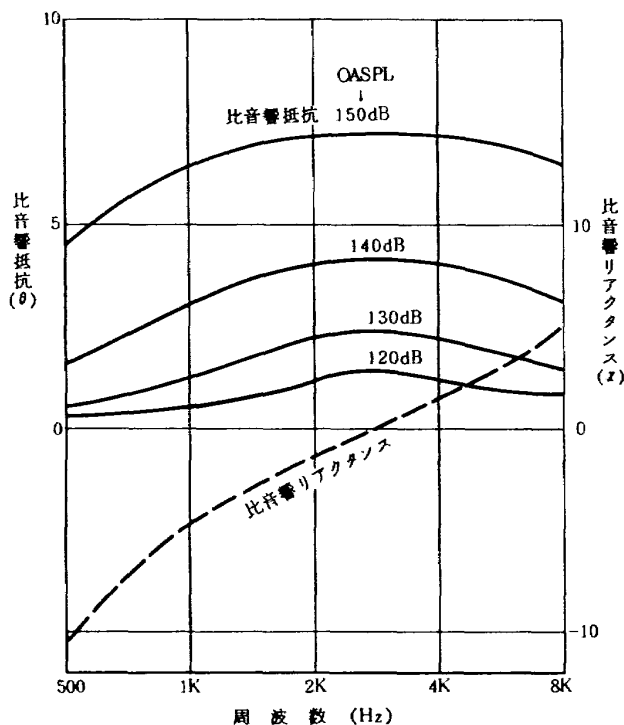


図5 吸入パネルの比音響インピーダンス

の発生騒音を約1分間、コンデンサーマイクロホンを用いて多チャンネルデータレコーダー(サンガモ 3500, FM方式)に録音した。エンジン中心線及びマイクロホンはいずれも地上2.5m, マイクロホンはエンジン中心から50m, 15度おきとし、図7に示すB1～B9に配置した。

エンジンの設定回転は、最大回転を100% (離陸状態) とし、概ね90%, 80% (着陸進入状態) 50% (アイド

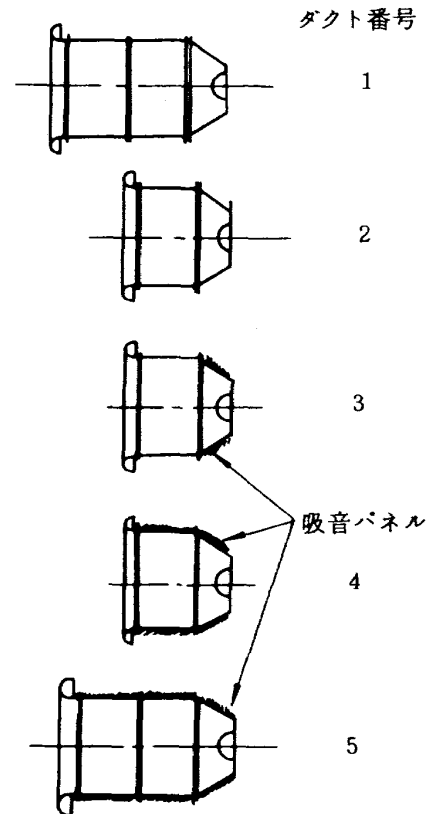


図6 吸入ダクトの種類

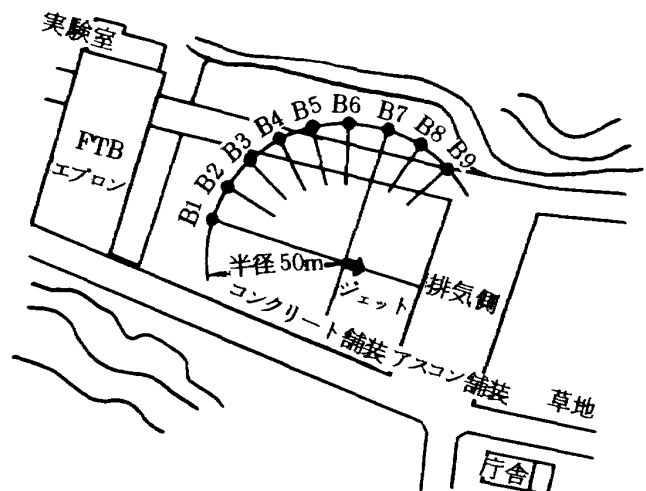


図7 マイクロホンの配置

ル状態)の4種類とした。

各吸入ダクトごとの計測時の設定毎分回転数を表4に示す。設定回転中での回転変動は±40 RPM程度であった。

§5 実験結果

周方向15度おきの測定点(B1～B9)における全測定データの $\frac{1}{3}$ オクターブバンド分析結果を、長い吸入

ダクト(ダクト番号1, 5)と短いダクト(ダクト番号2, 3, 4)を対比して図8に示す。長いダクトの分析結果の中には、ベルマウス状態での高回転における測定結果も併記した。同図において、同じダクト形状で剛壁の場合と吸音壁の場合との比較は吸音ライニングの効果を示し、ベルマウス、ダクト1, ダクト2(いずれも剛壁)の比較はダクト形状の影響を示すものである。

表4 ファン設定毎分回転数

吸入 ダクト	回 転	100 %	90 %	80 %	50 %
		離 陸 状 態	—————	着 陸 進 入 状 態	ア イ ド ル
吸入ダクト1		5,920 (13,930)	5,460 (13,580)	4,560 (12,710)	2,870 (11,510)
" 2		5,930 (13,960)	5,450 (13,540)	4,540 (12,780)	2,830 (11,520)
" 3		5,920 (13,970)	5,450 (13,550)	4,560 (12,790)	2,830 (11,520)
" 4		5,920 (13,850)	5,470 (13,440)	4,550 (12,620)	2,990 (11,540)
" 5		5,920 (13,890)	5,460 (13,490)	4,550 (12,740)	2,810 (11,510)
ベルマウス		5,920 (13,980)	5,480 (13,630)	—————	—————

() は、コア毎分回転数を示す。

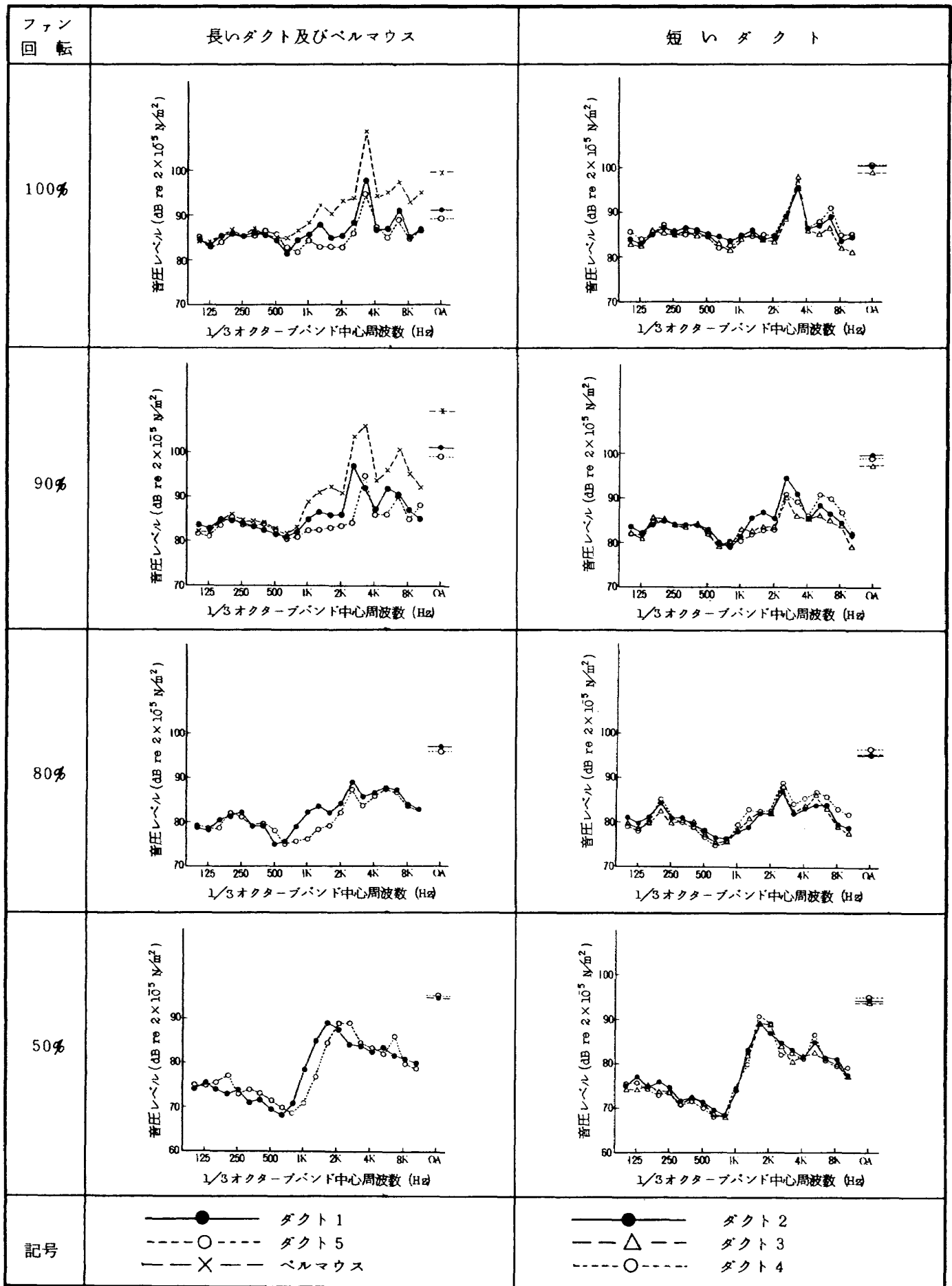


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 1 (0 度)]

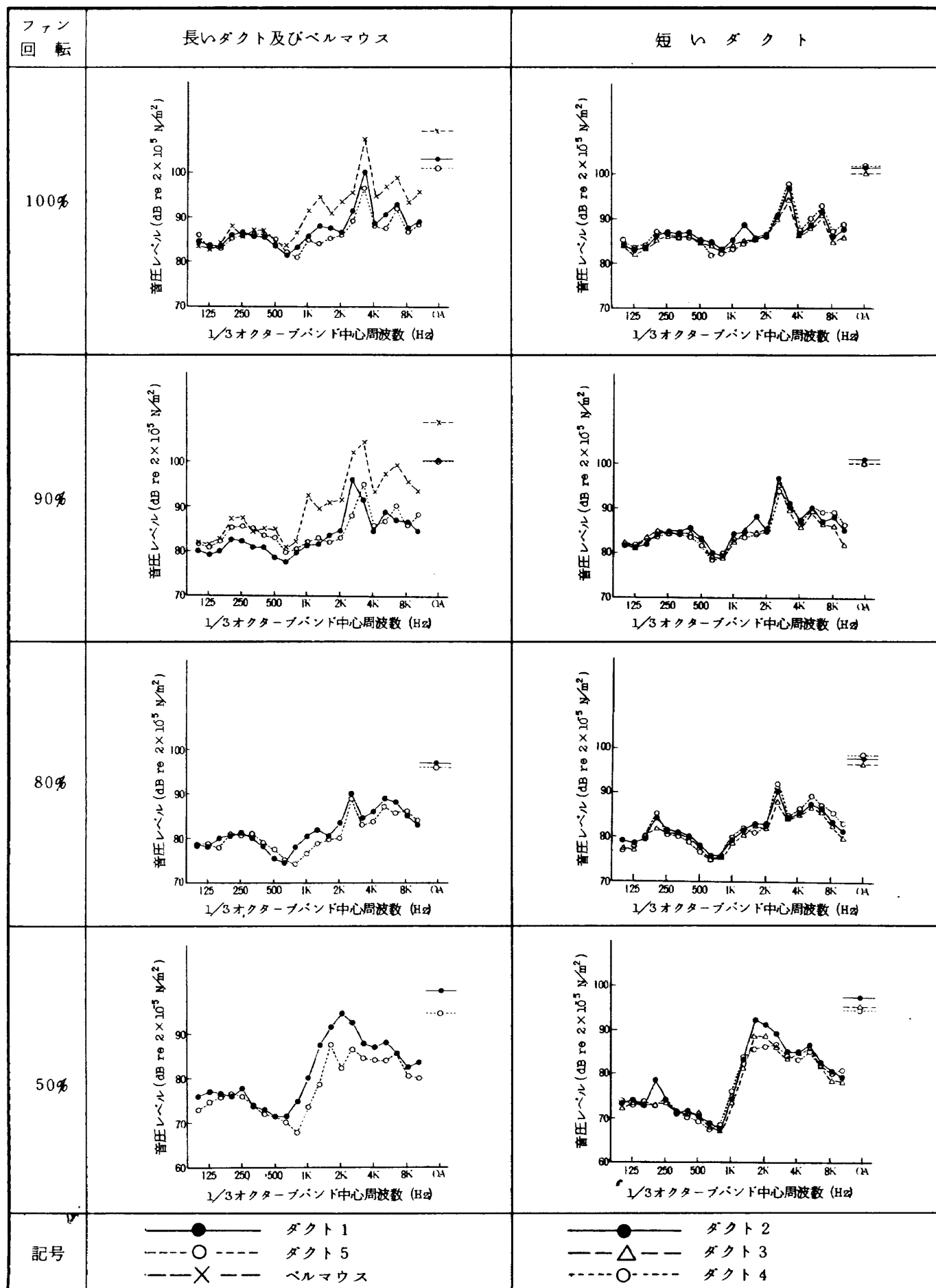


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 2 (15 度)]

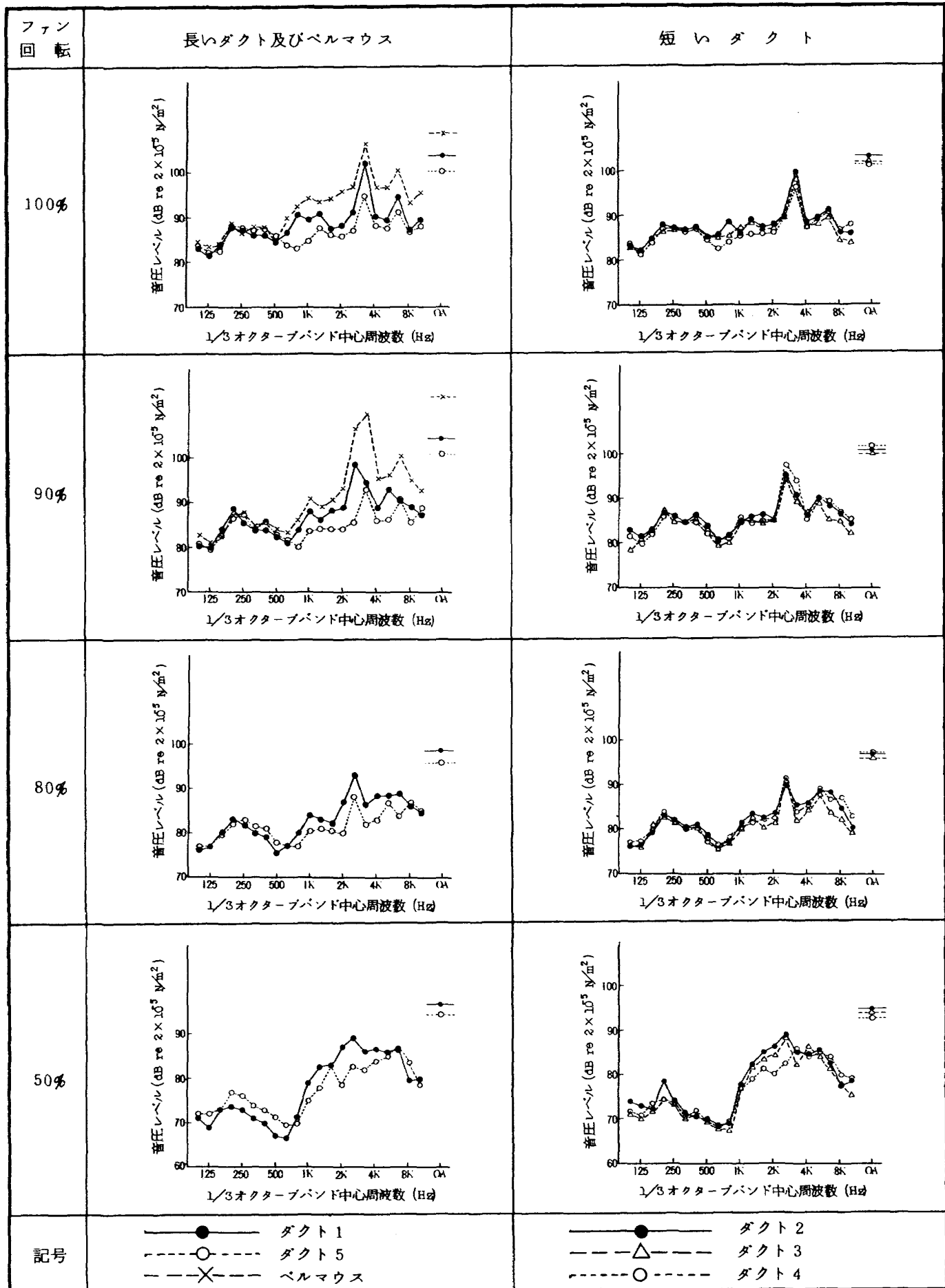


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果〔測定位置 B 3 (30 度)〕

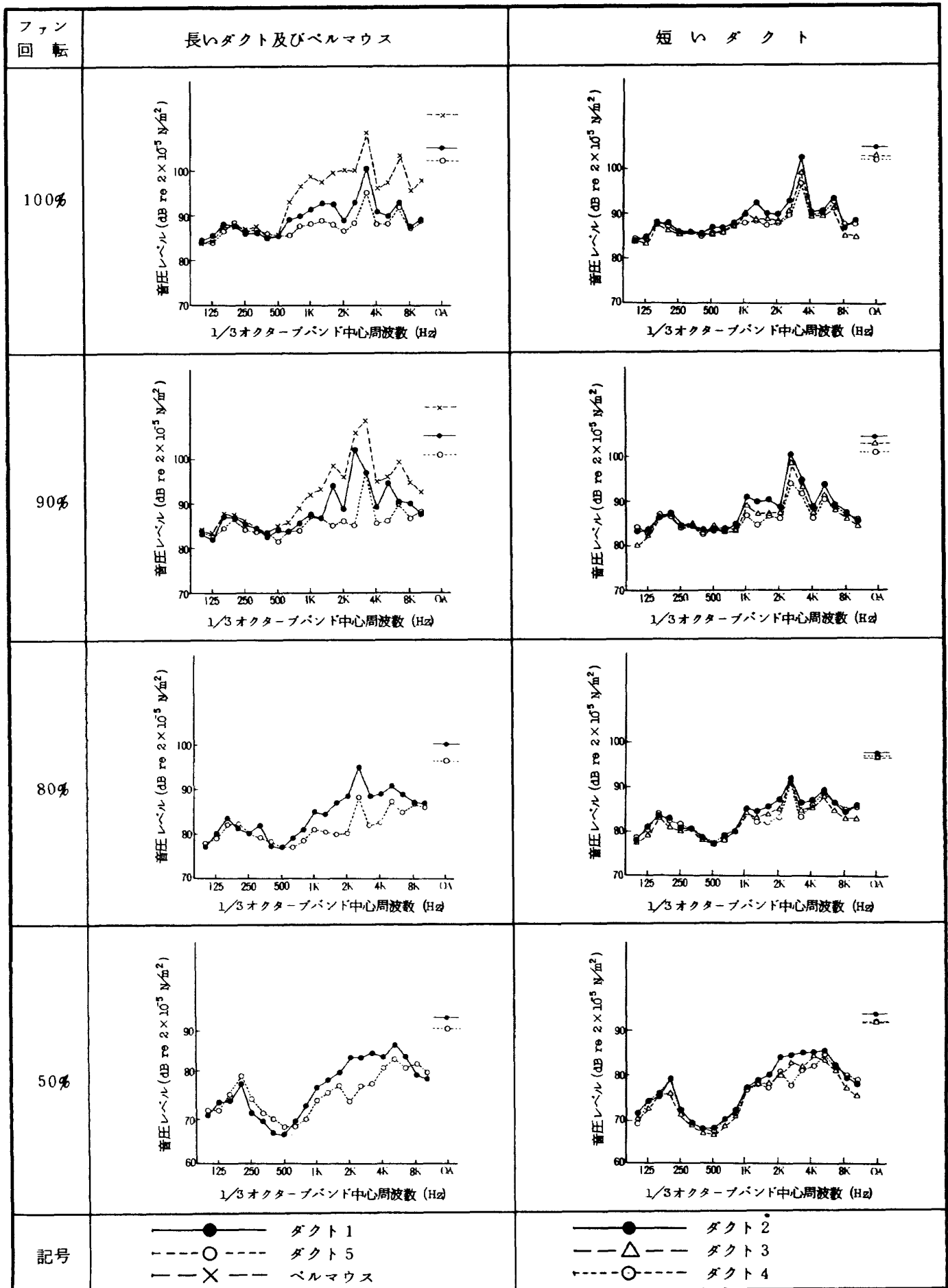


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 4 (45度)]

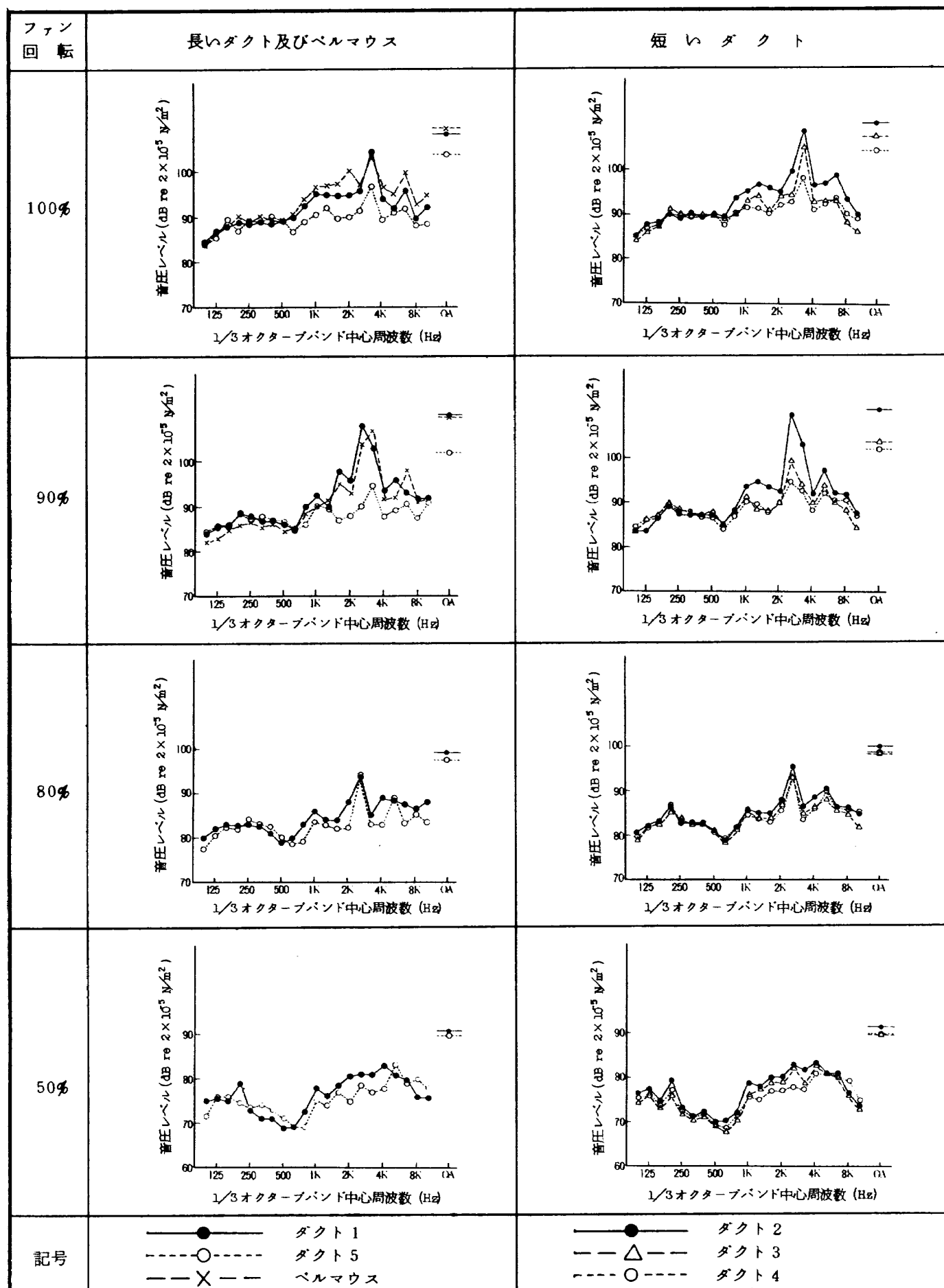


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 5 (60 度)]

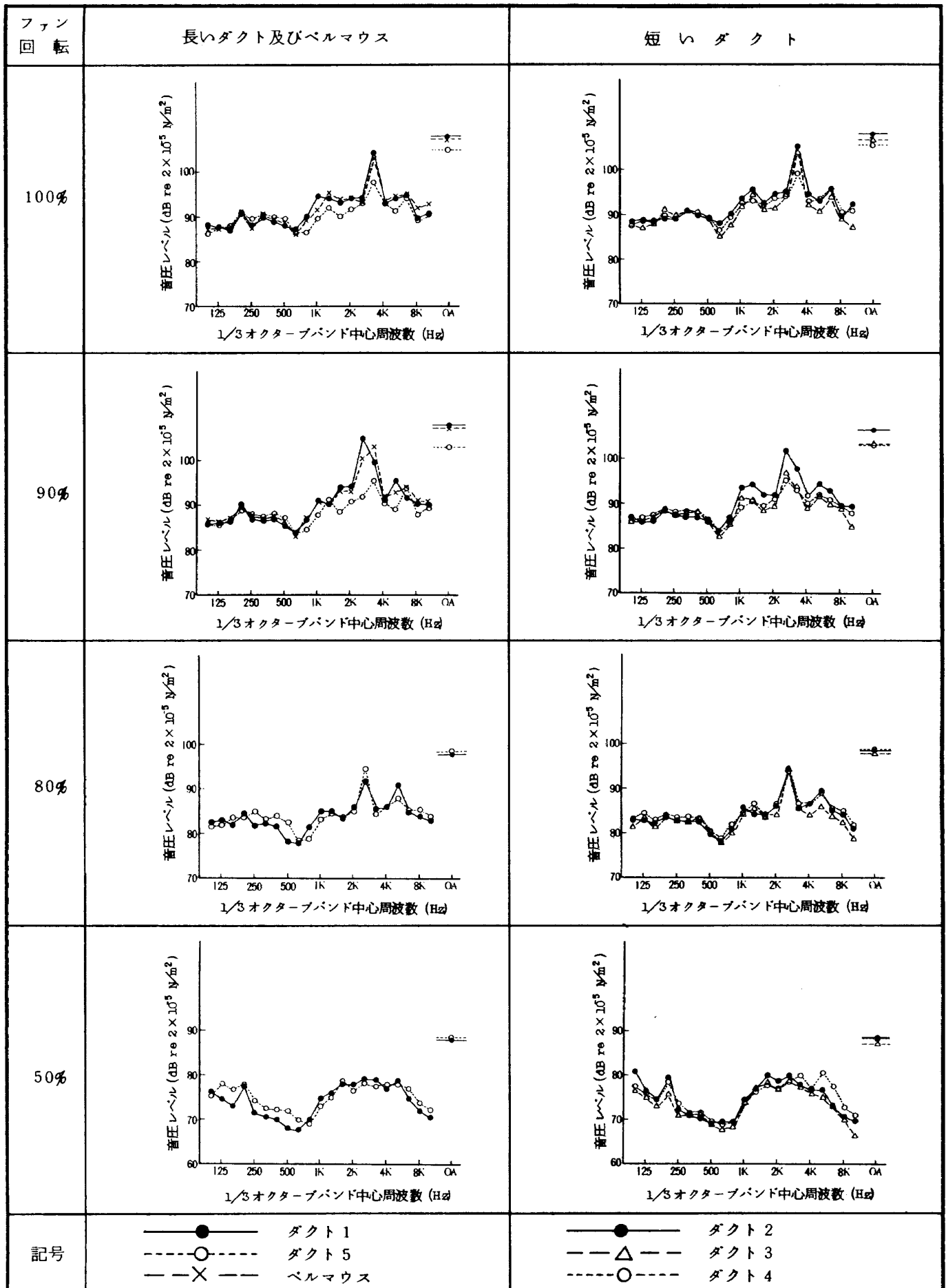


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 6 (75 度)]

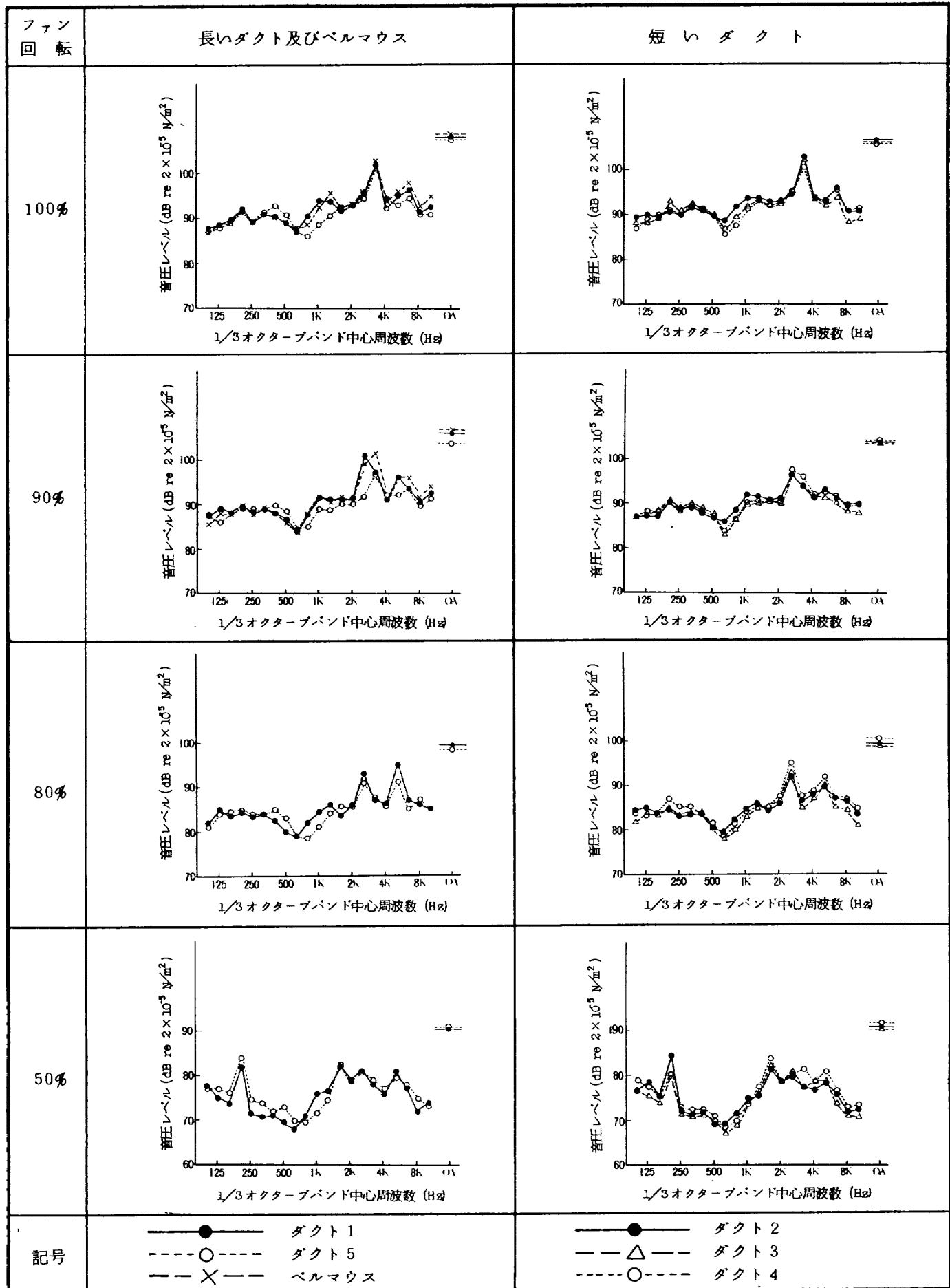


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 7 (90 度)]

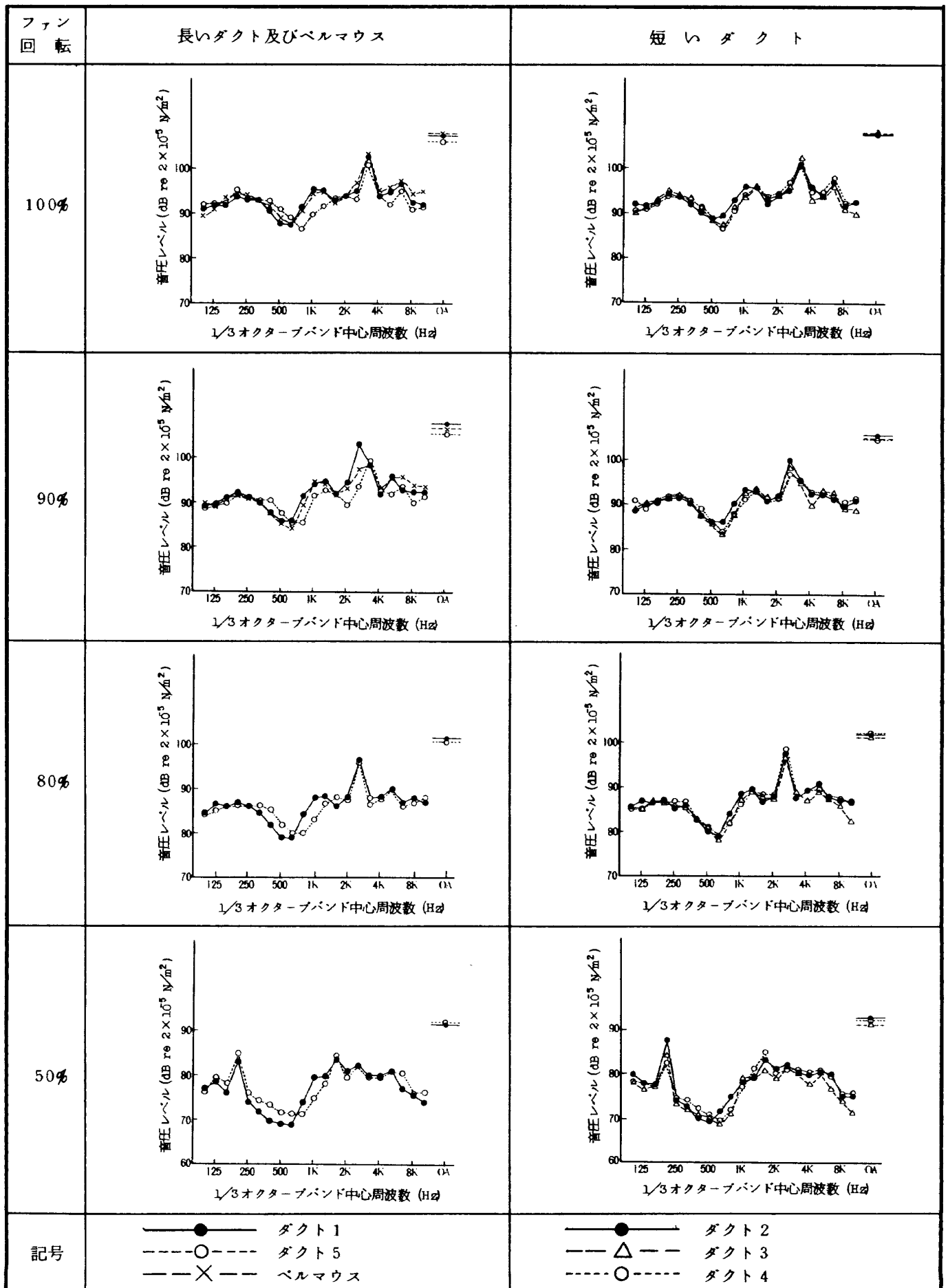


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 8 (105度)]

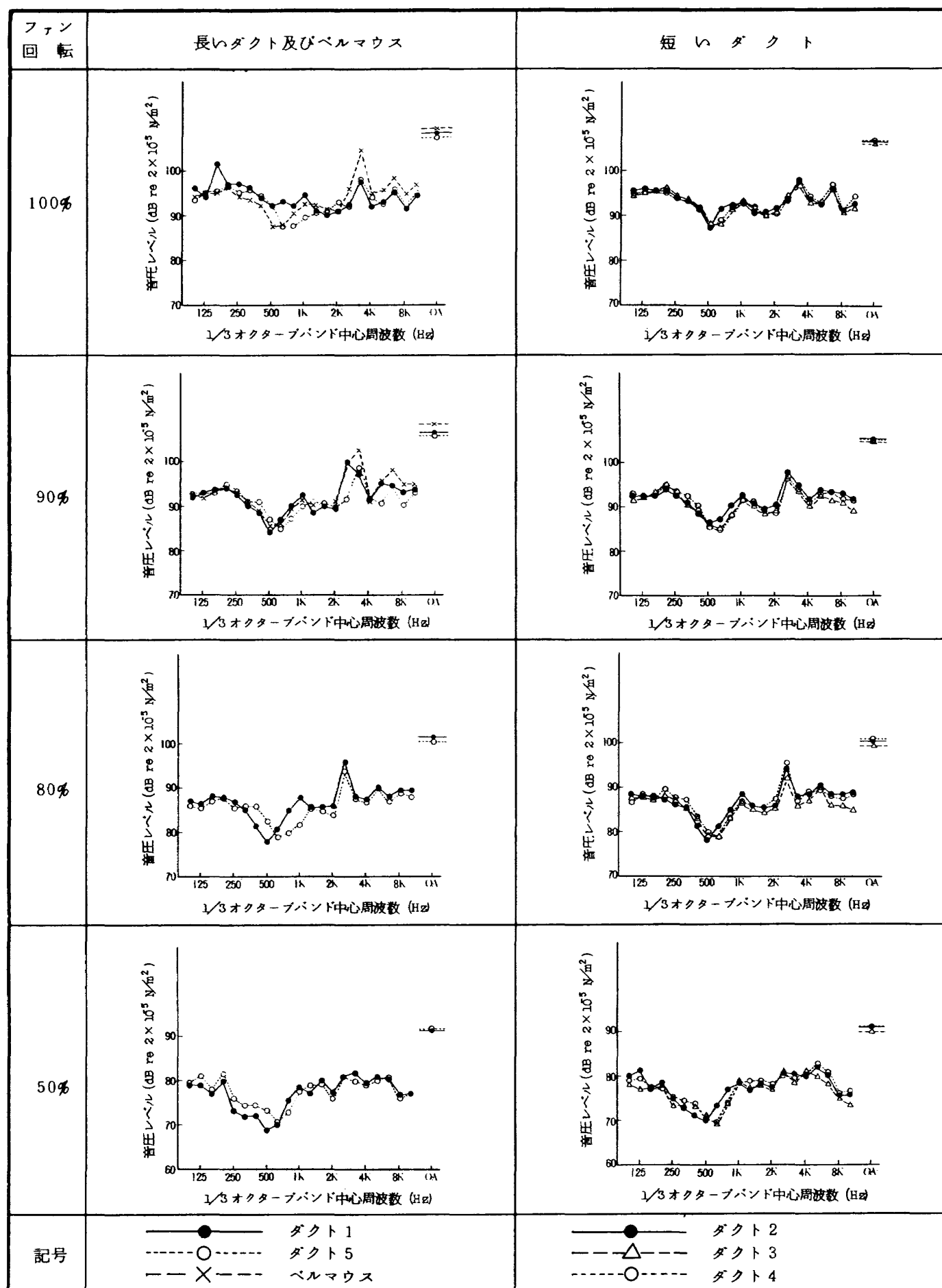


図 8 1/3 オクターブバンド分析結果 [測定位置 B 9 (120度)]

図8に示した $1/3$ オクターブバンド分析の結果を用いて人間の間覚的な騒音に対する「やかましさ (Noisiness)」の国際単位である感覚騒音レベル (Perceived Noise Level, 付録 参照) を算出した結果を図9に示す。

吸音ライニングの効果については、低回転 (80% 及

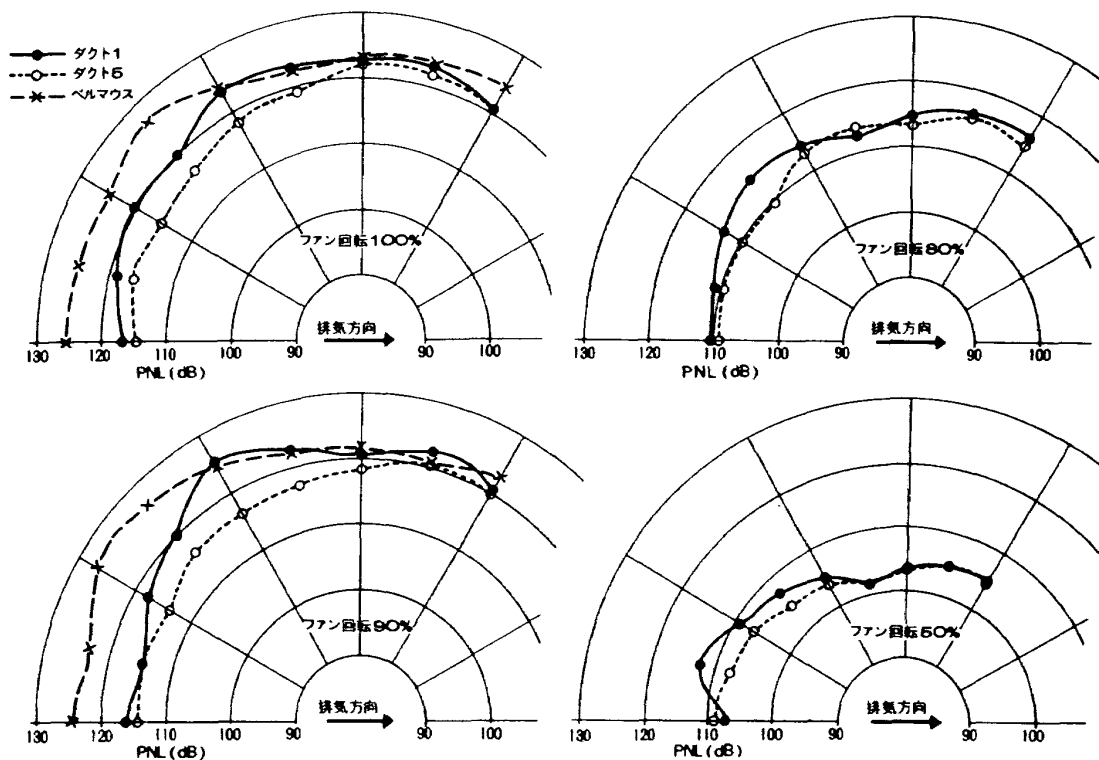


図 9-1 感覚騒音レベル (長いダクト及びベルマウス)

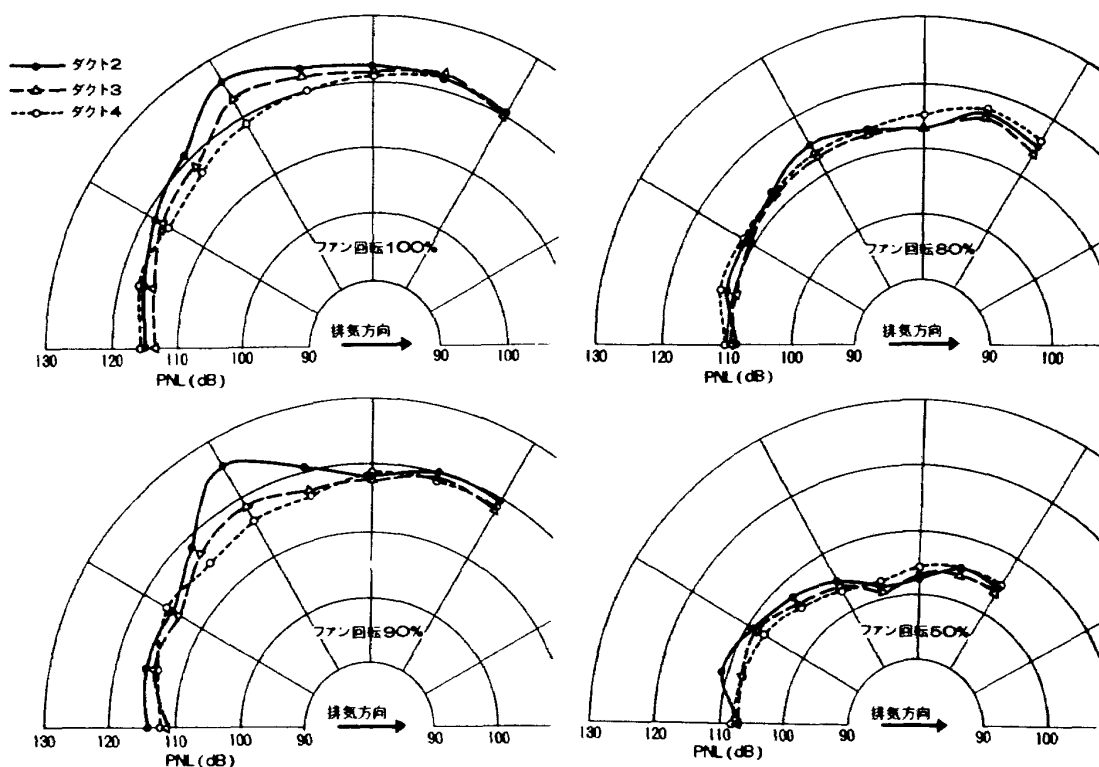


図 9-2 感覚騒音レベル (短いダクト)

び 50% 回転) では、短いダクト (ダクト番号 4) より長いダクト (ダクト番号 5) の方が表われた効果は大きく最大 5 dB 程度の減音であるが、高回転 (100% 及び 90% 回転) では、両者の間に大差は認められずエンジン吸入側から 60 度方向で最大 10 dB 程度の減音効果が表われている。

又、ダクト 3 は片側 8 度程度の拡がりをもつ円錐台形部だけに吸音ライニングしたもので、吸音面積はダクト 4 の約 $\frac{1}{3}$ であるが、90% 回転では、最大 7 dB の減音 (吸入側から 60 度方向) が表われている。

ベルマウスの場合、高回転で他の円筒剛壁ダクトの場合に対し、最大 10 dB 近く高レベルで、ダクト形状の影響が大きいことを示している。

次に、同じダクト形状で、剛壁の場合と吸音壁の場合との音源の音響パワーレベルの差を減音量として図 10 に示す。音源のパワーレベルを求める場合には、測定値に対し地面反射の影響を補正して、自由音場での値を推

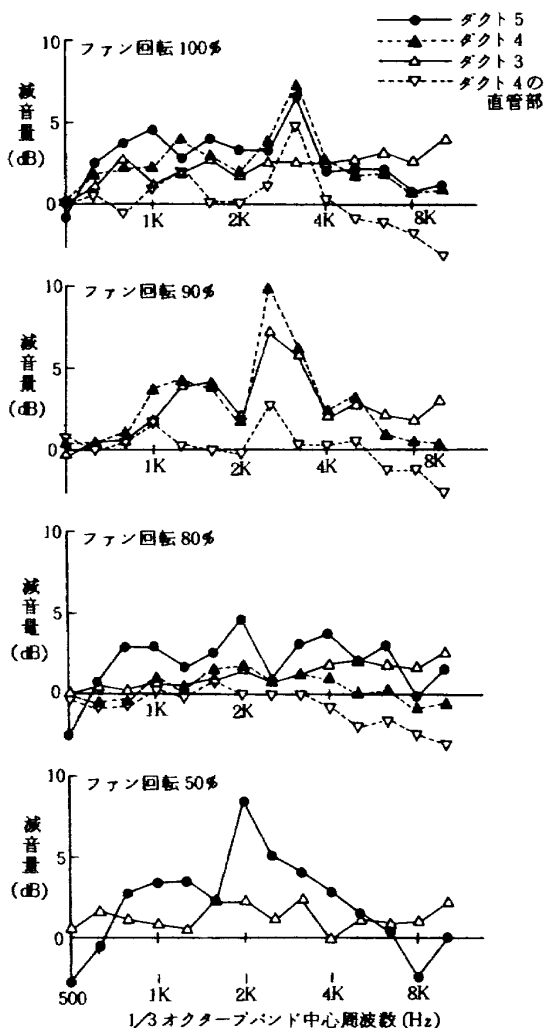


図 10 音響パワーの減衰量

定⁴⁾する必要が生じるが、パワーレベルの差を求める場合には、その影響は相殺されて小さいと思われるので、ここではこれを省略し、エンジン吸入側 (B1~B6) の測定値を用いて直接算出したものである⁵⁾

高回転では、吸入消音ダクト 3 の他は、基本翼通過数を含む $\frac{1}{3}$ オクターブバンド (中心周波数 2.5 KHz, 又は 3.15 KHz) に減音量のピークが見られ、ダクト 4 の 90% 回転で最大 10 dB の減音が見られている。

ダクト 3 の場合とダクト 4 の場合のパワーレベルの差から一応、ダクト 4 の直管部だけの消音効果 (図 10 に▽..... で示す) がわかるが、この場合吸音面積はダクト 3 の約 2 倍であるが、表われた効果は小さく、高周波数側ではどの回転でも付加的な騒音の発生が現われている。

さて、前述の PNL での比較において、吸音面積の小さいダクト 3 が比較的效果が大きく現われていること、ダクト 4 とダクト 5 の表われた効果に大差のないこと、又音響パワーレベルの差として求めたダクト 4 の直管部の吸音効果が吸音面積の割合に小さく表われていることなどは、吸音面積を増加しても測定された消音効果は頭打ちになっていることを示している。

これは図 11 に示すように、測定されたエンジン全体からの音は、吸入消音ダクトにより低減できるエンジン吸入側からの音とこれに関係なく一定な排気側からの音とのエネルギー和であるから、吸入消音ダクトの真の消音

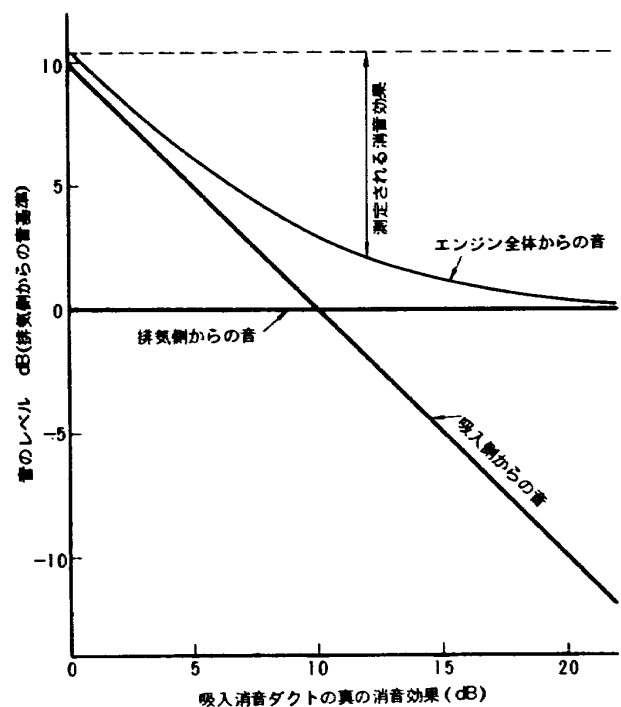


図 11 吸入消音ダクトの真の消音効果と測定される消音効果の関係

効果が、ある程度以上増大しても、測定値は排気側からの音のレベル以下にはなり得ず、測定される効果は逓減していくためである。

従って、真の吸入消音ダクトの消音効果は、実験によって認められた消音効果より大きい値であり、これを実験により知るためには、排気側からの音を十分小さくした状態で測定しなければならない。

しかし、本実験により、エンジン吸入側だけの消音としては、短いダクト（ダクト番号4）で十分であり、さらに吸音面積を増加して長いダクトにしても、測定された効果はほとんど変わらないから、ダクト5の場合には吸入側からの音はPNLでは大きく低減され、排気側からの音のレベルを大幅に下回っているものと考えられる。

なお、90%回転では翼通過周波数*（1次約2820Hz，

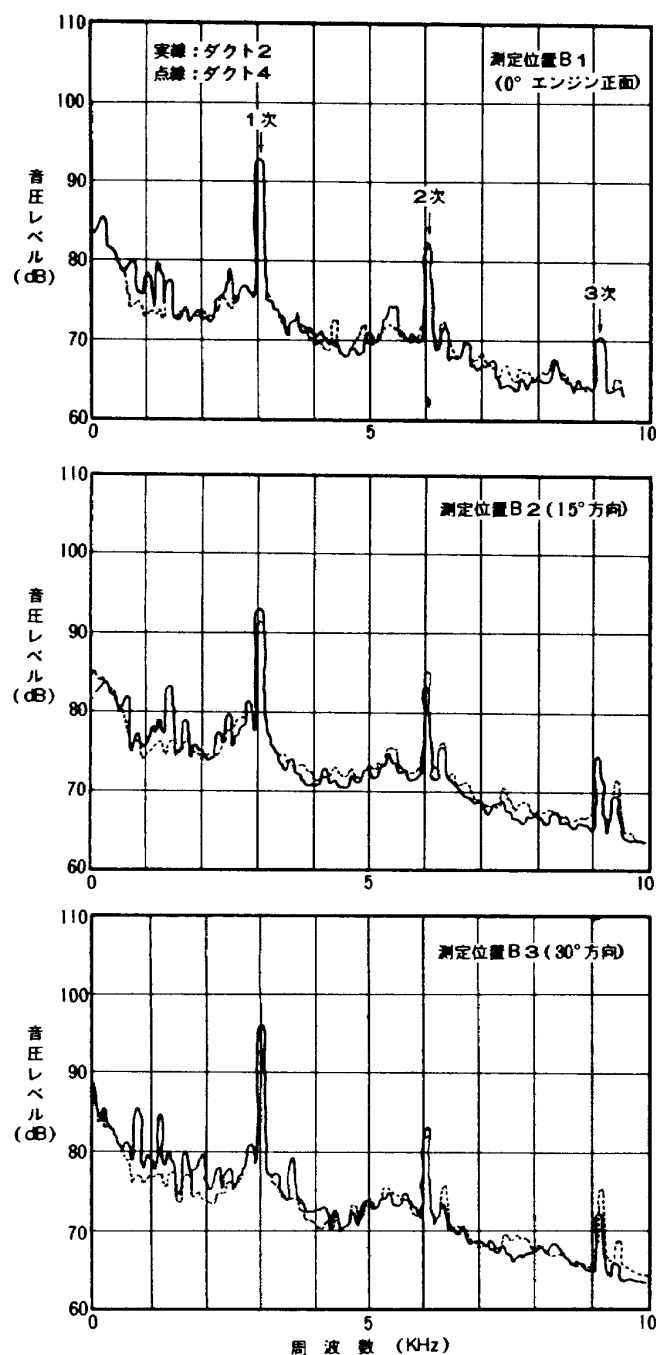


図 12-1 一定周波数幅分析
(20Hz幅, ファン回転100%)

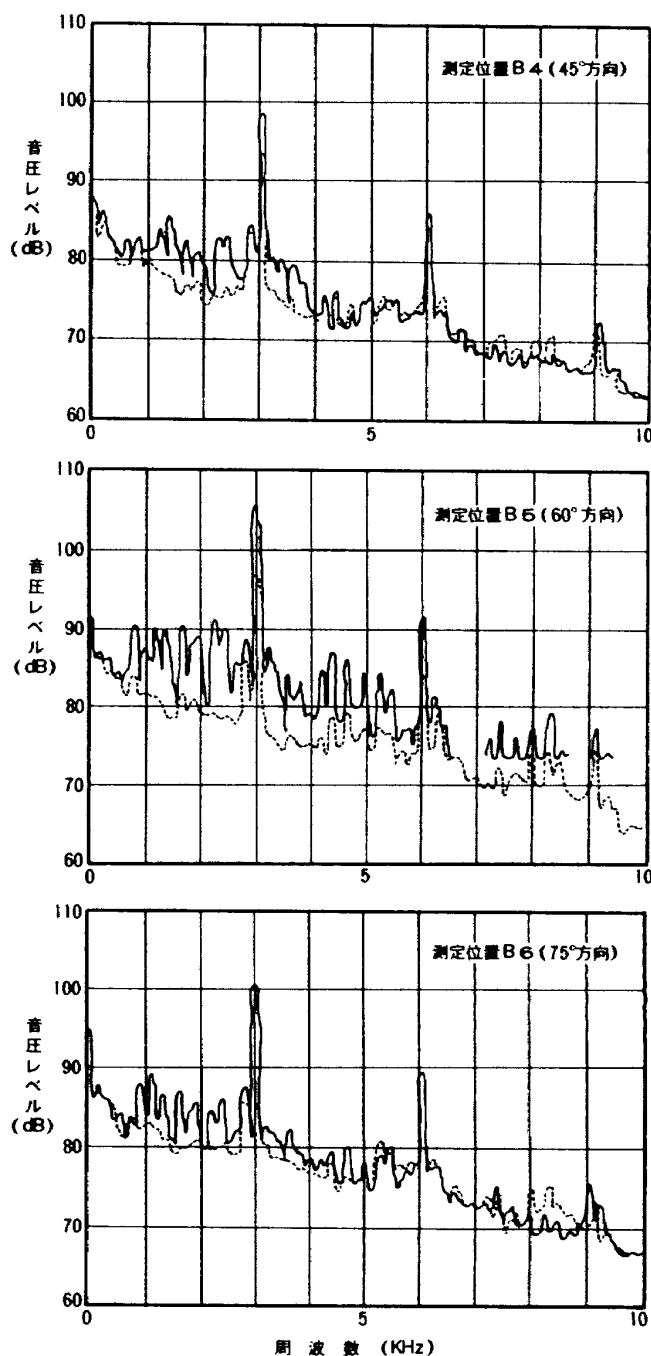


図 12-2 一定周波数幅分析
(20Hz幅, ファン回転100%)

* $n B_r N$ (n : 自然数, B_r : ファン動翼枚数, N : ファン毎秒回転数) を n 次の翼通過周波数 (Blade passage frequency) という。

2次約5640 Hz)が $1/3$ オクターブバンドの境目付近となり、設定回転中の毎分回転数の変動(± 40 RPM)のため、吸入ダクト1と5では、ピークを示すバンドがずれた(図8参照)ので、ダクト5(90%回転)の減音量は図10においては除外した。しかし図9に示したPNLから推察してダクト4と同程度の値を示すものと思われる。

又吸入ダクト4の50%回転は、他の場合に比べ設定回転がかなりずれているので、これに関するデータも図10では除外した。

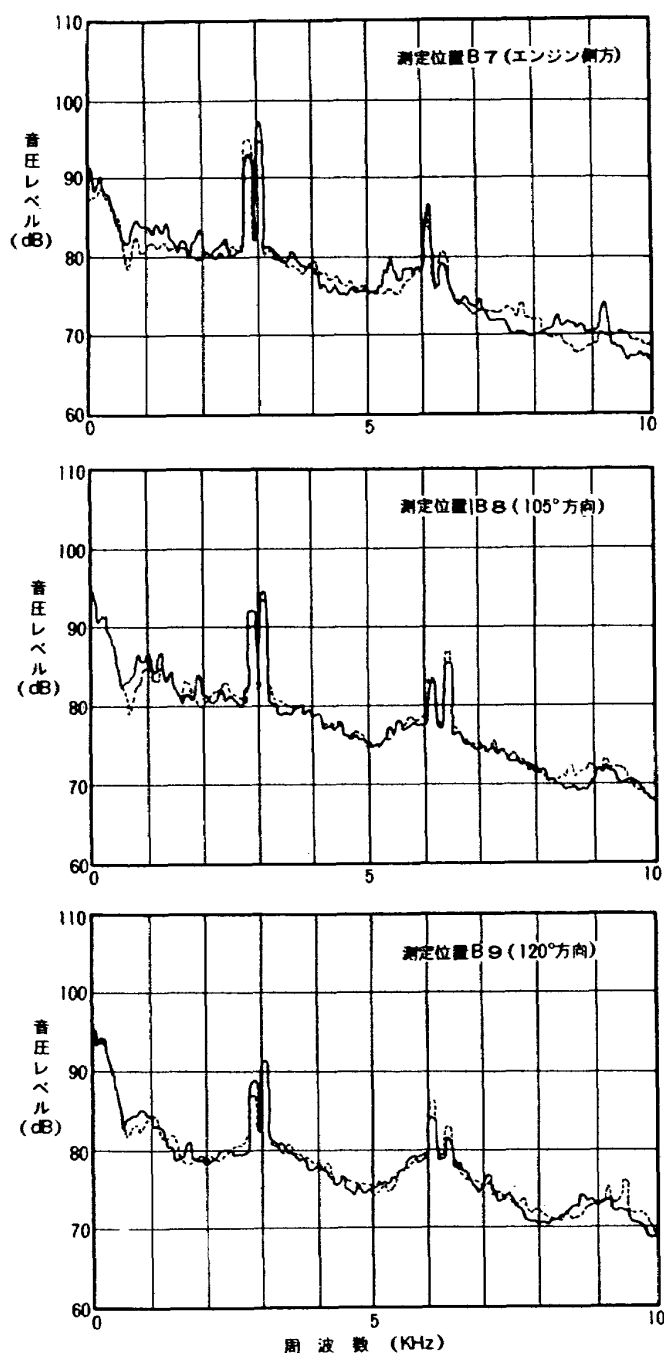


図 12-3 一定周波数幅分析
(20 Hz 幅, ファン回転 100%)

以上は、周波数幅が中心周波数の約23%である $1/3$ オクターブバンド分析の結果についてであり、高周波数ほどバンド幅が広がっている。人間の感覚を対象とする場合には十分であるが、周波数成分をより詳しく知り、データを客観的に評価し音源対策などをしようとするときより狭帯域の分析が有用である。

図8の内、吸入ダクト2と4の場合について、一定幅(20 Hz)で分析した結果を図12に示す。

翼通過周波数の1, 2, 3次、特に1次が卓越した成分であることがわかる。

エンジン前方側で翼通過周波数1次以下の低周波数域でのピークは、ファン動翼が超音速作動するときが発生する衝撃波に起因する音(Buzz saw noise)である。

エンジン近傍(エンジン吸入側30度方向でエンジン中心より5 m)での騒音のスペクトル(周波数幅20 Hz)がエンジン回転と共に変化していく様子を図13に示す。

50%回転では、ピークは存在しても翼通過周波数の成分だけが特に卓越していることはないが、80%回転では翼通過周波数の1, 2, 3, 4次が目立っている。さらに高回転になると基本翼通過周波数(1次)の成分が増大し、これ以下の低周波数域でピーク(Buzz saw noise)が現れ、このピークは100%回転で、最も著しいことが観察される。

§6 あとがき

長短2種類の円筒吸入消音ダクトを試作し、ファンエンジンFJR710/10により実機試験を行なった結果について示した。

エンジン排気側に対しては、消音を行なわない実験であるため、排気側からの騒音の影響を受け、エンジンが低回転のときは、長い吸入消音ダクトの方が、やや大きい消音効果が認められたが、高回転(100%及び90%回転)では、長短ダクトの消音効果に大差は認められず、主観的評価においてもPNLで最大約10 dB(最もやさしいエンジン吸入側60度方向)、客観的評価においてもPWLで最大約10 dB($1/3$ オクターブバンド中心周波数2.5 kHz)の減音であった。

特に長い吸入消音ダクトでの消音後のエンジン吸入側からの音のレベルは、排気側からの音のレベルを大きく下まわっているものと思われる。

又、吸音ライニングによる付加的な音の発生は観察されたが、エンジンスラストへの影響は測定精度以下であった。

平面波理論によると、試作吸入消音ダクトは、最適音響インピーダンス壁を用いても、実機試験結果よりはる

かに小さい高々 2 dB 程度の減音しか予想されないが、これは実際の音のダクト伝搬モードが平面波理論での仮定と異なっていることが、大きく影響しているためと思われる。

参 考 文 献

- 1) E. J. Rice
Attenuation of sound in soft walled circular ducts
NASA TM X-52442 (1968)
- 2) E. J. Rice
Propagation of waves in an acoustically lined duct with a mean flow
NASA SP-207 (1969)
- 3) E. J. Rice, C. E. Feiler and L. W. Acker
Acoustic and aerodynamic performance of a 6-foot diameter fan for turbofan engines
III - Performance with noise suppressors
NASA TN D-6178 (1971)
- 4) 渡辺実 武田克己 小竹進
音圧反射係数の測定法と地面反射補正について
航技研報告 TR-460 (1976)
- 5) 鳥崎忠雄 渡辺実 小林紘 武田克己
ジェットエンジン低騒音化の研究
第二報 JR100H-1Pを用いたジェットエンジン消音の研究
航技研資料 TM-271
- 6) FAR-PART 36 APPENDIX BB36.7 (1969)

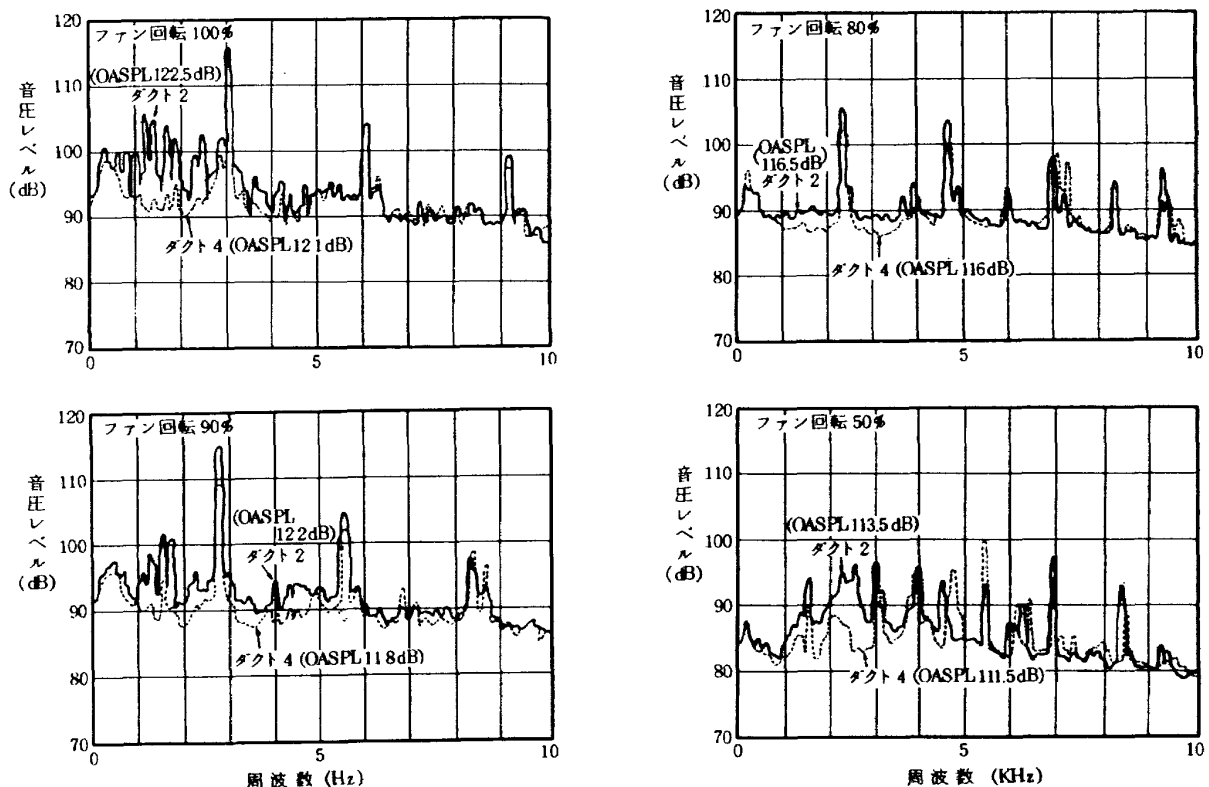


図 13 エンジン近傍での騒音

付録 Perceived Noise Level (PNL) について

騒音のやかましさに対する人間の感覚量を表現するもので、会話や音楽の音などそれを享受する立場で受けられる場合に適用される「音の大きさのレベル (phon)」に対応し、次の手順により計算される量である。

- (1) 騒音の $\frac{1}{3}$ オクターブバンド分析又はオクターブバンド分析を行う
- (2) 等ノイズネス曲線 (図 14) (等ラウドネス曲線に対応) から、各中心周波数毎の Noy 値 (N_i) (Sone に対応) を求め、Total noisiness (N_T) を次式により計算する。

$$N_T = N_{max} + 0.15 \left(\sum_i N_i - N_{max} \right)$$

(オクターブバンド分析のときは 0.15 の代りに 0.3 を用いる)

中心周波数 f_i (Hz) のバンドの音圧レベルを SPL_i としこれに対する Noy 値 (N_i) を式で表わすと⁶⁾
 $f_i < 400$ 又は $f_i > 6300$ のとき

$$SPL(b) \leq SPL_i \leq SPL(a)$$

$$N_i = 10^{M(b)[SPL_i - SPL(b)]}$$

$$SPL_i \geq SPL(a)$$

$$: N_i = 10^{M(c)[SPL_i - SPL(c)]}$$

$$400 \leq f_i \leq 6300$$

$$N_i = 10^{M(c)[SPL_i - SPL(c)]}$$

但し、定数 $SPL(a)$, $SPL(b)$, $SPL(c)$,

$M(b)$, $M(c)$ は表 5 による

- (3) $PNL = 40 + 33.3 \log_{10} N_T$

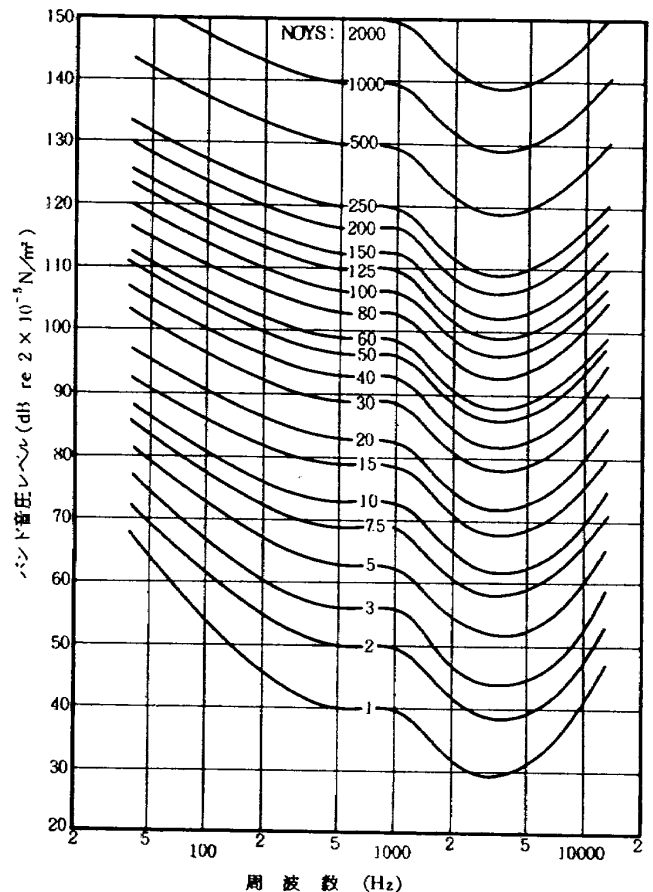


図 14 等ノイズネス曲線

表 5. Noy 値を計算するための定数

Band (i)	f HZ	M (b)	SPL (b) dB	SPL (a) dB	M (c)	SPL (c) dB
1	50	0.043478	64	91.0	0.030103	52
2	63	0.040570	60	85.9	"	51
3	80	0.036831	56	87.3	"	49
4	100	"	53	79.9	"	47
5	125	0.035336	51	79.8	"	46
6	160	0.033333	48	76.0	"	45
7	200	"	46	74.0	"	43
8	250	0.032051	44	74.9	"	42
9	315	0.030675	42	94.6	"	41
10	400	—	—	—	"	40
11	500	—	—	—	"	"
12	630	—	—	—	"	"
13	800	—	—	—	"	"
14	1000	—	—	—	"	"
15	1250	—	—	—	"	38
16	1600	—	—	—	0.029960	34
17	2000	—	—	—	"	32
18	2500	—	—	—	"	30
19	3150	—	—	—	"	29
20	4000	—	—	—	"	"
21	5000	—	—	—	"	30
22	6300	—	—	—	"	31
23	8000	0.042285	37	44.3	"	34
24	10000	"	41	50.7	"	37

航空宇宙技術研究所資料321号

昭和51年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
