

UDC 628.517.2:
621.452.32.018

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-247

ジェットエンジン低騒音化の研究

第一報 JR 100H-1P ジェットエンジンの騒音特性

鳥崎 忠雄・小林 実
武田 克己

1973年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
基 本 計 画	松木正勝*, 鳥崎忠雄*
エンジン塔載運転	吉田 晃*, 中山 普*, 橋本良作* 武藤 功他3名***
エンジン性能計測	関根静雄*, 三村富嗣男*, 越沼 威*, 中井 修*
騒音測定・分析	小林 実*, 武田克己*, 河野長正** 子安 勝他11名****

* 原動機部

** 空気力学第一部

*** 石川島播磨重工業(株)

**** 小林理研(株)

ジェットエンジン低騒音化の研究

第一報 —JR 100H-1P ジェットエンジンの騒音特性—

鳥崎忠雄**, 小林 実**, 武田克己**

1. まえがき
 2. JR 100H-1P ジェットエンジン
 3. 実験方法
 4. エンジン性能の測定
 5. 騒音測定および分析
 6. 測定結果
 - 6-1 全音響出力
 - 6-2 スペクトル
 - 6-3 指向性
 - 6-4 排気ノズルA, Bによる差異
 - 6-5 吸入消音器を装着した場合について
 - 6-6 防音安全カバーの影響について
- 附 1 実験場についての予備実験
- 2 音響出力の計算
 - 3 吸入消音器

1. まえがき

航空機騒音が飛行場周辺の住民におよぼす騒音公害は航空輸送需要の急激な増加と共に、ますます大きな社会問題になっている。

この騒音公害の解決策としては、飛行経路、運転方法の適切な選定や土地利用の方法なども含まれるが、航空機騒音の音源であるジェットエンジンの低騒音化を行うことが最も根本的方策である。

このジェットエンジンの騒音を大別すると、排気ジェットによるジェット騒音と圧縮機やタービンなどの回転機騒音になるが、この内、相対的により大きい方の低減を行うことが、ジェットエンジン低騒音化の効率的な方法であることは当然である。

ターボジェットエンジンが商用機に採用され、まず問題になったのは、高速の排気ジェットによるジェット騒音であったが、その後、燃料消費の少ないファンジェットエンジンが登場し、排気ジェット速度の低減に伴い、必然的に、ジェット騒音を小さくしたが、相対的にファン、圧縮機、タービンなどの回転機械騒音

を目立たせる結果となり、現在はこの問題を中心にジェットエンジン低騒音化への努力が払われている。当所においては、1971年度により、「JR 100H-1P によるジェットエンジン消音の研究」からはじまるジェットエンジン低騒音化に関する一連の研究に着手することになった。

「JR 100H-1P によるジェットエンジン消音の研究」は当所における試作軽量リフトジェットエンジンを横置き推進用とした JR 100H-1P を音源として用い、同機の吸入側騒音（圧縮機騒音）に対しては、吸入消音器を、排気側騒音（タービン騒音）に対しては消音ジェットパイプを試作しその消音効果を実機状態で試験することを計画したものであるが、本報告は、上記研究試作のための資料を得るため、その前提として同機の地上運転での騒音測定を行い、その騒音特性を明らかにしたものである。

騒音測定は、その目的上、エンジンの発生する全騒音から、圧縮機騒音およびタービン騒音を分離するため、同エンジンの標準装備の状態以外に、排気ノズルを拡げた状態と各々の状態に対し地上用吸入消音器を装備した場合についてもを行い、1/3 オクターブバンド分析により各々の騒音特性を表示した。

なお本実験は航技研角田支所実験場において行ったが、地形的な条件から、エンジン中心位置の選定に当っては、スピーカーによる予備実験（附 1）を行い、実験場周辺の障害物や地面の影響による音場の歪みが最も少ないようにその位置をきめた。

2. JR 100H-1P ジェットエンジン

同エンジンは、航技研において研究試作した軽量リフトジェットエンジン JR 100H を横置き推進用としたもので、その外観を 図 1 に、また定格および回転部翼枚数を 表 1 に示す。

今回の騒音測定にあたっては、図 2 に示す標準の排気ノズル（ノズルA）と、出口面積の大きい排気ノズル（ノズルB）で運転を行ったので、この両方の場合についてのエンジン性能を 図 3 に示す。

* 昭和48年6月28日受付

** 原動機部

表 1 JR 100H-1P の定格および回転機翼枚数

定 格				
項 目		回転数 rpm	推力 kg	
離陸	最大	13,000	1,250	
連続	最大	12,500	1,120	
連続	巡航	12,100	1,000	
アイド	ル	9,000	430	

圧 縮 機 翼 枚 数				
		前 置 静 翼	19	
1 段	動 翼	30	1 段	"
2	"	33	2	"
3	"	37	3	"
4	"	40	4	"
5	"	41	5	"
6	"	41	6	"
		後 置	60	

タ ー ビ ン 翼 枚 数				
動 翼	78	ノ ズ ル	47	

また、運転時の安全性と、エンジンケーシングから透過する騒音の遮音という意味から、エンジンには原則として安全防音カバー（図 4）を取り付けて運転した。

図 5 は同エンジンに吸入消音器および防音安全カバーを取付けたものを示す。

なお図 3 における修正値は次式によるものである。

$$\text{修正回転数 } N_c = N / \sqrt{\theta}$$

$$\text{修正空気流量 } W_{a,c} = W_a \sqrt{\theta / \delta}$$

$$\text{修正推力 } F_c = F / \delta$$

$$\text{但し } \theta = (T_2 + 237) / 288, \delta = P_{atm} / 10332$$

3. 実験方法

本実験は JR 100H-1P ジェットエンジンの騒音特性（音響出力、パワースペクトルおよび指向特性）を明らかにすると共に、同エンジンの発生する騒音の内、圧縮機騒音およびタービン騒音を分離することを目的としたので、標準装備の他に同エンジンに吸入消音器を取付けた状態およびノズル B を装着した状態（同一回転数においてノズル A の場合より排気速度を小さくし、ジェット騒音を低下させることによってタービン騒音および圧縮機騒音の分離を容易にすることを目的としたもの）について、エンジンを一定回転数（8800、10500、12000、13000 rpm の 4 種類）で運転

表 2 騒音測定 No.

運 転 No.	エンジン の 状 態	測 定 半 径 (m)	騒音測定 No.			
			エンジン回転数 (rpm)			
			8,800	10,500	12,000	13,000
1	A	50	1-1	1-2	1-3	1-4
2	A+C	50	2-1	2-2	2-3	2-4
3	A+C	25	3-1	3-2	3-3	3-4
4	A+C+S	50	4-1	4-2	4-3	4-4
5	B+C	50	5-1	5-2	5-3	5-4
6	B+C+S	50	6-1	6-2	6-3	6-4

A, B……エンジン排気ノズル

C……安全防音カバー

S……吸入消音器

し、図 6 に示す位置で騒音測定を行った。測定位置 B1~B11 は半径 50cm の半円上、15° おきであるが B12, B13 はジェット気流の影響のため測定が不可能であったため、その半径延長上 100m の地点 B12', B13' における測定値に 6dB を加えることにより各々 B12, B13 における値とした。又測定データの比較検討のため半径 25m の半円上（測定位置 A1~A11）においても一例騒音測定を行った。この場合は B12, B13 の方向の測定は省略した。

実験の種類とその各々に対して附した騒音測定 No. をまとめて表 2 に示す。

エンジン中心の地上高さおよびマイクロホン地上高さは共に 1.5m とした。

4. エンジン性能の測定

エンジンの発生する騒音に影響をおよぼすエンジン性能に関するデータとして次のものを測定した。

- 1) エンジン回転数 (N rpm)
- 2) 推力 (F kg)
- 3) 空気流量 (W_a kg/s)
- 4) 燃料流量 (W_f kg/h)
- 5) ジェットノズル内のせき止め排気温度 (T_5 °C)
- 6) ジェットノズル内のせき止め排気圧力 (P_5 kg/m²)
- 7) 大気温度（エンジン入口温度）(T_2 °C)
- 8) 大気圧力 (P_{atm} kg/m²)

これらの実測値を実験場の風速と共に表 3 に示す。

以上の測定データよりジェット騒音に影響およぼすパラメーターとして、次の諸量を計算することができる。

推力およびガス流量から算出される、平均排気速度

表 3 エンジン性能に関する実測値および実験場風速

騒音測定 No.	実 測 値								
	エンジン回転数 (N rpm)	推 力 (F kg)	空気流量 (W _a kg/s)	燃料流量 (W _f kg/h)	せき止め排気温度 (T ₃ °C)	せき止め排気圧力 (P ₃ kg/m ² A)	大気温度 (T ₂ °C)	大気圧力 (P _{atm} kg/m ²)	風 速 (m/s)
1-1	8840	390	15.0	570	570	12,050	23	10350	1~3
1-2	10510	630	19.4	550	550	13,950	23	10350	"
1-3	12020	950	23.7	570	570	15,550	23	10350	"
1-4	13020	1200	26.2	620	620	16,650	23	10350	"
2-1	8850	390	14.9	560	560	11,781	23	10281	0.5~3
2-2	10510	630	19.5	550	550	13,781	22	10281	"
2-3	12000	940	23.6	560	560	15,281	22	10281	"
2-4	13010	1290	26.1	620	620	16,181	22	10281	"
3-1	8830	390	15.0	560	560	11,781	21	10281	"
3-2	10530	630	19.5	540	540	13,581	21	10281	"
3-3	12000	960	23.8	560	560	15,081	20	10281	"
3-4	13010	1200	26.3	610	610	16,481	19	10281	"
4-1	8820	380	14.6	570	570	11,781	26	10281	"
4-2	10530	620	19.2	550	550	13,681	25	10281	"
4-3	12020	930	23.4	570	570	15,381	25	10281	"
4-4	13020	1170	25.8	620	620	16,481	24	10281	"
5-1	8870	210	16.4	400	400	11,754	19	10354	1~5
5-2	10520	360	20.6	360	360	12,354	18	10354	"
5-3	12020	570	24.8	380	380	13,154	18	10354	"
5-4	13120	770	26.8	480	480	14,854	18	10354	"
6-1	8860	220	15.8	420	420	11,303	21	10303	0.5~3
6-2	10530	350	20.1	370	370	12,003	21	10303	"
6-3	12010	540	24.3	380	380	13,003	22	10303	"
6-4	13020	730	26.3	480	480	14,503	22	10303	"

$$V_{m_1} = F / \left(\frac{W_G}{g} \right) \quad (1)$$

但し f : 周波数 (Hz)

D : 排気ノズル直径 (m)

但し $W_G = W_a + W_f / 3600$

ノズル全圧および全温から断熱変化を仮定して算出される排気速度

$$V_{m_2} = \left\{ \frac{2Kg}{K-1} RT_i \left[1 - \left(\frac{P_{atm}}{P_3} \right)^{K-1/K} \right] \right\}^{1/2} \quad (2)$$

ライトヒルパラメータ

$$L = \rho_0^2 \rho_0^{-1} V_m^8 a_0^{-5} A \quad (kg \cdot m/s) \quad (3)$$

但し ρ_0 : 排気ガス密度 (kg·s²/m⁴)

ρ_0 : 大気密度 (kg·s²/m⁴)

a_0 : 大気中における音速 (m/s)

A : ノズル面積 (m²)

無次元周波数 (ストラハル数)

$$S = fD / V_m \quad (4)$$

5. 騒音測定および分析

表 2 に示す騒音測定 No. に従って、一定回転中の同エンジン発生する騒音を、3~5台のテープレコーダーおよびコンデンサーマイクロホンを用いて、磁気テープに録音した。

分析には、音源の性質および野外測定であることなどのため観測される音圧レベルが変動することを考慮して、直視型の 1/3 オクターブ分析器を用い、約30秒間露光させたフィルムから読み取る方法を用いた。

録音および再生の系統を図 7 に示す。使用計測器一覧を表 4 に示す。

読みとった値に対しては、録音再生計器の周波数レ

表 4 使用計測器一覧

コンデンサーマイクロホン	1''	(リオン)
ウインドスクリーン	NC-12	(")
精密級騒音計	NA-51	(")
直視型 1/3 オクターブバンド分析器	NA-20	(")
テープレコーダー	ナグラ III 型および IV 型 (クデルスキー) (テープスピード 38cm/sec)	
磁気テープ	201 (スコッチ)	

ボンスの校正を行い、OA (オーバーオール) 値との比較から真の分析値を求めた。コンデンサーマイクロホン (90° 入射) と N-1~N-5 のテープレコーダを用いて録音した磁気テープを N-1 テープレコーダを用いて再生した場合の各々の総合周波数レスポンスを図 8 に示す。

6. 分析結果

各測定位置における音圧スペクトルを図 9 に示す。

6-1 全音響出力 (附 2 参照)

ジェットエンジンの発生する騒音には、圧縮機やタービンの回転機騒音、ジェット騒音などが含まれているが、排気ジェット速度が大きい場合にはその全音響出力は、ジェット騒音に支配され、ライトヒルによる騒音の速度 8 乗則の成立することが知られている。

本実験におけるライトヒルパラメーターとパワーレベルの関係を、ライトヒルパラメーターにおける代表速度として (1) 式による値 (質量流量に対する推力の比) を用いた場合と、(2) 式による値 (ジェットノズル内で測定したせき止め圧力および温度から計算された値) を用いた場合について図 10 に示す。

図 10 において、いずれの場合にもライトヒルパラメーターの増加即ち排気ジェット速度の増加につれて、測定値は次第に速度 8 乗則 (勾配 1 の直線) に近づいていることが観察される。このことは低速ではジェット騒音以外の騒音が影響しており、高速になるにつれて、ジェット騒音が支配的になることを示している。

図 11 にエンジン回転数とパワーレベル (PWL) の関係を示す。

6-2 スペクトル

測定された局所高圧のスペクトルは図 9 のとうりであるが、この値には地面反射による干渉の影響のため、自由音場で測定されるスペクトルには現われない、山と谷が含まれている。(Ref. 1, 2) 従ってこの測定値を用いて、各周波数バンドごとに附 2 の方法を適用

してパワースペクトルを求めた場合には同様の山と谷が現われる。その例をジェット騒音が支配的である測定 No. 4—4 (A+C+S, 13000 rpm) について B+C の場合と共に図 12 に無次元形 (Ref. 3) で示す。

6-3 指向性

指向性の一般的表現である指向性指数* を用いて、運転 No. 2 (A+C) と運転 No. 5 (B+C) の OA 値について、これを示すと図 13 の様になる。回転数の減少と共に、吸入側騒音の増加がみられる。

6-4 ノズル A, B による差異

図 10 により、ノズル A の場合には、排気速度の増加につれての速度 8 乗則への接近即ち、全騒音の内ジェット騒音の占める割合の増加が見られるがノズル B を装着の場合には、本実験範囲では、そのことがみられず未だジェット騒音が支配的になる排気速度には至っていないと考えられる。

6-5 地上運転用吸入消音器 (s) を装着した場合

(附 3)

この実験の目的は、吸入消音器を装着しなで行った実験 (ノズル A については運転 No. 2, ノズル B については運転 No. 5) との比較からエンジンの発生する騒音の内、圧縮機騒音 (正確にはエンジン吸入側から放射される騒音) の特性を知ることである。比較を容易にするため、吸入消音器をつけた場合とつけない場合とを同一のグラフに、再プロットし、図 14 には測定位置 B1~B7 の局所音圧スペクトルを、図 15 には OA および各回転数での圧縮機一段動翼の翼通過周波数を含む 1/3 オクターブバンドの音圧レベルを示す。

図 14 より、A ノズルの場合には、8800, 10500 rpm で B1~B5 の測定位置、12000 rpm で B1~B3 の測定位置 (測定 No. 6—4 の B4, B5 については録音不良のためデータ欠損) において、10 dB 以上の吸入消音器による効果が表われている。

従って圧縮機一段動翼通過周波数近辺の騒音低減のために、吸入消音器を試作した場合、本吸入消音器程度までの効果を有するものについては、本エンジンを低速回転運転を行うことにより、その消音効果の確認実験が可能であることがわかる。

6-6 防音安全カバーについて

防音安全カバーを取りつけた場合 (運転 No. 2) と、

* 指定された方向で音源から r の距離における音の強さと、その音源と同じパワーを有する点音源による音の強さの比を $Q_{(r)}$ (指向係数) とすると
指向性指数 (DI) = $10 \log_{10}(Q_{(r)})$ (Ref. 4)

取りつけない場合（運転 No. 1）に対し、附 2 に示す方法で求めた音響パワーの比較を図 16 に示す。2K~4KH で若干の差異がみられる。

指向性に対する影響を図 17 に指向性指数で示す。予想されるごとく、OA および低周波側では、その影響はほとんどなく、高周波側では若干表われているが、騒音の指向特性に本質的な影響はないと考えられる。

7. あとがき

JR 100H-1P ジェットエンジンの地上運転時の騒音測定から、1/3 オクターブ分析により同エンジンの騒音特性（全音響出力、スペクトル、指向性）を明かにするとともに、ノズル A または B、吸入消音器の有無、エンジン回転数のちがいによる発生騒音の差異について比較検討することにより次のようなことがわかった。

1) 同エンジンの音響特性は、ノズル A（標準装備）の場合には、高回転側でスペクトル、指向性においてジェットノイズ的特性を示し、全音響出力は速度 8 乗則（速度として排気ノズル内の全圧、全温から計算したものを使用）に近づく傾向を示す。

またノズル B の場合には、高回転側でスペクトルおよび指向性においては、かなりジェットノイズ的特性を示すが、全音響出力はその傾向を示さない。

2) オーバーオール音圧レベルにおいては、ノズル A、B の場合とも、吸入側より排気側の方が高い。

3) 1/3 オクターブバンドの音圧レベルにおいては、ノズル A の場合、エンジン回転数 8800 rpm で BN, 2BN, 3BN (BN: 圧縮機 1 段動翼の基本翼通過周波

数) を含む各バンドにおいて、エンジン回転数 10500 rpm で BN, 2BN を含む各バンドにおいて、吸入側の音圧レベルが排気側の音圧レベル以上になる。

これに対しノズル B の場合は、8800 rpm で BN, 2BN, 10500 rpm で BN を含む各バンドにおいて、吸入側の音圧レベルが排気側の音圧レベル以上になる (BN 成分については図 15 から明かである)。

4) オーバーオールまたは 1/3 オクターブバンドの音圧レベルにおいて、吸入消音器の効果は低回転数ほど、排気側騒音の影響が小さいため、大きくあられ、3) に述べたバンドにおいては、圧縮機騒音の指向性が明かになっていると考えられる。

5) 前 2)~4) より、同エンジンを圧縮機騒音源として使用する場合には、ノズル A による低回転の運転が適当である。

謝意

本実験に当たり、協力を得た(財)小林理学研究所の関係者に厚く謝意を表します。

References

- 1) NACA Report 1329: Far Noise Field of Air Jets and Jet Engines by E.E. Callaghan etc.
- 2) NASA TR R-35 Ground Reflection of Jet Noise by W.L. Howes
- 3) NASA TR R-52 Similarity of Far Noise Fields of Jets by W.L. Howes
- 4) 騒音対策ハンドブック, 技報堂
- 5) NACA TN 3452 Investigation of Jet-Engine Noise Reduction by Screens Located Transversely Across the Jet by E.E. Callaghan etc.

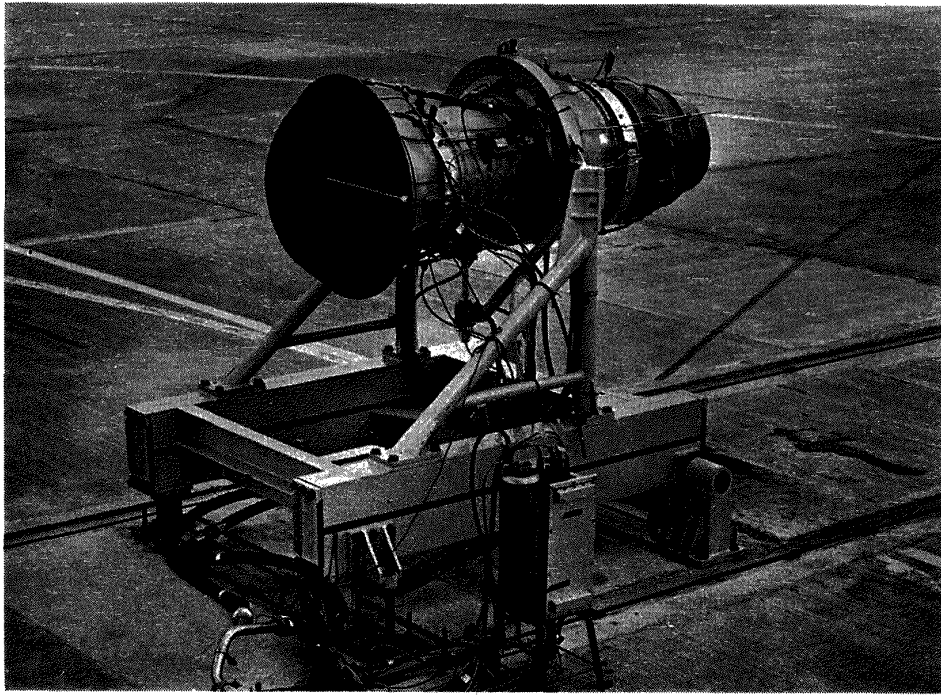


図 1 JR 100H-1P ジェットエンジン

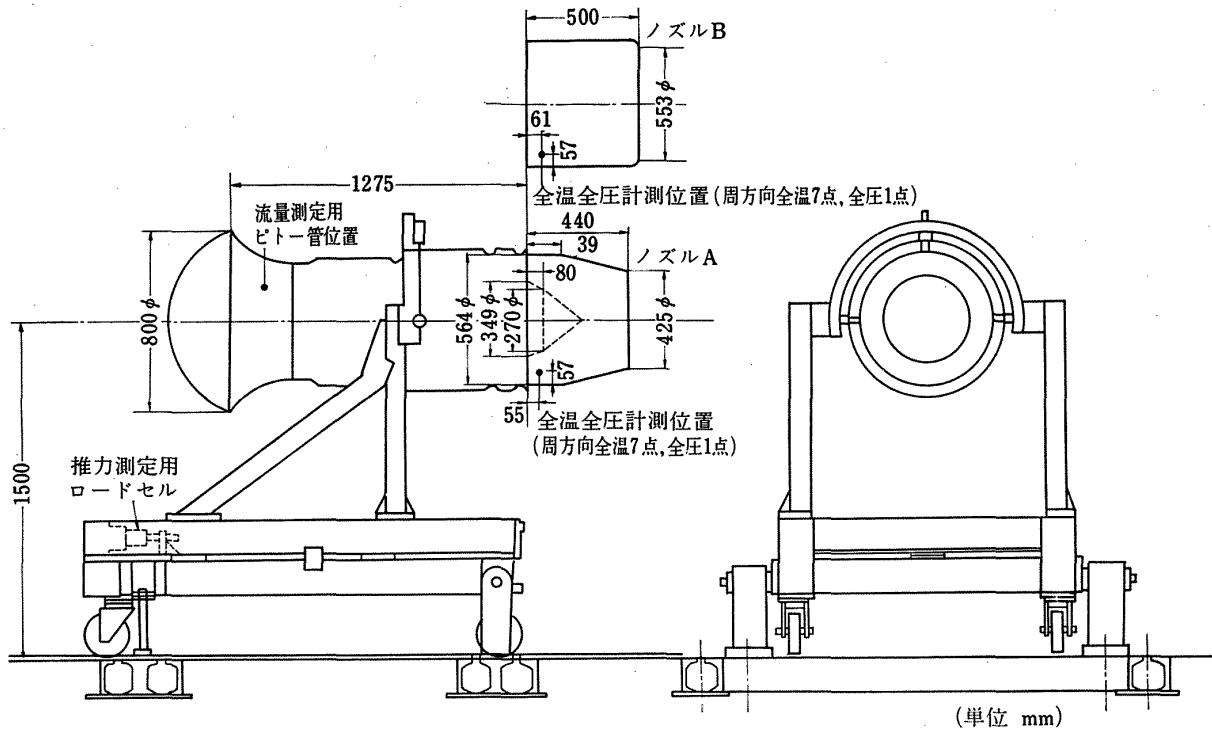


図 2 エンジン主要寸法および性能測定位置

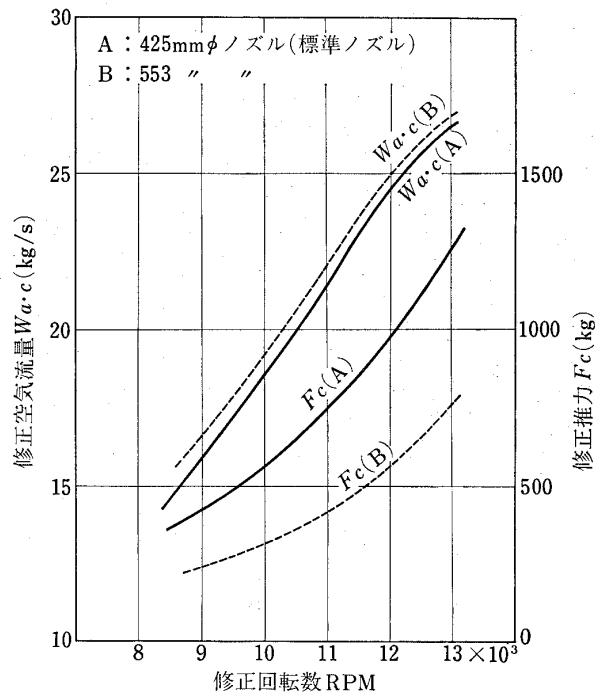


図 3 エンジン性能

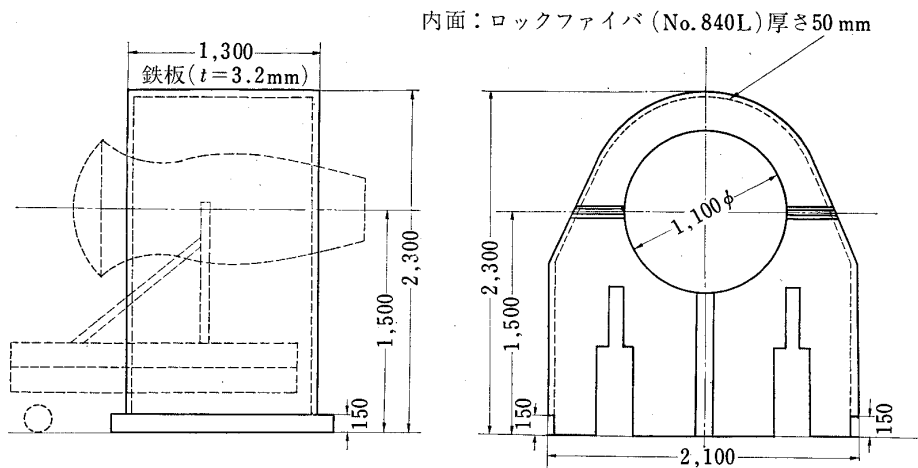


図 4 安全防音カバー

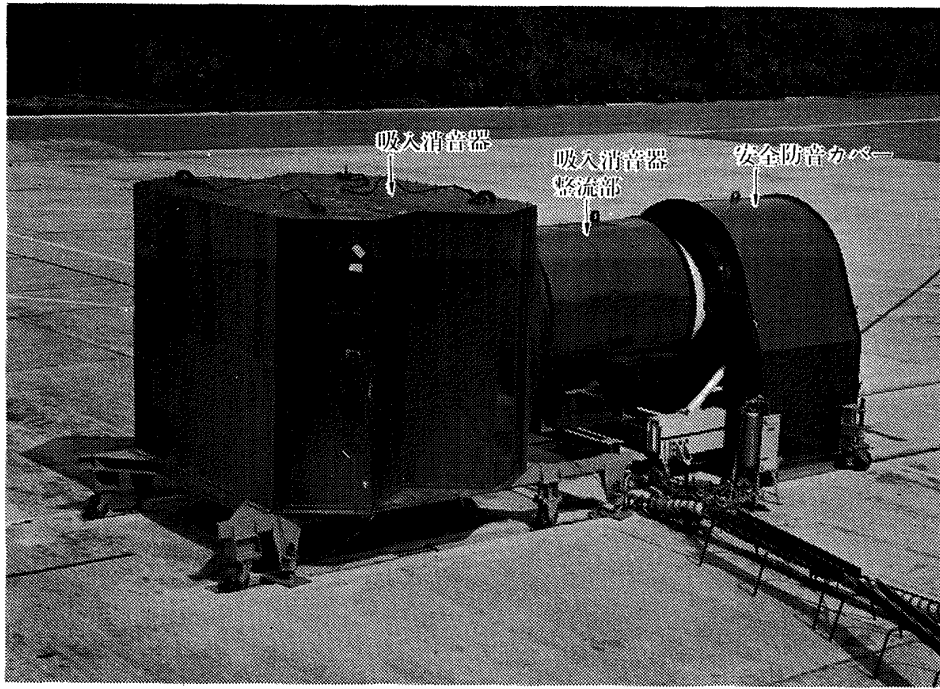


図 5 エンジンに取り付けた吸入消音器および安全防音カバー

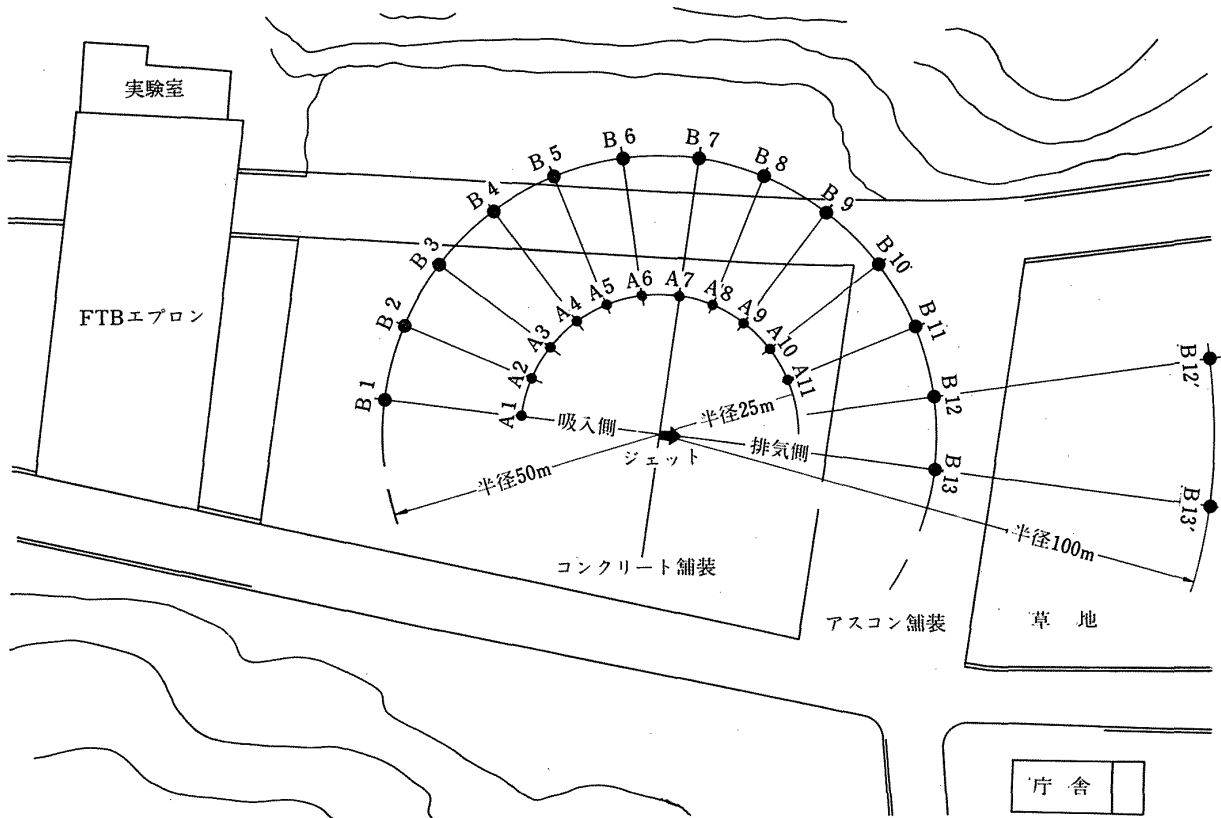


図 6 実験場地形および測定位置

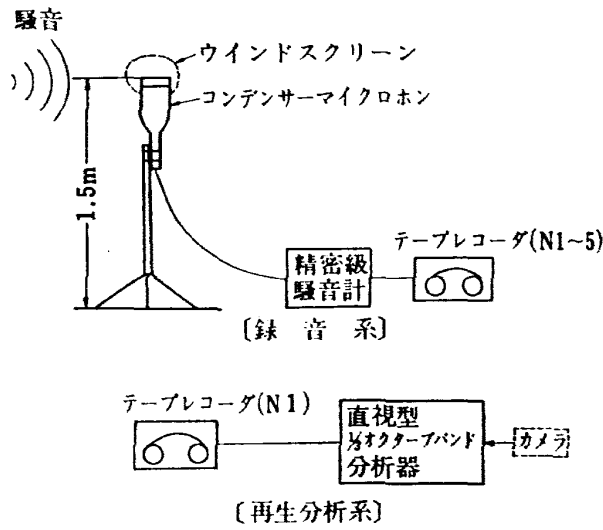


図 7 録音および再生の系統図

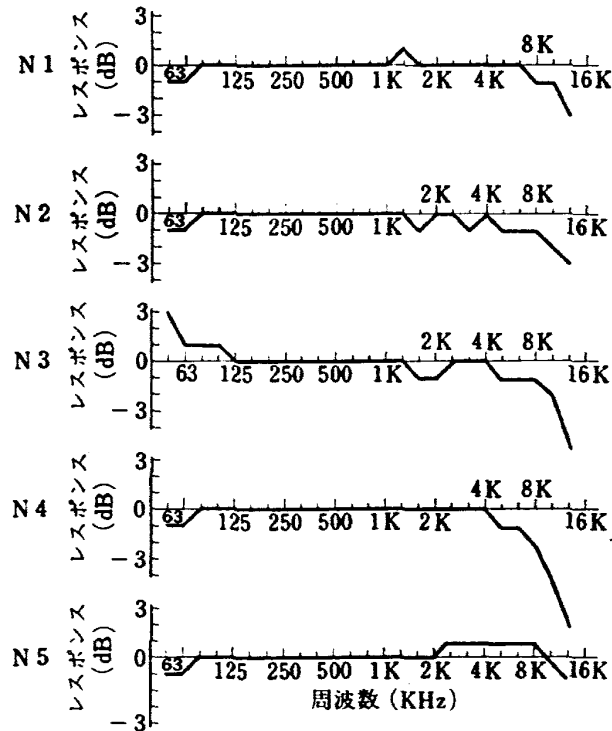


図 8 総合周波数レスポンス (1 kHz 基準)

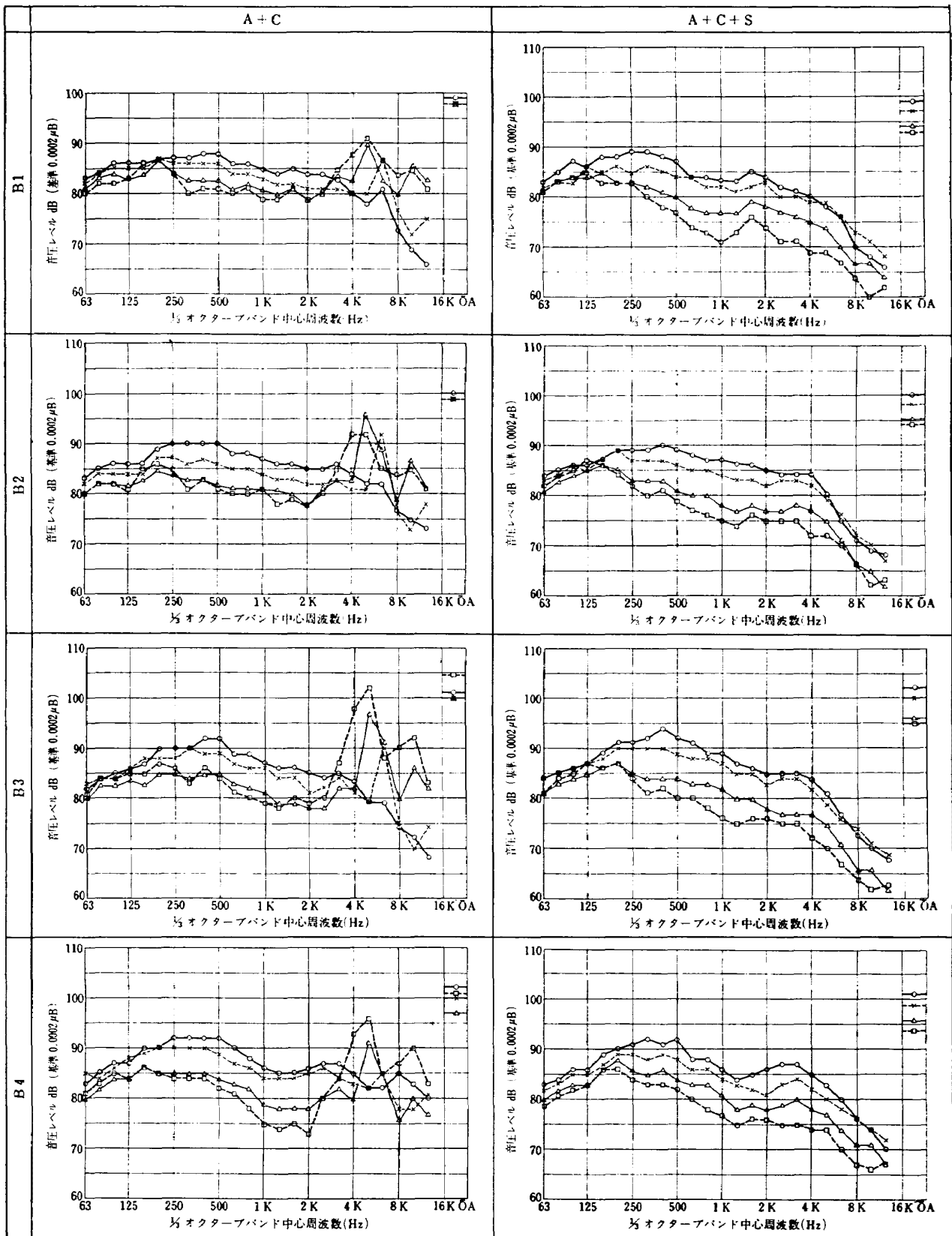
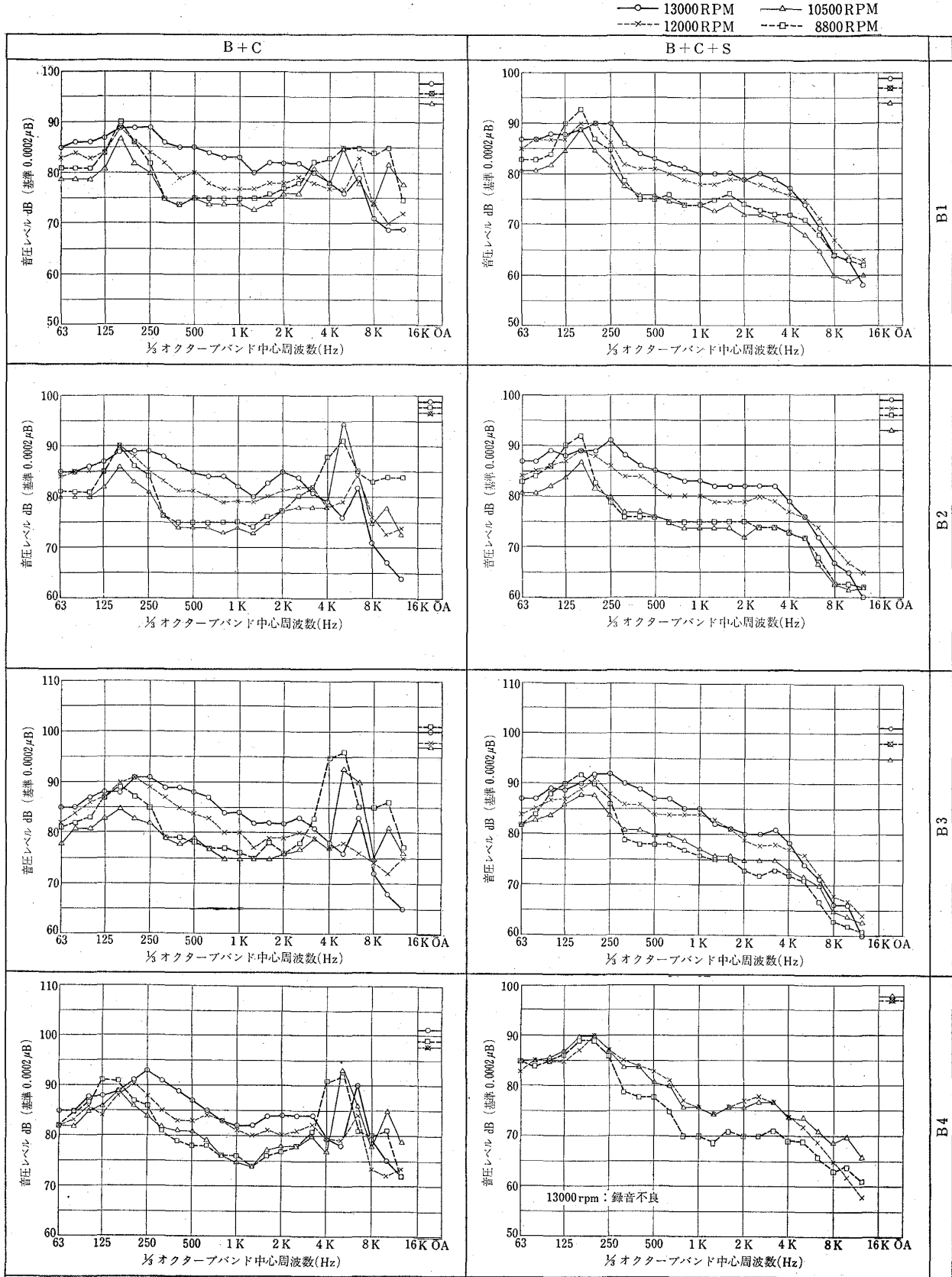


図 9-1 局所音圧のスペクトル



☒ 9-2

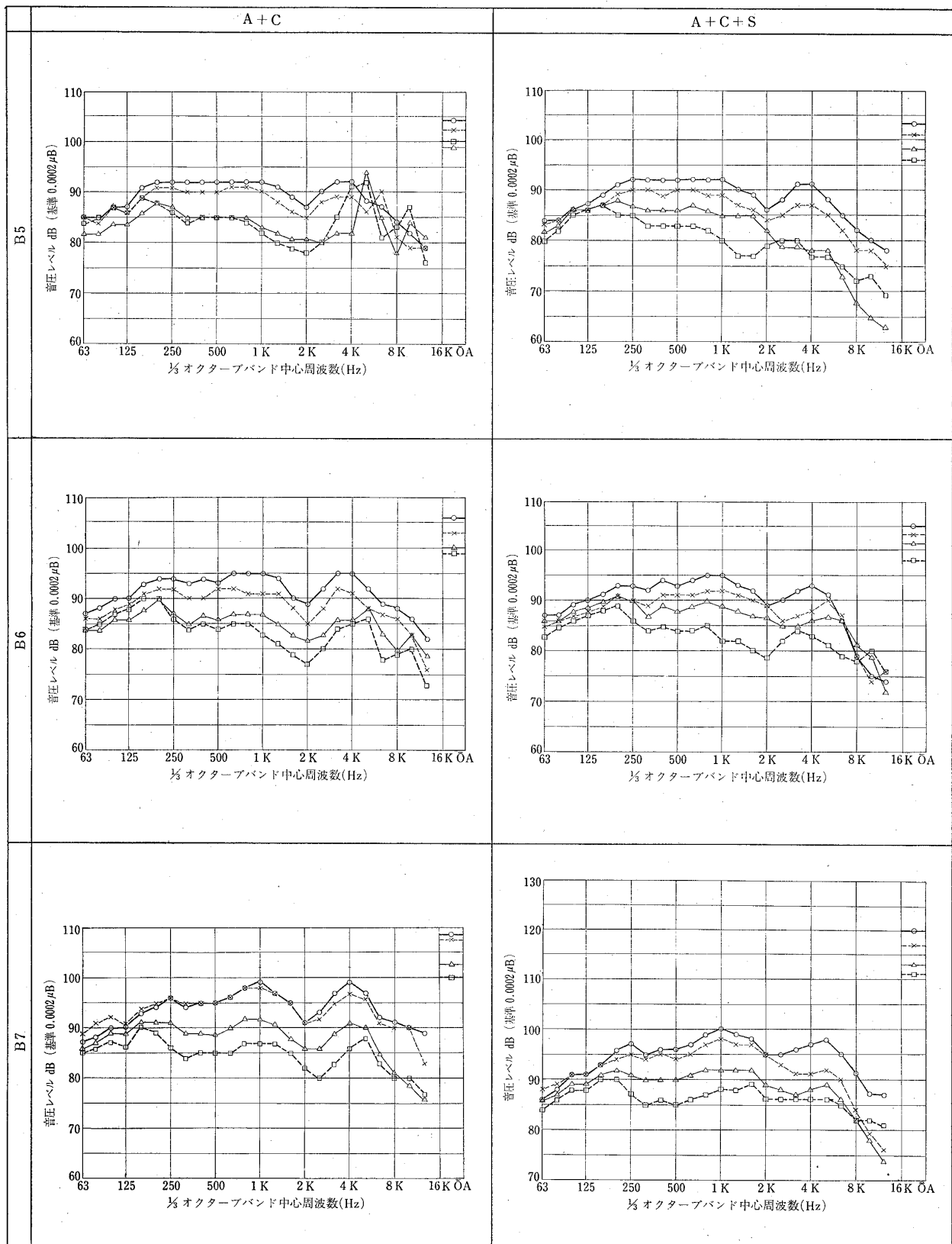


図 9-3

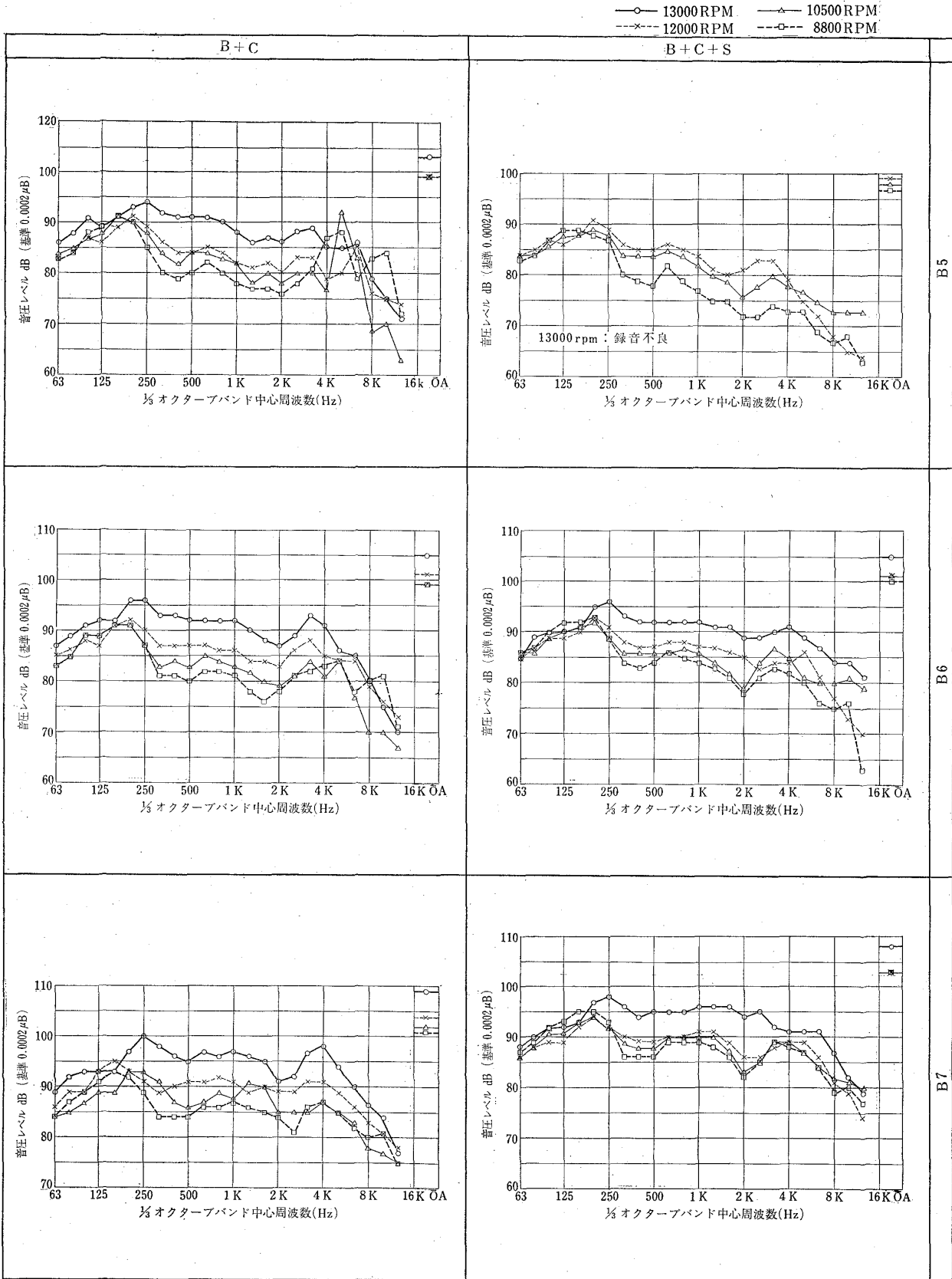


図 9-4

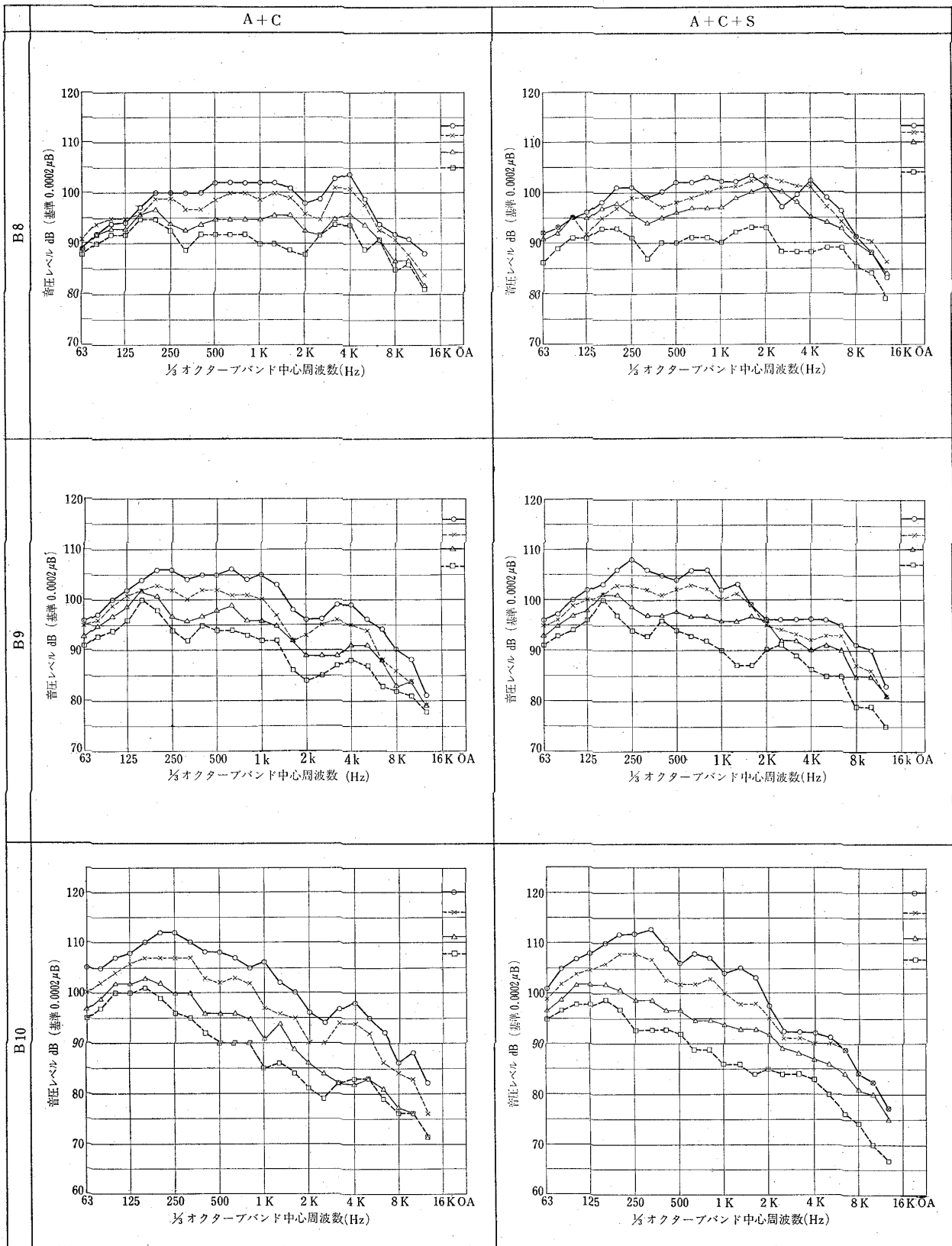


図 9-5

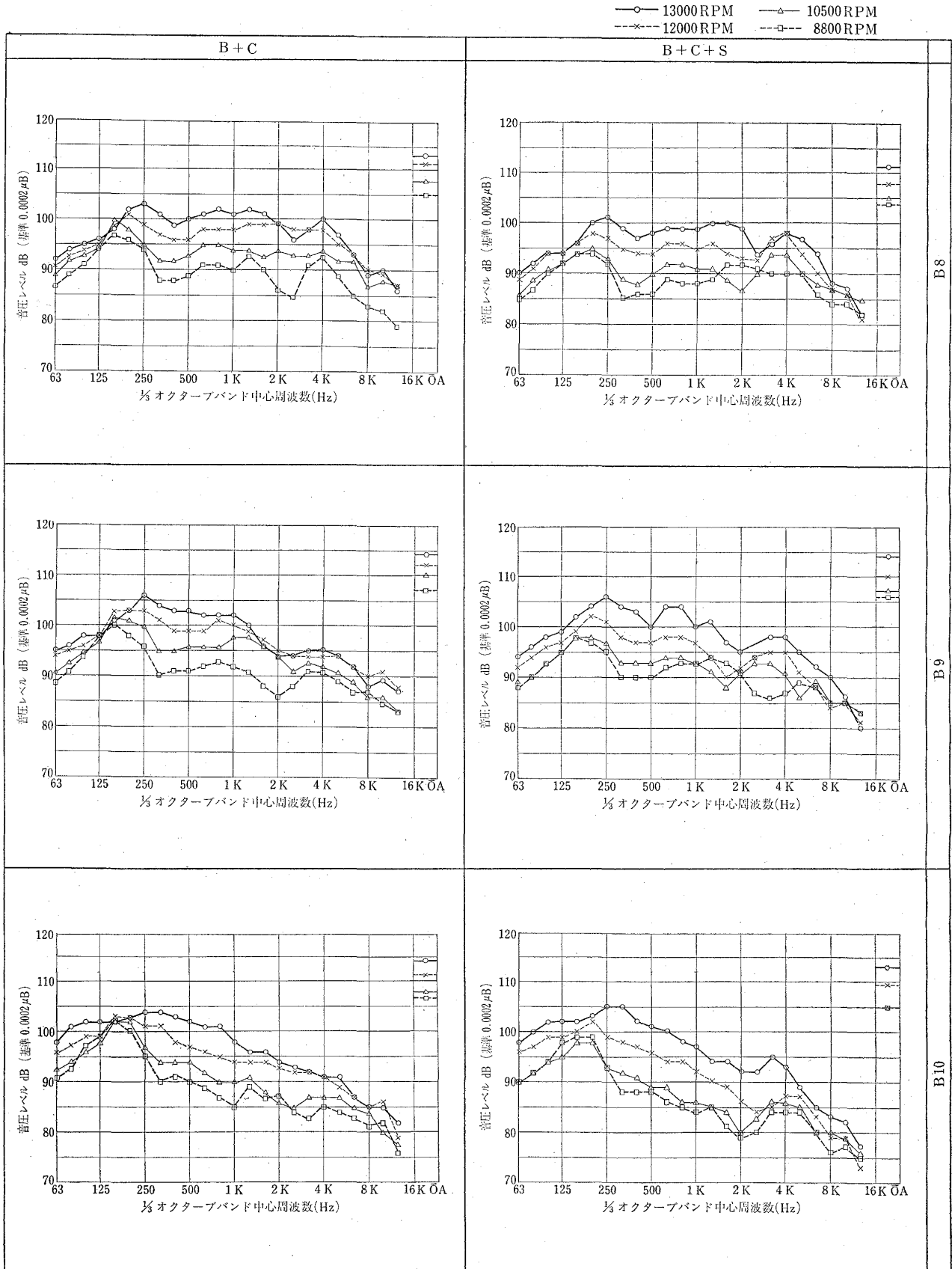


図 9-6

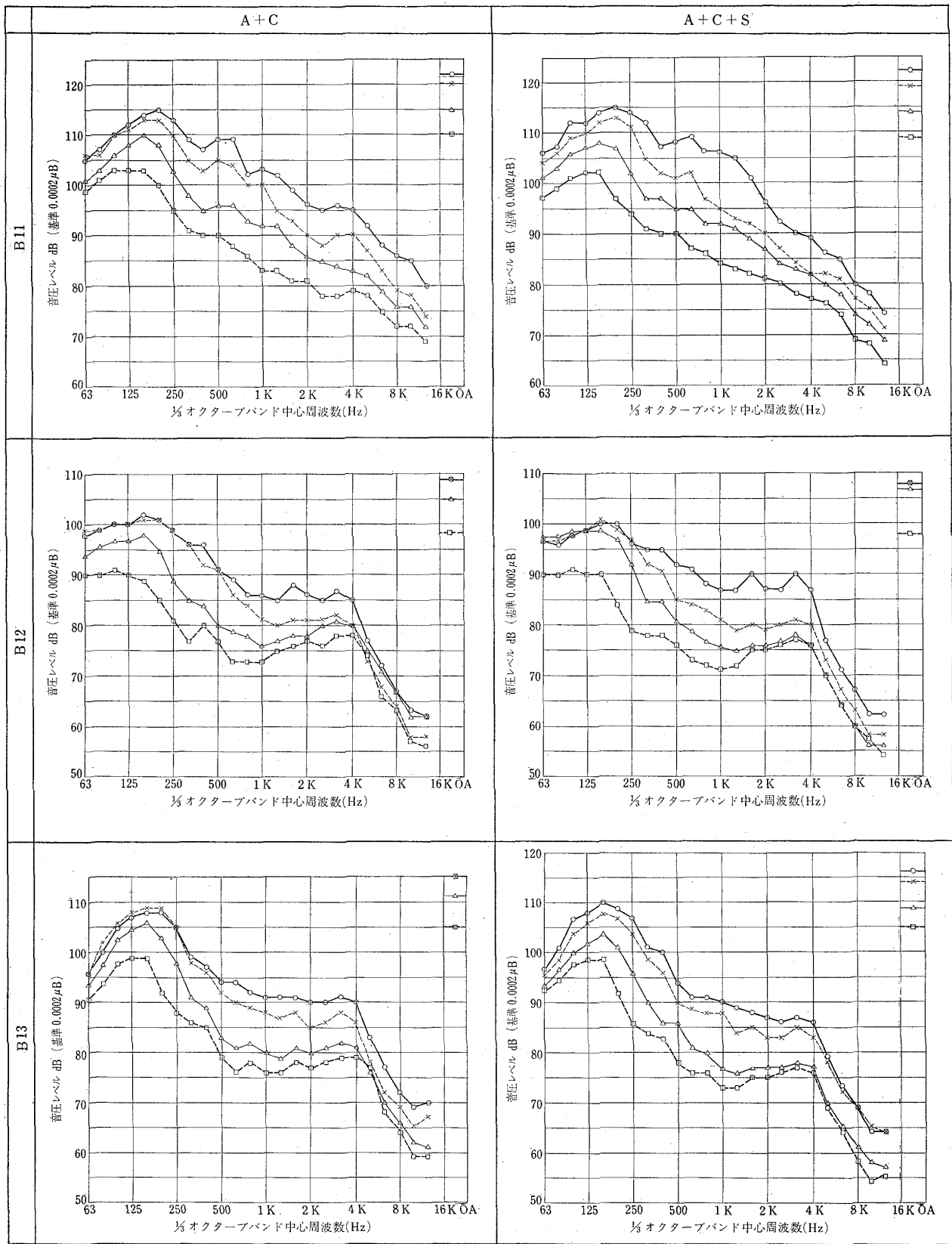


図 9-7

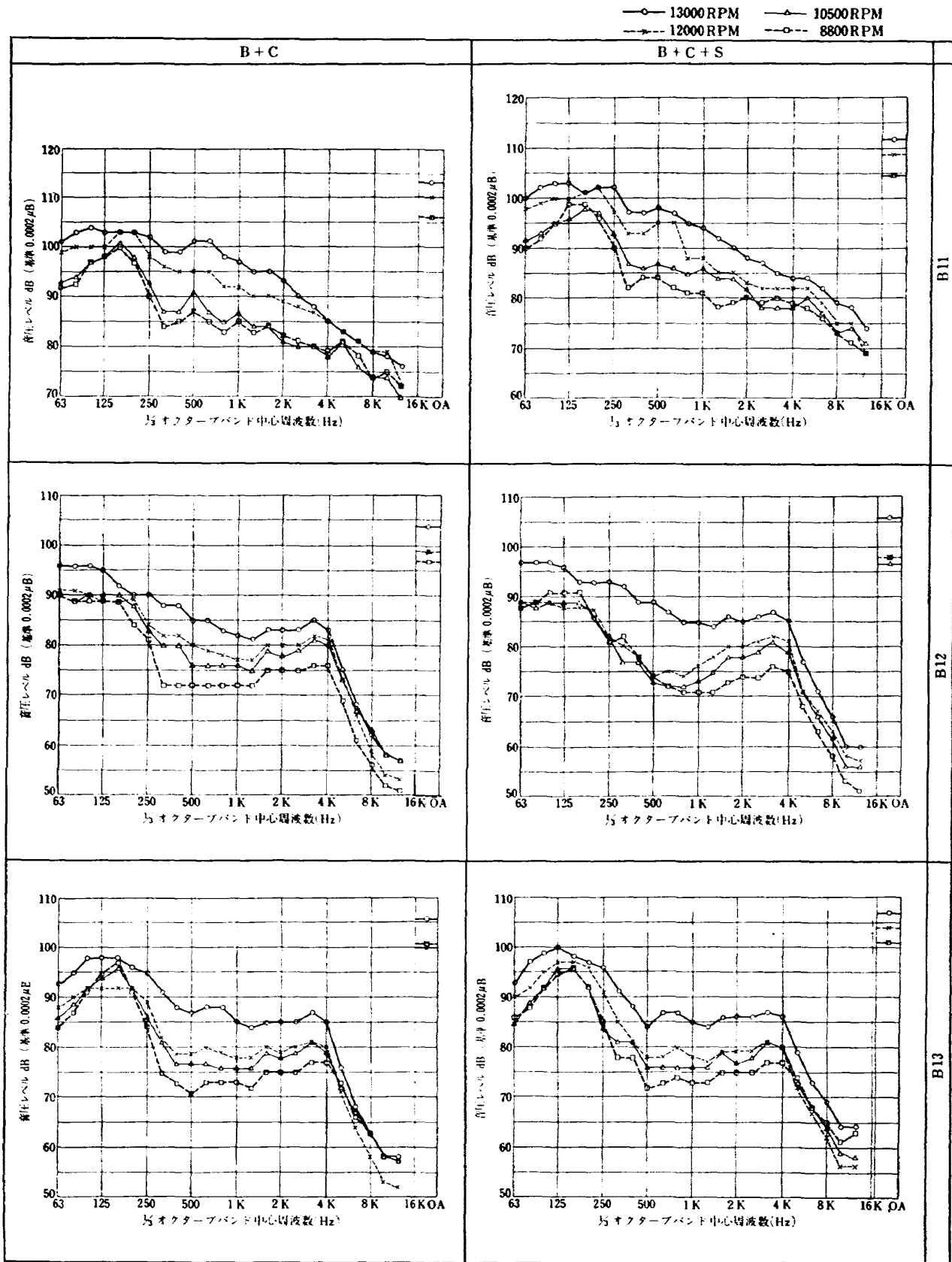


図 9-8

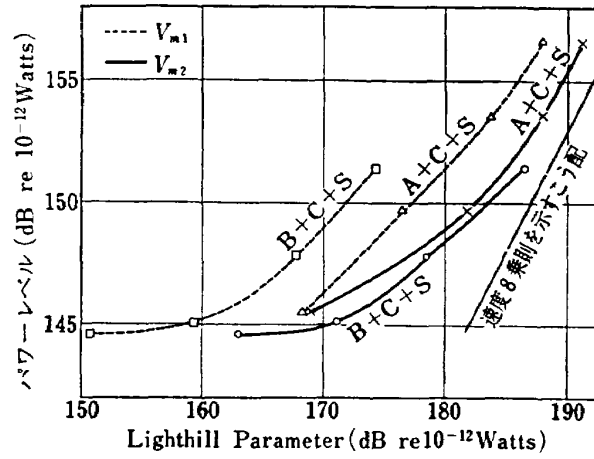


図 10

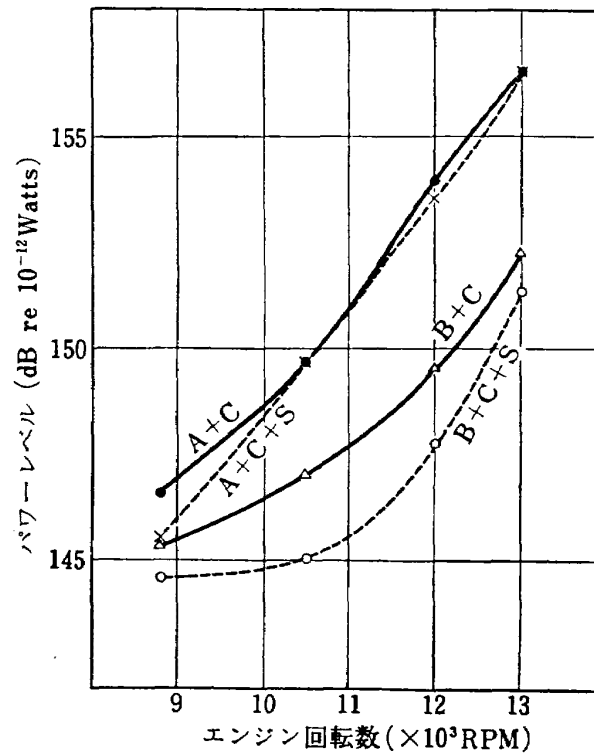


図 11

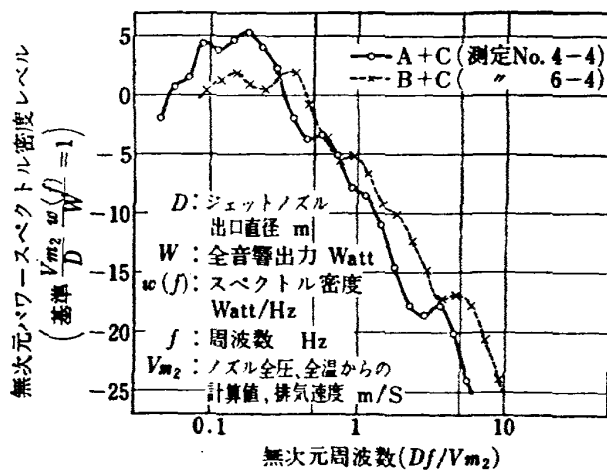


図 12 パワースペクトル

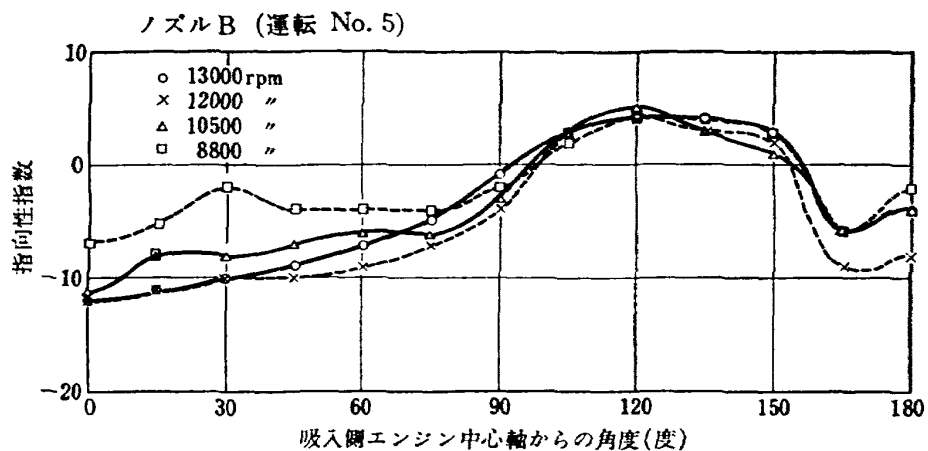
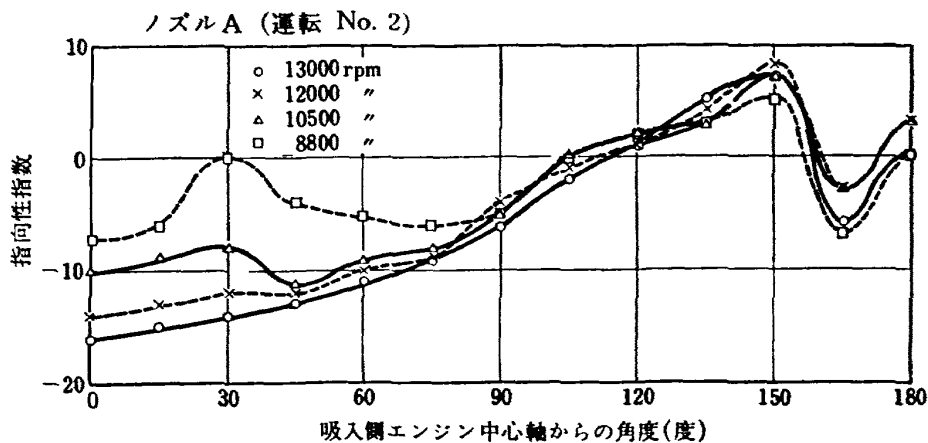


図 13 指向性

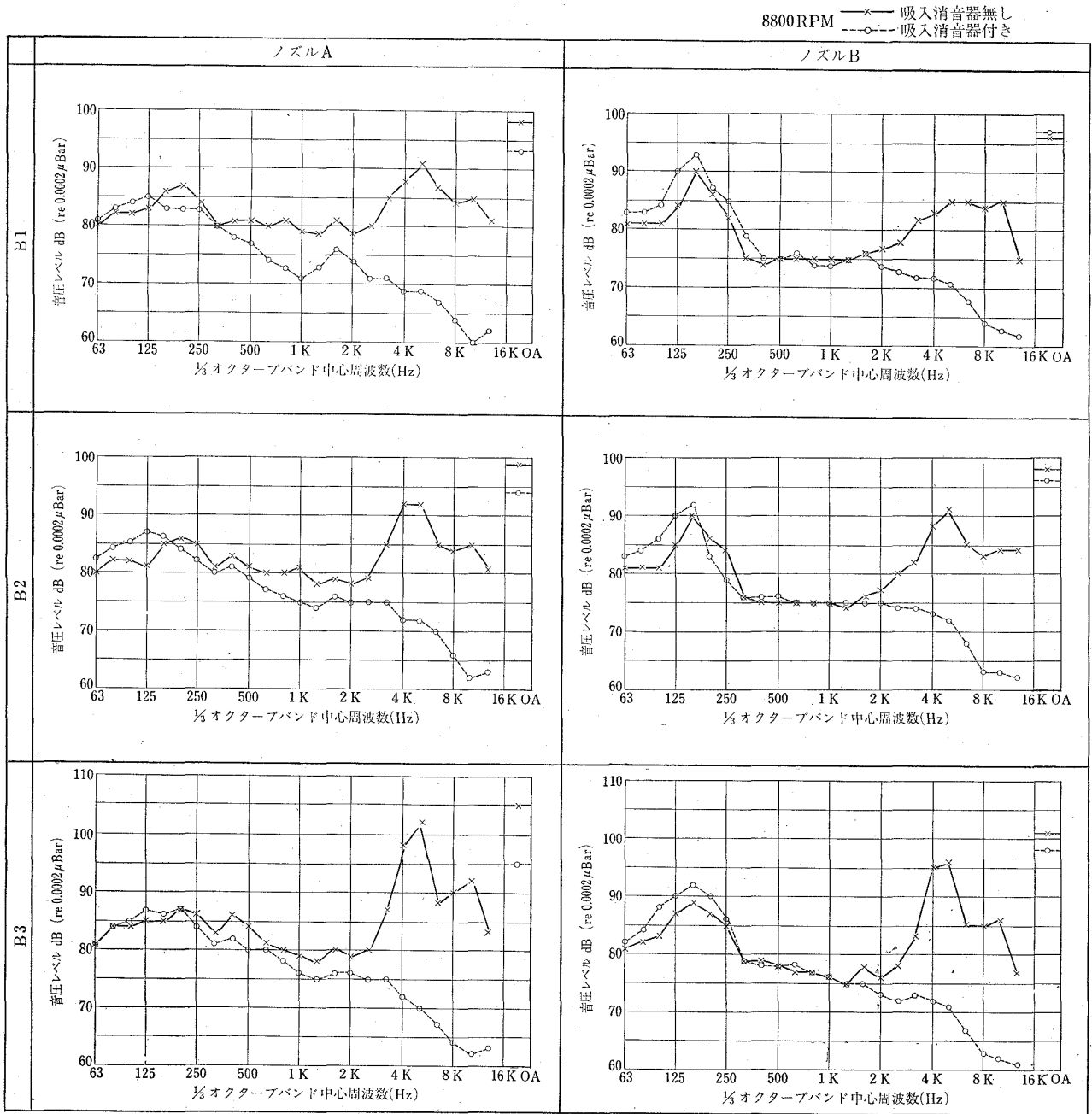


図 14-1 吸入消音器の影響 —スペクトル—

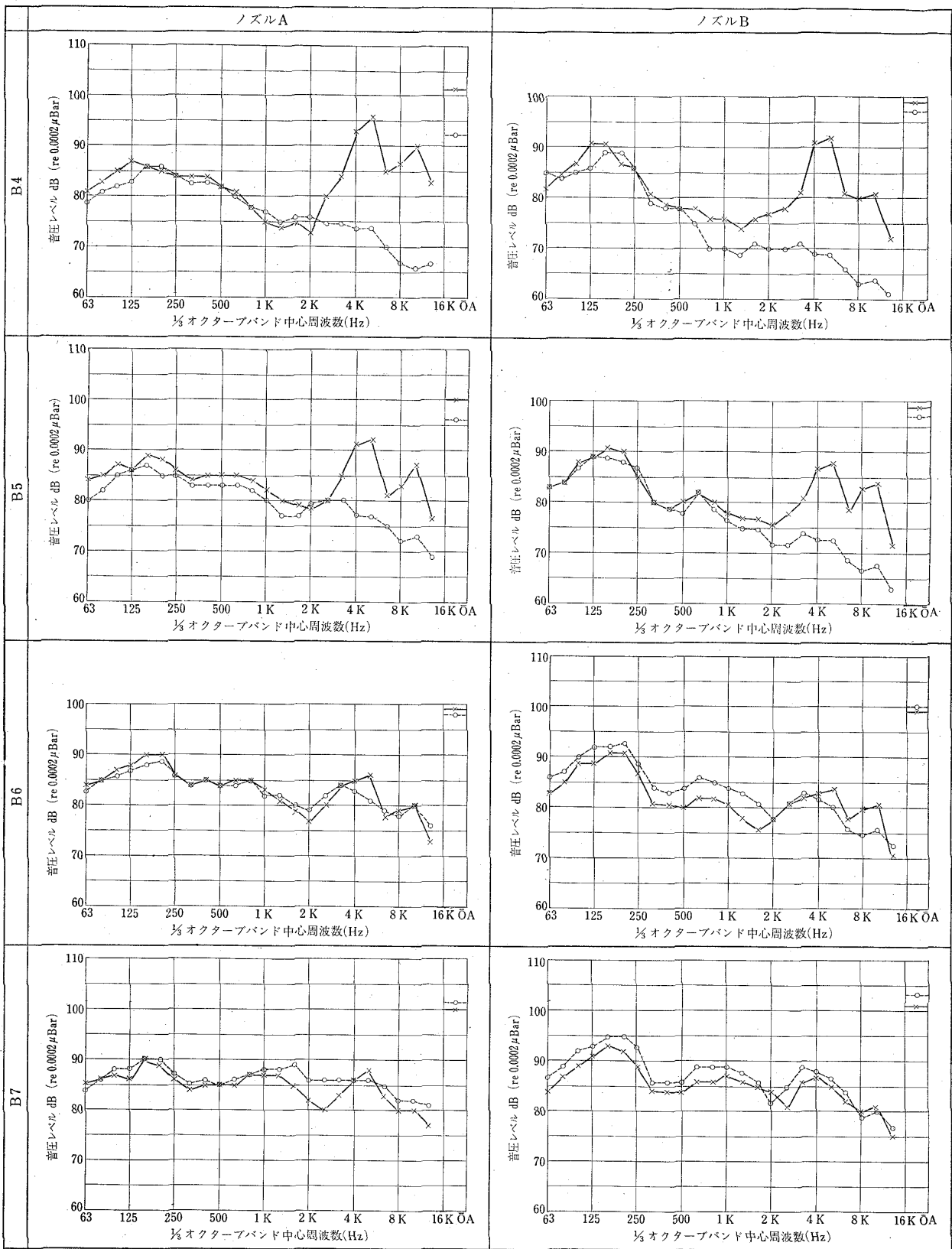


図 14-2

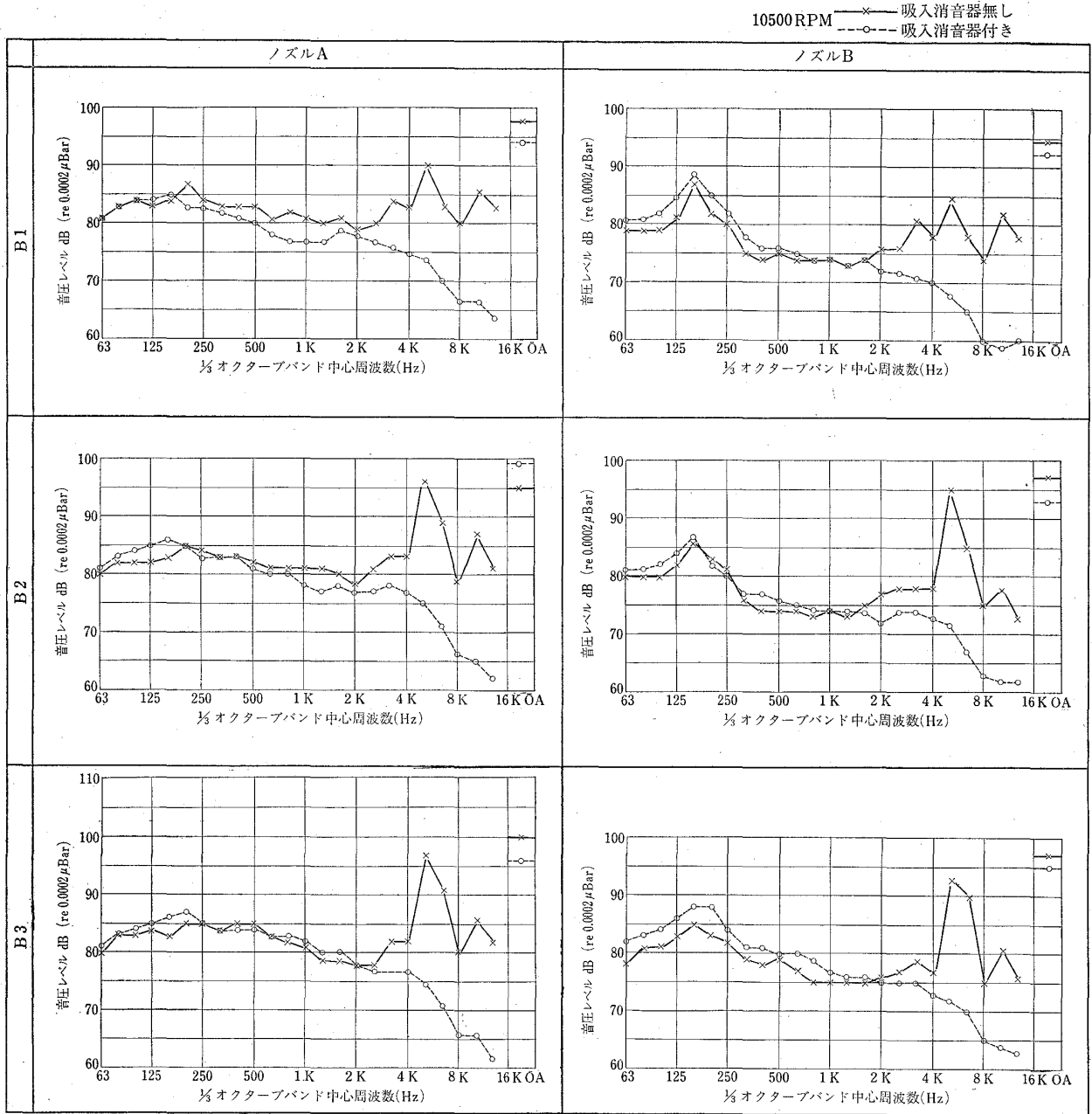


図 14-3

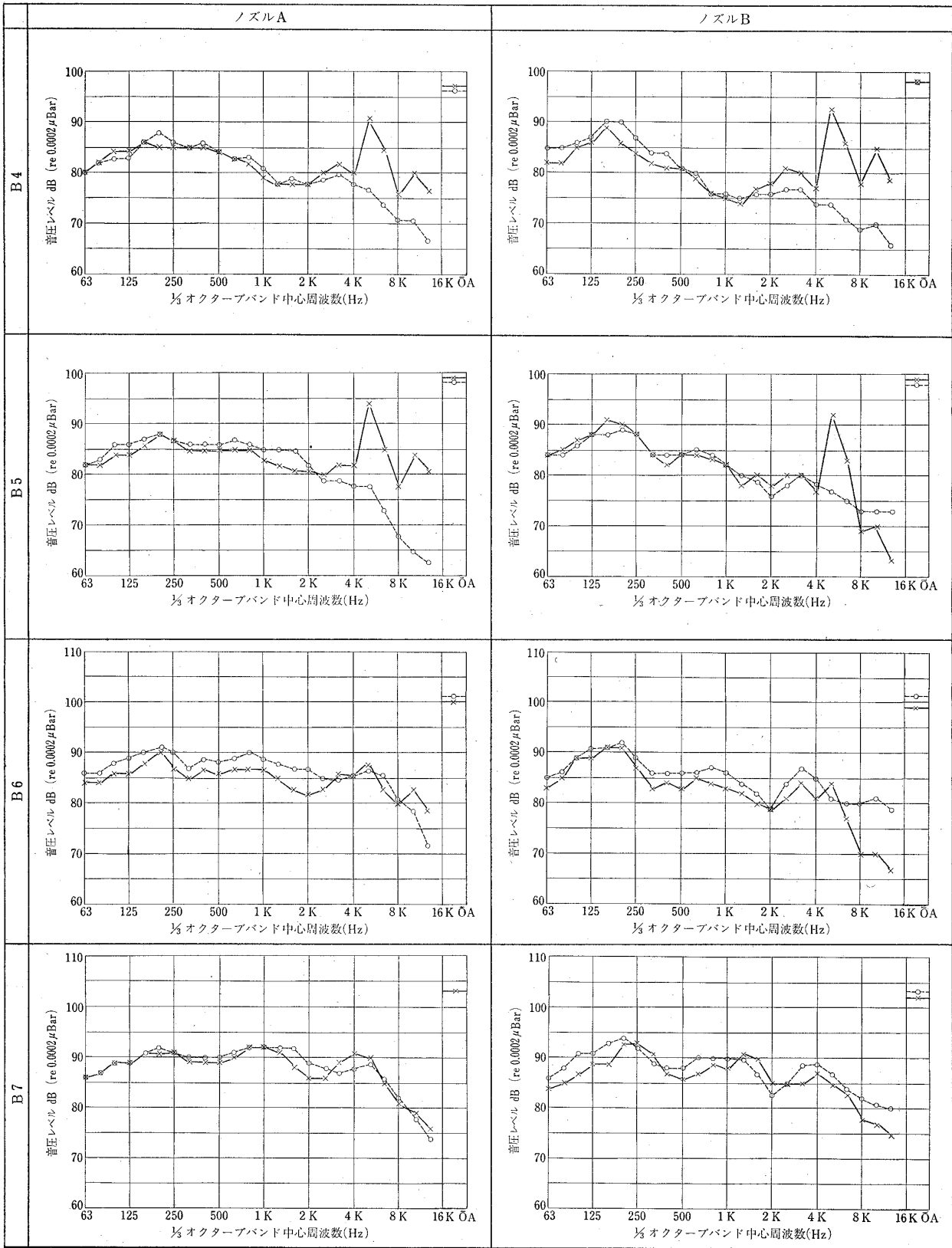


図 14-4

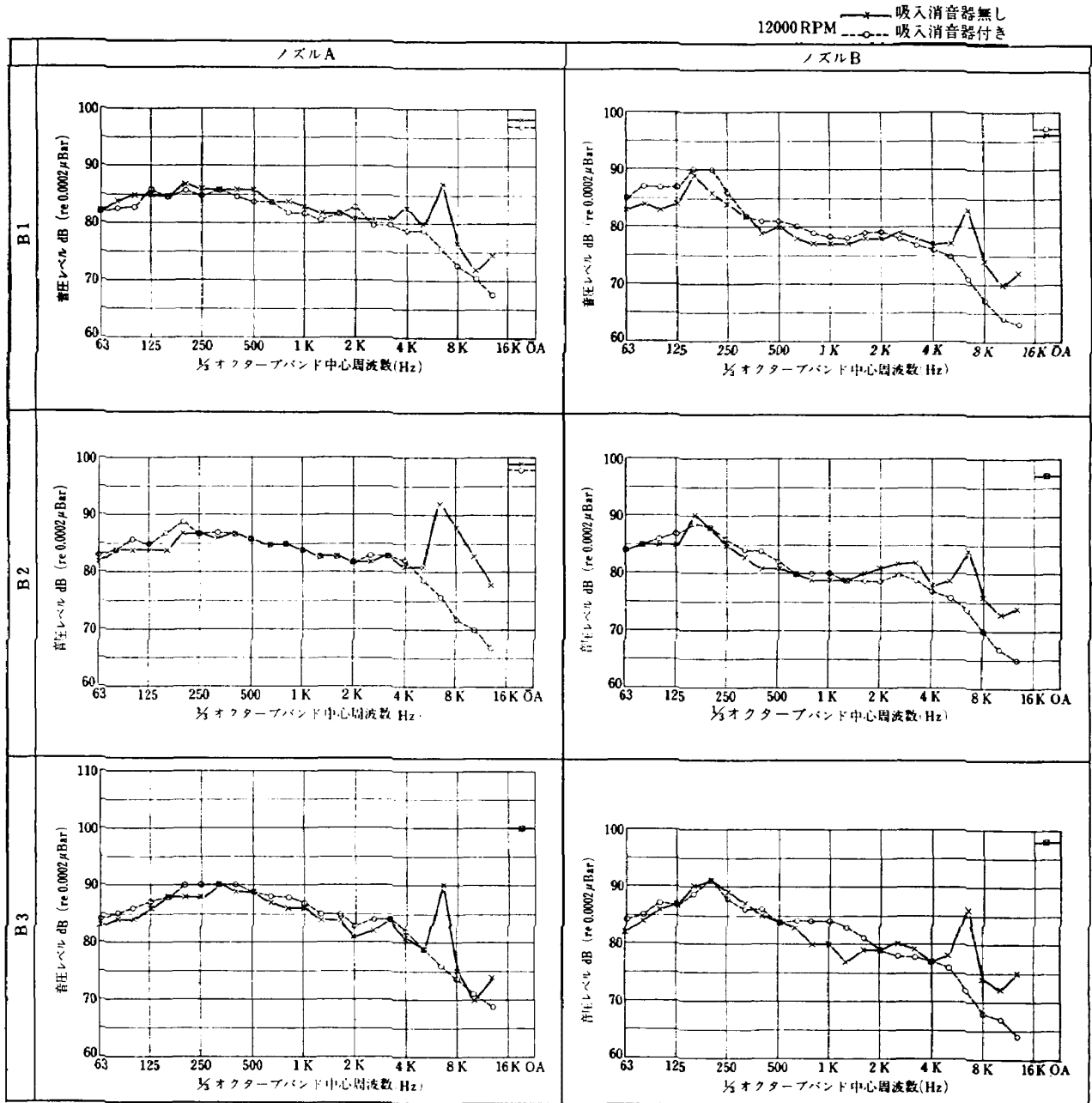


図 14-5

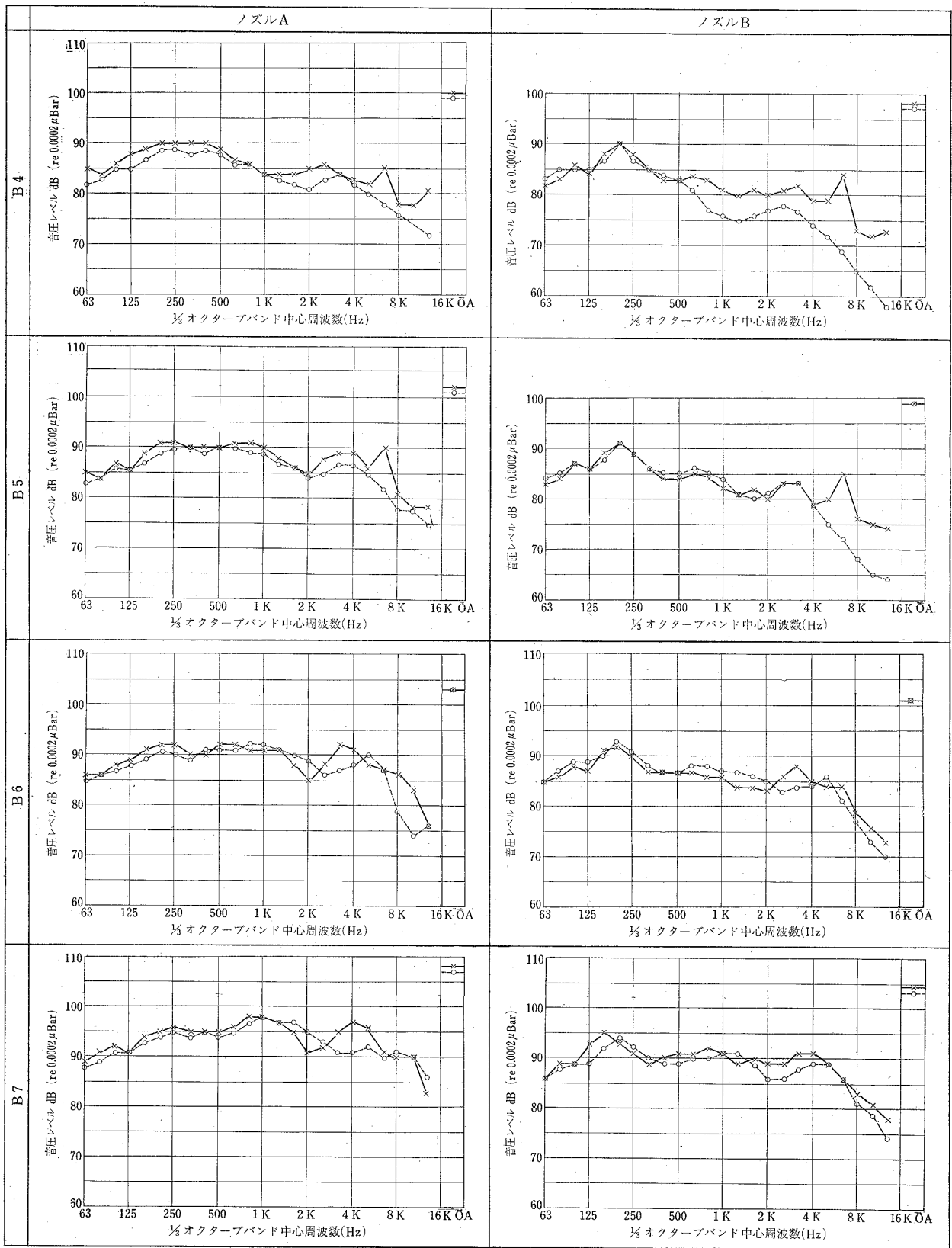


図 14-6

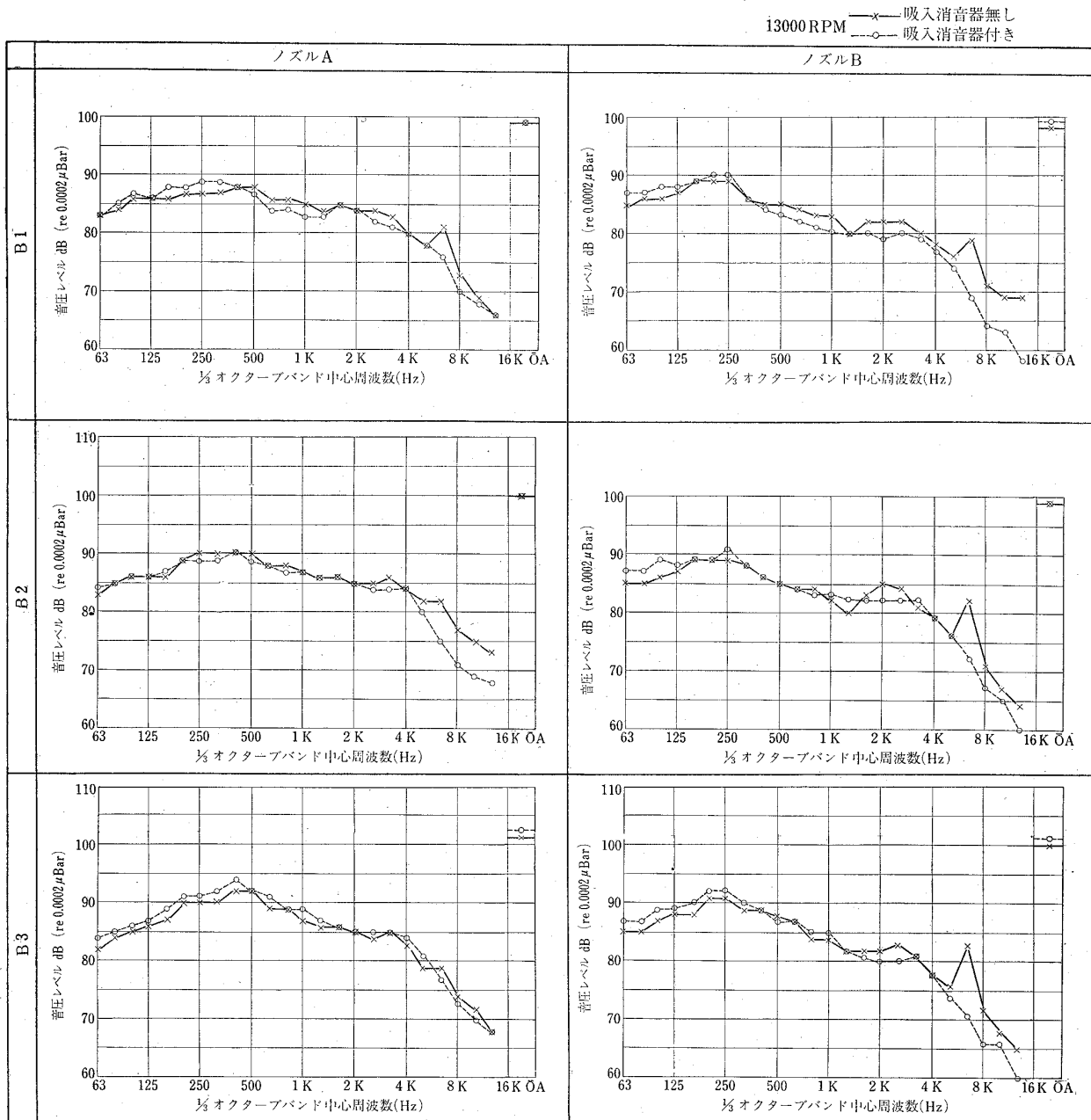


図 14-7

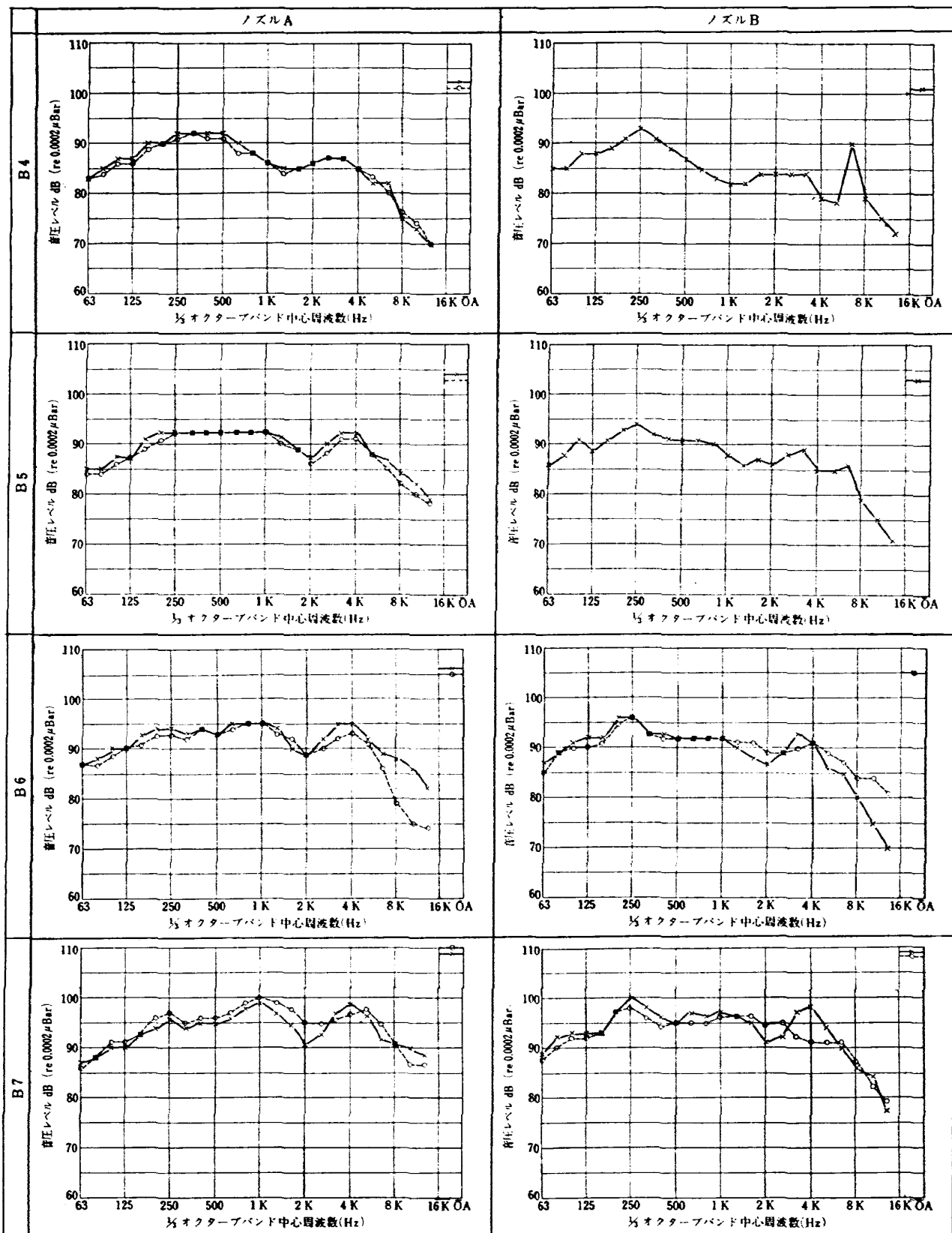


図 14-8

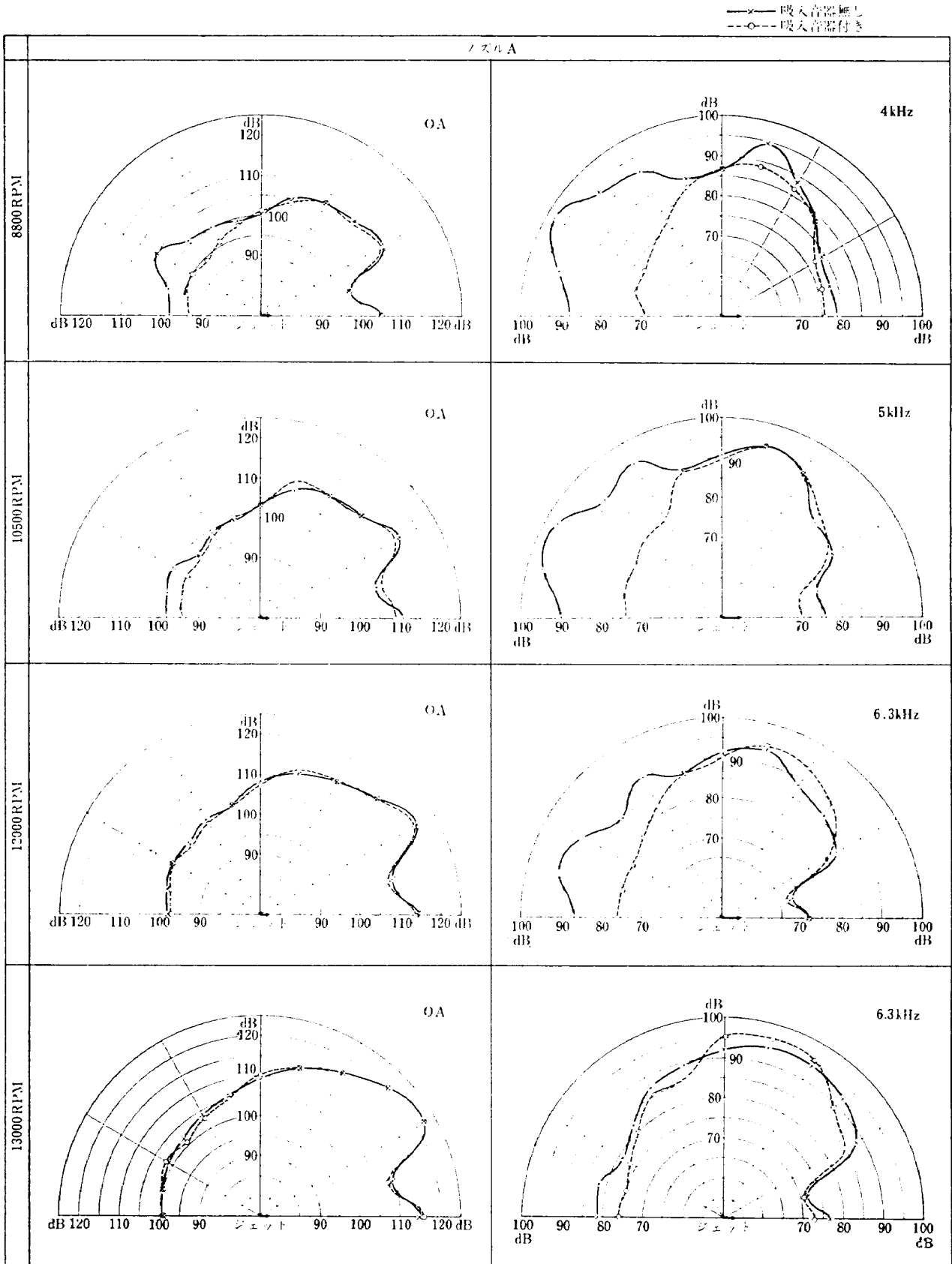


図 15-1 吸込消音器の影響 —指向性—

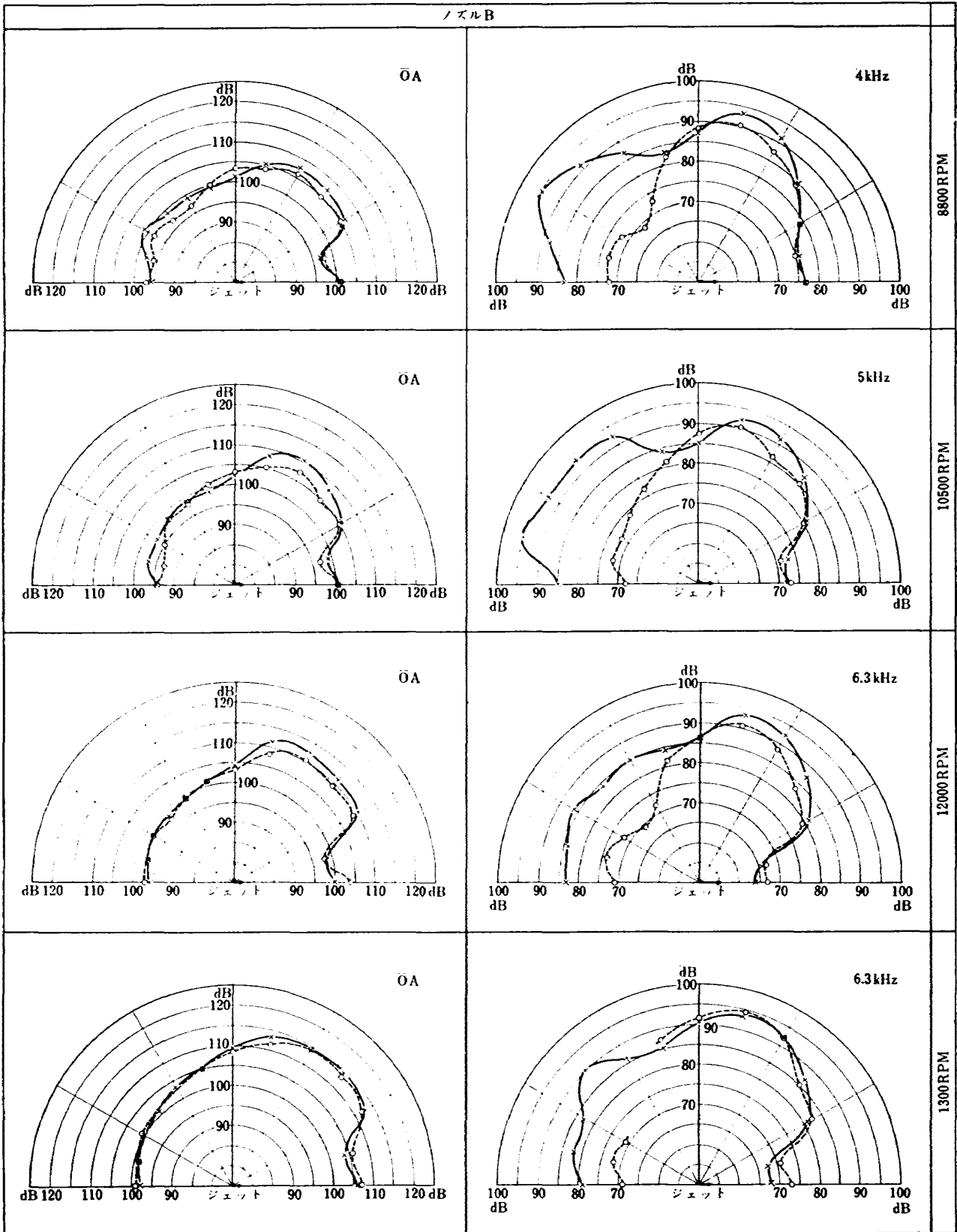


図 15-2

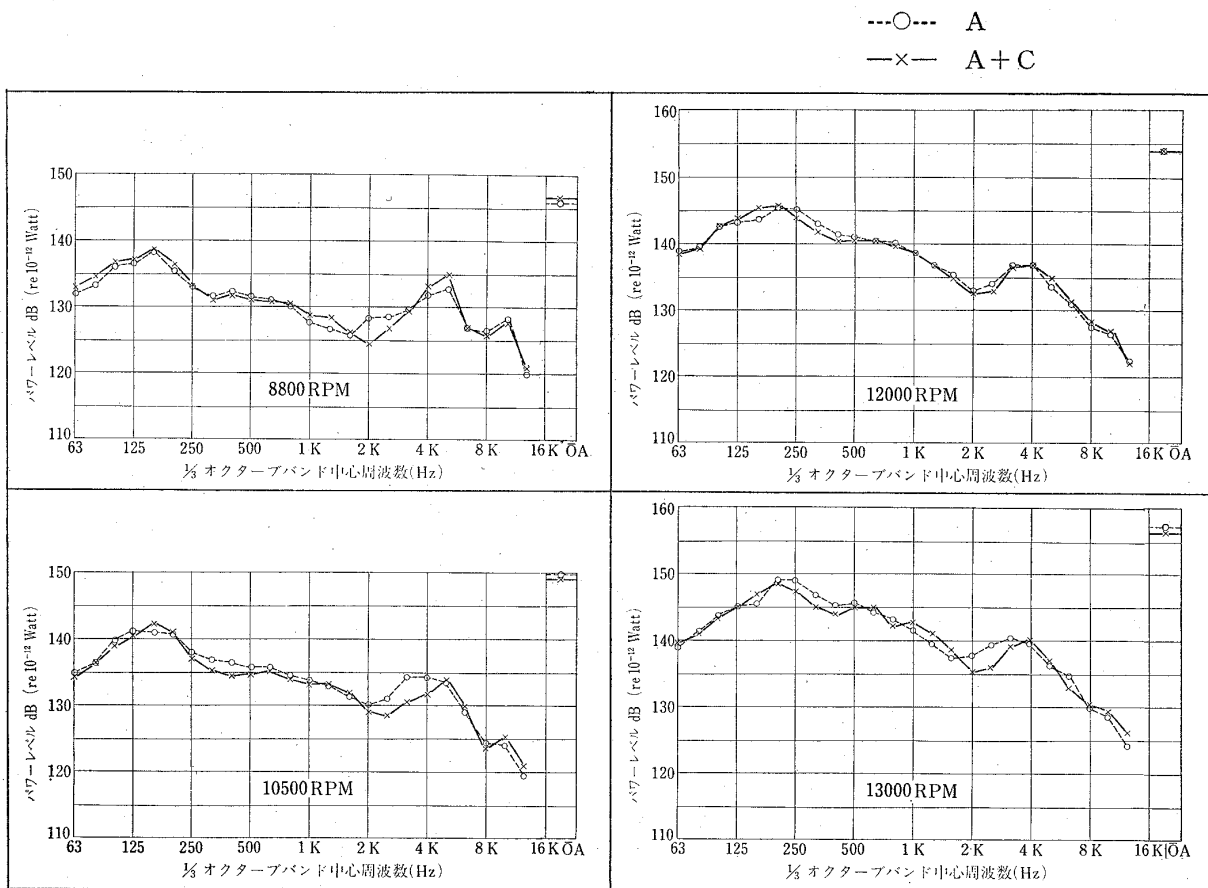
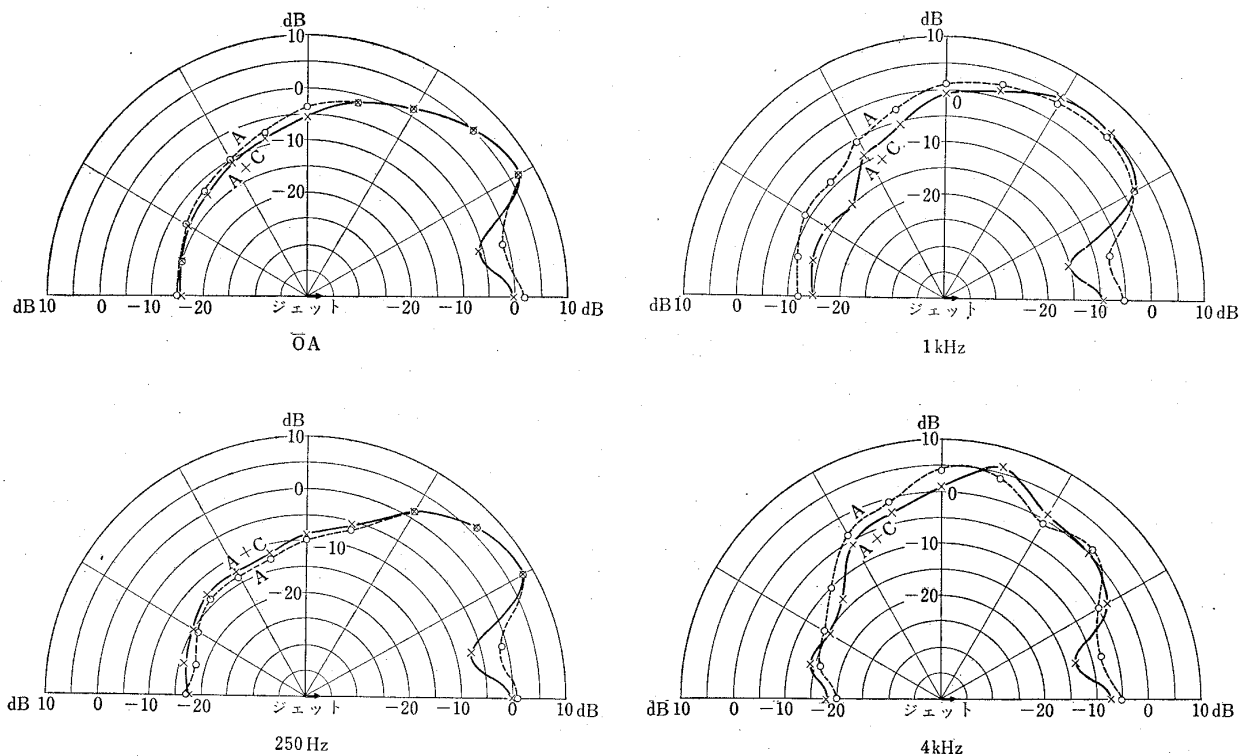


図 16



--○-- 測定 No. 1-4 (A)
 —×— 測定 No. 2-4 (A+C)

図 17 指向性指数 (13000 rpm)

附 1 予備実験

図 7 に示すように実験場はコンクリートおよびアスファルトコンクリートより成るが、両側は 10m 程度実験場の平地より高く、樹木でおおわれている。又

周辺には庁舎、車庫なども存在する。これらの影響をまとめて調べるためスピーカーを用いてテストした。

実験はスピーカーより一定のオクターブバンドノイズを発生し、半径 50m の位置でコンデンサーマイクロホンにより、オクターブごとに 1/3 オクターブバン

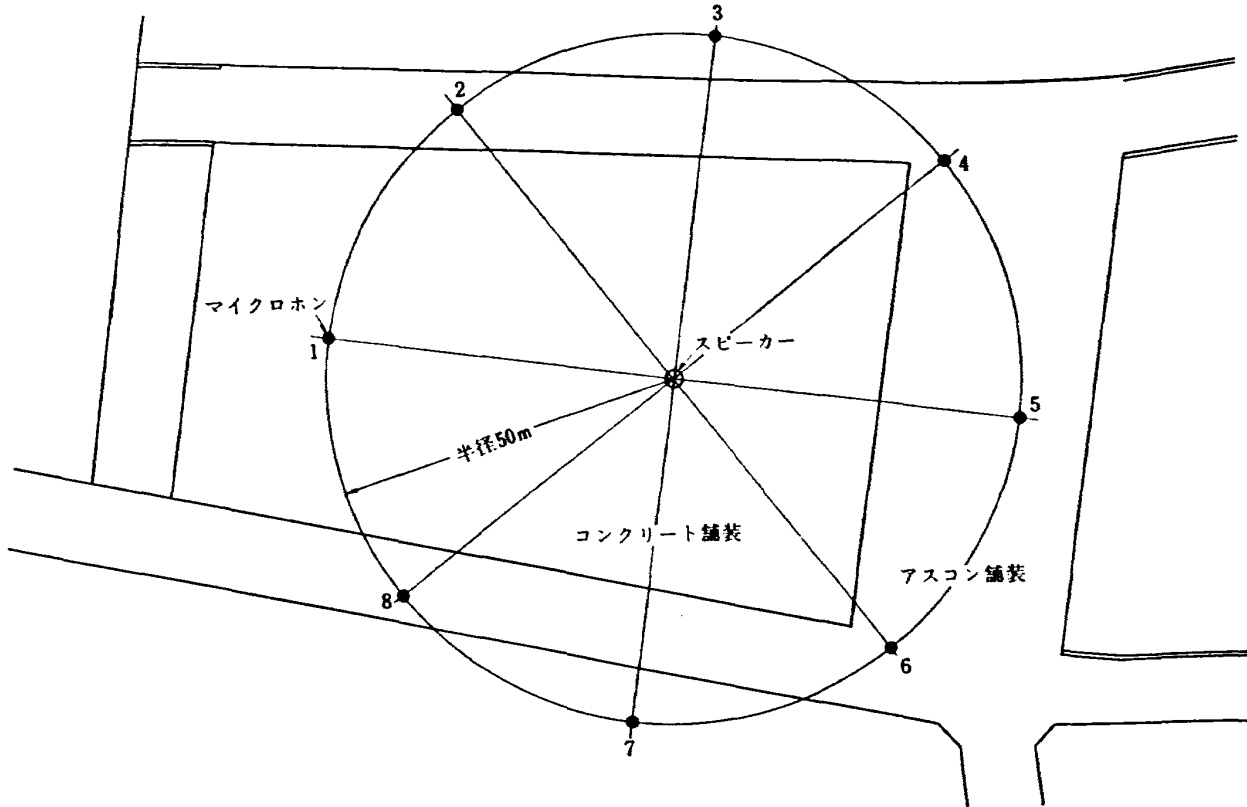


図 18 予備実験における測定位置

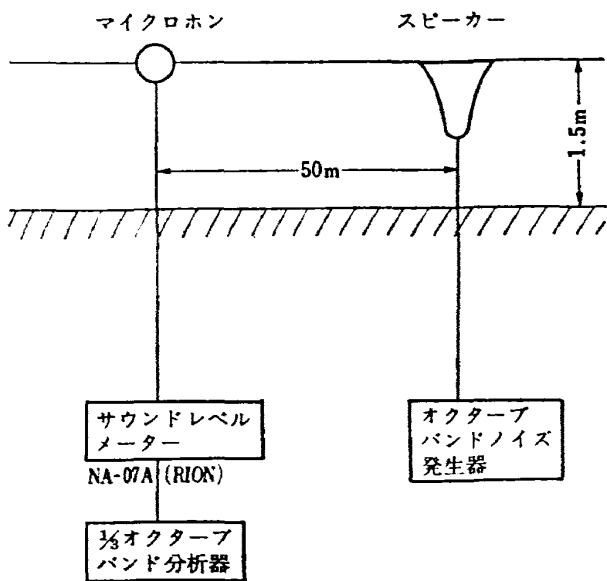


図 19 測定系統図

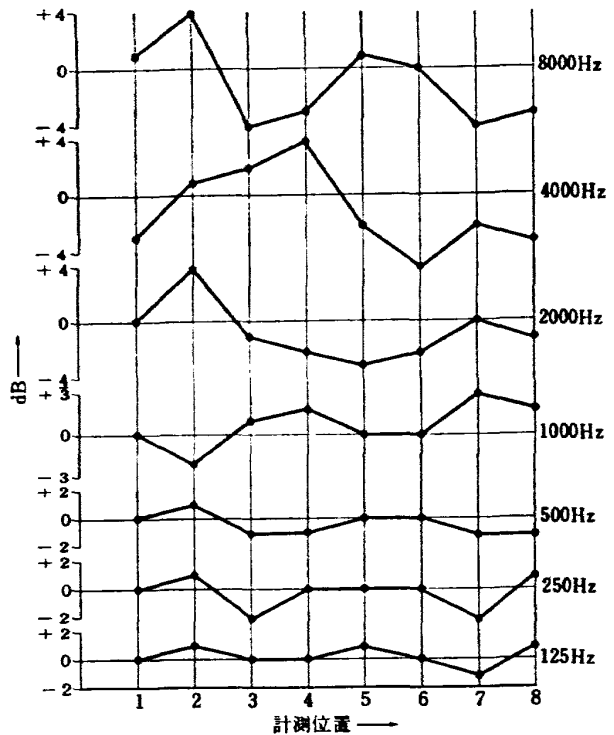


図 20 スピーカーテストによる音圧レベルの周方向のパラッキ

ドの音圧レベルを測定した。

測定位置および計測系統を各々 図 18 および 図 19 に示す。

他の位置での測定データとの比較の結果選定した中心位置での周方向の音圧レベルのばらつきを、周方向 8 点のエネルギー平均値を基準 (0 dB) として 図 20 に示す。

測定値はメーターの直読によるもので、風によるメーターのふらつきなどによる読み取り誤差がかなり大きいことを附記しておく。(風速 2~5 m/s)

附 2 音響出力の計算 (Ref. 5)

本実験のような、ジェットエンジンの地上運転時の騒音測定から、その音響出力を計算する場合、次の三つの前提が必要である。

1) 測定点は遠距離音場にあること。

この条件は、測定点付近で音源からの距離が 2 倍になると音圧レベルが 6 dB の割で減少することを確認することで満たされ、この時音圧と粒子速度は同位相で平面波の関係式、音の強さ $I = P^2 / \rho_0 c_0$ (P : 音圧, $\rho_0 c_0$: 大気固有音響抵抗) が成立する。

2) 実験場の地面は完全反射であること。

音響出力は実験場の上に音源を包む半球面を考え、ここから単位時間に出て行くエネルギーを積分して求めるが、このために必要とされる条件である。

本実験場は、コンクリートまたはアスファルトコンクリートであり、この条件は満足されていると仮定する。

3) 音場はジェット軸のまわりに対称であること。

反射面が存在するため、直接音と反射音の干渉が起り、実際の音場は複雑であるが、ジェット騒音のように広い周波数にわたる比較的白色ノイズのような騒音では、概ねこの仮定が成り立ち、局所音圧レベルは、自由音場の場合の測定音圧レベルプラス 3 dB と考えることができる。

以上の前提のもとに音響出力 (W watt) は次式により計算することができる。

$$W = \frac{4 \times 10^{-11}}{\rho_0 a_0} \sum_{i=1}^{13} \{S_i 10^{SPL_i/10}\} \quad [\text{watt}]$$

ここに $\rho_0 a_0$: 大気固有音響抵抗
(dyne·sec/cm³)

SPL_i : 測定点 B_i (または A_i) における音圧レベル (dB)

S_i : 測定点 B_i (または A_i) において音圧レベルが一定であると仮定する面積 (m²) 図 21 参照

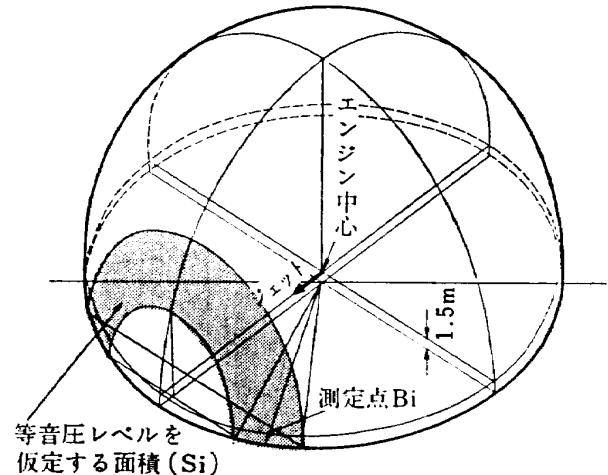


図 21 音響出力計算のための面積

附 3 吸入消音器について

本実験で用いた吸入消音器の構造およびスピーカーによる減音効果測定時の計測器の配置を 図 22 に示す。

スピーカーテストでは、エンジンペルマウス設定位置に盲蓋(鋼製)をとりつけて音が漏れないようにし、同図に示すスピーカーよりオクターブバンドノイズを発生し、マイクロホン 1 の指示する音圧レベルとマイクロホン 2 の指示する音圧レベルを測定し、その差異を減音量とした。測定された減音量の周波数特性 (63~10 kHz) を 図 23 に示す。

エンジン回転時の吸入消音器とエンジンペルマウスの接合部は柔軟材(ロックウールをビニール布でフトン状にしたもの)で包み、推力測定に影響がなく、且つ騒音の漏れができるだけ少ないようにした。

エンジン性能の測定により、同吸入消音器は、エンジン性能に影響しないことがわかった。

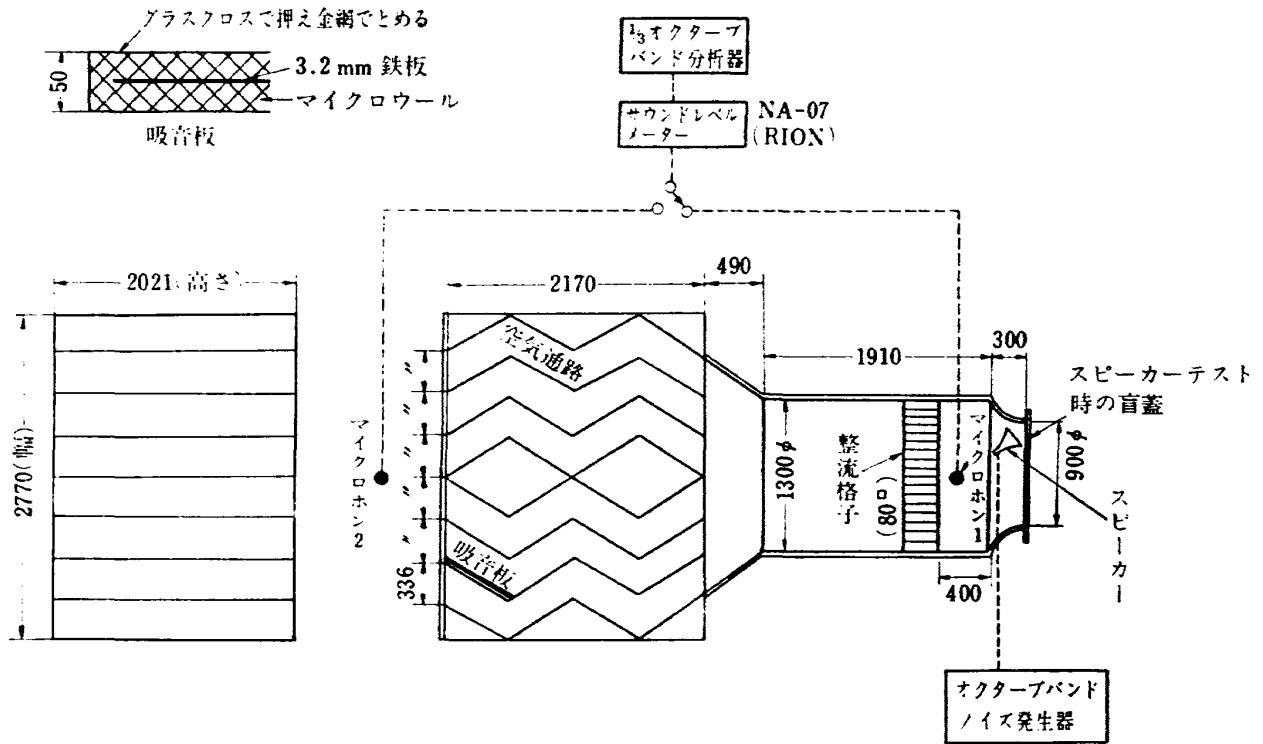


図 22 吸入消音器構造および計測器配置

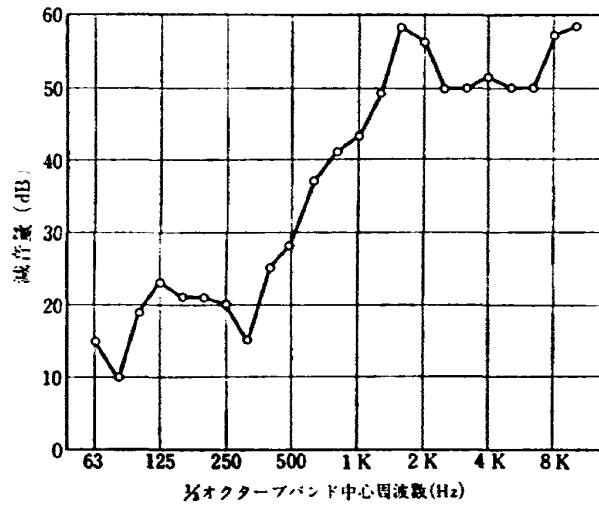


図 23 吸入消音器の減音特性

既 刊 資 料

TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しよう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(II) —現状とその検討—	1972年7月	斎藤隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 川崎純男 中村公昭, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田晃, 新岡嵩 三谷徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験(続報)	1972年10月	近藤博, 長谷川聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我 国男, 小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 侔
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下 洸, 西村博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-243	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(II)	1973年6月	檜崎哲二, 野溝国生 萩原袈千夫, 吉原正一
TM-244	ジェットノズルの箱型模型実験	1973年6月	坂口一, 近藤博 高森晋, 岩下敬吾
TM-245	コンボジット固体ロケット推進薬のポアソン比測定	1973年8月	大竹邦彦, 遠藤修司 種村利春

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料247号

昭和48年9月発行

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

印刷所 有限会社啓文堂松本印刷
 東京都文京区水道2-7-5
