

UDC 621.452

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-401

ファンエンジンFJR710による吸入消音
ダクト及びファン排気消音ダクトの地上実機試験

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

1980年1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*， 西 尾 建 二**
エ ン ジ ン 搭 載 運 転	吉 田 晃**； 中 山 普**； 三 村 富 嗣 雄** 新 井 伸 夫 他 5 名***， 西 村 武 他 3 名****
エ ン ジ ン 性 能 計 測	関 根 静 雄**； 越 沼 威**； 松 田 幸 雄**
騒 音 測 定 ・ 分 析	渡 辺 実*， 武 田 克 己*， 小 林 紘* 柳 下 佳 仁 他 3 名***

* 航空機公害研究グループ
 ** 原動機部
 *** 石川島播磨重工(株)
 **** 川崎重工(株)

目 次

§ 1. まえがき	1
§ 2. ファンエンジン FJR710/10	2
§ 3. 消音ダクト	2
3.1 設計方法の概要	2
3.2 試作消音ダクト	2
§ 4. 実験方法	6
§ 5. 実験結果	7
5.1 エンジン性能	7
5.2 原形エンジン（ベルマウス付き）の騒音特性	8
5.3 エンジン消音の実験結果	8
5.3.1 各消音ダクトの消音効果	8
5.3.2 エンジン全体としての消音効果	23
§ 6. 騒音測定における暗騒音及び地面反射の影響	27
6.1 暗騒音の影響	27
6.2 地面反射の影響	27
§ 7. ま と め	28
参考文献	28
付録 1/3 オクターブバンドの上下限周波数	29

図 目 次

（図番号）

1. FJR710エンジン本体の構造	3
2. 吸排気消音ダクトの外観	3
3. FJR710/10 吸音パネルの配置	4
4. ファン排気消音ダクトの構造	4
5. 吸音パネルの構造	5
6. 屋外運転装置に装着された FJR710/10（吸音スプリッタリング付吸入消音ダクト装備）…	6
7. マイクロホンの配置	6
8. ベルマウスの形状	7
9. エンジンスラスト及びファン圧力比特性	7
10. 原形エンジンの騒音指向性（測定半径 50m）	8
(a) 感覚騒音レベル（PNL）	8
(b) 全帯域音圧レベル（OASPL）	8
11. 原形エンジンの 1/3 オクターブバンド音圧スペクトル（測定半径 50m）	8
12. 各ダクト装備時の騒音指向性	9
(a) 感覚騒音レベル（PNL）	9
(b) 全帯域音圧レベル（OASPL）	10
(c) ファン翼通過周波数 1 次成分を含む 1/3 オクターブバンド音圧レベル	11
(d) ファン翼通過周波数 2 次成分を含む 1/3 オクターブバンド音圧レベル	12
13. 各ダクト装備時の 1/3 オクターブバンド音圧スペクトル（測定半径 50m）	14
(a) 吸入消音ダクト I の音圧スペクトルへの影響	14

(図番号)

(b) 吸入消音ダクトⅡの音圧スペクトルへの影響	16
(c) ファン排気消音ダクトの音圧スペクトルへの影響	18
14. 各ダクト装備時の $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音響パワースペクトル	20
15. 音響パワ減衰量(減音量)の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトル	22
16. ファン回転速度比95%における20Hzバンド音圧スペクトル(測定半径50m)	25
17. ファン回転速度比95%におけるファン翼通過周波数1次または2次成分だけの音圧レベルと これらを各々含む $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧レベルの比較(測定半径50m)	26
18. エンジン全体での消音効果	26
(a) 感覚騒音レベル(PNL)での指向性(測定半径50m)	26
(b) 音響パワ減衰量(減音量)の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトル	26
19. 地面反射の影響	28

表 目 次

(表番号)

1. FJR710/10用吸音パネル寸法等一覧表	5
2. ファン設定実回転速度(RPM)	7

ファンエンジンFJR710による吸入消音 ダクト及びファン排気消音ダクトの地上実機試験

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

Static Test of Noise Suppressors for FJR710 Turbofan Engine

Minoru WATANABE

ABSTRACT

Inlet and fan exhaust noise suppressors for a high by-pass ratio turbofan engine (FJR710) were ground tested. The inlet and fan exhaust duct walls were lined with perforated-plate-on-honeycomb absorbers. Acoustically treated splitter rings could be inserted into the inlet duct for a greater noise attenuation. The inner and outer walls of the annular fan exhaust duct were lined with different depth absorbers for a broader band noise attenuation. Sound power attenuation spectra were obtained by an insertion loss technique using far field measurements. Noise from each treated duct was compared with noise from a hard wall duct without splitters. A maximum perceived noise level attenuation due to the suppressors of 16 PNdB was obtained at 95% fan speed. Degradations of engine performance caused by the fully equipped suppressors with splitter rings were about 3% of the engine thrust. No detectable thrust loss was measured in other experimental cases without splitter rings.

§ 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づき、航空機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。同エンジンは設計段階で騒音をできるだけ発生しないように考慮されているが、我国のように都市と空港が隣接している状況では、より低騒音であることが望まれる。

ファンエンジンの騒音は、エンジン内部で発生するファン、圧縮機、タービン、燃焼器などの騒音とエンジン外部で発生するジェット騒音に大別できFJR710のような高バイパス比エンジンの場合には、このうちファン騒音が支配的である。これに対してはエンジンの吸入ダク

ト及びファン排気ダクトに吸音ライニングを施すことが有効な低騒音化の方法で、吸音面積を十分とれば必要なだけ低減できる。しかし現実にはエンジンの性能、重量、整備、運航などの問題との兼ね合いにおいてこれを決定しなければならない。

ダクト壁の吸音ライニングは複雑なダクト形状、気流、大音圧、音の伝搬モード、ダクト開口端からの反射、音源との干渉など複雑な音響学的要因の影響のもとで吸音作用を行なっている。これらの要因に関連して多くの研究がすすめられているが、これらすべてを厳密に考慮して吸音ライニングを設計することは現在のところ不可能である。

そこで、むしろなるべく簡単で実用的見地に立脚した設計方法を確立することが必要であり、このためには実機エンジンによる試験データが必要になる。

ファン騒音はファンの回転に起因して発生する回転騒

* 航空機公害研究グループ

** 原動機部

音^(注1)と気流の乱れに起因して発生する白色騒音に大別され、その周波数スペクトルは広帯域にまたがっている。従ってできるだけ広い周波数範囲にわたって有効な吸音効果を得ることが、吸音ライニング研究の重要な課題の一つである。

当所においては、吸音ライニングによるエンジン低騒音化の研究として、現在2室残響室式の流路音響装置を用いた吸音パネルの基礎試験と並行してFJR710を用いた実機試験をすすめている。実機試験としては先に、円筒状の吸入消音ダクトを試作しその消音効果を試験した¹⁾。

本報告はさらに低騒音化を図るために試作した吸音スプリッタリング付吸入消音ダクトと半径方向吸音スプリッタ付ファン排気消音ダクトの地上静止実機試験結果を示したものである。

§ 2. ファンエンジン FJR710²⁾

ファンエンジンFJR710は、通産省工業技術院大型工業技術研究開発制度に基づいて研究開発中の高バイパス比2軸ファンエンジンである。エンジン本体の構造を図1に示す。本実験においては、地上静止スラスト4500kg、バイパス比6.5、ファン圧力比1.4の1次試作エンジンFJR710/10、1号機E001(呼称110%ファン排気ノズル、出口面積0.605m²)を用いた。

同機は音源においてもできるだけ低騒音化を図るため、ファン部(単段)には前置静翼がなく、動翼枚数31、静翼枚数68とし動翼の後方に距離をおいて静翼を配置している。後置静翼は軸方向に15度、周方向に20度傾斜している。

§ 3. 消音ダクト

3.1 設計方法の概要

従来用いられている消音ダクト設計の原則は、通常無限長一様断面ダクトを考え音の周波数、伝搬モード、ダクト内の平均速度分布などが与えられたとき、その音を最も減衰させるようなダクト壁の音響インピーダンスを理論計算し、その音響インピーダンスを実現するような吸音壁の構造を決定することである。

一般に、音の周波数、ダクト内の平均速度分布は測定からも比較的容易に得られるが、伝搬モードに関する情報は得られないことが多く、最も減衰しにくいモード、

平面波モード、等エネルギーモード、等振幅モードなどを仮定することが多い。

本設計においては、一様気流のある2次元ダクトモデルを考え、“最も減衰しにくいモード”を仮定しこれを最も減衰させるようなダクト壁面の音響インピーダンスを一応の目安として用いた。

吸音壁の構造を大別すると

- (1) 剛壁板の上にハネカムコアを接着し、その上に孔あき板を接着したもの(narrow band resonator)
- (2) 剛壁板の上に多孔質材をとりつけたもの(bulk absorber)
- (3) (1)(2)の並用で、剛壁板の上にハネカムコアを接着し、その上に多孔質材をとりつけたもの(resistive resonator)

がある³⁾。

一般に(1)は比較的狭い周波数範囲で効果のある減音特性を示し、(2)は特定の周波数でピークのない平坦なスペクトルの減音特性を示す。(3)は(1)、(2)の組合せで音響的には最も好ましく、強度、重量、耐久性、厚さなどに対する条件を備えることができれば、航空機エンジンのダクトにも望ましいものである。

(1)の孔あき板形式の吸音機構は流体が孔部を出入するときの摩擦と、これに伴って形成される交番ジェットによるエネルギー消散であると説明されており、エンジンダクトのような大音圧下では後者によるものが支配的であるため、その音響インピーダンスは変動量の振幅に依存する。この非線型音響インピーダンスについては、実験式と理論式を組合せた半実験式がいくつか提案されているが未だ未解決の部分が多い⁴⁾。

さて、本試作においては実用化の例が多く製作の容易な(1)の吸音構造を採用し構造寸法の決定にはE. J. Riceの実験式⁵⁾を用いた。種々の不確定の要素があるため、実際には設計原則に従うことは困難で流路における圧力損失、エンジン装備上の問題、吸音パネル加工上の問題(通常ハネカムコアでは曲率半径/コア深さ>30程度)などを考慮し結局次節(3.2)に示すような消音ダクトを製作した。

3.2 試作消音ダクト

エンジン吸入側にはファン動翼の基本動翼通過周波数騒音(3KHz付近)及びこれよりやや低周波数側のバズ

(注1) 回転騒音はその発生機構から干渉騒音(静翼又はインレットディストーションと動翼との干渉によって発生する騒音)、ブローラ騒音(負荷又は厚みをもった翼が回転することによって発生する騒音)、バズソーノイズ(超音速になった動翼端の前縁付近に発生する不均一な衝撃波が翼と共に回転することにより発生する騒音)に分類できる。干渉騒音及びブローラ騒音は翼通過周波数とその高次周波数 nB_rN Hz($n=1, 2, 3, \dots$)の音を、バズソーノイズのロータの軸回転周波数とその高次周波数 nN Hz($n=1, 2, 3, \dots$)の音を発生する。
(n : 高調波次数, B_r : 動翼枚数, N : ロータの毎秒軸回転数)

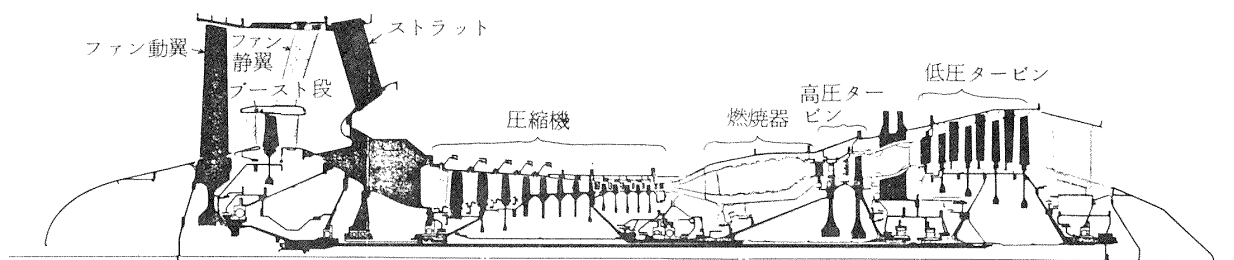
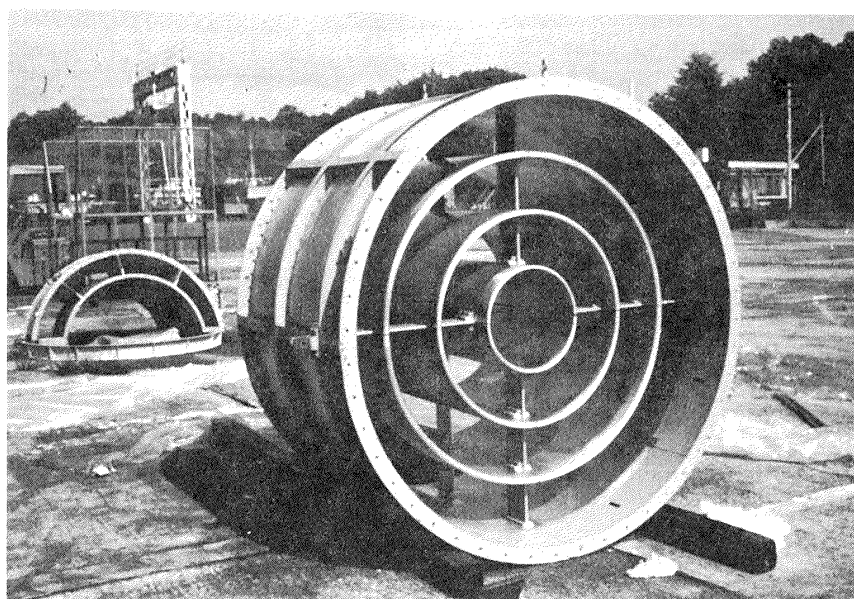
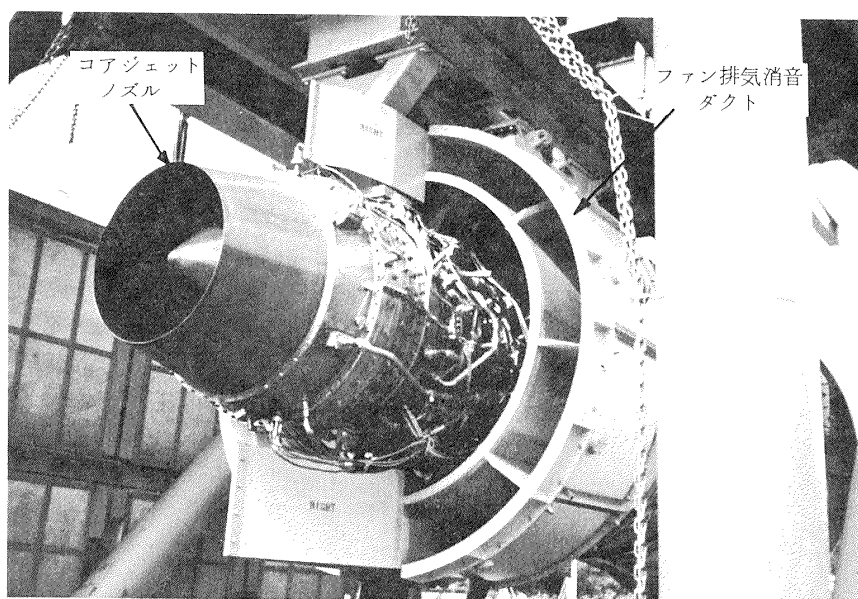


図1 FJR 710/10 エンジン本体の構造



a) 吸音スプリッタリング部



b) 排気消音ダクト部

図2 吸排気消音ダクトの外観

ソー) イズ (1K~2KHz) の消音を目的とした2種類の消音ダクト (吸入消音ダクトⅠ及びⅡ) を製作した。Ⅰ, Ⅱはいずれも取りはずし可能な吸音スプリッタリングを有し形状は同じであるが, ⅠはⅡより音響的に安全側 (多少条件が変わっても急に消音効果が減少しない) の吸音パネルを使用したものである。

ファン排気側には環状ダクトの内壁と外壁に異なった吸音パネルを用いてファン動翼の基本翼通過周波数付近

から高周波数側のより広帯域の騒音を対象とする消音ダクト1種類 (半径方向吸音スプリッタ付, 取りはずし不可) を製作した。

試作した吸入消音ダクトの吸音スプリッタリング部及びファン排気消音ダクトの外観を図2に, 全体の吸音パネルの配置を図3に, ファン排気消音ダクトの構造を図4に示す。

吸音パネルは図5に示すような構造で, 音響インピー

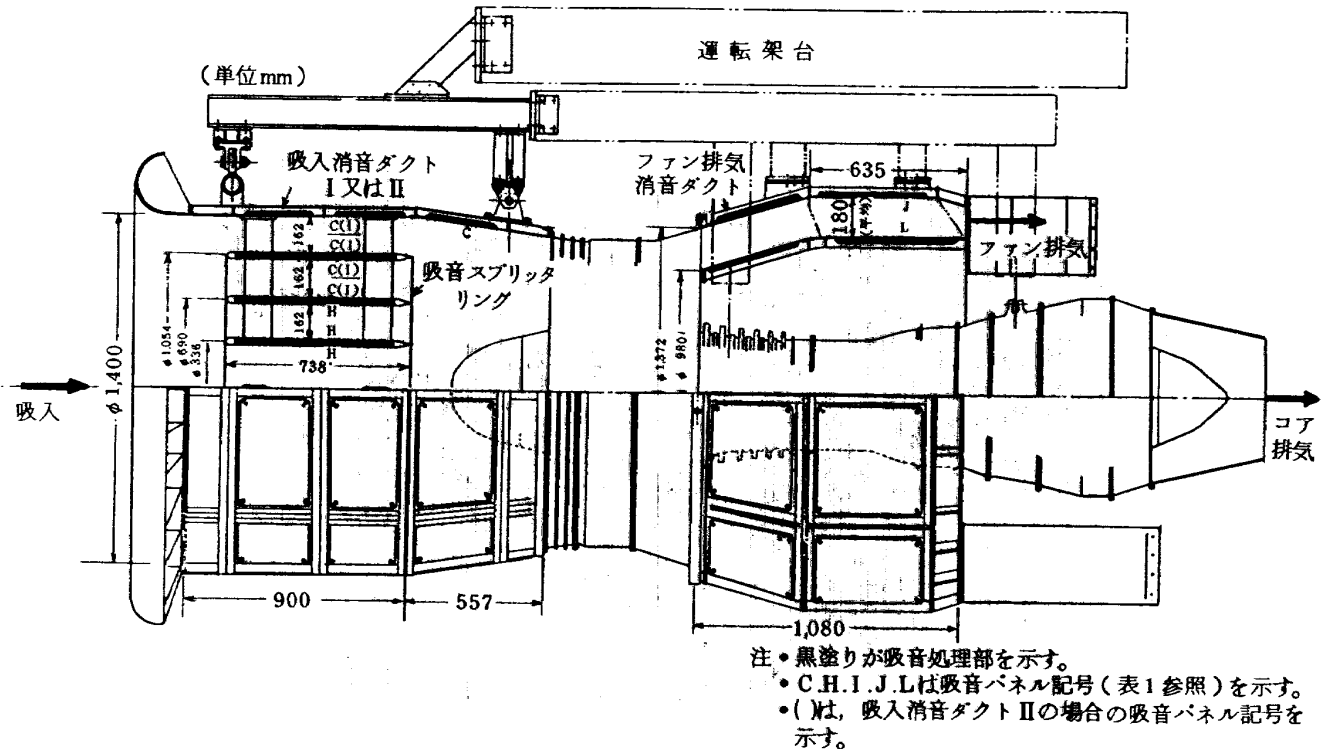


図3 FJR710/10 吸音パネルの配置

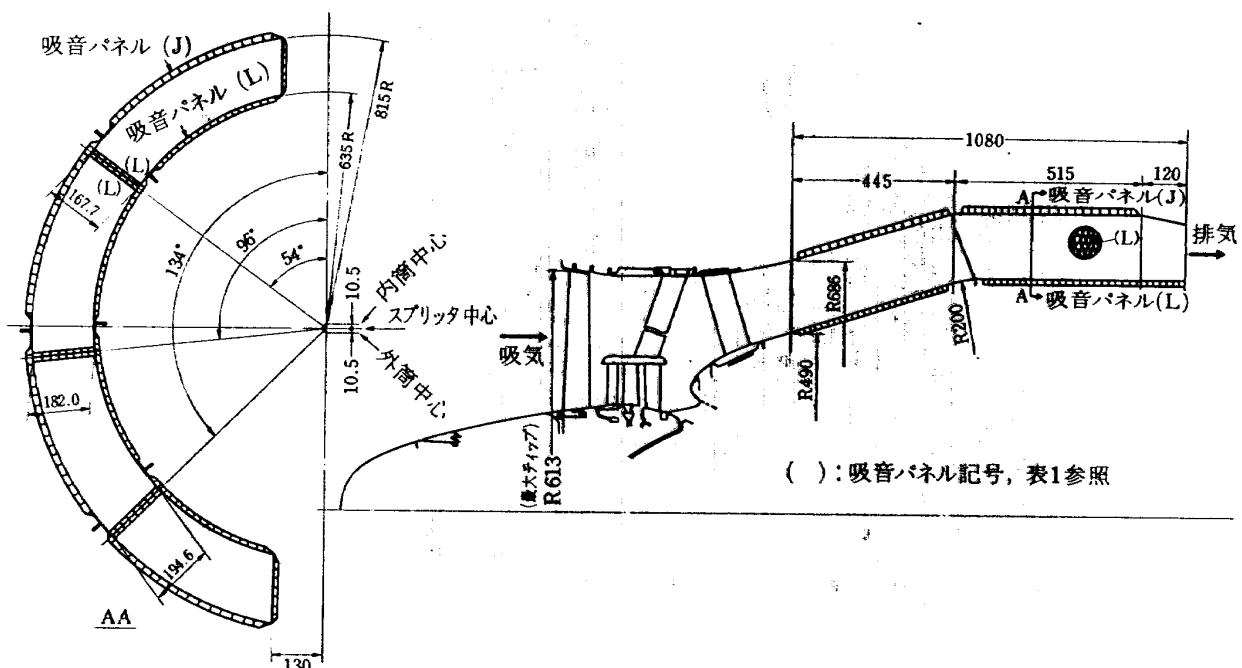
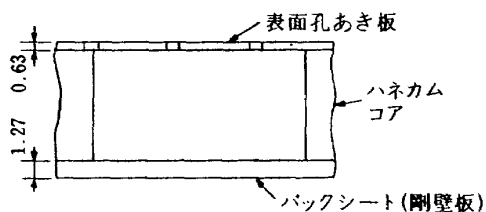
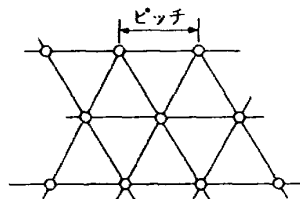


図4 ファン排気消音ダクトの構造

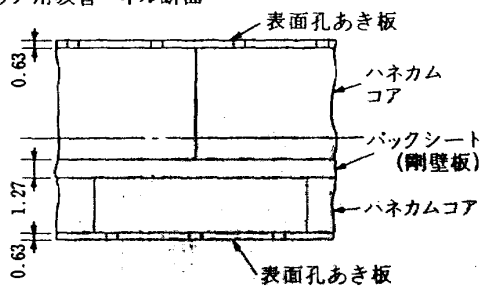
ダクト壁用吸音パネル断面



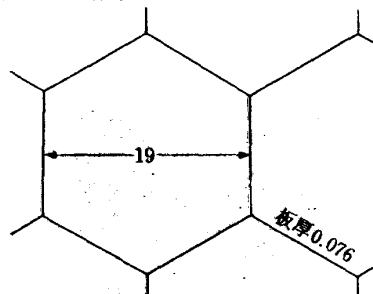
表面孔あき板の孔配置



スプリッタ用吸音パネル断面



ハネカムコア形状



数字は共通寸法(mm)を示す

図5 吸音パネルの構造

表1. FJR710/10用吸音パネル寸法等一覧表

			コア深さ (mm)	孔 径 (mm)	ピッチ (mm)	開 口 比	有効吸音面積 (m ²)		吸音 バネル 記 号	
吸 入 消 音 ダクト	I	外 筒		10	1.0	6.7	0.0202	2.390	7.993	C
		外 側 リング	外 側	"	"	"	"	2.149		
			内 側	"	"	"	"	2.057		
		中 央 リング	外 側	"	"	"	"	1.397		
			内 側	5	1.0	6.7	0.0202	1.326		
		内 側 リング	外 側	"	"	"	"	0.666		
			内 側	"	"	"	"	0.615		
		II	外 筒		10	1.0	4.75	0.0396	2.390	7.993
	外 側 リング		外 側	"	"	"	"	2.149		
			内 側	"	"	"	"	2.057		
	中 央 リング		外 側	"	"	"	"	1.397		
			内 側	5	1.0	6.7	0.0202	1.326		
	内 側 リング		外 側	"	"	"	"	0.666		
			内 側	"	"	"	"	0.615		
円錐台形部 (I, IIに共通)			10	1.0	6.7	0.0202	1.201		C	
排気消音ダクト	外 側		20	1.0	4.25	0.0502	3.317		J	
	内 側		10	2.0	6.35	0.0900	2.467	3.776	L	
	側 壁		"	"	"	"	0.321			
	スブリッタ		"	"	"	"	0.988			

共通寸法	フェースシート厚さ	0.63 mm	ハネカムコア対辺距離	19.05 mm
	バックシート厚さ	1.27 "	ハネカムコア板厚	0.076 "

ダンスを決定する主な幾何学的パラメータは表面孔あき板の厚さ、孔径、開口比、コア深さである。

表1は使用した吸音パネルの幾何学的パラメータ等をまとめたものである。図3、4に記した吸音パネル記号は表1のものに対応している。

§ 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⁶⁾に、FJR710/10を図6のように設置した。エンジン回転軸は地上2.5mで水平に装着されている。

騒音測定用マイクロホン($\frac{1}{2}$ インチコンデンサ型)は図7に示すようにエンジン中心から半径50mの円周上(地上2.5m)15度毎に11個配置した。

ファン回転速度(RPM)を所定値に設定し一定回転中のエンジン騒音を配置したマイクロホンから14チャンネルゲータレコーダ(FM方式FR-1300)に約90秒間録音した。

ファン設定回転速度は原則として最大回転速度を100%(離陸状態相当)として、概ね95%, 90%, 75%(着陸進入状態相当), 30%(アイドル運転状態)の5種類

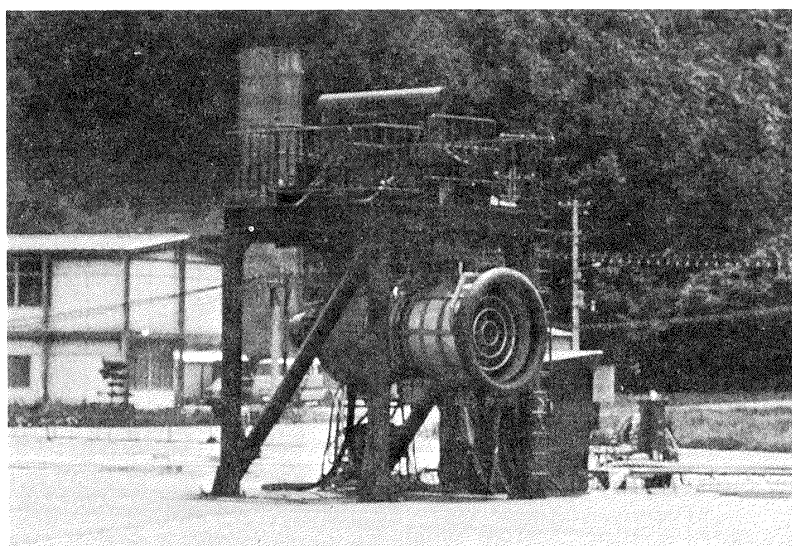


図6 FJR710/10 (吸音スプリッタリング付吸入消音ダクト装備)

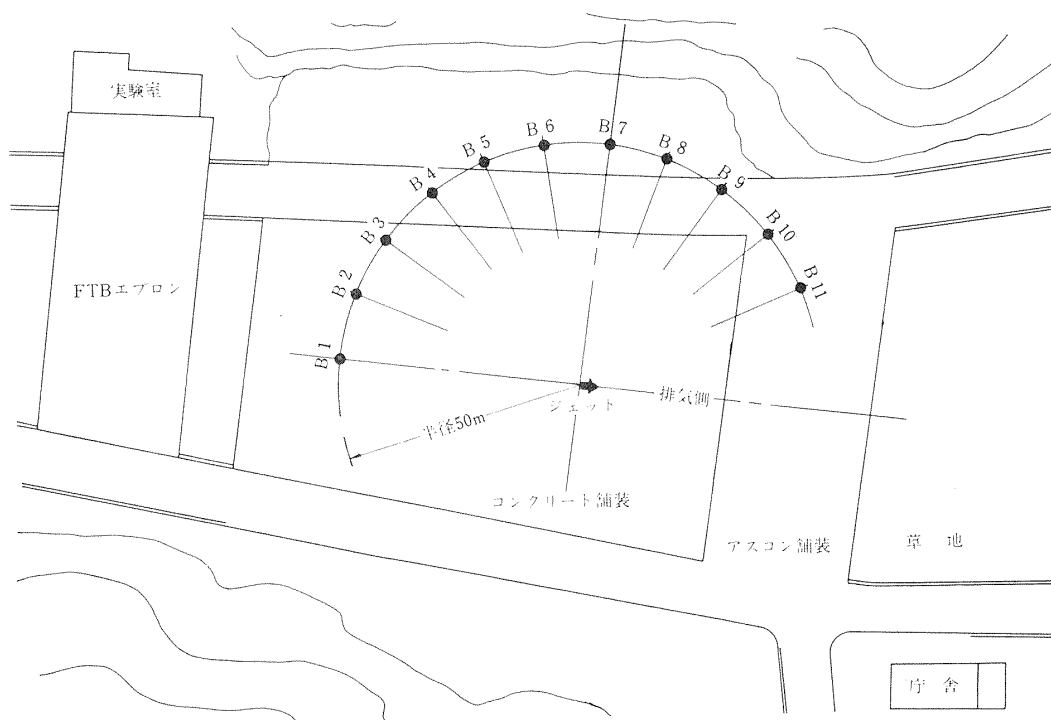


図7 マイクロホンの配置(地上2.5m)

とした。

騒音測定は吸入側をベルマウス（剛壁）とし排気側を剛壁ダクト（スプリッタ無）とした原形状態と共に、表2に示すような計7種類のケースについて行なった。ベルマウスは各種のエンジン性能測定用のもので図8のような形状である。各消音ダクトの消音効果測定のS/N比を上げるため、吸入消音ダクトの効果を試験する場合は、排気消音ダクトを装備し、排気消音ダクトの効果を測定する場合には、吸入消音ダクトⅡ（吸音スプリッタリング付）を装備するように組合せたものである。なお吸排気ダクト共剛壁の場合はスプリッタ（リング）を含まない構造で剛壁排気ダクトの内部流路形状は消音排気ダクトのものと若干異なっている。

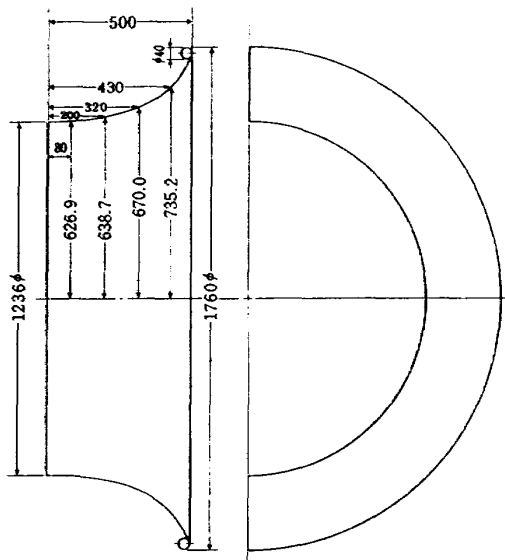


図8 ベルマウス（剛壁）の形状

実験は昭和50年9月に行なったもので、風速は最大3 m/s、温度20～30℃、相対湿度75～95%であった。

周波数解析は高速フーリエ変換による時系列データ解析装置（TDA-33L）を用いた。

§ 5. 実験結果

5.1 エンジン性能

本実験におけるエンジンスラスト及びファン圧力比の特性を図9に示す。図9における修正値は次式によるものである。

$$\text{修正スラスト} = \text{実スラスト} / \delta$$

$$\text{修正回転速度} = \text{実回転速度} / \sqrt{\theta}$$

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

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

エンジンスラストは吸入側をベルマウス、排気側を剛壁ダクトとした原形状態の場合に比べ、吸音スプリッタ

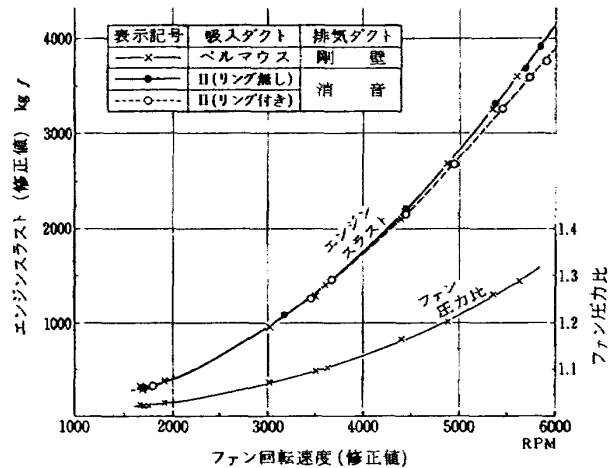


図9 エンジンスラスト及びファン圧力比特性

表2 ファン設定実回転速度（RPM）

実験 番号	ファン回転速度比 (呼称値)		100%	95%	90%	75%	30%
	吸 入 側	排 気 側	離陸状態相当	——	——	着陸進入 状態相当	アイドル状態
1	消音ダクトⅠ (スプリッタリング付)	消音ダクト	5,970(13,940)	5,780(13,760)	5,490(13,520)	4,470(12,600)	1,820(9,780)
2	消音ダクトⅠ (スプリッタリング無)	〃	5,990(14,100)	5,870(13,980)	5,480(13,690)	4,540(12,830)	1,770(9,730)
3	消音ダクトⅡ (スプリッタリング付)	〃	5,950(13,920)	5,780(13,770)	5,490(13,530)	4,510(12,710)	1,810(9,790)
4	消音ダクトⅡ (スプリッタリング無)	〃	5,990(14,040)	5,780(13,870)	5,450(13,580)	4,490(12,710)	1,840(9,900)
5	剛壁円筒ダクト	〃	6,030(13,950)	5,800(13,820)	5,500(13,600)	4,530(12,720)	1,830(9,860)
6	消音ダクトⅡ (スプリッタリング付)	剛壁ダクト	——	5,800(13,800)	5,500(13,540)	4,520(12,680)	1,850(10,000)
7	ベルマウス	〃	——	5,800(13,940)	5,520(13,720)	4,490(12,840)	1,840(9,950)

() はコア実回転速度 (RPM)

リング付き吸入消音ダクトと排気消音ダクト使用の場合は高回転で約3%減少している。

図には示されていないがスプリッタのない外筒だけの吸入消音ダクト又は排気消音ダクトのスラストへの有意な影響は計測されなかった。

5.2 原形エンジンの騒音特性

エンジン吸入側をベルマウスとし、排気側を剛壁ダクトとした原形エンジンの感覚騒音レベル (PNL) での指向性を図10(a)、全帯域音圧レベル (OASPL) での指向性を図10(b)に示す。

図10(a)から明らかなようにアイドル運転状態 (ファン回転速度比30%) を除くとエンジン吸入側から60度方向はエンジンの最も“やかましい”方向であり、ファン回転速度比95%のとき最大130 PNdBが認められる。

$\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧スペクトルの測定例を図11に示す。ファン翼通過周波数1次及び2次成分は、ファン回転速度比95% (約5800 RPM) のとき、各々 $\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数3.15 kHz 及び6.3 kHz のバンドに、又ファン回転比75% (約4500 RPM) のときは各々2.5 kHz 及び5 kHz のバンドに属する^(注2)ため、スペクトルはこれらのバンドでピークを示している。630Hz 付近の谷や1.25 kHz 付近の山は地面反射が影響しているものと考えられる (6.2 参照)。又ファン回転速度比95%で0度 (エンジン正面) 及び60度方向のスペクトルにおける1.25 kHz 付近の大きいもり上りは、地面反射の影響の他、バズソーノイズが発生しているためと考えられる (図16 参照)。

500 Hz 以下の低周波数成分 (主としてジェット騒音)

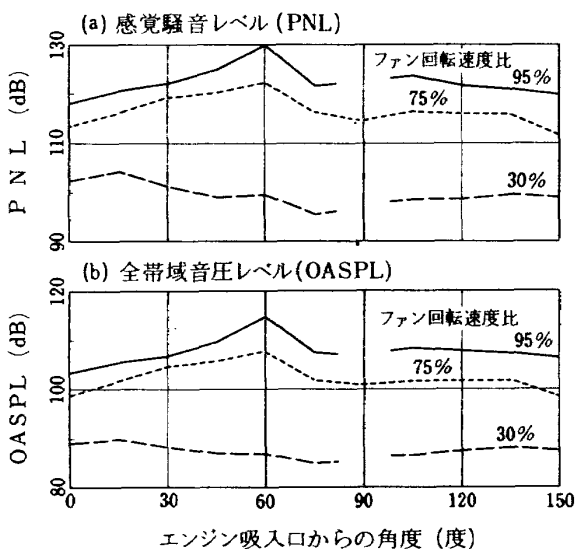


図10 原形エンジンの騒音指向性
(測定半径: 50m)

は135度付近の方向でレベルが最も大きい。

5.3 エンジン消音の実験結果

5.3.1 各消音ダクトの消音効果

吸入消音ダクト I, II 及び排気消音ダクトを装備したときと各ダクトが剛壁のときの騒音の指向性を対比して図12に示す。(a)は感覚騒音レベル (PNL), (b)は全帯域音圧レベル (OASPL), (c)はファン翼通過周波数1次 (基本) 成分を含む $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧レベル (以下 BPF 1 次と記す), (d)は同2次成分を含む $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧レベル (以下 BPF 2 次と記す) を示している。

吸入ダクトが剛壁 (排気側は消音) のとき、ファン回転速度比90%以上では60度方向が最も“やかましい”方向になっており、ファン回転速度比75%では指向性の形

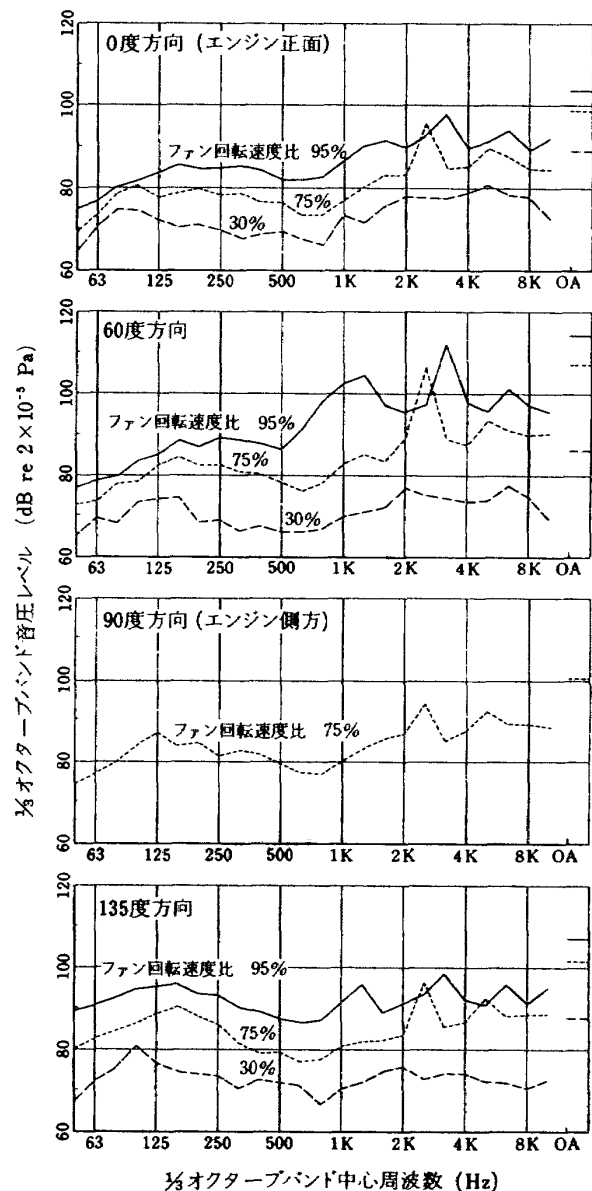


図11 原形エンジン (ベルマウス付き) の $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧スペクトル (測定半径 50m)

(注2) 付録 ($\frac{1}{3}$ オクターブバンドの上下限周波数) 参照。

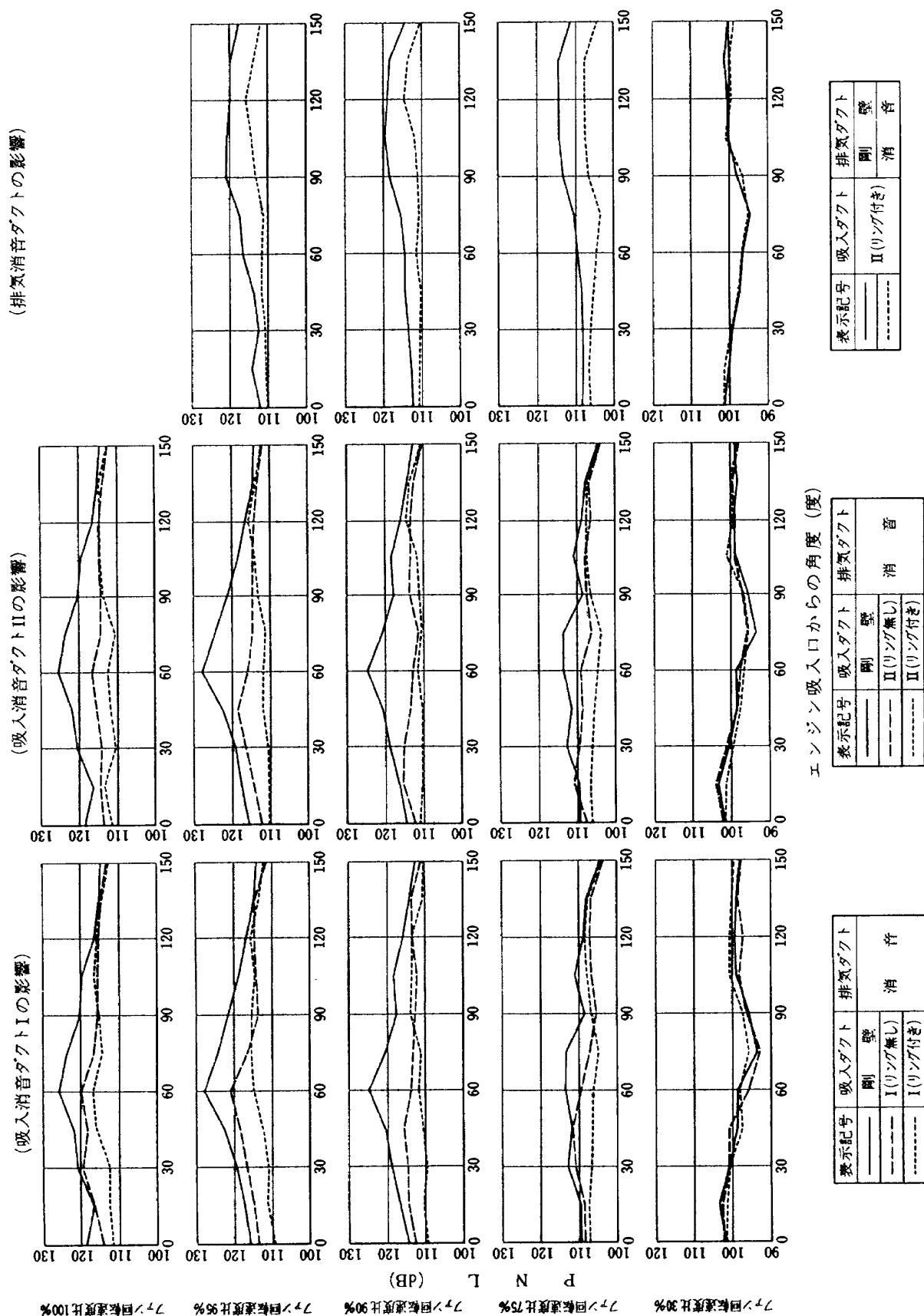
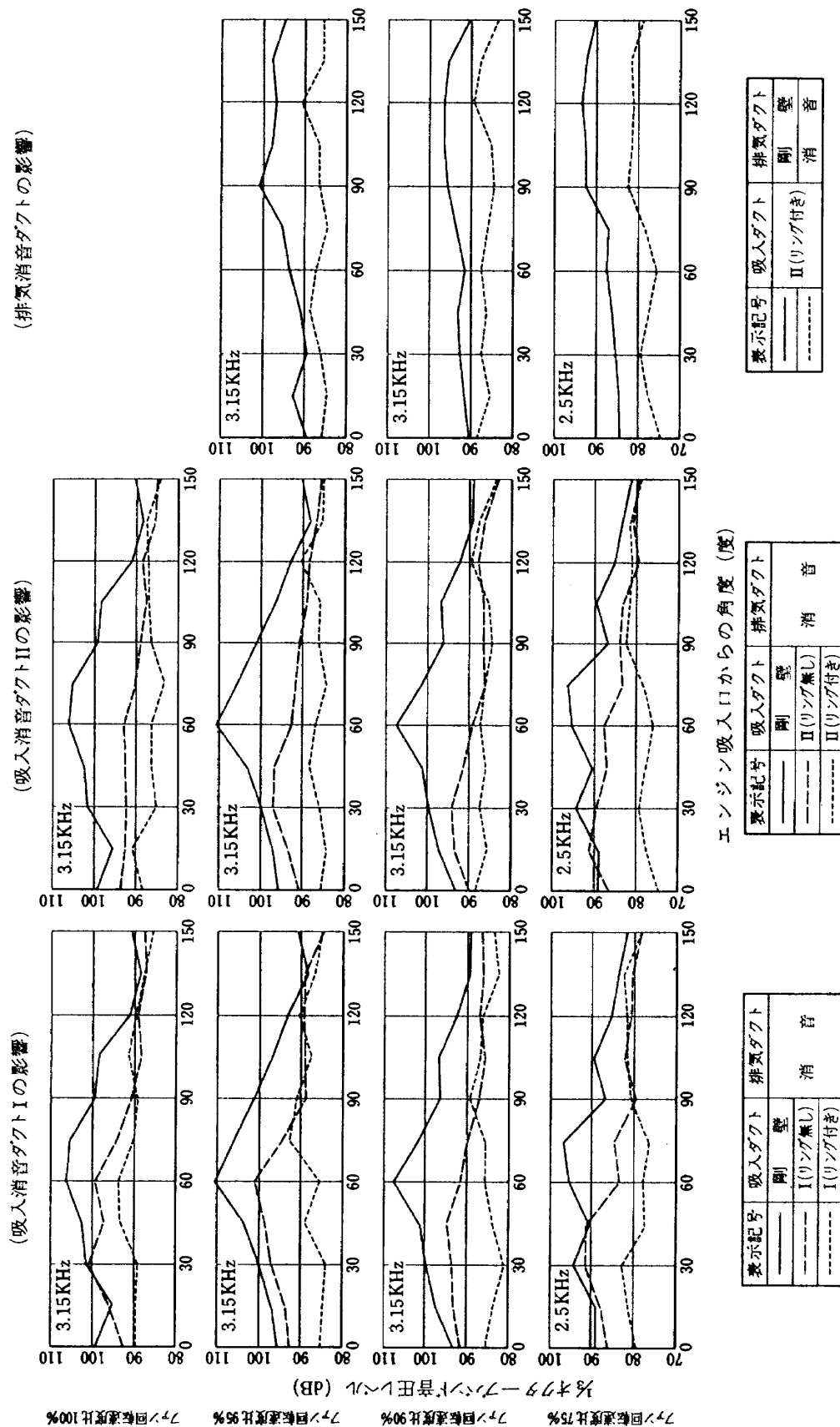


図 12 各ダクト装備時の騒音指向性

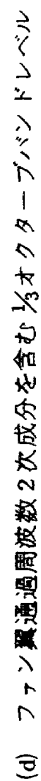


12



(c) ファン翼通過周波数1次成分を含む1/3オクターブバンドレベル

図 12



12

態が若干異なり 60～75 度付近が最も“やかましい”方向になっている。ファン回転速度比 95% 時の 60 度方向で最大 PNL 128 dB が認められる (図 12(a))。又 PNL, OASPL, BPF 1 次の吸入側音場での指向性は各ファン回転速度比 (30% を除く) 毎に類似した形態を示している (図 12(a), (b), (c))。これは後に示す音のスペクトルから明らかなように吸入ダクトが剛壁 (排気側は消音) のときの吸入側音場ではファン翼通過周波数 1 次成分が騒音の支配的成分であり, その指向性が PNL 及び OASPL に反映しているためである。ファン翼通過周波数 1 次成分は人間の耳に最も“やかましき”を感じさせる周波数帯域 (2 k～5 kHz) にあるため, 特に PNL への寄与が大きい。

吸入消音ダクトの測定された消音効果 (吸入側が剛壁ダクトのときと消音ダクトのときのレベル差) は, アイドル運転状態 (ファン回転速度比 30%) を除くと概ね最も“やかましい”方向で最も大きく, ファン回転速度比 95% のとき吸入消音ダクト II (リング付, 以下吸音スプリッタリングを単にリングと記す) で最大 16 PN dB (OASPL: 12 dB, BPF 1 次: 24 dB) リング無しでも 12 PN dB (OASPL: 9 dB, BPF 1 次: 18 dB) が認められる (図 12(a), (b), (c))。BPF 2 次に対する効果は BPF 1 次比に比べ全般に小さくリング付でも高々 10 dB である (図 12(c))。消音後の最も“やかましい”方向はリング無しでは未だ吸入側音場 (90 度以下) にあるが, リング付ではほぼ排気側音場に移っている (図 12(a), アイドル運転状態を除く)。

吸入消音ダクト I と II の測定された消音効果を PNL 又は OASPL で比較するとリングの有無にかかわらず, 高回転 (ファン回転速度比 95% 以上) では方向により若干 II の方が大きいが高回転では I と II でほとんど差がない (図 12(a), (b))。

図 12(a), (b), (c) においてリングの測定された消音効果 (吸入消音ダクトでリングのないときとあるときのレベル差) は I, II 共 60 度までのエンジン前方方向で明確に表われており, エンジン側方及び後方方向ではリングのない (ダクト壁だけの吸音) ときの消音効果と大差がない。これは後述する暗騒音の影響 (6.1 参照) にもよるが, ダクト壁だけの吸音に比べリングを追加したことによる効果が大きいのは概してエンジン正面方向付近 (45 度付近まで) であるといえる。リング付吸入消音ダクトの効果は 60 度方向において最も大きい, この方向ではリングがなくてもかなり大きい消音効果が認められている。

排気ダクトが剛壁 (吸入側はリング付 II) のときの排

気側音場の指向性は比較的一様であり, 吸入ダクトが剛壁 (排気側は消音) のときの吸入側音場とはかなり異った特性である (図 12(a), (b), (c), (d))。排気消音ダクトの測定された消音効果 (排気側が剛壁ダクトのときと消音ダクトのときのレベル差) も吸入消音ダクトの場合と異なりファン回転速度比にかかわらず周方向に比較的一様でアイドル運転状態 (ファン回転速度比 30%) を除くと 4～8 PN dB (OASPL: 1～4 dB, BPF 1 次: 6～14 dB, BPF 2 次: 7～13 dB) である (図 12)。また吸入消音ダクトの効果が BPF 1 次で大きく 2 次で小さいものであったのに対し, 排気消音ダクトの場合 BPF 1 次と 2 次で同程度の消音効果が認められる。

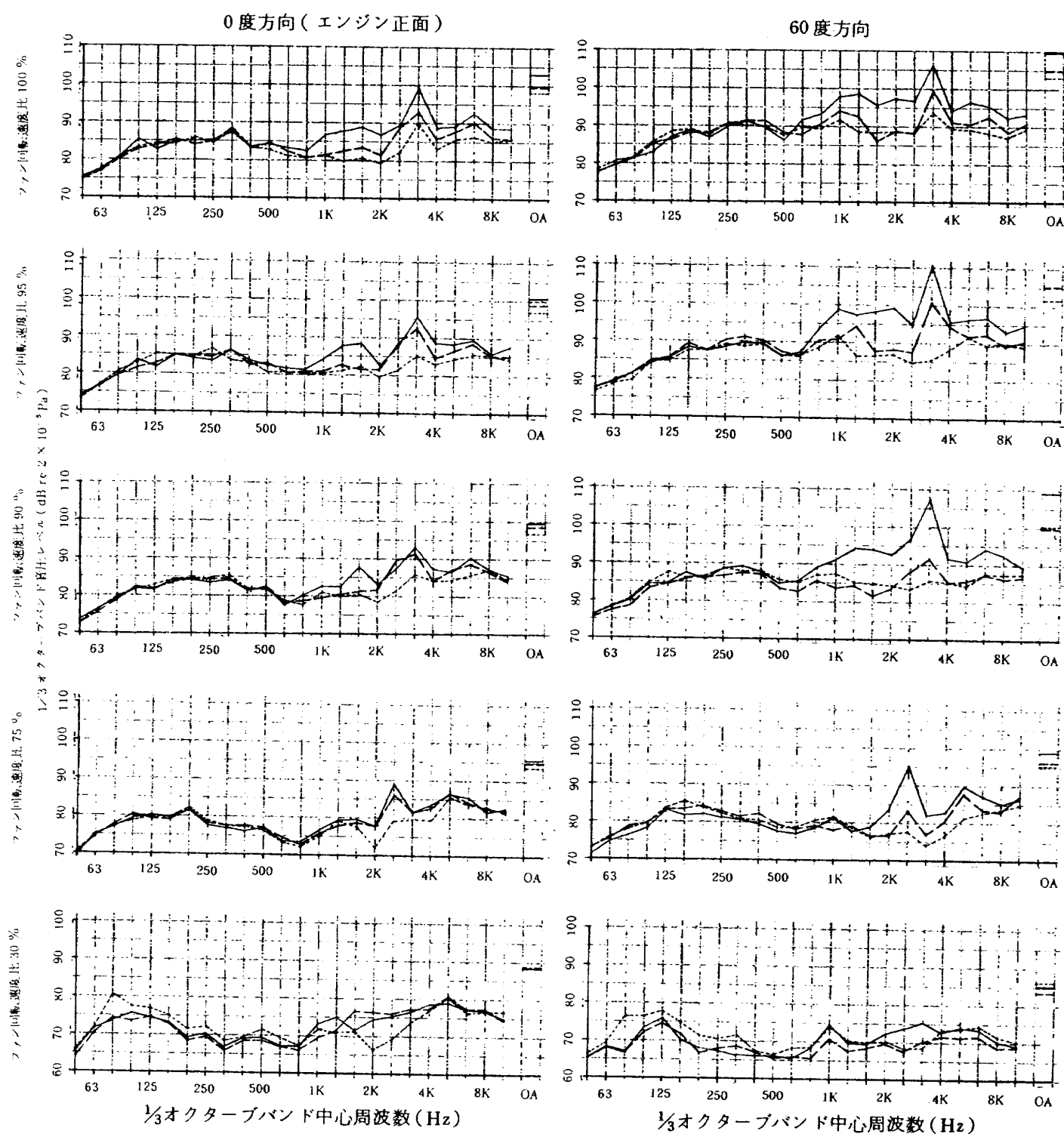
吸入側エンジン回転軸から 0 度 (エンジン正面), 60 度, 90 度 (エンジン側方), 135 度の各方向での, $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧スペクトル (測定半径 50 m) の測定例を図 13 に示す。(a) は吸入消音ダクト I, (b) は吸入消音ダクト II, (c) は排気消音ダクトを各々装備したときのスペクトルを各ダクトが剛壁のときと対比して示している。

吸入ダクトが剛壁 (排気側は消音) のとき, アイドル運転状態 (ファン回転速度比 30%) を除くと吸入側音場でのスペクトルはファン翼通過周波数 1 次成分を含むバンド ($\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 2.5 kHz 又は 3.5 kHz) で著しいピークを示しており 2 次成分を含むバンドでは比較的ピークを示していない。ファン回転速度比 90% 以上 (動翼端は超音速になる) における 1.25 kHz 付近の高レベルは, バズノイズの発生及び地面反射の影響 (6.2 参照) によると考えられる (図 13(a) 又は (b))。

排気ダクトが剛壁 (吸入側はリング付 II) のとき, アイドル運転状態 (ファン回転速度比 30%) を除くと排気側音場でのスペクトルはファン翼通過周波数 1 次及び 2 次成分を含むバンドでほぼ同程度のピークを示している (図 13(c))。

各消音ダクトの消音効果の周波数特性は図 13 に例示した $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルから音響パワの $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルを求めることにより明らかにすることができる。これは測定された $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルがエンジン回転軸まわりに一定であると仮定し, 半球面にわたって音の強さ (Watt/m^2) を積分することにより求められる⁷⁾ 求められた音響パワスペクトルは地面反射の影響 (6.2 参照) を考慮して解釈する必要があるが, 音響パワの減衰量 (ダクトが剛壁のときと吸音壁のときの音響パワレベル差) に対しては, その影響が相殺されていると考えることができる。

エンジン前方象限又は後方象限だけについて積分した音響パワの $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルを図 14 に, こ

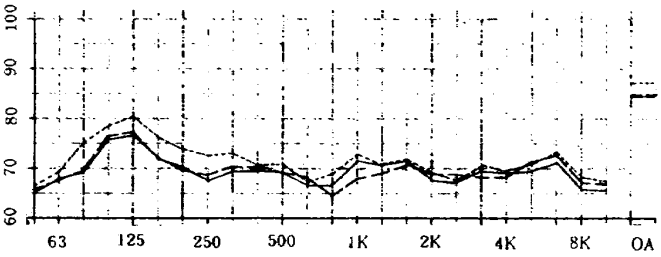
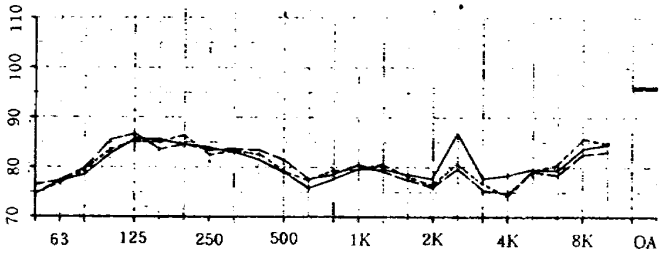
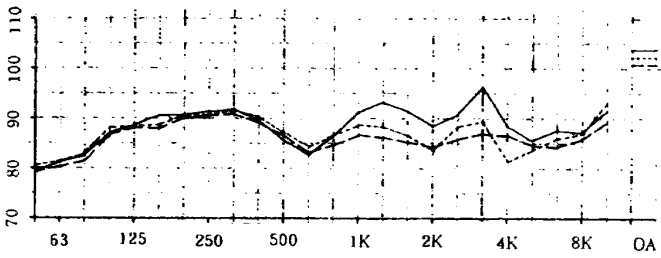
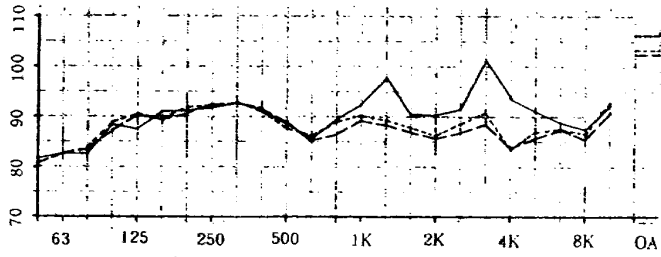
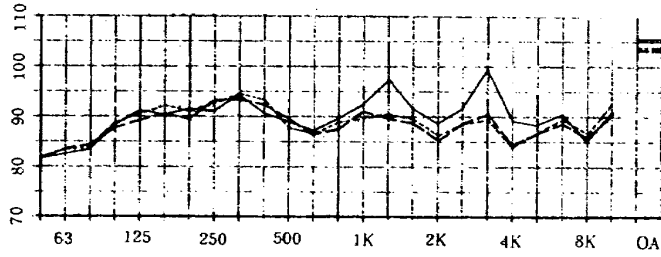


表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
——	剛壁	消音
----	I (リング無し)	
-----	I (リング付)	

(a) 吸入消音ダクト I の音圧スペクトルへの影響

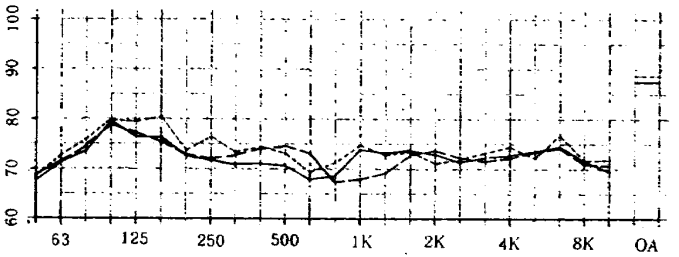
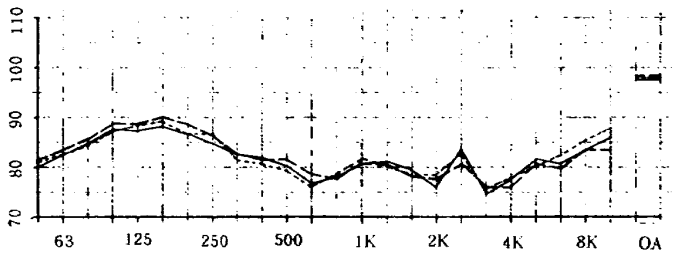
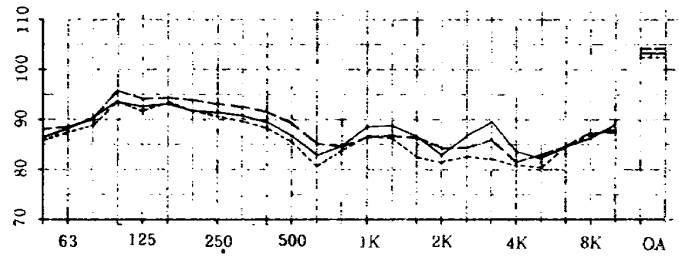
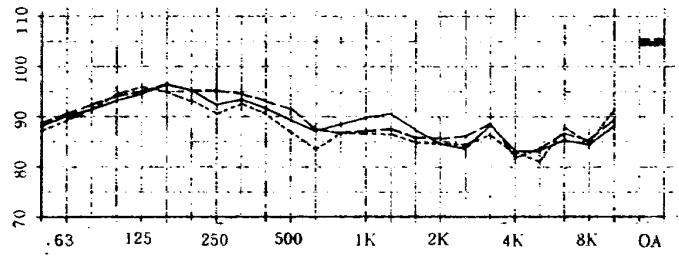
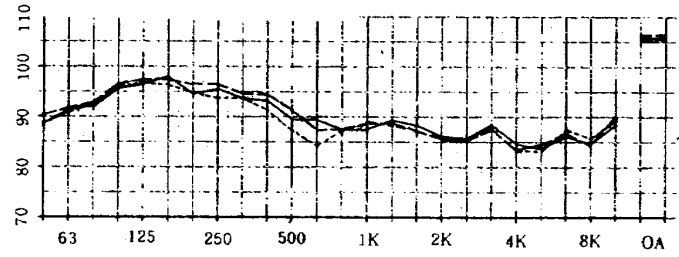
図 13 各ダクト装備時の $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音圧スペクトル (測定半径 50m)

90 度方向 (エンジン側方)

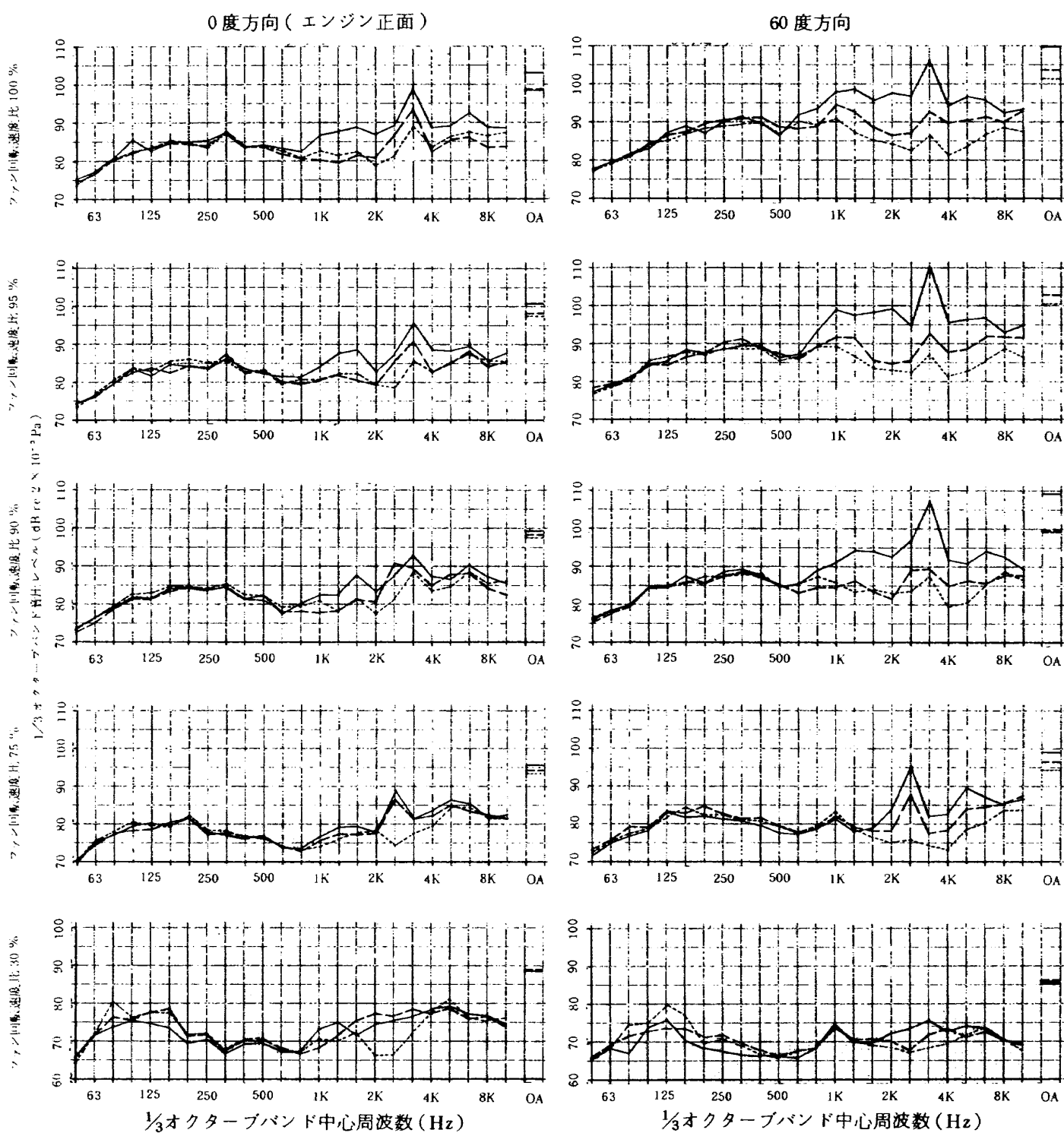


$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)

135 度方向



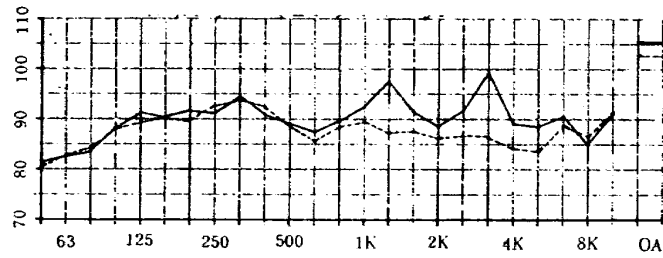
$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)



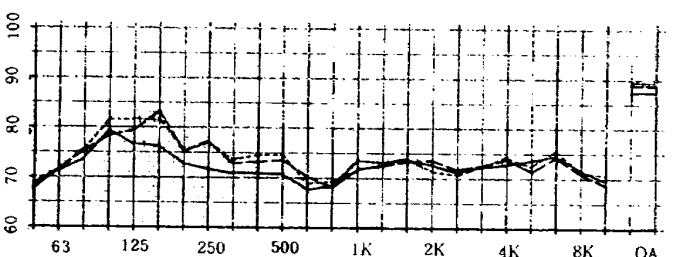
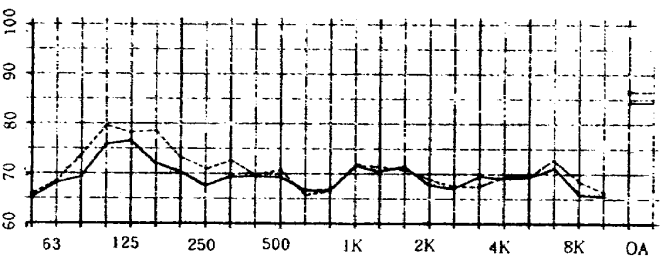
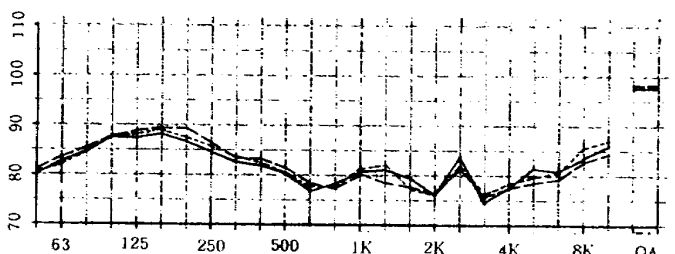
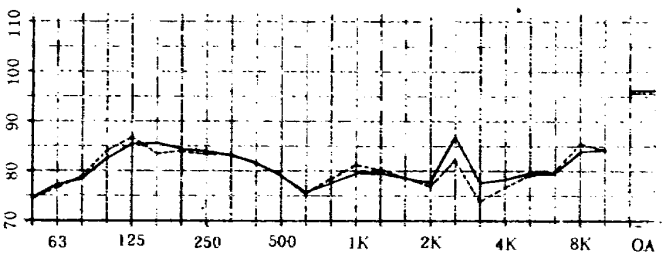
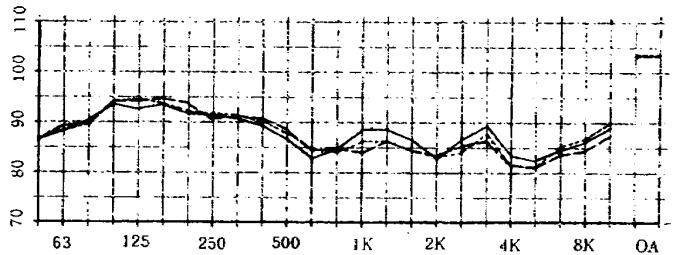
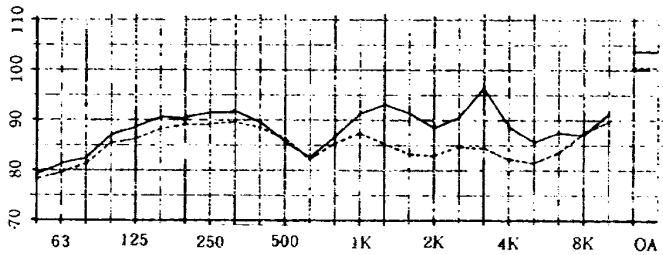
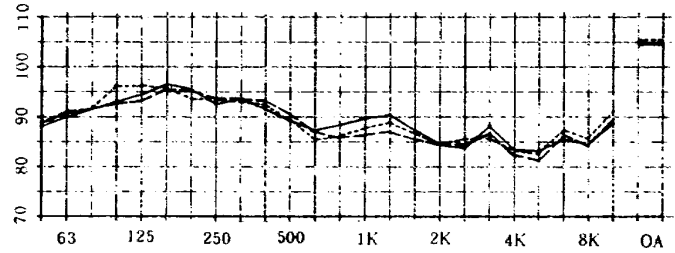
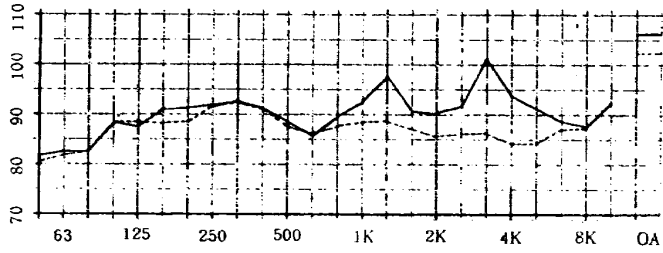
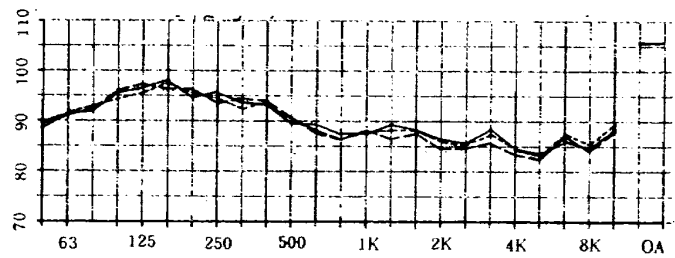
表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
——	剛壁	消音
---	Ⅱ(リング無し)	
----	Ⅱ(リング付)	

(b) 吸入消音ダクトⅡの音圧スペクトルへの影響

90 度方向 (エンジン側方)

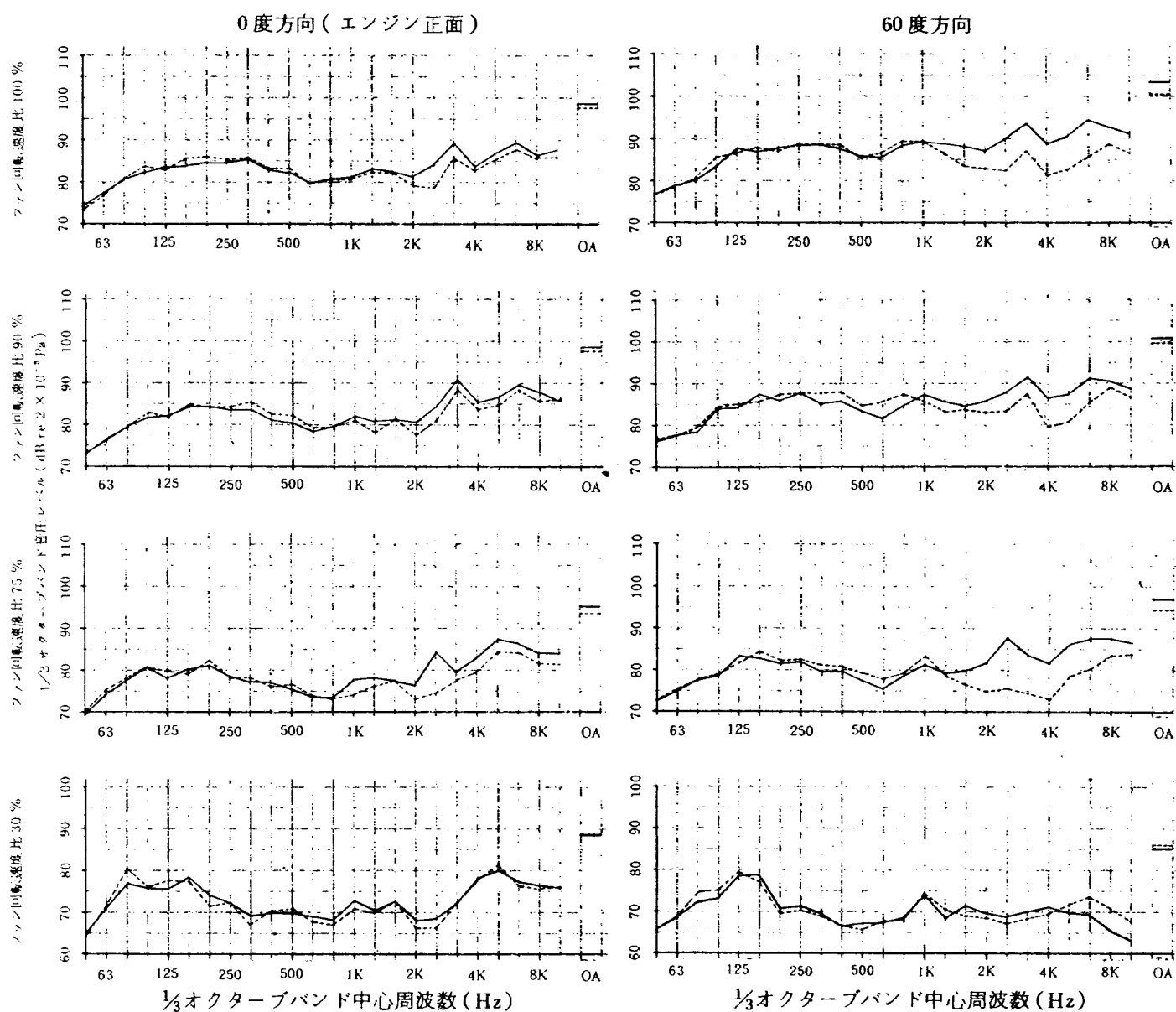


135 度方向



$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)

$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)

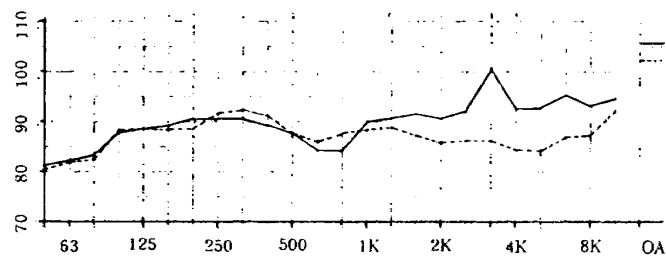


表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
—	■ (リング付)	剛壁
- - -		消音

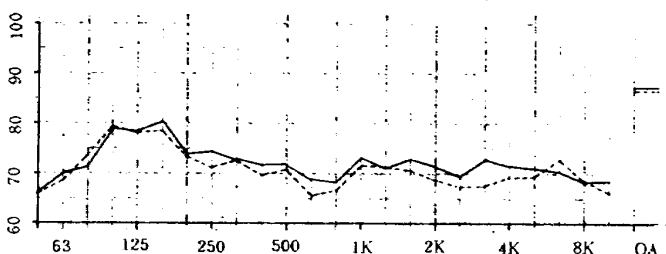
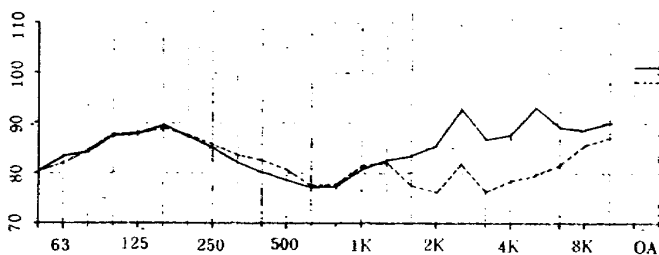
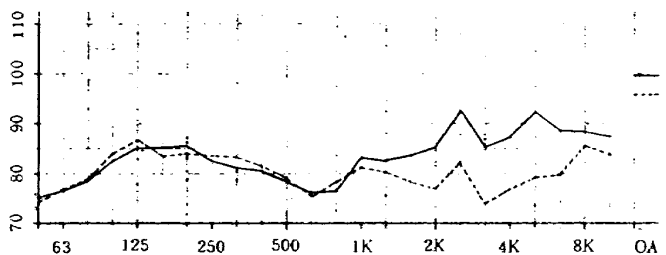
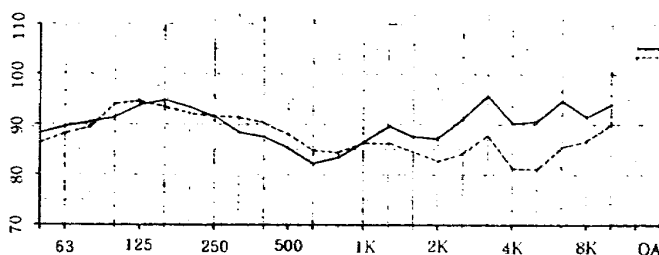
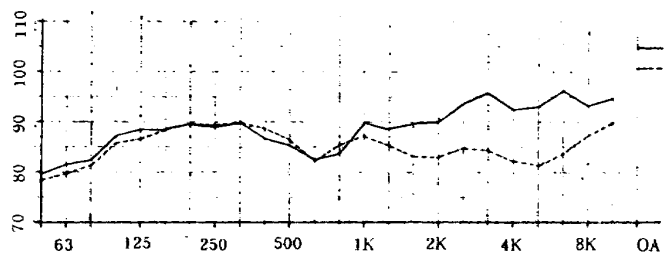
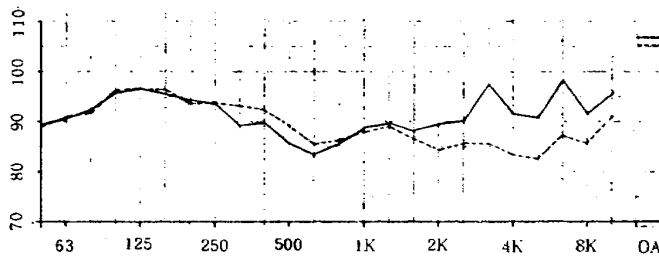
(c) ファン排気消音ダクトの音圧スペクトルへの影響

図 13

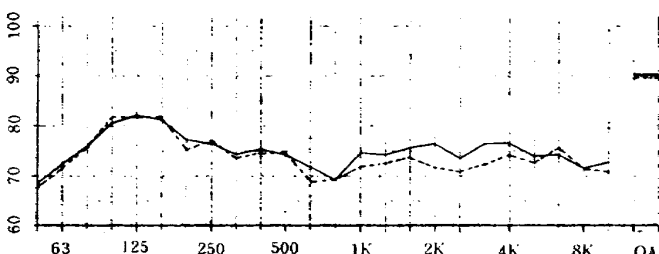
90度方向（エンジン側方）



135度方向



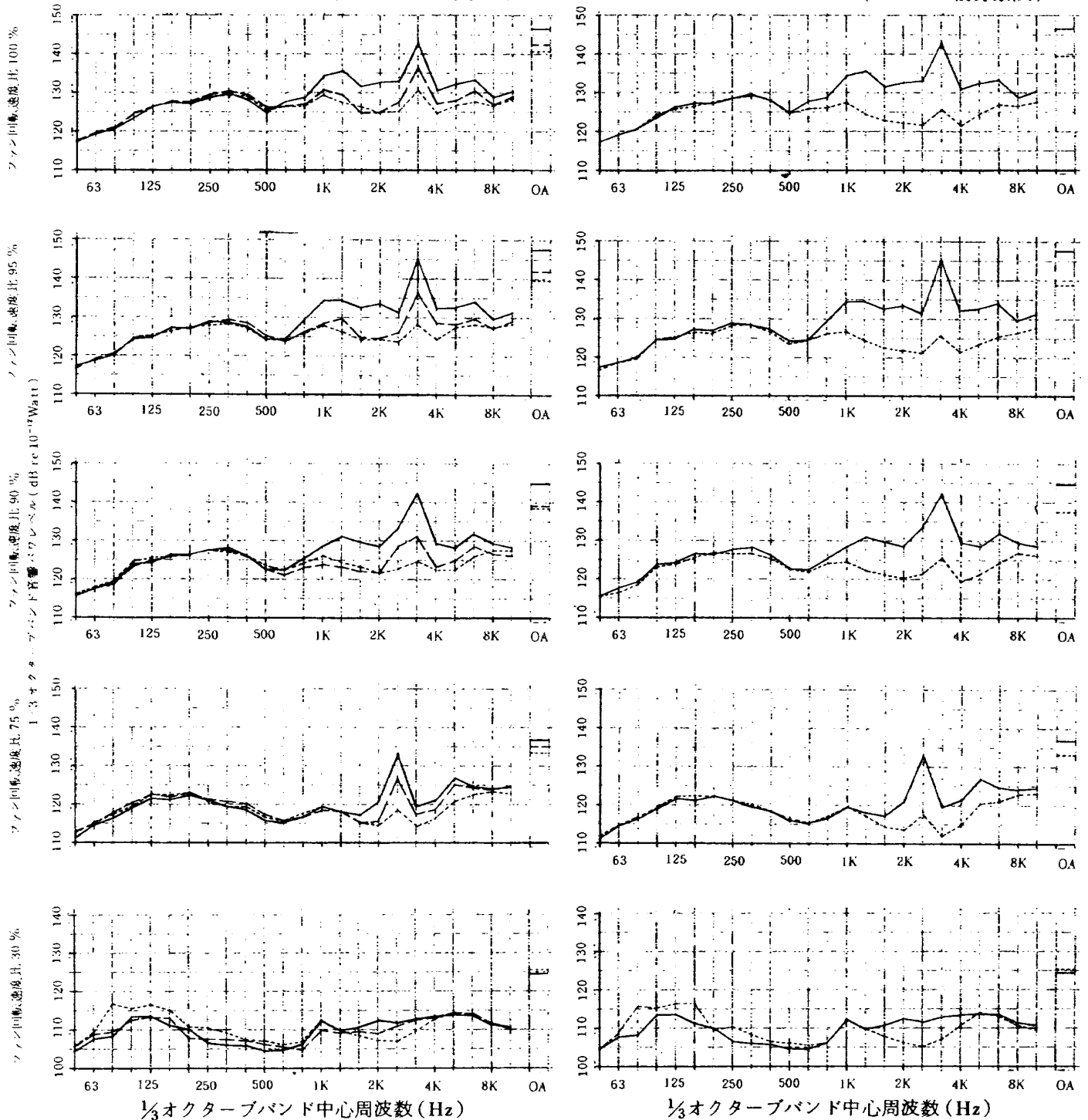
$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)



$\frac{1}{3}$ オクターブバンド中心周波数 (Hz)

吸入消音ダクトⅠの音響パワースペクトルへの影響
(エンジン前方象限)

吸入消音ダクトⅡの音響パワースペクトルへの影響
(エンジン前方象限)

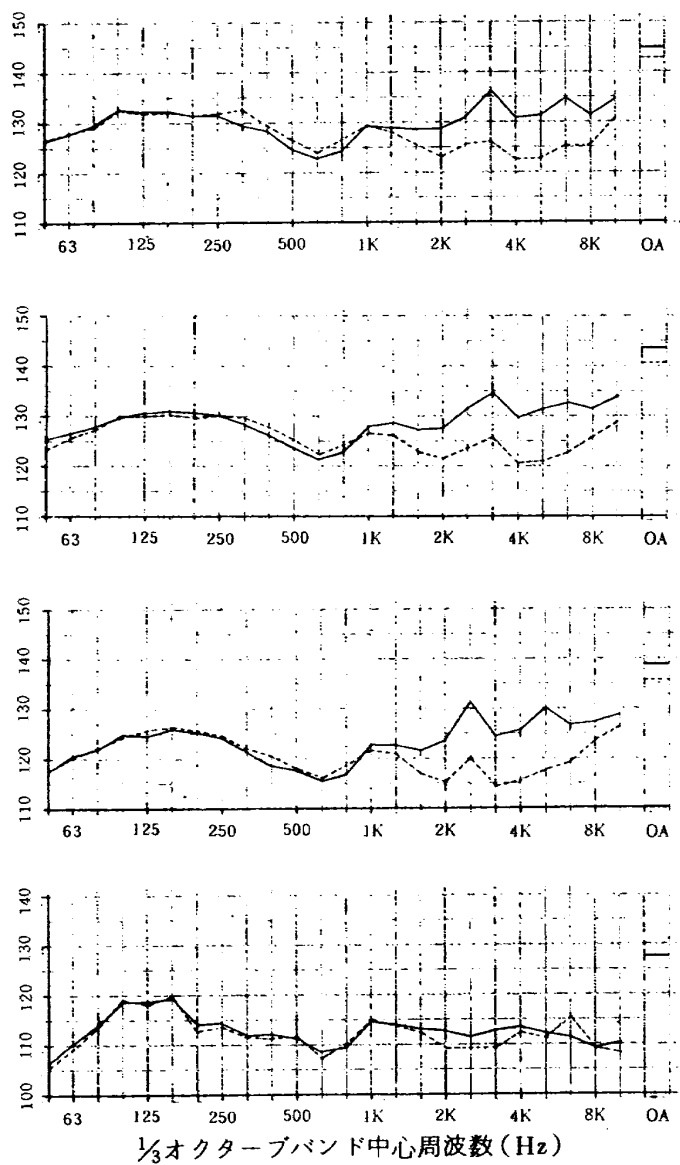


表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
——	剛壁	消音
----	I (リング無し)	
-----	I (リング付)	

表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
——	剛壁	消音
----	II (リング無し)	
-----	II (リング付)	

図 14 各ダクト装備時の $\frac{1}{3}$ オクターブバンド音響パワースペクトル

排気消音ダクトの音響パワースペクトルへの影響
(エンジン後方象限)



表示記号	吸入ダクト	排気ダクト
—	■ (リング付)	剛壁
- - - -		消音

れに基づいた音響パワ減衰量（減音量）の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルを図15に示す。^(注3)

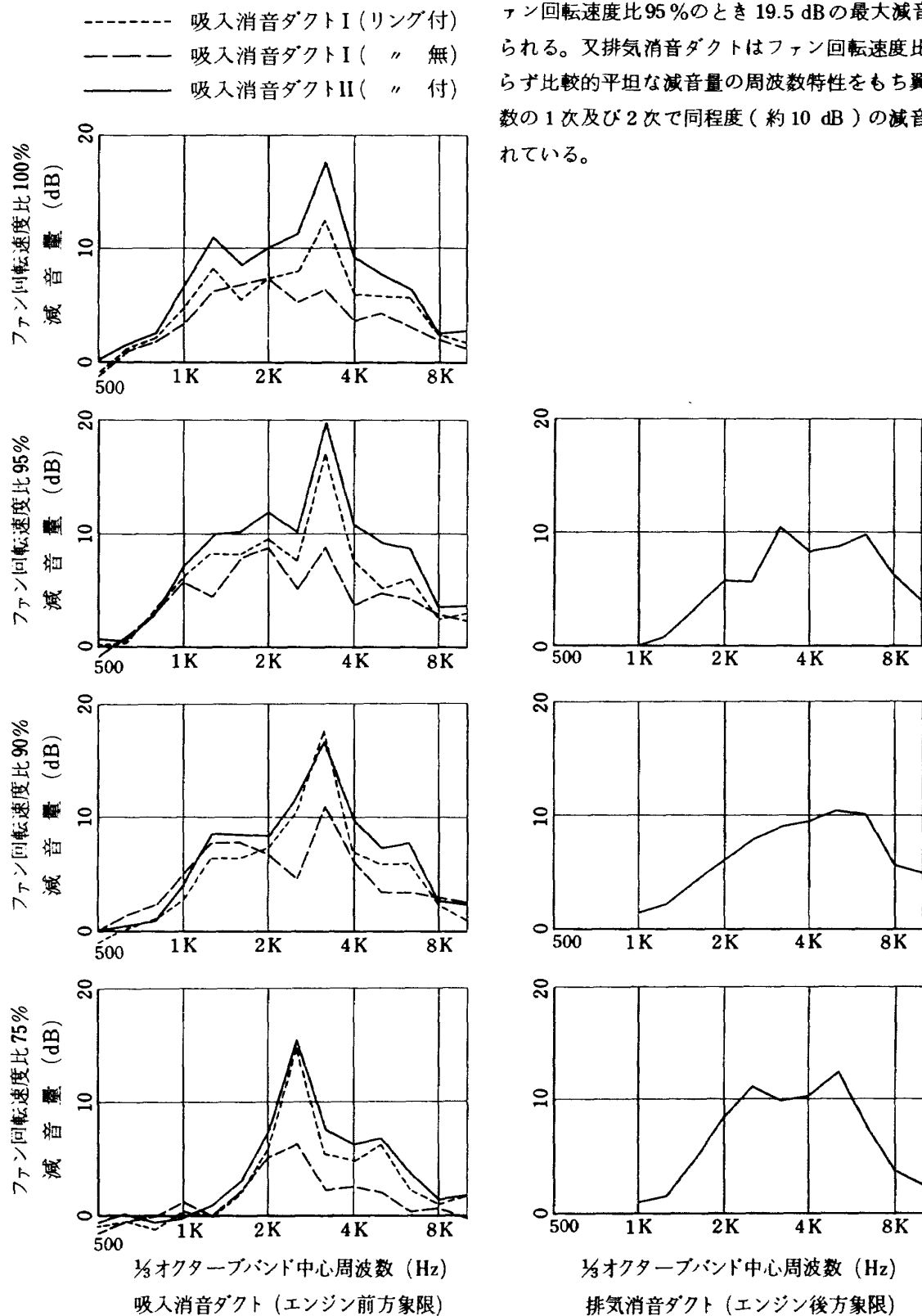


図15 音響パワ減衰量（減音量）の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトル

図15からリング付吸入消音ダクトはファン翼通過周波数を含むバンドにおいて減音量のピークをもっており、Iではファン回転速度比90%のとき17.5 dB、IIではファン回転速度比95%のとき19.5 dBの最大減音量が認められる。又排気消音ダクトはファン回転速度比にかかわらず比較的平坦な減音量の周波数特性をもち翼通過周波数の1次及び2次で同程度（約10 dB）の減音量が得られている。

(注3) 図14において、排気ダクトが剛壁ダクトのときと消音ダクトのときで500Hz前後に生じているレベル差は若干のファンダクト形状の違いによって主にジェット騒音が影響を受けたためと考えられる。このため図15において、排気消音ダクトの減音量スペクトルは1kHz以上について示した。

これまでに示した $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルは周波数幅が中心周波数の約23%である定比幅分析に基くものである。人間の感覚量の基礎としてはこれで十分であるが、周波数成分を詳しく知りデータを客観的に評価するときにはより狭帯域の分析が有用である。

ファン回転速度比95%における吸入消音ダクトⅡ（リング付）及び排気消音ダクトによる消音の様子を20 Hzバンドのスペクトルで図16に示す。同図左は吸入側が剛壁ダクトのときと消音ダクトⅡ（リング付）のときのスペクトル（排気側は消音）、右は排気側が剛壁ダクトのときと消音ダクトのときのスペクトル（吸入側はリング付Ⅱ）を比較して示している。

測定された20 Hz バンドスペクトルは全周波数にわたって存在する広帯域な成分の上に、無数の狭帯域の成分がピークを示す形になっている。広帯域な成分は低周波数のジェット騒音やコア騒音、^(注4)ファンの白色騒音など主として気流の乱れに起因して発生する騒音であり、狭帯域な成分は主として回転機（ファン、圧縮機、タービン）の回転に起因して発生する騒音（回転騒音）である。狭帯域成分には前述の動翼の翼通過周波数とその高次成分やバズソーノイズの他、多段の場合には各段の翼通過周波数の和差音も考えられる。本測定例の場合、ファン動翼31枚、ブースト段動翼65枚でロータ回転速度約5800 RPMであり、ファン翼通過周波数1, 2, 3次の3 kHz, 6 kHz, 9 kHz及びブースト段翼通過周波数1次の6.3 kHzなどにおいて、明確なピークが現われている。又ファン動翼端は超音速であるため約100 Hz毎のピーク（バズソーノイズ）も吸入側音場において明確に現われている。消音ダクトによってこれらのピーク成分は大きく減少しているが、広帯域成分（但しエンジン内部で発生するもの）もかなり減少するので、消音後も未だピーク成分が残っている。特に排気消音ダクトの消音効果は排気側音場においてスペクトルの平行移動のような形で現われており、消音効果が特定の回転モードを持った翼通過周波数及びその高次成分にだけ特に大きいという結果は得られていない。

20 Hz バンドスペクトルから求めたファン翼通過周波数1次及び2次成分だけの指向性を各々の成分を含む $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルでの指向性と共に図17に示す。

20 Hz 幅での狭帯域周波数分析結果を用い、1次成分については100 Hz 幅にわたっての積分値、2次成分については200 Hz 幅にわたっての積分値を各成分の値とした

ものである。これらのバンド幅はさらに20 Hz 増加しても、その成分値のレベルがほとんど影響を受けない(0.1 dB以下)ような値である。

図17において狭帯域レベルが $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルに近いほど周囲の広帯域成分に対しピーク成分が卓越している（ピーク性が著しい）ことを示しており、このときは狭帯域レベルでの消音効果と $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルでの消音効果はほぼ同程度になる。従って概して2次成分より1次成分の方がピーク性が著しいことがわかる。又狭帯域レベルでの消音効果と $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルでの消音効果の違いは、消音効果がピーク成分とその周囲の広帯域成分とで異なることを示している。例えば図17において吸入消音ダクトⅡ（リング付）の90度方向では、1次及び2次成分とも $\frac{1}{3}$ オクターブバンドレベルでの消音効果より狭帯域レベルでの消音効果の方が大きいから、まわりの広帯域成分よりピーク成分の方が大きく消音されていることが示されている。

5.3.2 エンジン全体としての消音

吸入及び排気側の両方を消音したときの測定レベル（音圧レベルなど）を P_0 dB, 排気側だけ消音したときのレベルを P_1 dB, 吸入側だけを消音したときのレベル P_2 dB とすると、全く消音しないときのレベル P dB は次式により求めることができる。

$$P = P_0 + 10 \log_{10} \left(10^{\frac{P_1 - P_0}{10}} + 10^{\frac{P_2 - P_0}{10}} - 1 \right) \quad \text{①}$$

吸入及び排気側の両方を同時に消音したことによるエンジン全体としての消音効果は、このレベル(P)との比較により知ることができる。

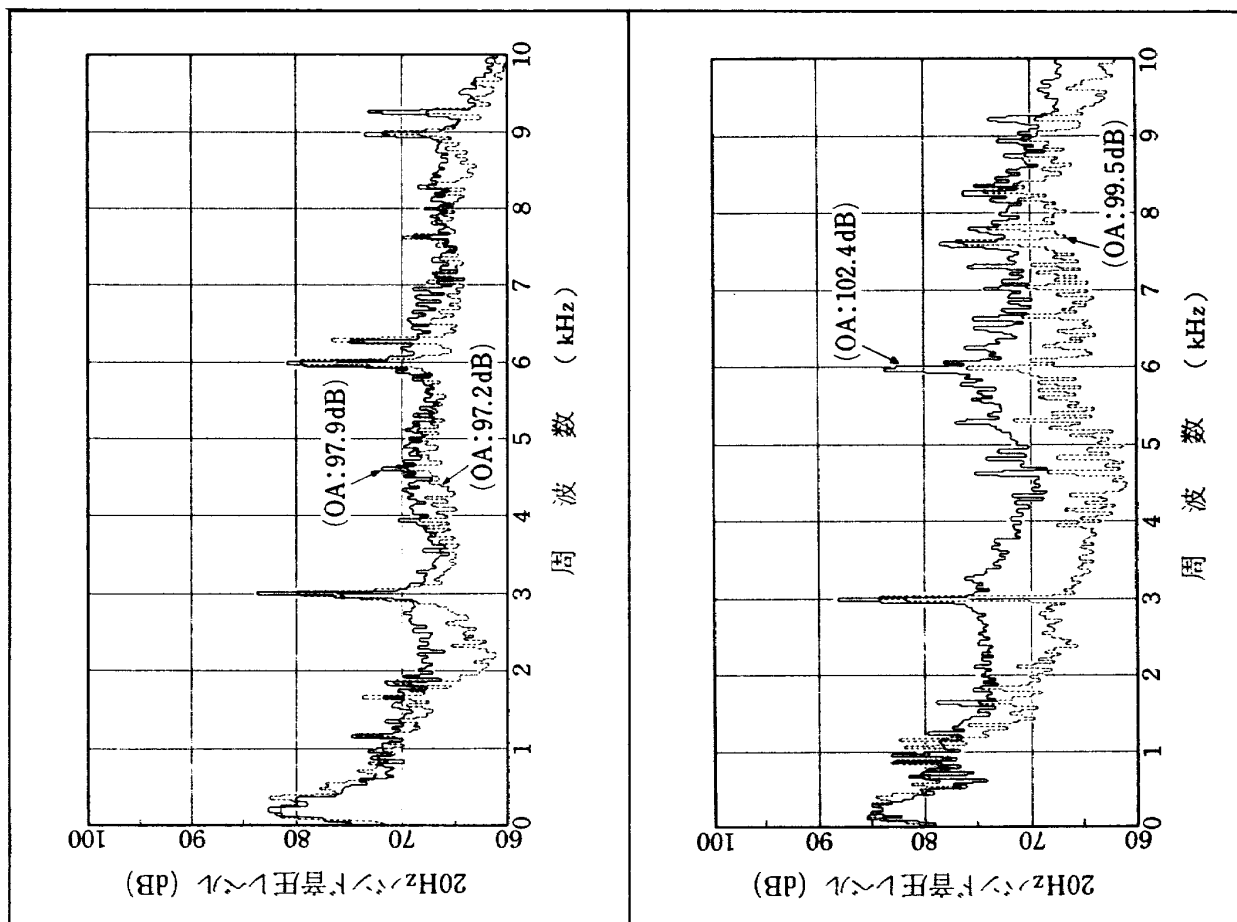
P_0 , P_1 , P_2 に実験番号3, 5, 6（表2参照）の測定データを各々使用して計算した全く消音しないときの感覚騒音レベル（PNL）の指向性を、吸排気側両方共消音したときの指向性と共に図18(a)に示す。参考のため原形エンジン（ベルマウス＋剛壁排気ダクト）の指向性を○印で示した。ダクト形状の違いにより放射場の騒音は大きく影響をうけることが認められる。

同様にして計算した全く消音しないときの音響パワーを基準として求めた音響パワー減衰量（減音量）の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルを図18(b)に示す。注3に示した理由によりスペクトルは1 kHz 以上について示した。

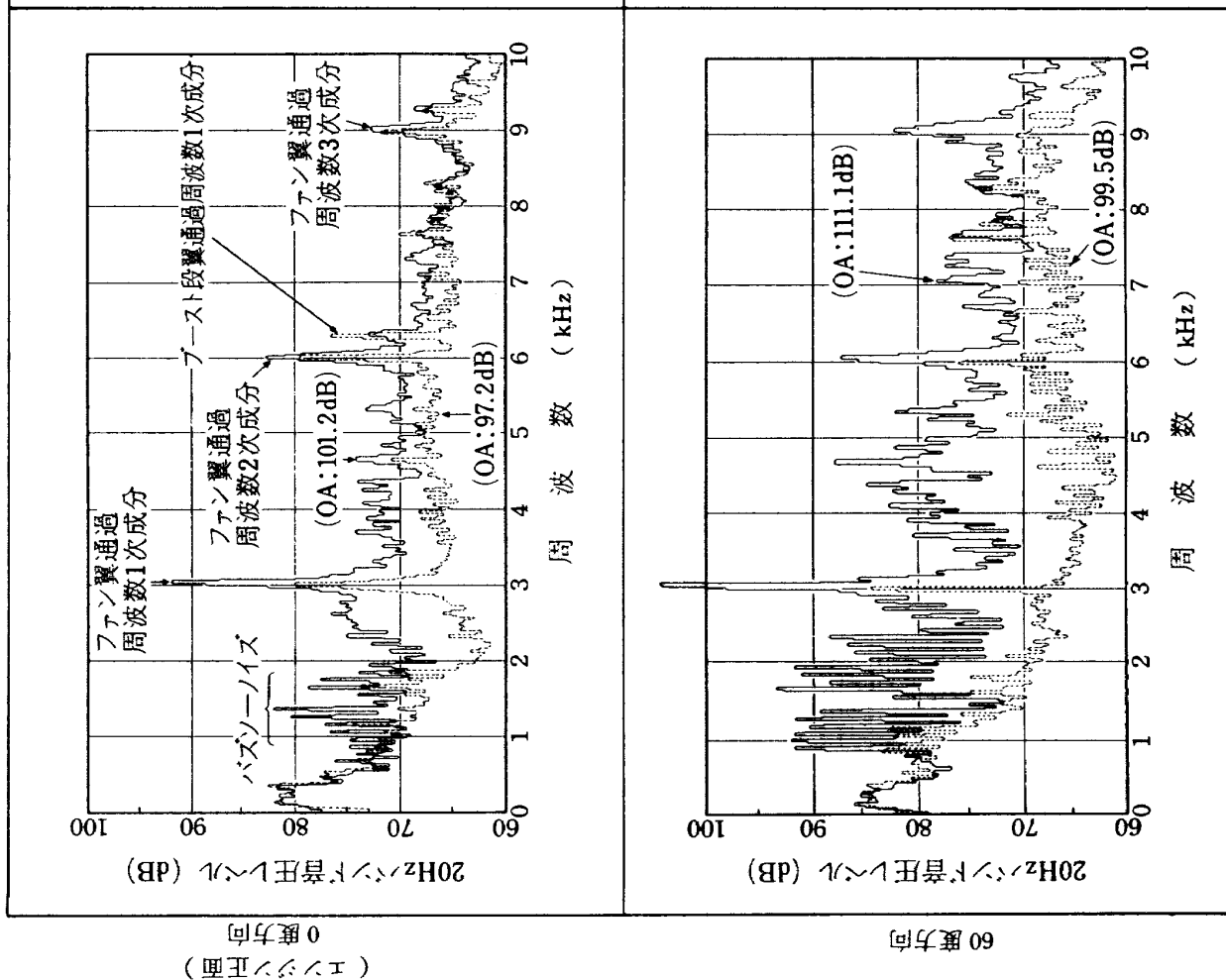
なお、全く消音しないときの音響パワーを①式から計算するときの P_0 , P_1 , P_2 は図14に示したエンジン前方象限又は後方象限についてのものではなく、全象限について

（注4） エンジン全体の騒音からジェット騒音の予測値を差引いた1 kHz 以下の低周波数のスペクトル成分と定義されたもので、燃焼騒音、燃焼によって発生した速度変動や温度変動がタービンと干渉して発生する騒音、ノズルリップからの渦流出による騒音、ストラットで発生する騒音などを含んでいる。

排気消音ダクトの影響



吸入消音ダクトⅡ（リング付き）の影響

(エンジン正面)
0度方向

60度方向

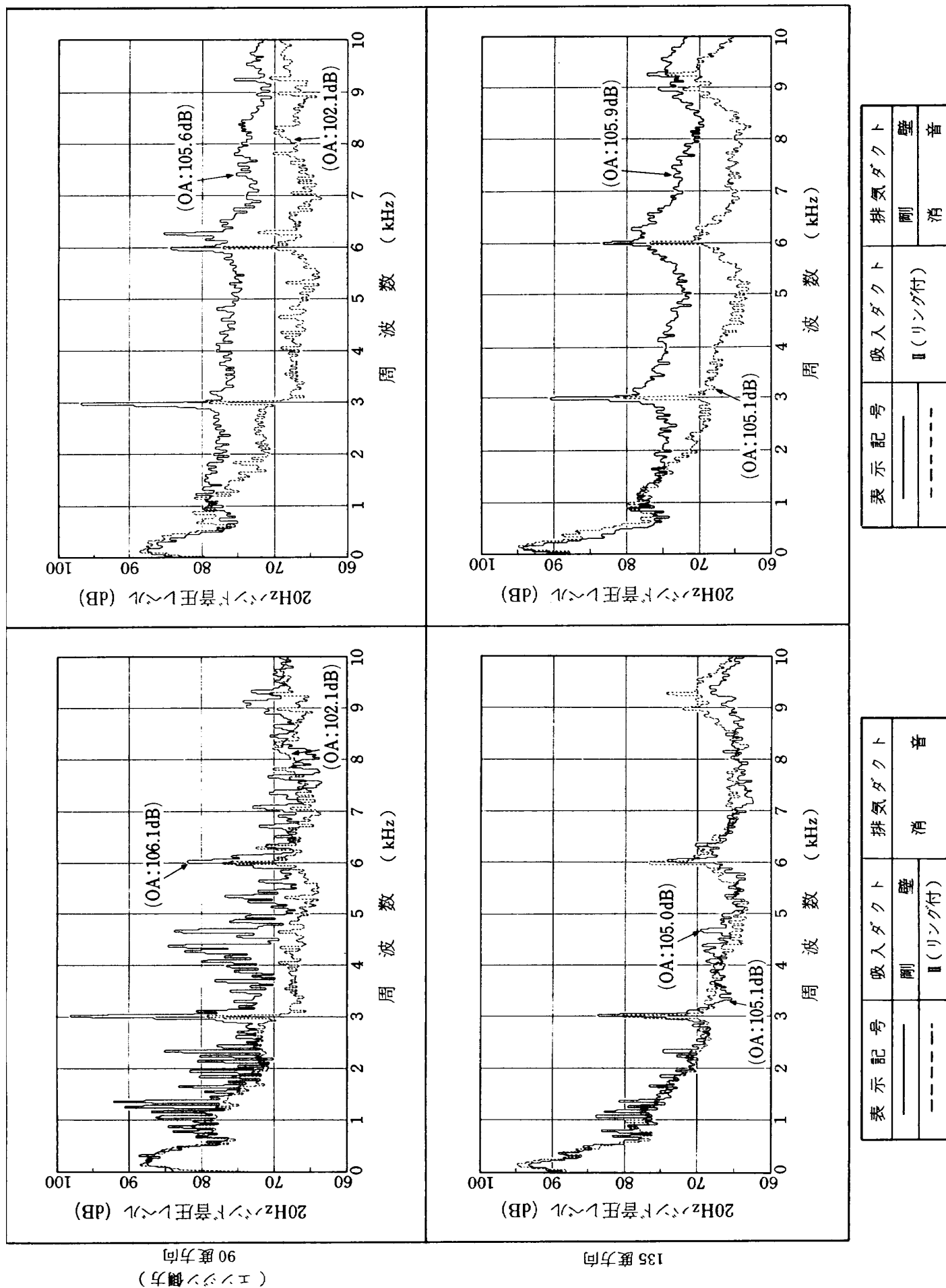


図 16 ファン回転比 95 % における 20 Hz バンド音圧スペクトル (測定半径 50 m)

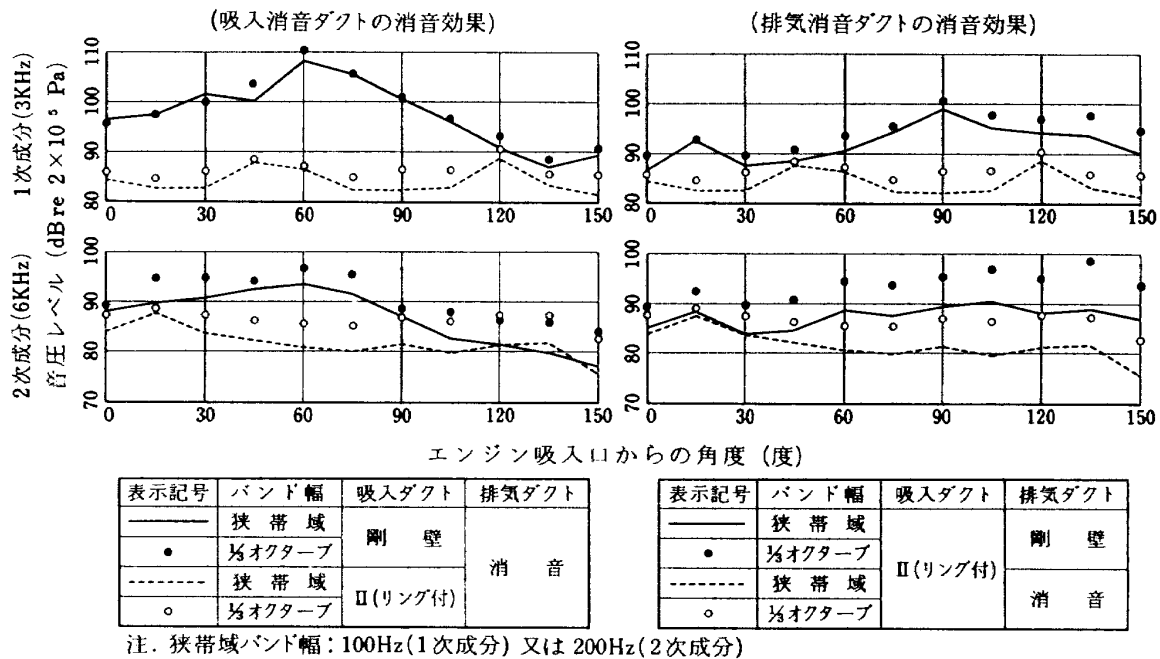
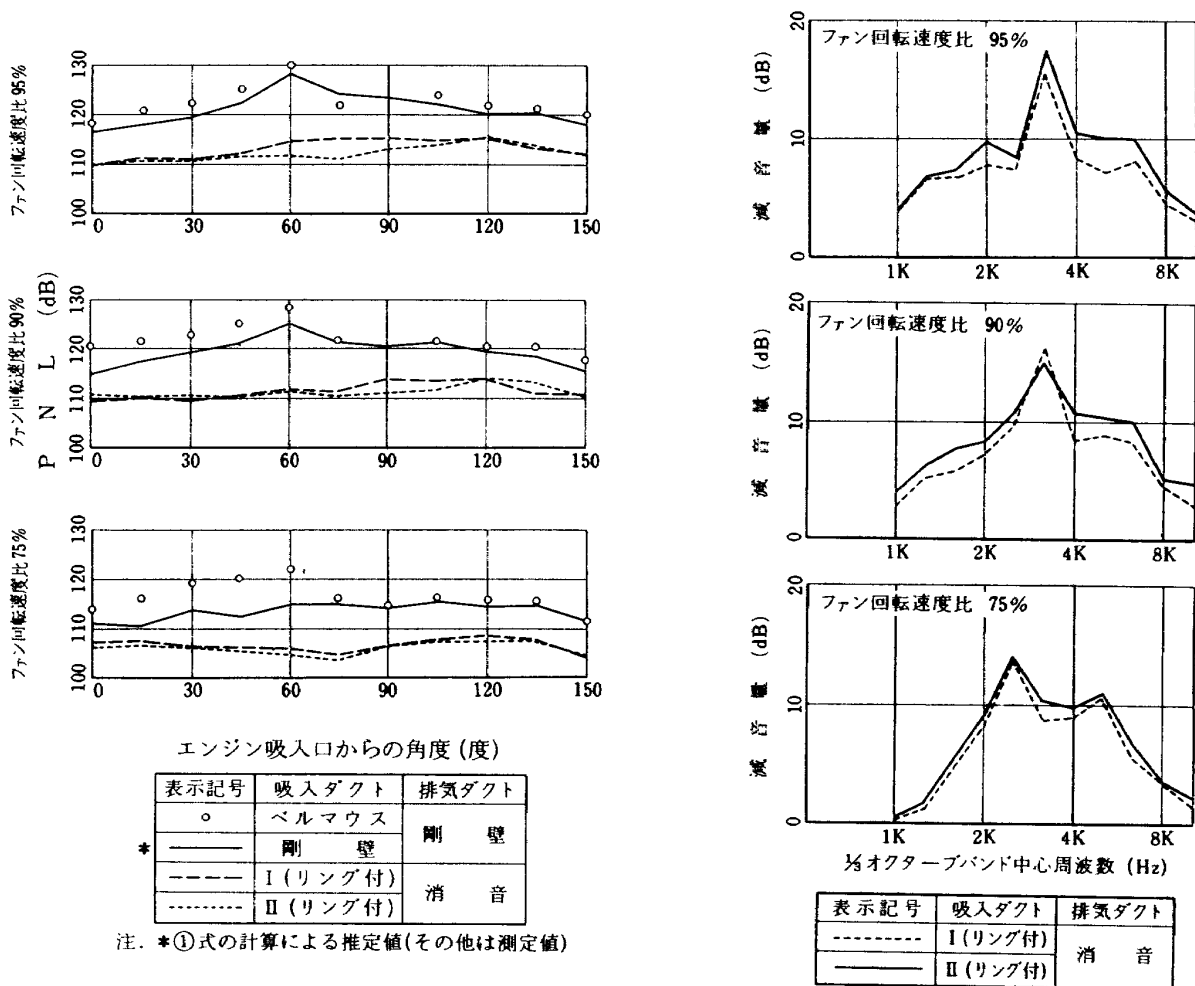


図 17 ファン回転速度比 95 %におけるファン翼通過周波数 1 次または 2 次成分だけの音圧レベルとこれらを各々含む 1/3 オクターブバンド音圧レベルの比較 (測定半径 50 m)



(a) 感覚騒音レベルでの指向性 (測定半径 50 m)

(b) 音響パワ減衰量 (減音量) の 1/3 オクターブバンドスペクトル

図 18 エンジン全体での消音効果

のもの（計算値は示していない）である。

§ 6. 騒音測定における暗騒音及び地面反射の影響

6.1 暗騒音の影響

5.3.1 に示した消音試験結果（図12～17）において測定された各消音ダクトの消音効果（dB 差）は、多少とも暗騒音（吸入消音ダクトの場合は測定された音から吸入ダクト開口端から放射される音を除いた音、排気消音ダクトの場合は排気ダクト開口端から放射される音を除いた音）の影響を受けているので常に真の消音効果より小さい値になっている。

今、ある測定点に到達している音の強さの内、吸入ダクト開口端からのものを I_1 (I_1')、排気ダクト開口端からのものを I_2 (I_2')、その他からのものを I_3 とする。但し I_1 , I_2 は剛壁ダクトのとき、 I_1' , I_2' は消音ダクトのときのもをす。このとき吸入消音ダクトの測定された消音効果 ΔL_1 (dB) 及び真の消音効果 $\Delta L_1'$ (dB) は各々

$$\Delta L_1 = 10 \log_{10} \frac{I_1 + I_2' + I_3}{I_1' + I_2' + I_3} \quad (2)$$

$$\Delta L_1' = 10 \log_{10} \frac{I_1}{I_1'} \quad (3)$$

であるから

$$\Delta L_1' - \Delta L_1 = 10 \log_{10} \left\{ 1 + \frac{I_2' + I_3}{I_1'} \left(1 - 10^{-\frac{\Delta L_1}{10}} \right) \right\} \quad (4)$$

となる。

I_3 はジェット騒音、コア騒音、エンジンの機械的騒音、実験場の環境騒音などによるものである。

④式から $\frac{I_2' + I_3}{I_1'} (1 - 10^{-\frac{\Delta L_1}{10}}) \approx 0$ のとき測定された消音効果はほぼ真の消音効果を示すことになる。従って ΔL_1 が小さいときその差（④式の値）は小さいが、 ΔL_1 が大きいと $\frac{I_2' + I_3}{I_1'}$ の値が直接影響する。 ΔL_1 が大きいような周波数域では I_3 は無視できると考えると、吸排気両ダクト消音状態での音の強さの比 I_2'/I_1' が影響する。 I_2'/I_1' はダクト開口端の音源特性に依存し推定することは困難であるが、仮にエンジン側方で $I_2'/I_1' \approx 1$ とすると、吸入消音ダクトの測定された消音効果は真の消音効果を最大 3 dB 過小評価している可能性がある。

排気消音ダクトについても同様である。

アイドル運転状態でデータがばらつき統一的な消音効果が測定されないのは、消音効果も小さいがファン騒音自体 (I_1' 又は I_2') も小さく、他の暗騒音 (I_3) の影響を受けやすいためと考えられる。 I_3 の中には前記の他吸音

スプリッタ（リング）によって発生する騒音も考えられる。

6.2 地面反射の影響

§ 4. で示したように本実験では音源（エンジン）及びマイクロホンが地面近くにあるため、騒音測定値は地面反射の影響を受ける。先に本実験場の地面（コンクリート）の音圧反射係数を測定し、これを用いて地面反射の影響を補正する方法を示した⁷⁾ ので、この方法を本測定に適用して自由音場値を得ることは原理的には可能である。しかしこれを厳密に実行することは次のような理由により簡単ではない。

- (1) エンジン吸入側開口端と排気側開口端では測定点までの距離が異なり、これを無視できない。
- (2) 排気ジェットは拡がりが大きく、音源位置が明確でない。
- (3) 図16に示したように騒音は複雑なスペクトルをもつ。
- (4) 音の伝搬行程に風などによるランダムな要因がある。

そこでここでは地面反射の影響に対する目安を得るため、音源及びマイクロホンは地上 2.5 m、距離 50 m として純音と $1/3$ オクターブバンドノイズについての補正值 (ΔL) を音圧反射係数の測定値⁸⁾ を用いて試算した。

周波数の上限が f_b (Hz)、下限が f_a (Hz) のバンドノイズに対する自由音場値からのデシベル差 ΔL (dB) は、

$$\begin{aligned} \Delta L = 10 \log_{10} \left\{ 1 + 2 \frac{\tau_1}{\tau_2} \frac{\sin[\pi\tau(f_b - f_a)]}{\pi\tau(f_b - f_a)} \right. \\ \left. \times (Q_R \cos[\pi\tau(f_b + f_a)] + Q_I \sin[\pi\tau(f_b + f_a)]) \right. \\ \left. + \frac{\tau_2}{\tau_1} |Q|^2 \right\} \quad (5) \end{aligned}$$

但し τ_1 : 点音源から測定点までの直接音行路。

τ_2 : 点音源から測定点までの間接音行路。

$\tau = (\tau_2 - \tau_1) / C$, C : 音速

$Q (= Q_R + i Q_I)$: 音圧反射係数

によって与えられ、純音に対する ΔL は f_a と f_b が近しい時の⑤式の極限值として与えられる。

計算結果を図19に示す。騒音実測値から ΔL を差引くことにより自由音場値の目安を得ることができる。図19のスペクトル上の 630 Hz 付近の谷、1.25 kHz 付近の山、2 kHz の谷は、実測されたスペクトル上（図13）にもかなり明確に見ることができる。又図19によると $1/3$ オクターブバンドノイズの場合、2.5 kHz 以上では高々 1.5 dB 程度の差で自由音場値に近い値が測定されるが、純音成分でも実際には前記(4)の理由によりこれに近い結果になると考えられる。

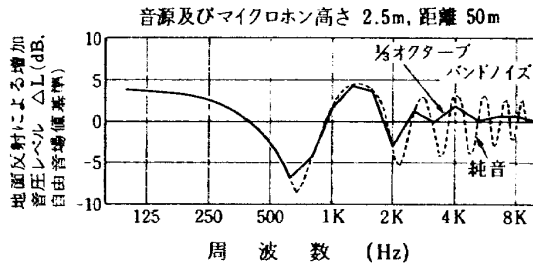


図 19 地面反射の影響

§ 7. ま と め

ファンエンジン FJR710/10 に吸入消音ダクト (I 及び II) とファン排気消音ダクトを試作し、地上静止運転により実機消音試験を行なった結果について報告した。

実験においては遠距離音場 (測定半径 50m) での騒音及びエンジン性能を測定し、エンジンの騒音特性、消音ダクトの消音効果、消音がエンジン性能に及ぼす影響などについての資料を得た。

騒音測定データの表示は主として $1/3$ オクターブバンド分析に基づいたが、一部 20 Hz バンド分析を行ない音源及び消音状況について考察した。

最後に消音効果に及ぼす暗騒音の影響について述べると共に、騒音測定値に及ぼす地面反射の影響についてその目安を与える計算値を示した。

本実験における主な結果は次のように要約できる。

(1) 本エンジンは消音試験において吸入ダクトが剛壁、排気ダクトが消音の状態ではファン回転速度比 95% (約 5800 RPM) 付近のとき“やかましき”のピークを示し吸入口から 60 度方向、距離 50m で 128 PN dB (吸排気両ダクトが剛壁のときの推定値は 129 PN dB) である。スペクトル上ではバズノイズの発生時においてもファン翼通過周波数 (1 次) 成分が卓越している。

(2) 測定された消音効果もこのとき最も大きく、吸入消音ダクト II (吸音スプリッタリング付) により PNL で 16 dB (60 度方向)、 $1/3$ オクターブバンド音響パワーレベルで 19.5 dB (中心周波数 3.15 kHz) である。

(3) 吸入消音ダクト I, II の測定された消音効果を比較すると、吸音スプリッタリングの有無にかかわらず高回転 (ファン回転速度比 95% 以上) では II の方が若干大きい、低回転では大差ない。

(4) 吸入消音ダクトにおいてダクト壁だけの吸音に比べ吸音スプリッタリングを追加したことによる消音効果が大きいのは概してエンジン正面方向付近であり、スペクトル上ではファン翼通過周波数 (1 次) 付近より高周波数側である。

(5) 排気ダクトが剛壁 (吸入側は消音) のときファン

回転速度にかかわらず排気側音場は比較的周方向に一樣であり $1/3$ オクターブバンドスペクトル上ではファン翼通過周波数の 1 次成分を含むバンドと 2 次成分を含むバンドのレベルが同程度である (アイドル運転状態を除く)。

(6) 消音排気ダクトの測定された消音効果もファン回転速度にかかわらず排気側音場で比較的周方向に一樣で 4~8 PN dB であり、スペクトル上でも比較的広帯域に $1/3$ オクターブバンド音響パワーレベル 6~12 dB (中心周波数 2k~6.3 kHz) である (アイドル運転状態を除く)。

(7) ファン回転速度比 95% 時の狭帯域分析結果から消音後もスペクトル上のピーク成分が明確に残っており、吸排気消音ダクトの消音効果が広帯域成分に比べ翼通過周波数及びその高次成分 (特定の回転モード) にだけ必ずしも特に大きいものではないことが認められる。特に排気消音ダクトの消音効果は両者に対し同程度の場合が多く逆に広帯域成分に対する消音効果の方が大きい場合もある。

(8) 吸音スプリッタリング付の吸入消音ダクトの場合、約 3% のスラスト損失があるが、吸音スプリッタリングの無い場合や排気消音ダクト (半径方向吸音スプリッタ付) のスラストへの影響は測定精度以下である。

なお各消音ダクトの測定された消音効果 (dB 差) は多少とも暗騒音 (吸入消音ダクトの場合は主に排気消音ダクト開口端からの騒音、排気消音ダクトの場合は主に吸入消音ダクト開口端からの騒音) の影響を受けているので、真の消音効果の下限値を示すものである。

参考文献

- 1) 渡辺 実他：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, NAL TM-321, (1976/11)。
- 2) 航技研原動機部：航空機用ジェットエンジンの研究開発 (第 1 期成果報告), NAL TR-48, (1977/1)。
- 3) P. G. Vaidya and P. D. Dean; The State of the Art of Duct Acoustics, AIAA Paper No. 77-1279 (1977/10)
- 4) W. E. Zorumski and B. J. Tester; Prediction of the Acoustic Impedance of Duct Liners, NASA TM X-73951 (1976/9)
- 5) 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)
- 6) 鳥崎忠雄, 渡辺 実：航技研ニュース 1974-7

No 182 .

- 7) E. E. Callaghan and W. D. Coles; Investigation of Jet-Engine Noise Reduction by Screens Located Transversely Across the Jet, NACA TN-3452 (1955/5)
- 8) 渡辺 実, 武田克己, 小竹 進: 音圧反射係数の測定と地面反射補正について, NAL TR-460, (1976/6).

付録 1/3 オクターブバンドの上下限周波数

1/3 オクターブバンドの中心周波数を f_m (Hz) とすると
 上限周波数 f_b (Hz) は $f_b = f_m \cdot 2^{1/6}$, 下限周波数 f_a (Hz)
 は $f_a = f_m \cdot 2^{-1/6}$ で与えられ, バンド幅 Δf (Hz) は, Δf
 $= f_b - f_a = 0.2316 f_m$ となる。

現在主に用いられている 1/3 オクターブバンド中心周波数に対する上下限周波数及びバンド幅の計算値を下表に示す。

中心周波数 f_m (Hz)	下限周波数 f_a (Hz)	上限周波数 f_b (Hz)	バンド幅 Δf (Hz)
50	45	56	12
63	56	71	15
80	71	90	19
100	89	112	23
125	111	140	29
160	143	180	37
200	178	224	46
250	223	281	58
315	281	354	73
400	356	449	93
500	445	561	116
630	561	707	146
800	713	898	185
1000	891	1122	232
1250	1114	1403	289
1600	1425	1796	371
2000	1782	2245	463
2500	2227	2806	579
3150	2806	3536	729
4000	3564	4490	926
5000	4454	5612	1158
6300	5613	7072	1459
8000	7127	8980	1853
10000	8909	11225	2316

航空宇宙技術研究所資料401号

昭和55年1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

Printed in Japan