

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-446

ファンエンジンFJR710/20の騒音測定試験 (1)

渡辺 実 ・ 武田 克己 ・ 島崎 忠雄

DP-55

1981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*	烏崎 忠雄**	西尾 建二*
	近藤 博*	藤井 昭一**	田辺 義一**
エンジン搭載・運転	吉田 晃*	中山 晋*	
	新井 伸夫	他 2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*
	熊谷 隆王*	藤沢 良明*	
騒音測定・分析	武田 克己**	渡辺 実**	西脇 英夫**
	五味 光男**	舞田 正孝**	進藤 重美**
	柳下 桂二	他 1名***	

* 原動機部

** 航空機公害研究グループ

*** 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 FJR 710/20	1
§ 3. エンジンダクトの形態	2
§ 4. 実験方法	6
§ 5. 実験結果	8
5.1 エンジン性能	8
5.2 原形エンジンの騒音特性	9
5.3 吸音ライニングの消音効果	13
5.4 グランドボルテックス抑制器の影響	23
5.5 エンジンダクト内の壁面音圧	31
5.6 延長ファン排気ダクトの影響	38
§ 6. まとめ	46
参考文献	53

図 目 次

Fig. 1 Cross-section of FJR 710/20	1
" 2 Duct configuration and location of acoustic panels and sensor mounts	3
" 3 FJR 710/20 on test stand	4
(a,b,c)	
" 4 Ground-vortex controller	5
" 5 Liner construction	5
" 6 Far-field microphone location	7
" 7 Flush-mounted microphone on acoustic panel	8
" 8 Engine performance	9
" 9 Noise characteristics of baseline FJR 710/20	10
(a) 1/3 octave band sound pressure spectra (50m radius)	
(b) 1/3 octave band sound power spectra	
(c) Directivities	
(d) PNL (50m side) and PWL vs. engine thrust or fan speed	
" 10 Effect of ground reflection	11
" 11 Comparison of 1/3 octave band sound pressure spectra (50m radius)	12
(a) Exp. No.3 and 5 (Effect of intake treatment)	
(b) " 2 and 5 (Effect of fan exhaust duct treatment)	
(c) " 1 and 5 (Effect of intake and fan exhaust duct treatment)	
" 12 Examples of wind noise spectra	16
" 13 Variatin of far-field sound pressure levels with time	18

Fig.14	Comparison of directivities	20
(a)	Perceived noise level	
(b)	Overall sound pressure level	
" 15	Comparison of 1/3 octave band sound power spectra	21
" 16	1/3 octave band sound power attenuation spectra	22
" 17	Comparison of 20Hz band sound pressure spectra (50m radius)	24
" 18	Comparison of directivities of fan blade passing frequency and its harmonic tones	28
(a)	Exp. No.3 and 5 (Effect of intake treatment)	
(b)	" 2 and 5 (Effect of fan exhaust duct treatment)	
(c)	" 1 and 5 (Effect of intake and fan exhaust duct treatment)	
" 19	Effect of averaging no. on spectrum	29
" 20	Comparison between Exp. No.3 and 4	30
" 21	Comparison of 20Hz band wall sound pressure spectra	32
(a)	Exp. No.4 and 5	
(b)	" 1 and 5	
(c)	" 1 and 4	
(d)	Right and left sides in Exp. No.1	
" 22	Examples of 1/3 octave band wall sound pressure spectra	39
" 23	Variation of wall sound pressure levels with time	40
(a)	Axial location ① (Air intake)	
(b)	" ④ (")	
(c)	" ⑤ (Soft fan exhaust duct)	
(d)	" ⑥ (")	
(e)	" ⑦ (Hard fan exhaust duct)	
" 24	Effect of fan exhaust configurations	47
(a)	1/3 octave band sound pressure spectra (50m radius)	
(b)	Directivities of jet noise (1/3 octave band center frequency 31.5~500Hz)	
(c)	1/3 octave band sound power spectra of jet noise (rear hemisphere)	
" 25	Dependency of sound power of jet noise on mean exhaust jet speed	52

表 目 次

Table 1	Target performance of FJR 710/20	1
" 2	No. of blades of FJR 710/20	2
" 3	Description of acoustic panels	6
" 4	Fan speed, RPM	6
" 5	Test conditions	8
" 6	Parameters relating to jet noise	46

ファンエンジンFJR 710/20の騒音測定試験 (1)*

渡 辺 実** 武 田 克 己** 島 崎 忠 雄**

§ 1. まえがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度に基づいて、航空機用ジェットエンジンの研究開発が昭和46年度から進められている。当所はこれに協力してジェットエンジンに関する技術研究を担当し、ジェットエンジンの騒音に関しては、「騒音低減総合研究」を進めている。この一環としてエンジンの騒音低減のための資料を得るため同研究開発における試作ファンエンジンの騒音測定試験を実施している。研究開発は第1期（昭和46年度～50年度）と第2期（昭和51年度～56年度）に分けて進められ、第1期において1次試作エンジンFJR710/10（地上静止スラスト4500kgf）と2次試作エンジンFJR710/20（地上静止スラスト5000kgf）の2種類のエンジンが試作された。この内、前者に関する騒音測定試験の結果については既に報告した。^{1),2)}

本報告は後者、即ち第1期2次試作エンジンFJR710/20についての騒音測定試験の結果に関するものである。試験は当所角田支所屋外実験場で実施したもので、主な内容は次のとおりである。

- (1) FJR710/20の騒音特性
- (2) FJR710/20の飛行型空気取入口及びファン

排気ダクトに施した吸音ライニングの消音効果
 (3) グランドボルトテックス抑制器のファン騒音への影響

(4) ファン排気ダクトを延長してファン流れとコア流れを単一ノズルから排気したときのジェット騒音への影響

§ 2 ファンエンジンFJR710/20³⁾

2次試作エンジンFJR710/20は1次試作エンジンFJR710/10についての試験研究結果を取り入れて、その性能向上を図ったものである。

FJR710/20の目標性能をTable 1に、本体構造

Table 1. Target performance of FJR710/20

Takeoff	Thrust	5000 kgf
	SFC	0.34 kg/kgf/Hr
Cruise (Flight Mach 0.7) (Altitude 6100m)	Thrust	1700 kgf
	SFC	0.61 kg/kgf/Hr
Fan pressure ratio		1.5
Max. total pressure ratio		20
Max. turbine inlet temperature		1150°C
Bypass ratio		6.5

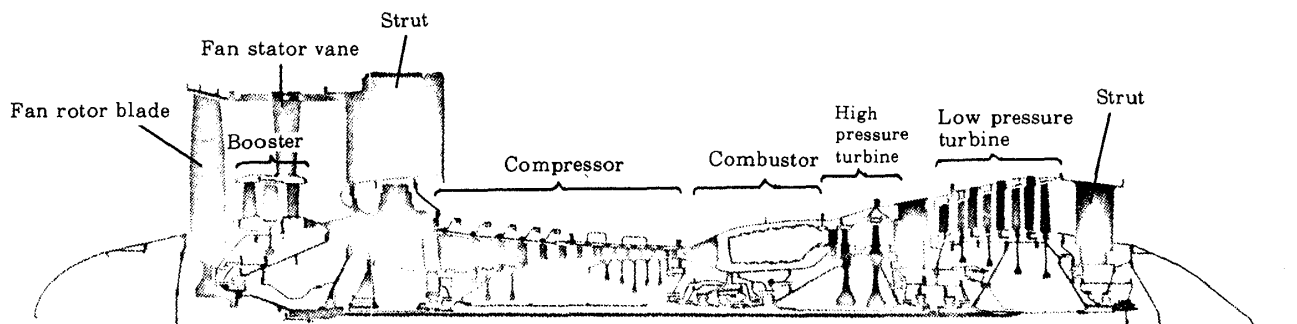


Fig. 1 Cross-section of FJR710/20

* 昭和56年8月22日受付
 ** 航空機公害研究グループ

を Fig 1 に、回転機翼枚数を Table 2 に示す。

FJR710/20 のファンには

- (1) 前置静翼を置かない。
- (2) 動翼端速度が亜音速のとき翼通過周波数 1 次（基本）成分がダクト遮断されるように動静翼枚数を選定する。
- (3) 動翼列と静翼列の軸方向間隔を大きくとる。
- (4) ファン静翼を傾ける。

などの音源での低騒音化概念が設計段階で採用されている。但しファン静翼を軸方向に傾けること（FJR710/10 で採用）は性能劣下につながることで性能試験から明らかになったので採用がとりやめられ

ファン静翼は周方向にだけ 20 度傾斜している。

なお、本試験には 6 号機（E006）を使用した。

§ 3. エンジンダクトの形態

本実験におけるエンジンのダクト形態と吸音パネル及び計測孔（sensor mount）の配置を Fig. 2 に示す。

吸音ライニングの効果を試験するため空気取入口の吸音パネルは、これを取りはずして剛壁板にとり替えることができる。ファン排気ダクトの吸音パネルは構造上取りはずしできないので吸音壁排気ダクトは Fig. 2 に示すような形状の剛壁ダクトとそっくり取り替えることができるものとした。

Table 2. No. of blades of FJR710/20

Components		No. of roter blades	No. of stator vanes
Fan		33	80
Booster		65	74 106
Compressor	1st stage	36	38
	2nd "	46	48
	3rd "	51	52
	4th "	62	66
	5th "	73	68
	6th "	81	68
	7th "	80	84
	8th "	85	48
	9th "	101	96
	10th "	109	104
	11th "	109	108
	12th "	109	108
High pressure turbine	1st stage	114	66
	2nd "	106	70
Low pressure turbine	1st stage	120	72
	2nd "	122	108
	3rd "	122	120
	4th "	118	112

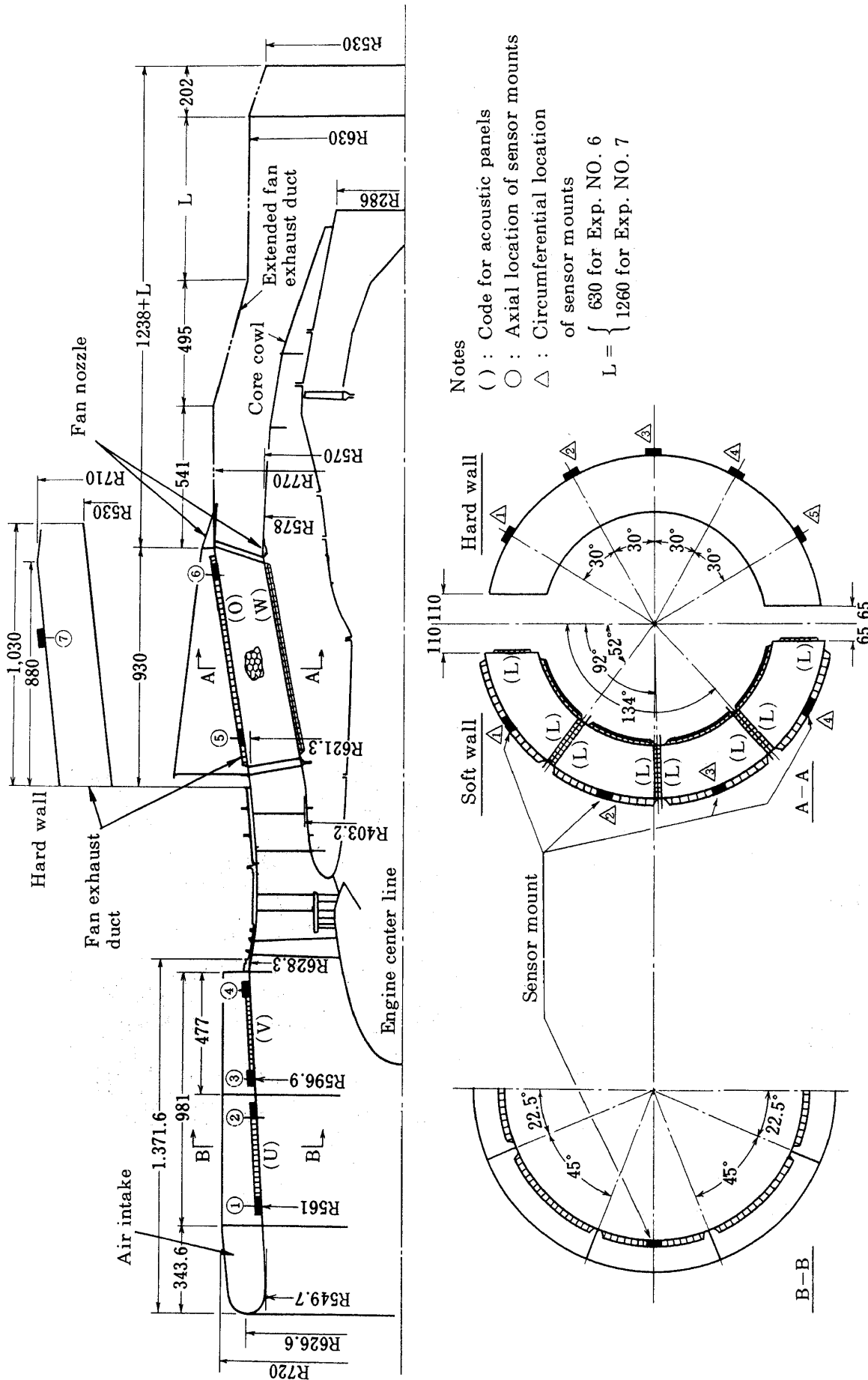


Fig. 2 Duct configuration and location of acoustic panels and sensor mounts (mm)

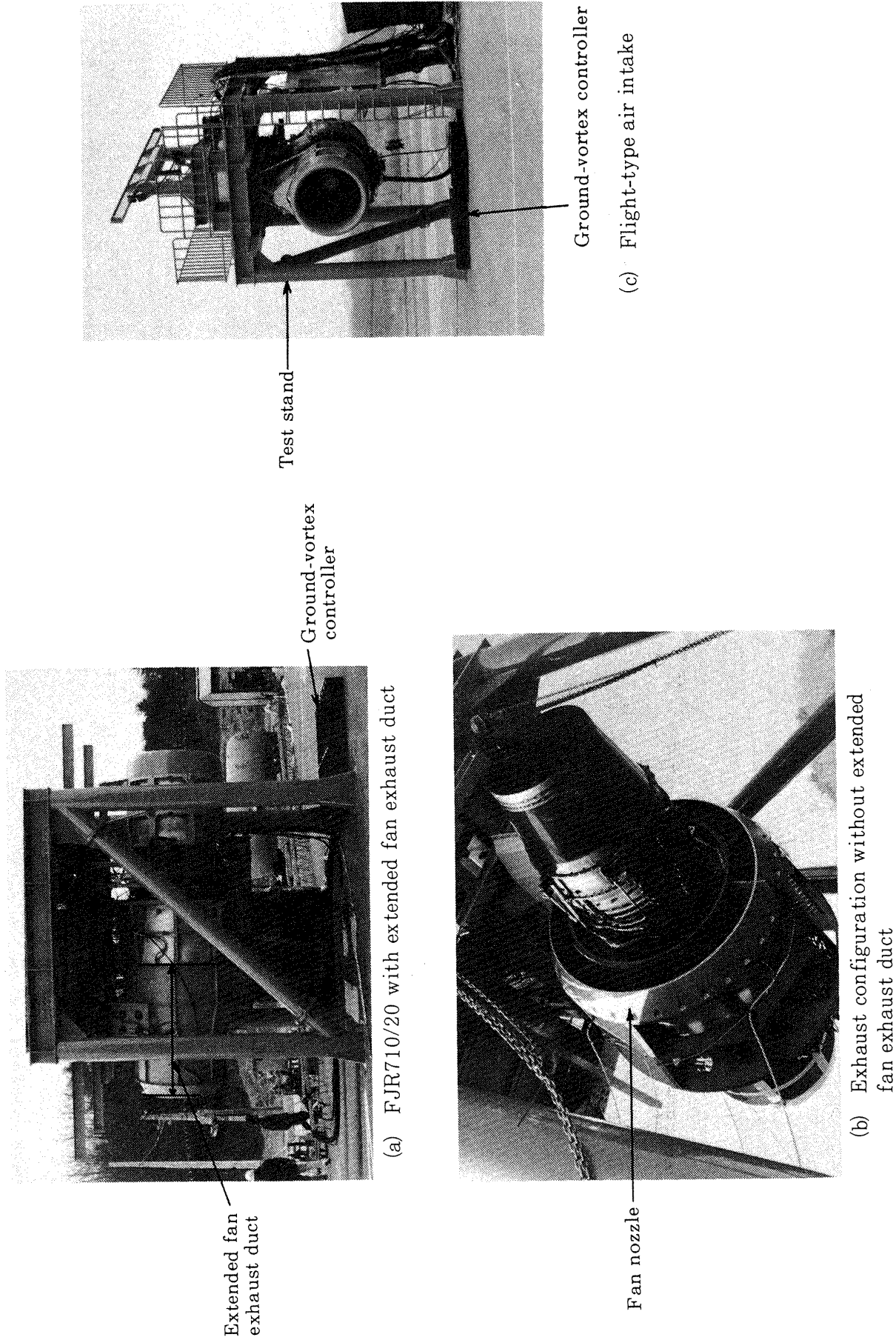


Fig. 3 FJR710/20 on test stand

空気取入口の形状は飛行マッハ数 0.75 の飛行型として設計されたもので地上静止でも最大出力運転が可能である。

ファン排気ダクト（吸音パネル付き）は出口にファンノズルを有するが、これを取り除いて延長ファンダクト及びコアカウルを取り付けることができる構造になっている。各排気ダクトの出口面積は、ファンノズル 0.532m^2 ，コアノズル 0.257m^2 ，延長ファン排気ダクト 0.882m^2 である。

飛行型空気取入口及び延長ファン排気ダクトを装備して屋外運転装置に設置された FJR710/20 を Fig. 3(a) に、延長ファン排気ダクトなしでファンノズル

を取りつけたときの排気部を Fig. 3(b) に、飛行型空気取入口の前形を Fig. 3(c) に示す。

Fig. 3(a), (c) にみられる空気取入口下方に置かれたグラウンドボルテックス抑制器は、エンジン地上運転時に発生するグラウンドボルテックスを抑制するためのもので拡大写真を Fig. 4 に示す。

ダクトライニングとして用いられている吸音パネルは表面孔あき板、ハネカムコア、背面板を接着したもので Fig. 5 に示すような構造になっている。使用されている吸音パネルの諸元を Table 3 に示す。

空気取入口の吸音パネルはファン翼通過周波数 1 次（基本）成分（3KHz 付近）及びバズソーノイズ

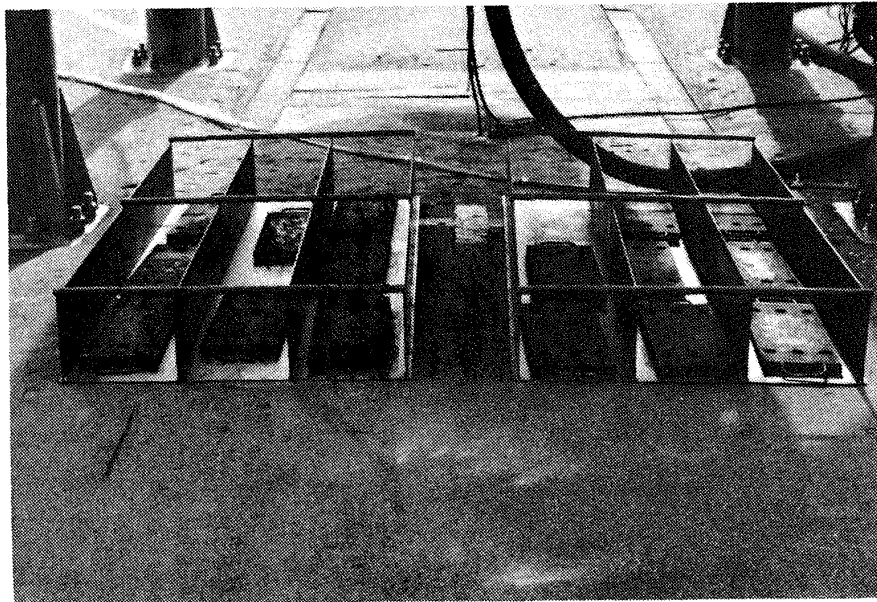


Fig. 4 Ground-vortex controller

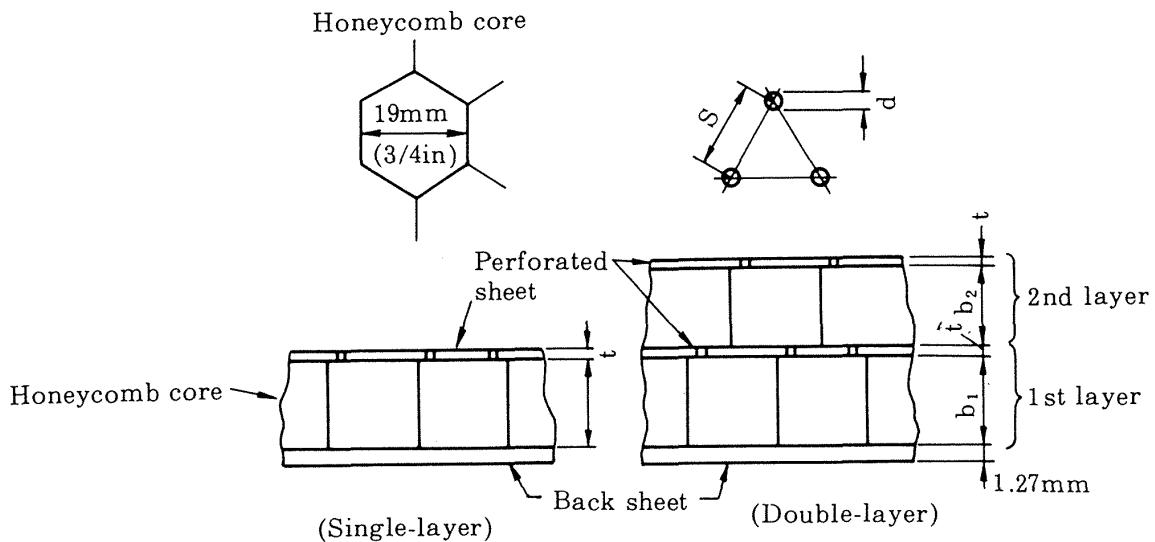


Fig. 5 Liner construction

(1K~2KHz)の低減を、ファン排気ダクトの吸音パネルは、ファン翼通過周波数1次及び2次成分(3K及び6KHz付近)の低減を目標とし、エンジン装備上の問題やダクト製作上の問題との兼ね合いからその構造寸法を決定した。吸音パネルの表面孔あき板の実質開口比 σ は、ハニカムコアとの接着剤による目詰りのためここで用いられた接着方式及びコア寸法では $\sigma \doteq 0.9 \sigma'$ (σ' :呼称開口比)の程度である。計測孔は、主にダクト壁面での変動圧力を測定するマイクロホンを挿入するためのものであるが、エンジン性能測定用の全圧管、温度計なども挿入できる。

§ 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にファンエンジン FJR710/20 を水平に設置し (Fig. 3 参照) 一定の設定回転速度で運転中のエンジン性能及び騒音を測定した。

設定回転速度は原則として概ね最大ファン回転速度の100% (離陸状態相当)、90%、80% (着陸進入状態相当)、30% (アイドル運転状態)の4種類とし各実験に対し Table 4 に示すような値とした。

Table 4 に示す7種類の実験 (実験番号1~7)

Table 3. Description of acoustic panels

Location		Panel code	Nominal porosity σ' *	Hole dia. d (mm)	Pitch s (mm)	Perforated sheet thickness t (mm)	Core depth b (mm)	Effective absorption area (m ²)
Air intake	upstream	U	0.049	1.0	4.3	0.63	20.0	1.4
	downstream	V	"	"	"	"	10.0	"
Fan exhaust duct	outer	O	0.09	2.0	6.35	"	20.0	2.91
	inner	W**	"	"	"	"	10.0 (b ₂) 9.4 (b ₁)	1.73
	splitter and side	L	"	"	"	"	10.0	2.09

$$* \quad \sigma' = \frac{\pi}{2\sqrt{3}} \left(\frac{d}{s} \right)^2$$

** Double-layer
(b₁, b₂ : see fig. 5)

Table 4. Fan speed, RPM

Experiment No.	Fan speed ratio		100%	90%	80%	30%
	Air Intake	Fan exhaust duct	Takeoff	————	Landing approach	Idle
1	Hard	Hard	5,770(13,650)	5,200(13,200)	4,600(12,700)	1,690 (8,950)
2	Soft	"	5,750(13,600)	5,100(13,200)	4,500(12,700)	1,690 (9,000)
3	Hard	Soft	5,700(13,600)	5,100(13,150)	4,500(12,600)	1,690 (9,000)
4*	"	"	5,700(13,650)	5,150(13,250)	4,500(12,550)	1,690 (9,100)
5	Soft	"	5,700(13,600)	5,070(13,100)	4,500(12,600)	1,700 (9,000)
6**	"	"	5,460(14,000)	4,930(13,400)	4,550(13,000)	1,690 (9,050)
7***	"	"	5,450(14,000)	4,930(13,400)	4,530(13,000)	1,690 (9,000)

() : Core engine speed RPM

* : without ground-vortex controller

** : with extended fan exhaust duct (L=0.63m)

*** : with extended fan exhaust duct (L=1.26m)

(L : see Fig. 2)

を行なったが、その内容は次の4種類に大別される。

- (1) 原形エンジンの騒音特性を調べる（実験番号1）。
- (2) 空気取入口およびファン排気ダクトが剛壁のときと吸音壁のときのエンジン騒音を測定し、吸音ライニングの消音効果を調べる（実験番号1～5）。
- (3) グランドボルテックス抑制器を置いたときと置かないときのエンジン騒音を測定し、その影響を調べる（実験番号3, 4）。
- (4) ファン排気ダクトを延長したときのエンジン騒音及び性能を測定し、その影響を調べる（実験番号6, 7）。

実験番号6, 7の実験は、ファンノズルの代わりに延長ファン排気ダクトと共にコアカウルを取り付けた状態で、また実験番号4を除くすべての実験はグランドボルテックス抑制器を置いた状態で行なった。

騒音測定はFig. 6に示すようにエンジン中心から半径50mの円周上11点（地上高さ2.5m）で行うと共に、実験番号1～5についてはエンジンダク

ト壁面にもマイクロホンを設置して行なった。

エンジンダクト壁面の計測孔の配置はFig. 2に示したように、空気取入口にはエンジン左右側壁に軸方向位置①, ②, ③, ④の計8カ所、剛壁排気ダクトには左右ダクト共軸方向位置⑦, 周方向位置△, △, △, △の計10カ所、吸音壁排気ダクトには左右ダクト共、軸方向位置⑤, ⑥, 周方向位置△, △, △の計16カ所ある（左右はエンジン前方から見たものとする）。これらの計測孔の内から適宜選択して測定した。

Fig. 7はダクト壁面のマイクロホンの設定状況を示したもので、コンデンサマイクロホンの振動膜面がダクト壁と同一面となるように設定されている。

マイクロホン出力はすべて2台の14チャンネルデータレコーダに約90秒間録音し、後日、高速フーリエ変換による時系列データ解析装置を用いて周波数分析を行なった。

周波数分析におけるデータの平均回数は1/3オクターブバンドについては約10回、20Hzバンドについては230回または250回（遠距離場データにつ

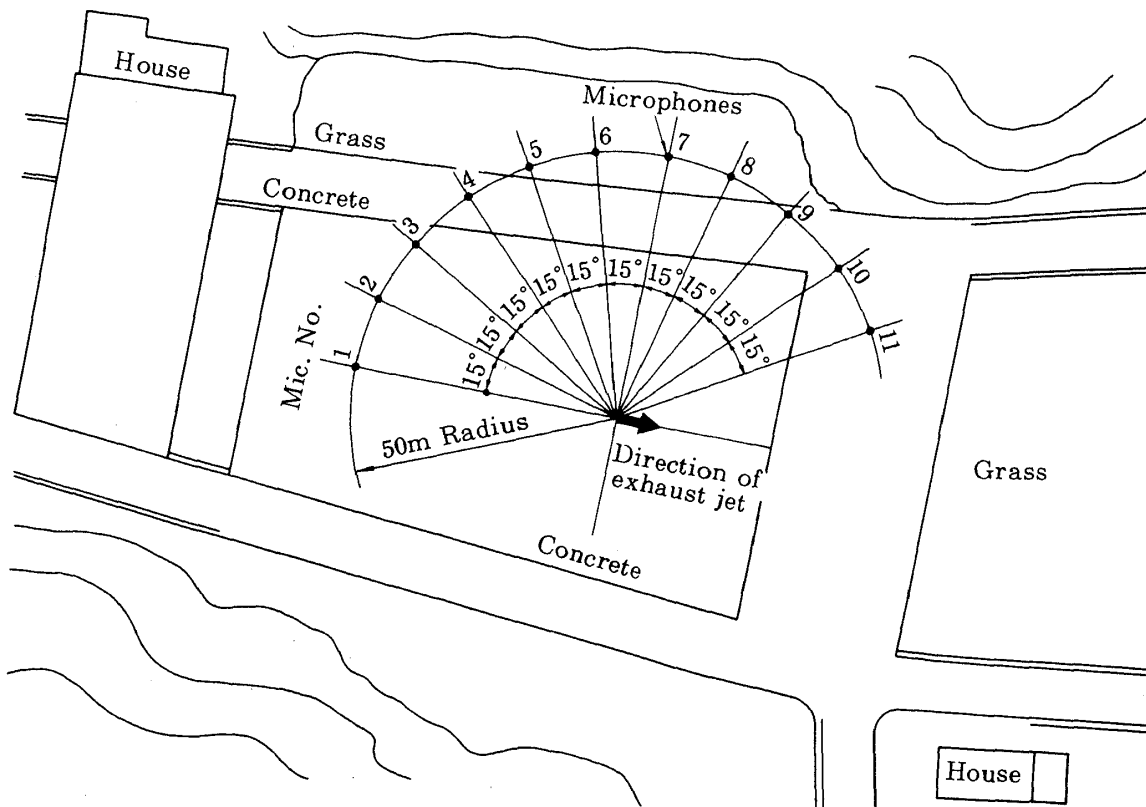


Fig. 6 Far-field microphone location

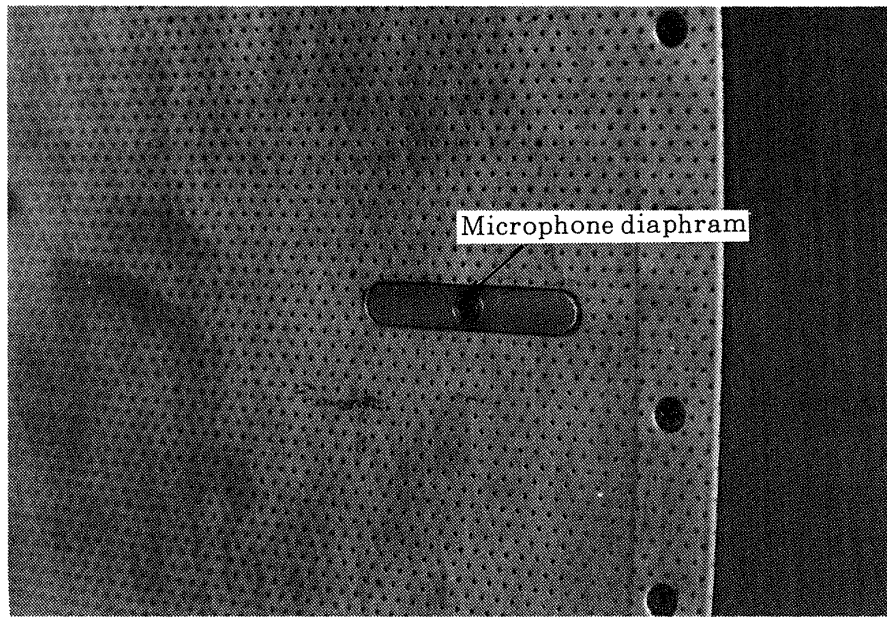


Fig. 7 Flush-mounted microphone on acoustic panel

いては 50 回)とした。

使用した騒音測定器は次のようなものである。

遠距離場コンデンサマイクロホン

B & K 社 1/2 インチ 4133 型

エンジンダクト内コンデンサマイクロホン

B & K 社 1/4 インチ 4136 型

データレコーダ

アンペックス社 FM 14 チャンネル
(30 インチ / 秒)

FR-1300 型

データ解析装置

タイムデータ社 TDV-25 (1/3 オクターブ
バンド分析)

TDA-33L (20Hz バンド
分析)

なお実験は昭和 53 年 3 月に行なったもので、こ

のときの実験場における気象条件の測定値を Table 5 に示す。

§ 5. 実験結果

5.1 エンジン性能

エンジン性能を評価するパラメータとしてコア回転速度、ファン回転速度、エンジンスラスト、エンジン内部の全圧及び全温などを測定した。回転速度とスラストの測定は騒音測定と並行して行なったが、空気取入口やファン排気ダクトに全圧管や温度計を挿入することは騒音測定の目的上好ましくないものでこれらの測定は、騒音測定とは別に行なった。但し延長ファンダクトを取り付けたエンジン形態(実験番号 6, 7)についてはすべての性能測定を騒音測定と並行して行なった。

Fig. 8 に騒音評価上も重要なパラメータであるエンジンスラスト及びファン圧力比の特性を示す。延長ファンダクトを付けないとき(Exp. No. 1, 2)と付けたとき(Exp. No. 6, 7)ではエンジン全体のマッチングが異なるため性能にも明らかな差が表われている。

ダクト壁が剛壁であるか吸音壁であるか(Exp. No. 1 と 2)による差異や延長ファン排気ダクトの長さ(Exp. No. 7 と 8)による差異はエンジン性能

Table 5. Test conditions

Experiment No.	Atmospheric temperature (°C)	Relative humidity (%)	Wind speed (m/s)
1	7	75	1~3
2	7	75	1~3
3	6	80	1~10
4	6	80	1~10
5	5	90	0~7
6	8	70	0~6
7	6	80	0~4

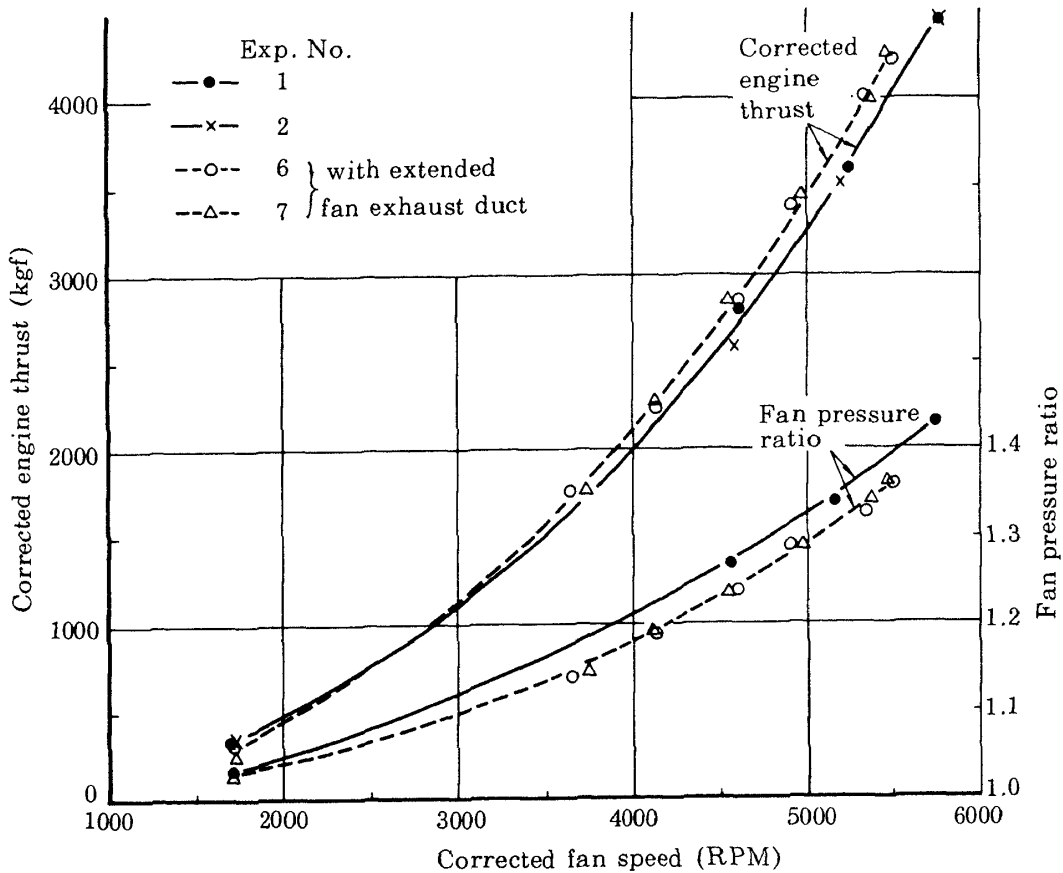


Fig. 8 Engine performance

上の有意なものとしては認められない。

Fig. 8 における修正エンジン thrust (Corrected engine thrust, F_c) 及びファン修正回転速度 (Corrected fan speed, N_c) は次式によるものである。

$$F_c = F / \delta$$

$$N_c = N / \sqrt{\theta}$$

但し F : thrust, kgf

N : fan speed, RPM

δ : experimental atmospheric pressure / standard atmospheric pressure
(10332 kgf/m²)

θ : experimental atmospheric temperature / standard atmospheric temperature
(288°K)

5.2 原形エンジンの騒音特性

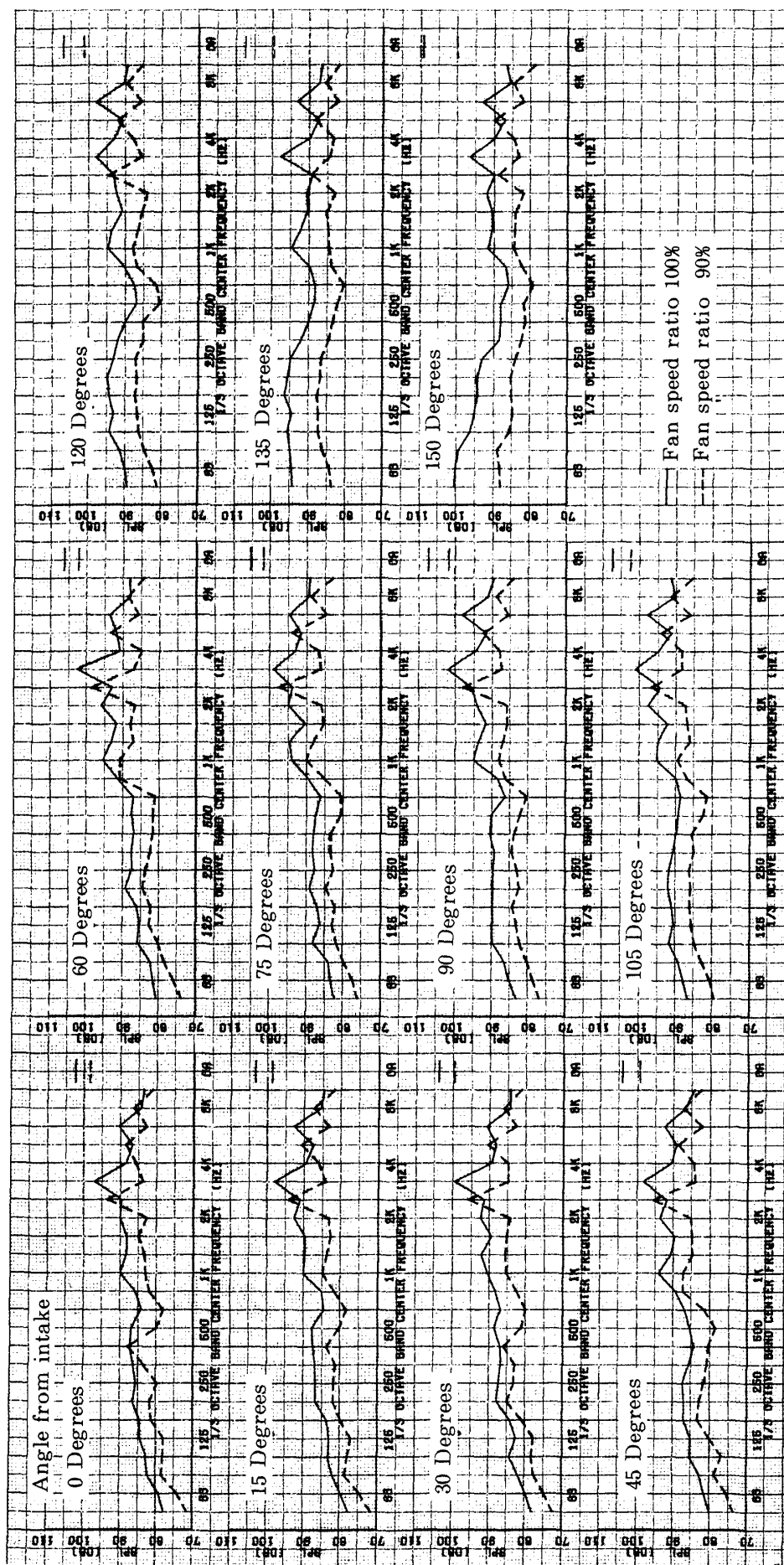
エンジンの騒音特性は空気取入口や排気ダクト等の形態に影響をうけるが、ここでは Fig. 2 において、空気取入口及びファン排気ダクトは剛壁とし、

延長ファン排気ダクトやコアカウルを取付けない状態 (実験番号 1) を原形エンジンとしその騒音特性を Fig. 9(a), (b), (c), (d) に示す。

Fig. 9(a) は測定半径 50m 位置における 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルをファン回転速度比 100% (離陸状態相当) と 80% (着陸進入状態相当) について示したものである。

ファン翼通過周波数 (ファン動翼枚数 × 毎秒軸回転数) の 1, 2, 3 次の周波数はファン回転速度比 100% のとき各々約 3.15KHz, 6.3KHz, 9.5KHz、80% のときは各々約 2.5KHz, 5KHz, 7.5KHz になる。

このため 100% のときは 1 次及び 2 次の周波数を含むバンド (各々中心周波数 3.15KHz 及び 6.3KHz) において、また 80% のときは 1, 2, 3 次の周波数を含むバンド (各々中心周波数 2.5KHz, 5KHz, 8KHz) において全ての方向でスペクトルはピークを示している。



(a) 1/3 octave band sound pressure spectra (50m radius)

Fig. 9 Noise characteristics of baseline FJR710/20

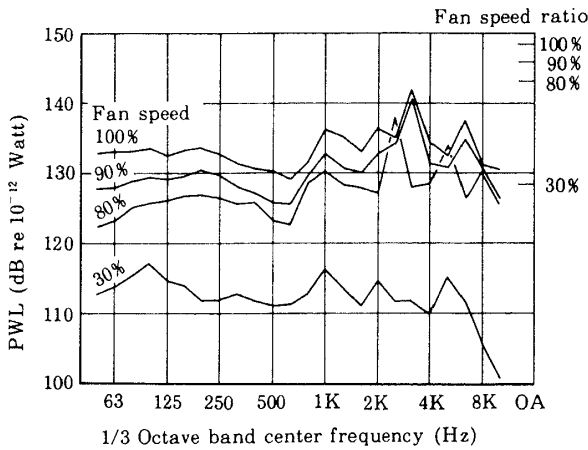


Fig. 9 (b) 1/3 octave band sound power spectra

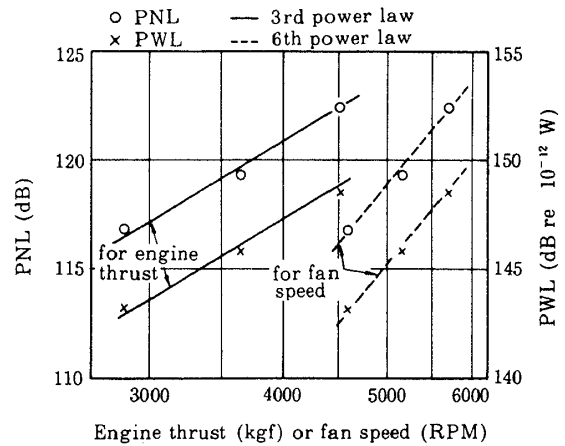


Fig. 9 (d) PNL(50m side) and PWL vs. engine thrust or fan speed (non-corrected)

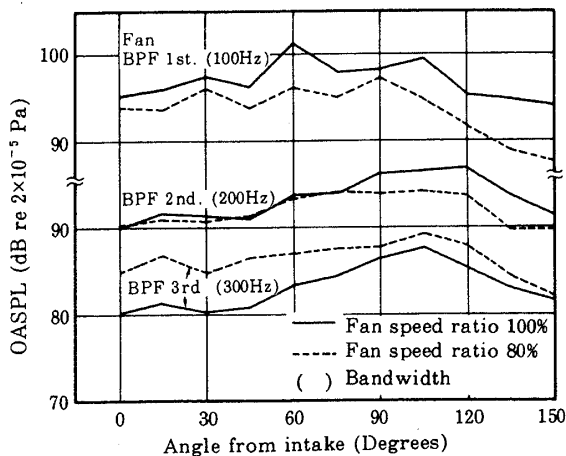
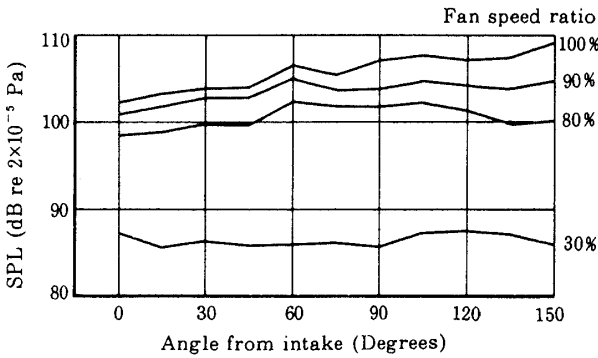
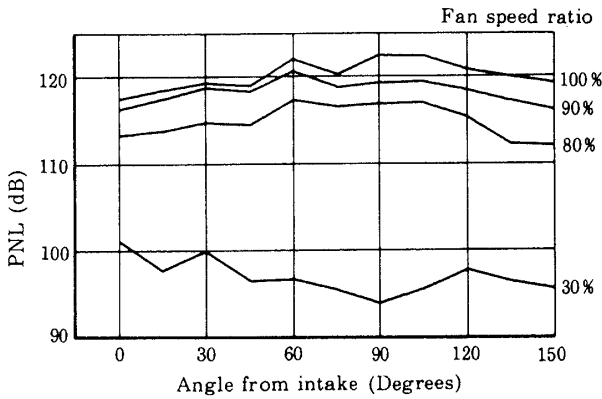


Fig. 9 (c) Directivities

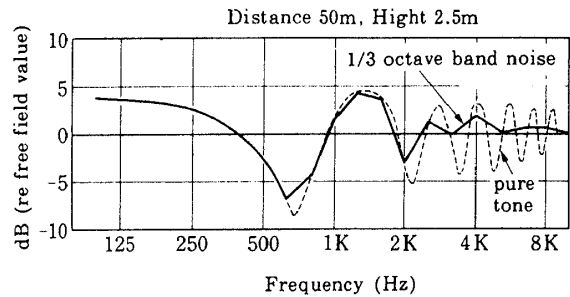


Fig. 10 Effect of ground reflection²⁾

Fig. 9 (b) は測定された音圧の1/3オクターブバンドスペクトルから計算した音響出力の1/3オクターブバンドスペクトルを示している(5.3参照)。ファン回転速度比30%においてもファン翼通過周波数の1次, 2次に対応して, 中心周波数1KHz及び2KHzでスペクトルにピークが認められる。(Fig.9(a)(b)においてOA上に表わされた値は全帯域(Overall)レベルを示す。以下同様)。

Fig. 10 はコンクリート面上で音源及びマイクロホンの高さが2.5m, 距離が50mのときのスペクトルへの地面反射の影響(自由音場値基準)を計算したものである²⁾。地面反射の影響によってスペクトルには630Hz付近に大きい谷が, 1.25KHz付近に大きい山が生ずることを示している。630Hz付近の谷は測定されたスペクトル(Fig. 9(a), (b))にも生じていることが認められる。

Fig. 9(c)は感覚騒音レベル(Perceived noise level, PNL), 全帯域音圧レベル(Overall sound pressure level, OASPL) ファン翼通過周波数(Blade passing frequency, BPF) 1, 2, 3次成

分の音圧レベル (BPF 1st, BPF 2nd, BPF 3rd) での指向性を示している。

PNLは人間の感覚量で、ファン回転速度比 80% 以上ではエンジン側方付近 (60 ~ 120 度方向) が最もやかましく (noisy), 30% (アイドル運転状態) ではエンジン正面方向が最もやかましいことが判る。これに対し OASPL では 100% 及び 90% において 150 度方向付近のレベルが高くなっている。これはエンジン出力の増大と共に、150 度方向付近に強い指向性をもつ低周波数のジェット騒音が増大するため、低周波成分は PNL には余り寄与しないが、OASPL にはそのまま寄与するためである。

1/3 オクターブバンド分析はバンド幅が中心周波数の約 23% になっており高周波数での分解能が悪いので、一定幅の狭帯域バンドの周波数分析結果によると高周波数の回転騒音成分はより明確になる。

その結果については吸音ライニングの消音効果に関連して 5.3 に示すが、Fig. 9(c) ではその結果に基づいて、ファン翼通過周波数 1, 2, 3 次成分だ

けの音圧の指向性を示したものである。バンド幅は各々 100, 200, 300Hz である (5.3 参照)。

1 次成分は 100% 時の方が 80% 時より大きい。3 次成分は逆になっており、2 次成分はエンジン前方象限では同程度で後方象限においてだけ 100% 時の方が高くなっている。また 2 次成分は常に 3 次成分より大きい。1 次成分は後方象限において 2 次成分より小さくなっていることもある。これらの結果は回転騒音の発生、伝搬、放射の複雑な現象によるものである。

Fig. 9(d) はエンジンスラスト及びファン回転速度に対してエンジン騒音のパワレベルとエンジン側方 50m 位置における PNL を回転速度比 80% 以上についてプロットしたものである。ファンエンジンの騒音には各種の要因が影響しており、単純にスラストや回転速度に関係づけて一般化することは困難であるが、本結果に関してはエネルギー量 (log₁₀ の引数, PWL では音響パワ) はスラストの 3 乗則、回転速度の 6 乗則程度の傾向が認められる。

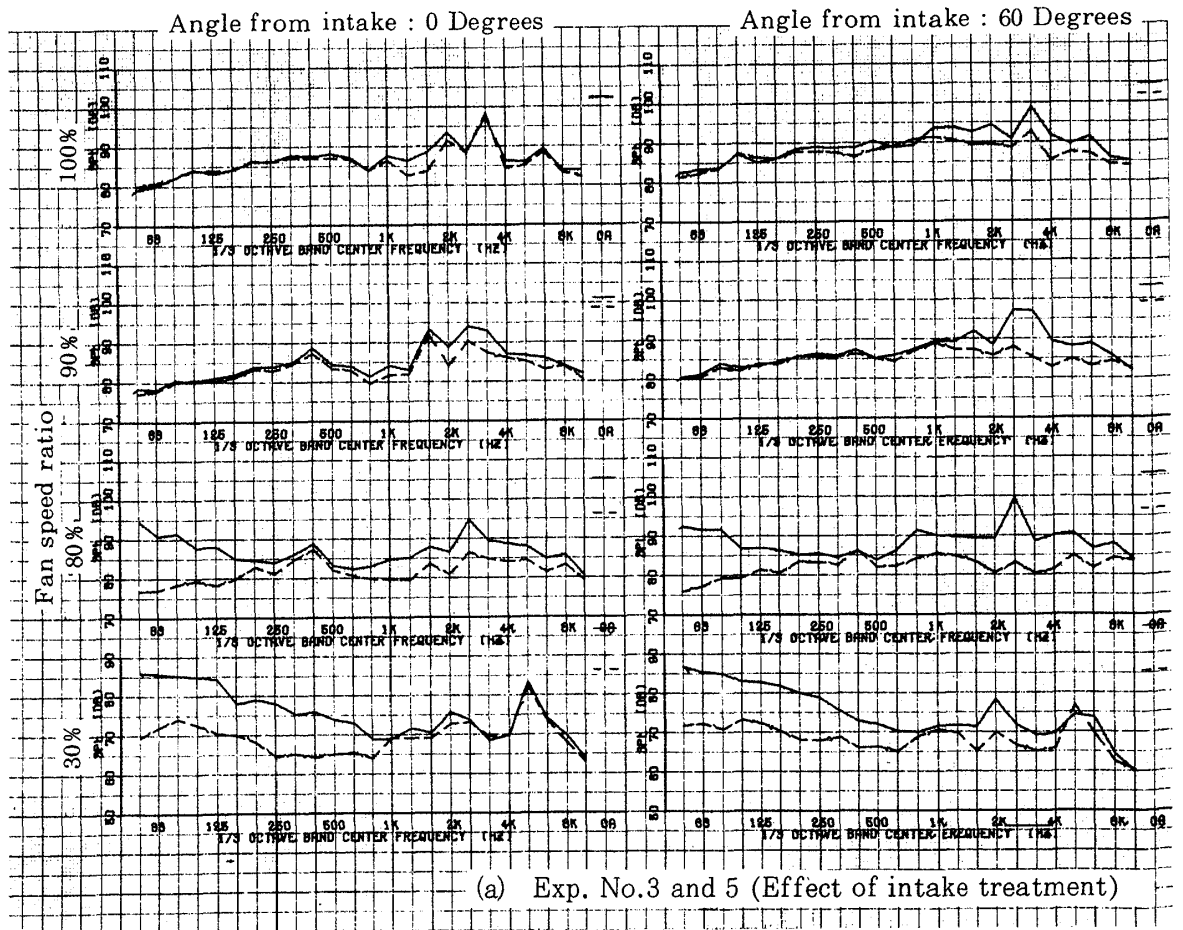


Fig. 11 Comparison of 1/3 octave band sound

5.3 吸音ライニングの消音効果

エンジン中心から半径 50m 位置における 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルの測定例を、ダクト壁が剛壁のときと（実線）と吸音壁のとき（点線）を対比して Fig. 11 (a)(b)(c) に示す。発生騒音の平均値がほぼ一定とすればそのレベル差は吸音ライニングの測定された消音効果^{注1)}（以後、単に消音効果と記す）を表わすものである。

Fig. 11 (a) はファン排気ダクト（以後、単に排気ダクトと記す）を吸音壁とした状態で、空気取入口が剛壁のとき（実験番号 3）と吸音壁のとき（実験番号 5）の比較を示しているが、ファン回転速度比 80% 以下（150 度方向では 90% 以下）で著しい低周波数領域のレベル差は、風がマイクロホンに当たる

ことによる影響である。実験番号 3（実線）の騒音測定が大きい風速変動下（Table 5 参照）にあったため、このときは後に示すように発生騒音自体も大きく変動している。

Fig. 11 (b) は空気取入口を吸音壁とした状態で、排気ダクトが剛壁のとき（実験番号 2）と吸音壁のとき（実験番号 5）の比較を、Fig. 11 (c) は空気取入口と排気ダクトの両方が剛壁のとき（実験番号 1）と吸音壁のとき（実験番号 5）の比較を示している。

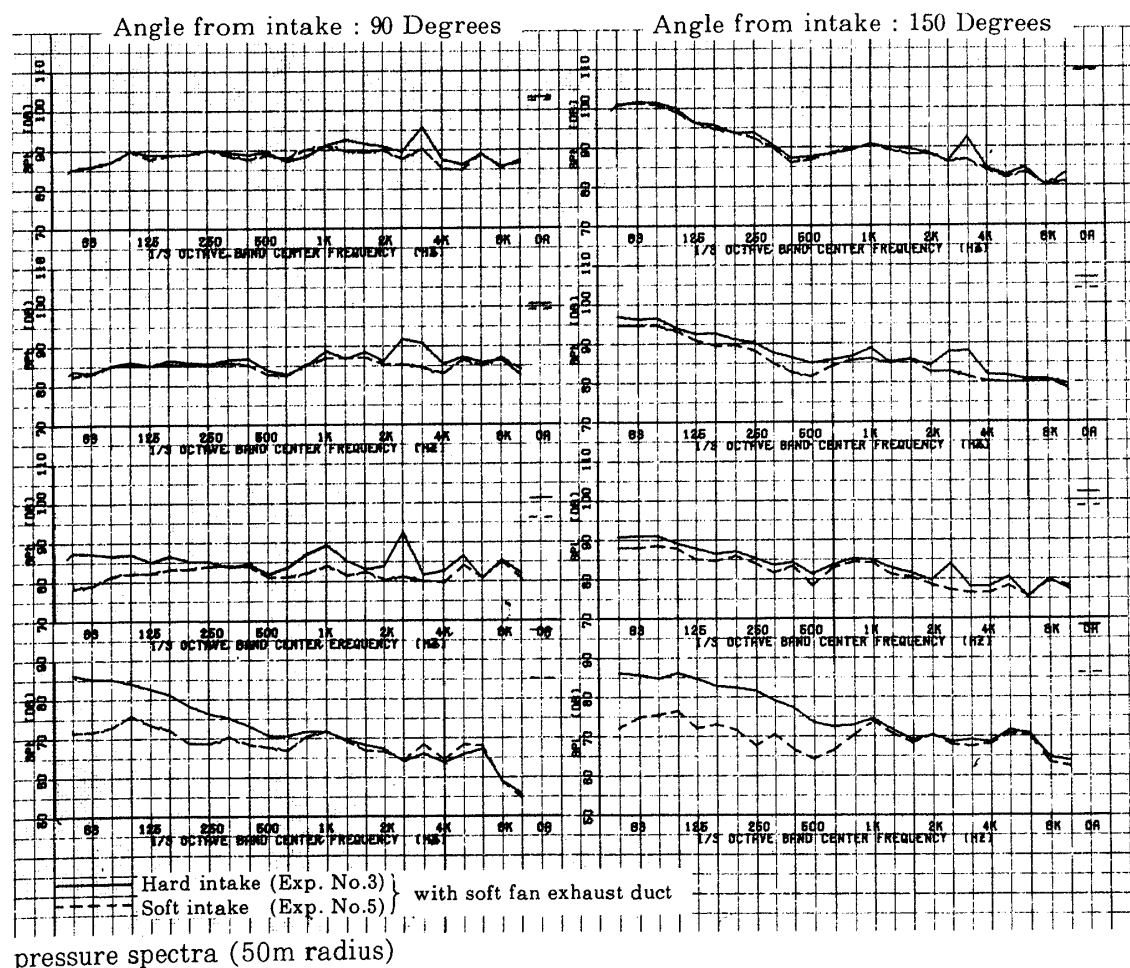
Fig. 11 (b), (c) においては (a) におけるほど著しい低周波数領域でのレベル差は認められないが、エンジンの低出力時には発生騒音自体が小さいため同様な風の影響がスペクトル上に表われている。

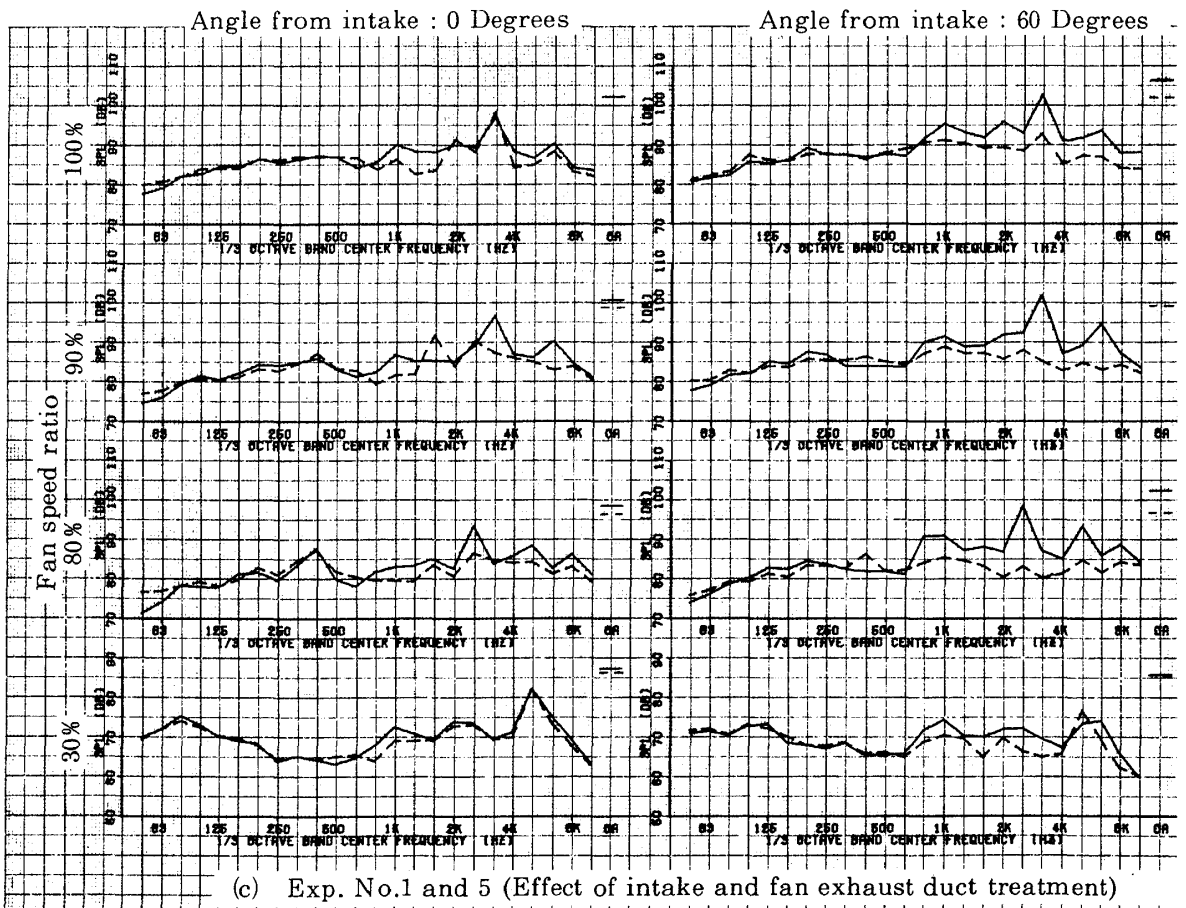
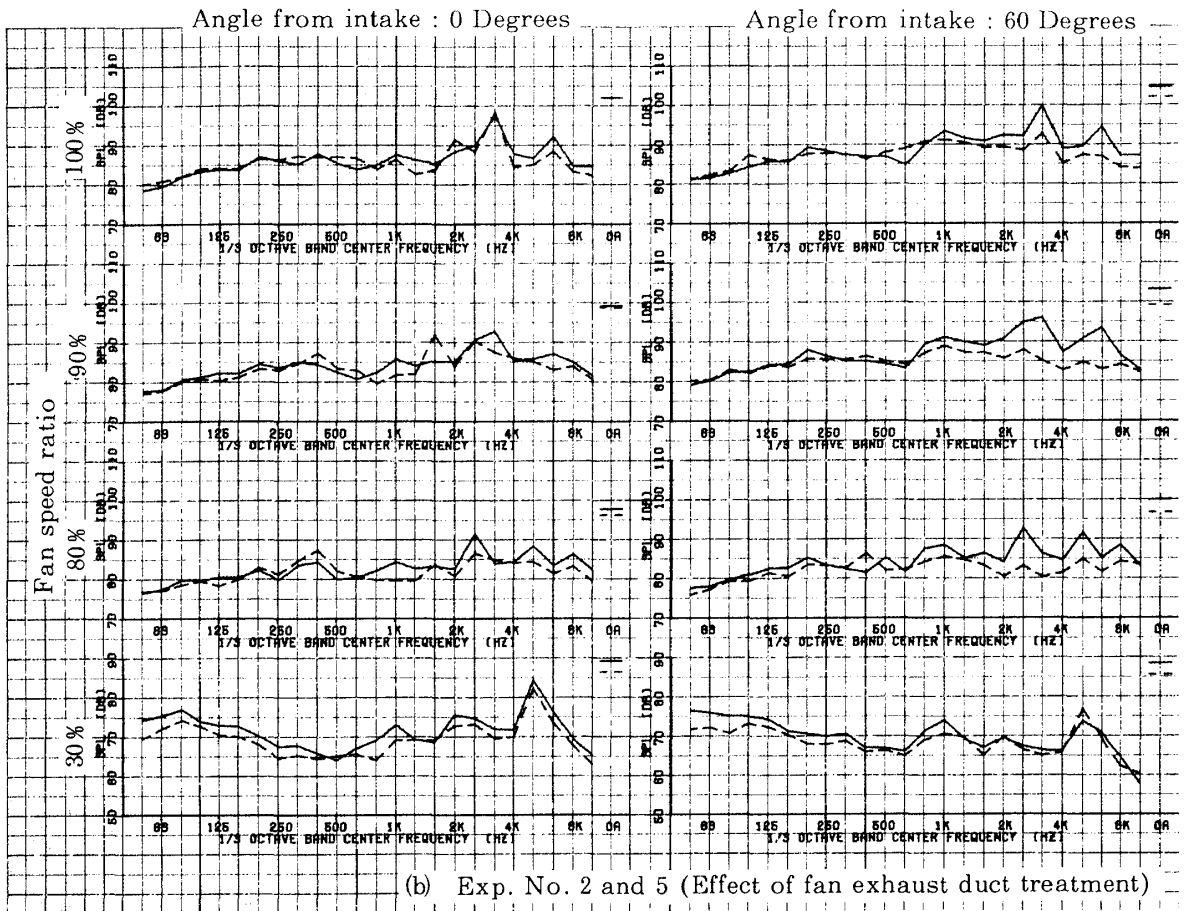
Fig. 12 は 実験番号 4 及び 5 の測定後エンジンを

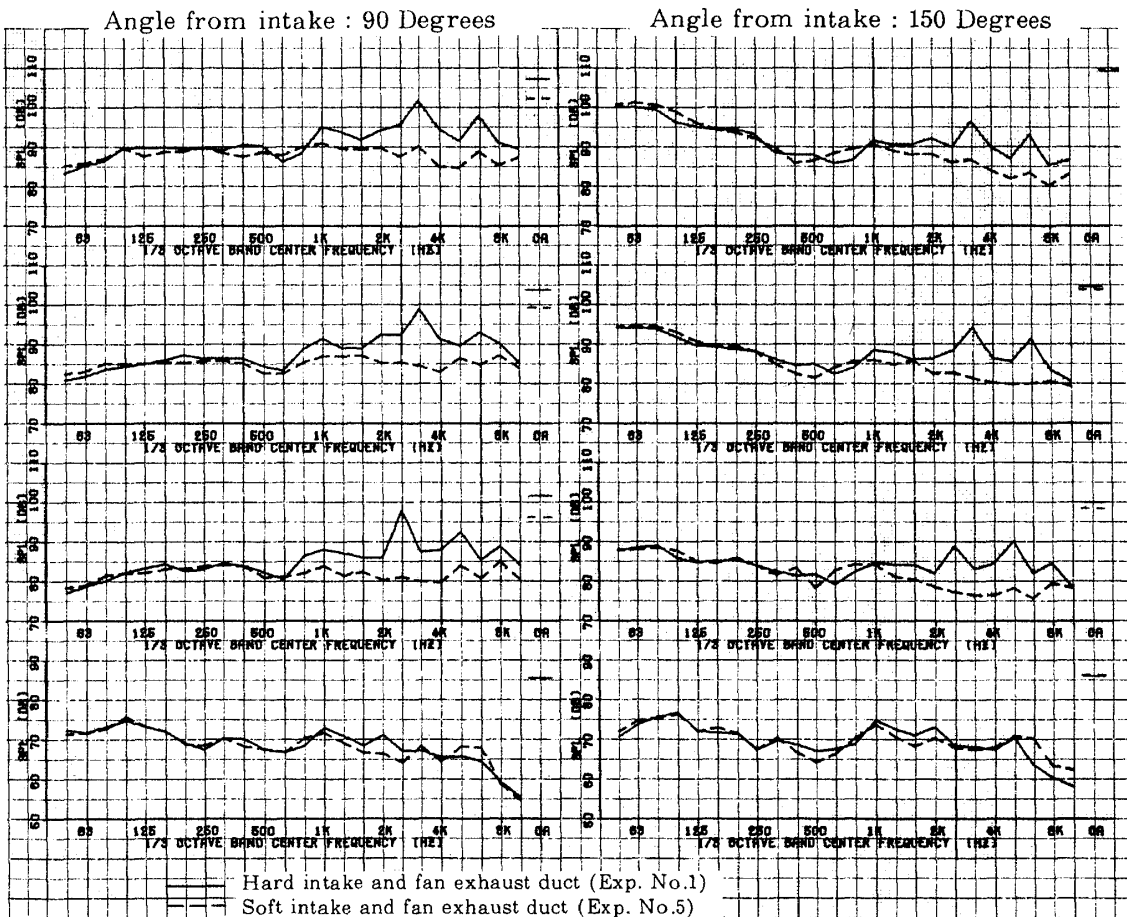
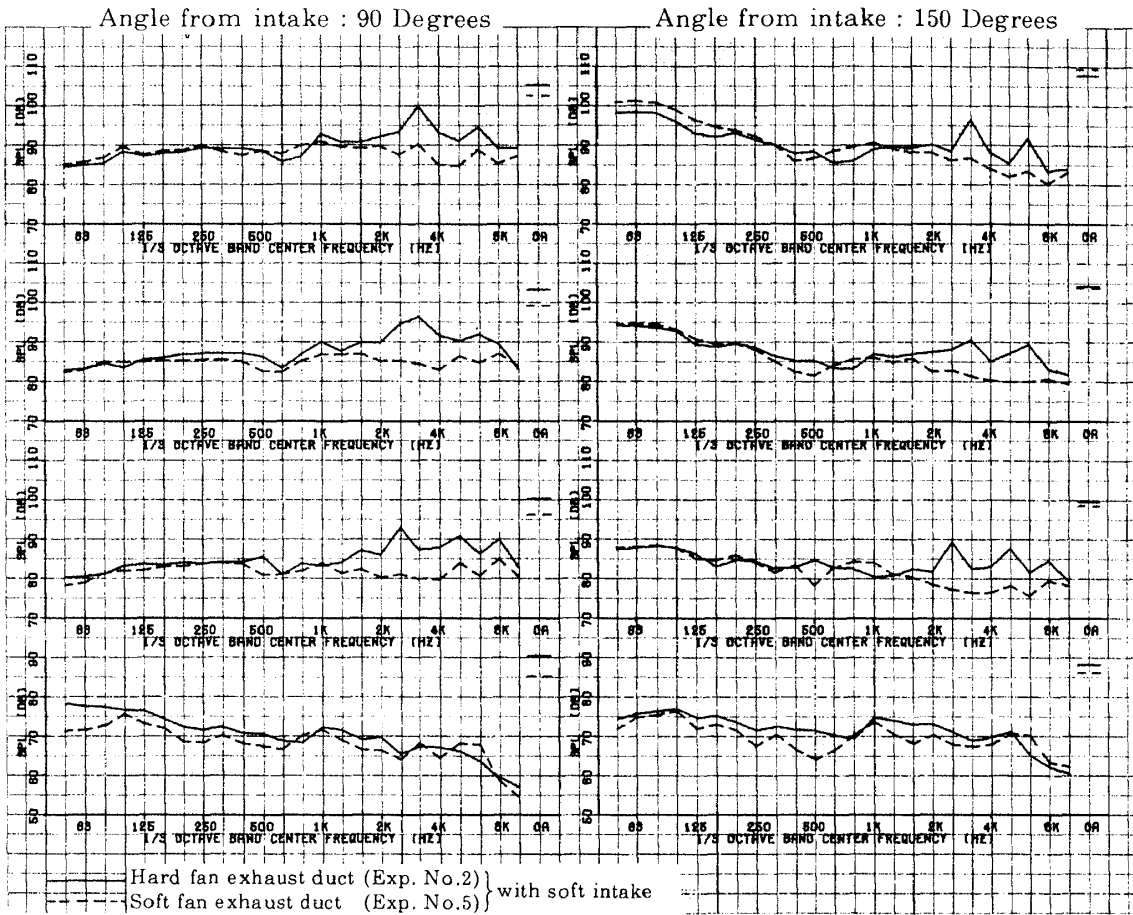
（注 1） 測定された消音効果

音源は一定として、消音する前と後の騒音のデシベル差として認められる消音効果（測定された消音効果）は、多少とも対象外の騒音の影響を受けているため真の消音効果の下限値を示している。

対象外の騒音とは、空気取入口については主にエンジン排気側からの騒音、ファン排気ダクトについては、主に空気取入口からの騒音である。







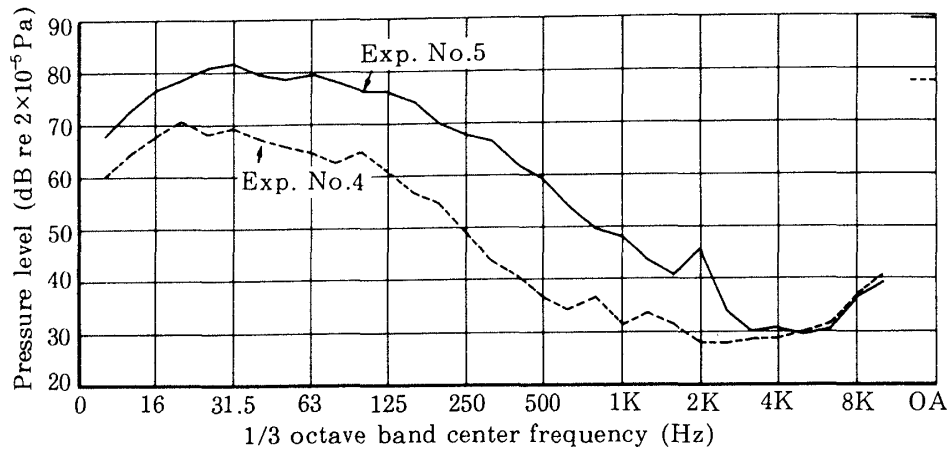


Fig. 12 Examples of wind noise spectra

停止した状態での録音を周波数分析した結果を示している。風がマイクロホンに当ることによって生ずる変動圧力と実験場の暗騒音が含まれているが、低周波数の成分が主体で 1KHz 以上の成分のレベルは非常に低いことが判る。

Fig. 13 はエンジン正面（距離 50m）での各測定における音圧レベルの時間的変動（平均時間 0.1 秒、ペンスピード 200mm/s、但し点線はペンスピード 2mm/s）を示している。実験番号 4、5 については Fig. 12 に示したスペクトルに対応するエンジン停止時のレベル変動も示されている。

OASPL は全帯域音圧レベル（Overall sound pressure level）を表わしており、“BPF-10” はファン動翼の翼通過周波数（Blade passing frequency, 以下 BPF と記す）1 次成分を含む 1/3 オクターブバンド音圧レベルを OASPL と重ならないように 10 dB 下げたものである。BPF 1 次はファン回転速度比 100、80% のとき各々約 3160、2480 Hz であり、各々中心周波数 3.15KHz 及び 2.5KHz のバンドにはいる。

Fig. 13 において実験番号 3、4 のファン回転速度比 80 及び 30% 時やエンジン停止時における OASPL の大きい変動は、主に風がマイクロホンに当ることによる低周波成分の変動で、Fig. 11 (a) (Exp. No. 3 実線) や Fig. 12 に示したスペクトルにおける低周波数領域の著しいもり上りに対応している。

このように風がマイクロホンに当たると低周波成分

の非定常なレベル変動としてマイクロホン出力に現われる。

これに対し Fig. 13 に併記した BPF 1 次成分を含む 1/3 オクターブバンドレベルの時間的変動は、エンジンの発生騒音自体が風の影響で変動するためである。従って後 (5.5) に示すようにダクト内のマイクロホン出力にも同程度のレベル変動が認められる。

ファンエンジン騒音の支配的成分であるファン翼通過周波数騒音の発生原因には、動静翼干渉や動翼自身の回転の他、エンジンの静止運転時には大きいスケールの乱れ、運転架台支持部の後流、グランドボルトテックスなどによって生ずるインレットディストーションと動翼との干渉があり、この場合には振幅の時間的変動を伴うことが知られている⁴⁾。このインレットディストーションと動翼との干渉による騒音は、吸入整流装置などを用いない限り、屋内実験においても避けられないが、屋外運転において風が断続するような状況では、Fig. 13 で実験番号 3、4 の 80% 時における BPF 成分に著しくみられるように、さらに大きい時間スケールでの振幅変動 (Fig. 13, 点線) も生ずるものと考えられる。

従って Fig. 11 は一定時間内の平均値であるスペクトルの比較を示しているので、同図(a)における 80% 時の比較は吸音ライニングの効果としては非常に精度の悪いものを示していると考えられる必要がある。

半径 50m 位置での測定値から描いた騒音の指向性を、ダクト壁が剛壁 (実線) のときと吸音壁 (点線)

のときを対比して Fig. 14 (a), (b) に示す。実線と点線のレベル差は吸音ライニングの効果を示すが、実験番号 3 の 80 % 以下の全方向及び 90 % の 150 度方向については、前述のように風がマイクロホンに当る影響が著しく音源自身の大きい変動もあるので正しいライニングの効果を示すものではない。

Fig. 14 (a) は PNL (Perceived noise level) での指向性の対比を示している。

空気取入口と排気ダクトの両方の吸音ライニングによる消音効果はファン回転速度比 80 % 及び 90 % において最も大きく、エンジン側方付近 (60~115 度) の最も “やかましい” 方向で 8 PN dB 程度であり、消音後の指向性はほぼ一様になっている。

ファン回転速度比 100 % においては若干消音効果が小さく、エンジン正面方向では全く効果が認められない。これは PNL への寄与の大きい BPF 1 次成分が空気取入口の吸音ライニングによってほとんど消音されないためである。エンジン正面での音は理論的には、開口端における平面波モードによるもので、これを吸音スプリッタリングなどを用いないダクト壁だけの吸音では低減することが困難であることを示している。

Fig. 14 (b) は OASPL (全帯域音圧レベル) での指向性の対比を示している。風がマイクロホンに当ることによって表われる低周波成分は感覚量である PNL に対しては余り寄与しないが、OASPL に対しては他の周波数成分と対等に寄与するので、その影響が顕著に表われ、ファン回転速度比 80 % 以下で実験番号 3 と 5 のレベル差が異常に大きくなっている。

OASPL での消音効果は高々 5 dB 程度でジェット騒音の大きい 150 度方向付近ではほとんど効果は測定されていない。

半径 50m 位置で周方向 15 度毎に測定された騒音の 1/3 オクターブバンドスペクトルがエンジン回転軸まわりに一定であると仮定すると、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 1/3 オクターブバンドの音響パワースペクトルを計算することができる。吸音ライニングによる音響パワ減衰量はダクト壁が剛壁のときと吸音壁のときの音響パワレベルの差として与えられる。音響パワスペ

クトルに対しては地面反射の影響を考慮しなければならないが、音響パワのレベル差に対しては近似的にその影響は相殺されていると考えられる。

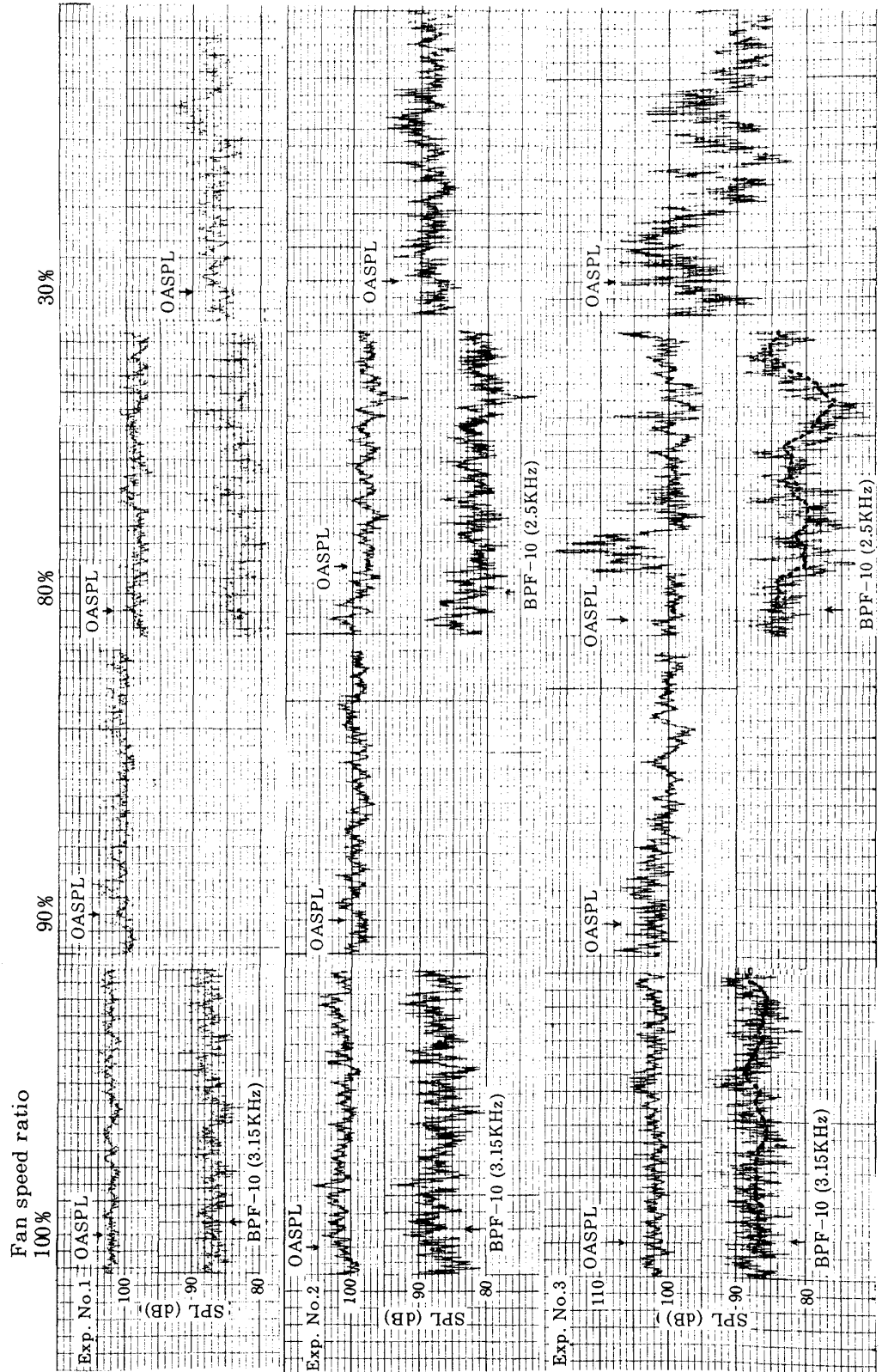
計算された 1/3 オクターブバンド音響パワースペクトルを、ダクト壁が剛壁のときと吸音壁のときを対比して Fig. 15 に、そのレベル差である音響パワ減衰量 (Sound power attenuation) のスペクトルを Fig. 16 に示す。

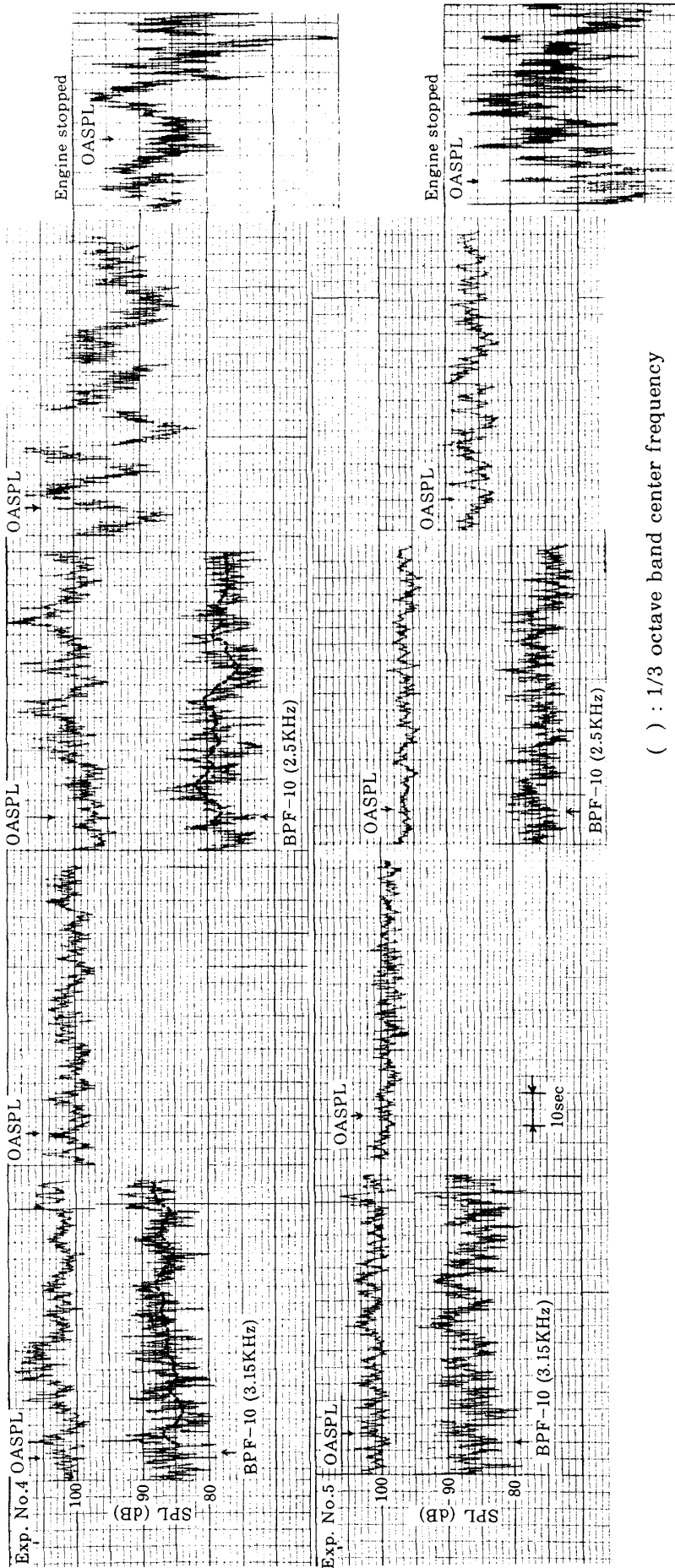
空気取入口の吸音ライニングの評価についてはエンジン前方象限だけを、排気ダクトの吸音ライニングの評価についてはエンジン後方象限だけを、両方の吸音ライニングの評価については全象限を音響パワを求めるための積分対象としたものである。Fig. 15 において排気ダクトが異なるときの 1 KHz 以下のスペクトルの差異は風の影響の他、ダクト形状の若干の違いによるジェット騒音への影響も考えられる。音響パワ減衰量のスペクトルは風がマイクロホンに当ることによる影響をほとんど受けていないと考えられるファン回転速度比 80 % 以上の 1 KHz 以上について示されている。

Fig. 16 において空気取入口の吸音ライニングの効果は BPF 1 次成分を含むバンドだけでピークをもっているが、排気ダクトの吸音ライニングの効果は BPF 1 次又は 2 次を含む 2 つのバンドでピークをもっている。又空気取入口についてはファン回転速度比 100 % のときかなり消音効果が減退しているが、排気ダクトの消音効果はファン回転速度比に余り関係なく 2 つのピーク共 10 dB 前後である。全体としての吸音ライニングの効果はファン回転速度比 90 % のとき最も大きく 2 つのピークをもつが BPF 1 次に対するピークは 2 次に対するものより 4 dB 程高い結果になっている。

以上に示した測定量は騒音を感覚量として評価するときの基礎として主に用いられる 1/3 オクターブバンドの周波数分析 (定比バンド幅) に基いたものであるが、回転機械の音源の確認などデータを物理的に評価するため定差バンド幅 (20 Hz バンド) の分析結果を Fig. 17 に示す。

空気取入口と排気ダクトが共に剛壁のときと吸音壁のときの測定半径 50m 位置における騒音を 20 Hz バンド幅で分析したスペクトルの比較を示している。





() : 1/3 octave band center frequency

Fig. 13 Variation of far-field sound pressure levels with time-Angle from intake : 0 Degrees

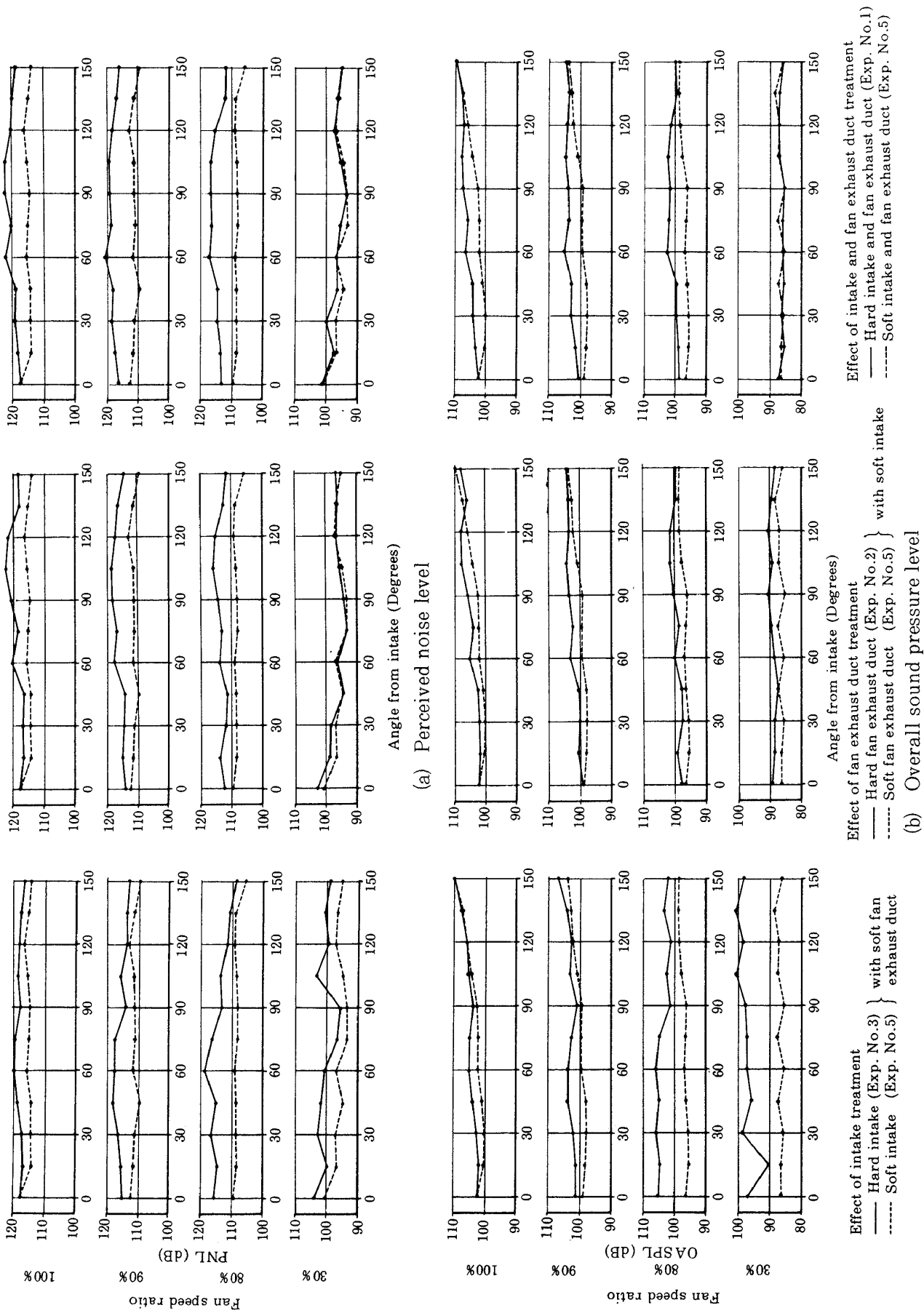


Fig. 14 Comparison of directivities

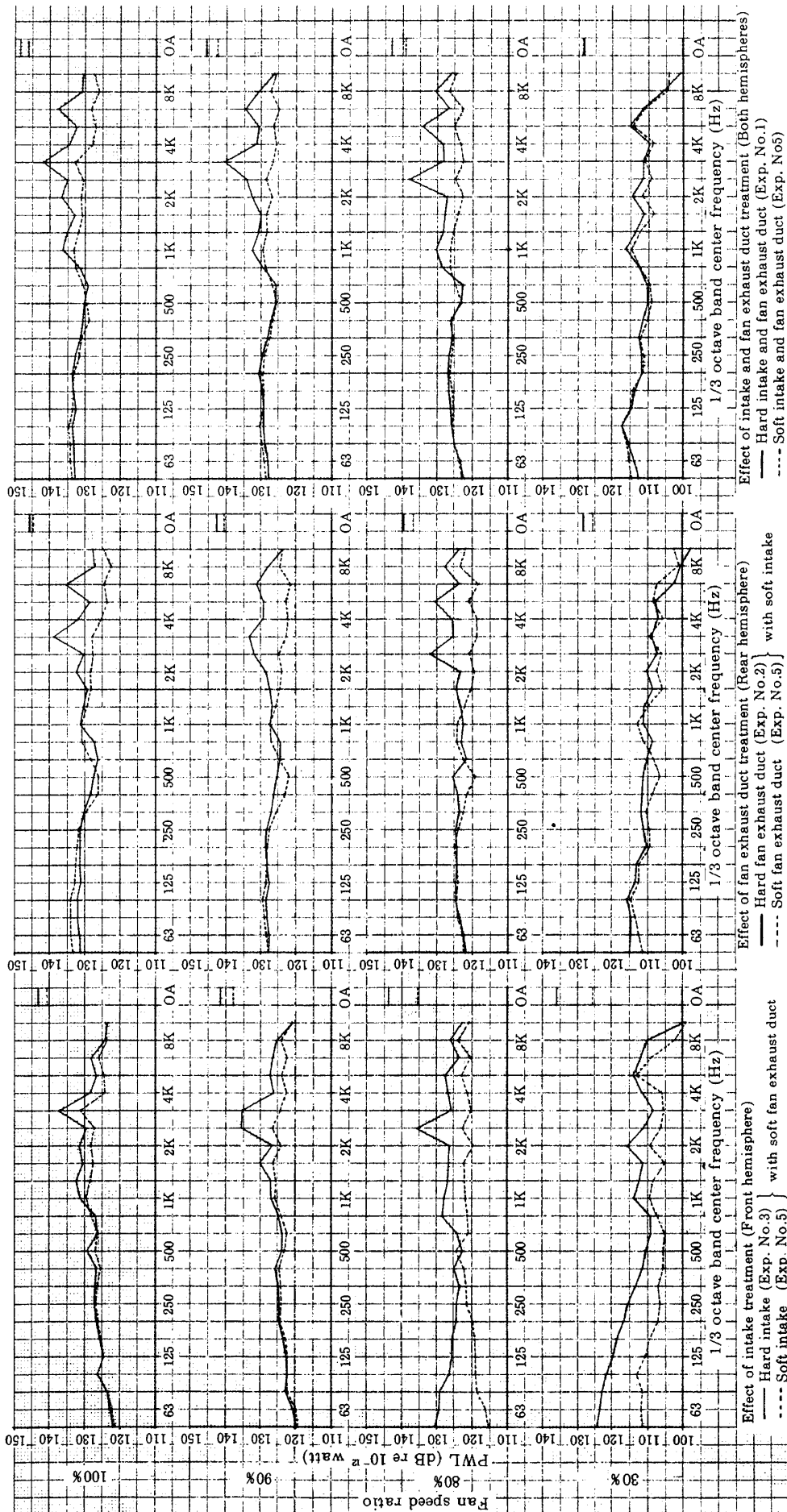


Fig. 15 Comparison of 1/3 octave band sound power spectra

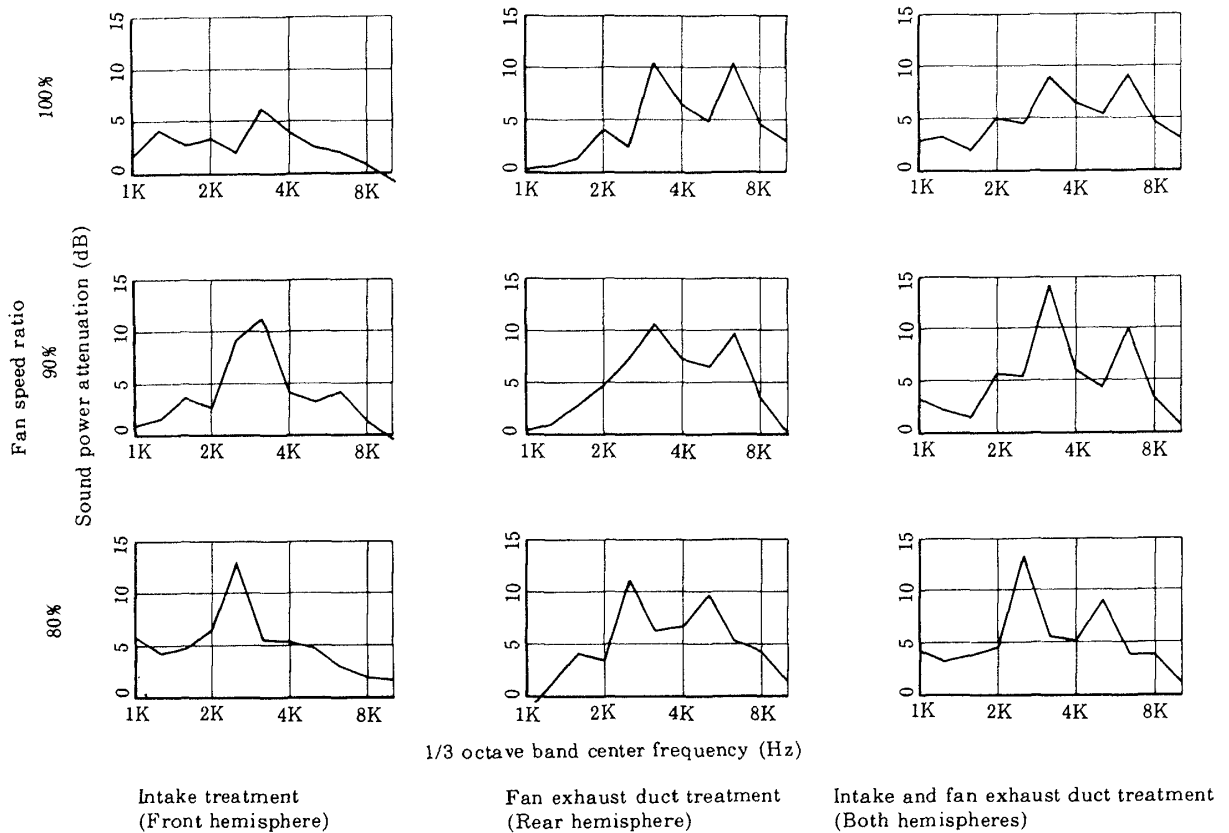


Fig. 16 1/3 octave band sound power attenuation spectra

Fig. 11 (c)に示した 1/3オクターブバンドスペクトルに対応するものである。20Hz バンド分析では、90 秒間の録音データの内約 20 秒間（平均回数 50）だけを使用した。これは余り平均回数を増すとエンジン回転速度など変動する要因のため音源の特性が不明確になる場合があるためである。

Fig. 17 においてファン回転速度比 80%以上ではファン BPF 1, 2, 3 次成分が顕著なピークを示し、消音後もなお明確に残っている。BPF 1 次成分に対する消音効果はその近傍の広帯域成分に対する消音効果より一般にはかなり大きい、ファン回転速

度比 100%時のエンジン正面（0度方向）ではその逆で BPF 1 次成分は全く消音されずその付近が低減している。BPF 2 次成分に対する消音効果は一般にその近傍の広帯域成分に対する効果と、1 次成分の場合ほど大きい差が認められない。特に排気側象限では同程度の消音効果である。

Fig. 17 において剛壁（実験番号 1）でファン回転速度比 100%及び 30%のときの 60度方向でのスペクトルのピークに対し、回転速度と動翼枚数から容易に算定できるものについて注釈を付けた。バズソーノイズ^(注2)は最大回転速度においても BPF 1 次

(注2) バズソーノイズ Buzz saw noise

動翼列が超音速で作動すると各動翼の前縁付近に衝撃波が発生し、これらはロータと共に回転する。実際の翼列では製作誤差や運転中での不均一な摩耗などのため翼形状やピッチに若干の違いがあり、衝撃波にも各翼毎にわずかではあるが不均一性が存在する。翼に相対的な流れは超音速でもロータの回転軸方向の流れが亜音速であれば、これらの衝撃波は急速に減衰しながら上流側に伝搬（非線型伝搬）し、不均一性を拡大していく。従って翼列直前での圧力波形は翼毎に非常に周期性をもち、そのスペクトルは翼通過周波数成分（動翼枚数×毎秒軸回転数）が支配的であるが、非線型伝搬の終了した十分上流での圧力波形は翼毎の周期性は失われ、そのスペクトルは翼通過周波数成分は減少し回転次数の周波数成分が支配的になる。この回転次数の周波数成分をもつ騒音が、Buss saw noise, combination tone, multiple(pure) tone などと呼ばれるもので、衝撃波が原因となりロータ単独で発生し、吸入側からのみ放射されるのが特徴である。

成分よりピーク値が7 dB以上回っている。

ファン回転速度比30%においてはファンBPF及びその高次成分の他、ブースターや圧縮機1, 2段動翼のBPF1次成分, ファンBPFとブースターや圧縮機1, 2段BPFの和差音^(注3)に相当する周波数成分など多くのピーク成分が表われている。また60度方向では3KHz付近で5~10 dBの消音効果が認められる。

Fig. 18はファン騒音低減の重要な対象であるファンBPF1, 2, 3次の成分だけを20Hzバンドスペクトルから取り出して、これらに対する消音効果を指向性の比較で示したものである(但し, 実験番号3, ファン回転速度比80%のデータはFig. 11(a)の場合と同様, 精度に問題がある)。空気取入口の吸音ライニングの1次成分に対する消音効果は, ファン回転速度比80%のときPNLの場合と同様正面方向付近では小さいが, その他の方向では広範囲にわたって6 dB前後である。排気ダクトの吸音ライニングの効果は1, 2, 3次成分共, 排気側象限が主体であるが吸気側象限にも及んでいる。また全体消音後の1次成分は100%時, 80%時共エンジン正面において最も大きく後方方向ほど小さくなっている。

Fig. 18におけるBPFの1, 2, 3次成分は20Hzバンドのスペクトルにおいて各々のバンド幅を100, 200, 300Hzとしてそのエネルギー量を積分したものである。さらにバンド幅を20Hz増加してもほとんどレベルに影響がない(0.1 dB以下)ようにバンド幅を選んだ。

Fig. 19はデータの平均回数によるスペクトルの違いを示したものである(実験番号1, 80%時60度方向)。平均回数が大きいとスペクトルの小さい変動が滑かになると共に, ピーク値は減少しその幅が太くなっている。従ってBPF成分だけをとりだ

すためのバンド幅は平均回数によって変える必要がある。

5.4 グランドボルテックス抑制器の影響

エンジンを地上静止運転すると空気取入口付近にグランドボルテックスが発生し, 気象条件によっては明確に目視される場合がある。このときFig. 4に示した格子状の板金金具を空気取入口下向に置くと目視状況からはグランドボルテックスが抑制されたように見える(このため, この板金金具をグランドボルテックス抑制器と名付けた)。

グランドボルテックスがエンジンの地上静止運転時における騒音発生原因の一つであるとする, グランドボルテックス抑制器を用いてこれを抑制すると発生騒音の減少が期待される。

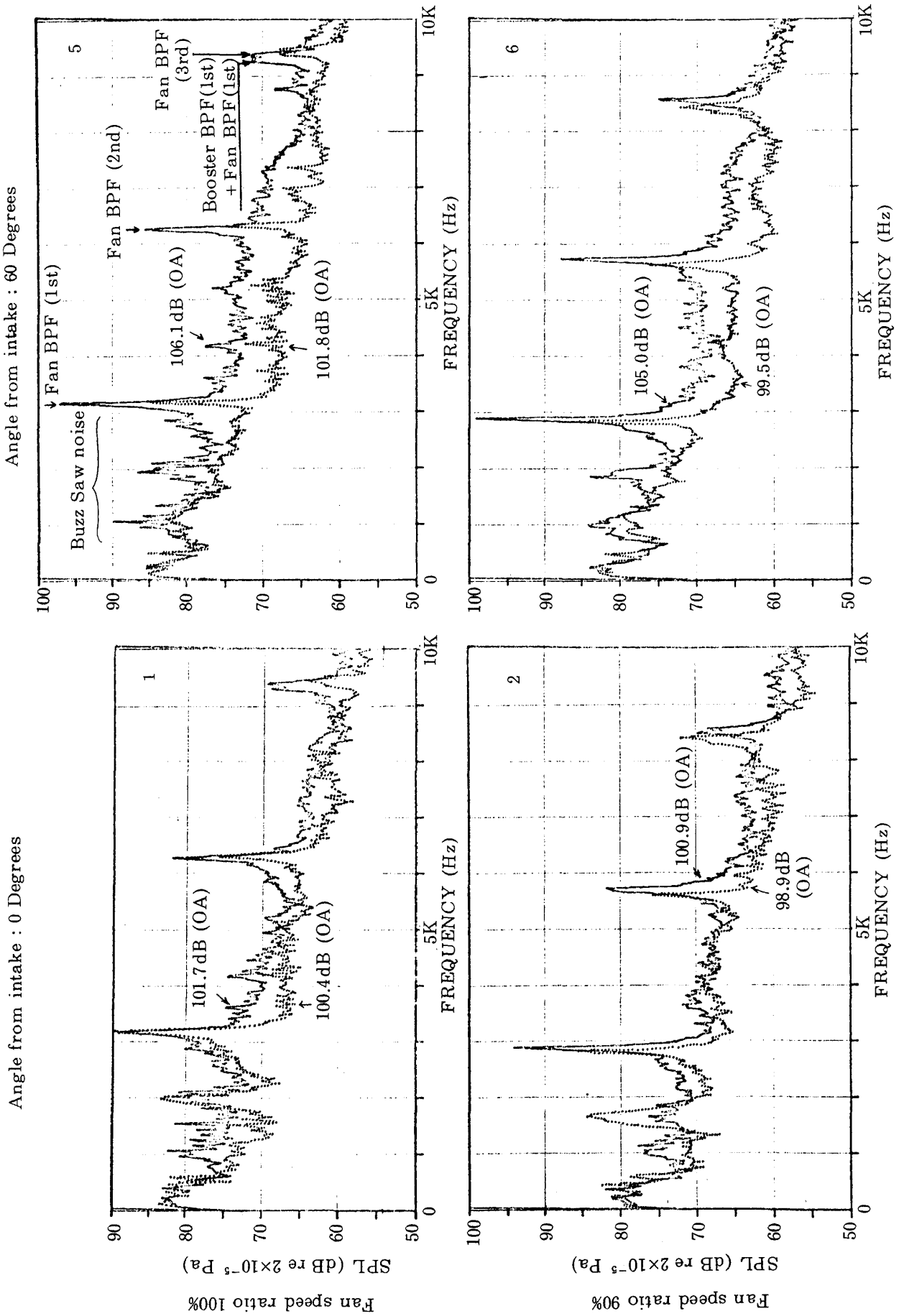
実験番号3と4はグランドボルテックス抑制器の影響を調べるため空気取入口は剛壁, ファン排気ダクトは吸音壁とした同一のエンジン形態での実験で, 実験番号3は, グランドボルテックス抑制器を置いた場合, 実験番号4は置かない場合である。

実験番号3と4のエンジン正面50m位置と空気取入口及び排気ダクト壁面の開口端付近における1/3オクターブバンド音圧スペクトルの比較をFig. 20に示す。Fig. 13に示したように, ファン回転速度比80%時の測定値には風の断続に相当すると思われる大きい時間スケールでの発生音の振幅変動が著しく, その平均値に信頼性がないので, 100%時についてだけ比較を示した。

低周波数で風がマイクロホンに当たるための影響など他の要因による差異はあるが, ファン騒音が主体と考えられる1KHz以上では, ファン翼通過周波数を含むバンド(中心周波数3.15KHz)においても有意な差は認められない。

(注3) 和差音 Sum and difference tone

多段圧縮機などにおいて動翼列に別の段で発生した音波が当たって他のモードを発生すると, 入射波の周波数(f_1 Hz)と動翼列の翼通過周波数(f_2 Hz)の和差音 $f_1 + \nu f_2$, Hz (ν :整数)を発生する。この問題は翼列における音波の透過から理論的に説明され, 音の周波数が高く, その波長が翼列ピッチと同程度になってくると他のモードを発生する状態(Super-resonanceの状態と呼ばれる)になり, 翼列が動翼列の場合は前述のような周波数の音を発生する。



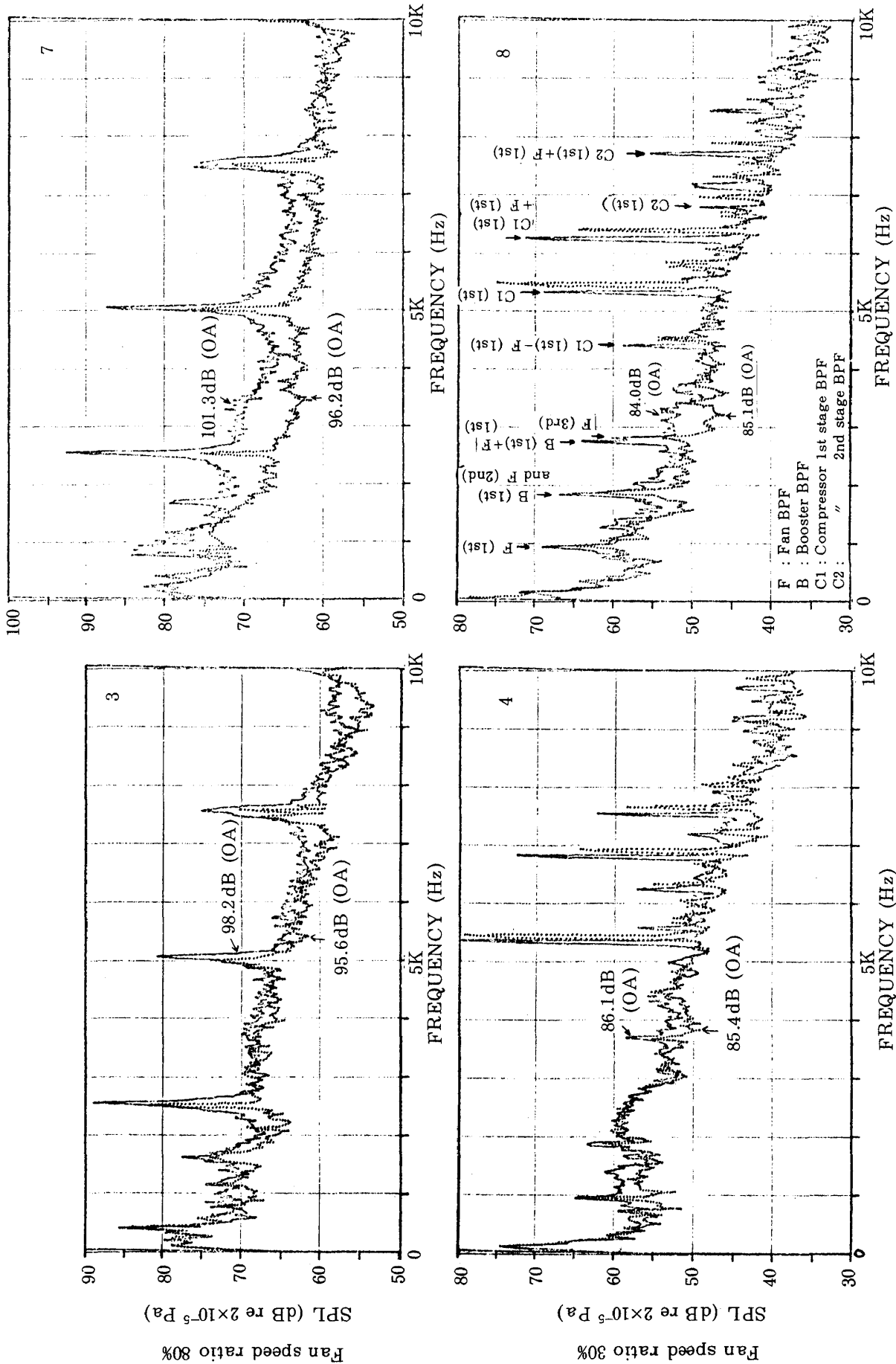
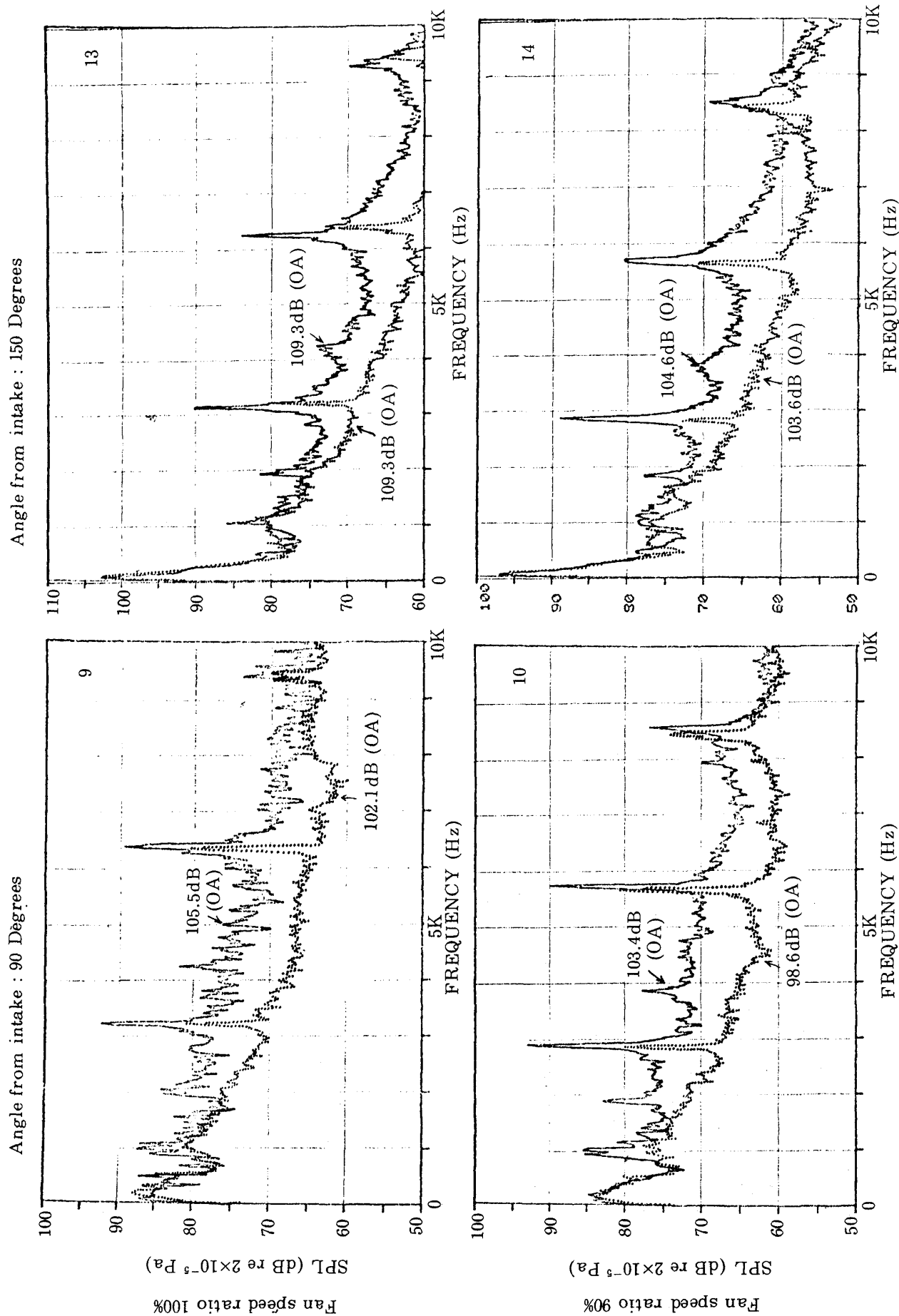
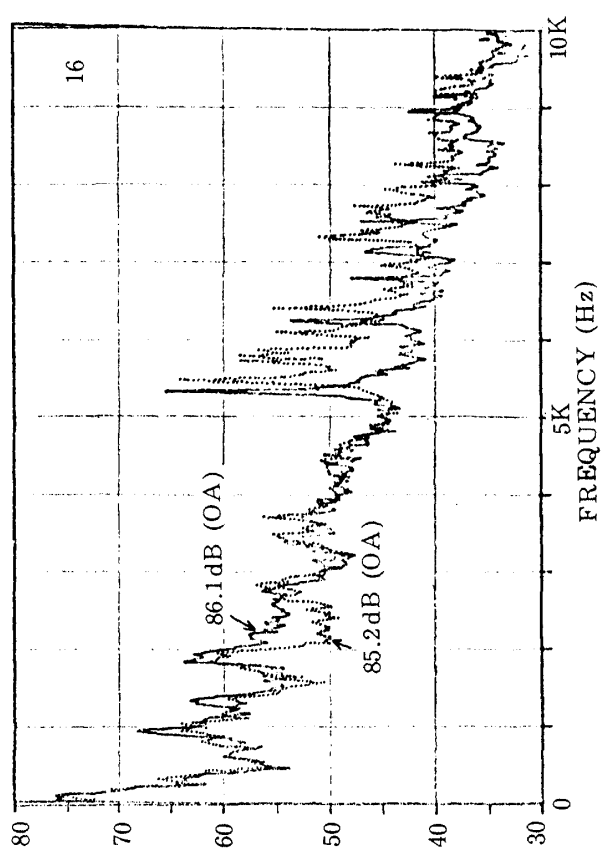
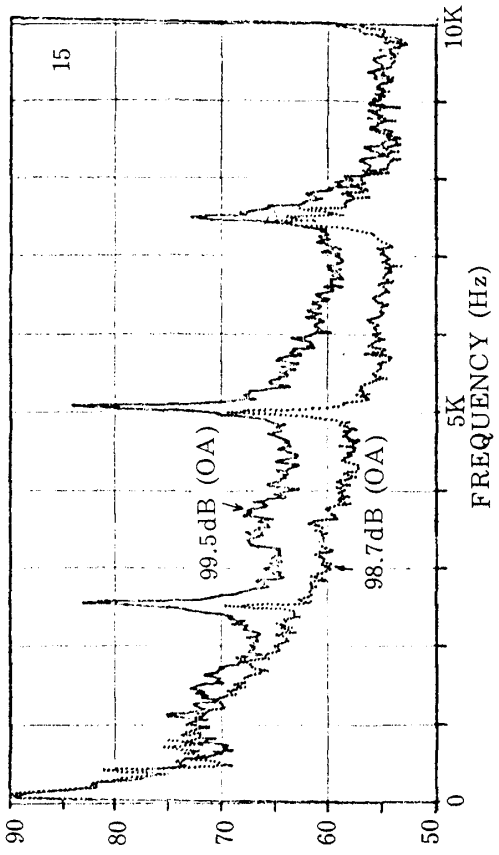
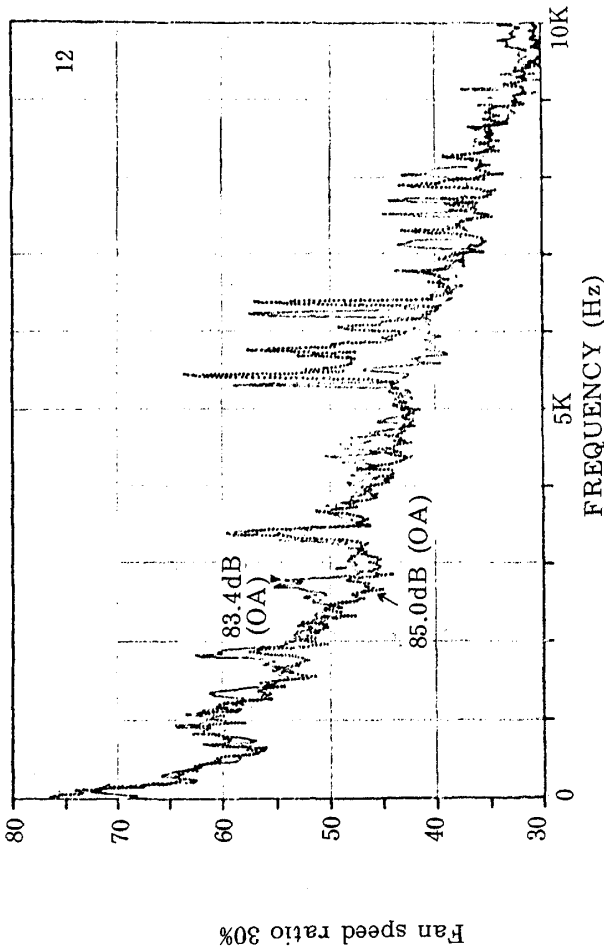
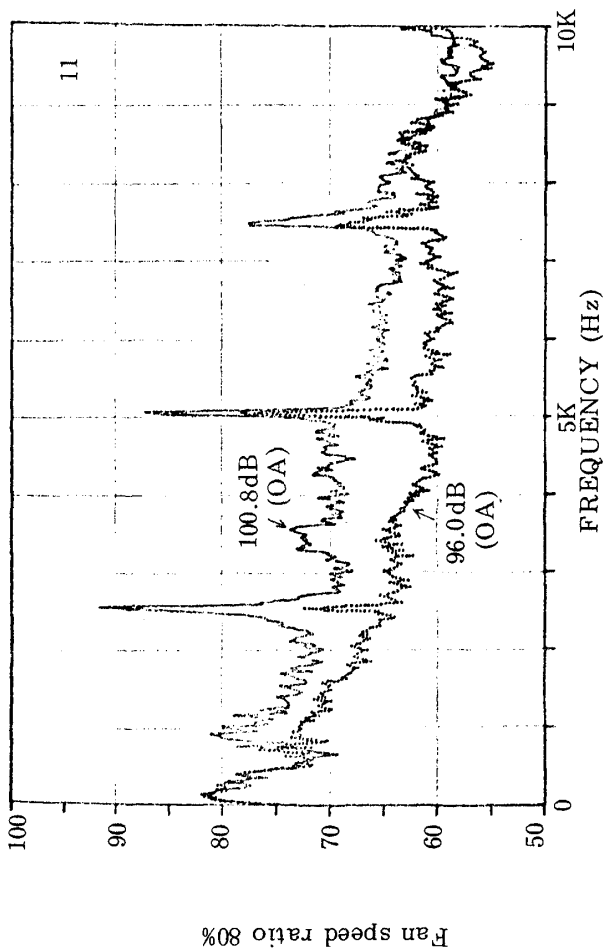
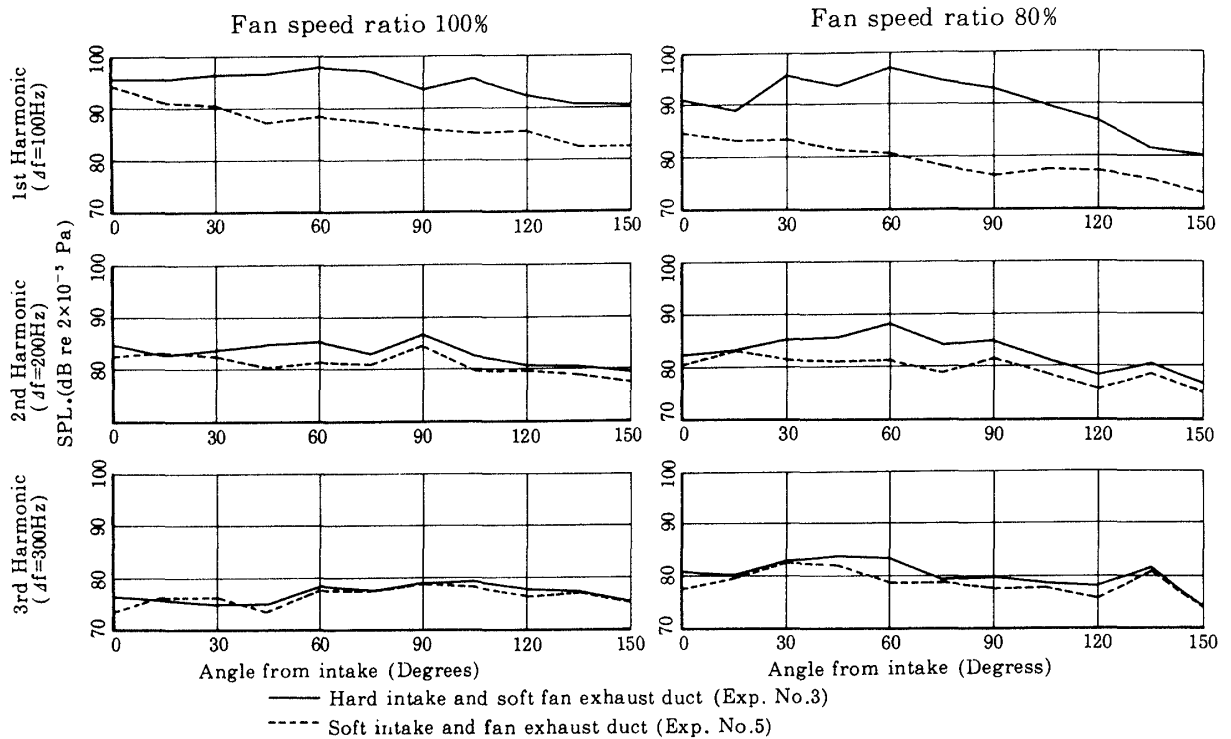


Fig. 17 Comparison of 20Hz band sound pressure spectra (50m radius)

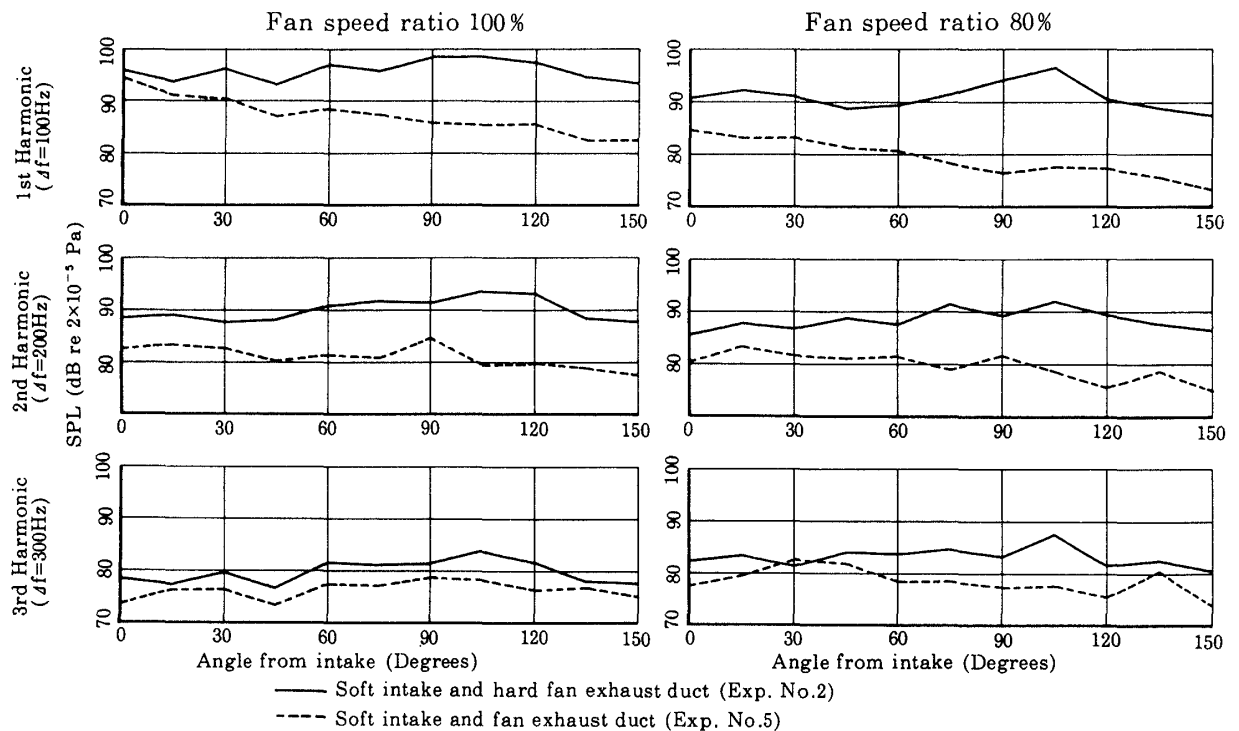




— Hand intake and fan exhaust duct (Exp. No.1)
 - - - Soft intake and fan exhaust duct (Exp. No.5)

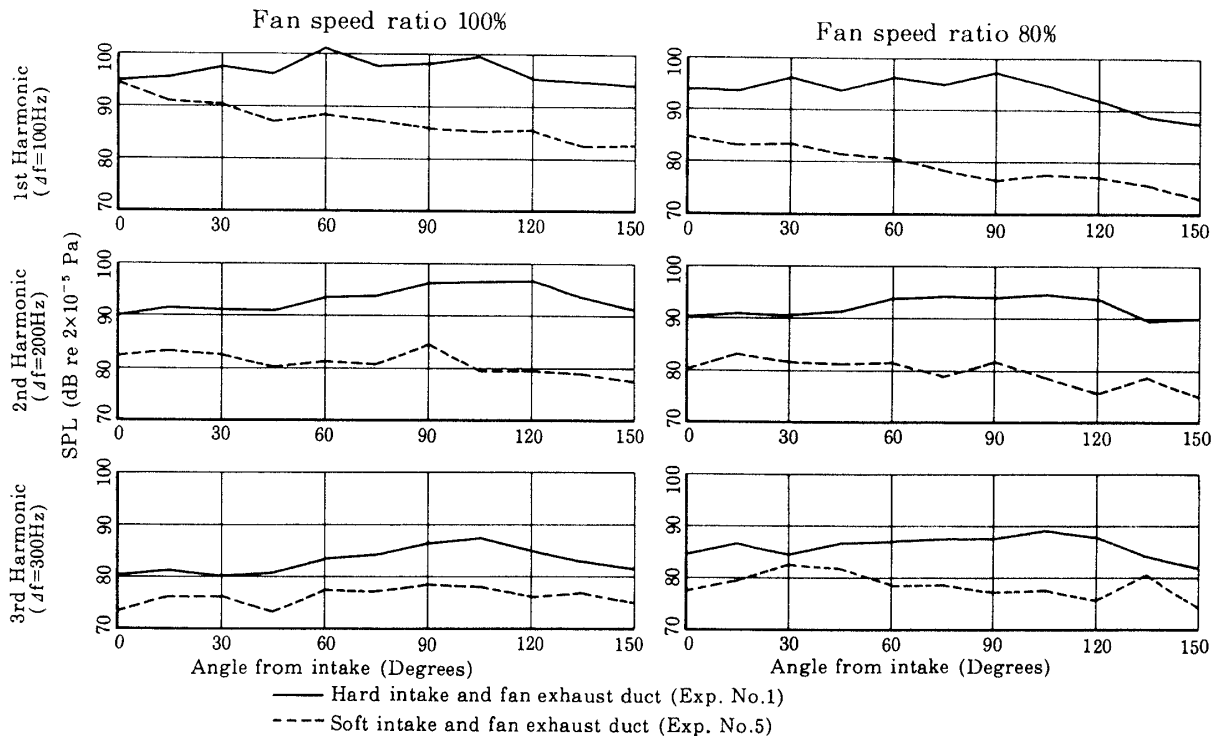


(a) Exp. No.3 and 5 (Effect of intake treatment)



(b) Exp. No.2 and 5 (Effect of fan exhaust duct treatment)

Fig. 18 Comparison of directivities of fan blade passing frequency and its higher harmonic tones



(c) Exp. No.1 and 5 (Effect of intake and fan exhaust duct treatment)

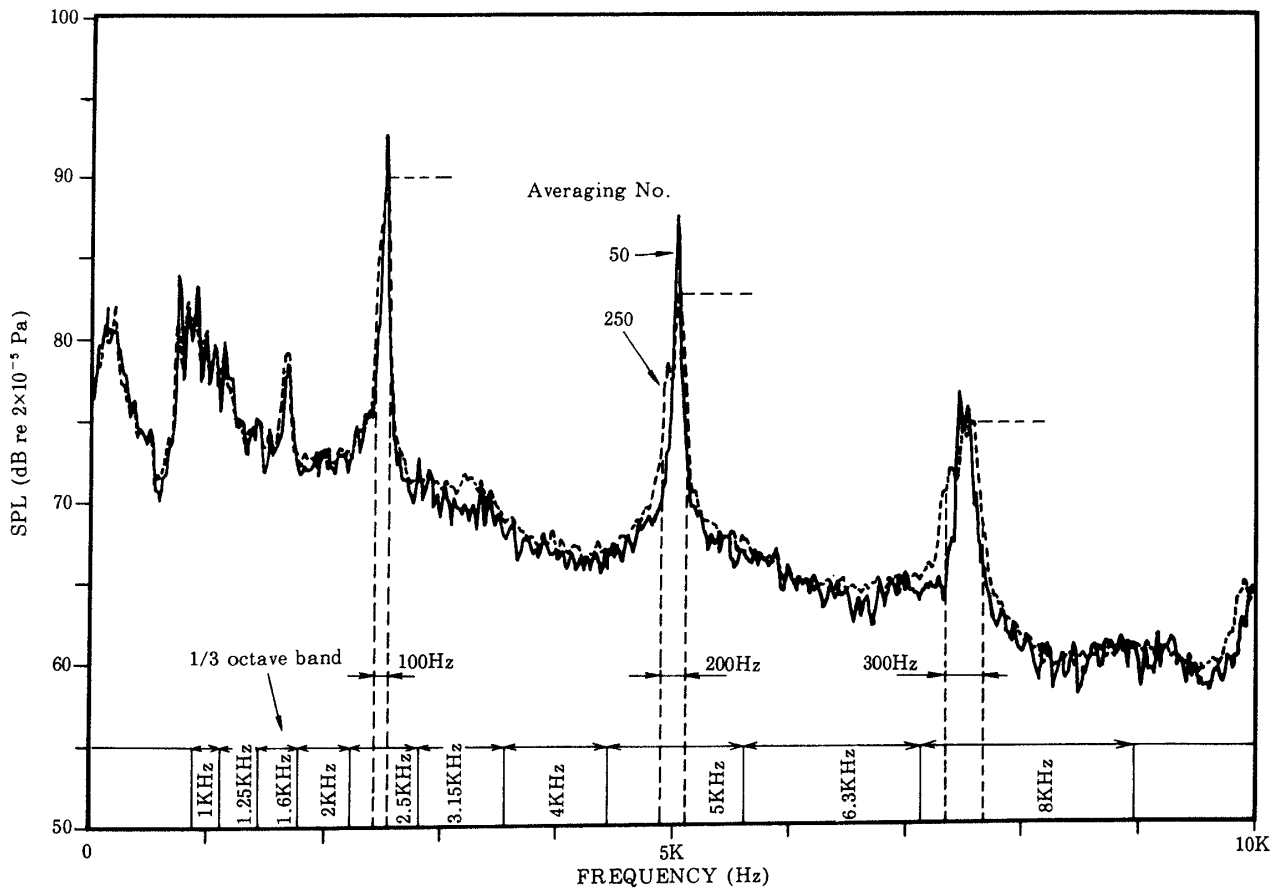


Fig. 19 Effect of averaging no. on spectrum

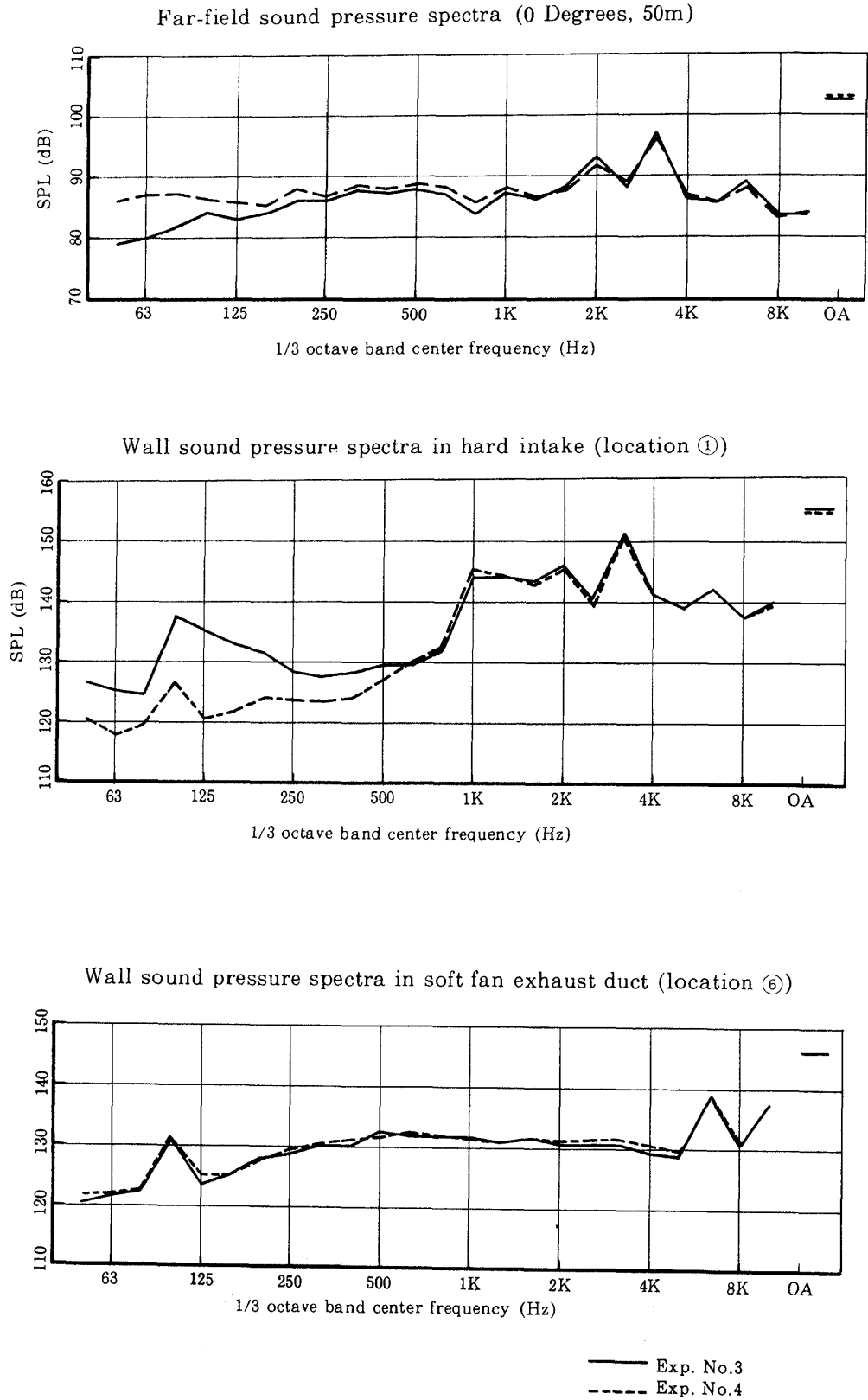


Fig. 20 Comparison between Exp. No.3 and 4 (Fan speed ratio 100%)

5.5 エンジンダクト内の壁面音圧

吸音ライニングの設計、音響疲労の計算、遠距離場における音源寄与率の測定などにおいて利用するため、エンジンダクト内のマイクロホン出力を1部遠距離場マイクロホンの出力と同時に多チャンネルデータレコーダに収録した。

ダクト内の壁面マイクロホンの出力には音圧の他に乱流がマイクロホンの振動膜面に当たって速度が圧力に回復することによる変動圧力など音でないものも含まれているがやはり音圧が主体と考えられるので、ここではマイクロホンの示す変動圧力を音圧と記す。音源寄与率については別途検討中であるので以下には壁面音圧レベルの測定結果を示す。測定データは感覚量の基礎として用いられるものでないので、周波数分析の結果は主に20Hzバンドのものを示し1/3オクターブバンドについては一部例として示す。

Fig. 21 (a)(b)(c)(d)はダクト状態の異なる2つの20Hzバンドスペクトルの比較を示している。

Fig. 21 (a)は排気ダクトを吸音壁とし、空気取入口が剛壁のとき(実線)と吸音壁のとき(点線)の同じ測定位置でのスペクトルの比較を示している。但し、実線には実験番号3に一部録音不良があったため、実験番号4(グラウンドボルトテックス抑制器なし)の結果を用いた。Fig. 2に示したようにマイクロホンの軸方向位置①は空気取入口の開口端付近、④はファン動翼近傍、②と③は近接しており①と④の中間に位置している。又⑤は排気ダクト(吸音壁)内のファン側、⑥は開口端側である。

音源がほぼ一定しているとする空気取入口(①, ②, ③, ④)については実線と点線のレベル差は吸音ライニングの効果を示している。ファン近傍④では大きいレベル差は認められないが、開口端付近①でのレベル差は大きくファン回転速度比80%時には20dB近くのBPF1次成分のピークレベル差が表われている。

①と④を比較すると、空気取入口が剛壁のときにも開口端付近では動翼近傍に比べ、ファン回転速度比100%および90%のとき15dB前後、80%のとき5dB前後BPF1, 2, 3次成分のピークレベルが小さくなっている。30%時にはほとんど差がない。

動翼自身の回転による音も少なくとも90%以上

では伝搬モードであるにもかかわらず、高回転時、剛壁ダクトでこのように音が大きく減衰しているのは、ファン回転速度比80%以上ではバズソーノイズが発生しているから、動翼近傍(④)における翼通過周波数及びその高次成分が主としてバズソーノイズの原因となる未だ余り翼毎の周期性を失っていない衝撃波の回転によって発生しているためと考えられる。(注2)で述べたように翼毎の周期性は上流への非線型伝搬過程で失われ、翼通過周波数とその高次成分は急速に減衰する。

ファン回転速度比30%においては、ファン動翼端は亜音速で動翼単独または動静翼干渉によって伝搬モードのBPF1次成分が発生することはないので、30%におけるファンBPF1次成分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したものである。バズソーノイズはファン回転速度比100%(軸回転周波数約95Hz)のとき動翼近傍④では軸回転周波数30次付近までの低周波数側で顕著であるが、開口端付近①では10~20次を除く成分は剛壁でも大きく減衰している。吸音壁では10次付近までの低次成分だけが開口端付近においても剛壁のときと同程度のレベルで残っている。

排気ダクト(④, ⑤)における実線と点線の差異は、音源がほぼ一定しているとする空気取入口の条件(剛壁又は吸音壁)による排気側騒音への影響を示すものであるが、各回転速度とも有意な差は認められない。排気ダクト内の開口端側⑥はファン側⑤に比べファン回転速度比80%以上ではBPF1次成分が著しく減衰し、これより低周波数の広帯域成分は増加、高周波数側の広帯域成分は減少している。又、80%及び90%時のファン側⑤ではBPF1次成分より高次成分の方が高いレベルになっている。

Fig. 21 (b)は空気取入口と排気ダクトが共に剛壁のときと吸音壁のときの空気取入口(①, ②)の壁面音圧の比較を示しており、Fig. 17に示した遠距離場の20Hzバンドスペクトルに対応するものである。

Fig. 21 (c)は排気側の条件が異なったときの空気取入口(剛壁)の壁面音圧スペクトルの比較を示している。風速変動による音源変化の著しいファン回転速度比80%時を除いてはほとんど差異がない。

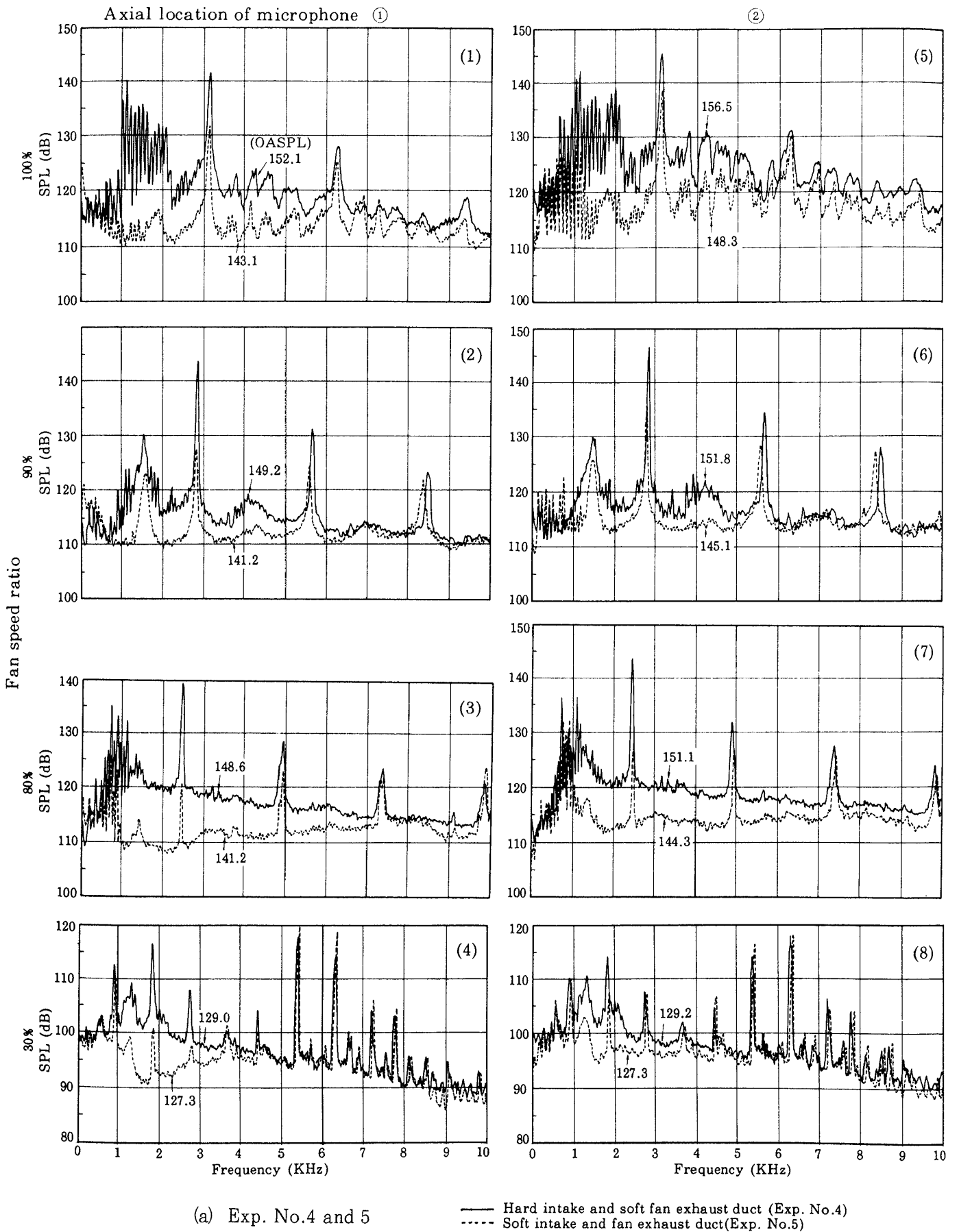
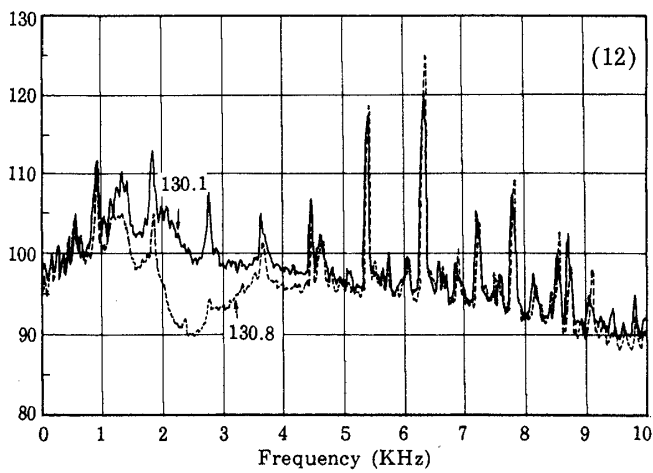
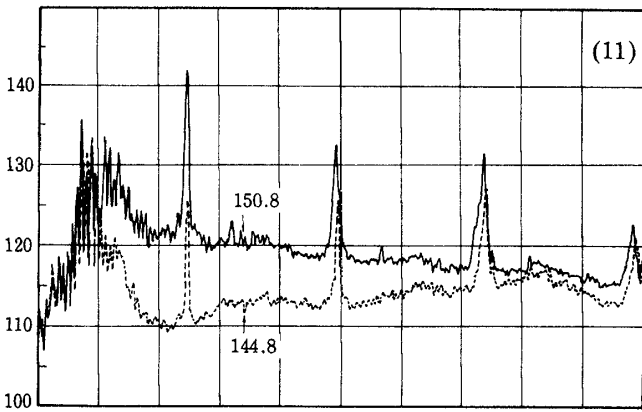
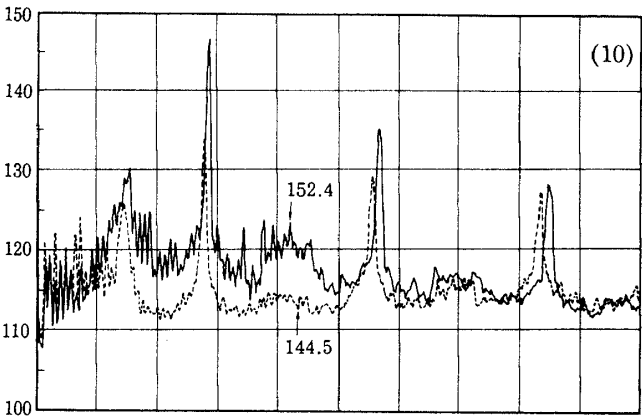
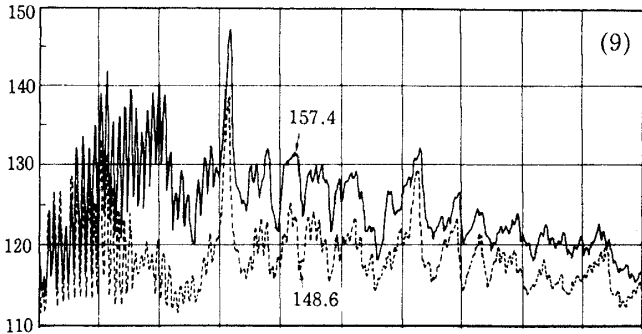
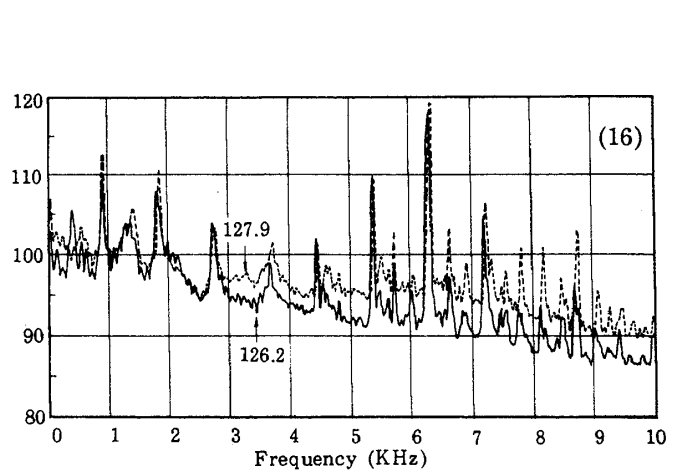
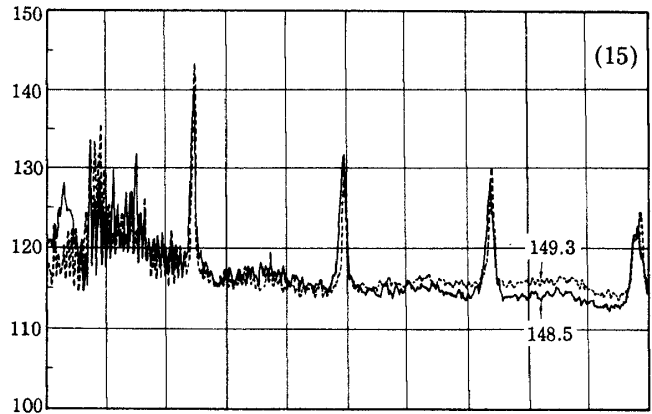
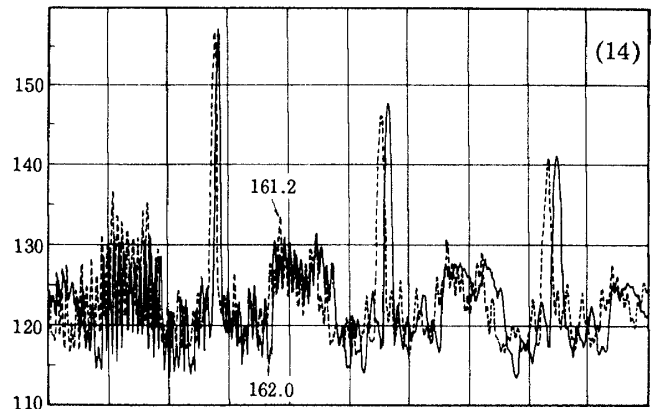
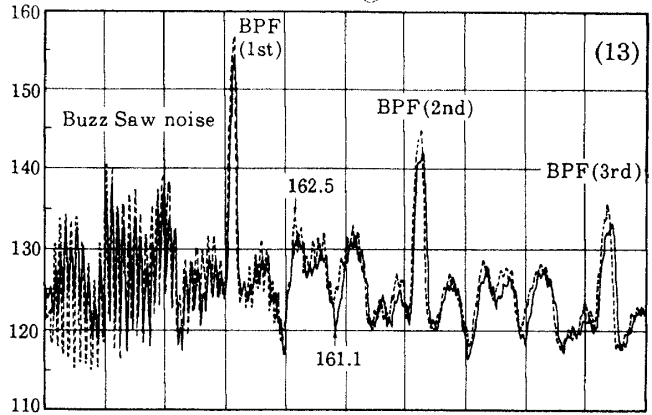


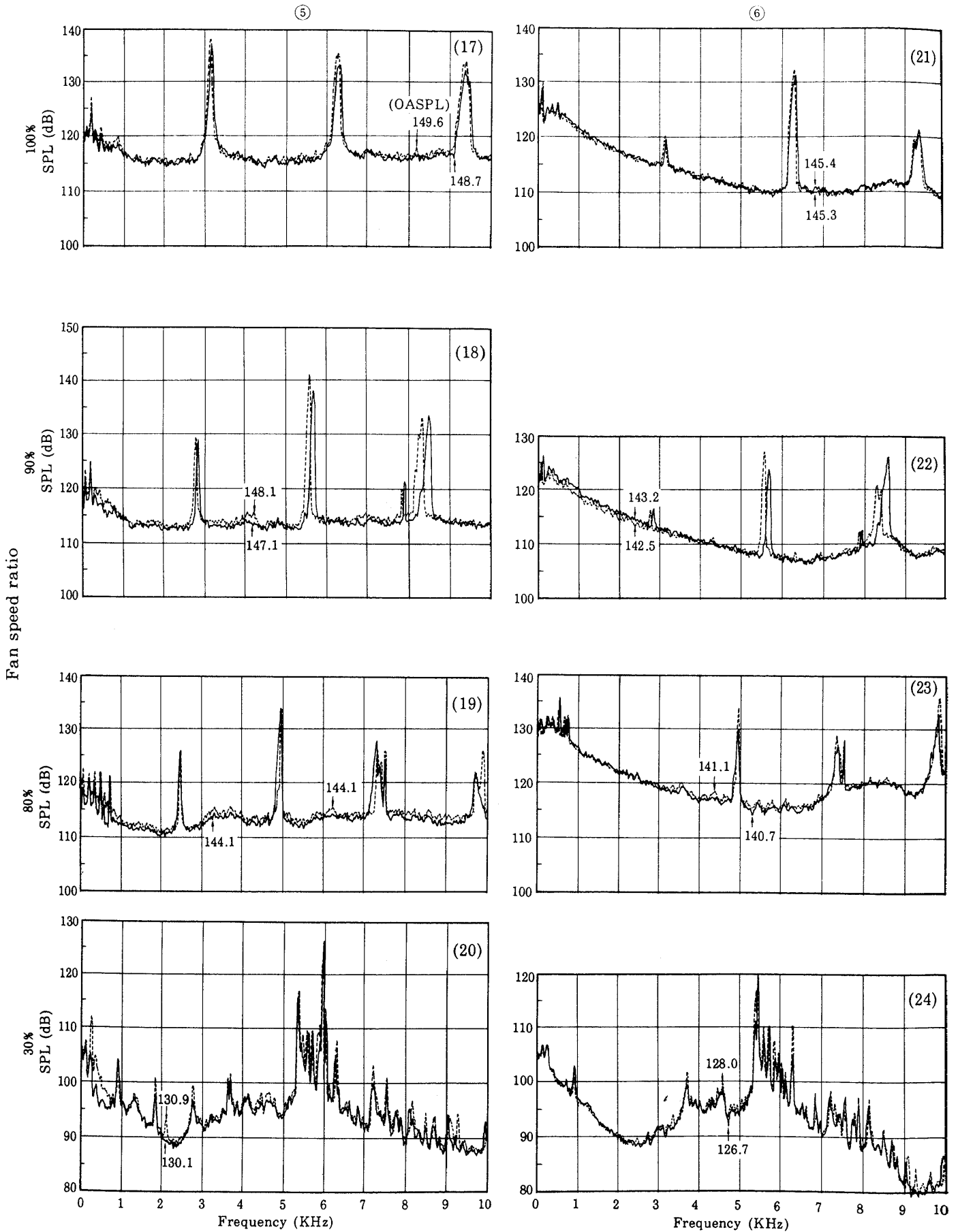
Fig. 21 Comparison of 20Hz band wall sound pressure spectra

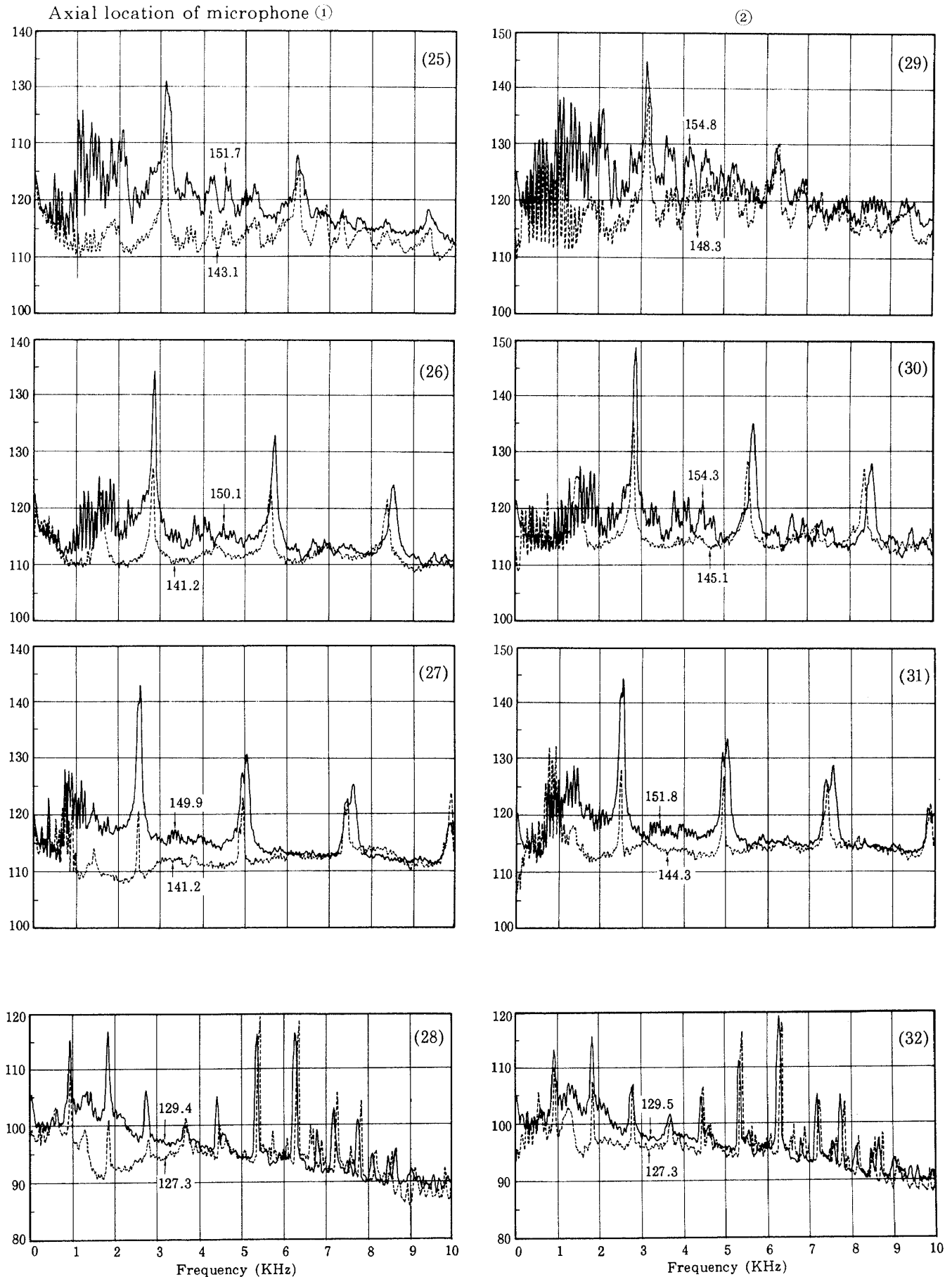
③



④

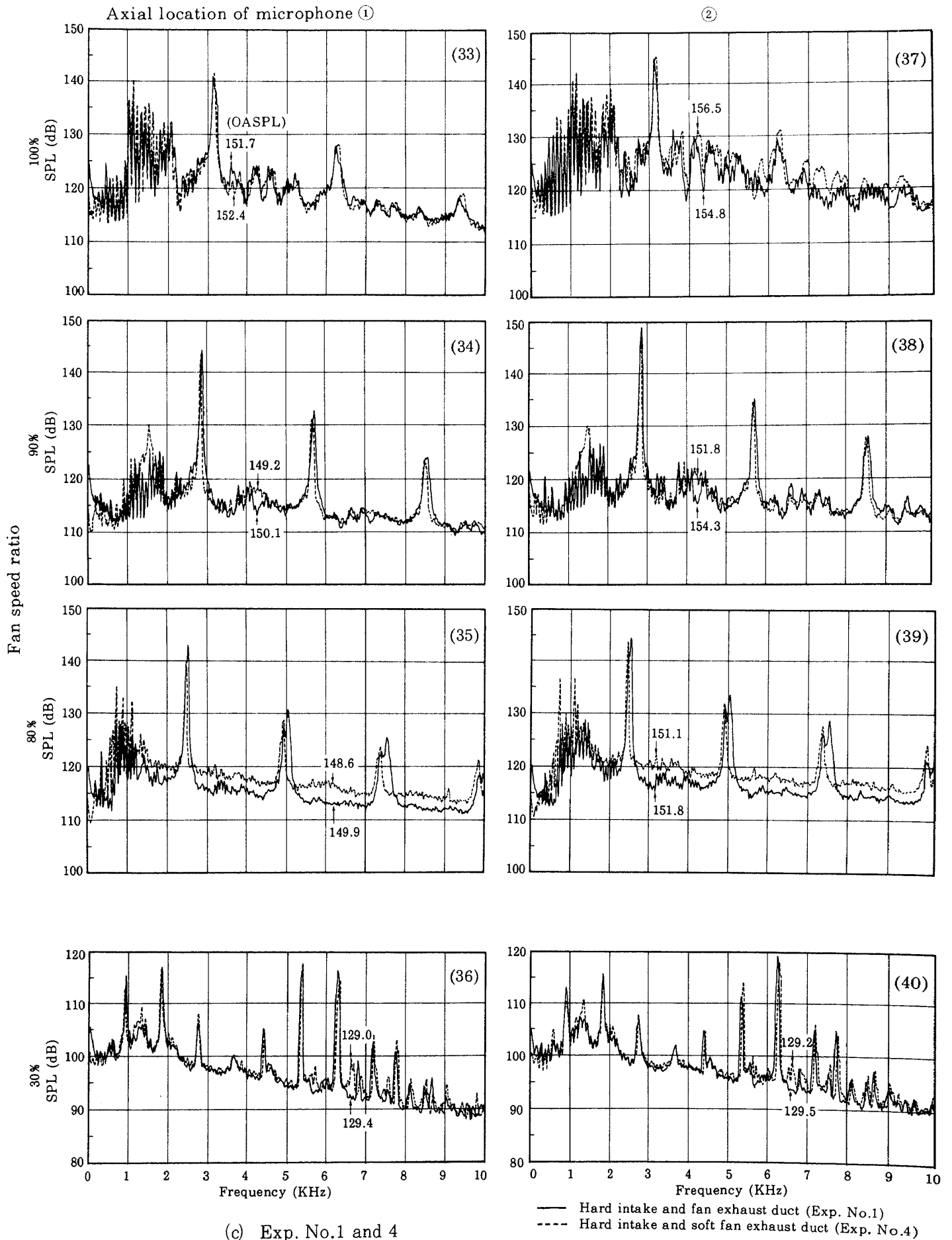




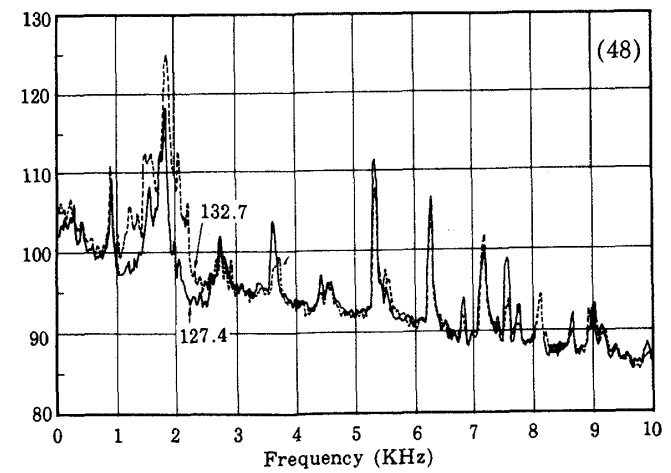
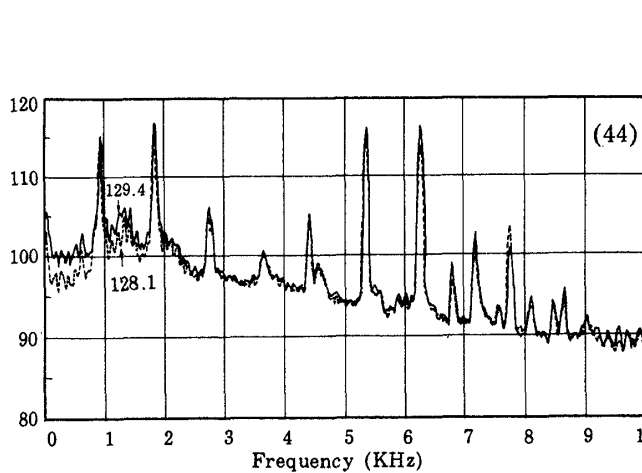
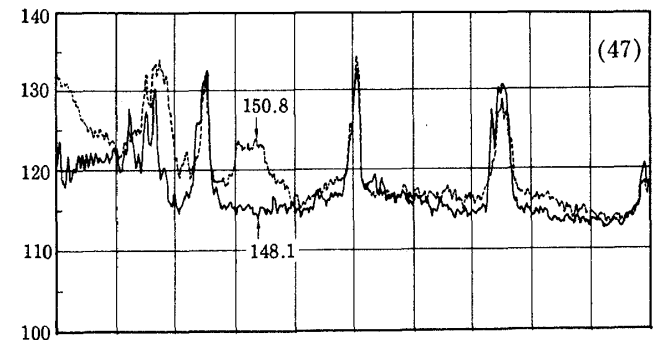
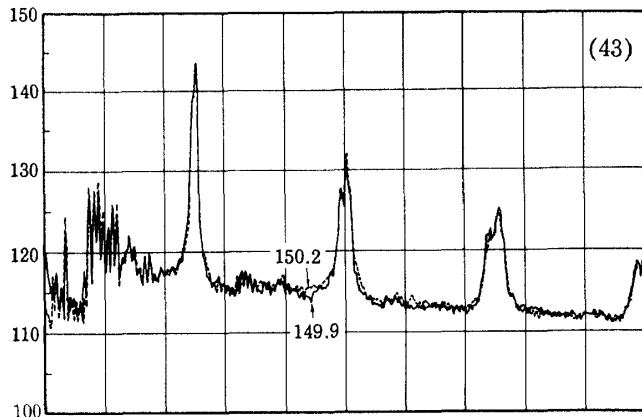
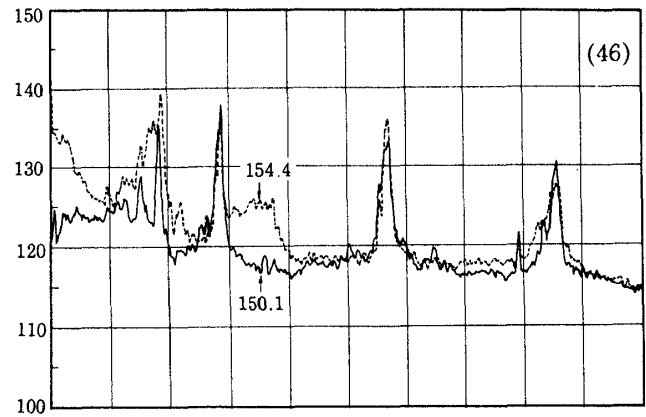
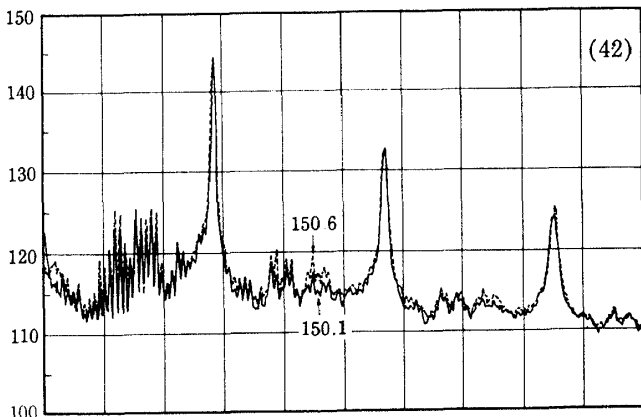
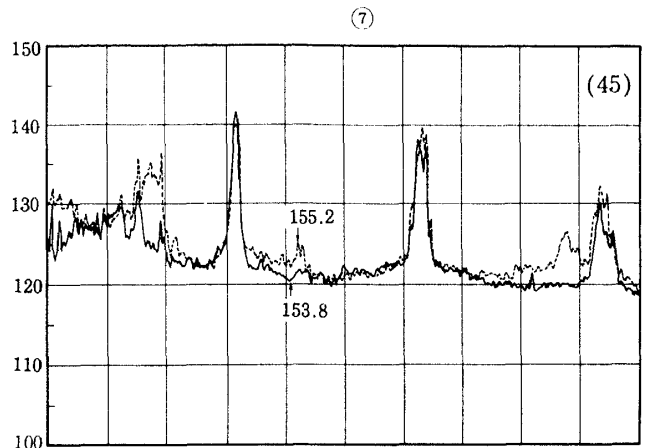
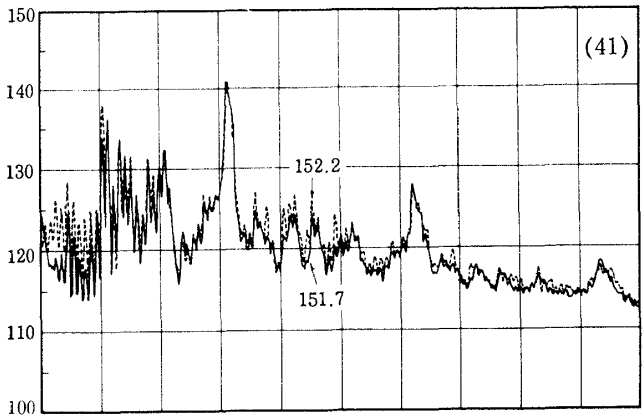


(b) Exp. No.1 and 5

— Hard intake and fan exhaust duct (Exp. No.1)
 - - - Soft intake and fan exhaust duct (Exp. No.5)



Axial location of microphone ①



(d) Right and Left sides in Exp. No.1

— right side facing intake
 - - - - left side facing intake

Fig. 21 (d)はエンジン正面に向ってダクト内の左壁と右壁のスペクトルの比較を示している。空気取入口では1KHz以下での若干の違いを除いてほぼ同じであるが、排気ダクトでは複雑にかなりレベル差が認められる。

以上に示した壁面音圧の20Hzバンドスペクトルの中から1/3オクターブバンドスペクトルの測定例をFig. 22に示す。ダクト壁で測定された最大音圧レベルは空気取入口で163dB(実験番号5, 100%時の④におけるOASPL), 排気ダクトで156dB(実験番号1, 90%時の⑦におけるOASPL)である。

Fig. 23(a)(b)(c)(d)(e)は遠距離場での測定値と関連して、音源の特性を調べるためダクト壁面の音圧レベルの時間的変動を示したものである。Fig. 13に示した遠距離場での時間的変動とはほぼ同時性をもっている。

Fig. 23(a), (b)は各々空気取入口開口端付近(①)及びファン近傍(④)でのレベル変動である。遠距離場では低回転のときほど風がマイクロホンに当る影響をうけOASPLは大きく変動していたが、ダクト内部ではほとんどその傾向は見うけられない。

開口端付近(①)では100%及び80%時に示されているように、BPF成分の変動が大きく、これが影響してOASPLも大きい変動を示している。これは発生音自体が風などの非定常な要因で変動しているためである。

開口端付近①でのBPF成分の変動は遠距離場の場合(Fig. 13)と同程度に大きくファン回転速度比100%のときと80%のときの比較においても小さきみな変動の大きさには大差がない。これに対してファン近傍(④)でのBPF成分の変動は100%のときは80%のときに比べて小さく、非常に定常な騒音であり160dBを越える大音圧になっている。

BPF成分の内変動の小さい定常な成分は主に前述の衝撃波の回転または動翼自身の回転によるものと考えられ、変動の大きい成分は動翼と非定常なインレットディストーションとの干渉によって発生すると考えられる。

従って最大回転(100%)においては前者による高レベルのBPF成分が発生しているが、衝撃波の回転によるものは伝搬行程で非線型減衰し、開口端

付近では後者による発生音のレベルに近づき、全体としてはかなり大きい変動レベルが観測されるものと理解できる。

Fig. 23(c), (d)は各々排気ダクト(吸音壁)のファン側(⑤)と開口端側(⑥)での音圧レベルの変動を示している。BPF1次成分はファン側(⑤)ではレベルも高く変動も大きいですが、開口端側ではほとんど消失している(Fig. 21(a)参照)ので変動も小さくなっている。

Fig. 23(e)は剛壁排気ダクト内の音圧レベル変動で、変動の様子は吸音壁排気ダクトのファン側(Fig. 23(c))と大差ない。

5.6 延長ファン排気ダクトが騒音に及ぼす影響

高バイパス比ファンエンジンの排気は通常Fig. 3(b)のように別々のノズルからファンジェットがコアジェットを取り囲んだ形態(coannular nozzle)で行なわれるが、機体への搭載形式その他の事情によってはコアとファンの流れを1つにして同一のノズルから排気することもある。

ここでは基本形態の空気取入口及びファン排気ダクトは吸音壁とし、コアノズル(出口面積 0.257m^2)は一定のままファンダクトをFig. 2に示したように延長($L=0.63$ 又は 1.26m)し単一ジェット(出口面積 0.882m^2)として排気したときの騒音(主としてジェット騒音)への影響を調べた。エンジン性能への影響は5.1に示した。

排気形態を変えるとエンジンのマッチング状態が変化しファンなどの回転機械の作動条件、従ってこれらによって発生する騒音も複雑に変化するから、排気形態を変えてファン騒音などを単純に比較しても余り意味がない。これに対してジェット騒音はエンジン外部で発生するから、排気ノズル出口面での何らかの気流条件をそろえて排気形態の違いによる発生騒音をある程度有意に比較することができる。

ここではエンジンの正味スラスト(F kgf)と毎秒排気流量($\dot{m}_f + \dot{m}_c$ kg/s但し \dot{m}_f :ファン部の毎秒空気流量, \dot{m}_c :コア部の毎秒ガス流量)から求められる平均排気速度 $V_m = F/g/(\dot{m}_f + \dot{m}_c)$ (g :重力加速度)を基準として各排気形態の騒音を比較した。

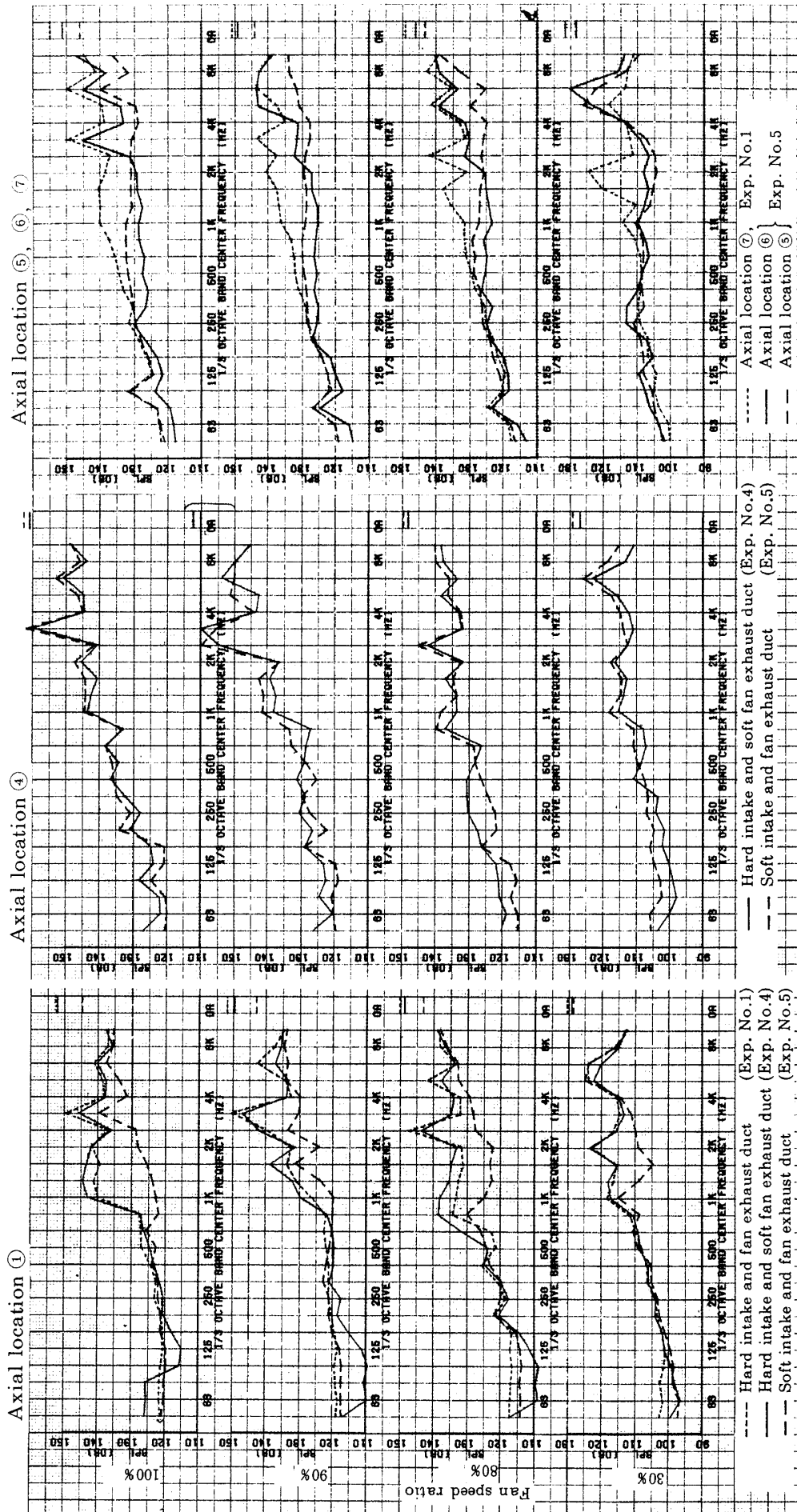
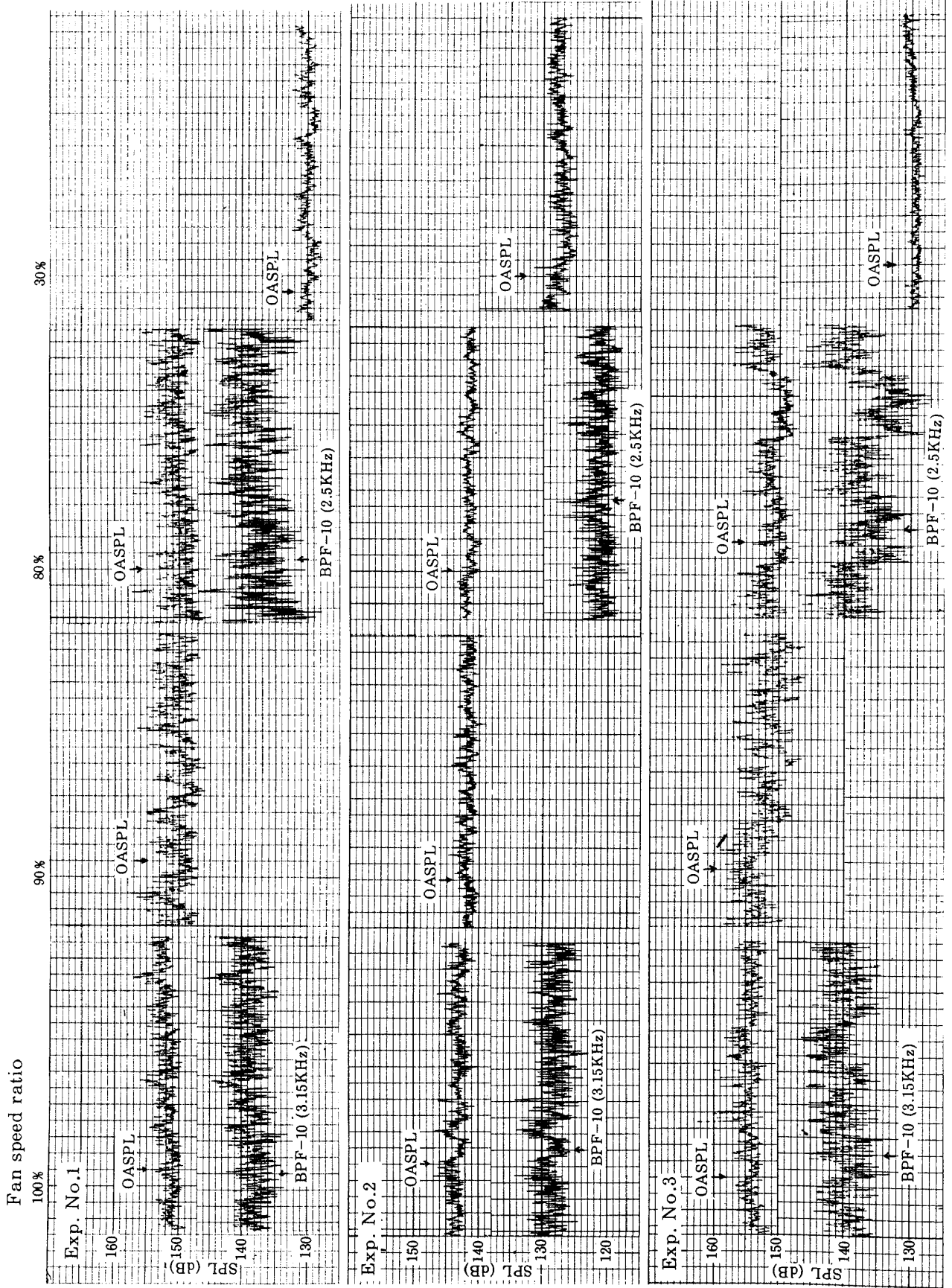
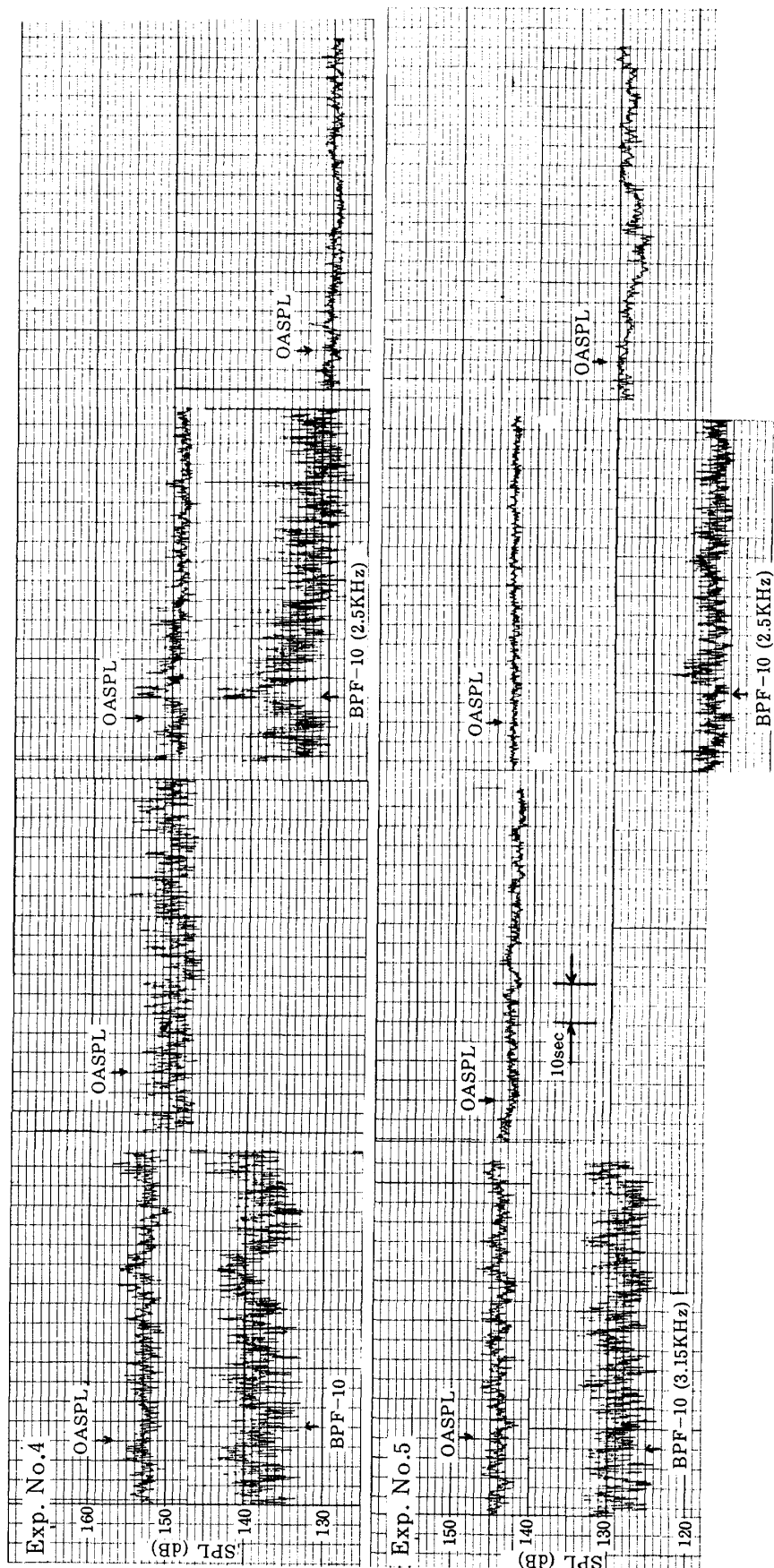


Fig. 22 Examples of 1/3 octave band wall sound pressure spectra





(a) Axial location ① (Air intake) () : 1/3 octave band center frequency

Fig. 23 Variation of wall sound pressure levels with time

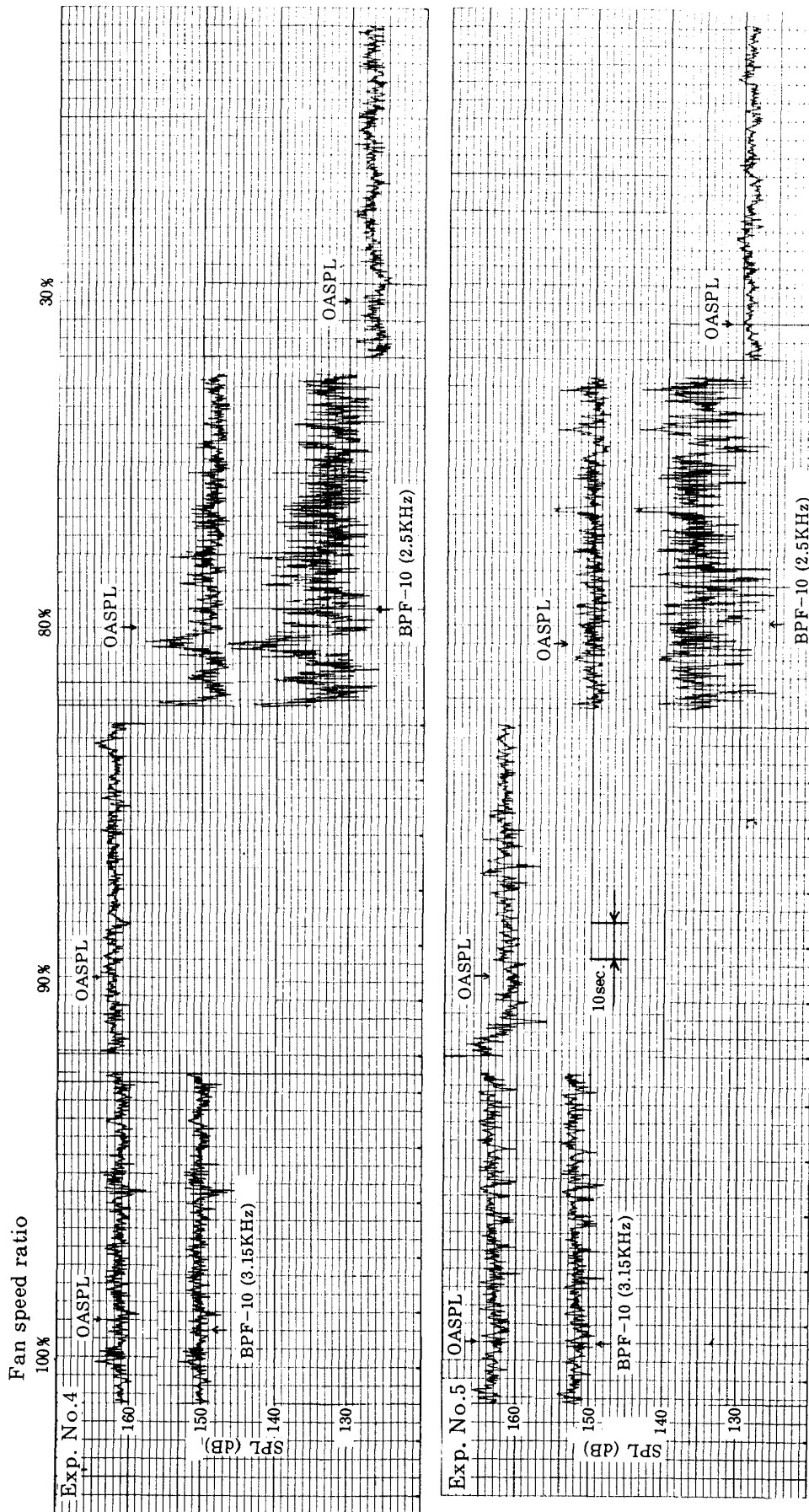


Fig. 23 (b) Axial location ④ (Air intake)

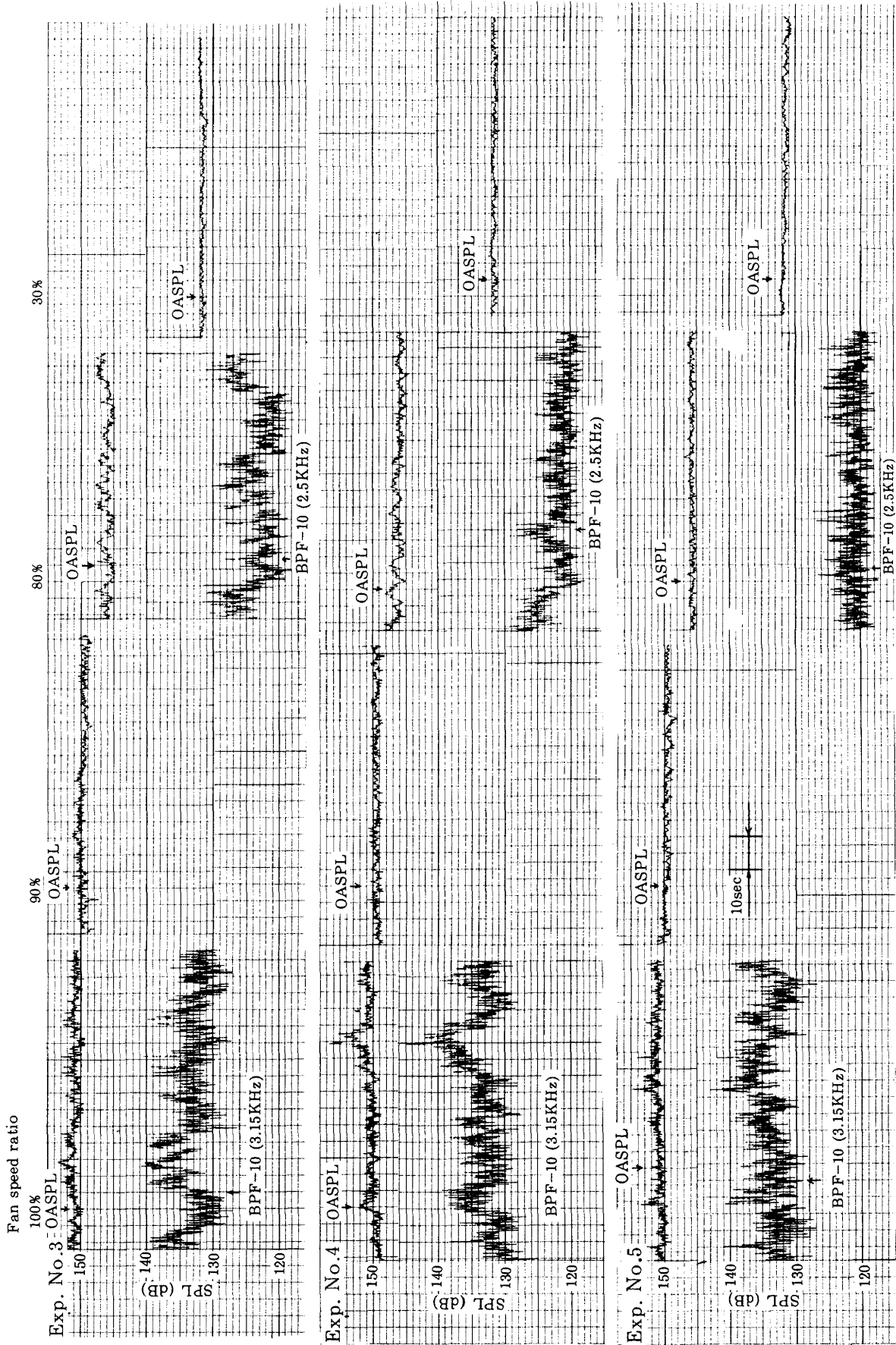


Fig. 23 (c) Axial location ⑤ (Soft fan exhaust duct)

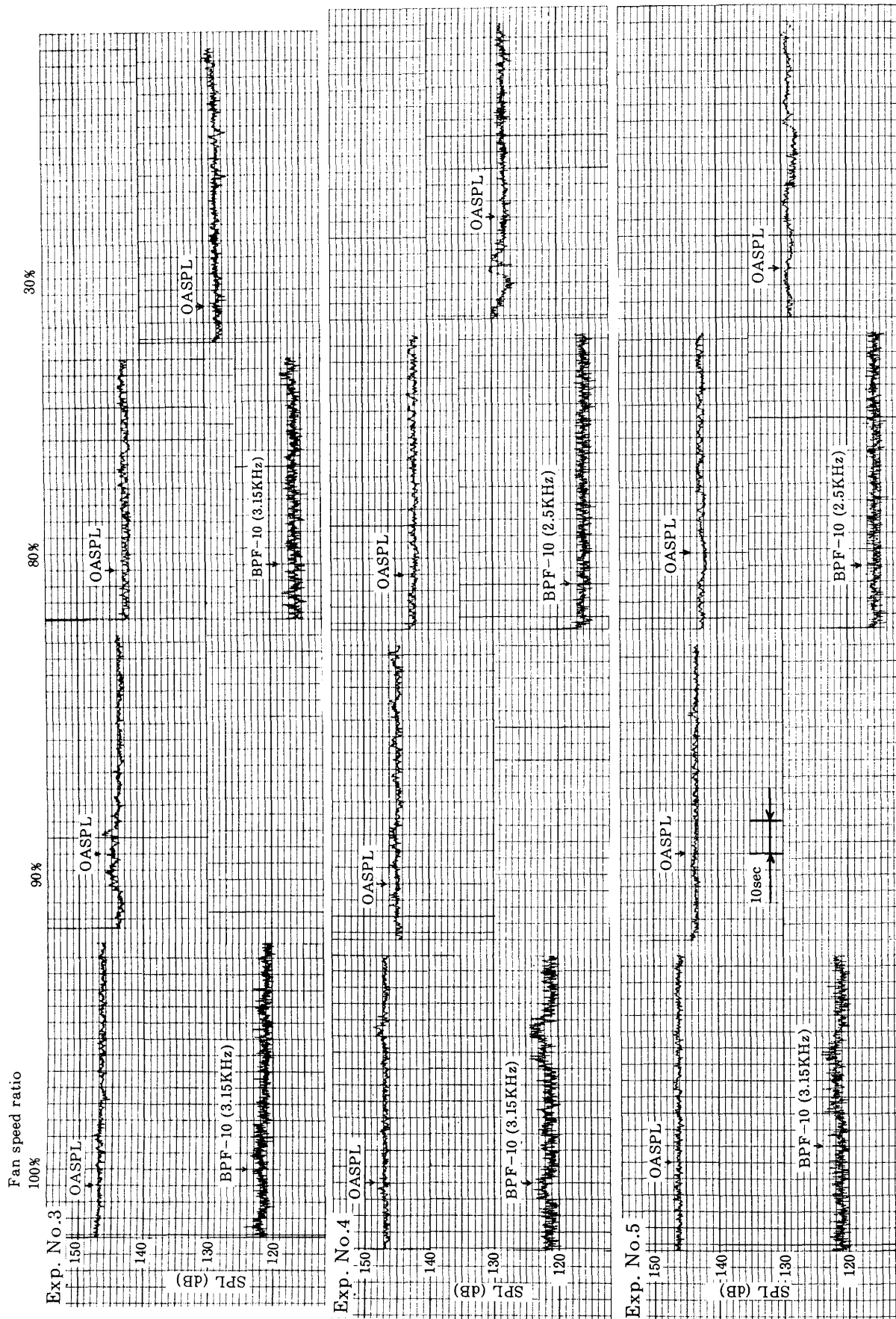


Fig. 23 (d) Axial location ⑥ (Soft fan exhaust duct)

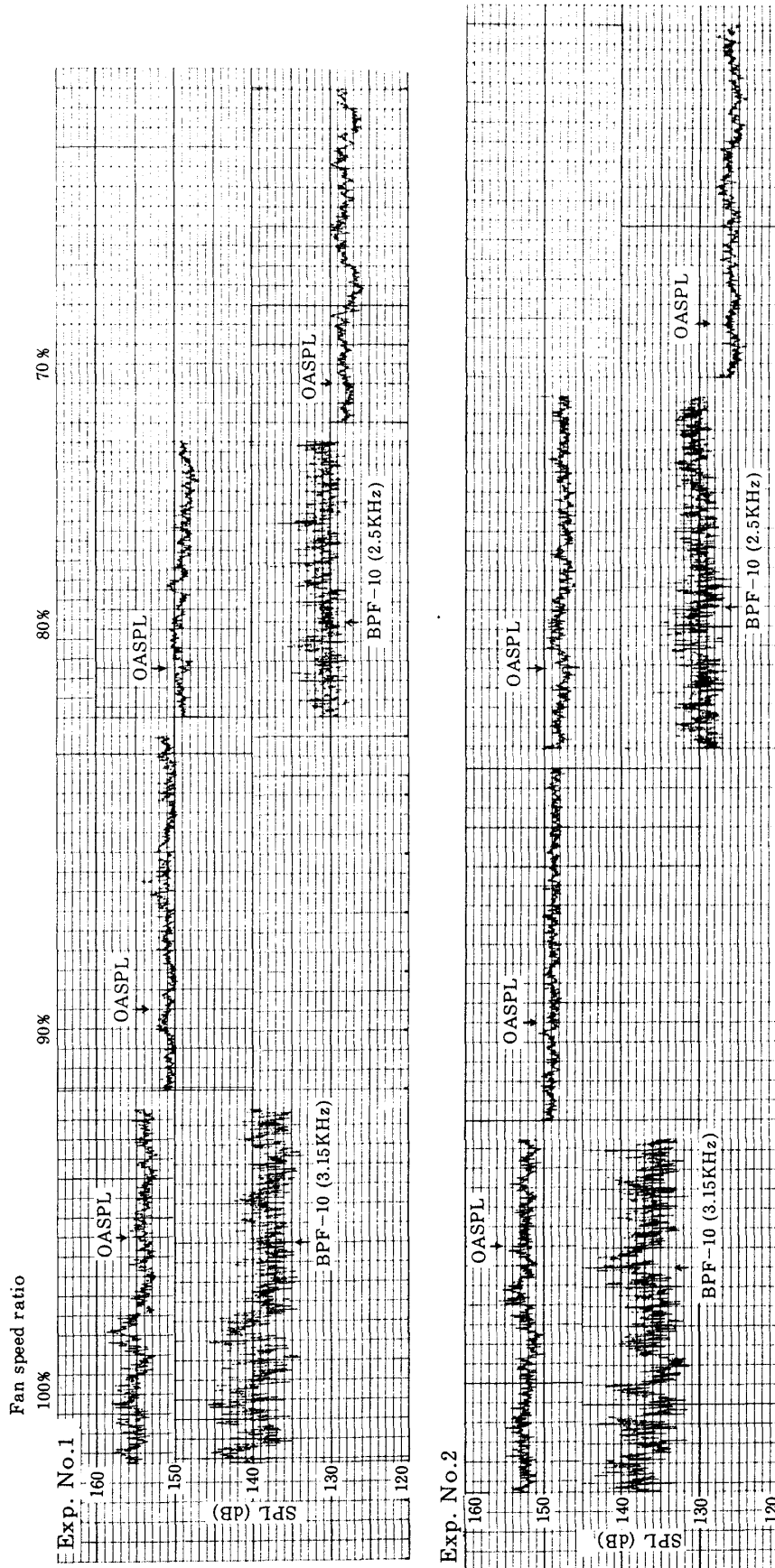


Fig. 23 (e) Axial location ⑦ (Hard fan exhaust duct)

Table 6. Parameters relating to jet noise

Nominal fan speed ratio	Exhaust configuration	Exp. No.	Fan duct			Core duct			Total flow rate $\dot{m}_f + \dot{m}_c$ (kg/s)	Engine net thrust F (kgf)	Mean exhaust jet speed $V_{m,c}$ (m/s)	Exhaust jet speed ratio $V_{m,c}/V_{core}$	Correction K (dB)	
			Air flow rate \dot{m}_f (kg/s)	Total pressure (kgf/m ²)	Total temperature (K)	Gas flow rate \dot{m}_c (kg/s)	Total pressure (kgf/m ²)	Total temperature (K)						
100%	Baseline (coannular)	5	158.7	14659	316	27.6	12454	811	186.3	4600	242	249/295 = 0.874	0	
	with extended fan exhaust duct	L=0.63m	6	150.4	13716	310	25.9	13726	831	176.3	4190	233	-----	- 0.9
		L=1.26m	7	149.4	13764	307	25.9	13798	816	175.3	4240	237	-----	+ 0.3
90%	Baseline (coannular)	5	142.8	13803	309	23.2	11931	747	166.0	3690	218	225/240 = 0.938	0	
	with extended fan exhaust duct	L=0.63m	6	135.3	13036	303	22.6	12936	767	157.9	3360	209	-----	+ 1.0
		L=1.26m	7	136.9	13082	301	22.5	12943	766	159.4	3420	210	-----	+ 0.7
80%	Baseline (conular)	5	123.5	12978	303	22.3	11508	690	145.8	2820	190	199/188 = 1.065	0	
	with extended fan exhaust duct	L=0.63m	6	125.8	12545	301	20.3	12448	728	146.1	2820	189	-----	- 0.4
		L=1.26m	7	124.3	12550	297	20.9	12462	729	145.3	2830	191	-----	- 0.7

Note : Exit area
 Fan duct 0.532 m²
 Core duct 0.257 m²
 Extended duct 0.882 m²
 Atmosphere
 Pressure 10260 kgf/m²
 Temperature 289°K

ジェット騒音に関連するパラメータを Table 6 に、3 種類の排気形態 (coannular, extended fan exhaust duct L = 0.63 および 1.26 m の 3 種類) についての騒音の比較を Fig. 24 (a), (b), (c) に示す。

Fig. 24 (a) は排気側音場での 1/3 オクターブバンドスペクトルの比較例を示している。平均排気速度 (V_m) 及び全排気ノズル面積 (A) に若干差異のあるものを比較しているが、ジェット騒音が AV_m^8 に比例するものとする、これらの違いによるジェット騒音への影響は高々 1 dB である。coannular の場合を基準にした補正量 K dB (Table 6) を各スペクトルレベルに加えることにより V_m 及び A をそろえて比較することができる。

Fig. 24 (a) では 10 Hz ~ 10 KHz の中心周波数範囲についてスペクトルを示したが、この内ジェット騒音は排気速度と排気ノズル寸法から 500 Hz 以下の低周波数側にスペクトルのピークを持つことが予想され、また 500 Hz 付近以上の高周波数側は吸音ライニングの試験結果 (5.3) からファン騒音がかなり支配的成分と考えられる。さらに中心周波数 31.5 Hz 付近以下のスペクトルの差異はレベルの時間的変動状況から、風がマイクロホンに当たるための影響と考えられる。およそ 31.5 Hz ~ 500 Hz の範囲では空気取入口からの角度が大きいほど排気形態によるスペクトルの差異が表われている。

Fig. 24 (b) はジェット騒音の主要成分と考えられるこの周波数範囲だけの音圧レベルの指向性を示したものである。単一排気にすると基本形態 (coannular) に比べエンジン前方方向への指向性が弱くなり、後方方向への指向性が強まることが認められる。

Fig. 24 (c) は音圧スペクトルの測定値から 5.3 で

述べた方法によって求めた 1/3 オクターブバンド音響パワースペクトルを示したものである。ここでは、Table 6 に示した補正量 K (dB) を加えて全排気ノズル面積及び平均排気速度を基本排気形態 (conular) のものにそろえたときの比較を示している。スペクトルのピークレベルは基本排気形態のとき最も低く長い方の延長排気ダクト ($L = 1.26$ m) のとき最も高い。スペクトルの形はいずれの場合にも、単純な山形ではなく、出口排気速度分布などの違いにより複雑な差が表われている。

音響パワ (後方象限, 31.5 ~ 500 Hz) の平均排気速度への依存性を Fig. 25 に示す。各排気形態毎にはほぼ平均排気速度の 8 乗則依存性が認められる。

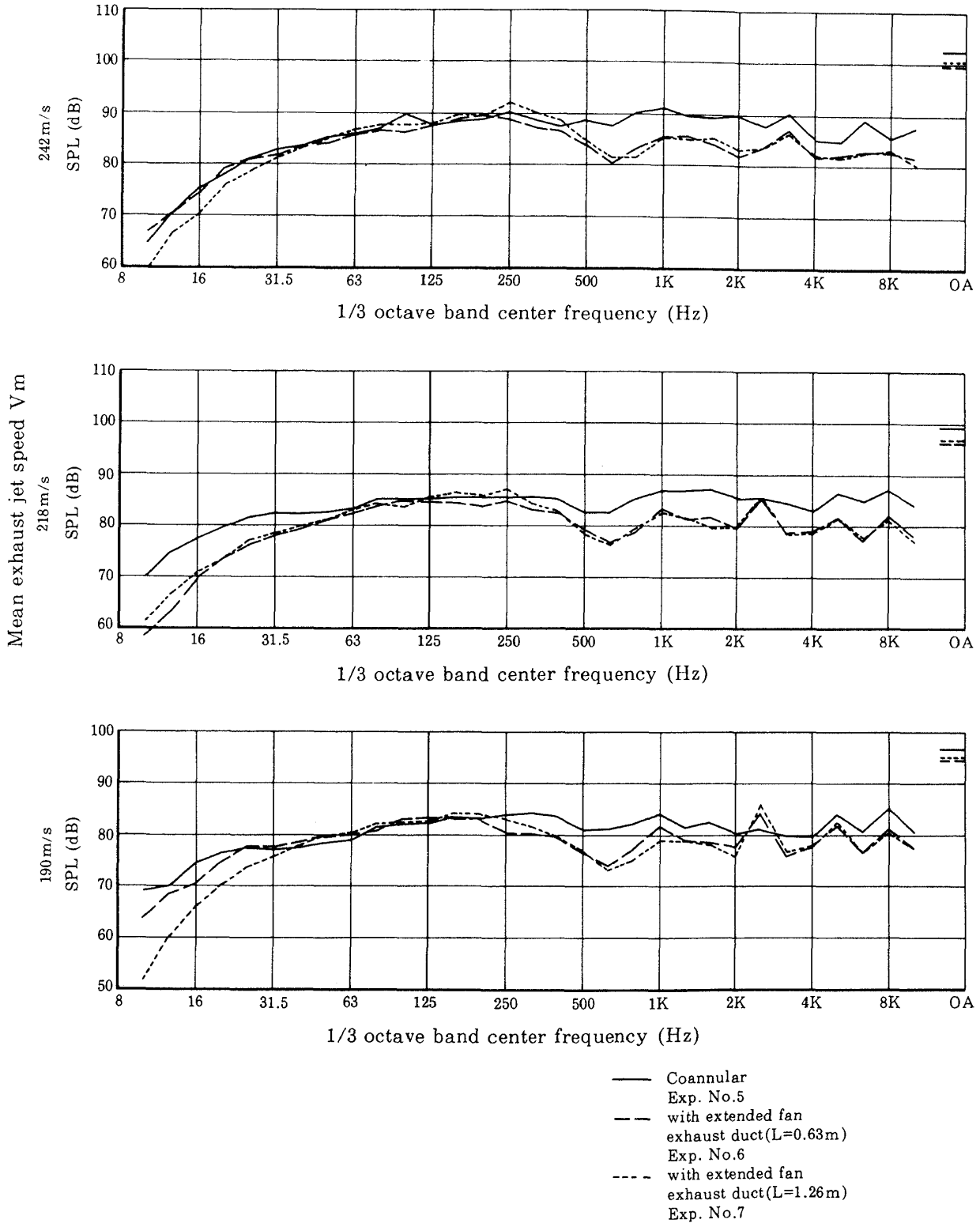
§ 6. まとめ

飛行型空気取入口をもつファンエンジン FJR710 / 20 の地上静止騒音測定試験を行ない、同エンジンの騒音特性、吸音ライニングの消音効果、グラウンドボルトックス抑制器のファン騒音への影響、排気形態がジェット騒音に及ぼす影響などについての資料を得た。

試験結果は次のように要約される。

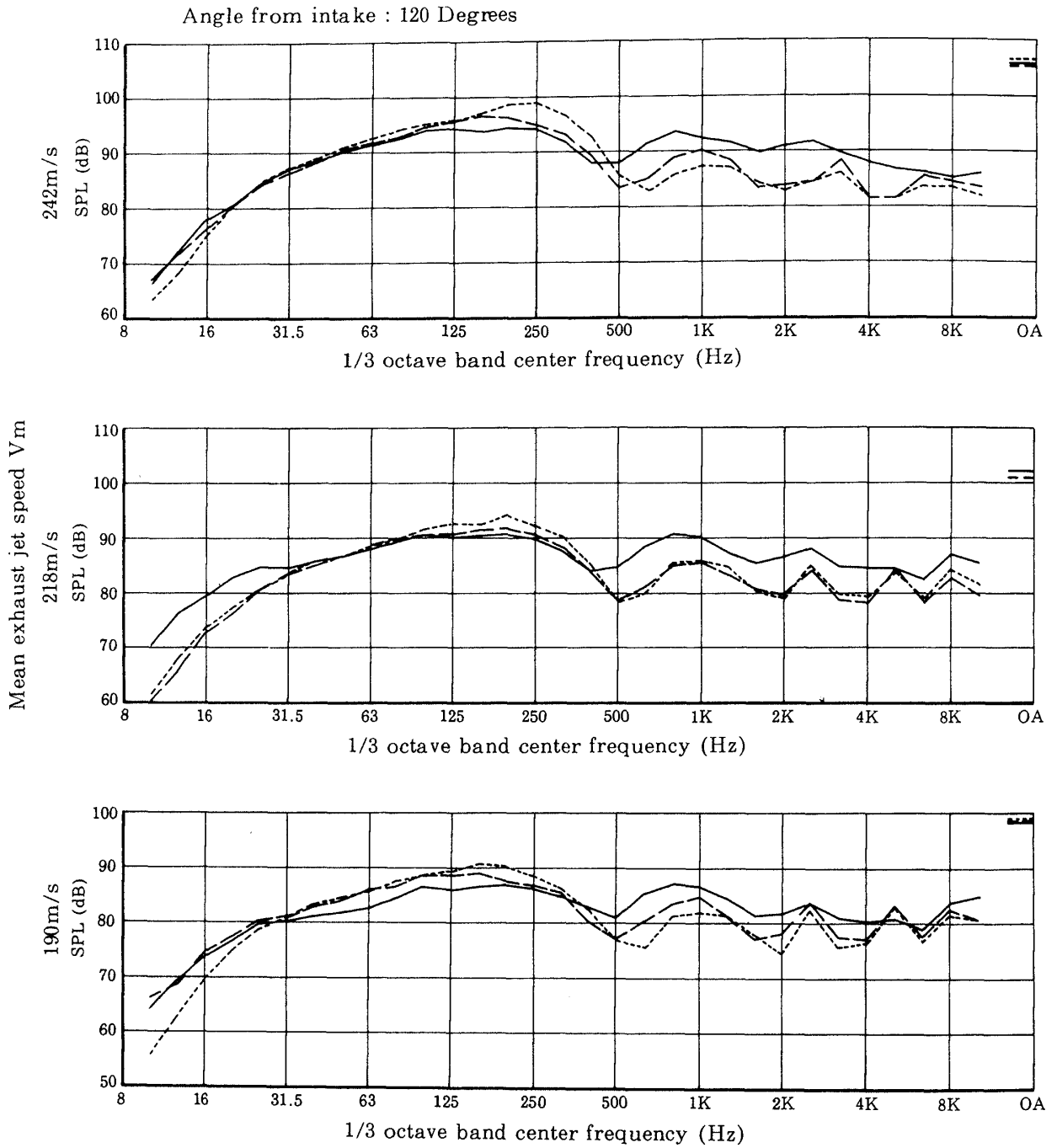
(1) 原形エンジン (吸音ライニングなし, コアニョラ排気) はファン回転速度比 80 % 以上ではエンジン側方付近 (半径 50 m 位置, 最大 122.4 PN dB) が、30 % (アイドル運転状態) では正面方向が最も "やかましい"。また PNL 算出の基礎となる 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルでは 100 % および 90 % 時はファン翼通過周波数 1, 2 次を含むバンドにおいて、80 % 時は 1, 2, 3 次を含むバンドにおいて支配的成分が認められ、30 % 時は 1, 2 次を

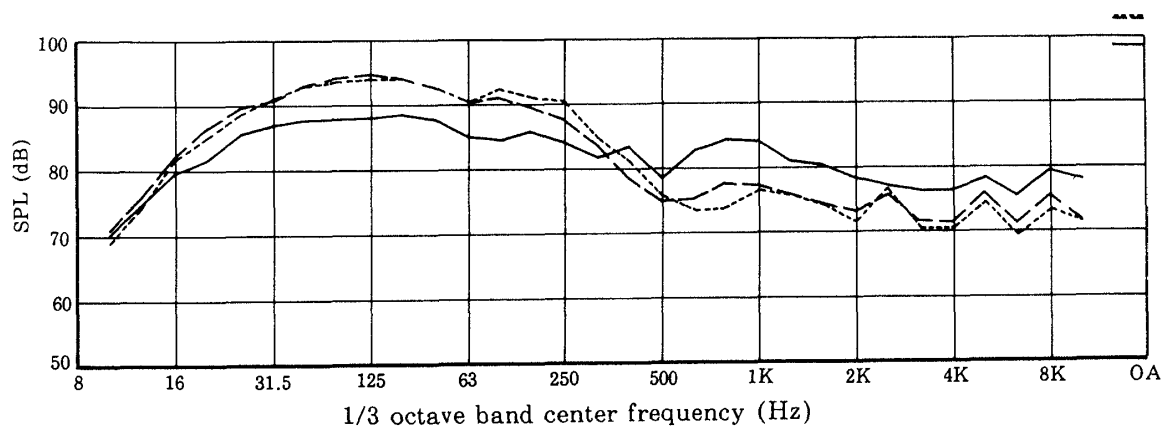
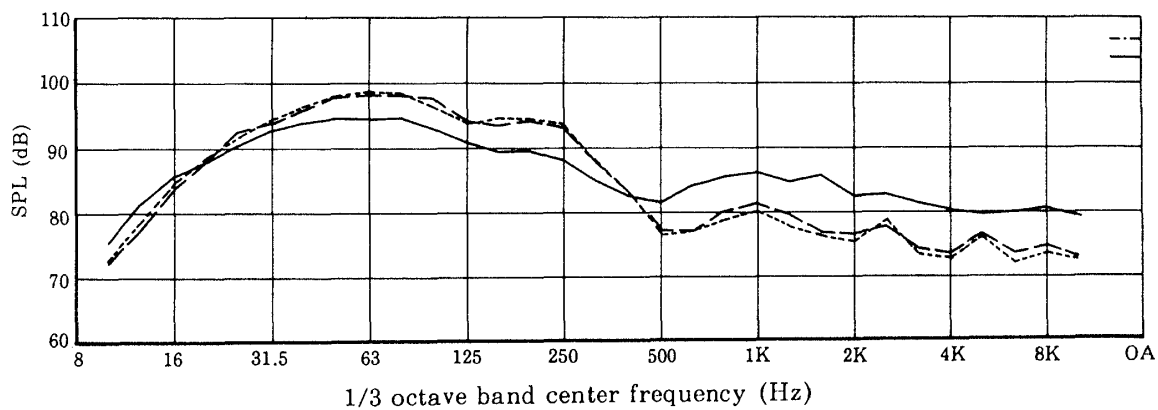
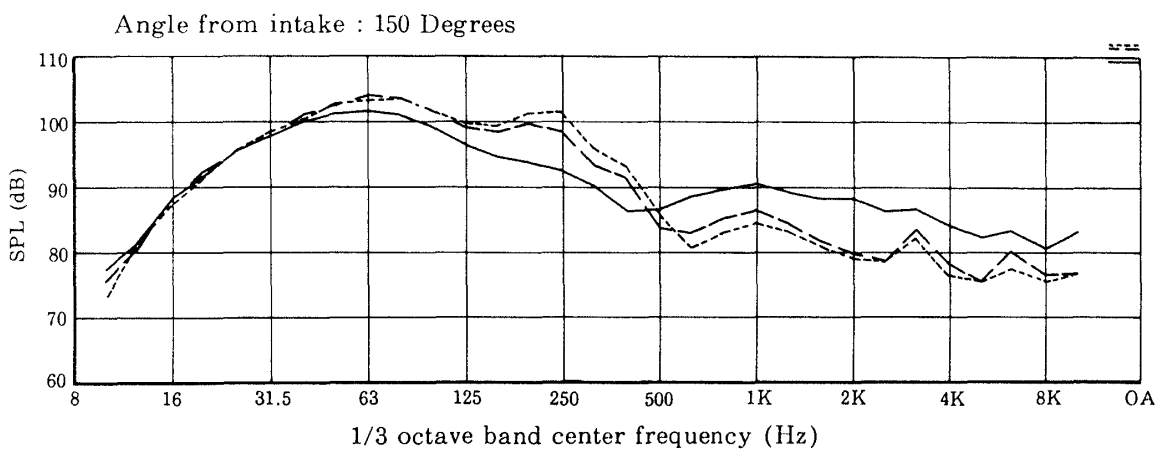
Angle from intake : 90 Degrees

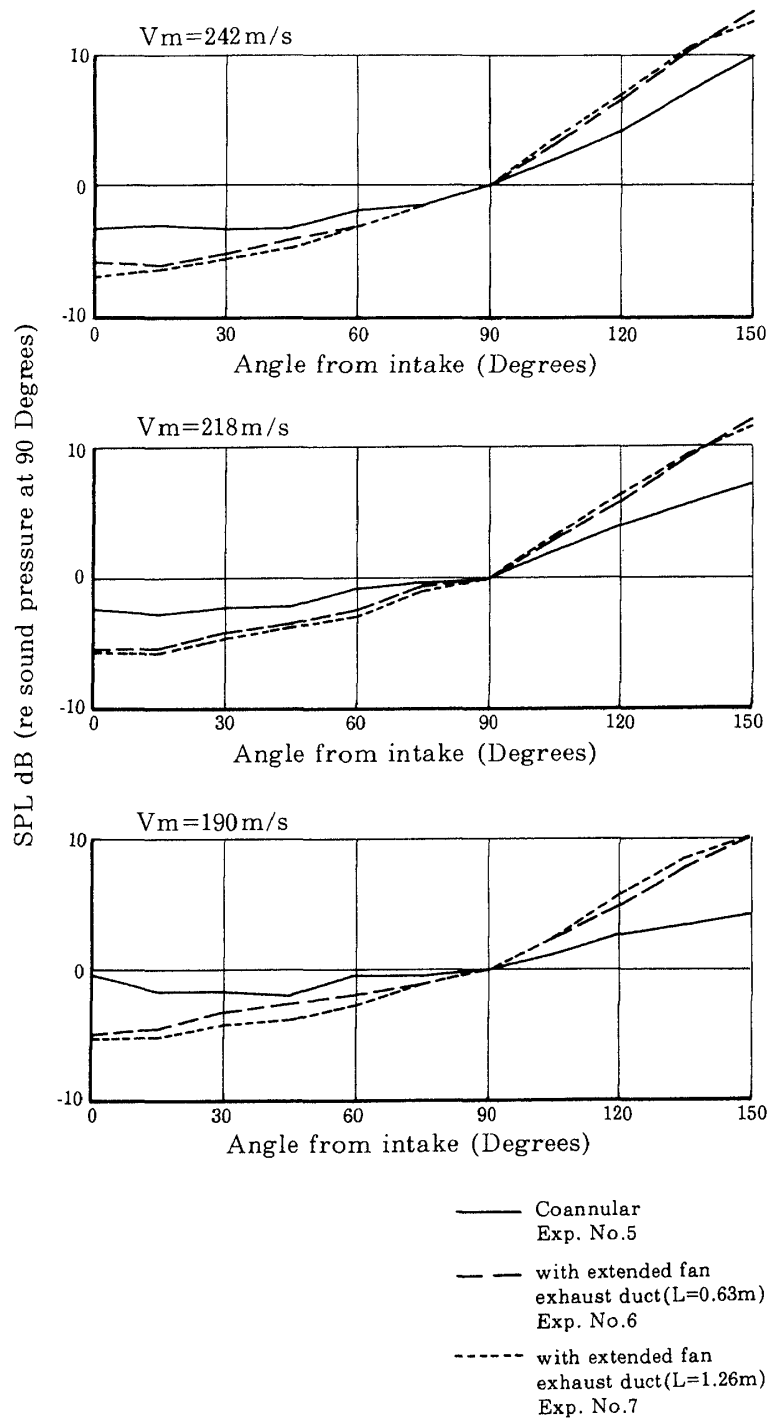


(a) 1/3 octave band sound pressure spectra (50m radius)

Fig. 24 Effect of fan exhaust configurations







(1/3 octave band center frequency 31.5~500Hz)

Fig. 24 (b) Directivities of jet noise

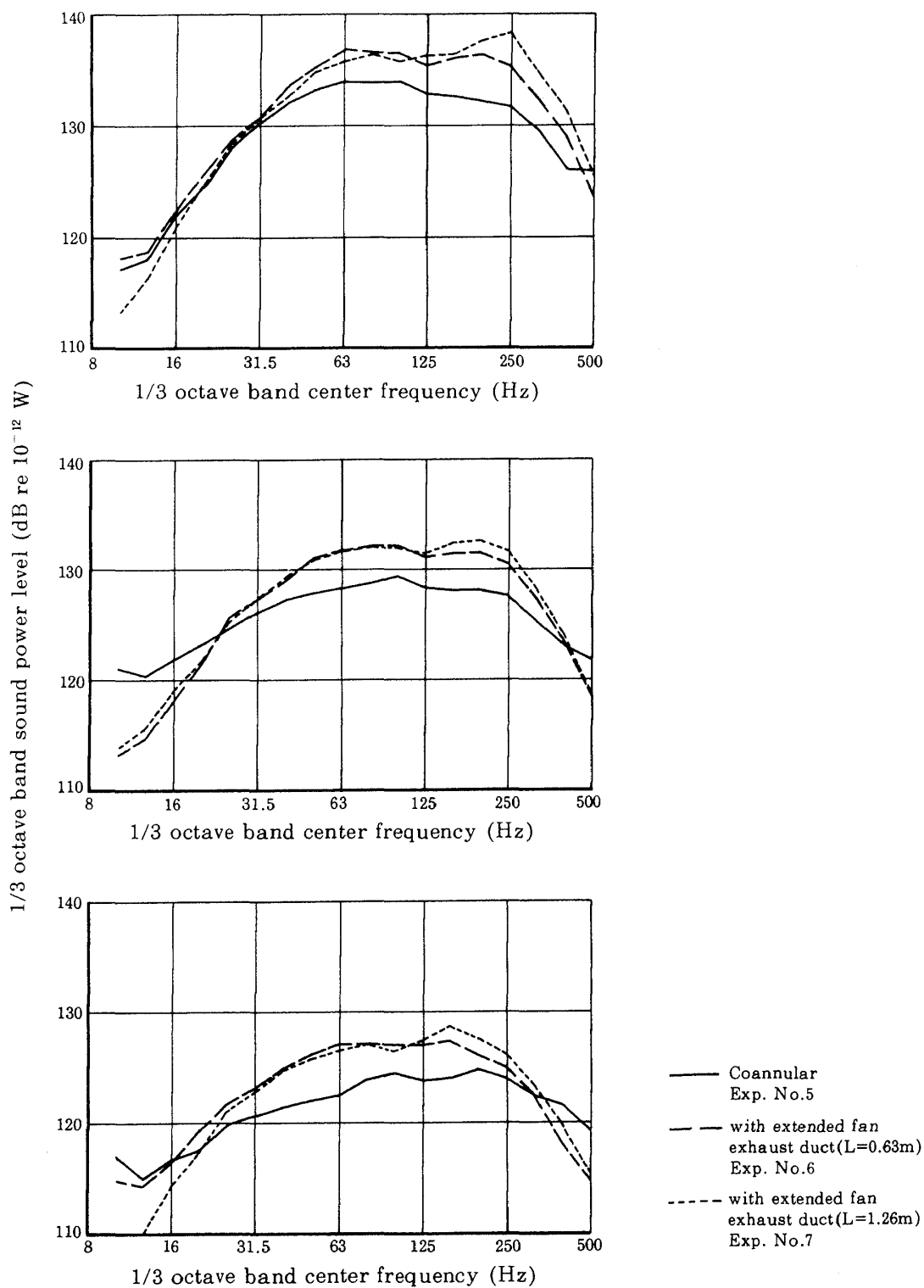


Fig 24 (c) 1/3 octave band sound power spectra of jet noise (rear hemisphere)

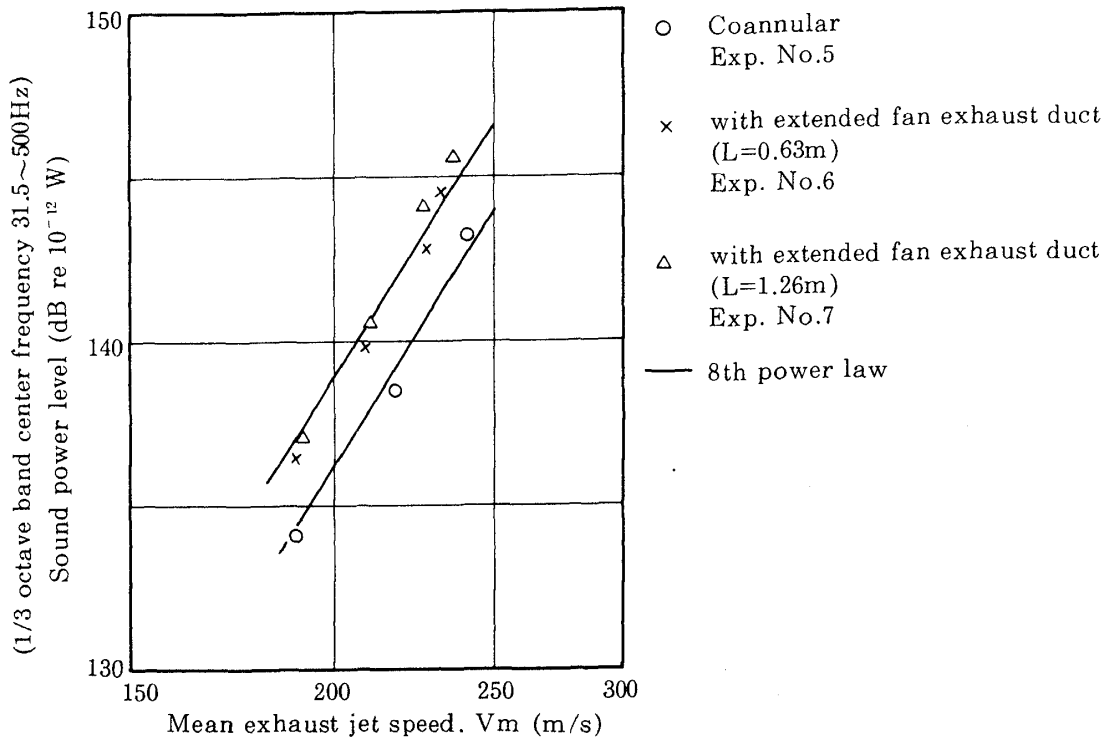


Fig. 25 Dependency of sound power on mean exhaust jet speed

含むバンドでピークは認められるが他のバンドレベルと高々同程度である。

(2) 原形エンジンのPNL(50m側方)及びPWLのエネルギー量(\log_{10} の引数)はファン回転速度比80%以上では概ねエンジンスラストの3乗, ファン回転速度の6乗に比例して変化する。

(3) 空気取入口の壁面音圧測定結果からファン回転速度比80%以上ではバズソーノイズの発生が認められ, 100%時に最も強く開口端近くの壁面では軸回転周波数の10~20次の成分が顕著である。

これらの成分は遠距離場では壁面におけるほど明確ではなく支配的なものではない。

(4) 空気取入口とファン排気ダクトに吸音ライニングを施すことにより, ファン回転速度比80%以上では最もやかましい方向の騒音が低減され, ほぼ一様な指向性になるが100%時のエンジン正面方向はファン翼通過周波数1次成分がほとんど消音されないため若干他の方向よりやかましい(117.6PNdB)。

90%時60度方向で最大9PNdBの消音効果が認められる。

(5) 吸音ライニングによる測定された音響パワ減

衰量の1/3オクターブバンドスペクトルのピーク値は, 空気取入口についてはファン回転速度によってかなり異なる(6~13dB)が, ファン排気ダクトについてはほぼ10dB前後で大差がない(ファン回転速度比30%を除く)。

(6) グランドボルトテックス抑制器のファン騒音に対する有意な影響は, 少なくとも最大回転速度時において認められない。

(7) ファン翼通過周波数成分は, これを含む1/3オクターブバンド音圧レベルの変動が非常に大きいことから, 風などによる非定常なインレットディストーションと動翼との干渉によるものが主体と考えられる。

ファン回転速度比100%のときファン近傍の上流側壁面での翼通過周波数を含む1/3オクターブバンドレベルの変動は相対的に小さく, 動翼と共に回転する衝撃波によるものと考えられるが, この成分は空気取入口が剛壁でも非線型減衰し開口端付近または遠距離場では変動の大きい成分が主体になる。

(8) コアニュラ排気(基本形態)および単一ノズル排気(長短2種類の延長ファンダクト使用)いず

れの場合も、ジェット騒音の音響パワーはエンジンラストと毎秒流量から求められる平均排気速度のほぼ 8 乗に比例して変化する（ファン流速 / コア流速 = 0.874 ~ 1.005）。

平均排気速度と全排気面積を同一に換算してパワーレベルを比較すると、コアニュラ排気の時最も小さく短い延長ダクト、長い延長ダクトの順に大きい。また、単一ノズル排気の場合はコアニュラ排気の人に比べエンジン後方象限への指向性が強まり、前方象限への指向性が弱まる。

参 考 文 献

- 1) 渡辺 実 他；ファンエンジン FJR710 による同筒吸入消音ダクトの実機試験, NAL TM-321, (1976/11).
- 2) 渡辺 実 他；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, NAL TM-401, (1980/1).
- 3) 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-482, (1977/1).
- 4) K.L.Bekofske, R.E.Sheer and J.C.F.Wang ; Fan inlet disturbances and their effect on static acoustic data ASME Paper No.77-GT-63, (1977).
- 5) E.E.Callaghan etc ; Investigation of jet engine noise reduction by screens located transversely across the jet, NACA TN-3452, (1955/5).

航空宇宙技術研究所資料 446号

昭和56年9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 三興印刷
東京都新宿区信濃町12 三河ビル
