ISSN 0452-2982
UDC 621.452.323

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-455

ファンエンジンFJR710/20の騒音測定試験(2)

渡辺　実・武田克己・鳥崎忠雄

DP-55

1982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* 近藤　博* 藤井　昭一** 田辺　義一**
エンジン搭載・運転	吉田　晃* 中山　普* 新井　伸夫　他4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* 藤沢　良明*
騒音測定・分析	武田　克己** 渡辺　実** 西腕　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

図　目　次

表　目　次

ファンエンジンFJR710/20の騒音測定試験(2)*

渡辺　実**　武田克己**　鳥崎忠雄**

§1. まえがき

先に，飛行型空気取入口をもつ試作ファンエンジンFJR710/20の騒音測定試験を実施し，同エンジンの騒音特性，空気取入口およびファン排気ダクトの吸音ライニングの消音効果，延長ファン排気ダクトのジェット騒音への影響などについて報告した。[1)]

本報告は基本的なエンジンダクトの形態は前回と同じであるが，空気取入口開口端のリップ部を地上静止運転用のベルマウスに替えると共にコアエンジンの排気形態を替えて行なった騒音測定試験の結果について示すものである。主な内容は次のようなものである。

(1)　ベルマウス付き空気取入口の吸音ライニングの消音効果

(2)　コアエンジンの排気形態が騒音に及ぼす影響

(3)　コア排気ノズル壁面変動圧力と遠距離音圧との相関

(4)　エンジン騒音測定値の軸対称性

§2. ファンエンジンFJR710/20

FJR710/20は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いて開発された最大スラスト5トン，バイパス比6.5のファンジェットエンジンである。同機の構造その他詳細は参考文献1)，2)に示されているが，回転機械の翼枚数は騒音に関係が深いので表1に転載しておく。

本実験には5号機(E005)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および計測孔の配置を図1に示す。コアエンジン排気部にはプラグノズルが取り付けられているが，これは従来型のコーンノズル(2点鎖線)に取り替えることができる。またプラグノズルのときはそのダクト壁を吸音壁(吸音パネル記号X)または剛壁とすることができる。

空気取入口およびファン排気ダクトの形態は，空気取入口の開口端を飛行型のリップから地上運転用のベルマウスに取り替えたことを除くと前回試験時と同じであり，空気取入口の吸音パネルは剛壁に取り替えることができる。

ダクトライニングとして用いられている吸音パネルは孔あき板，ハネカムコア，背面板を接着(但しXは溶接)した構造である。その諸元を表2に示す。

図1に示したダクト形態で屋外運転装置に設置されたFJR710/20を図2に示す。

§4. 実験方法

当所角田支所の屋外運転装置にファンエンジンFJR710/20を水平に設置(エンジン回転軸地上高さ2.5m)し，一定の設定回転速度で運転中のエンジン性能および騒音を測定した。

エンジンの設定回転速度は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)，70%，30%(アイドル運転状態)の5種類とした。各実験において設定された実回転速度を表3に示す。

実験は表3に示したように，空気取入口またはコア排気形態の異なる4種類のダクト形態について行なったが，ファン排気ダクトは常に吸音壁とした。

遠距離場での騒音測定は図3に示すようにエンジン中心から半径50mの円周上15度毎の11点(地上高さ2.5m)にマイクロホンを配置して行なったが，実験番号1，2については15度毎の測定直後にマイクロホンを移動し，7.5度毎の測定とした。録音時間は約2分とした。

* 昭和56年11月28日受付
** 航空機公害研究グループ

表 1 FJ R710/20 の回転機翼枚数

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

表 2 吸音パネル諸元

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
Core exhaust duct		X	0.092	1.15	3.6	0.51	12.7	0.70**

* : Double-layer
** : 0.47m^2 on outer wall

表 3 ファン設定回転速度 (RPM)

Experiment No.	Nominal fan speed ratio		100%	90%	80%	70%	30%
	Intake	Core exhaust	Takeoff		Landing approach		Idle
1	Hard	Soft wall plug	5,820(13,650)	5,320(13,300)	4,750(12,800)	4,130(12,200)	1,730(9,030)
2	Soft	Soft wall plug	5,830(13,780)	5,330(13,400)	4,730(12,830)	4,120(12,270)	1,730(9,030)
3	〃	Hard wall plug	5,830(13,710)	5,330(13,420)	4,700(12,880)	4,110(12,330)	1,730(9,000)
4	〃	Hard wall Cone	5,800(13,740)	5,360(13,360)	4,750(12,700)	4,100(12,150)	1,730(9,000)

( ) : Core engine speed, RPM

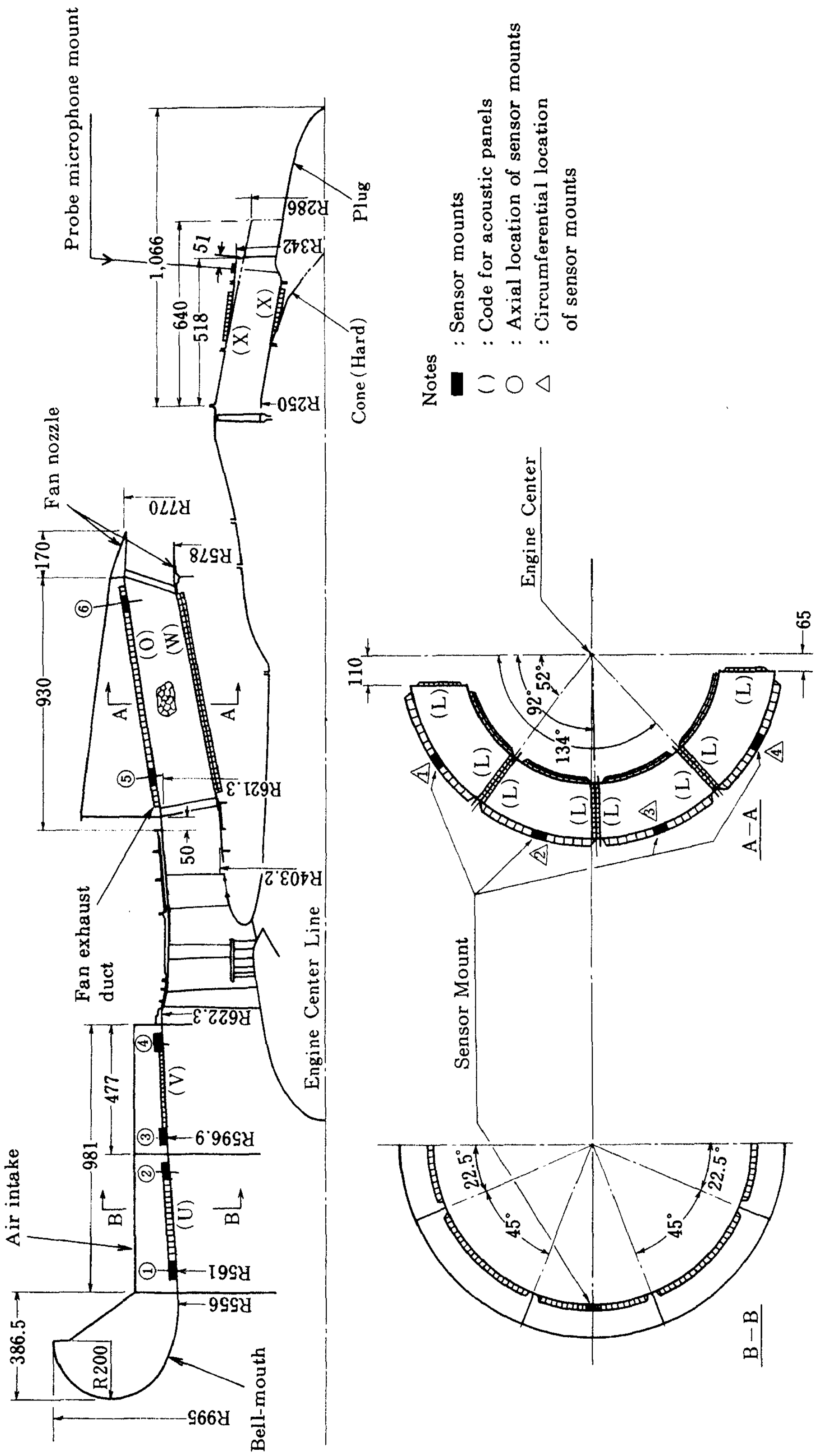
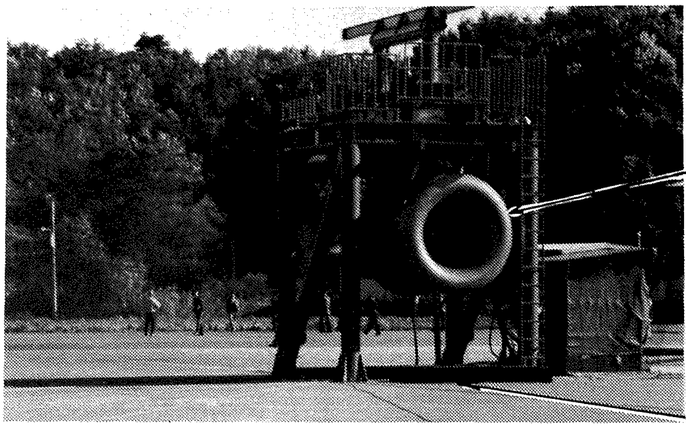
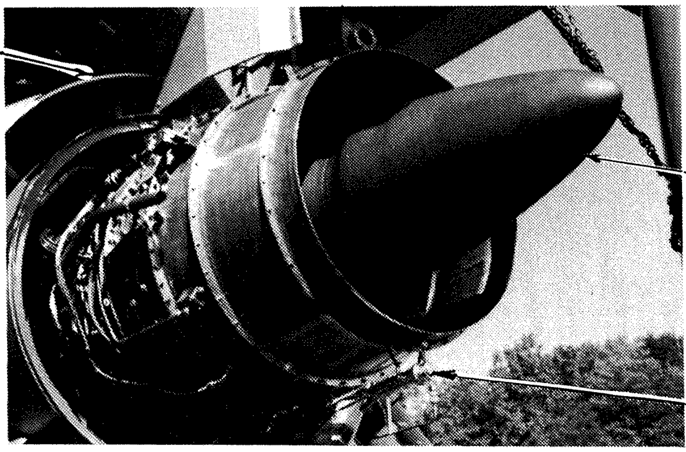


図1　エンジンダクト形態（mm）



(a) Front view



(b) Rear view

図 2 FJ R710/20

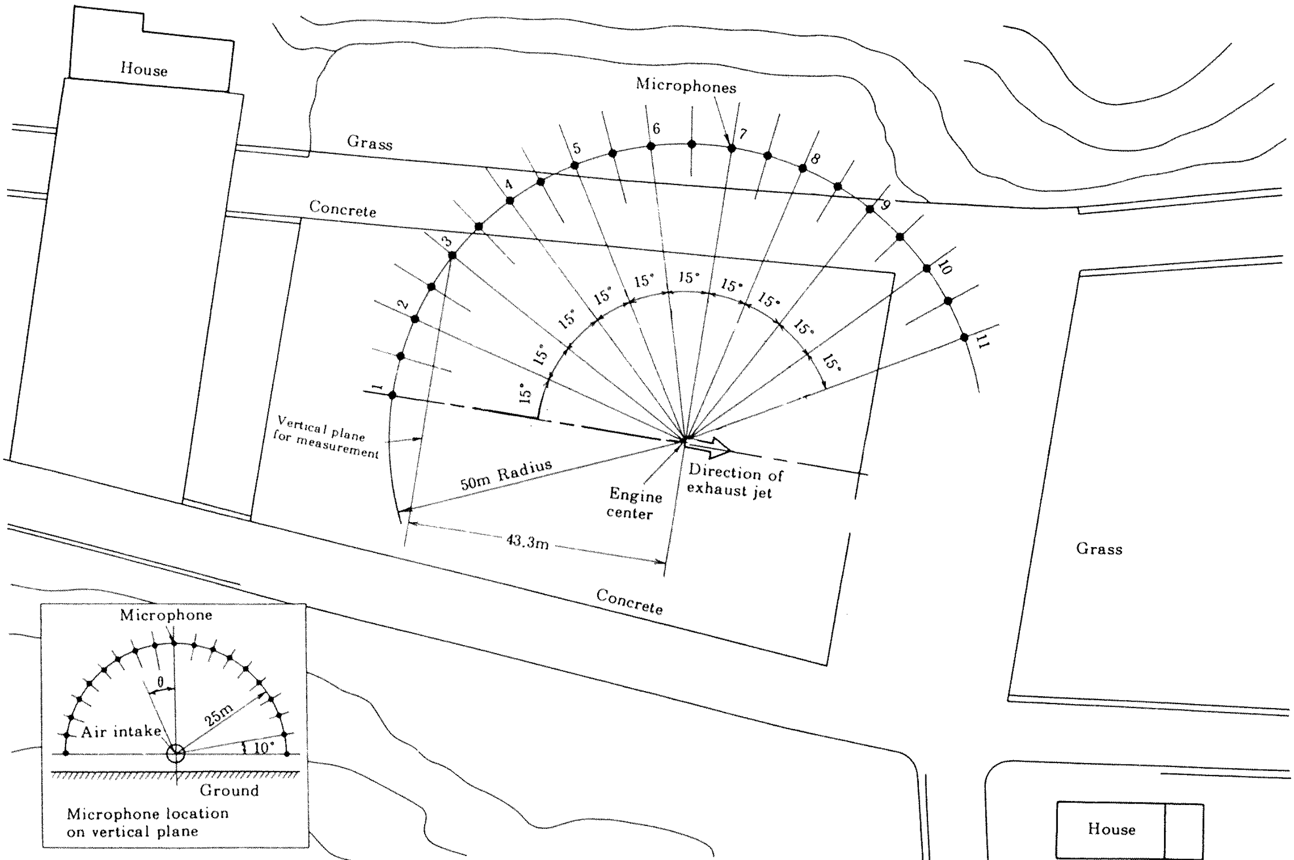


図 3 マイクロホンの配置

また実験番号 4 のファン回転速度比 90 %については，エンジン中心から 43.3m 前方のエンジン回転軸に垂直な平面内でエンジン回転軸を軸とし半径 25m のアームでマイクロホンを約 10 度毎に移動し，エンジン騒音測定値の軸対称性を調べた（図 3 参照）。回転アームの長さおよび角度はトランシッタで測定したが，測定面の垂直性は目視によった。測定には長時間を要するので，エンジン騒音の大きい変動を監視するため，図 3 における測定位置 3 に固定マイクロホンを置き，移動マイクロホンと同時に，2 チャンネルデータレコーダに騒音を 1 点につき約 1 分間録音した。図 4 はクレン車を用いた本測定状況を示したものである。

空気取入口及びファン排気ダクトの壁面変動圧力の測定は図 1 に示した計測孔にマイクロホンを振動膜面がダクト壁面と同一面になるように設定して，主として実験番号 4 について行なった。

コアダクトの壁面変動圧力の測定は，図 1 に示したようにコア排気孔開口端から 51mm 上流の壁面に，プローブマイクロホンを設定（実験番号 1，2，3）して行なった。相関を調べるため遠距離場マイクロホンと同時録音した。プローブマイクロホンは高温からマイクロホンを保護するため図 5 に示すような水冷式とした。その設定状況は図 2 に示されている。

図 6 はプローブマイクロホンの周波数レスポンスを示したものである（B & K 社 UA 0040 付属較正器による）。1 kHz まではほぼ平坦な振幅特性である。

使用測定器は，軸対称性の測定にダイレクト 2 チャンネルデータレコーダ（NAGRA Ⅳ - SJ 型），コアプローブマイクロホンに 1/4 インチコンデンサマイクロホンカートリッジ（ACO 7017型）およびプリアンプ（ACO 4016型）を使用した他は，前回測定時[1]と同様である。

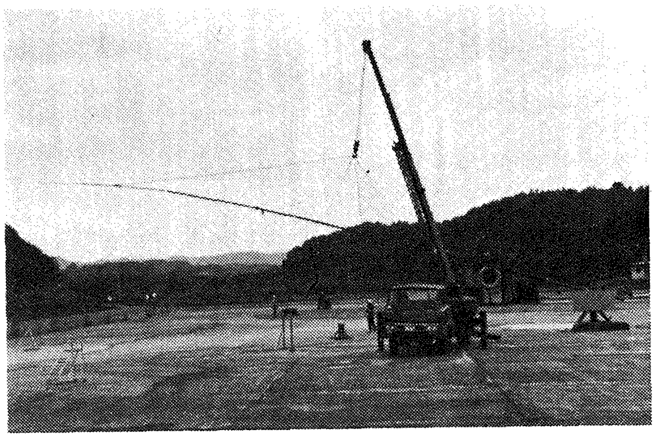


図 4　エンジン回転軸まわりの騒音測定

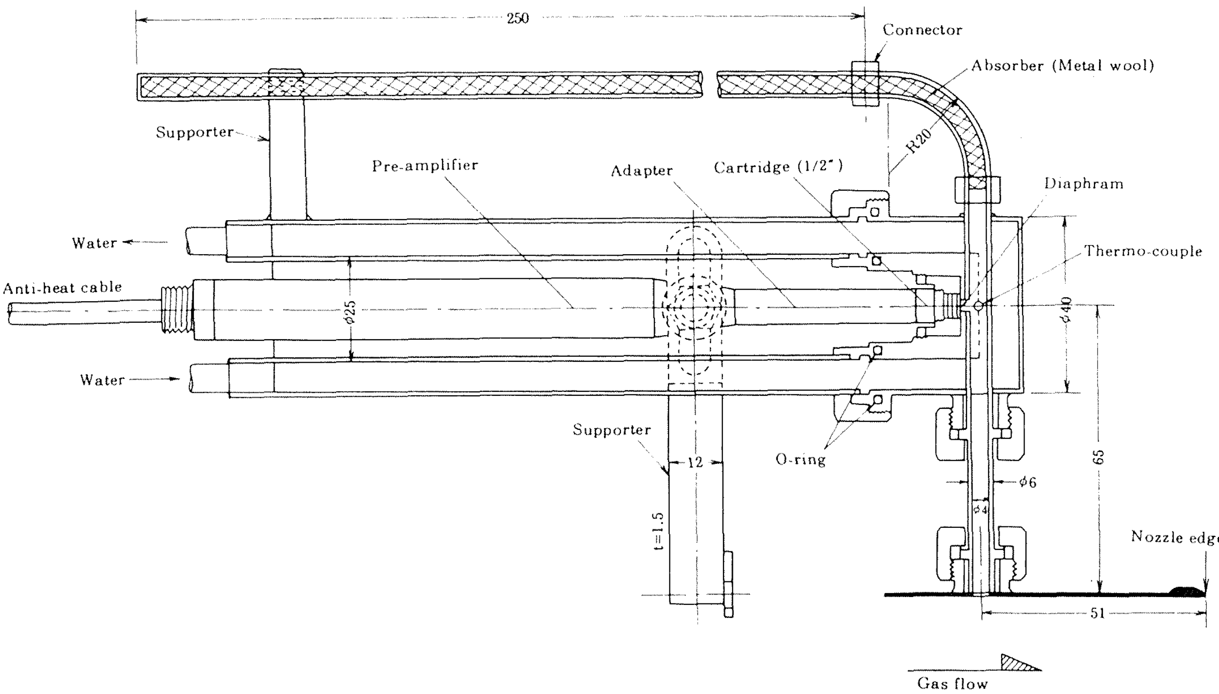


図 5　水冷式コアプローブマイクロホン（mm）

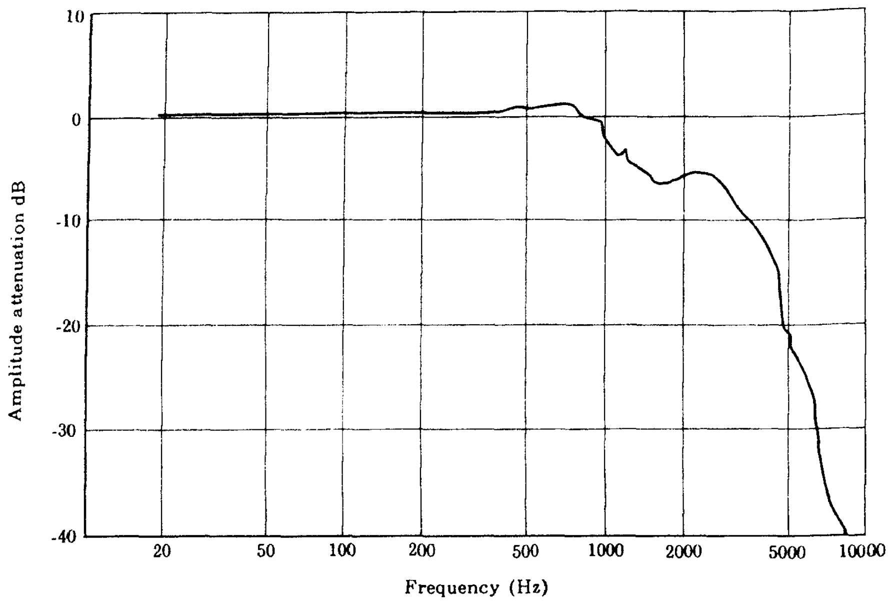


図6 コアプローブマイクロホンの周波数レスポンス

表4 大気条件

Experiment No.	Atomospheric temperature(°C)	Relative humidity(%)	Wind speed(m/s)
1	1 5	6 0	0
2	1 8	4 0	2～5
3	2 2	4 5	1～9
4	1 6	5 0	0

実験は昭和53年10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表4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，ファン（低圧系）回転速度，コア（高圧系）回転速度，エンジンスラストなどを騒音測定と並行して測定した。

空気流量やファン圧力比の測定には，発生騒音に影響を及ぼす可能性の大きい温度や圧力の測定管を挿入する必要があるので，これらの測定は別途 Check run において行なった。

図7に修正ファン回転速度に対する修正スラスト，修正空気流量，ファン圧力比の特性を示す。修正値はエンジン入口修正である。

測定結果は示していないがファン回転速度とコア回転速度は全測定を通じてほぼ一定の関係にある。

なお Check run は実験番号1のダクト形態で行なったものである。

5.2 空気取入口の吸音ライニングの効果

ファン排気ダクトおよびコアダクト壁は吸音壁とし，プラグノズルを取り付けた形態で，ベルマウス付き空気取入口が剛壁のとき（実験番号1）と吸音壁のとき（実験番号2）の測定半径50m位置における騒音測定結果を図8（－1～5）に示す。

図8－1はダクト壁が剛壁のとき（実線）と吸音壁のとき（点線）の1/3オクターブバンド音圧スペクトル（平均回数15）を対比して示したものであ

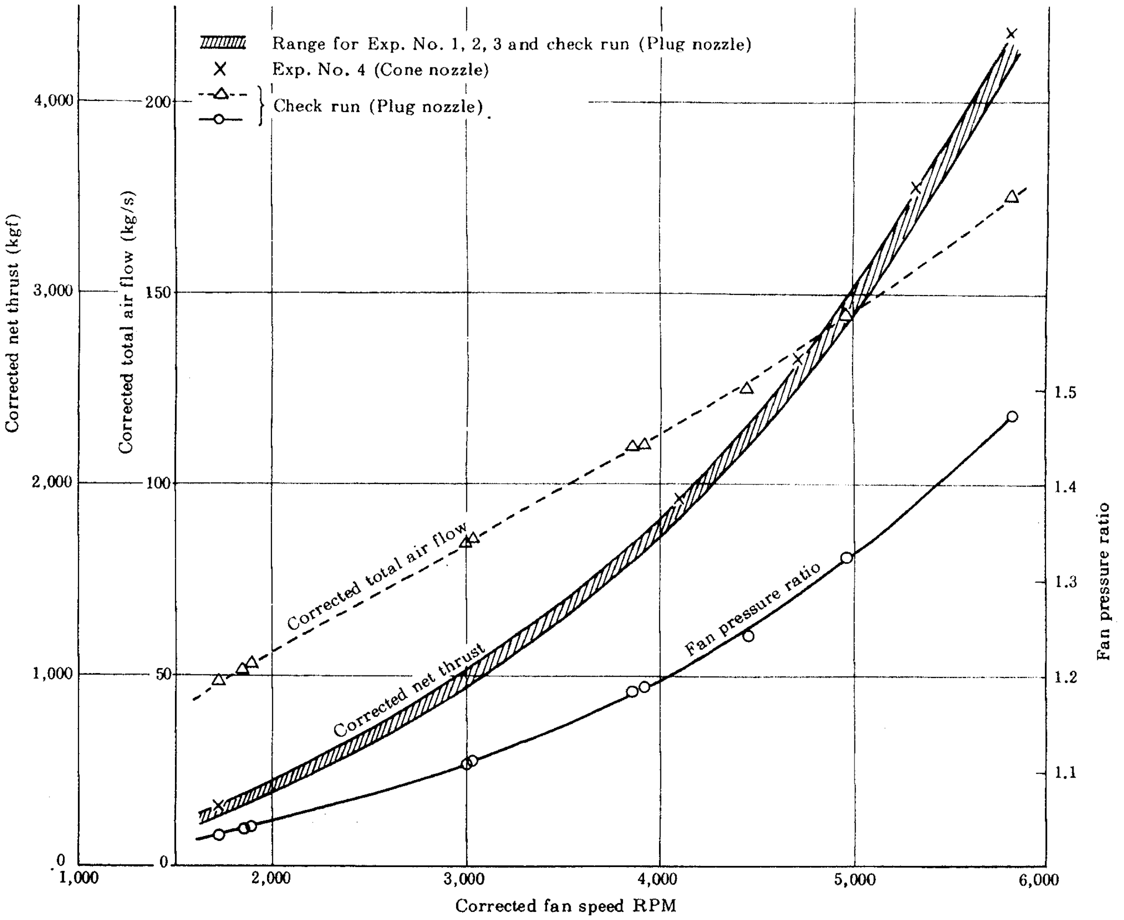


図 7　エンジン性能

り，図 8 － 2 はこれに対応した 20Hz バンド音圧スペクトル（平均回数 250）を示したものである。

実線と点線のレベル差は一応，吸音ライニングの測定された消音効果を示すが，図 8 － 1 でファン回転速度比 30 %時に特に著しい低周波数でのレベル差は，実験番号 2（点線）の測定が風の影響(Wind noise)を受けているためである。実験番号 1 の測定がほとんど無風下にあったのに対し，2 の測定がかなりの風速下にあったことは表 4 に示したとおりである。

回転速度と回転機械の動翼枚数から算定できる周波数成分については図 8 － 2 に注釈を付けた。

図 8 － 2 においてバスソーノイズは 100 %時に著しいが，吸音ライニングによってほとんど消えている。ファン翼通過周波数とその高次成分（F(1st), F(2nd)…）は 70%以上で支配的成分として認められ，消音後も残っている。

ブースト段(動翼枚数 65）の翼通過周波数（100 %時約 6.3 kHz）はファン翼通過周波数 2 次（100 %時約 6.4 kHz）に近いためその成分はスペクトル上に独立したピークとしては表われていない。しかしブースト段翼通過周波数（B(1st)）とファン翼通過周波数（F(1st)）の和音（B(1st)＋F(1st)）は，ファン翼通過周波数 3 次成分のレベルが小さいのでこれと区別できる成分としてスペクトル上に表われている。

ファン回転速度比 70 %以下では，上記周波数成分の他，圧縮機 1，2，3 段の翼通過周波数(C1(1st), C2(1st), C3(1st))成分，圧縮機 1 段翼通過周波数（C1(1st)）とファン翼通過周波数（F(1st)）との和差音（C1(1st)±F(1st)），低圧タービン 4 段翼通過周波数（LP4(1st)）成分などのピーク成分が認められる。

図 8 － 3 は 7.5 度毎に測定された 1/3 オクターブバンド音圧レベルから計算された音響パワスペクトルを空気取入口のダクト壁が剛壁のときと吸音壁

のときを対比して示したもので，図８－４はそのレベル差（音響パワ減衰量）の1/3オクターブバンドスペクトルを示している。ファン翼通過周波数１次成分は回転速度比100％，90％においては1/3オクターブバンド中心周波数3.15kHzのバンドに，80％，70％においては2.5kHzのバンドにほぼはいり，減音量のスペクトルはこれらのバンドにおいてピークを示しているが回転速度による大きいピークレベルの差異は認められない。30％時は１次成分は支配的なものではなく減音量のスペクトルも比較的平坦である。

なお図８－４において実線は図８－３に示した音響パワ（エンジンを中心とする半球面にわたっての音の強さの積分値）のレベル差を示し，点線はエンジン前方象限だけの積分による音響パワのレベル差を示している。

図８－５は指向性の対比で空気取入口の吸音ライニングの消音効果を示したものである。

図８－５(a)，(b)は各々PNL（Perceived noise level）及びOASPL（Overall sound pressure level）での指向性を示したものであるが，実験番号２（点線）のファン回転速度比30％時は前述のように風がマイクロホンに当ることによる影響を受けている。低周波数成分はPNLには余り寄与しな

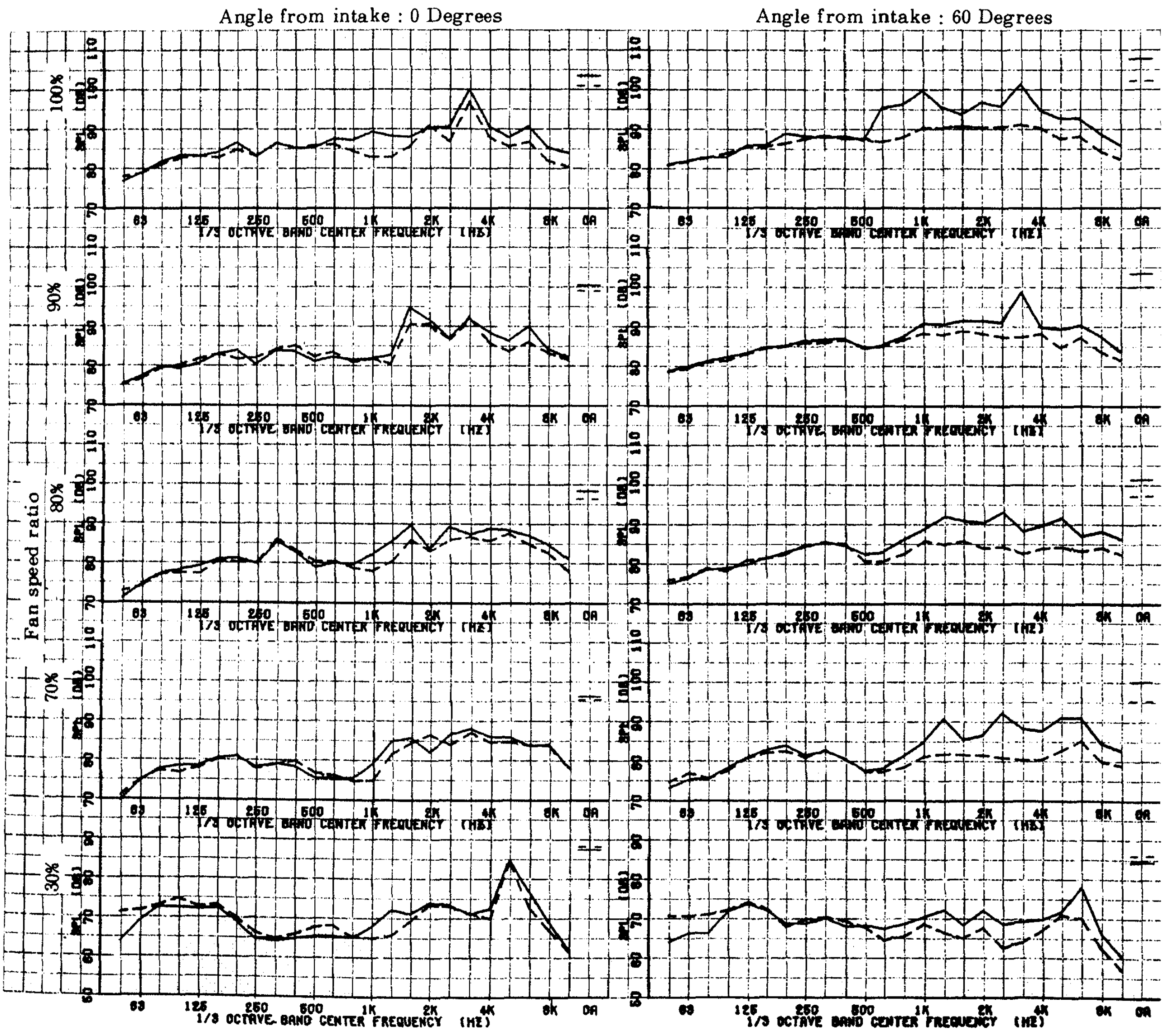


図８－１　1/3オクターブバンド音圧スペクトル（測定半径50m）

図８　空気取入口の吸音ライニングによる消音

いが，OASPLには直接寄与するので，この影響はOASPLの指向性に明確に表われている。

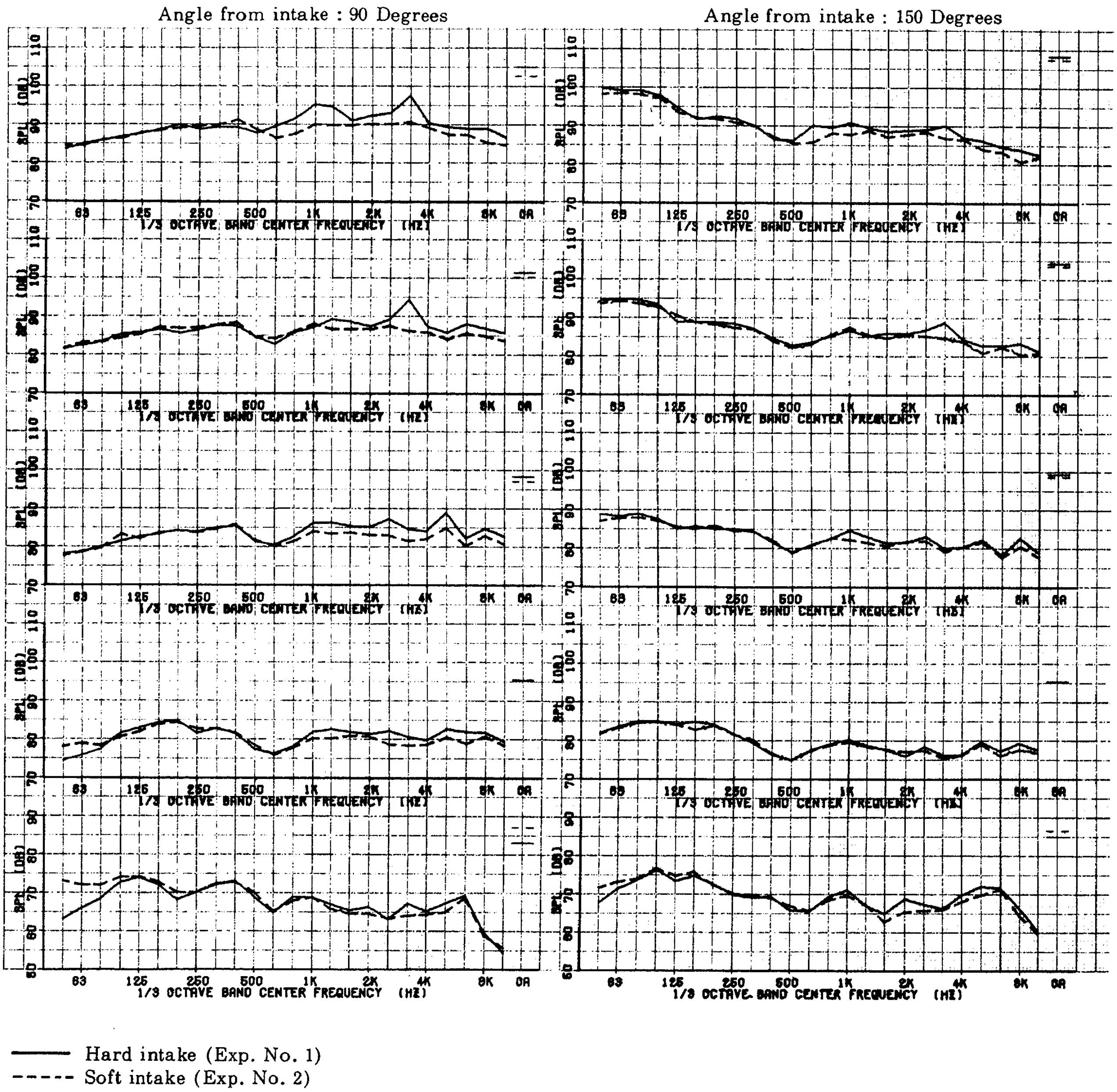
回転速度比70％以上では，測定された消音効果に回転速度による大きい差異はなく，最大，PNLで7dB，OASPLで5dB程度である。

図8－5は20Hzバンド音圧スペクトル（図8－2）からファン翼通過周波数1，2，3次成分として，各々バンド幅100Hz，200Hz，300Hzでとり出した音圧レベルの指向性の対比を100％時と80％時について示している。

100％時，80％時共，支配的騒音である1次成分に対する消音効果が最も大きいが，100時のエンジン正面方向付近だけはほとんどこれに対する消音効果が認められない。

Fig.9はエンジン正面50m位置における全帯域音圧レベル及び中心周波数2.5kHzと3.15kHzの1/3オクターブバンド音圧レベルの時間的変動を示したものである。

ファン翼通過周波数成分は，動翼自身の回転や動静翼干渉による他，地上運転時には大気乱れと動翼との干渉によっても発生するので，風の影響で発生騒音自体が大きく変動することがある。図9においては，実験番号2の100％及び90％時の翼通過周波数成分（3.15kHzのバンド）に最も著しいレベ



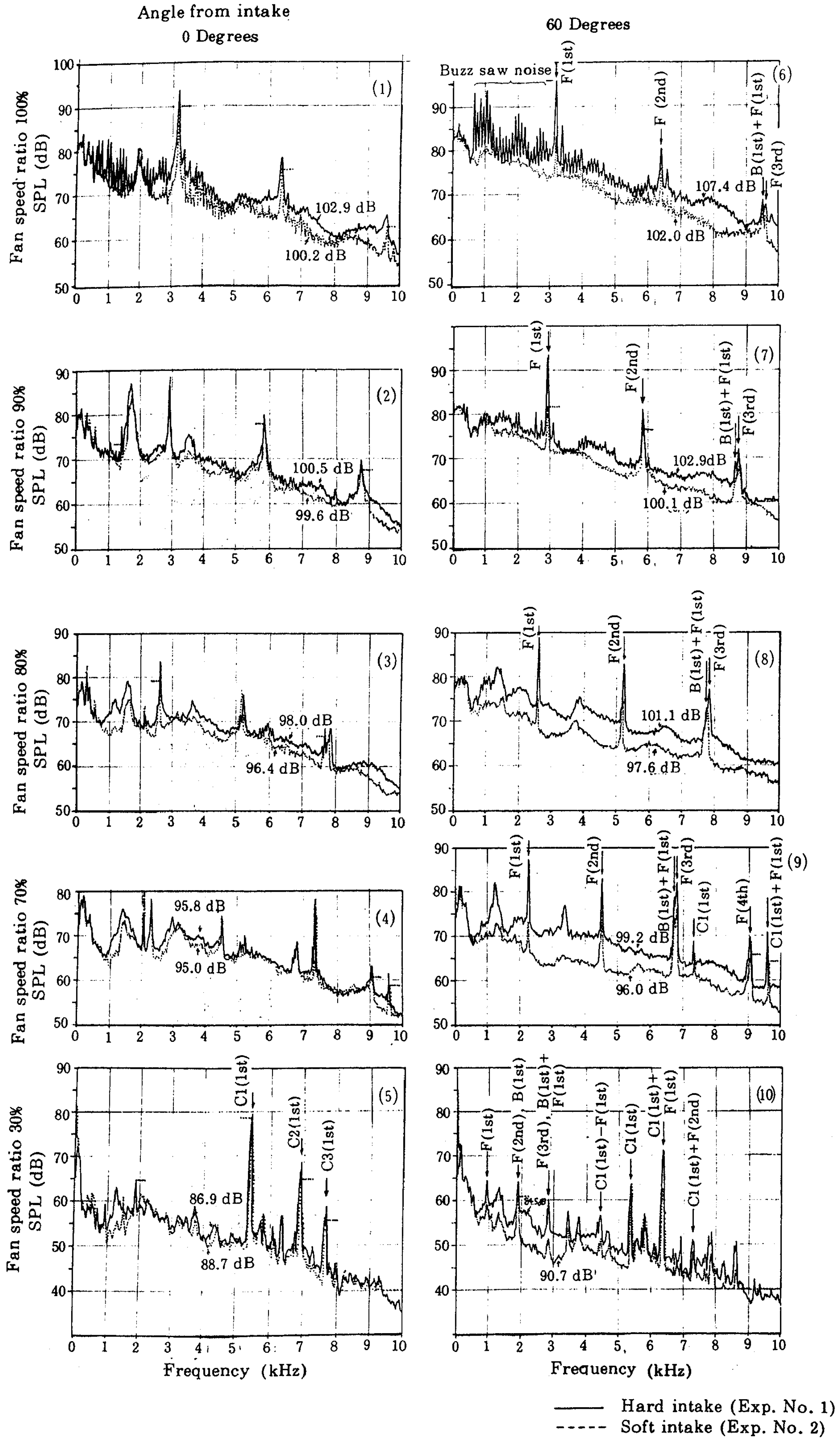
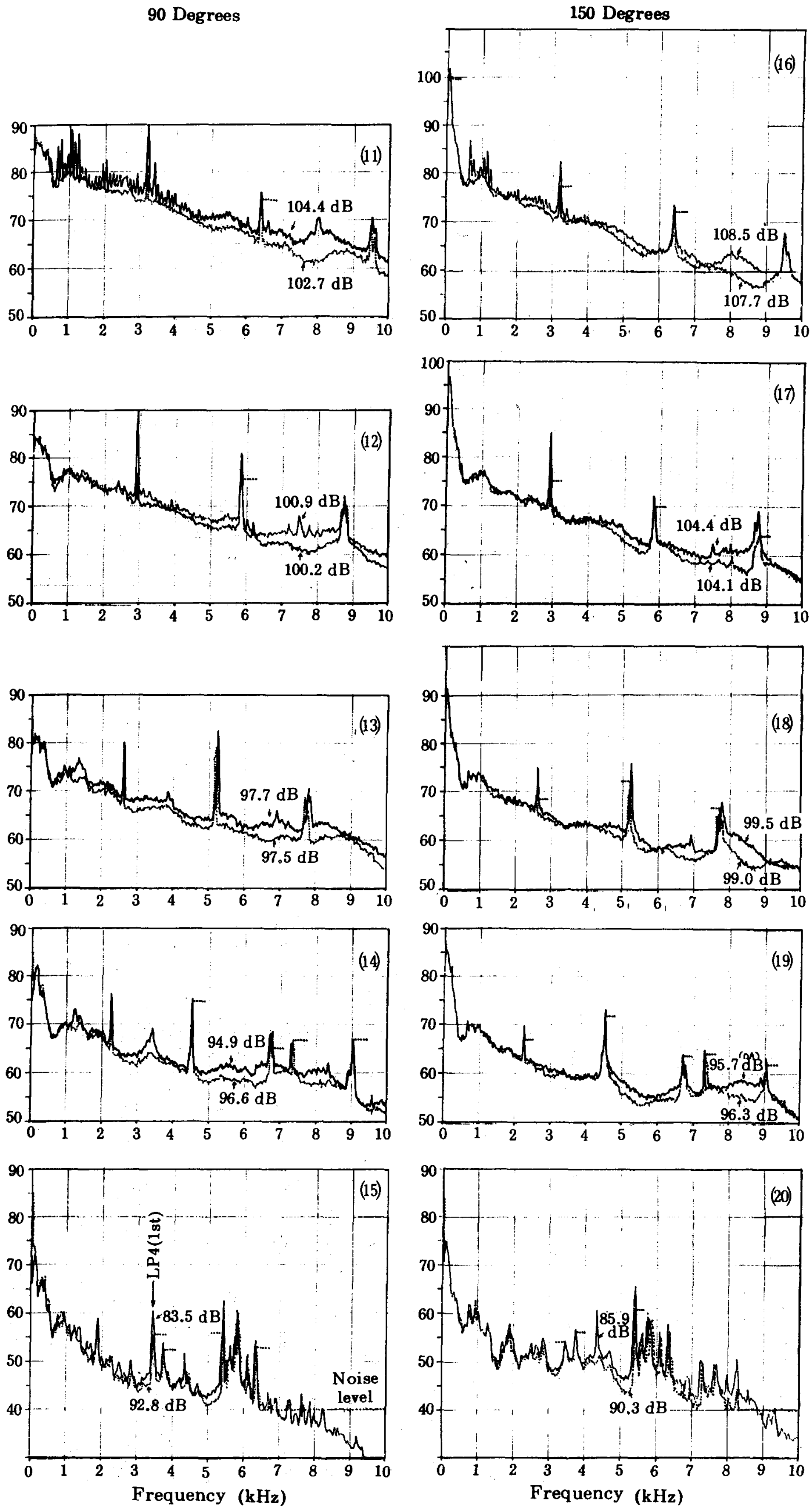


図 8－2　20 Hz バンド音圧スペクトル（測定半径 50 m）



F : Blade passing frequency of fan
B : 〃 booster
C1 : 〃 compressor 1st stage
C2 : 〃 compressor 2nd stage
C3 : 〃 compressor 3rd stage
LP4 : 〃 low pressure turbine 4th stage
( ) : Harmorics order

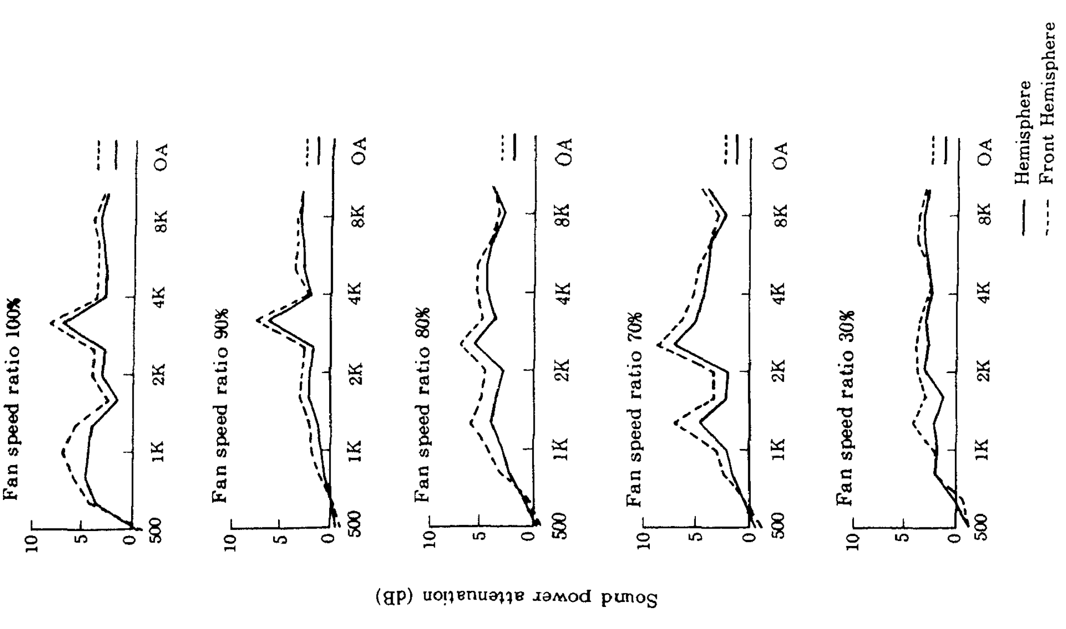


図８－４ 1/3オクターブバンド音響パワ減衰量スペクトル

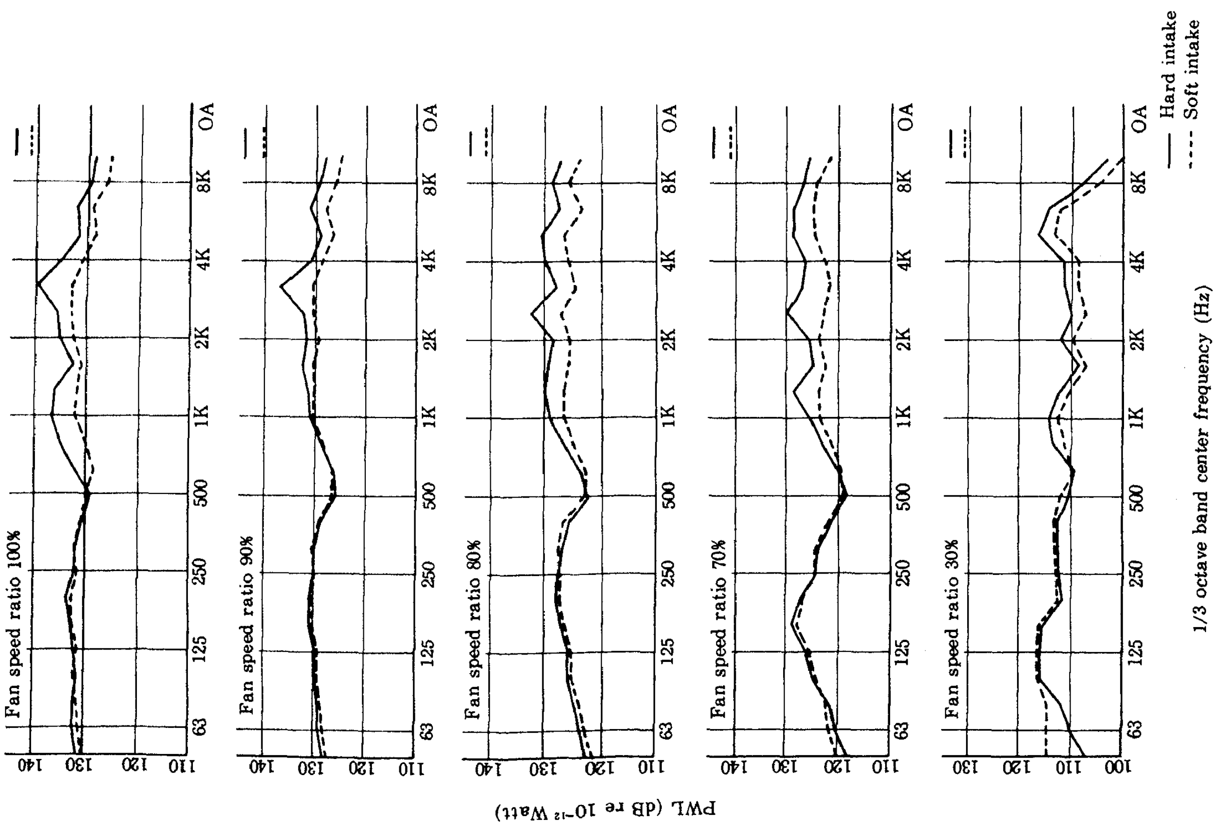
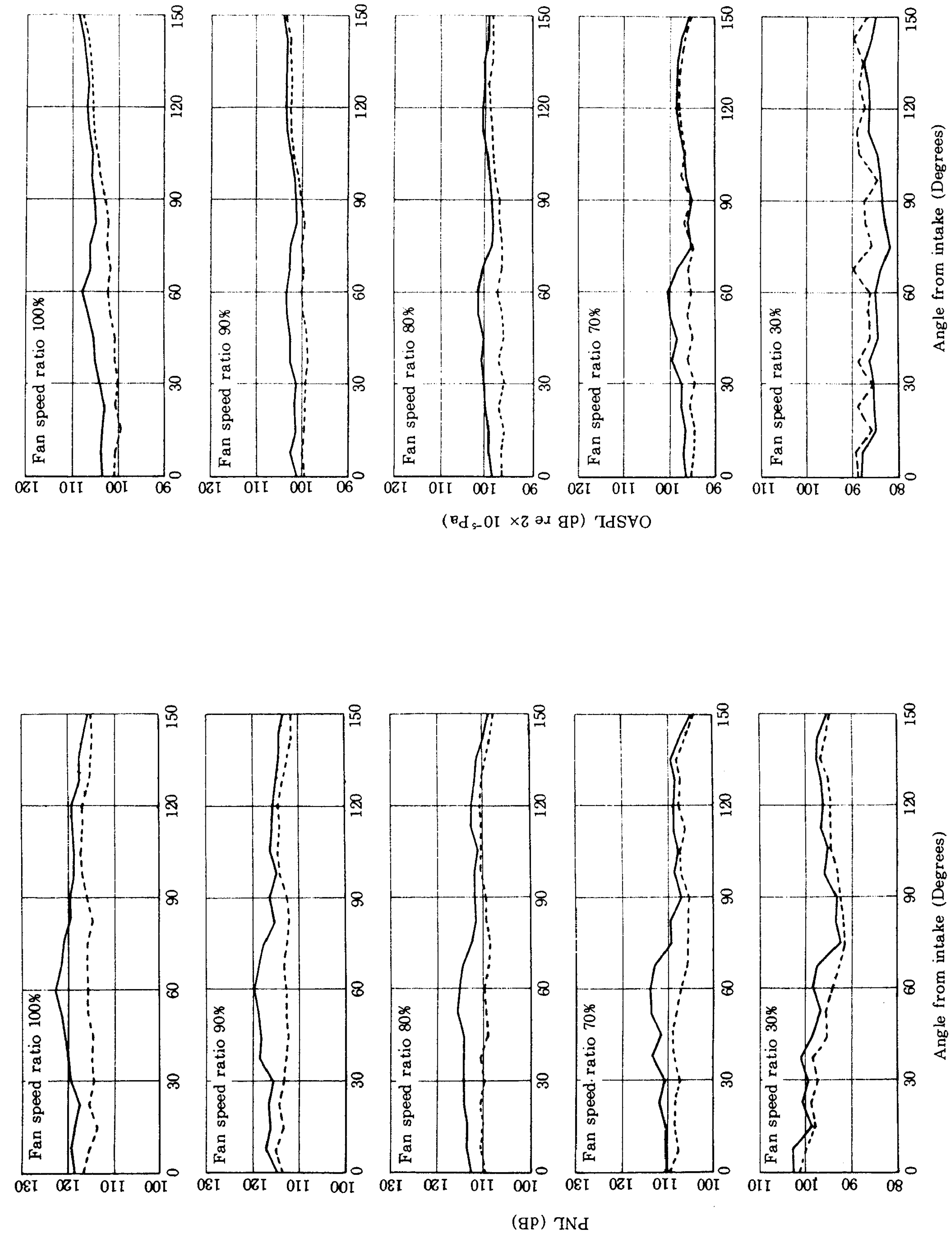


図８－３ 1/3オクターブバンド音響パワスペクトル

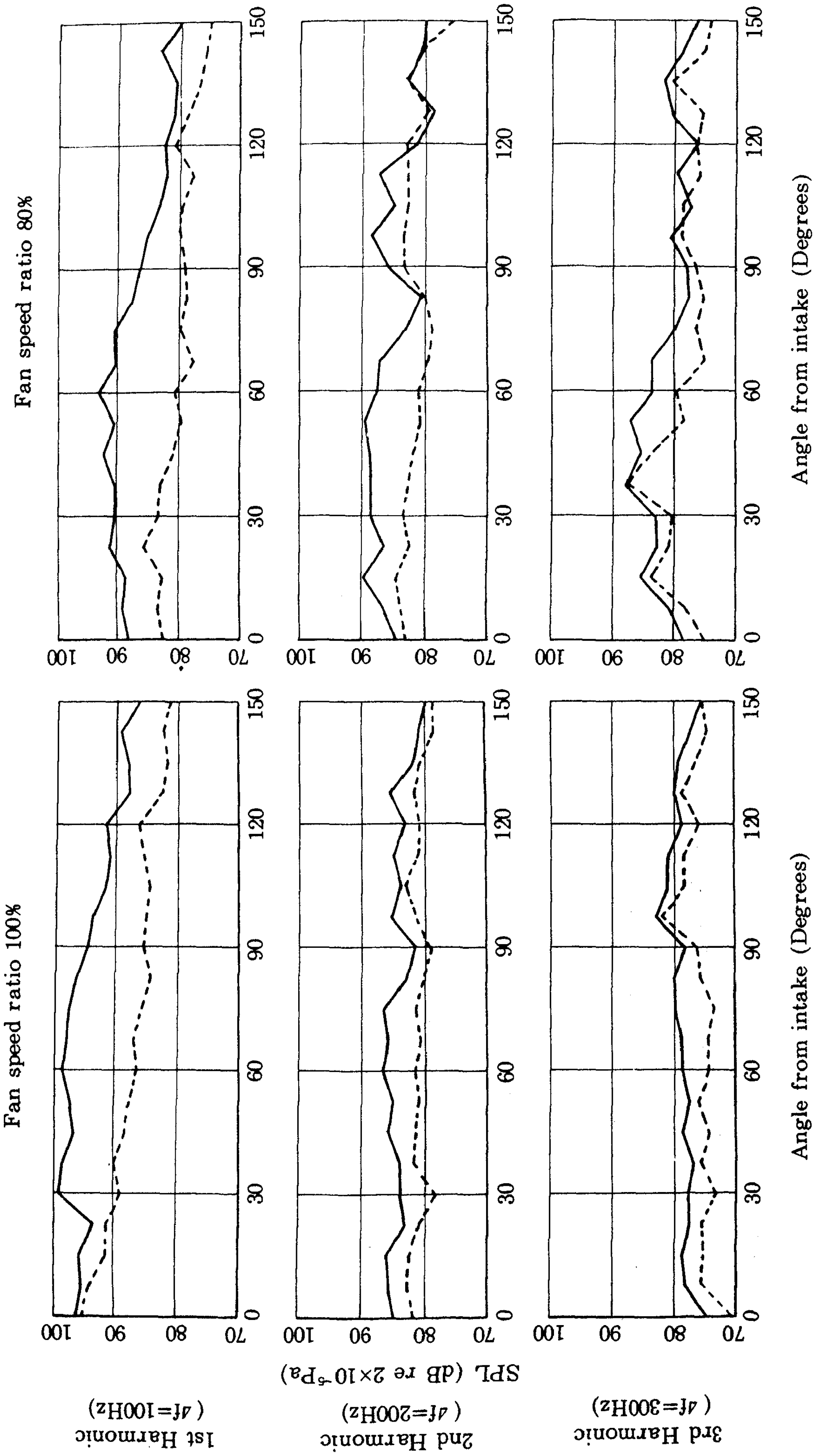


(a) Perceived noise level

(b) Overall sound pressure level

—— Hard intake (Exp. No. 1)
---- Soft intake (Exp. No. 2)

図8－5　指向性（測定半径 50m）



(c) Fan blade passing frequency and its harmonic tones

ル変動が認められる。図中，BPFと記されたものがファン翼通過周波数成分を含んでいる。

5.3　コア排気形態が騒音に及ぼす影響

空気取入口及びファン排気ダクトを吸音壁とした状態でコア排気側を〔プラグノズル及び吸音壁〕，〔プラグノズル及び剛壁〕，〔コーンノズル及び剛壁〕とした形態が各々実験番号2，3，4に対応している。

なお実験番号3．4のファン回転速度比100％及び90％時には並行してエンジン排気速度分布測定を実施したため，騒音データがその影響を受けているので，本節の試験結果は80％以下だけについて示す。

図10－1，2は従来型のコーンノズルのとき（実験番号4）とプラグノズルのとき（実験番号3）の騒音を，1/3オクターブバンドおよび20Hzバンドのスペクトルで比較したものである。

プラグノズルは排気ジェットの減速状況に影響を与えてジェット騒音を減少させると考えられている[3)]が，本測定結果（図10－1)でも，125Hz以下の低周波数領域において150度方向で若干の低減が認められる。

また他の周波数領域においても差異が認められるが，風の影響など他の要因もあるので，必ずしもコアノズルの影響とは断定できない。実験番号3の30％時は特に風がマイクロホンに当る影響が著しい。

図10－3，4は，プラグノズルの状態でコアダクト壁が剛壁のとき（実験番号3）と吸音壁のとき（実験番号2）の騒音を，1/3オクターブバンド及び20Hzバンドのスペクトルで比較したものである。

図10－4でより明らかなようにファン回転速度比30％時の低圧タービン4段翼通過周波数（3.4 kHz）の他，高周波数領域において吸音ライニングの効果が認められる。

5.4　空気取入口及びファン排気ダクトの壁面変動圧力

空気取入口及びファン排気ダクトを吸音壁とした状態（実験番号4）で，各々のファン側と開口端側で測定された壁面変動圧力の測定例を図11に示す。軸方向測定位置は図1に示したように空気取入口のファン側を④，開口端側を①，ファン排気ダクトのファン側を⑤，開口端側を⑥で表わしている。周方向測定位置は空気取入口については前視右側，排気ダクトについては，前視左側△である。

図11－1はファン側と開口端側の1/3オクターブバンド圧力レベルを対比して示したもので，図11－2はこれに対応した20Hzバンド圧力レベルを示している。ファン翼通過周波数成分については，空気取入口のファン側と開口端側で最大30 dB近いレベル差が認められるが，これは吸音ライニングの効果の他，非線型的な減衰効果によるものと考えられる。

図11－3はダクト内の各測定位置における変動圧力レベルの時間的変動（平均時間0.1秒，ペンスピード200mm/s）を全帯域（Overall）レベル及び中心周波数2.5kHzと3.15kHzの1/3オクターブバンドレベルについて示したものである。ファン翼通過周波数は回転速度比100％及び90％時には3.15kHzのバンドに，80％及び70％時は2.5kHzのバンドにほぼ該当している。

空気取入口のファン近傍（④）において，ファン翼通過周波数成分は回転速度比100％及び90％のときに比べ，80％及び70％のとき著しい変動を示している。

変動の大きい翼通過周波数成分は主に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って発生するが，100％時および90％時には，ファン近傍ではバズソーノイズの原因となる衝撃波がロータと共に回転することによる翼通過周波数成分が支配的であり，これが比較的変動が小さいものと考えられる。

空気取入口の開口端側（①）においては，翼通過周波数成分は大きく減衰している（図11－2参照）ので，これを含む1/3オクターブバンドレベルの変動状況に，回転速度による大差はみられない。

ファン排気ダクト内は吸入側に比べ変動が小さく，開口端側（⑥）では，翼通過周波数成分はほとんど消滅している（図11－2参照）ので最も変動が小さい。

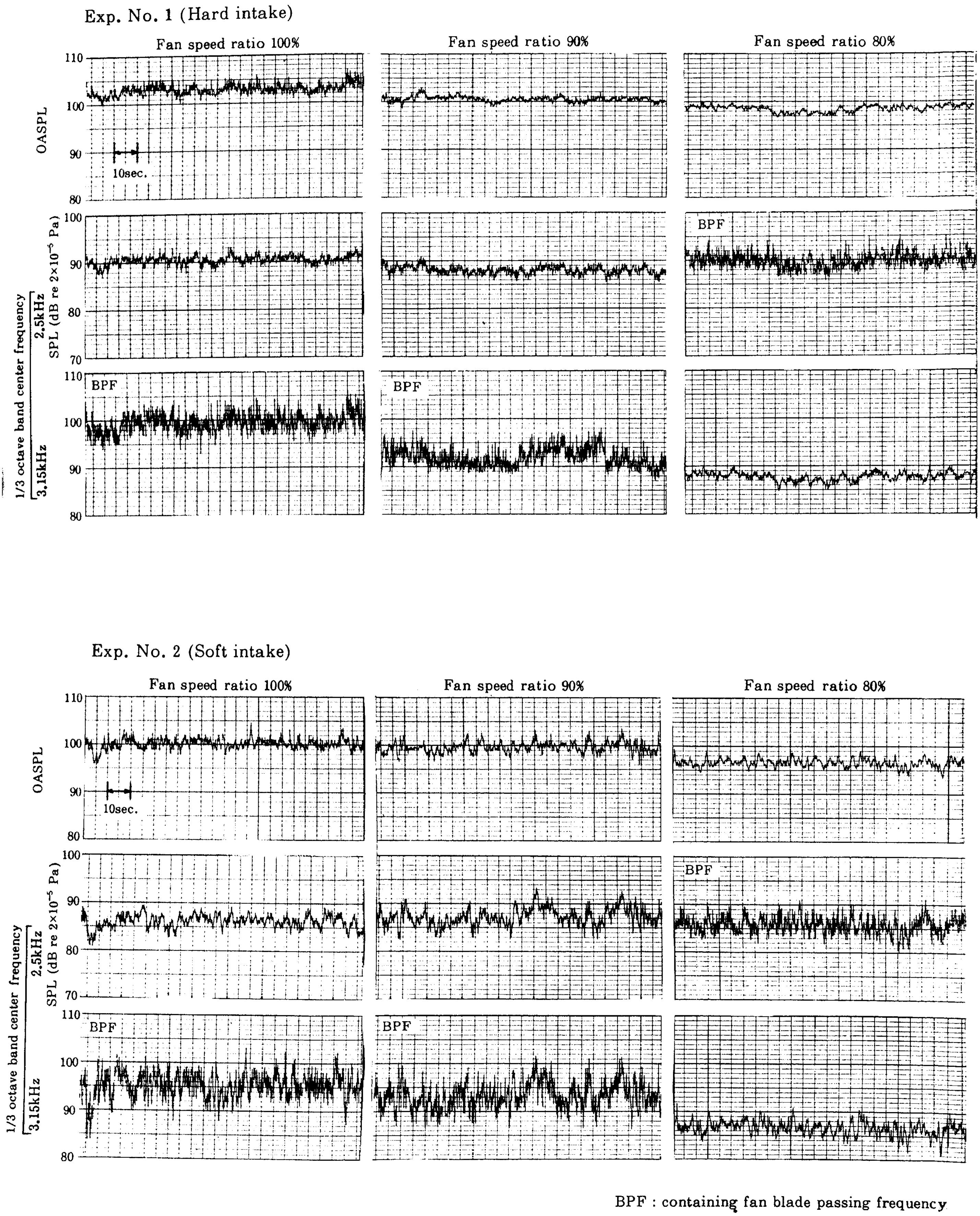
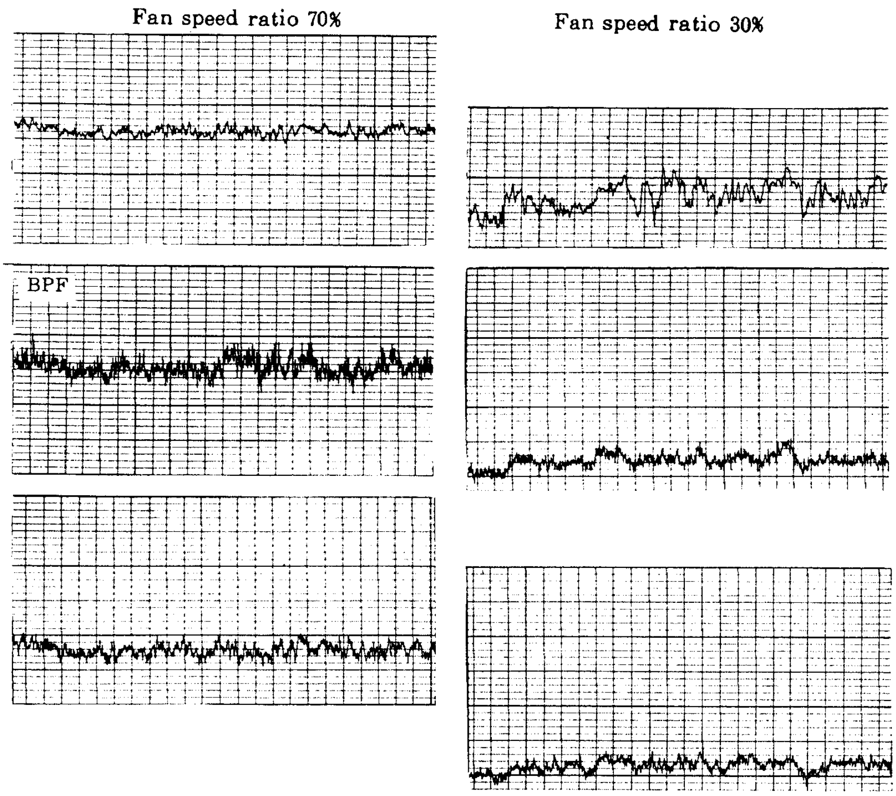
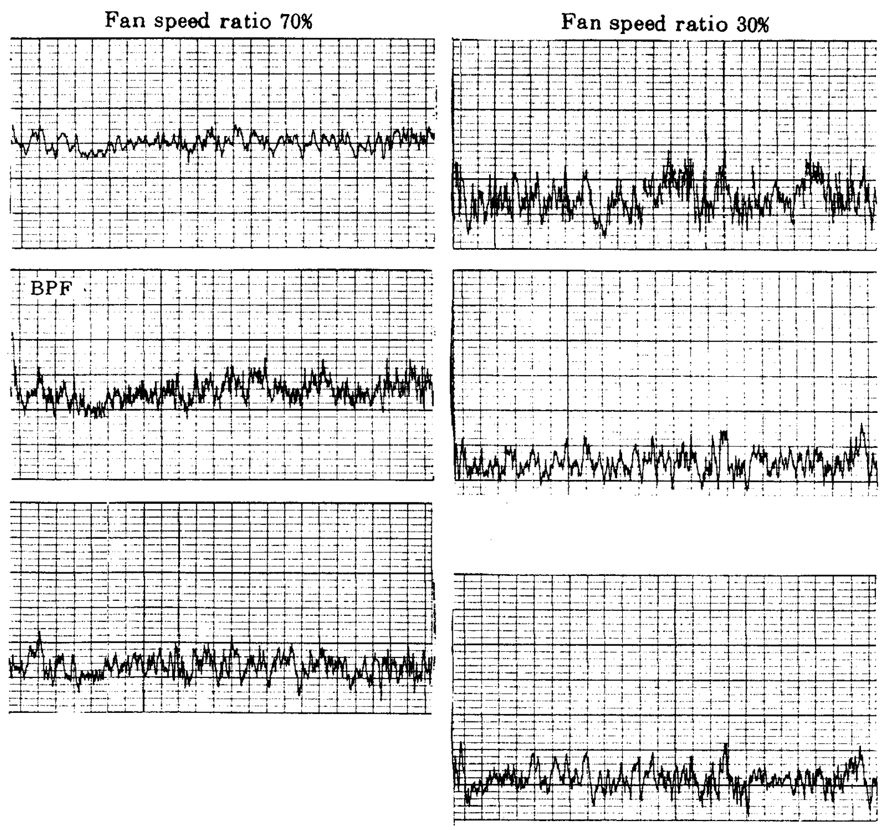


図 9　遠距離場音圧レベルの時間的変動


Fan speed ratio 70%
Fan speed ratio 30%
BPF


Fan speed ratio 70%
Fan speed ratio 30%
BPF

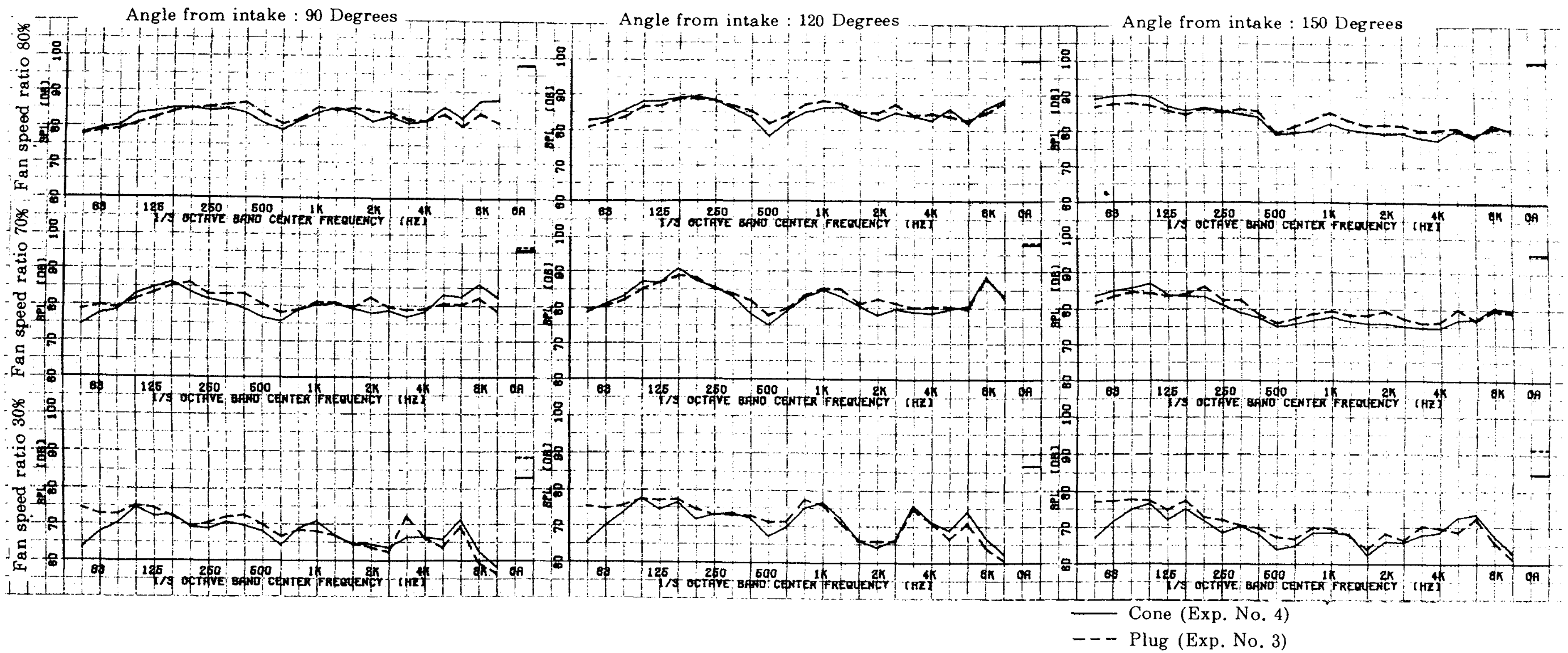


図 10 − 1　コーンノズルとプラグノズルの場合の比較
（1/3 オクターブバンドスペクトル）

図 10　コア排気形態が遠距離場音圧スペクトルに及ぼす影響（測定半径 50m）

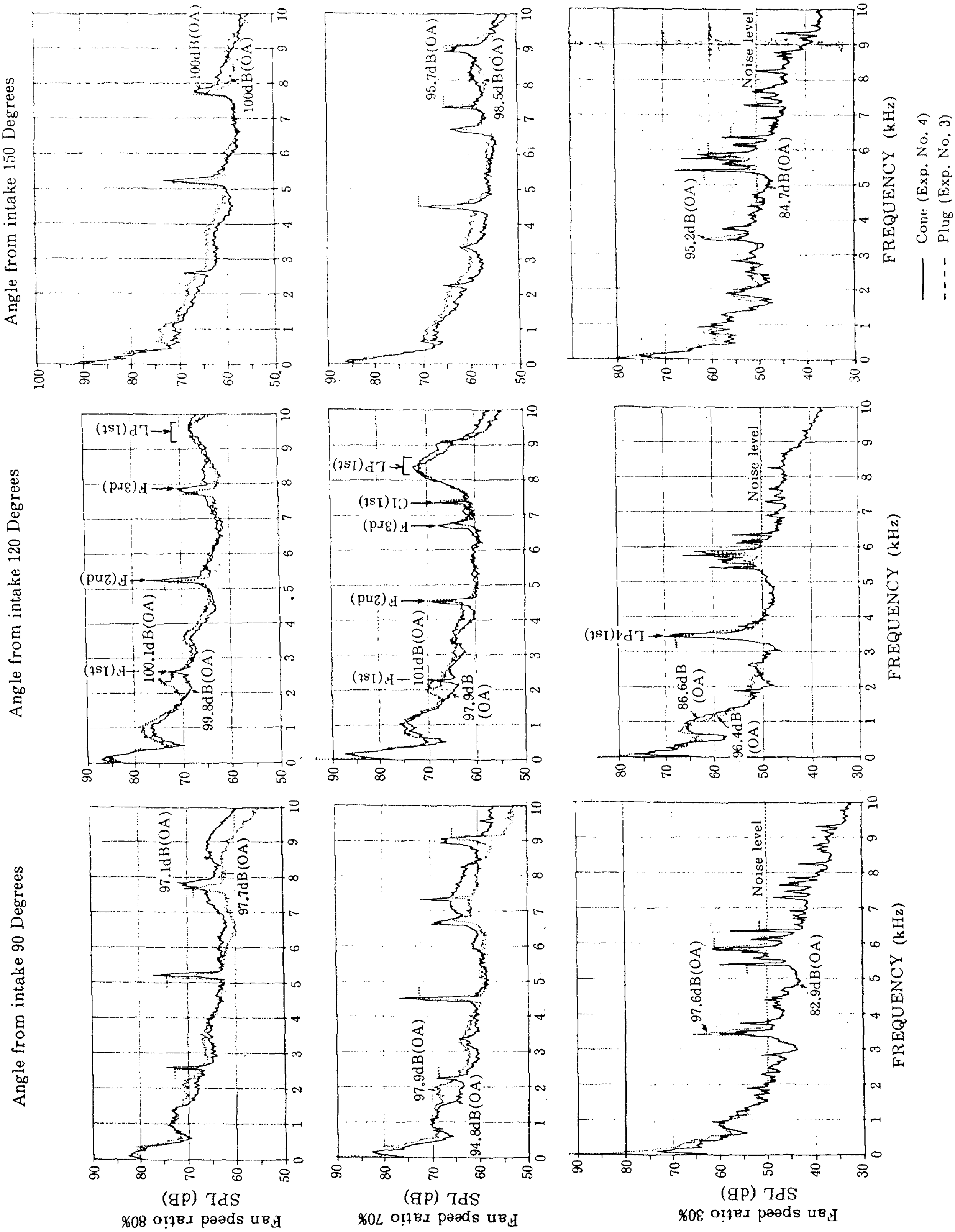


図 10－2　コーンノズルとプラグノズルの場合の比較
（20Hz バンドスペクトル）

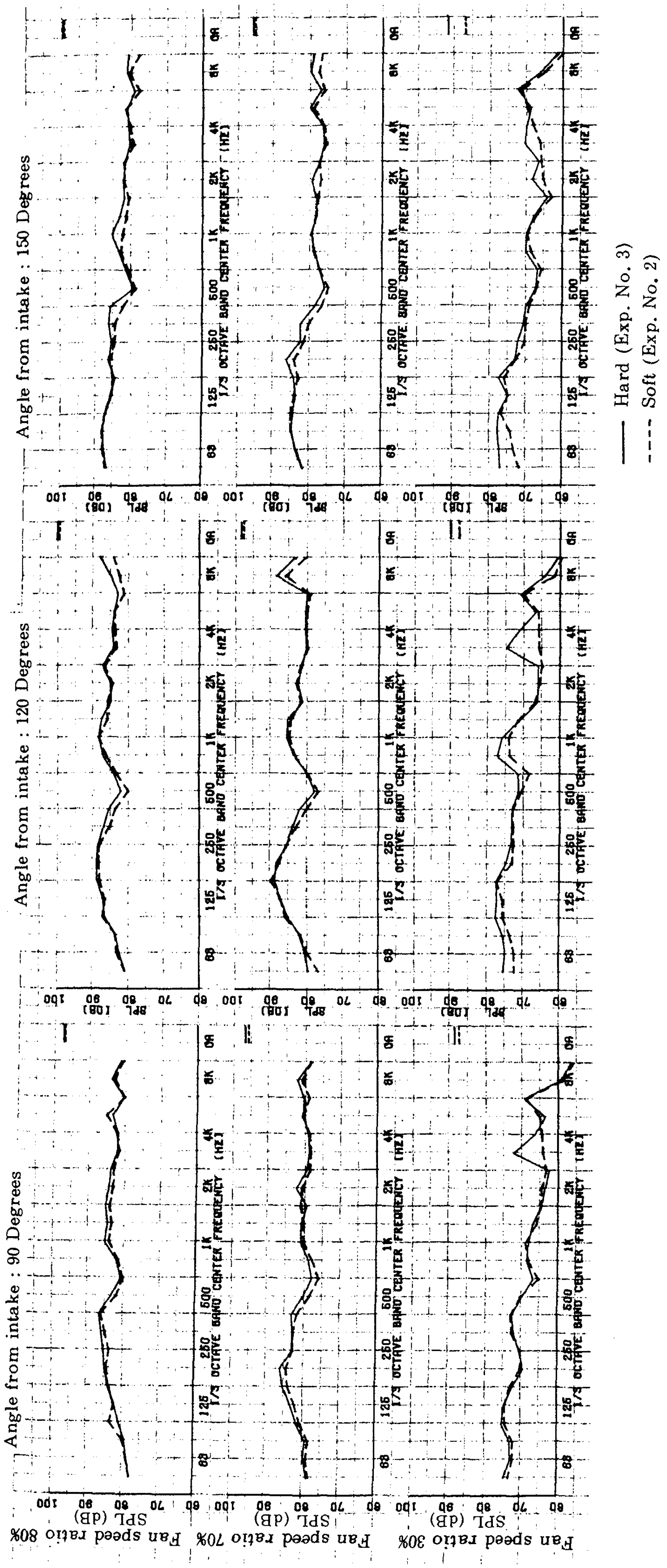


図 10－3 剛壁と吸音壁の場合の比較
(1/3オクターブバンドスペクトル)

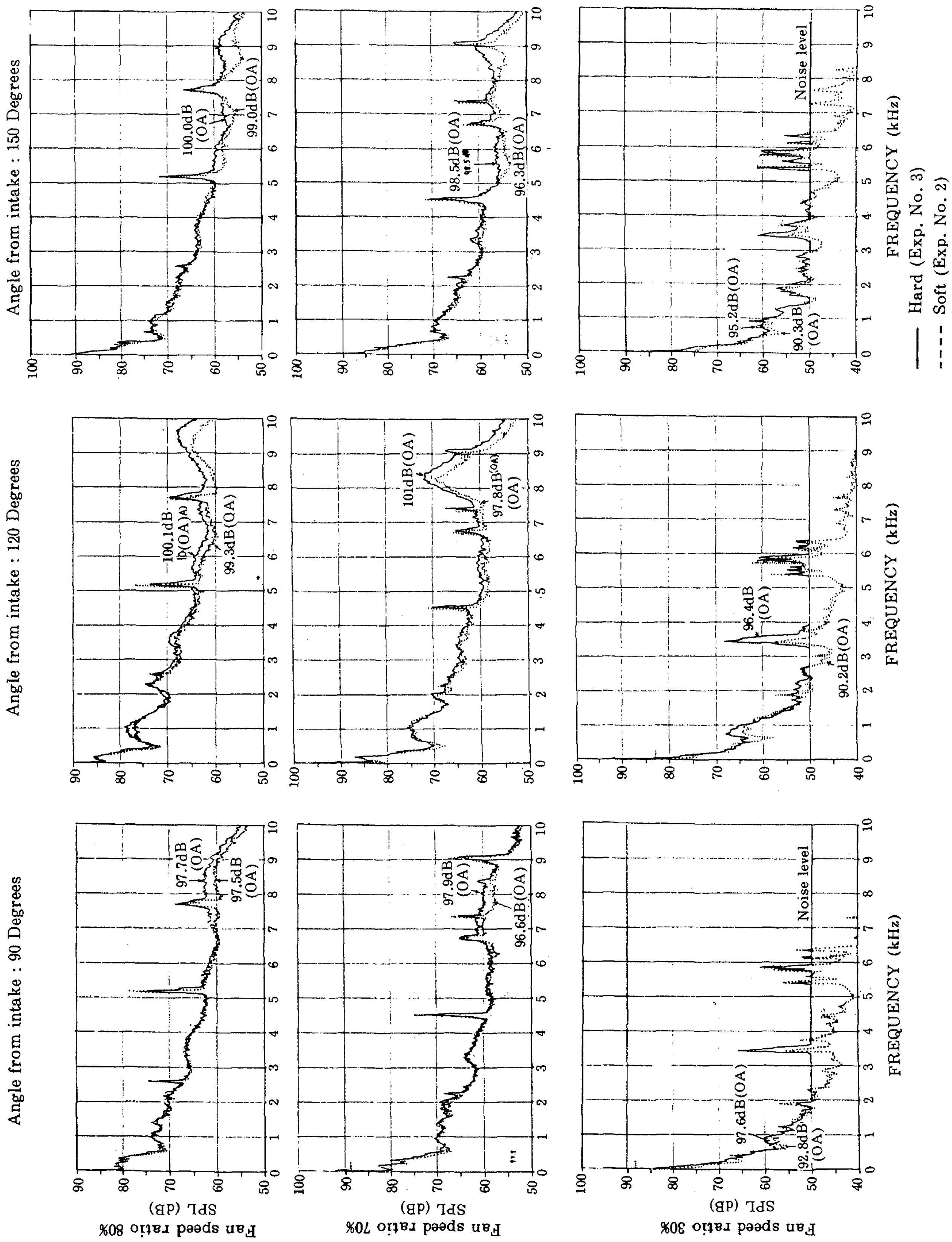


図 10－4　剛壁と吸音壁の場合の比較（20Hzバンドスペクトル）

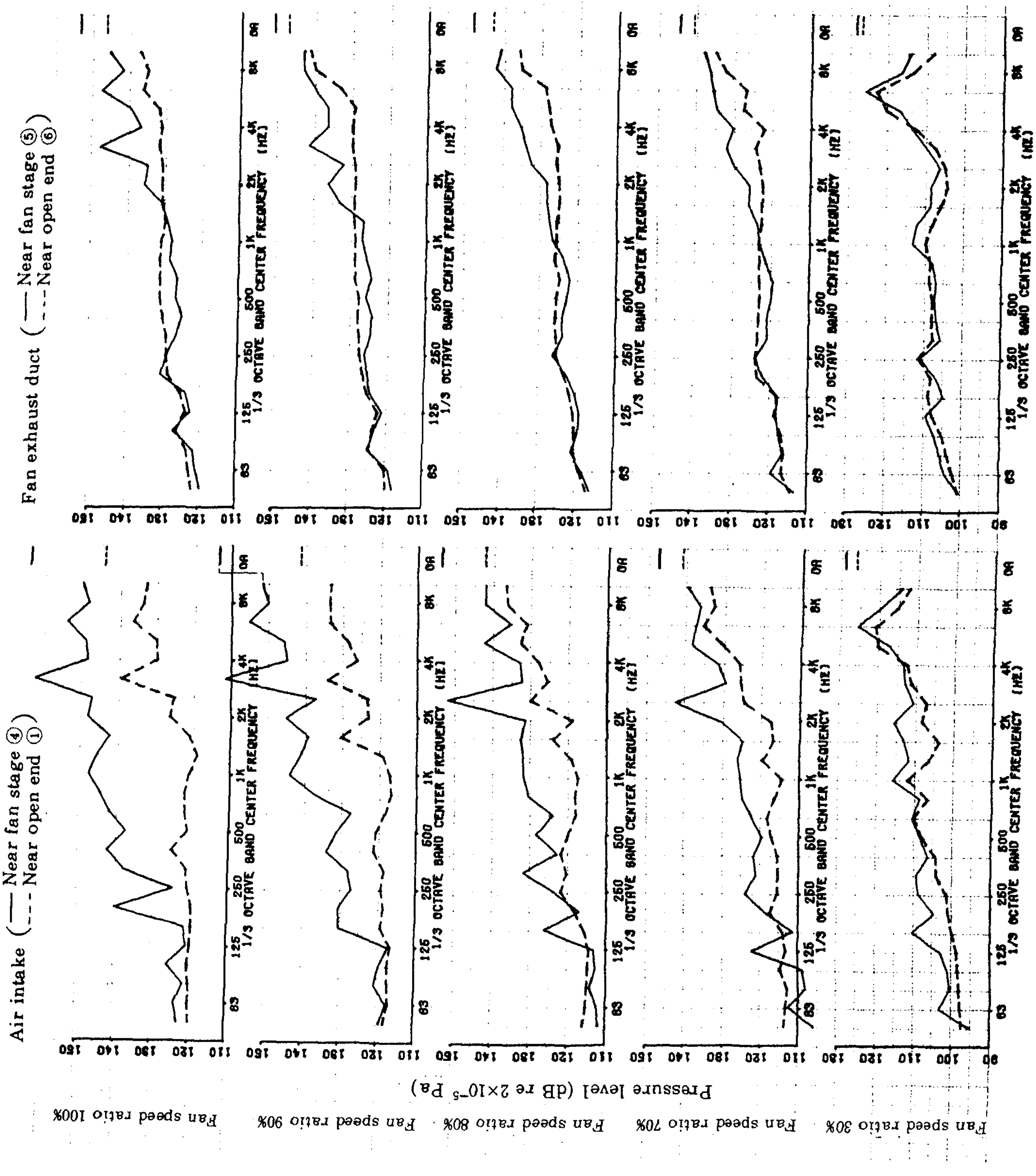


図11－1 1/3オクターブバンド圧力スペクトル

図11 空気取入口及びファン排気ダクトの壁面変動圧力

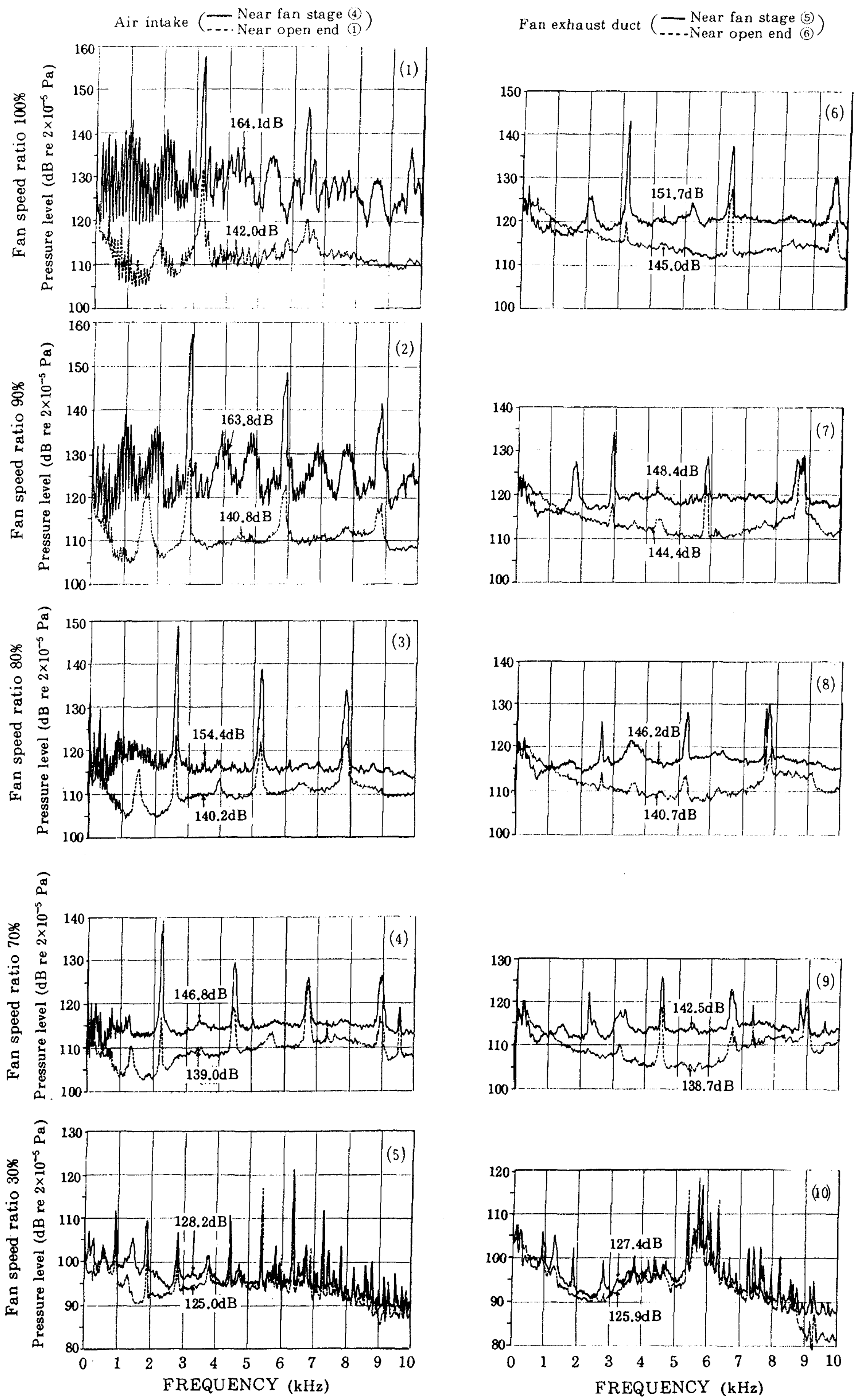
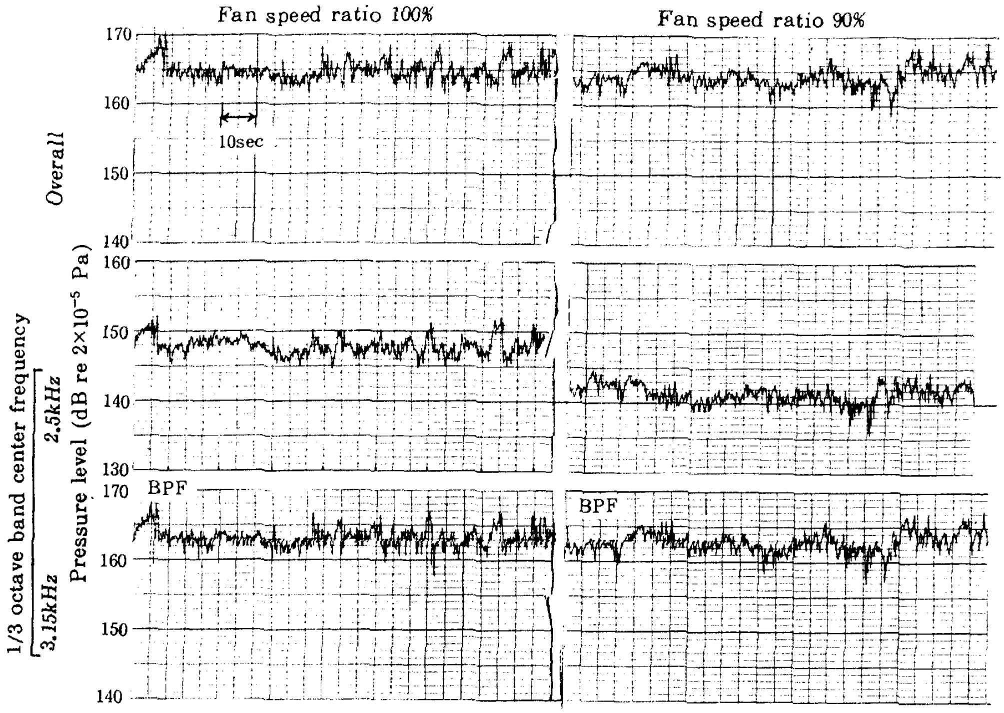
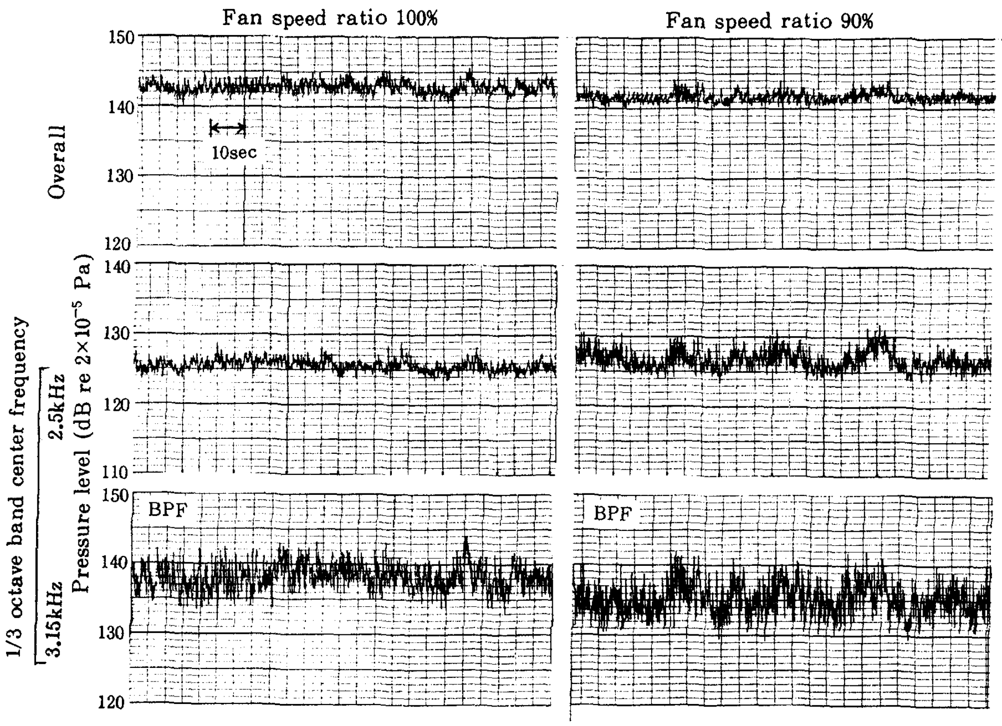


図 11－2　20 Hz バンド圧力スペクトル

Near fan stage in air intake ④

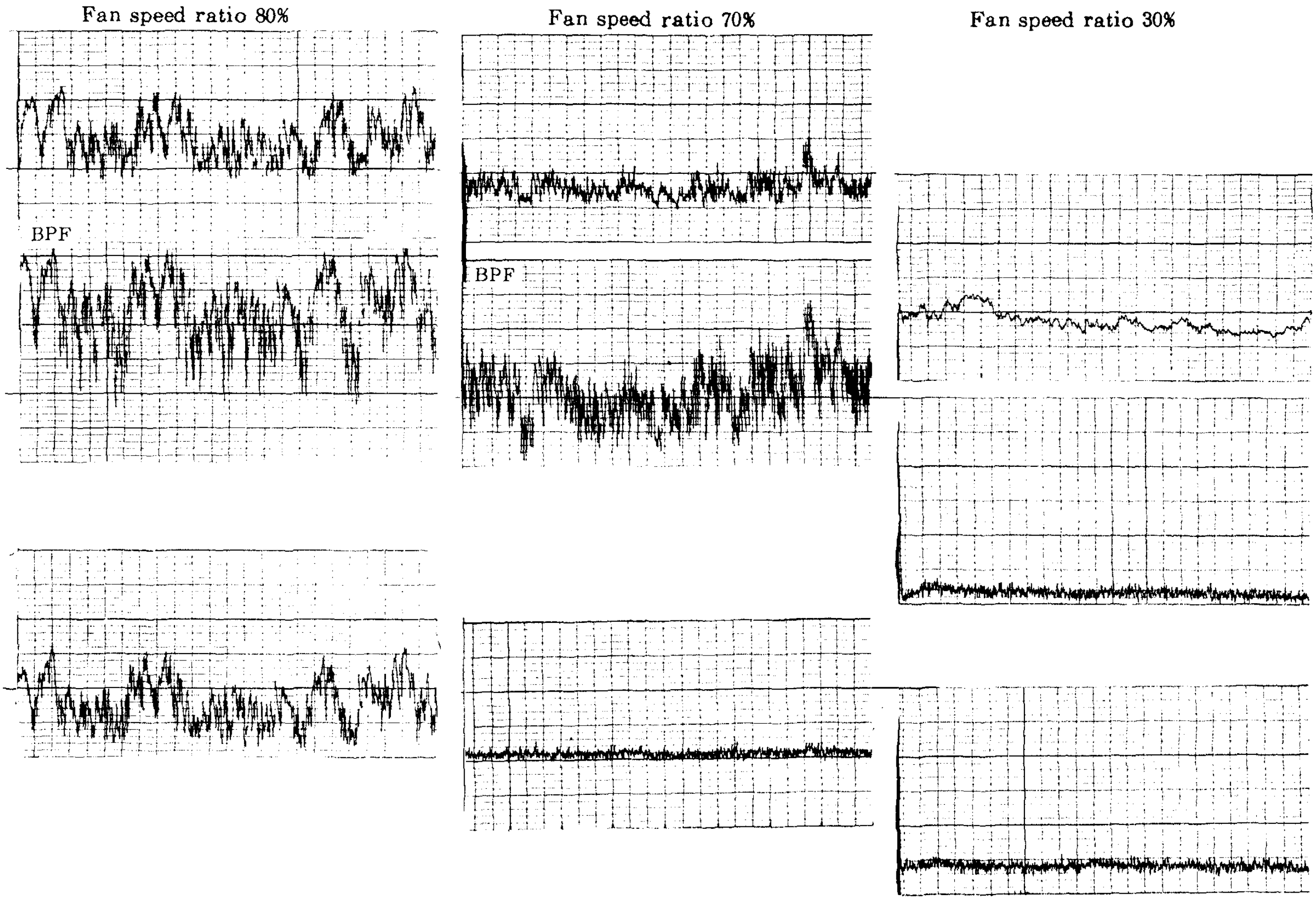


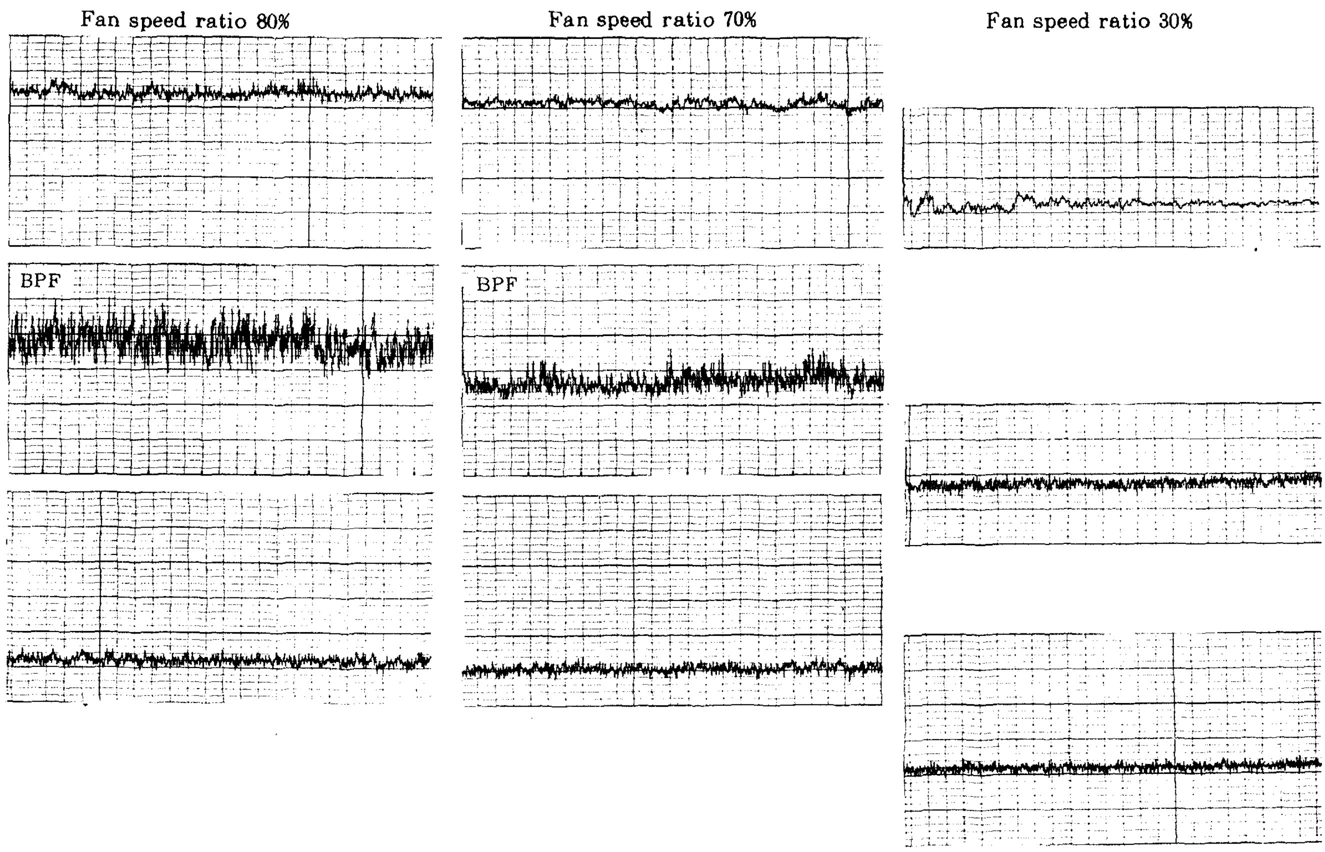
Near open end in air intake ①

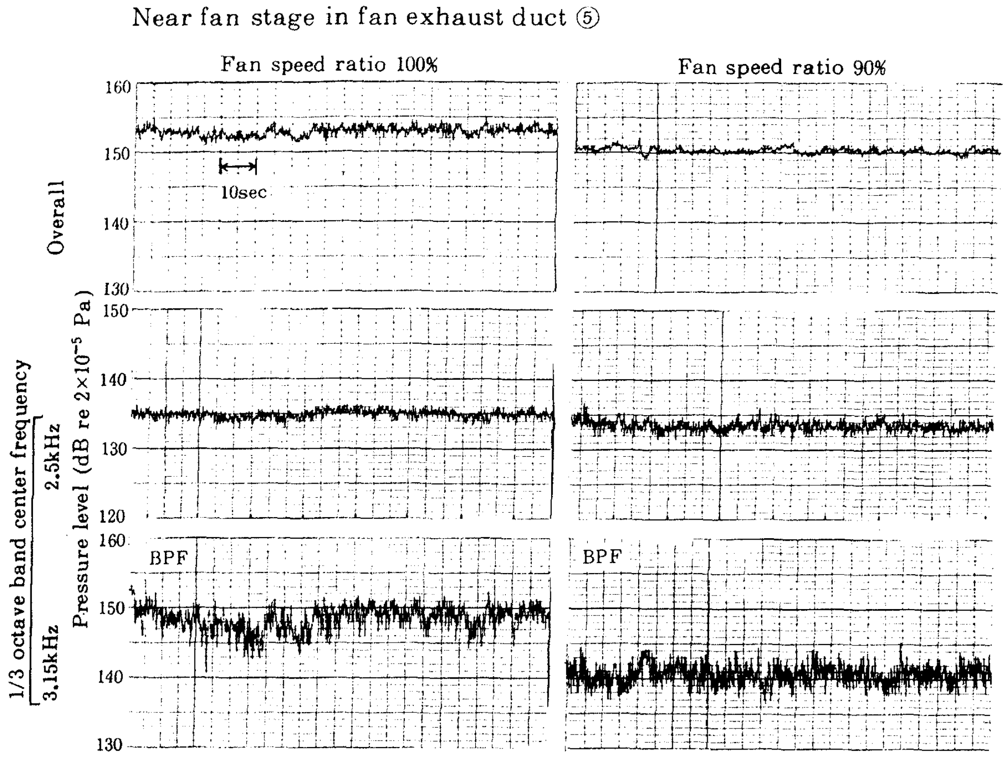


BPF : Containing fan blade passing frequency

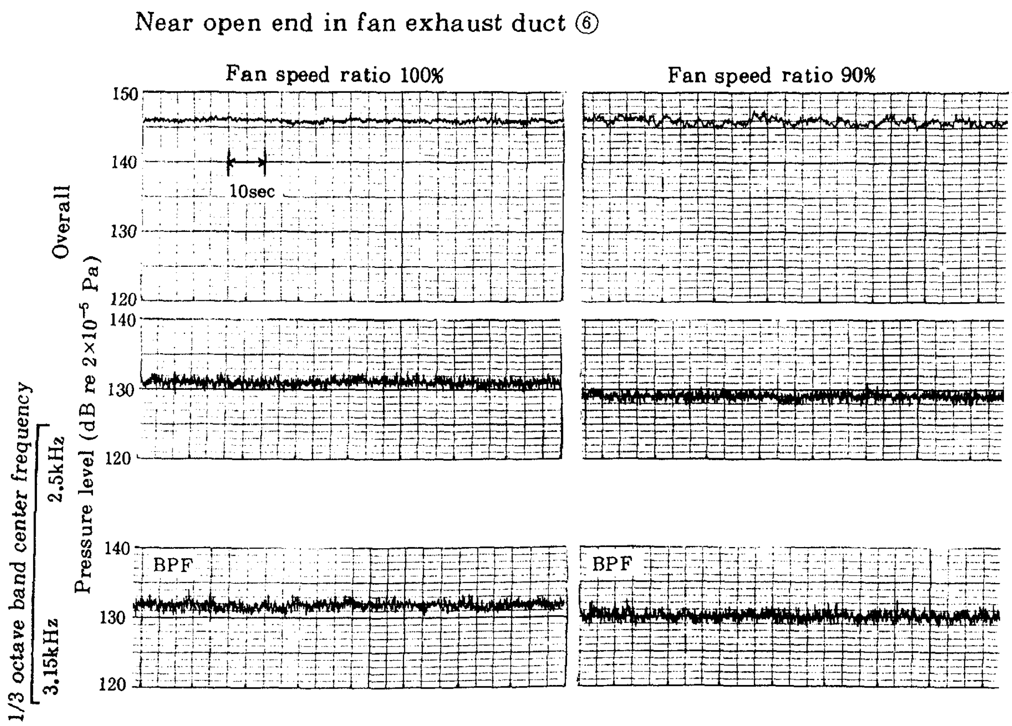
図 11－3 圧力レベルの時間的変動


Fan speed ratio 80%
Fan speed ratio 70%
Fan speed ratio 30%
BPF
BPF

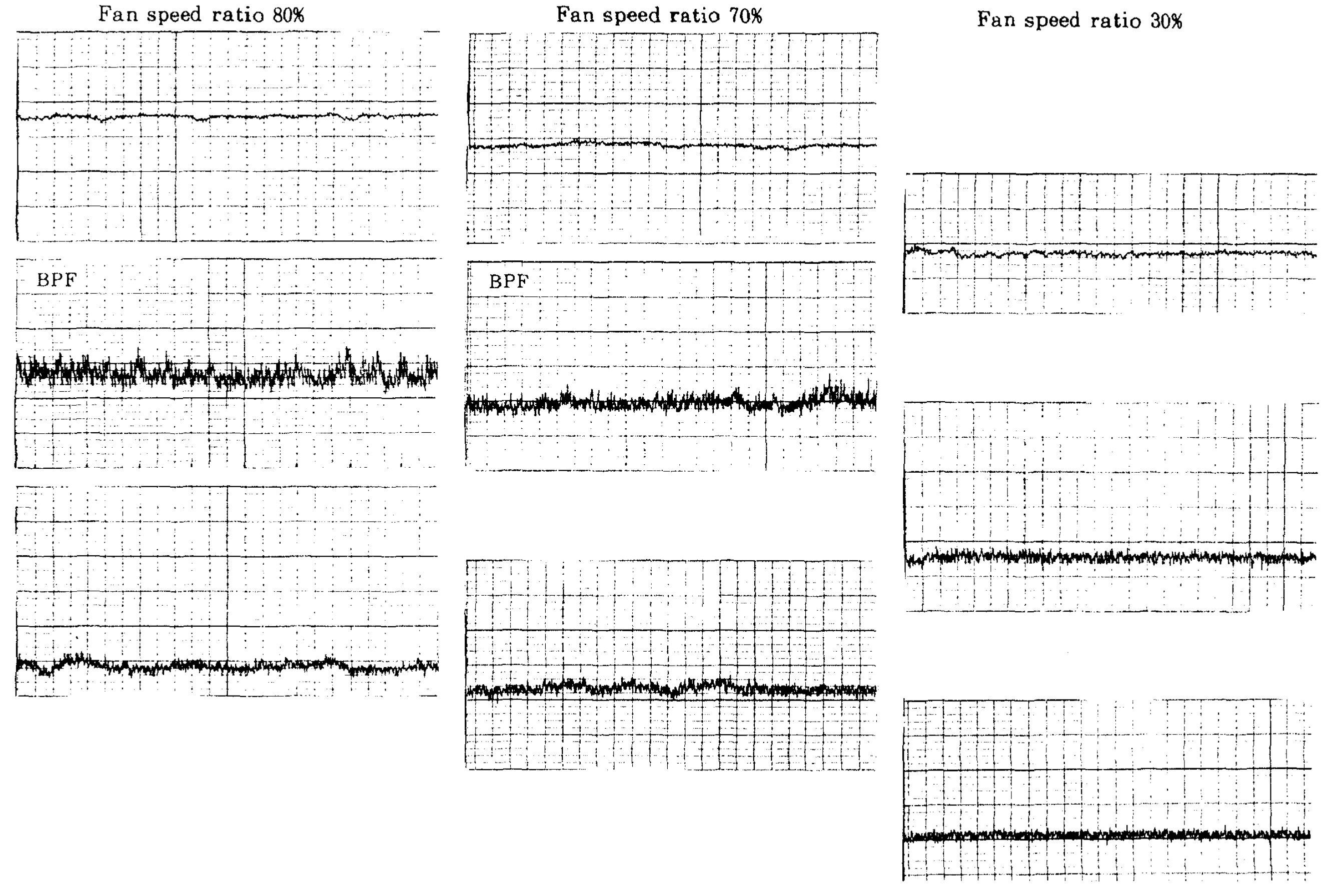

Fan speed ratio 80%
Fan speed ratio 70%
Fan speed ratio 30%
BPF
BPF

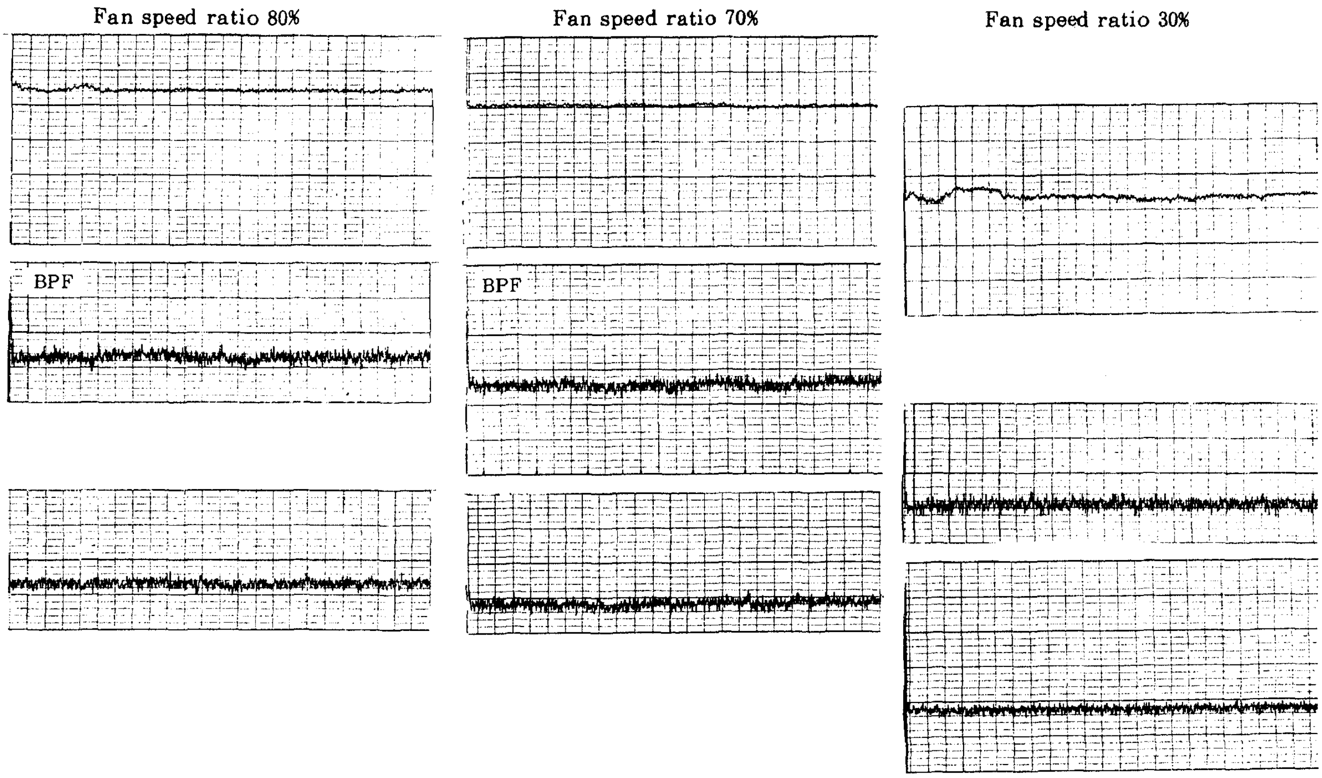


Near fan stage in fan exhaust duct ⑤
Fan speed ratio 100%
Fan speed ratio 90%
160
150
140
130
120
10sec
Overall
1/3 octave band center frequency
2.5kHz
3.15kHz
Pressure level (dB re 2×10⁻⁵ Pa)
BPF
BPF



Near open end in fan exhaust duct ⑥
Fan speed ratio 100%
Fan speed ratio 90%
150
140
130
120
10sec
Overall
1/3 octave band center frequency
2.5kHz
3.15kHz
Pressure level (dB re 2×10⁻⁵ Pa)
BPF
BPF


Fan speed ratio 80%
BPF
Fan speed ratio 70%
BPF
Fan speed ratio 30%


Fan speed ratio 80%
BPF
Fan speed ratio 70%
BPF
Fan speed ratio 30%

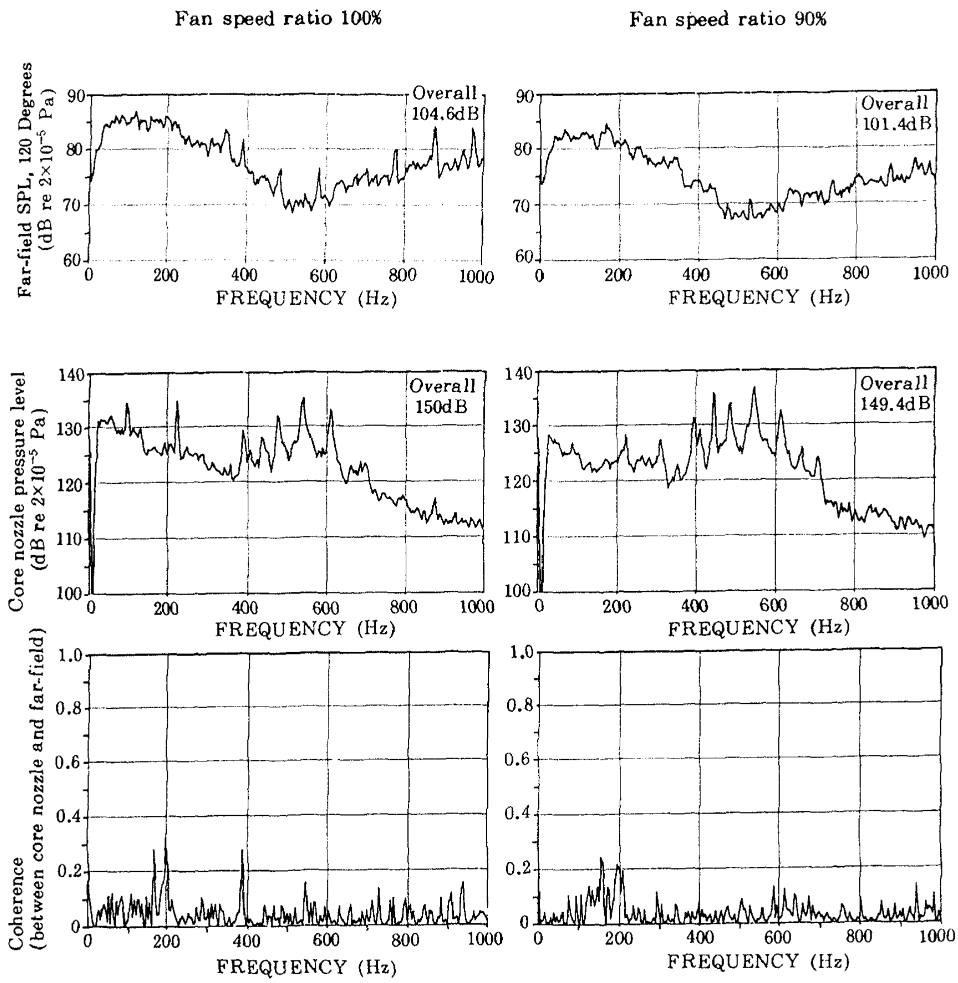


図 12 コアノズル壁面変動圧力と遠距離場音圧のスペクトルとそのコヒーレンス

5.5 コアノズル壁面変動圧力と遠距離場音圧との相関

エンジン全体の騒音からジェット騒音を差引いた 1 kHz 以下の低周波数のスペクトル成分はコアエンジン騒音，コア騒音，内部騒音などと呼ばれている。[4] これは燃焼に関する騒音が主体で，他の騒音成分の低減につれてめだつようになってきており，音源の確認を中心に研究もすすめられている。[5]

本実験においては，§ 4 に示したようにコアノズル出口近傍の壁面変動圧力と測定半径 50 m 位置での音圧を同時記録し，20 Hz ～ 1 kHz の周波数範囲のコヒーレンス（関連度）を測定した。

図 12 に実験番号 1（プラグノズルおよびコアダクト吸音壁）における空気取入口から 120 度方向での音圧とコアノズル壁面変動圧力とのコヒーレンス測定例を各圧力スペクトルと対応して示す。

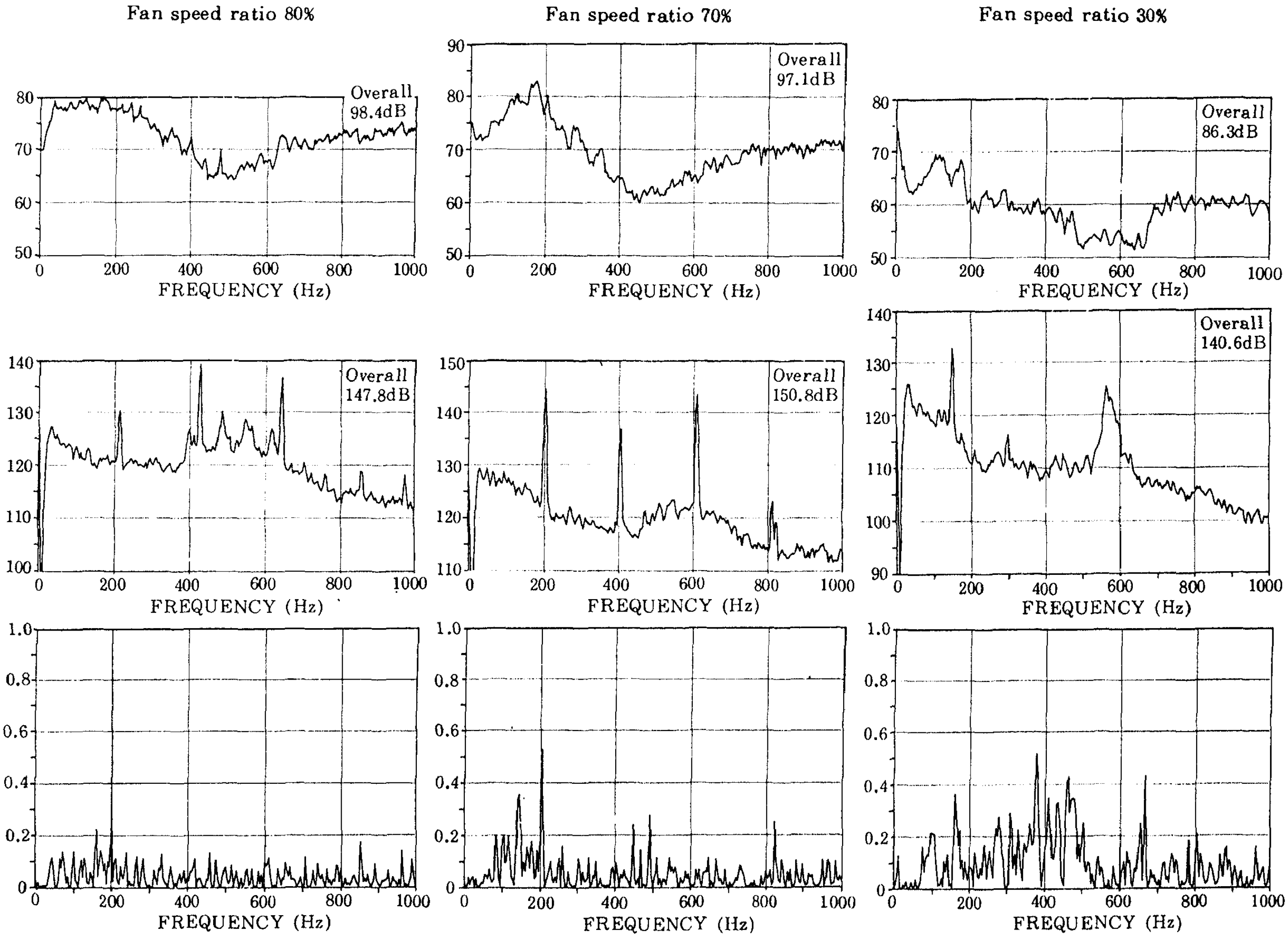
コアノズルの圧力スペクトルにはエンジン高圧系の軸回転周波数（最大回転時から順に約 230 Hz，220 Hz，210 Hz，200 Hz，150 Hz）及びその高次周波数においてピークが認められる。

コヒーレンスは低回転時に最大 0.5 程度に達しており，低周波数領域ではコアエンジン騒音が無視できない成分であることが判る。

なお 120 度方向付近は一般にコアエンジン騒音の指向性が最も強いと考えられている。

5.6 遠距離場におけるエンジン騒音測定値の軸対称性

エンジン前方 43.3 m においてエンジン回転軸回りのマイクロホントラバースによって測定した PNL，



Bandwidth 4Hz
Averaging no. 30

OASPL，オクターブ毎の1/3オクターブバンド音圧レベルを，固定マイクロホン（地上2.5m，空気取入口から30度方向）の測定レベルを基準（0 dB）として，図13に示す。

PNL，OASPL，1kHz以上の1/3オクターブバンド音圧レベルについては測定側フィールドで最大3dBのレベル差でおさまっている。

回転軸回りのレベル差は主として地面反射の影響によるものと考えられるので，1/3オクターブバンド音圧レベルについては反射面の音響インピーダンス[6)]を考慮したバンドノイズに対する計算値(実線)を併記した。

実際の測定音場には風などのランダムな要因があるため，計算値に反射面の音響インピーダンスが考慮されていても，実測値は計算値ほど明確な干渉を示さないものと考えられる。

なお計算には地面（コンクリート）の有効音響インピーダンス（ζ_e）として表5に示す値を用い，音圧反射係数Qは，$Q=\dfrac{\zeta_e\cos\gamma-1}{\zeta_e\cos\gamma+1}$（$\gamma$：音の入射角）によった。

表5　コンクリート面の有効音響インピーダンス

Frequency(Hz)	Re(ζ_e)	Im(ζ_e)
8,000	10.7	5.8
4,000	26.5	0
2,000	26.8	11.1
1,000	37.2	−11.8
500	40.2	0
250	40.2	0
125	40.2	0
63	40.2	0

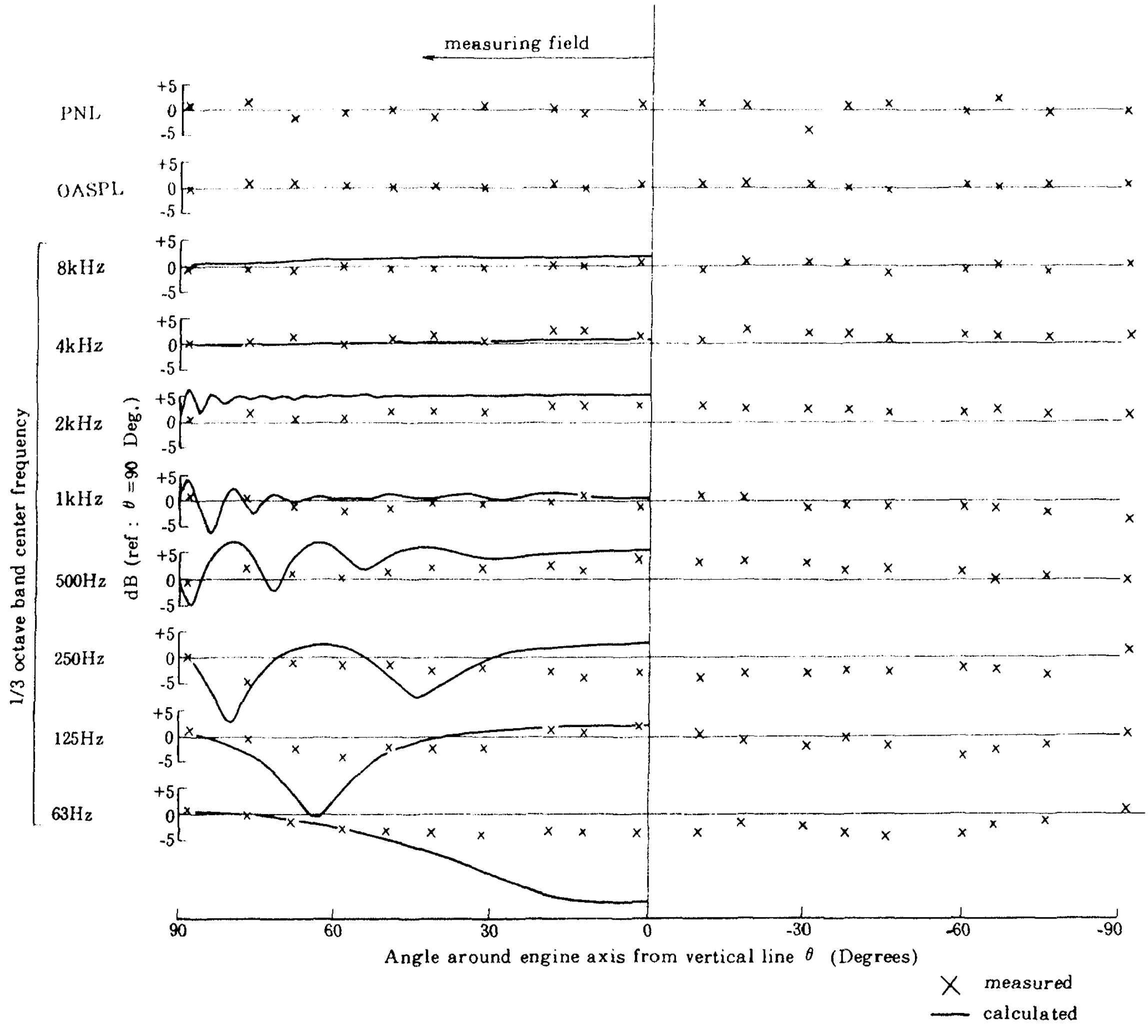


図 13 エンジン回転軸まわりの騒音

§ 6. まとめ

ファンエンジン FJ R710/20 の本騒音測定試験の主な結果を要約すると次のようになる。

(1) ベルマウス付き空気取入口の吸音ライニングの測定された消音効果はファン回転速度比 70 %以上ではエンジン出力に余り関係なく，周方向の最大値は 7 PN dB (OASPL では 5 dB) 程度である。

(2) コアエンジン排気部にプラグノズルを用いると，1/3 オクターブバンド音圧スペクトルの125Hz付近以下の低周波数域では 3 dB程度の低減が認められる。(距離 50m， 120 度方向)

(3) コアダクトの吸音ライニングはファン回転速度比 30 %時には低圧タービン 4 段翼通過周波数成分に対して， 70 %及び 80 %時には 5 kHz 以上の高周波成分に対して消音効果が認められる。

(4) コア排気ノズルと遠距離場との圧力コヒーレンスは最大 0.5 程度 (120 度方向) が測定され，低出力時の低周波数領域ではコアエンジン騒音が無視できない存在と考えられる。

(5) エンジン回転軸まわりの騒音測定値は，PNL，OASPL，中心周波数 1 kHz 以上の 1/3 オクターブバンド音圧レベルについては，約 3 dB の範囲で軸対称である。(但し測定側フィールド，地上 2.5m 以上)

参　考　文　献

1) 渡辺　実, 武田克己, 鳥崎忠雄：ファンエンジン FJ R710/20 の騒音測定試験(1), NAL TM-446, (1981).
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-482, (1977/1).
3) Stone, J.R.: Interim prediction method for jet noise, NASA TM X-71618, (1974).
4) Mathews, D.C. and Peracchio, A.A.: Progress in core engine and turbine noise technology AIAA 74-948, (1974).
5) Karchmer, A. and Reshotko, M.: Core noise source diagonistics on a turbofan engine using correlation and coherence techniques, NASA TM X-73535, (1976).
6) 渡辺　実, 武田克己, 小竹　進：音圧反射係数の測定法と地面反射補正について, NAL TR-460, (1976/6).

航空宇宙技術研究所資料455号

昭和57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　三興印刷
東京都新宿区信濃町12　三河ビル

Printed in Japan