

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-603

多孔板ハネカム吸音ライナの減音特性

渡 辺 実 ・ 武 田 克 巳 ・ 鳥 崎 忠 雄

1989年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1.	まえがき .....	1
2.	流路音響試験装置 .....	3
3.	供試吸音ライナ .....	3
4.	試験方法 .....	4
5.	試験結果 .....	6
6.	考 察 .....	20
7.	ま と め .....	25
	文 献 .....	26
	巻末資料 ( 減音量スペクトル ) .....	27

## 図 目 次

Fig.	Title	
1	Flow duct facility .....	2
2	Detail of test section .....	3
3	Liner construction .....	4
4	Sound pressure spectra with rigid wall duct .....	11
4 - 1	In reverberant chambers .....	11
4 - 2	On duct walls .....	12
4 - 3	For various OASPLs without flow .....	13
5	Transmission loss spectra (corrected) with rigid wall duct .....	14
5 - 1	In Test 1 and Test 2 with flow .....	14
5 - 2	In Test 2 without flow .....	14
6	Examples of sound pressure spectra with acoustic liners .....	15
6 - 1	Liner C (in reverberant chamber) .....	15
6 - 2	Liner C (on duct wall) .....	16
6 - 3	Liner T (in reverberant chamber) .....	17
6 - 4	Liner T (on duct wall) .....	18
7	Examples of transmission loss spectra (corrected) with acoustic liners .....	19
7 - 1	Liner C (Test 1) .....	19
7 - 2	Liner T (Test 2) .....	19
8	Effect of grazing flow Mach number on peak frequency .....	20
9	Effect of open area ratio on peak attenuation .....	21
10	Effect of grazing flow Mach number on optimum open area ratio .....	21
11	Effect of grazing flow Mach number on maximum peak attenuation .....	21
12	Effect of core depth on attenuation at $f_p^*$ ( peak frequency for the liners with core depth of 10 mm ) .....	21

13	Effect of core depth on peak attenuation .....	22
14	Effect of hole diameter on attenuation .....	23
15	Comparisons between single- and multi-layer .....	24
15-1	Liner L ( $\triangleleft$ ) and W ( $\odot$ ) .....	24
15-2	Liner E ( $\triangleleft$ ) and T ( $\odot$ ) .....	24
Appendix	Attenuation spectra .....	27
	Test 1 (Effect of grazing flow) .....	27
	Test 2 (Effect of grazing flow) .....	35
	Test 2 (Effect of pressure amplitude without grazing flow) .....	39

## 表 目 次

Table	Title	
1	Liner codes .....	4
2	Actual grazing flow Mach number .....	5
3	Notes for Test 1 and Test 2 .....	6
4	Rigid wall sound pressure spectra .....	7
4-1	Test 1 .....	7
4-2	Test 2 .....	8
4-3	Test 2 (without flow) .....	9
5	Frequencies of sound generated by liners ( $M \approx 0.2$ ) .....	10

# 多孔板ハネカム吸音ライナの減音特性\*

渡 辺 実\*\* 武 田 克 巳\*\* 鳥 崎 忠 雄\*\*\*

## Parametric studies of acoustic duct attenuation of perforated-plate-on-honeycomb absorber

### Summary

Parametric studies of acoustic duct attenuation of perforated-plate-on-honeycomb absorbers were conducted using a flow duct facility with duct airflow Mach number from -0.6 to 0.6.

Open area ratio of face sheets from 0.01 to 0.09 and core depth from 10 to 40 mm were tested with constant duct size of 200 mm. The influence of these parameters as well as duct airflow Mach number was discussed.

### 1. まえがき

ファンジェットエンジンのダクト壁に吸音ライニングを施して騒音を低減することについては1960年代以来、多くの論理的、実験的研究が行われて来ており多大な成果がえられている<sup>1)~3)</sup>

このダクトライニングを設計するための基本的な方法は、まず減衰させたい周波数の音に対して最も効果のあるダクト壁面の音響インピーダンスを波動方程式を解くことによって求め、次にこの音響インピーダンスを実現するような吸音構造を決定することである。

ダクトライニングに関する研究もこの両面から行われてきたが、一連のライニング設計法の妥当性を確認するためにはダクトライニングによる減音効果を測定することが必要である。最終的には実機エンジンの遠距離場における音響測定が必要になるが、研究、開発の段階では無響室を用いた測定、ダクト

内測定、流路音響試験装置 (flow duct facility)<sup>4)</sup> による測定等が用いられる。これらの測定方法には一長一短があるが、流路音響試験装置による測定においては、装置はかなり大規模になるが比較的実機状態に近い測定条件が得られ、2つの残響室の音圧レベルを測定するだけでダクトライニングの減音効果が求められるという利点がある。このためこの装置はライニング設計法の妥当性を確認するためだけではなく、直接、実験的なライニング設計法の開発にも利用される<sup>5)</sup>

航空エンジン用のダクトライニングとして、近年音響的にすぐれた繊維質材の実用化の可能性も報告されているが、重量、価格、機械的性質 (音響疲労強度、水や油に対する性質等) などについての利点からこれまで多孔板と剛壁板の間にハネカム (ハネカムコア) をはさんで接着又は溶接した共鳴型吸音構造のライナ (以下多孔板ハネカム吸音ライナと記す) が多用されて来た<sup>3), 6), 7)</sup>

前述のごとく吸音ライナはその音響特性である音響インピーダンスを通じてダクトの減音効果に寄与するので多孔板ハネカム吸音構造の音響インピーダ

\*昭和63年12月23日 受付

\*\*熱流体力学部

\*\*\*原動機部 (現・日本大学)

ンスについても多くの研究が行われて来た。しかし実機エンジンにおいては、多孔板は境界層を伴う気流にさらされ広帯域の周波数にわたり大音圧を受けることなどから、多大な成果にもかかわらず未だその特性を明確に予測するのは困難な状況にある<sup>7)</sup>。従って多孔板ハネカム吸音構造によるダクトライニングの設計法を確立するためには、その減音効果についての系統的且つ詳細な資料が必要であると考えられる。

多孔板ハネカム吸音構造の音響インピーダンスを決定する構造パラメータは多孔板の厚さ、孔径、開口比及びハネカムコア深さ（以下単にコア深さと記

す）等であるが、この内多孔板の開口比とコア深さの影響が特に大きいことが知られている<sup>8)</sup>。そこで、ここでは矩形ダクトの相対する2面に多孔板ハネカム吸音構造のライニングを施し、多孔板の開口比とコア深さを系統的に変化させて流路音響試験装置によりその減音効果を測定した。単層構造が主体であるが2層及び3層構造についても各1種類ずつ測定した。

本報告は一定の気流及び音響条件に対応して各多孔板ハネカム吸音構造による減音量スペクトルを示しダクトライニングの設計又は研究に対する資料を提供すると共に、これに基づいて主流マッハ数、多

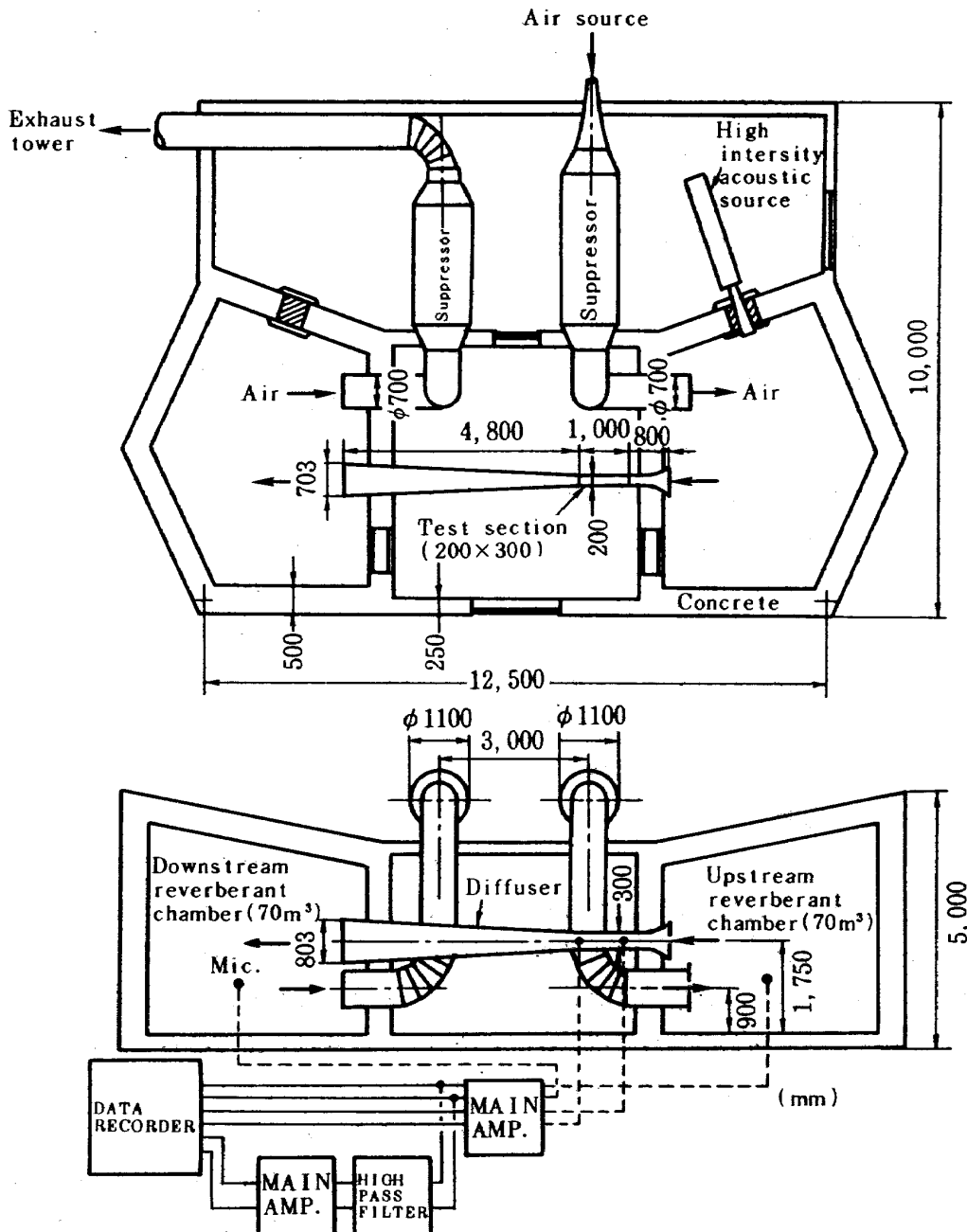


Fig.1 Flow duct facility

孔板の開口比，コア深さなどが減音特性に及ぼす影響について検討したものである。

## 2. 流路音響試験装置<sup>4)</sup>

当所に設置されている流路音響試験装置の構造を計測系統と共に Fig.1 に示す。本装置は2つの残響室をダクトでつないだ構造になっており気流はダクト内を一方方向に流れる。音源 (Electro-pneumatic transducer EPT-94B 2台1組, Ling 社製) は上流残響室または下流残響室に設置することができる。これにより試験ダクト部 (Test section) に各々、実機エンジンのファン排気ダクトまたは空気取入口に相当する主流条件を再現できる。以下各々の主流条件を排気モード Exhaust mode (気流方向と音の伝播方向が同一, マッハ数: 正) 及び吸気モード Inlet mode (気流方向と音の伝播方向が逆, マッハ数: 負) と記す。供試吸音ライナを取り付ける試験ダクト部の詳細を Fig.2 に示す。流路断面は長方形 (200mm × 300mm) で 300mm × 800mm の吸音ライナを 200mm の間隔で相対して取り付ける構造になっている。吸音ライナによる減音効果は、吸音ライナを取り付けたときの透過損失<sup>(注1)</sup>を  $(TL)^T$ 、試験ダクト部を剛壁としたときの透過損失を  $(TL)^R$  とするとき、 $(TL)^T - (TL)^R$  によって求めることができる。

各残響室の平均音圧レベルの他、Fig.2 に示すよ

うに試験ダクト部の上流側と下流側で壁面音圧を測定できる。後に示す測定値は Fig.2 でダクトセンターライン上の位置におけるものである。

試験ダクト部におけるライナ面に垂直な方向の気流分布の測定の結果、境界層の排除厚さ / 運動量厚さは、試験ダクト部の設定マッハ数にあまり関係なく Fig.2 の上流側から順に① 2.2 / 1.2, ② 2.9 / 1.8, ③ 3.0 / 1.9 (mm) である。但し、ダクトは剛壁としたときで高さ方向の中央位置における値である。

## 3. 供試吸音ライナ

試験に使用した多孔板ハネカム吸音ライナの構造を Fig.3 に示す。単層の共鳴型吸音構造は通常一つの周波数でピークをもつ山形の減音特性をもつが、多層構造とすることにより2つ以上の周波数においてピークをもたせ、減音特性の改善が期待される。多層構造についてはそのパラメータを Fig.3 の中に示すように、2層 (記号 W で表わす) と3層 (記号 T で表わす) の各1例ずつ試作した。単層については多孔板開口比とコア深さを主要パラメータとして Table 1 にアルファベットの記号で示すようなものを試作した。Table 1 においては例えばライナ E は公称開口比  $\sigma_N = 0.0396$ 、コア深さ  $b = 10\text{mm}$ 、孔径  $d = 1.4\text{mm}$ 、孔間隔  $s = 6.7\text{mm}$  であることを示す。ライナ製作時には孔間隔  $s$  を指定するがこれと孔径

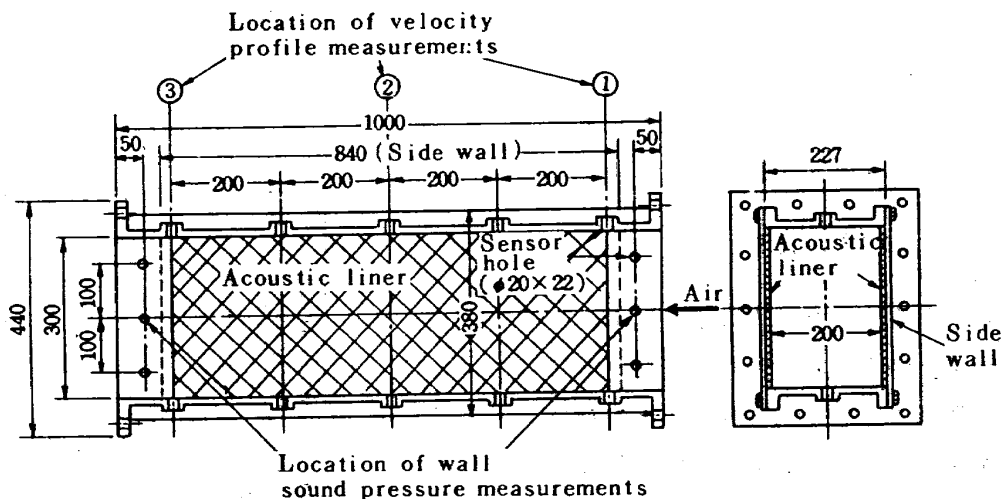


Fig.2 Detail of test section

(注1) 音源室 (source chamber) 及び受音室 (receiving chamber) の平均音圧レベルを、各々、 $P_S$  及び  $P_R$  とするとき透過損失  $TL = P_S - P_R$  で与えられる。

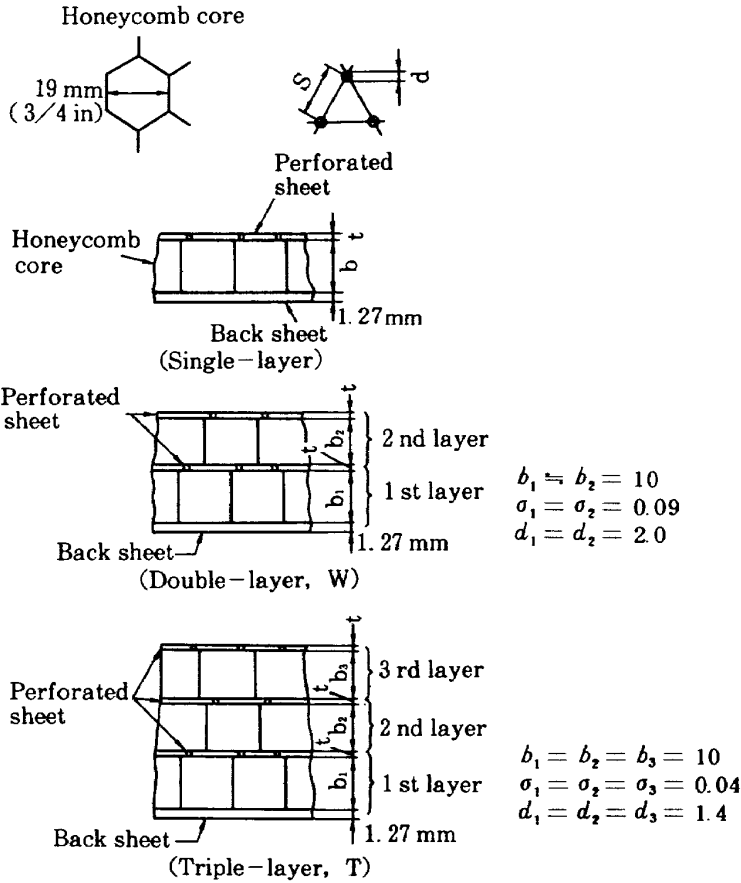


Fig. 3 Liner construction

$d$  から公称開口比  $\sigma_N = \pi (d/s)^2 / (2\sqrt{3})$  となる。

多孔板、ハネカムコア、背面板の接着には変形エポキシ系のフィルム状接着剤を用いた。多孔板とコアの接着には接着剤による目詰りをできるだけ防ぐため特殊用熱収縮型のものを使用した。実測によると10%程度の表面多孔板の目詰りが認められた。従って実質開口比  $\sigma_A \approx 0.9\sigma_N$  である。

なおライナ C, H, I, J, L は当所における試作ファンジェットエンジン FJR710/10 のダクトライニングに用いたものと同じ構造である<sup>9)</sup>

4. 試験方法

試験は2回に分けて実施したので以下これを Test 1, Test 2 と記す。いずれの場合も試験ダクト部に剛壁板又は供試吸音ライナを取付け音源出力及び試験ダクト部主流マッハ数を一定に設定保持した状態で、上、下流残響室内音圧とダクト壁面音圧（吸音ライナの直前直後の2点、Fig.2参照）を80秒間データレコーダに録音し（Fig.1参照）、後に周波数解析した。上、下流残響室内の音圧は、2節で述

Table 1 Liner codes (single layer)

Nominal open area ratio ( $\sigma_N$ )	Core depth (bmm)	0.01	0.0142	0.0202	0.0291	0.0396	0.0502	0.0584	0.0808	0.09										
											A 1.0 9.5	B 1.0 8.0	C 1.0 6.7	H 1.0 6.7						
													D 1.2 6.7							
													E 1.4 6.7	F 1.7 6.7	G 2.0 6.7	I 1.0 4.75	J 1.0 4.25	L 2.0 6.35	N 2.0 6.7	Q 2.0 6.7

Upper digit : Hole diameter (dmm)  
 Lower digit : Hole spacing (smm)

べたように吸音ライナの減音量を求めるために必要な量である。ダクト壁面の音圧はこれによって直接、減音量を評価することはできないが、吸音ライナの音響特性（音響インピーダンス）に影響する。従って減音量の予測計算において必要とされる量である。吸音ライナの表面に沿っての気流が減音量に及ぼす影響を調べるため、試験ダクト部の主流マッハ数は上流残響室の全圧（ $P_t$ ）を目安として吸排気両モードに対し0, 0.2, 0.4, 0.6の4段階に設定した。実際のマッハ数（ $M_{ac}$ ）は  $P_t$  と試験ダクト部の壁面静圧6点  $P_i$  ( $i = 1 \sim 6$ ) から次式により求めた。

$$M_{ac} = \sum_{i=1}^6 M_i / 6$$

$$M_i = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \left\{ \left( \frac{P_i}{P_t} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right\}}$$

$\gamma$  : 空気の比熱比 (= 1.4)

$P_i$  は Fig.2 に示す速度分布測定位置① ② ③の上下両測定孔に静圧孔付きタップを取付けて測定した。各測定について通風時の  $M_{ac}$  を Table 2 に示す。

Test 1 と Test 2 における主な相違点を Table 3 にまとめる。気流の影響を調べるための試験においては、音源装置を最高出力で、できるだけ高周波数側において高レベルが得られるように設定した。しかし後述するように2回の試験において発生音のスペクトル形状は若干異なった。このため Test 1

Table 2 Actual grazing flow Mach number

Panel codes	Nominal Mach No.	Exhaust mode			Intake mode		
		0.2	0.4	0.6	-0.2	-0.4	-0.6
TEST 1	R	0.187	0.401	0.616	-0.184	-0.392	-0.597
	A	0.198	0.399	0.602	-0.185	-0.385	-0.592
	B	0.192	0.399	0.593	-0.185	-0.394	-0.593
	C	0.190	0.388	0.603	-0.184	-0.383	-0.595
	D	0.186	0.384	0.592	-0.184	-0.392	-0.594
	E	0.190	0.398	0.615	-0.188	-0.388	-0.590
	F	0.188	0.399	0.604	-0.182	-0.379	-0.595
	G	0.189	0.397	0.603	-0.184	-0.385	-0.585
	M	0.192	0.403	0.616	-0.188	-0.389	-0.600
	N	0.189	0.400	0.612	-0.181	-0.380	-0.599
	P	0.192	0.395	0.600	-0.182	-0.391	-0.595
	Q	0.188	0.396	0.590	-0.193	-0.383	-0.592
	S	0.188	0.399	0.602	-0.181	-0.393	-0.585
	K	0.188	0.399	0.601	-0.183	-0.383	-0.584
(R)	0.194	0.401	0.602	-0.194	-0.401	-0.602	
TEST 2	R	0.202	0.409	0.606	-0.185	-0.387	-0.591
	H	0.210	0.406	0.622	-0.188	-0.401	-0.586
	I	0.205	0.412	0.610	-0.177	-0.388	-0.591
	J	0.202	0.391	0.615	-0.180	-0.399	-0.604
	L	0.206	0.384	0.597	-0.180	-0.388	-0.594
	T	0.203	0.393	0.614	-0.183	-0.393	-0.595
	W	0.206	0.392	0.597	-0.183	-0.397	-0.589
	(R)	0.177	0.399	0.610	-0.177	-0.399	-0.610

R : Rigid wall with source

(R) : Rigid wall without source



Table 3 Notes for Test 1 and Test 2

	Test 1	Test 2
Acoustic liner	A, B, C, D, E, F, G, M, N, P, Q, S, K (13 Liners)	H, I, J, L, T, W (6 Liners)
Test cases	Nominal Mach number = 0, 0.2, 0.4 and 0.6 at maximum OASPL* for both modes of exhaust and inlet	Same as for Test 1 and OASPL = Maximum OASPL* - 10, -20 and -30 without flow (except H)
Spectra in reverberant chambers	With high levels in frequency range lower than 500Hz	With peak level around 500Hz
Microphone setting in reverberant chambers	On the turntable (B&K, Type 3921) Height : 0.9 m Radius : 1.1 m (80sec/revolution)	Fixed
High pass filter	NF FV 606T (36 dB/Oct) Cutoff : 400 or 600Hz	Not used
Frequency Analyzer	Spectrum Dynamics SD 1007 (Averaging no. = 512)	Time Data TDA-33L

\*Maximum OASPL in source chamber  $\approx$  147dB

においてはデータレコーダのノイズレベルの影響を受けないように直接の録音の他、ハイパスフィルタ（遮断周波数：400 or 630Hz）を通しても録音したが、Test 2 については結果的にフィルタの使用は必要ないことが判った。（後述）

Test 2 では気流の影響を調べる他、音圧の大きさ（音圧振幅）が減音量に及ぼす影響を調べるため、気流なしの状態でも音源室内の全帯域音圧レベルを最大出力時レベル-10, -20, -30（概ね各々 137, 127, 117dB）の3種類に設定して追加測定を行った。マイクロホンには Brüel & Kjaer 社の 2619 型プリアンプ及び 4136 型マイクロホンカートリッジ (1/4") を、データレコーダには Ampex FR 1300 (30 in/s) を両試験を通じて使用した。

### 5. 試験結果

試験ダクト部を剛壁としたときの音源室及び受音室の平均音圧レベルの測定は、吸音ライナの減音量を求めるための基礎として必要であり、ダクト壁面の音圧レベルは吸音ライナの音響特性に影響する量

として測定しておく必要がある。本節では、まず剛壁ダクトのときのこれらの測定値を示し、次に吸音ライナを取付けたときの同様な測定例を示す。最終的に求められる各吸音ライナに対する減音量スペクトルはまとめて巻末に回した。

Fig. 4 は剛壁ダクトのときの 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルである。Fig. 4-1 は音源を最大出力に設定したときの音源室（上流室に音源を設定 ⊕、下流室に音源を設定 ⊗）と受音室（下流室 ⊙、上流室 ×）のスペクトルと音源を停止して通風だけしているときの音源室（⊙）と下流室（⊙）のスペクトルを示している。通風だけのときの測定値は音源作動時の音圧測定に対する暗騒音になる。後述するように吸音ライナの減音効果は主として受音室内の音圧レベルの減少として現われるので、減音効果の大きいときには受音室内の測定値が暗騒音の影響を受けることがある。試験対象とする中心周波数は 630 Hz ~ 6.3 kHz としたが、Fig. 4-1 に示したスペクトルに見られるように剛壁のときも気流マッハ数が大きいと高周波数において測定値は一部暗騒音レベ

Table 4 Rigid wall sound pressure spectra  
Table 4-1 Test 1

MACH NO. SOURCE MIC	0.0				0.2				0.4				0.6				
	UC		DC		UC		DC		UC		DC		UC		DC		
	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	
FREQUENCY																	
10	93.4	121.1	103.2	120.5	106.1	108.3	111.6	126.7	122.3	122.0	119.3	133.2	132.2	134.5	132.4	135.3	
12	92.6	119.0	104.2	117.9	106.1	107.2	110.5	125.0	121.1	121.8	117.3	132.4	130.4	131.5	129.7	134.9	
16	93.6	118.7	101.5	119.8	105.7	107.4	110.3	125.1	118.5	120.5	116.7	132.4	127.6	131.1	128.8	136.5	
20	97.2	118.1	103.2	117.8	105.0	107.6	110.0	126.4	119.4	120.6	116.6	132.9	127.4	130.4	127.9	137.3	
25	109.9	119.8	118.4	127.6	112.5	116.1	119.7	127.9	126.1	129.5	126.5	135.2	136.5	140.3	136.8	139.1	
32	111.7	117.8	121.0	127.0	113.2	109.7	120.5	126.9	121.4	122.4	121.9	132.3	127.9	131.6	129.1	137.2	
40	119.8	120.2	119.7	124.5	119.5	117.0	120.4	127.2	128.7	127.8	128.4	132.8	137.0	138.0	136.3	137.3	
50	128.2	130.4	136.6	140.6	128.1	129.9	136.5	138.6	137.7	140.0	143.4	144.5	135.9	136.5	140.2	140.5	
63	135.8	133.2	145.8	144.1	136.9	134.7	144.9	144.1	141.4	137.9	147.7	146.2	143.8	140.8	151.6	147.4	
80	130.0	130.8	141.7	139.7	132.7	131.9	137.6	134.5	131.9	131.2	138.6	136.2	129.9	131.4	137.2	138.0	
100	136.8	138.4	149.5	135.6	133.9	136.5	148.5	139.1	138.5	141.7	147.5	146.4	140.9	143.1	148.8	149.5	
125	138.3	138.6	146.5	143.9	136.2	138.2	145.8	144.9	141.9	145.0	150.4	149.6	139.1	141.4	147.7	148.4	
160	151.9	155.0	148.8	150.2	146.7	148.9	151.3	152.8	141.6	142.6	146.4	147.6	141.7	146.7	145.2	149.8	
200	140.7	140.6	134.3	136.2	139.4	141.6	135.6	139.2	139.2	144.5	142.6	144.7	141.2	142.0	145.3	145.5	
250	138.8	138.3	137.6	139.8	137.0	138.1	138.9	140.0	136.4	137.8	139.7	141.6	135.5	137.4	140.4	142.7	
315	136.1	133.6	136.9	135.2	135.2	135.1	137.0	136.2	133.3	135.0	137.1	139.1	133.4	134.8	138.1	140.9	
400	132.0	132.6	132.6	132.2	130.8	131.7	132.7	133.5	129.6	132.1	134.4	135.9	130.8	132.0	136.7	138.0	
500	131.6	132.9	132.9	133.3	130.8	131.8	133.8	134.7	129.3	130.4	135.9	136.0	129.5	131.2	136.1	138.8	
630	130.2	131.4	131.0	130.9	129.4	130.5	133.1	133.0	128.6	130.3	134.0	134.8	128.9	130.4	135.6	137.4	
800	128.9	128.8	133.3	132.8	128.5	129.5	134.5	134.4	131.1	132.7	135.2	136.1	133.9	133.7	136.5	139.4	
1000	131.6	132.3	132.9	133.4	131.3	132.2	134.0	134.6	132.6	134.2	135.0	137.0	134.6	134.0	137.2	139.2	
1250	129.5	129.5	130.4	131.8	130.2	131.3	132.2	130.6	131.5	129.4	132.1	133.5	133.8	131.8	134.8	136.0	
1600	128.8	127.4	128.5	128.6	127.0	127.0	129.6	130.0	128.7	128.1	129.0	131.2	128.9	128.3	132.9	133.1	
2000	124.0	125.5	125.8	126.2	123.9	125.2	126.2	126.8	126.3	125.8	128.2	128.3	130.5	128.5	130.0	130.9	
2500	124.1	125.0	123.0	125.2	124.5	124.2	125.3	125.6	125.2	125.0	126.1	127.9	127.2	126.2	128.1	127.6	
3150	121.8	120.9	120.6	120.3	121.8	120.3	122.3	122.3	122.8	122.4	123.0	123.9	125.9	125.1	124.8	126.4	
4000	119.0	118.9	116.4	118.3	118.5	118.2	118.6	119.1	120.1	120.7	120.7	120.8	124.4	123.5	123.9	124.0	
5000	115.5	115.2	113.6	114.8	115.4	114.7	115.5	115.7	119.2	118.0	118.5	119.2	123.3	122.4	122.8	122.0	
6300	112.6	111.0	110.6	112.7	112.5	111.8	111.6	112.7	117.9	117.0	117.6	117.1	122.5	121.8	122.6	121.5	
OASPL	153.1	155.7	154.7	153.2	149.3	151.1	155.0	154.9	149.3	151.2	155.4	155.5	150.5	152.1	156.3	156.8	

UC = IN UPSTREAM CHAMBER  
 DC = IN DOWNSTREAM CHAMBER  
 UW = IN UPSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 DW = IN DOWNSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 OASPL = OVERALL SOUND PRESSURE LEVEL

Table 4-2 Test 2

MACH NO. SOURCE	0.0				0.2				0.4				0.6				
	UC		DC		UC		DC		UC		DC		UC		DC		
	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	UW	DW	
FREQUENCY																	
MIC																	
10	78.2	77.2	81.9	93.1	103.0	107.0	105.8	107.9	105.8	120.4	122.2	119.3	121.1	129.0	134.2	130.2	134.6
12	78.7	77.7	82.4	91.7	102.8	107.2	104.6	107.7	104.6	116.9	120.3	118.1	120.7	127.1	130.9	128.2	133.5
16	76.5	76.8	79.0	88.5	102.1	105.0	103.9	106.0	103.9	116.2	119.9	118.4	117.8	124.8	128.7	126.4	132.8
20	81.7	81.8	82.5	88.1	102.8	105.1	105.0	107.6	105.0	114.2	118.5	117.0	117.6	123.3	128.3	125.3	132.4
25	90.0	98.1	104.1	110.6	105.3	110.2	113.4	109.8	113.4	123.6	127.1	124.6	128.7	133.0	137.8	134.5	139.4
32	87.6	82.9	102.9	105.1	108.1	105.9	109.1	109.1	108.2	118.6	120.3	119.5	121.8	125.5	131.4	126.7	133.3
40	98.6	94.9	101.6	105.8	113.6	111.1	115.3	113.0	113.0	123.8	122.4	124.7	121.6	129.2	129.7	128.3	132.9
50	105.7	108.6	122.0	122.7	119.2	121.5	126.6	124.3	126.6	131.8	132.2	131.6	133.4	136.1	137.7	136.2	139.3
63	119.0	116.0	129.1	128.6	119.1	114.3	127.8	127.8	127.2	125.8	122.4	132.1	130.6	131.6	130.8	136.7	136.4
80	115.5	117.7	129.5	127.6	114.9	115.2	123.8	123.8	121.1	121.0	122.1	124.9	123.5	122.9	127.1	125.6	129.7
100	126.9	121.5	141.0	123.7	120.6	121.8	136.7	126.3	126.3	127.8	126.7	133.1	129.8	127.3	129.0	132.4	135.8
125	124.5	122.6	135.0	134.9	123.0	123.3	132.1	132.1	132.3	125.3	128.1	133.7	136.9	125.7	129.3	132.3	136.1
160	133.3	133.5	137.3	140.8	128.7	129.3	132.7	135.5	135.5	125.3	127.7	133.5	135.7	125.2	130.2	130.5	136.4
200	130.1	131.4	127.3	130.0	128.3	129.7	125.5	131.5	131.5	127.0	129.1	130.2	137.0	125.6	129.2	132.3	137.8
250	133.5	134.1	136.0	135.0	134.5	132.5	137.2	139.7	139.7	131.3	132.1	137.4	137.8	128.9	132.6	136.4	141.1
315	136.9	135.8	137.9	135.1	133.5	134.9	139.1	138.7	138.7	134.5	136.4	139.5	140.2	132.3	135.5	137.8	143.1
400	132.6	131.3	131.6	132.3	130.2	131.0	133.4	134.3	134.3	129.4	131.6	134.1	136.9	127.8	131.6	134.9	139.3
500	137.5	137.4	137.6	136.6	136.1	136.3	141.0	140.9	140.9	133.1	135.0	141.7	143.1	130.9	133.9	140.5	145.4
630	135.8	135.3	136.2	137.7	133.3	136.3	136.7	137.7	137.7	130.9	132.2	138.2	140.4	130.1	131.9	137.0	142.8
800	133.6	132.2	136.7	137.4	131.4	131.3	139.0	139.0	139.4	133.0	134.9	139.9	141.9	134.3	136.4	140.1	144.6
1000	133.9	134.3	135.6	138.3	132.9	132.8	137.6	138.8	138.8	132.8	134.9	138.4	141.1	135.4	134.7	139.8	143.9
1250	133.1	133.5	133.8	135.8	132.4	131.6	136.9	136.9	136.9	132.3	132.0	137.8	139.7	132.7	132.5	136.3	142.9
1600	133.4	132.5	133.8	133.7	130.3	130.9	135.6	134.4	134.4	130.9	130.7	135.0	137.6	127.5	130.0	135.8	138.3
2000	129.5	127.5	129.5	128.8	127.2	128.0	131.4	131.7	131.7	127.0	126.7	131.7	134.3	127.7	128.5	132.8	136.5
2500	128.6	127.5	127.3	129.2	125.6	125.9	131.5	132.0	132.0	126.2	126.2	130.5	132.1	126.1	126.3	132.5	135.0
3150	125.3	123.9	124.8	126.9	123.0	122.6	128.6	128.6	128.5	122.6	124.1	128.4	129.5	123.1	124.2	129.9	132.0
4000	122.8	121.6	121.5	123.0	120.6	119.2	124.5	126.6	126.6	119.7	121.0	125.6	127.4	122.2	122.9	126.6	129.9
5000	118.5	117.8	118.8	119.0	117.6	116.7	120.8	121.5	121.5	119.5	118.3	121.3	123.1	121.1	121.9	124.0	126.2
6300	116.7	115.1	115.6	116.4	115.0	113.8	116.4	120.5	120.5	117.7	116.8	119.0	120.8	119.8	120.5	120.3	124.8
WASPL	145.3	144.9	147.8	147.8	143.4	143.5	148.4	148.7	148.7	143.3	144.5	149.1	150.9	144.5	146.8	149.3	153.8

UC = IN UPSTREAM CHAMBER  
 DC = IN DOWNSTREAM CHAMBER  
 UW = IN UPSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 DW = IN DOWNSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 WASPL = OVERALL SOUND PRESSURE LEVEL

Table 4-3 Test 2 (without flow)

SETTING SOURCE	MAXIMUM OASPL-30				MAXIMUM OASPL-20				MAXIMUM OASPL-10				MAXIMUM OASPL			
	UC	DW	UC	DW	UC	DW	UC	DW	UC	DW	UC	DW	UC	DW	UC	DW
FREQUENCY																
125	104.5	104.9	97.7	100.5	105.2	105.7	97.5	99.0	106.2	107.7	100.3	102.8	134.9	135.7	123.0	124.4
160	108.2	106.3	106.9	104.7	110.3	108.2	108.3	105.7	109.7	109.9	110.2	109.6	139.2	137.4	133.4	131.7
200	99.9	97.2	103.6	103.9	101.6	98.3	105.2	106.0	108.6	104.1	112.8	112.0	130.4	126.5	130.2	129.6
250	107.1	104.7	103.5	104.3	111.1	111.3	111.5	111.9	121.7	120.6	121.6	123.3	135.7	135.3	133.5	133.8
315	102.0	103.9	100.8	101.9	113.2	115.8	114.9	115.6	123.8	126.3	125.3	125.6	135.9	136.9	136.3	136.6
400	102.4	102.7	100.2	100.9	111.1	111.2	111.3	113.0	121.8	121.4	121.5	121.6	132.0	132.6	131.6	132.6
500	103.8	103.5	100.9	100.9	119.2	118.9	118.6	118.9	128.9	128.7	127.3	127.5	138.4	138.7	137.2	137.6
630	102.7	102.7	99.8	100.0	117.1	118.4	118.7	119.2	127.1	127.8	127.4	127.7	136.7	136.9	135.3	134.8
800	105.2	105.4	97.6	98.4	120.4	120.6	115.5	116.6	128.1	129.6	123.7	125.1	137.5	138.2	132.8	133.4
1000	105.8	105.7	101.3	101.7	118.8	118.4	116.8	116.6	126.2	125.8	125.2	124.7	137.2	136.5	133.5	134.0
1250	104.3	104.3	100.5	101.4	110.5	110.3	108.3	108.1	121.4	119.9	120.7	120.3	135.1	134.1	132.6	132.5
1600	103.5	103.5	98.4	100.2	107.0	107.4	106.5	108.1	120.6	120.0	118.3	121.3	132.2	133.5	131.4	131.8
2000	100.5	100.8	97.2	98.9	102.4	102.8	101.9	102.4	114.5	114.3	114.9	116.0	129.4	130.0	127.4	128.8
2500	99.8	99.9	98.3	98.7	100.5	99.9	100.3	101.1	113.3	111.8	114.5	114.4	128.4	128.4	127.1	128.0
3150	97.5	96.8	95.9	97.0	97.4	96.2	96.8	98.4	108.7	107.7	110.1	111.7	126.4	126.2	124.3	124.8
4000	98.5	98.0	96.4	98.6	97.5	97.3	97.1	98.8	105.3	104.4	107.2	109.6	123.3	122.8	121.5	122.2
5000	97.1	96.4	96.3	98.8	97.3	96.0	96.9	99.2	103.0	100.8	104.4	107.0	119.4	119.7	118.0	118.4
6300	95.4	94.1	96.8	98.9	95.5	94.2	96.7	99.2	100.0	99.1	102.7	104.9	117.3	116.6	114.4	115.6
OASPL	116.0	116.2	113.4	114.0	126.1	126.4	125.0	125.5	135.1	135.6	134.1	134.6	147.1	147.6	144.6	144.9

UC = IN UPSTREAM CHAMBER  
 DC = IN DOWNSTREAM CHAMBER  
 UW = IN UPSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 DW = IN DOWNSTREAM WALL OF TEST SECTION  
 OASPL=OVERALL SOUND PRESSURE LEVEL

ルの 10 dB 以内にありその影響を受けている。このような測定値には一定の基準に従って暗騒音補正<sup>(注2)</sup>を行った。残響室内のスペクトルは Test 1 においては 500 Hz 以下にも高レベルの成分をもつが、Test 2 においては 500 Hz 付近にピークをもち Test 1 に比べると 500 Hz 以下の成分は大きくない。これが録音時のハイパスフィルタの使用を、Test 1 では必要とされ、Test 2 では必要とされなかった理由である。

Fig. 4-2 は Fig. 4-1 のスペクトルと同時に測定された試験ダクト部の上流と下流の壁面 ( Fig. 2 参照 ) におけるスペクトルである。Test 1, 2 共、気流マッハ数が大きくなるにつれて音源を作動したときと通風だけのときの音圧レベルの差は小さくなっており、特に低周波数においては気流だけによる変動圧力が支配的になっている。しかし全般的には音圧成分が顕著であるため、ここでは変動圧力をすべて含めて音圧と呼んでいる。

Fig. 4-3 は Test 2 において通風しないで音源室の全帯域音圧レベルを 147 dB (最大レベル), 137 dB, 127 dB, 117 dB の 4 段階に設定したときの残響室内及び壁面でのスペクトルである。Fig. 4 に示されたダクト壁面音圧のスペクトルは実際に使用する際の便宜のためその数値表を Table 4-1~3 に示しておく。

Fig. 5 は音源室と受音室の平均音圧レベル (暗騒音補正済) の差として求められる剛壁ダクトの透過損失を示したものである。Fig. 5-1 で Test 1 (⊙, +) と Test 2 (◀, X) を比べると排気モードのときはスペクトルに大差はないが、吸気モードの  $M \leq 0.4$  のときは高周波数側で明確な差が認められる。この差異の原因は不明である。Fig. 5-2 は Fig. 4-3 に対応した通風しないときの透過損失のスペクトルで音圧の大きさの影響を示している。音源を上流室に置いたときも下流室に置いたときも最大音圧のときだけ中又は高周波数において数 dB 小さい値になっている。

Fig. 6 は試験ダクト部に吸音ライナを取付けたときの残響室内及びダクト壁面の 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルの測定例である。比較のため、剛壁のときのスペクトルも示してある。Fig. 6-1, 2

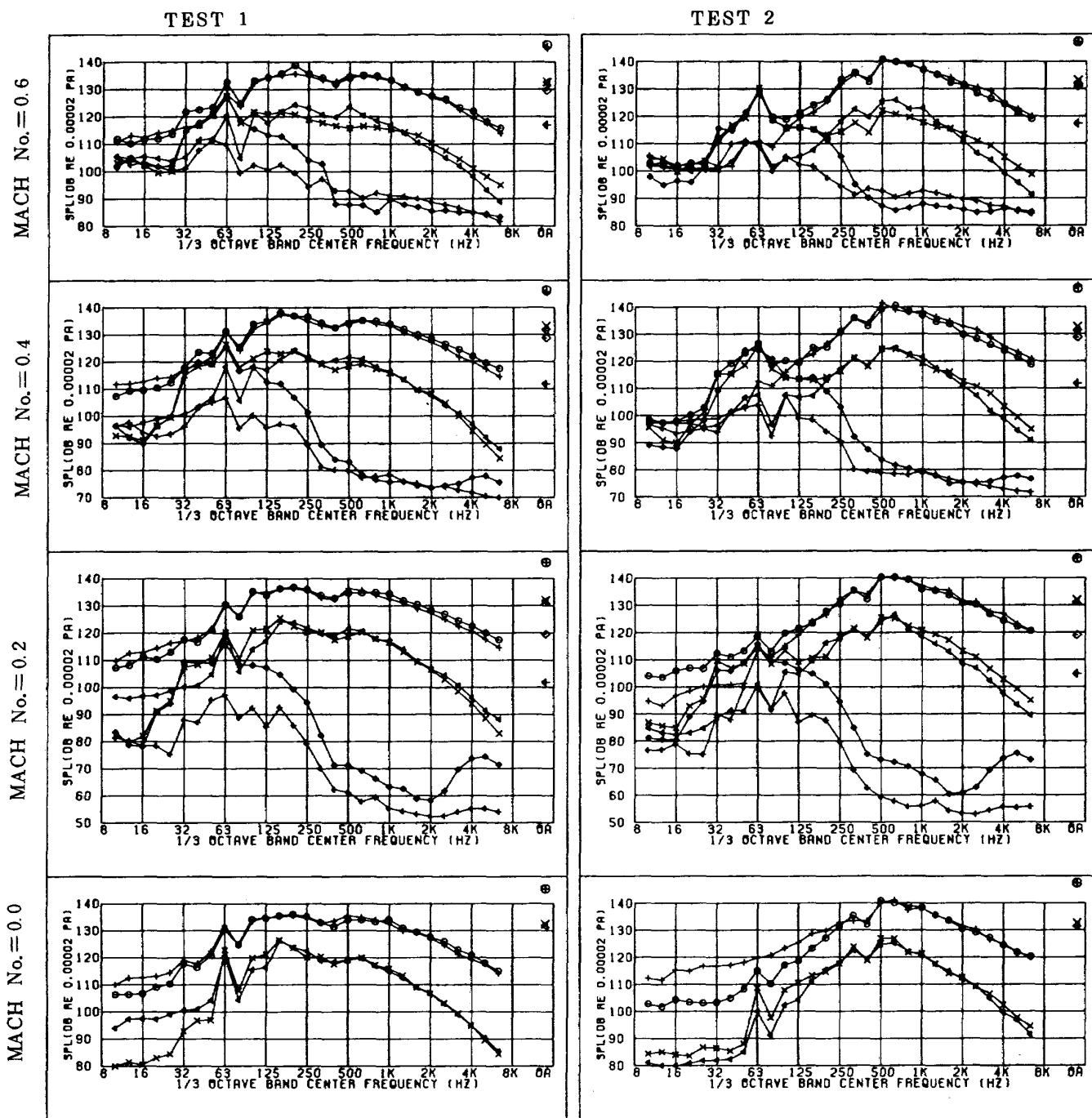
は Test 1 からライナ C の例を、Fig. 6-3, 4 は Test 2 からライナ T の例を示している。Fig. 6-1 の残響室内のスペクトル (Test 1) はハイパスフィルタの使用により低周波数側のレベルは急速に低下しているが、実際には Fig. 4-1 に示した剛壁ダクトの場合と同様に低周波数側にも高レベルの成分をもっている。

Fig. 7 は吸音ライナ C, T のときの残響室内音圧スペクトル (暗騒音補正済) から求められた透過損失のスペクトルを、対応する剛壁での透過損失のスペクトルと共に示したものである。吸音ライナの減音量はこの 2 つのスペクトルのレベル差として求められる。このようにして求められた全供試ライナについての減音量スペクトルを Test 1, Test 2, Test 2 (音圧レベルの影響) の順に巻末に示す。

なお、 $M \approx 0.2$  において、ライナによっては、多孔板の表面に沿う気流に起因すると考えられる狭帯域の音が発生した。Test 1 において、狭帯域分析によって測定した発生音の周波数を Table 5 に示す。Test 2 においてもライナ L, W で同様な音の発生が認められた。このためこれらのライナの中には、減音量スペクトルのデータ点が欠損しているものがある。

Table 5 Frequencies of sound generated by liners ( $M \approx 0.2$ )

Liner	Frequency (Hz)
E	7440
F	7820
G	4700
	4950
	5380
	6100
K	5960
	6740
M	7980
N	6040
Q	6160

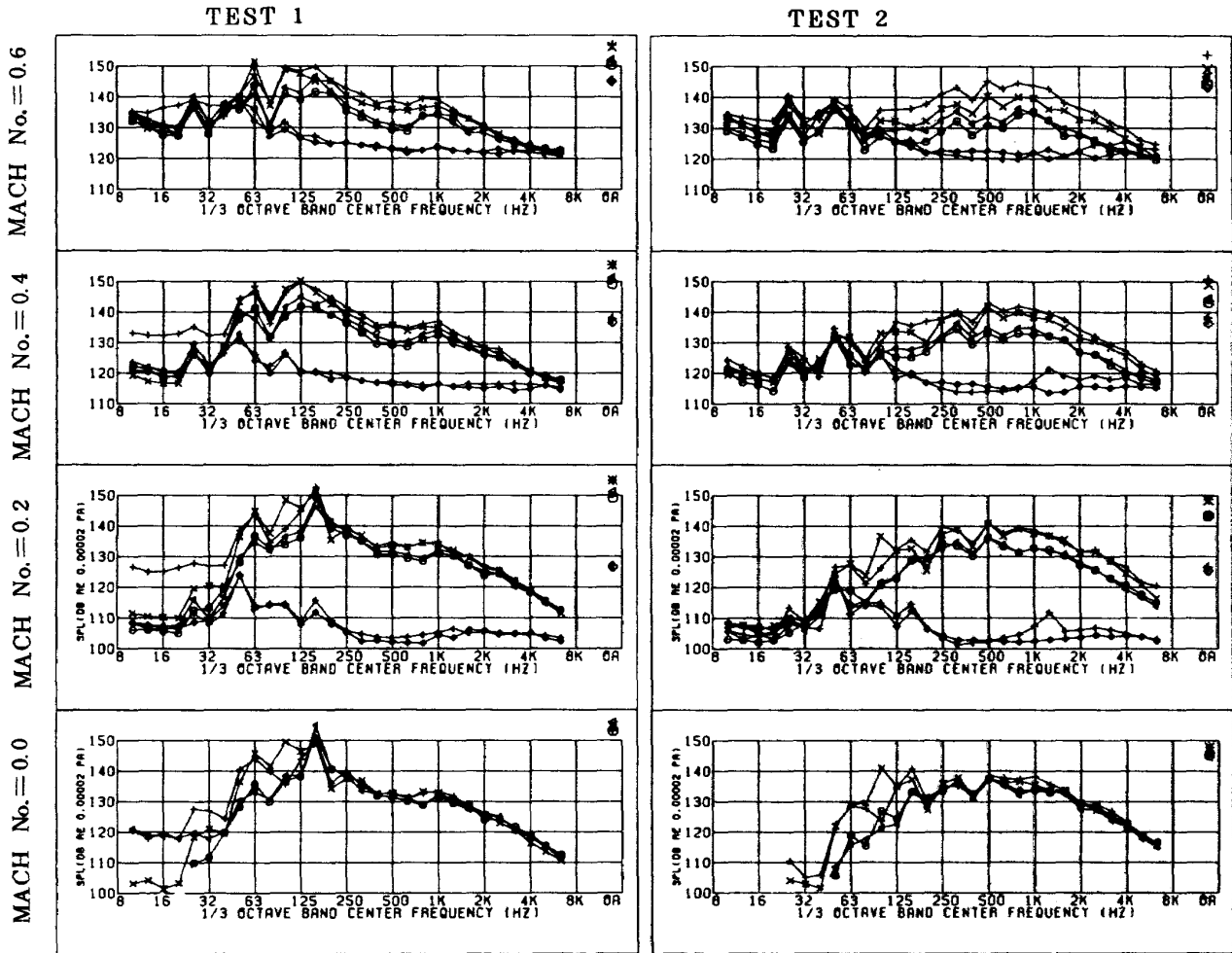


SYMBOLS TABLE

		MIC.	UC	DC	
SOURCE	ON	UC	⊖	⊲	UC:UPSTREAM CHAMBER DC:DOWNSTREAM CHAMBER
	DC		×	+	
OFF			◇	◀	

Fig. 4-1 In reverberant chambers

Fig. 4 Sound pressure spectra with rigid wall duct



SYMBOLS TABLE

		MIC.		
	SOURCE	UC	DW	
ON	UC	⊖	◀	
	DC	×	+	
OFF		◇	◀	

UC:UPSTREAM CHAMBER  
 DC:DOWNSTREAM CHAMBER  
 UW:UPSTREAM WALL  
 DW:DOWNSTREAM WALL

Fig. 4-2 On duct walls

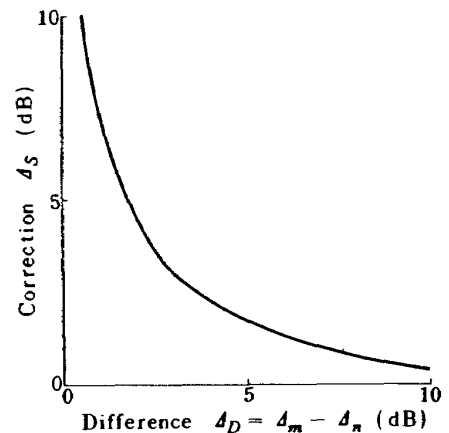
(注2) 測定値の暗騒音補正

ここでいう暗騒音は音源が停止しており気流だけが存在するときマイクロホンが示す音圧のことで、試験ダクト部の代表流速だけでは決り、音源の作動、停止とは関係しないと考える。このとき送風中、音源作動時に残響室内で測定された音圧レベルを  $L_m$  (dB)、暗騒音を  $L_n$  (dB) とすると暗騒音の影響を取除いた音だけの値  $L$  (dB) は、 $L_m$  から次の補正值  $\Delta_S$  (dB) を差し引くことによって求められる。

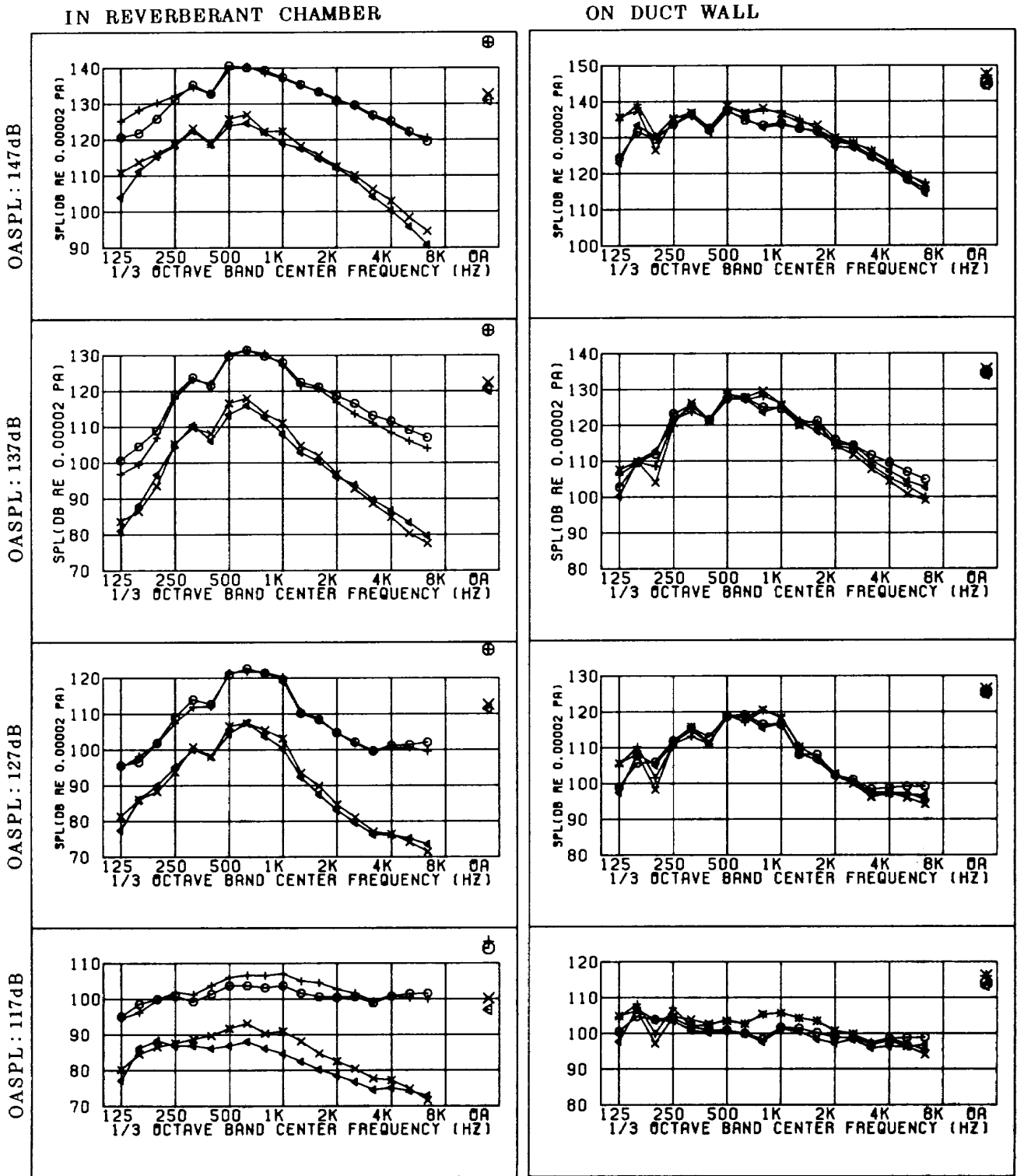
$$\Delta_S = \Delta_D - 10 \log_{10} (10^{\Delta_D/10} - 1)$$

但し、 $\Delta_D = L_m - L_n$

$\Delta_D$  と  $\Delta_S$  は参考図のような関係になり、 $\Delta_D$  が 10 dB 以上あれば、 $\Delta_S$  は 0.5 dB 以下となり暗騒音の影響を無視できるが、 $\Delta_D$  が小さくなるにつれて、 $\Delta_S$  は大きくなり暗騒音の影響を無視できなくなる。しかし  $\Delta_D < 3$  dB では補正值  $\Delta_S$  は  $\Delta_D$  の小さい変化によって著しい影響をうける。このため本実験では  $\Delta_D < 3$  (dB) の場合暗騒音のため測定不可とし、 $\Delta_D \geq 3$  のときのみ  $\Delta_S$  による補正を行い音だけの値  $L$  (dB) をデータとして採用した。



参考図

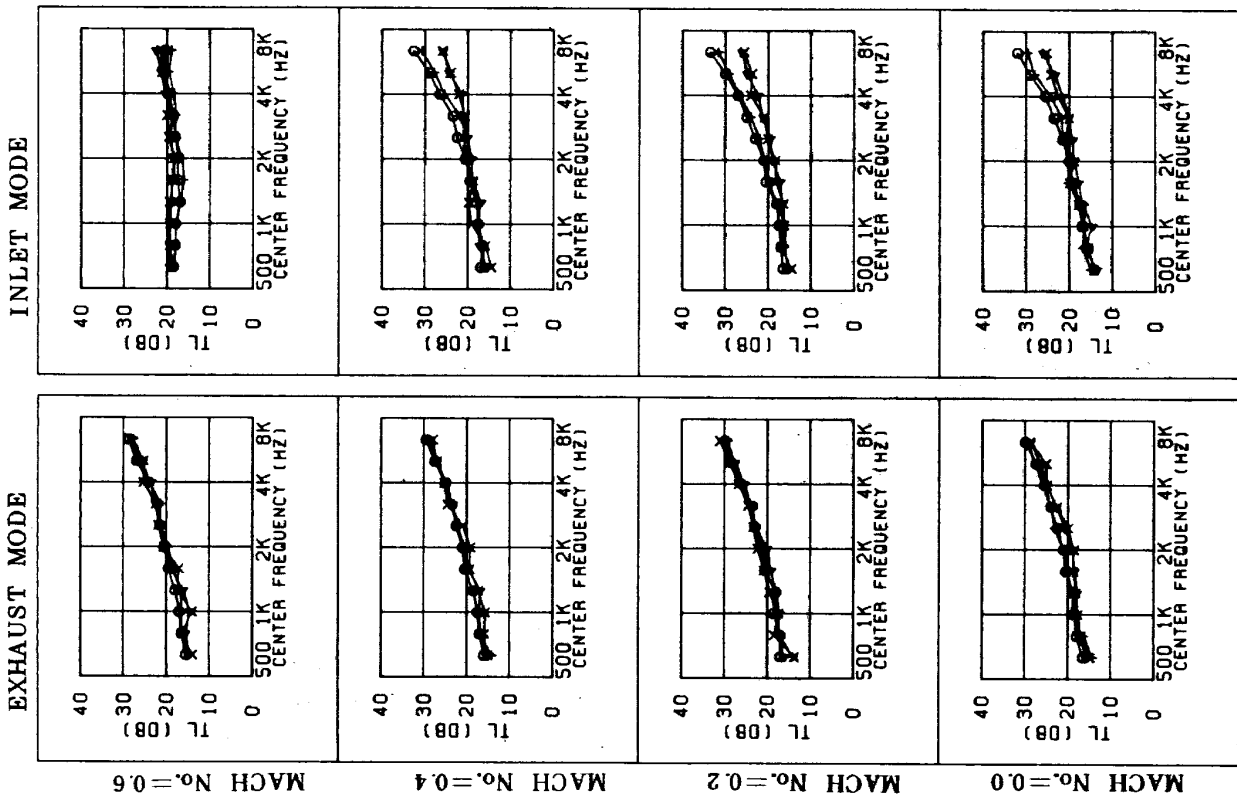


SYMBOLS TABLE

	MIC.	UW	DW	UC:UPSTREAM CHAMBER	CHAMBER
SOURCE	UC	⊖	◁	DC:DOWNSTREAM CHAMBER	CHAMBER
ON	DC	×	+	UW:UPSTREAM WALL	WALL
				DW:DOWNSTREAM WALL	WALL

Fig. 4-3 For various OASPLs without flow





○, + TEST 1  
 ◐, X TEST 2

Fig. 5-1 In Test 1 and 2 with flow

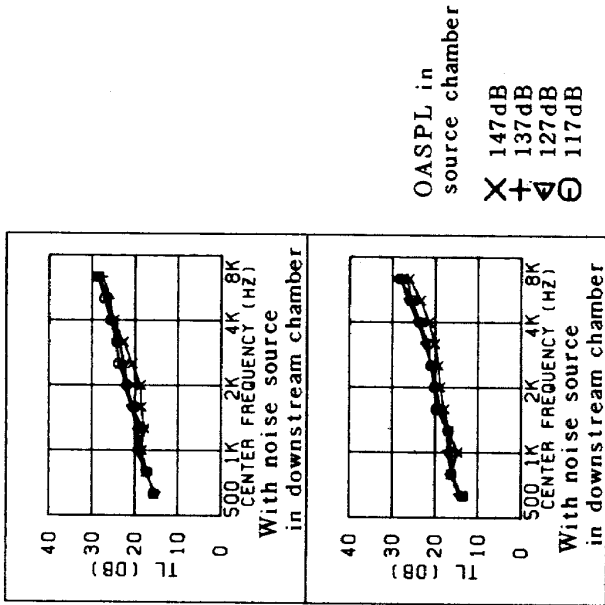
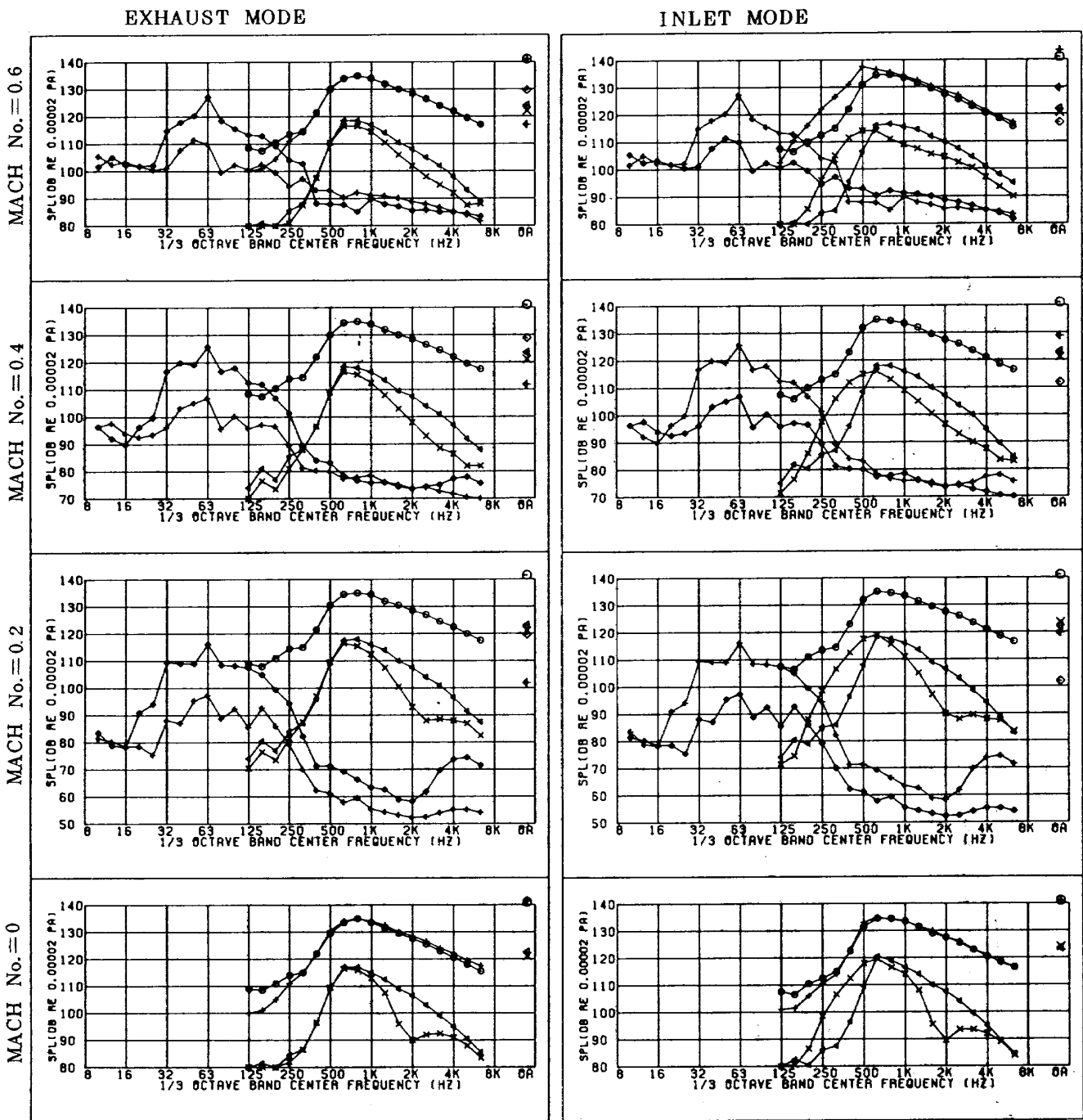


Fig. 5-2 In Test 2 without flow

Fig. 5 Transmission loss spectra (corrected) with rigid wall duct



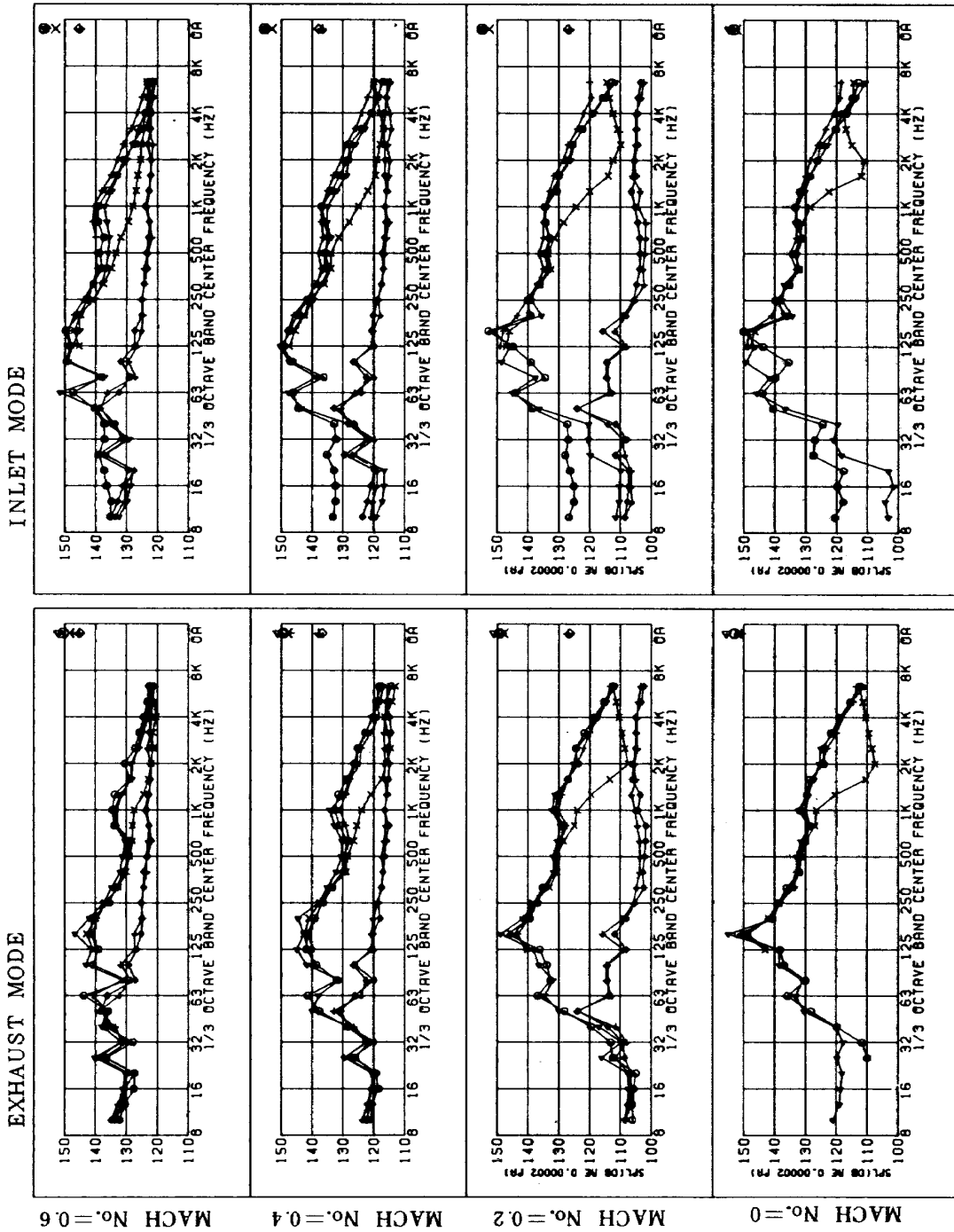
SYMBOLS TABLE

	DUCT WALL	
MIC	RIGID	LINER C
IN SOURCE CHAMBER	⊖ (◇)	+
IN RECEIVING CHAMBER	◀ (↵)	×

( ): SOURCE OFF

Fig. 6-1 Liner C (in reverberant chamber)

Fig. 6 Examples of sound pressure spectra without acoustic liners

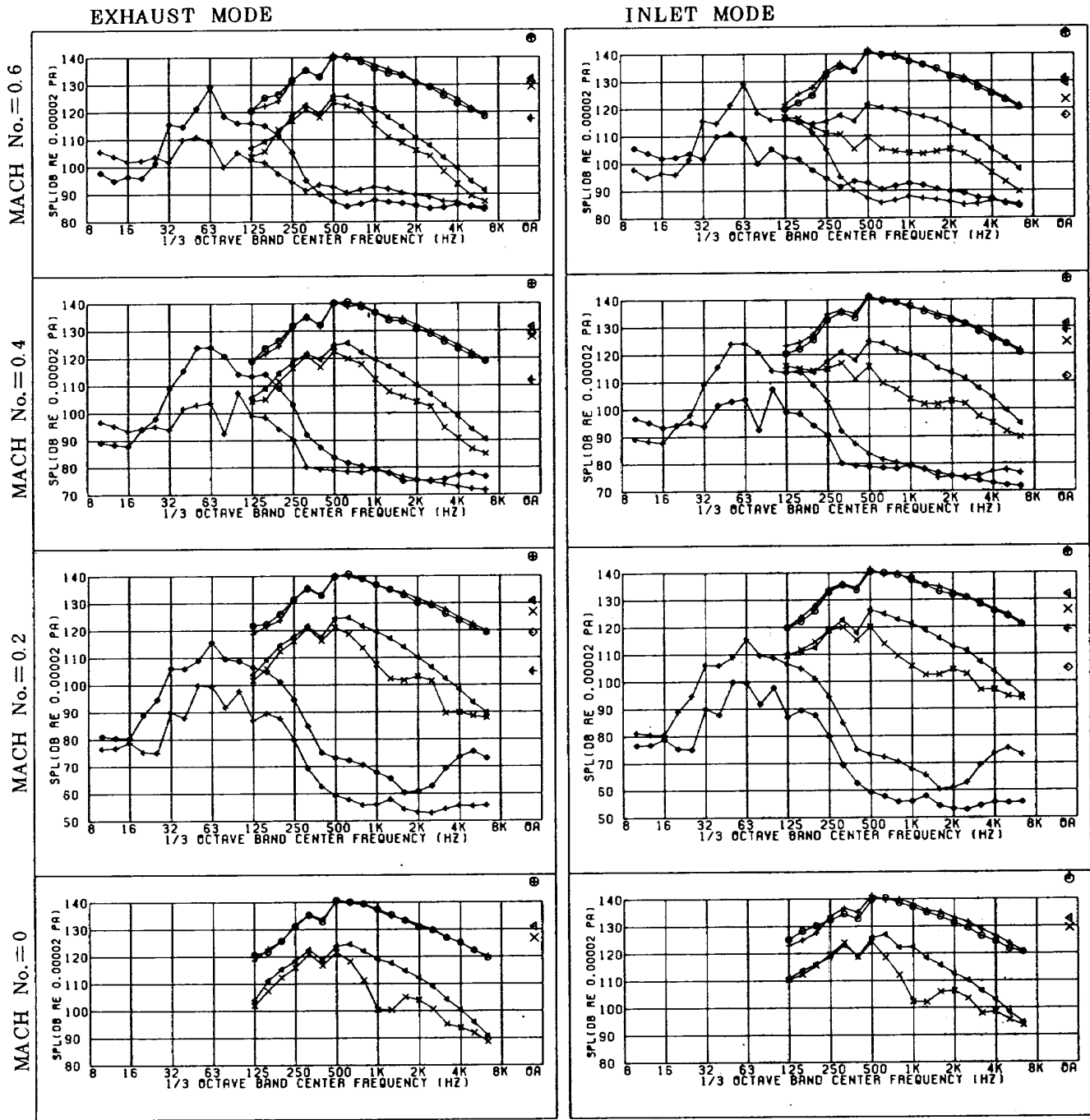


SYMBOLS TABLE

DUCT WALL	RIGID	LINER C
MIC	○ (◇)	+
SOURCE SIDE	○ (◇)	+
RECEIVING SIDE	◁ (⇨)	×

( ) : SOURCE OFF

Fig. 6-2 Liner C (on duct wall)

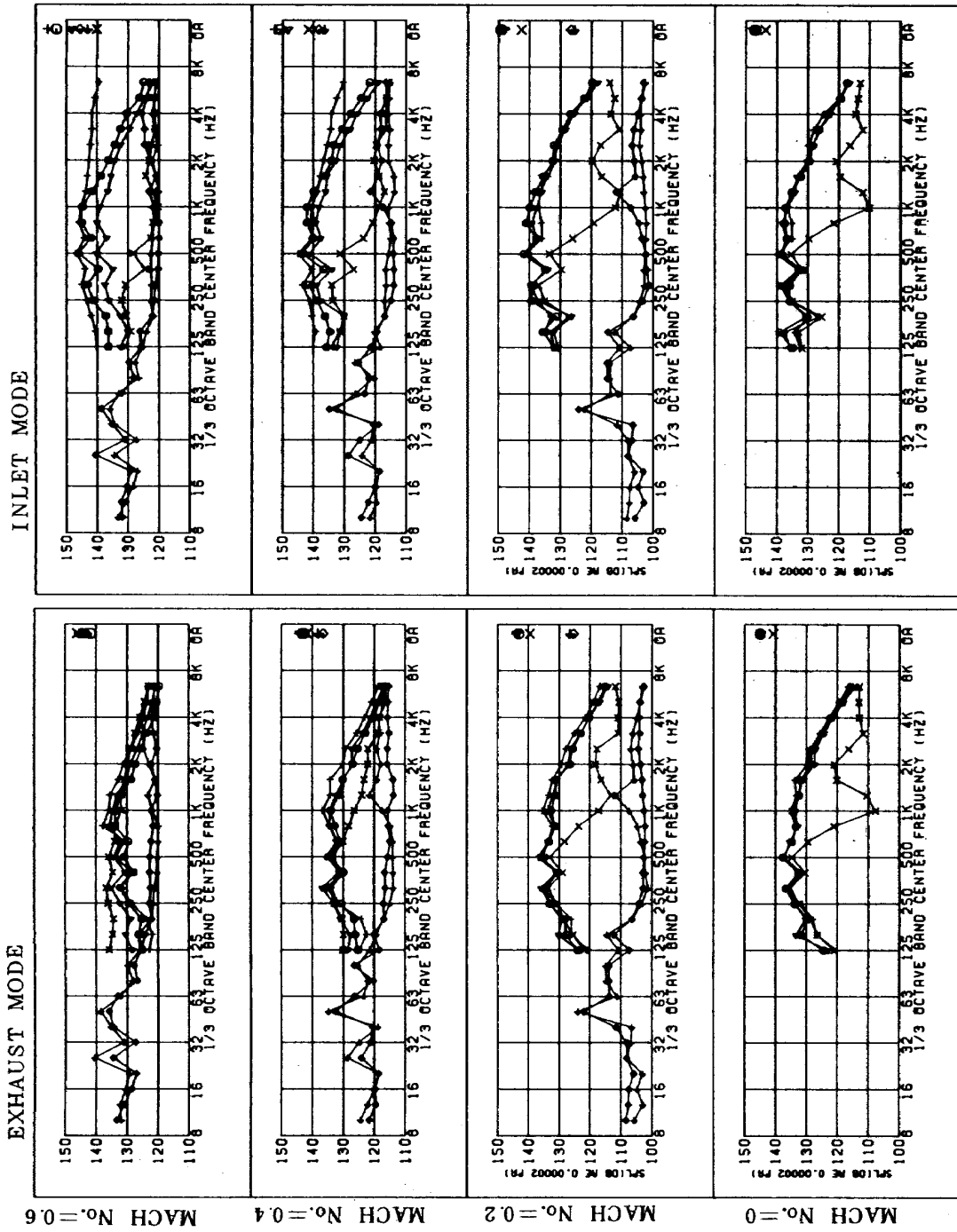


SYMBOLS TABLE

MIC	DUCT WALL	
	RIGID	LINER T
IN SOURCE CHAMBER	⊖ (◇)	+
IN RECEIVING CHAMBER	◀ (↔)	×

( ) : SOURCE OFF

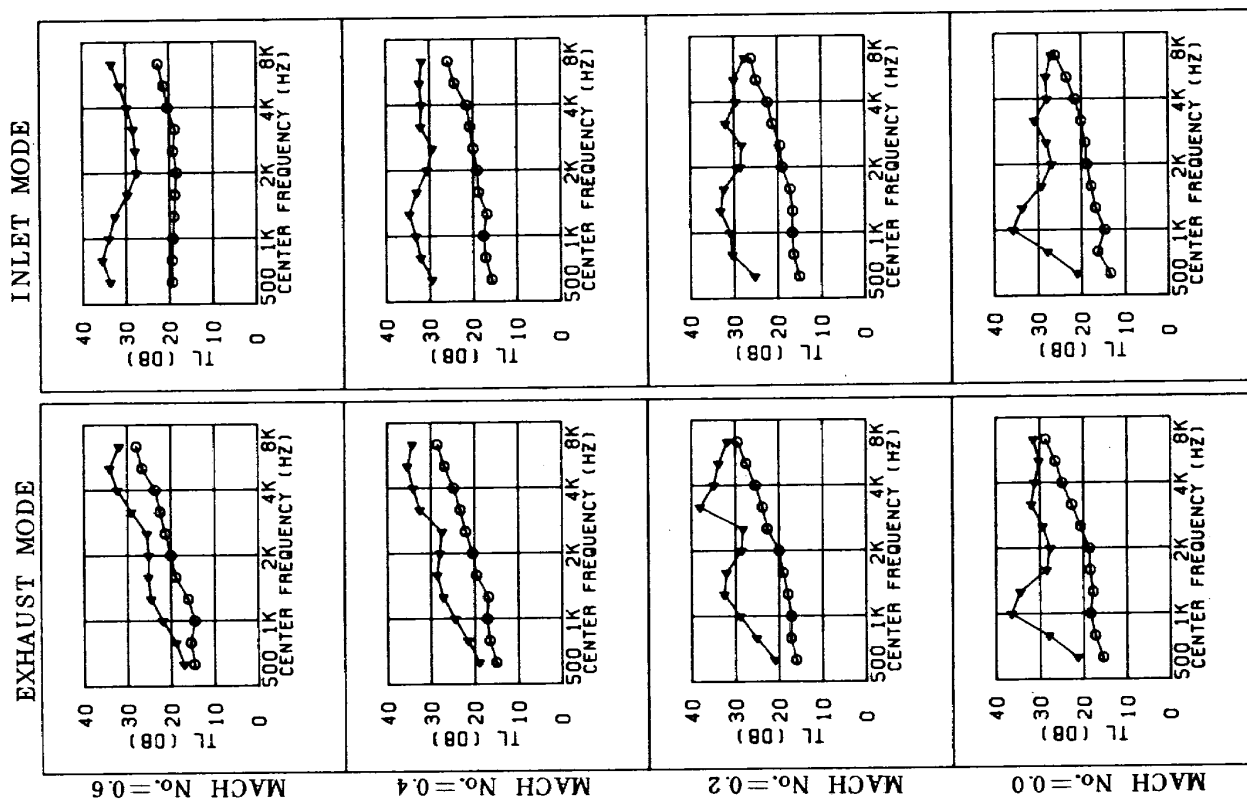
Fig. 6-3 Liner T (in reverberant chamber)



SYMBOLS TABLE

DUCT WALL	RIGID	LINER T
MIC	⊖ (⊖)	+
SOURCE SIDE	⊖ (⊖)	+
RECEIVING SIDE	⊖ (⊖)	×

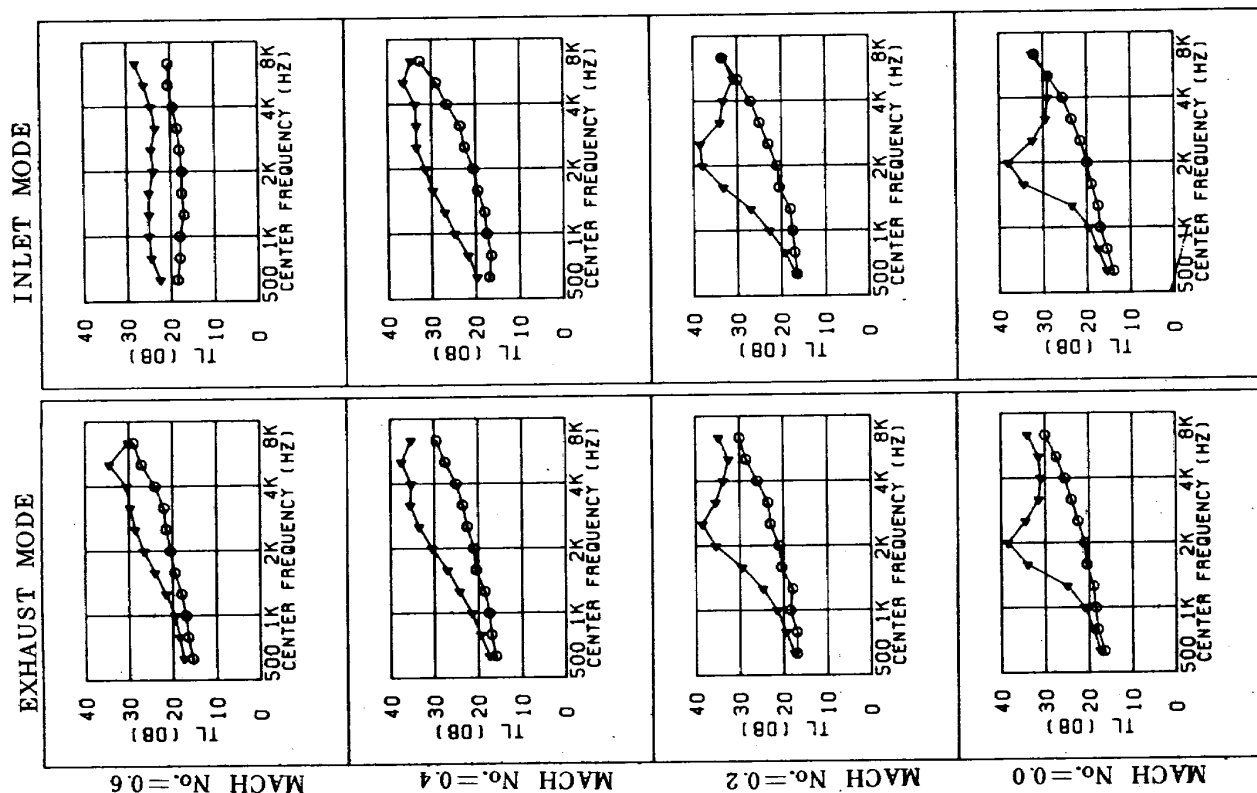
Fig. 6-4 Liner T (on duct wall) ( ) : SOURCE OFF



▲ LINER T  
● RIGID WALL

Fig. 7-2 Liner T (Test 2)

Fig. 7 Examples of transmission loss spectra (corrected) with acoustic liners



▲ LINER C  
● RIGID WALL

Fig. 7-1 Liner C (Test 1)

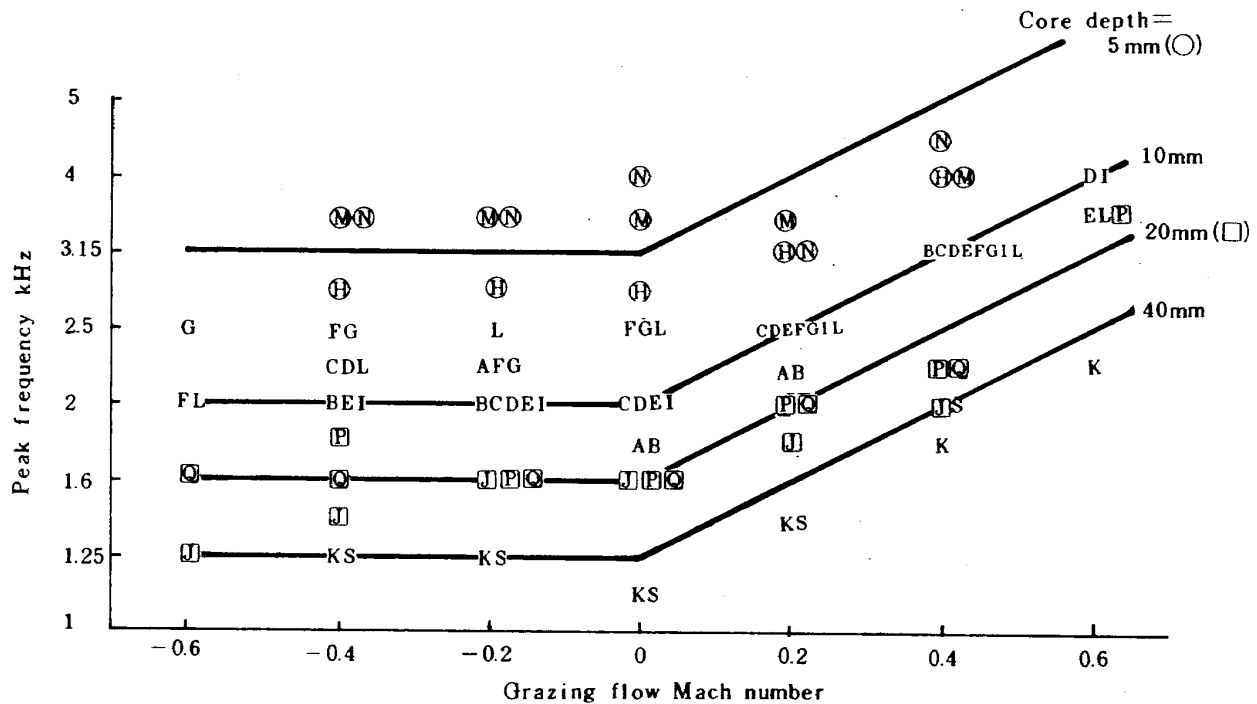


Fig. 8 Effect of grazing flow Mach number on peak frequency

## 6. 考 察

表面板の開口比とコア深さは、吸音ライナの音響特性に影響を及ぼす最も重要な構造パラメータである。孔径や、表面板の板厚などは実用上も極端なものは好ましくないので常識的な値にとどめ、ここでは開口比とコア深さが減音特性に及ぼす影響に注目した。

巻末に示した単層ライナの種々の気流マッハ数における1/3オクターブバンドの減音量スペクトルは、概ねある周波数でピークを持つ山形を示している。ピークに対応する周波数はピーク周波数 (peak frequency)、減音量はピーク減音量 (peak attenuation) と呼ばれ、<sup>10)</sup> いずれも表面に沿う気流の影響を受けている。

Fig. 8は気流マッハ数がピーク周波数に及ぼす影響を実験結果からまとめたもので、明確なピークが認められた単層ライナをすべてその記号で示した。M $\pm$ 0.6では明確なピークが認められないデータが多いためデータ点が少ない。気流マッハ数の影響をライナのコア深さ毎に引いた直線によって示しており、コア深さが一定であれば吸気モード (マッハ

数：負)のときピーク周波数は余りマッハ数の影響を受けないが、排気モードのときはマッハ数の増加と共にピーク周波数は高くなっている。従って同じ周波数の音を低減するにも、排気モード (マッハ数：正)でマッハ数が大きくなるとコアの深いライナが必要になることを示している。又、マッハ数が同じときは、コア深さが大きいほどピーク周波数は低いことが判る。各ライナのピーク周波数 (実験値) は相当するコア深さ毎に引いた直線から1/3オクターブバンドの範囲におさまっており、ライナの実験的設計に当たって、気流マッハ数とピーク周波数が与えられたとき、コア深さを決定するために Fig. 8を利用することができる。

Fig. 9はコア深さ10mmのライナ (A~G, L)の開口比とピーク減音量の実験的關係を気流マッハ数をパラメータとして整理したものである。対応する周波数は Fig. 8に示されているように各マッハ数毎にはほぼ一定と考えられ、( )内に示す値から1/3オクターブバンドの範囲内である。試験した開口比の範囲内にピーク減音量が極大になるような開口比 (以下最適開口比と記す)の存在が各マッハ数につ

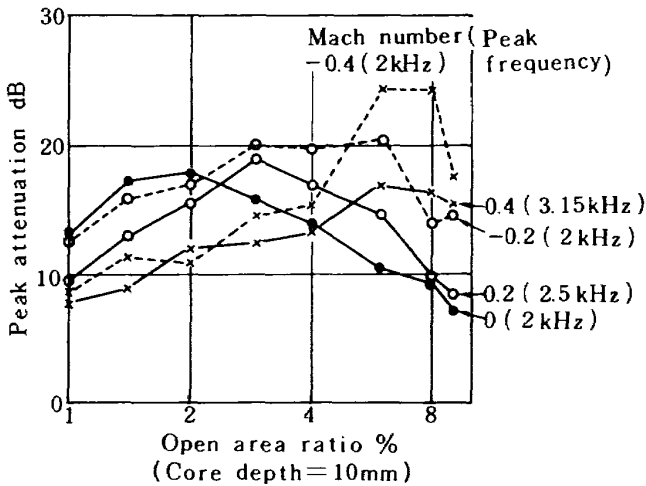


Fig. 9 Effect of open area ratio on peak attenuation

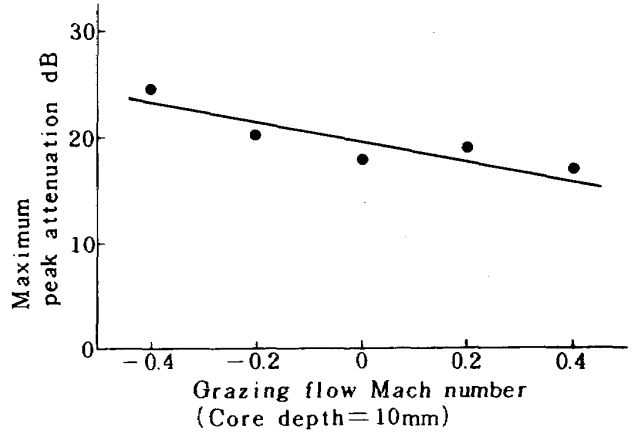


Fig. 11 Effect of grazing flow Mach number on maximum peak attenuation

を著しく増加させることが知られているが、開口比を大きくし多孔板の音響抵抗を減少させることにより適切な音響抵抗が実現されるものと理解することができる。気流マッハ数が与えられたときコア深さ 10mm のライナの最適開口比を決定するために Fig. 10 を利用することができる。

Fig. 11 は最適開口比の吸音ライナ (コア深さ 10 mm) を用いたときに達成されるピーク減音量 (Maximum peak attenuation) と気流マッハ数の関係を示したものである。最大ピーク減音量は 20 dB 前後であり排気モードより吸気モードの方がやや大きい傾向にあるものの、試験範囲では気流マッハ数による著しい変化は認められない。

Fig. 12 は開口比 4% と 8% のライナにおいてコア深さが周波数  $f_p^*$  における減音量に及ぼす影響を示

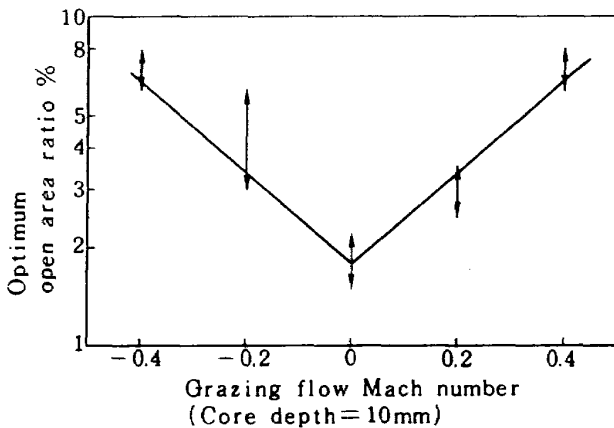


Fig. 10 Effect of grazing flow Mach number on optimum open area ratio

いて認められる。

Fig. 10 は最適開口比と気流マッハ数の概略の関係を示したものである。Fig. 9 から最適開口比として 1 点を決定するのは困難なためその範囲を矢印で示した。コア深さが一定のとき最大の減音効果を得るためには、気流の方向にはかかわらず、マッハ数の絶対値が大きいほど大きい開口比が要求されることが判る。すなわち  $M \approx \pm 0.4$  のときは開口比 8%、 $M \approx \pm 0.2$  のときは開口比 4%、 $M = 0$  のときは開口比 2% の付近が、コア深さ 10mm のときには最適であることを示している。以下コア深さ 10mm のライナのピーク周波数を  $f_p^*$  と記す。この周波数は Fig. 8 に示したようにマッハ数に依存するが、マッハ数が同じであれば開口比が異なっても余り変らない量である。表面に沿った気流は多孔板の音響抵抗

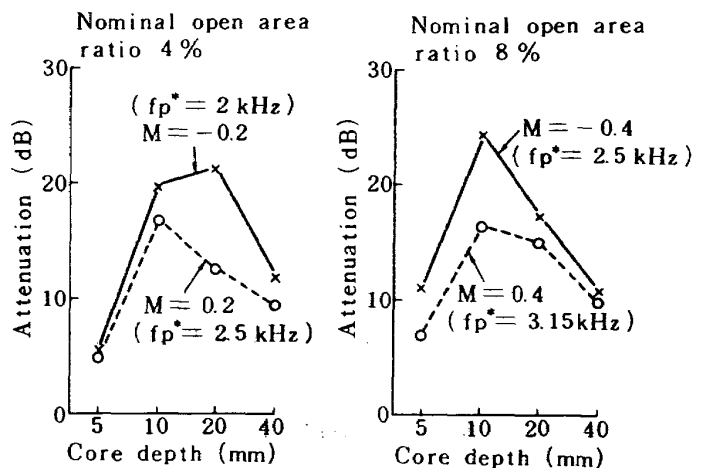


Fig. 12 Effect of core depth on attenuation at  $f_p^*$  (peak frequency for the liners with core depth of 10 mm)



したものである。開口比 4% については  $M = \pm 0.2$ , 8% については  $M = \pm 0.4$  のときのもので ( ) 内に  $f_p^*$  を示してある。Fig. 12 から両開口比共コア深さ 10mm は概ね減音量のピーク付近に対応していると考えられる。  $M = 0$  のときの最適開口比である開口比 2% についてはコア深さをパラメータとした同様の試験を行っていないが、  $f_p^* = 2$  kHz においては近似的に同様のコア深さに対する傾向が予想される。従って与えられたマッハ数に対して Fig. 10 から求められる最適開口比をもつコア深さ 10mm のライナはそのピーク周波数においてはコア深さについてはほぼ最適であると考えることができる。

Fig. 13 は開口比 4% と 8% のライナにおいてコア深さがピーク減音量に及ぼす影響を示したものである。 Fig. 12 の場合とは異なりコア深さにより周波数 (ピーク周波数) は異なっている。

$M = 0.4$  を除くと両開口比と共にコア深さが大きくなるにつれて、ピーク減音量は増大している。 Fig. 8 からコア深さが大きいほどピーク周波数は低いから、この傾向は周波数が低いほど減音量が大きいといえる。これは理論的に導かれる吸音ダクトの最大可能減音量<sup>(注3)</sup>の周波数に対する依存性に類似

している。

Fig. 13 において開口比 4% の場合と 8% の場合を比べると  $M = 0$  のときすべてのコア深さにおいて 4% の方が大きいピーク減音量が得られているが、コア深さ 10mm については Fig. 10 に示したように最適開口比は 4% ではなくさらに小さい約 2% である。実験結果から最適開口比を決定できるのはコア深さ 10mm のライナについてだけであるが、マッハ数とコア深さを定めると、 Fig. 13 から 4% と 8% のいずれの開口比がより減音量が大きいかを知ることができ最適開口比の大雑把な予想は可能である。

Fig. 14 は開口比及びコア深さは等しいが、孔径 ( $d$ ) が若干異なったライナ (E:  $\phi 1.4$ mm 及び I:  $\phi 1.0$ mm) の減音量スペクトルの比較を示したものである。前述のごとくその特性に本質的な違いは認められない。

Fig. 15 は巻末試験結果から、同じ多孔板をもつ単層ライナと多層ライナの減音量スペクトルの比較を示したものである。 Fig. 15-1 はライナ L と W (2 層), Fig. 15-2 はライナ E と T (3 層) についてのものである。原理的には構造パラメータ (コア深さ等) を選定することにより 2 層ライナは 2 つ

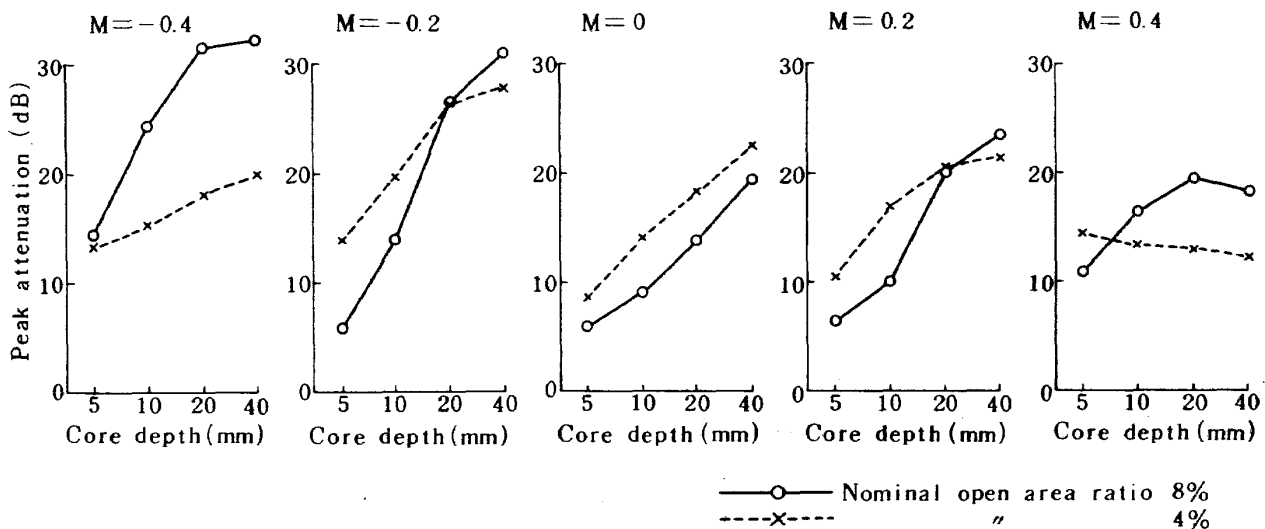


Fig. 13 Effect of core depth on peak attenuation

(注3) 最大可能減音量 Maximum possible attenuation<sup>11), 12)</sup>

最適な音響インピーダンスの吸音壁が実現されたときの吸音ダクトにおける音の減衰量 (減音量 dB) をいう。一様流を伴う円形ダクト内の平面波理論によると、これは気流マッハ数には依存せず周波数パラメータ  $fD/C$  の増大につれて減少する。最小減衰モードについても同様な結果が示されている。<sup>13)</sup>

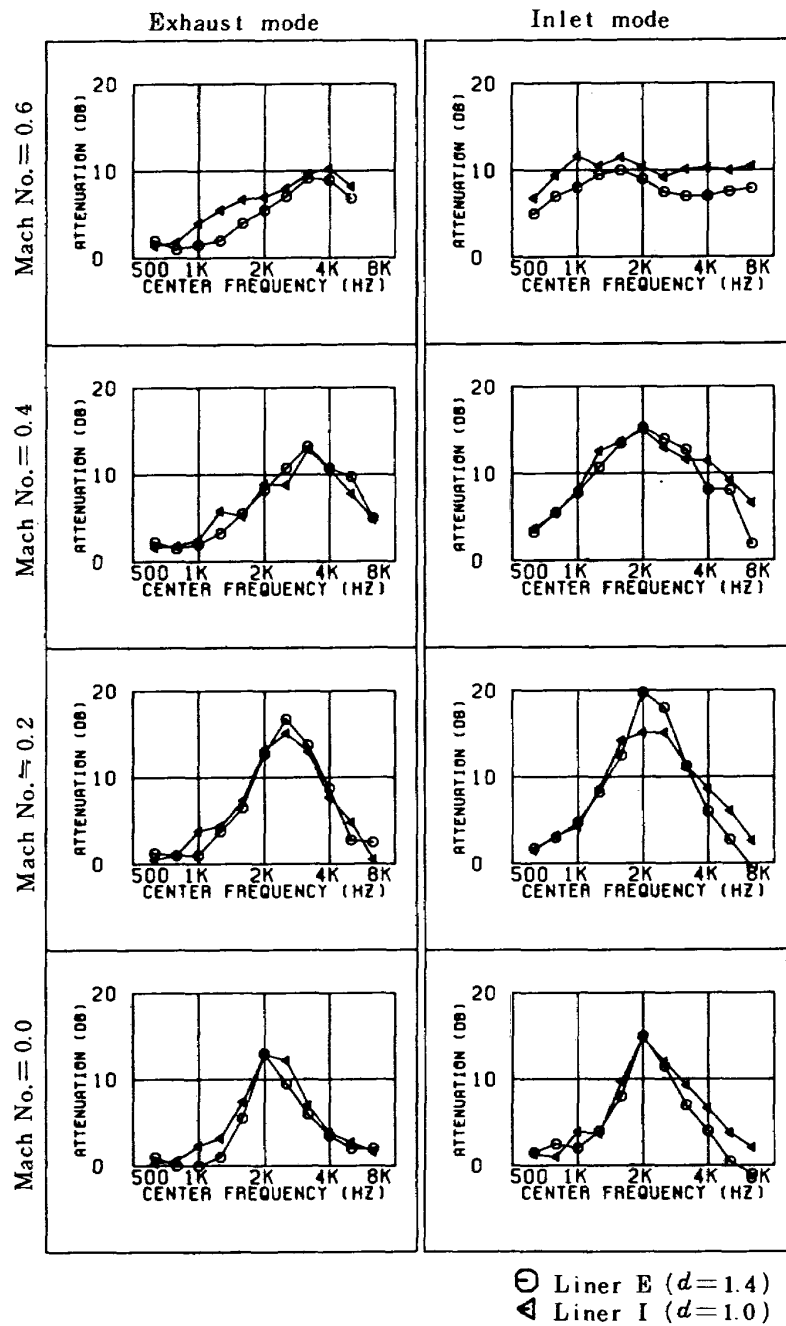


Fig. 14 Effect of hole diameter (dmm) on attenuation

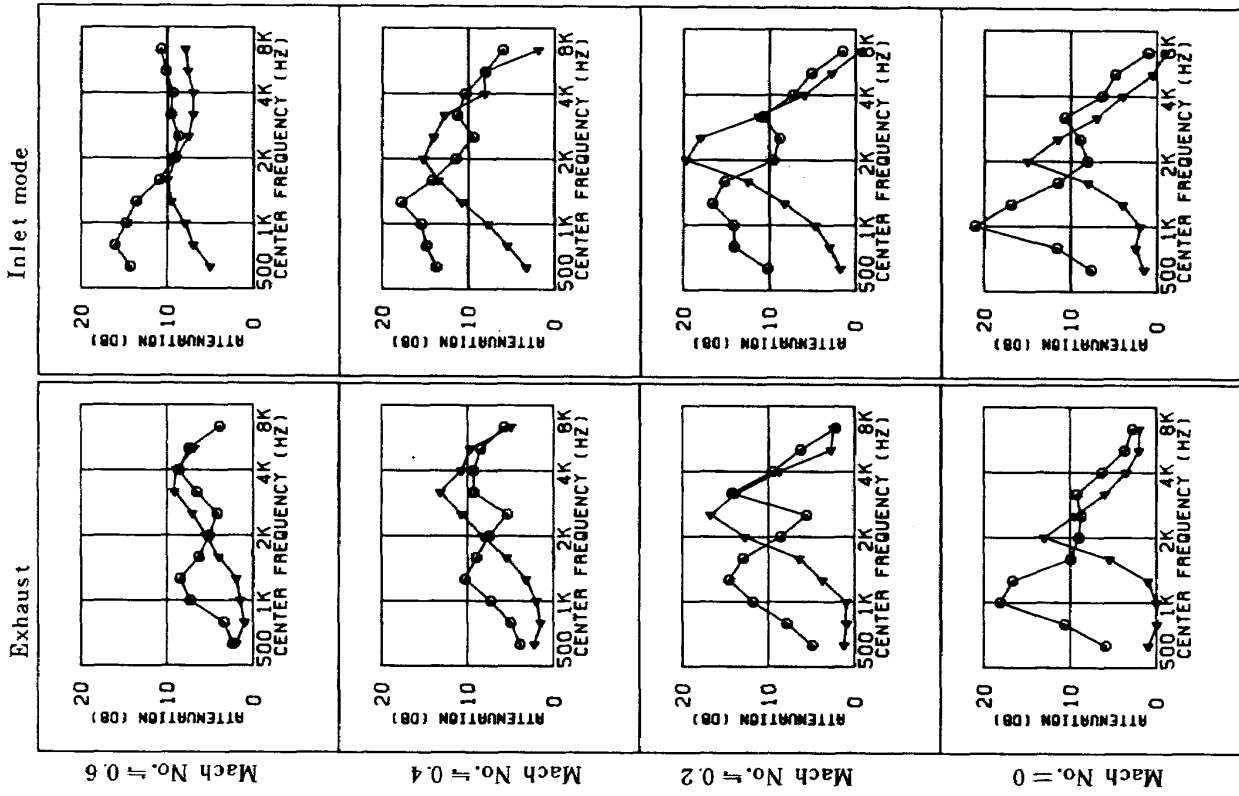


Fig. 15-2 Liner E (◄) and T(⊖)

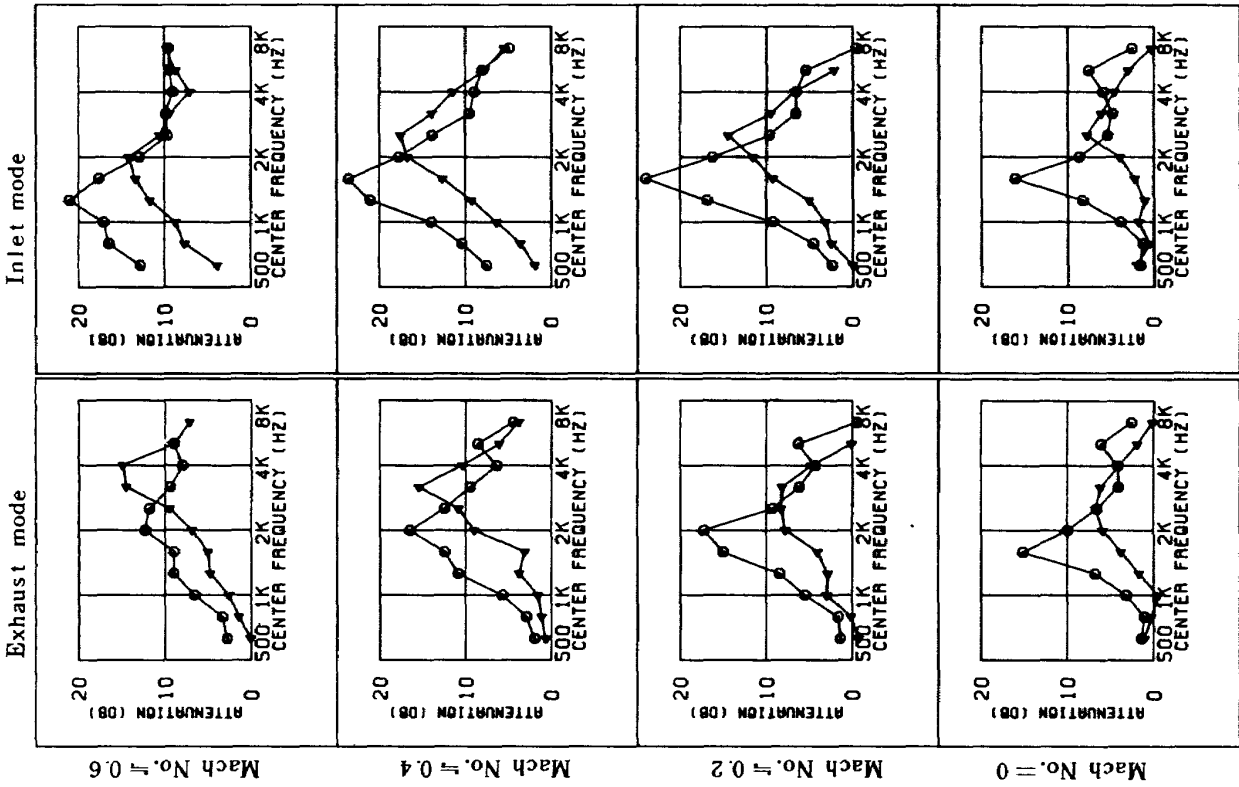


Fig. 15-1 Liner L (◄) and W(⊖)

Fig. 15 Comparisons between single- and multi-layer

の周波数において、3層ライナは3つの周波数においてその最適化を図ることが可能であるが、Fig.15は構造的に簡単なものについて測定した結果である。多層ライナは概して単層ライナの高周波数側の効果を改善し又はそこなうことなく低周波数側の減音効果を大幅に改善しておりスペクトルには最大2つのピークが認められる。しかしマッハ数によっては単層ライナのピーク周波数付近の減音効果が大幅に減少している。

気流のない状態で音源室の音圧レベルを4段階に設定して音圧の大きさが減音量スペクトルに及ぼす影響を調べた結果は巻末に示した通りである。測定された減音量スペクトルのレベルは全般に最大音圧(147dB)のときその他の音圧のときより若干大きい。従って測定ライナについては音圧の大きさの影響は音源室の全帯域音圧レベルで約137dB(壁面音圧で約135dB)以上で現われはじめることができる。音圧の大きさのピーク周波数に対する明確な影響は認められない。

試験ダクトは限られた長さで滑らかな流れを得るため左右対称にはなっていないので、音源を上流室に置いたときと下流室に置いたときを左右に対比して示してある。気流のない状態でスペクトルは若干その影響を受けている可能性はあるが測定値に本質的な違いは認められない。吸音ライナの音響特性(音響インピーダンス)は通常、周波数の関数として与えられ音圧の大きさには影響を受けないが、多孔板ハネカム吸音ライナの場合、エンジンダクト内のような大音圧下では音圧の大きさにも依存することが知られている<sup>14)</sup>。それが音響特性に従って減音量スペクトルに及ぼす影響はライナ表面に沿う気流のないとき最も顕著に現われると考えられる。

## 7. まとめ

多孔板ハネカム吸音ライナは航空エンジンのダクトライニングに多用されて来たが、未だその音響特性(音響インピーダンス)を明確に予測することが困難な状況にある。従ってダクトライニングの設計法も少なくともこの点に関して確立しているとはいえない。そこでこのような吸音ライナを用いた矩形

ダクト(相対する2面吸音)において主な吸音構造パラメータ(開口比及びコア深さ)を系統的に変えてその減音効果を測定した。測定には流路音響試験装置Flow duct facility(吸音ダクトの減音効果を測定するための2残響室式の試験装置)を用い、ダクト内平均気流マッハ数を吸気及び排気両モードに対し0, 0.2, 0.4, 0.6の4段階(最大音圧)及び気流のない状態で音源室の平均全帯域音圧レベルを最大音圧から10dBずつ減少させた4段階に設定して試験した。

本報告は、多孔板ハネカム吸音ライナによるダクトライニングの研究に対する実験資料としてこれらの試験結果をとりまとめたものであるが、限られた条件においてはこれを消音器の設計資料として利用することもできる。

主な試験結果は次の通りである。

(1) 単層ライナの減音量スペクトルのピーク周波数は吸気モードにおいては余り気流マッハ数の影響を受けないが、排気モードにおいては気流マッハ数が大きくなるにつれて高くなる。

(2) またこのピーク周波数は同じマッハ数においてはライナのコア深さが大きいほど低く、多孔板の開口比などには余り影響を受けない。

(3) コア深さ10mmのライナの最適開口比(ピーク減音量が極大になるときの開口比)は吸排気モードとも同じ傾向でマッハ数の絶対値の増加につれて大きくなる。

(4) 単層ライナを重ねて2又は3層のライナを用いることによって単層ライナの高周波数側の減音効果を改善し又はそこなうことなく低周波数側の減音効果を大幅に改善することができる。但しマッハ数によっては単層ライナのピーク周波数付近の減音効果が大幅に減少する。

(5) 減音量に対する音圧振幅の影響は、気流のない状態において音源室の全帯域音圧レベルで約137dB(壁面音圧で135dB)以上で現われはじめる。しかしピーク周波数に対する明確な影響は認められない。

(6) ライナの構造寸法と気流速度によっては可聴周波数域の著しい狭帯域音が発生する。

本試験は環境庁一括計上予算の配算を受けて行ったものであり、その一部は財団法人民間輸送機開発協会（現 日本航空機開発協会）の協力のもとに実施したことを付記し、関係各位に謝意を表す。

また 3700kW 軸流圧縮機の運転は当所原動機部小倉五郎氏が担当した。

#### 文 献

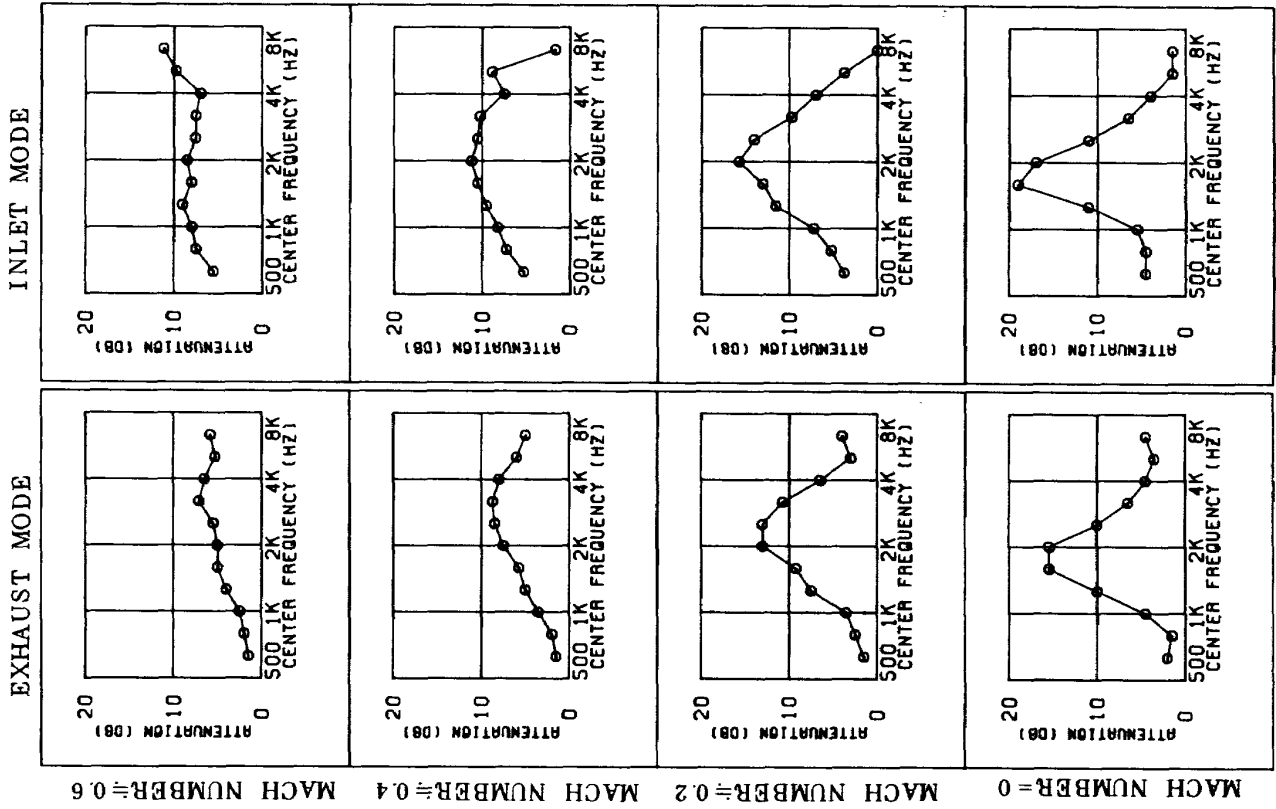
- 1) Nayfeh, A.H, Kaiser, J.E. and Telionis, D. P.; Acoustics of aircraft engine-duct systems, AIAA Jr. 13(2), pp. 130-153, 1975
- 2) Vaidya, P. G.; State of the art of duct acoustics, AIAA-77-1279, 1977
- 3) Groeneweg, J. F. and Rice, E. J.; Aircraft turbofan noise, ASME 83-GT-197, 1983
- 4) 渡辺 実, 武田克巳, 中山 普, 鳥崎忠雄; 流路音響試験装置, 航空宇宙技術研究所資料 TM-521, 1983
- 5) The Boeing Co.; Study and development of turbofan nacelle modifications to minimize fan-compressor noise radiation, Volume II-Acoustic lining development, NASA CR-1712, 1971
- 6) Lester, H. C., Preisser, J. S. and Parrott, T. L.; The design and flight test of an engine inlet bulk acoustic liner, AIAA-83-0781, 1983
- 7) 梶昭次郎; ガスタービンエンジンのノイズ制御技術, 日本航空宇宙学会誌 32 (371) pp.41-48, 1984
- 8) Fedey, E. and Dean, L. W.; Analytical and experimental studies for predicting noise attenuation in acoustically treated ducts for turbofan engines, NASA CR-1373, 1969
- 9) 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ダクトの地上実機試験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-401, 1970
- 10) Atvars, J. and Mangiarotty, R. A.; Parametric studies of the acoustic behavior of duct-lining materials, Jr. Acou. Soc. Amer., Vol. 48 No 3 (3), pp. 815-825, 1970
- 11) Rice, E. J.; Propagation of waves in an acoustically lined duct with a mean flow, NASA SP-207, pp. 345-355, 1969
- 12) Rice, E. J., Feiler, C. and Acker, L. W.; Acoustic and aerodynamic performance of a 6-foot diameter fan for turbofan engines III-Performance with noise suppressors, NASA TN D-6178, 1971
- 13) Rice, E. J.; Spinning mode sound propagation in ducts with acoustic treatment, NASA TN D-7913, 1975
- 14) Zorumski, W. E. and Tester, B. J.; Prediction of the acoustic impedance of duct liners, NASA TM X-73951, 1976

(巻末データ)

Attenuation spectra

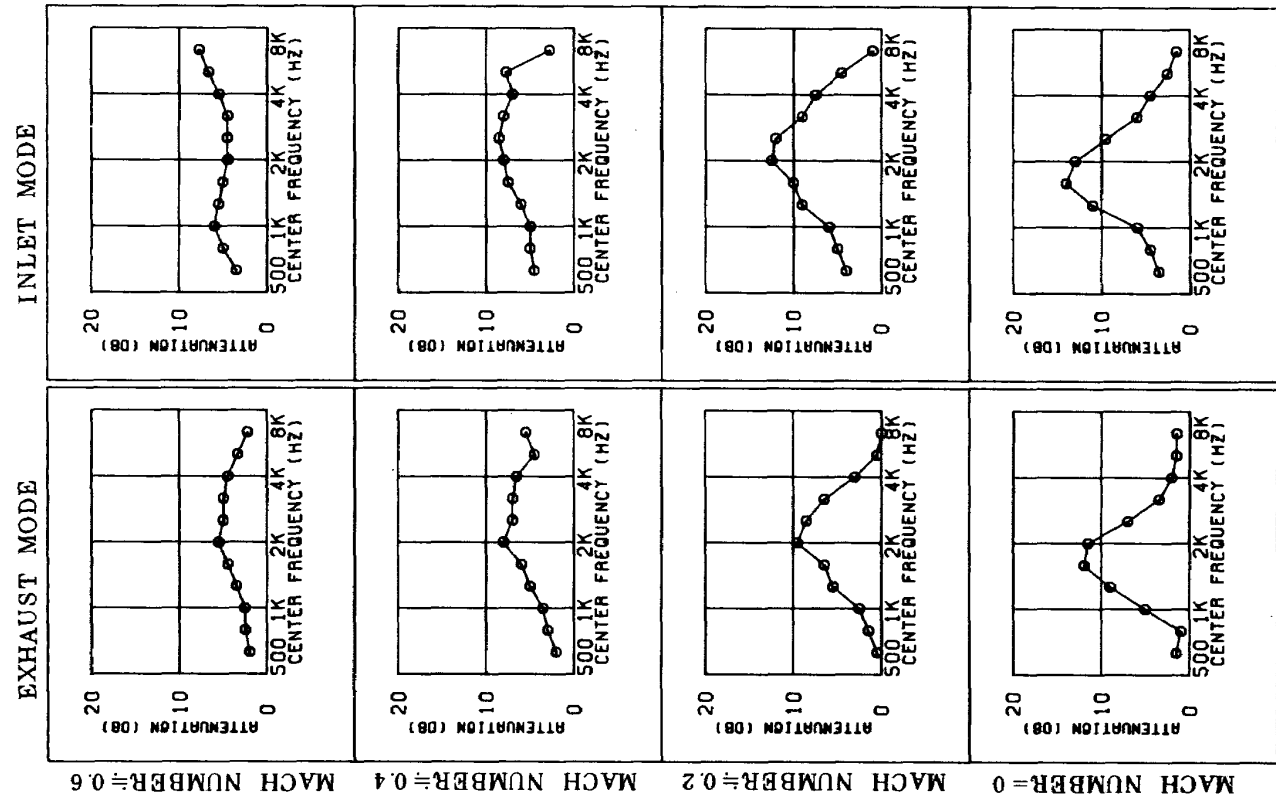
Test 1 (Effect of grazing flow)

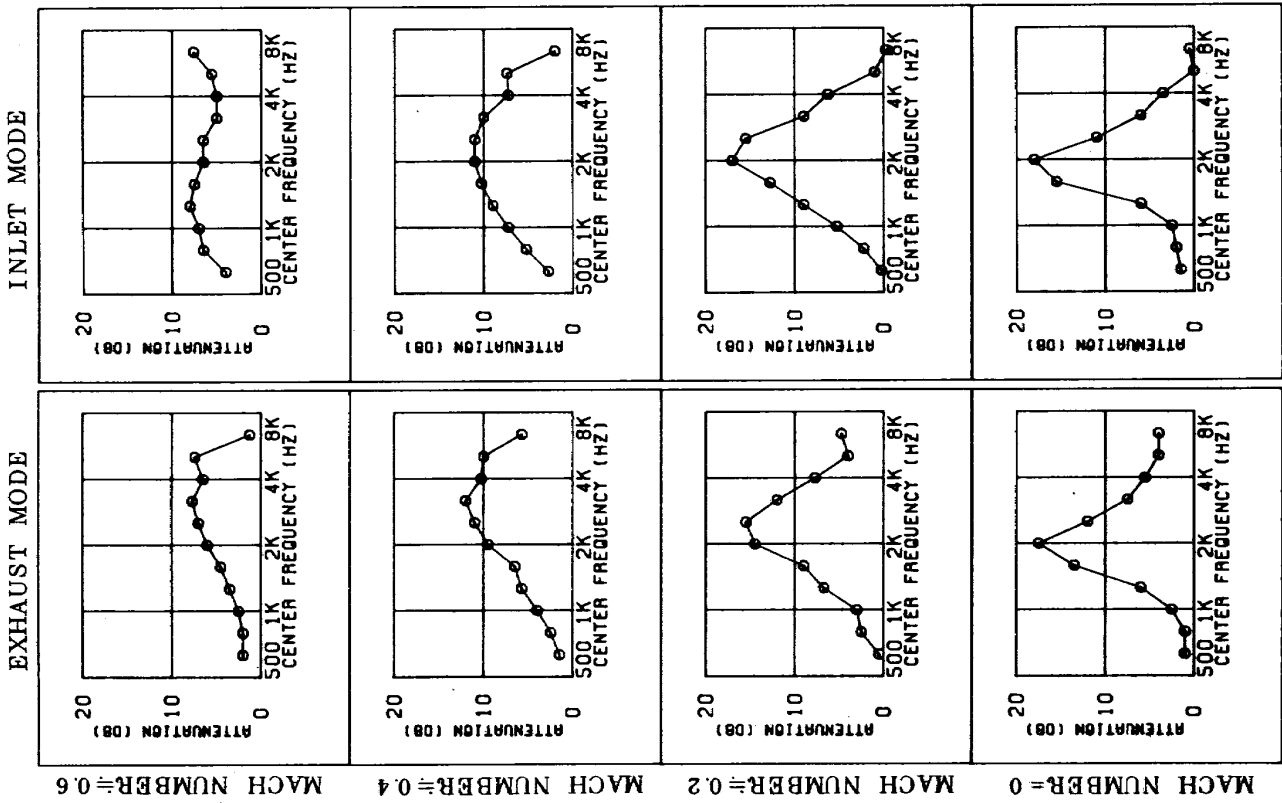
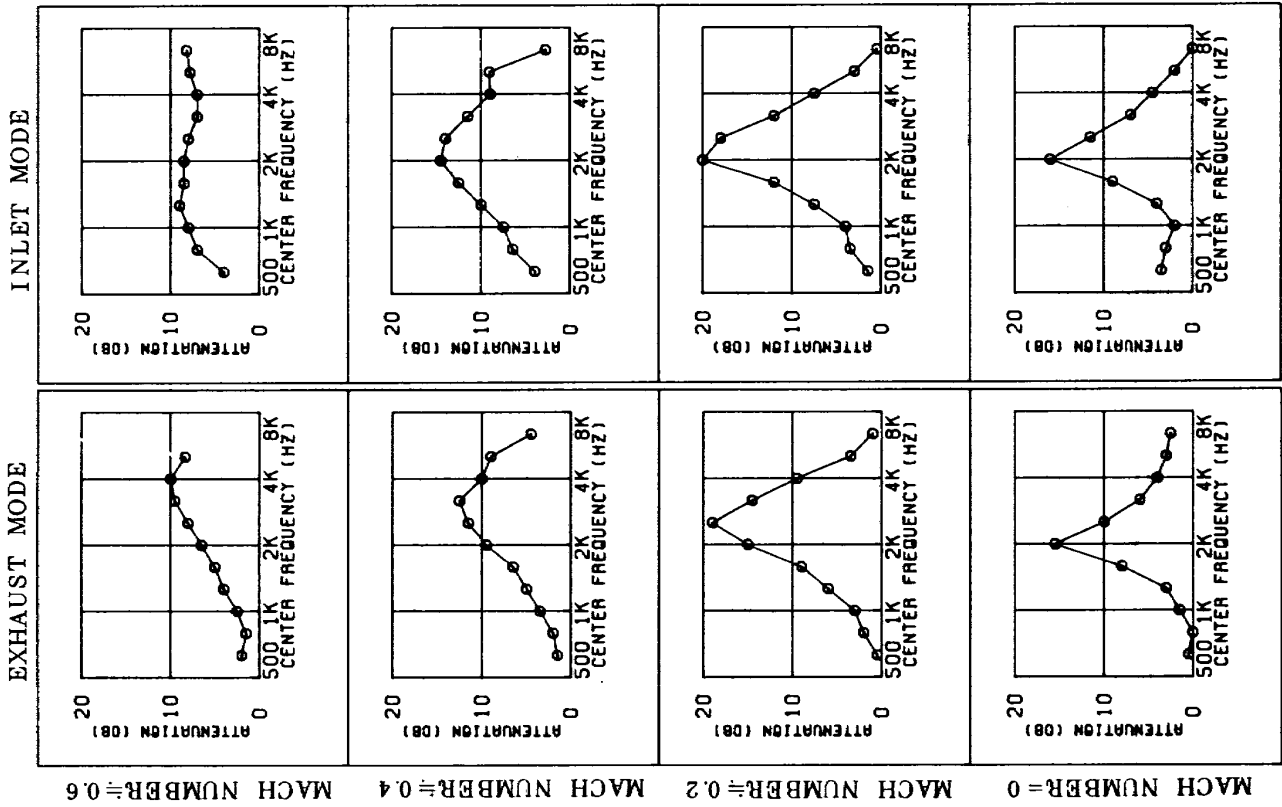
(A, B, C, D, E, F, G, K, M, N, P, Q, S)



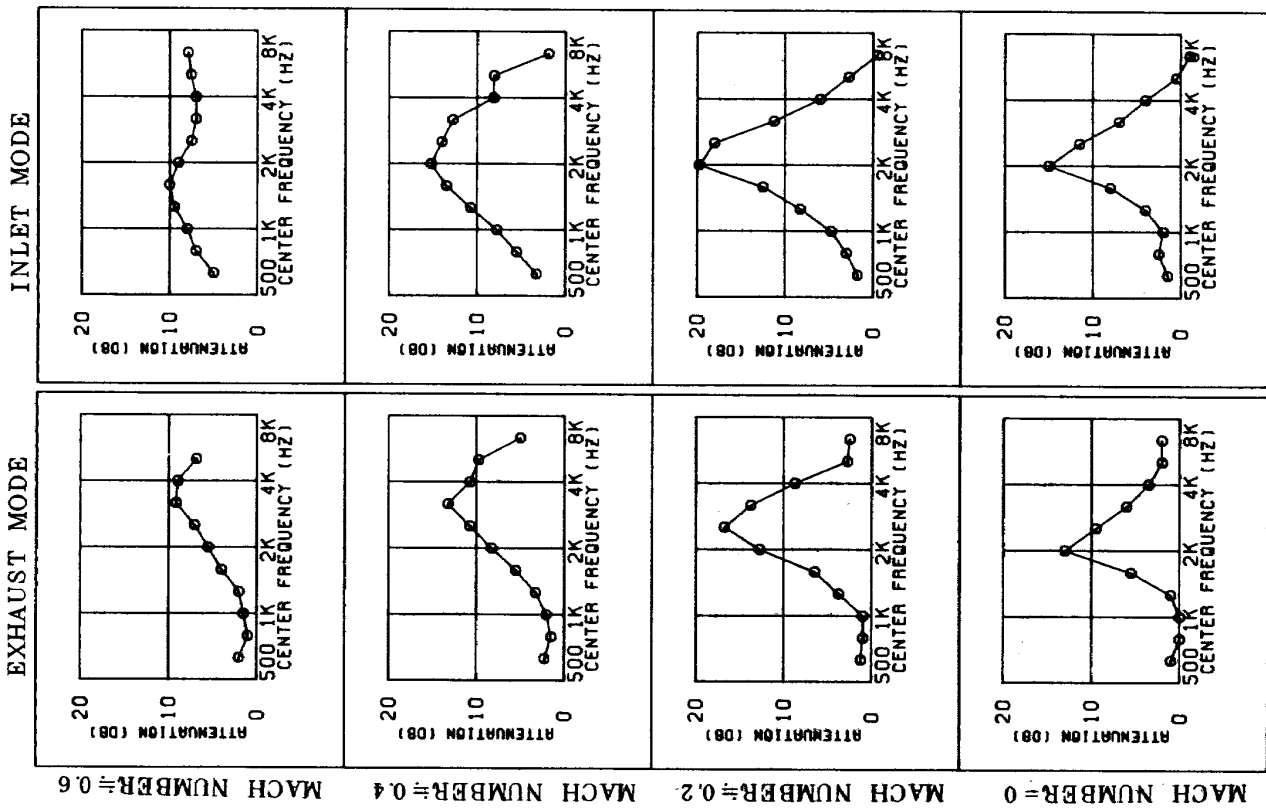
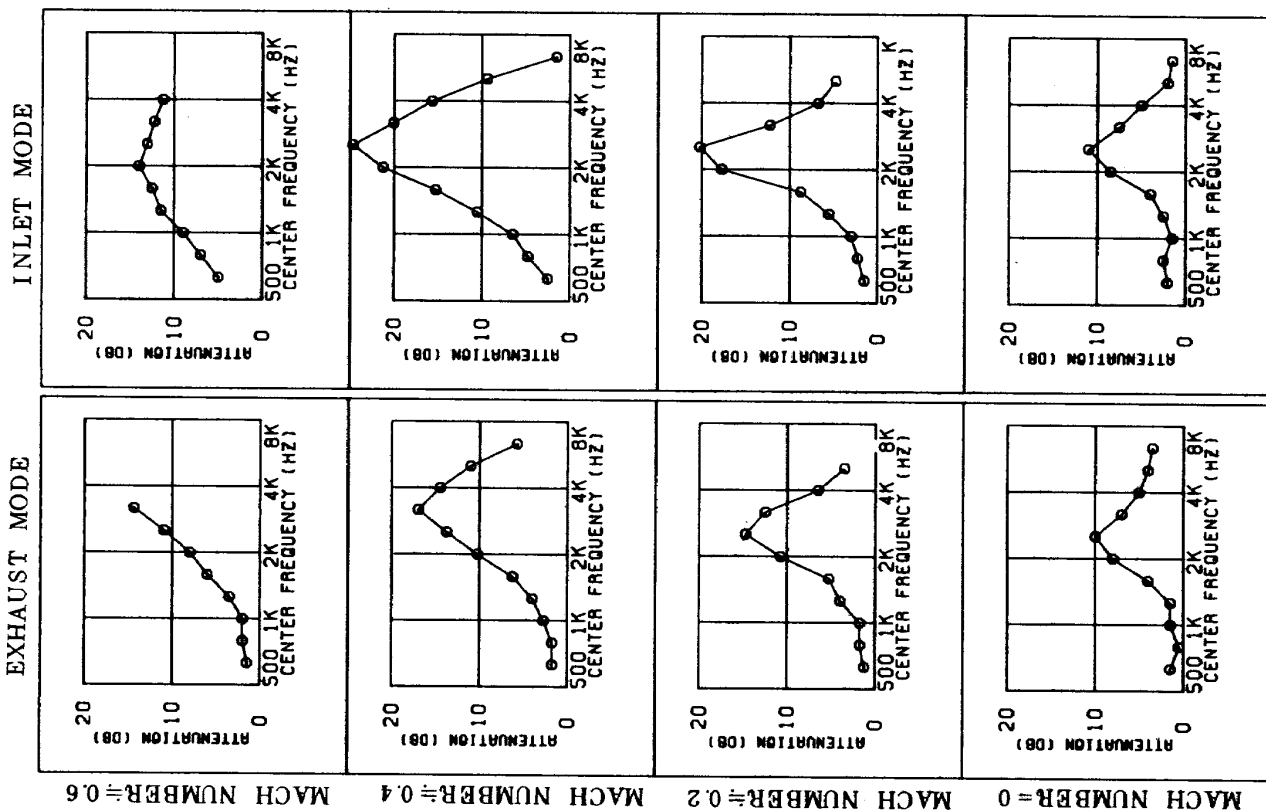
Liner B

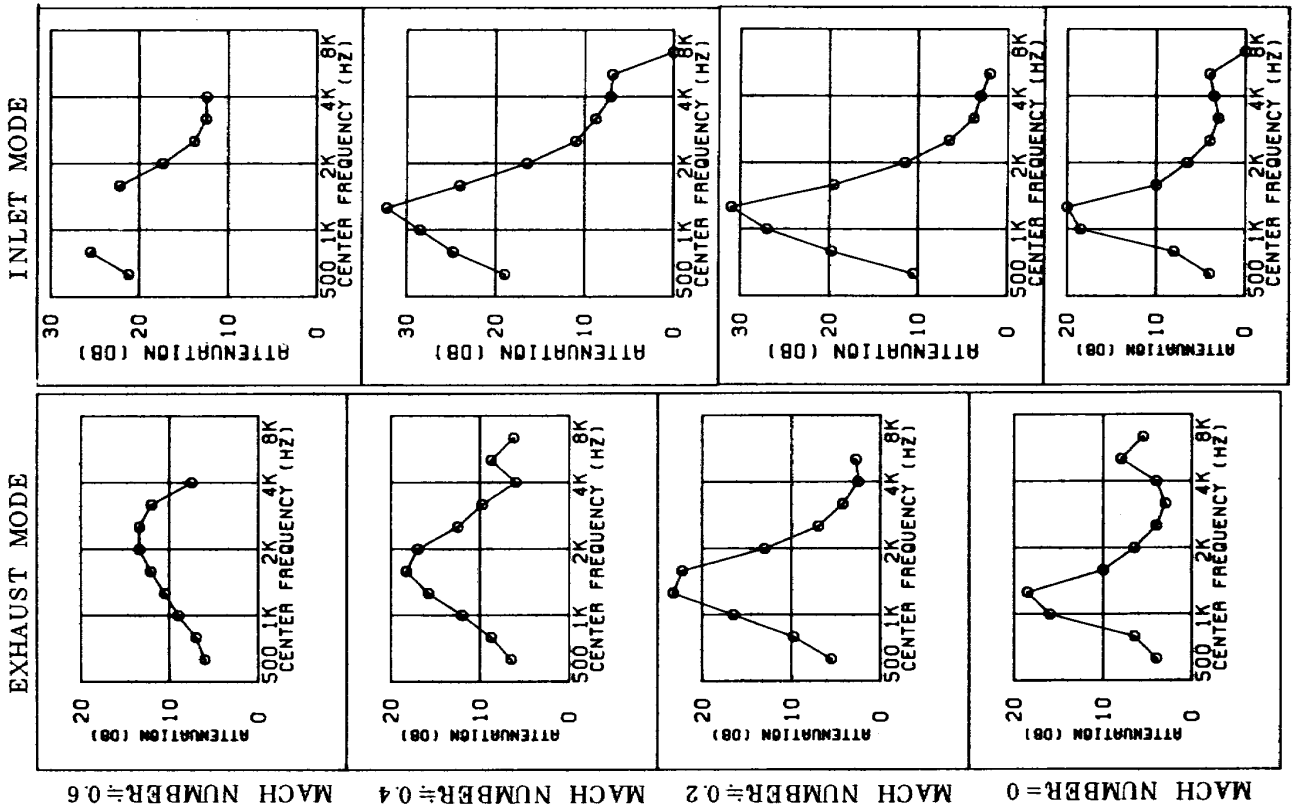
Liner A



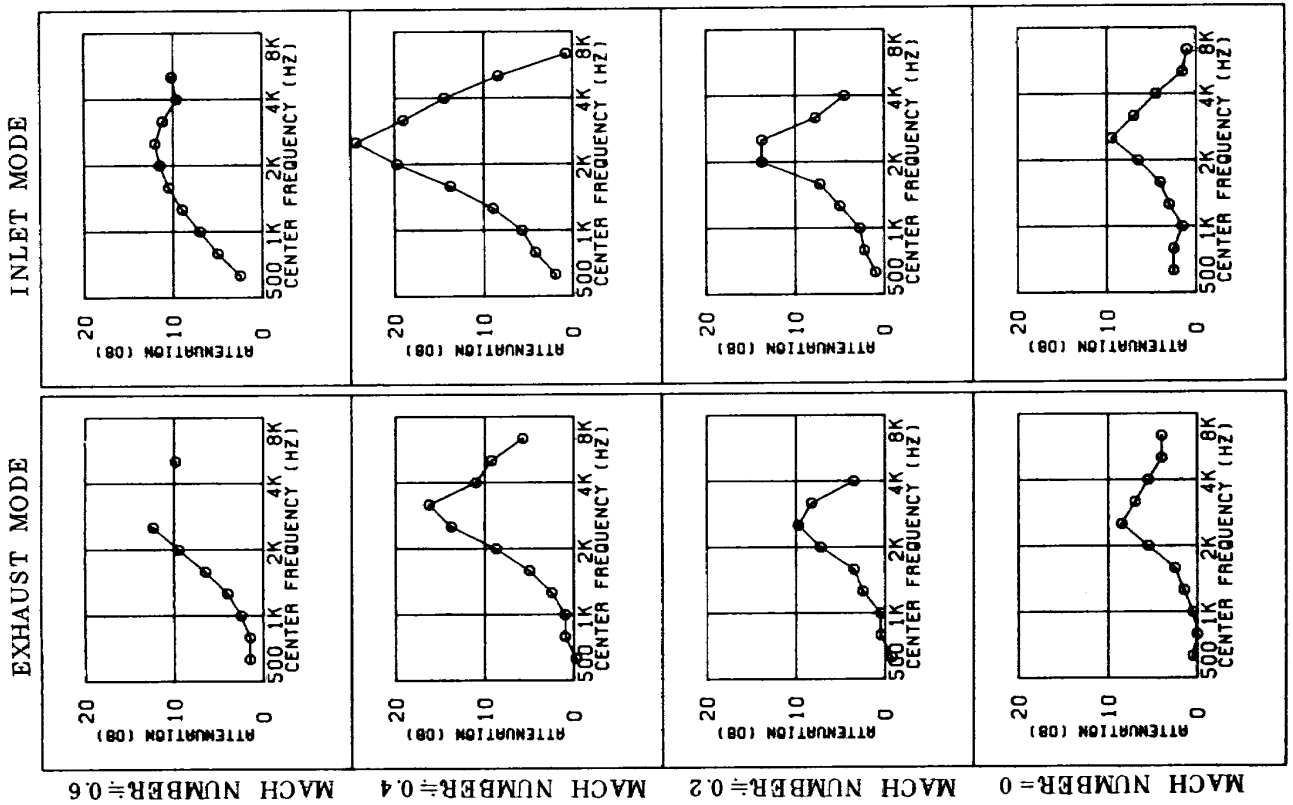




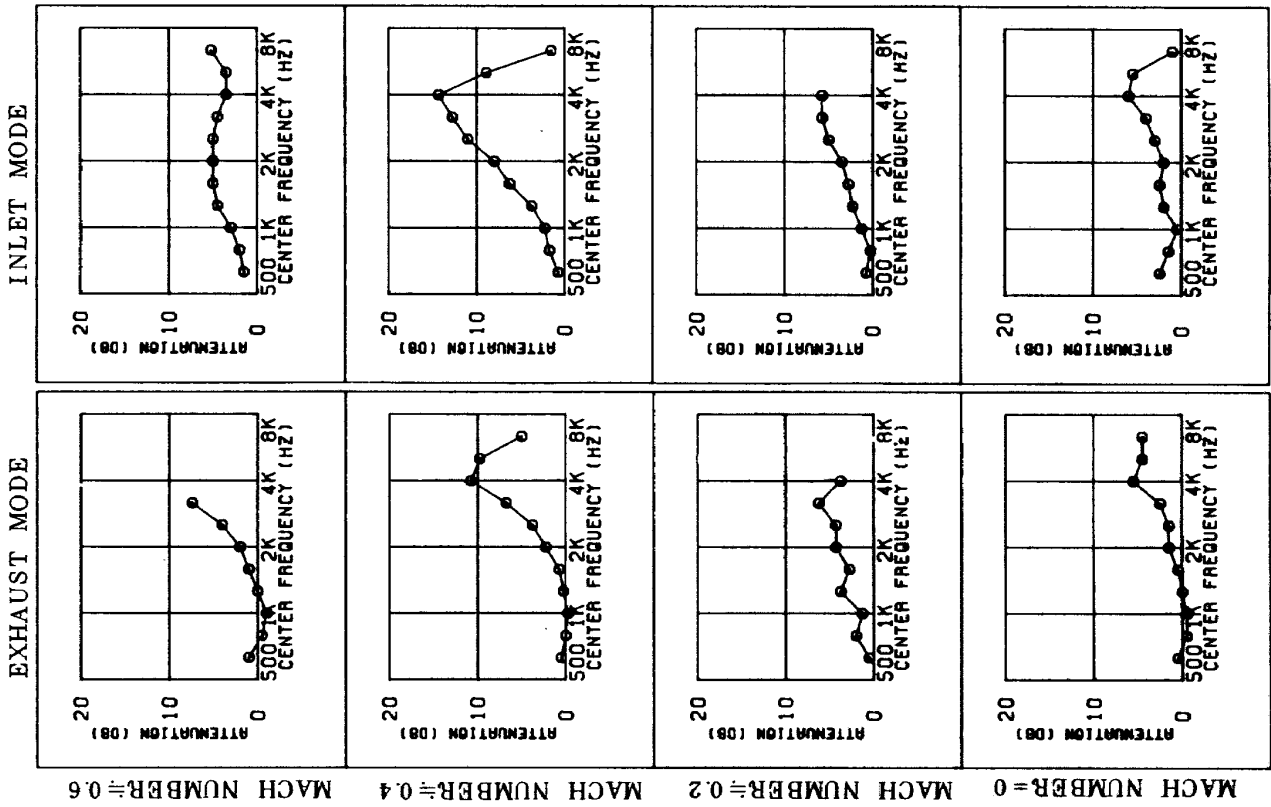




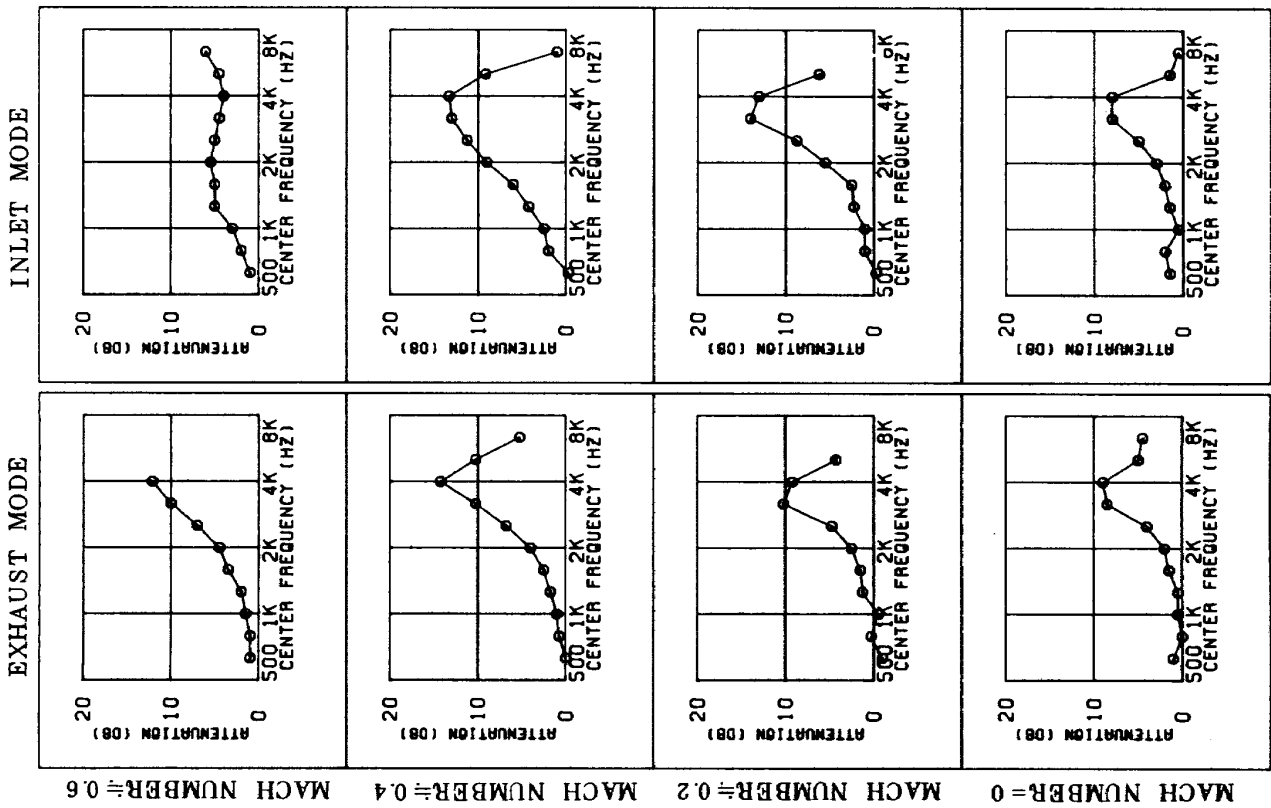
Liner K



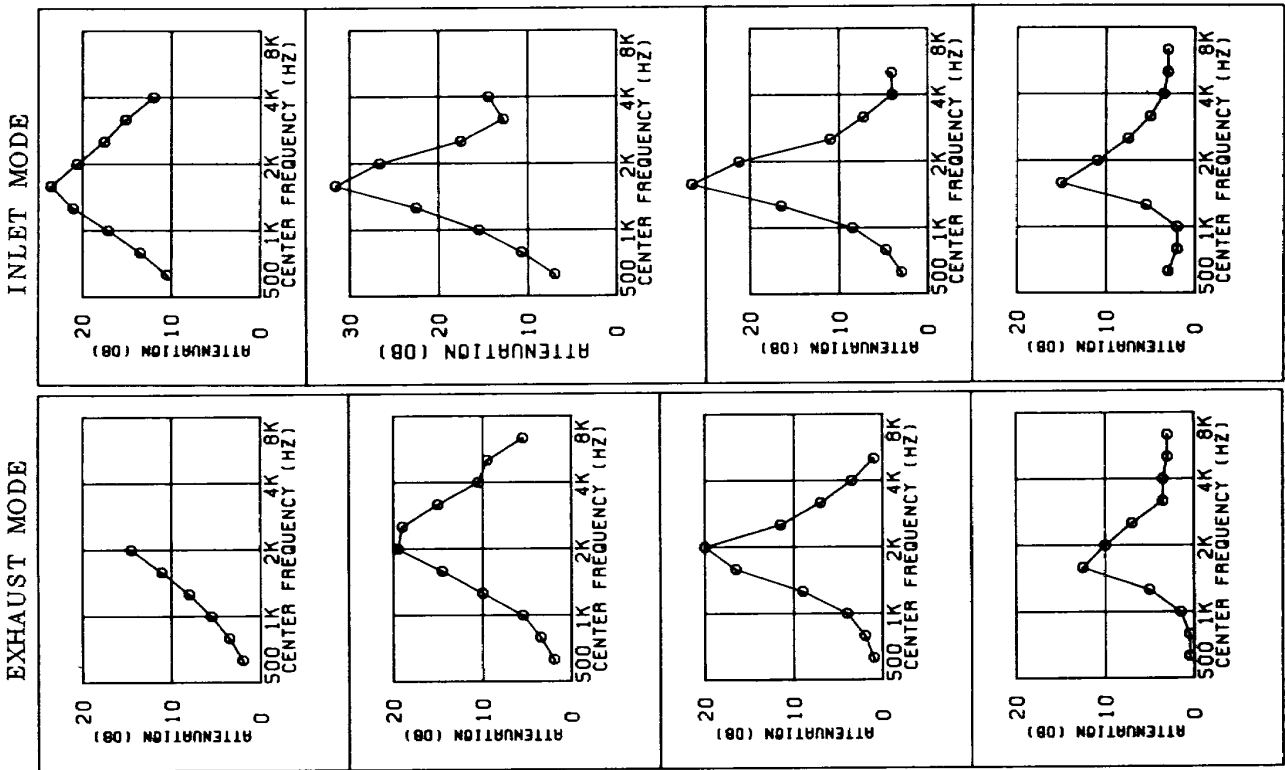
Liner G



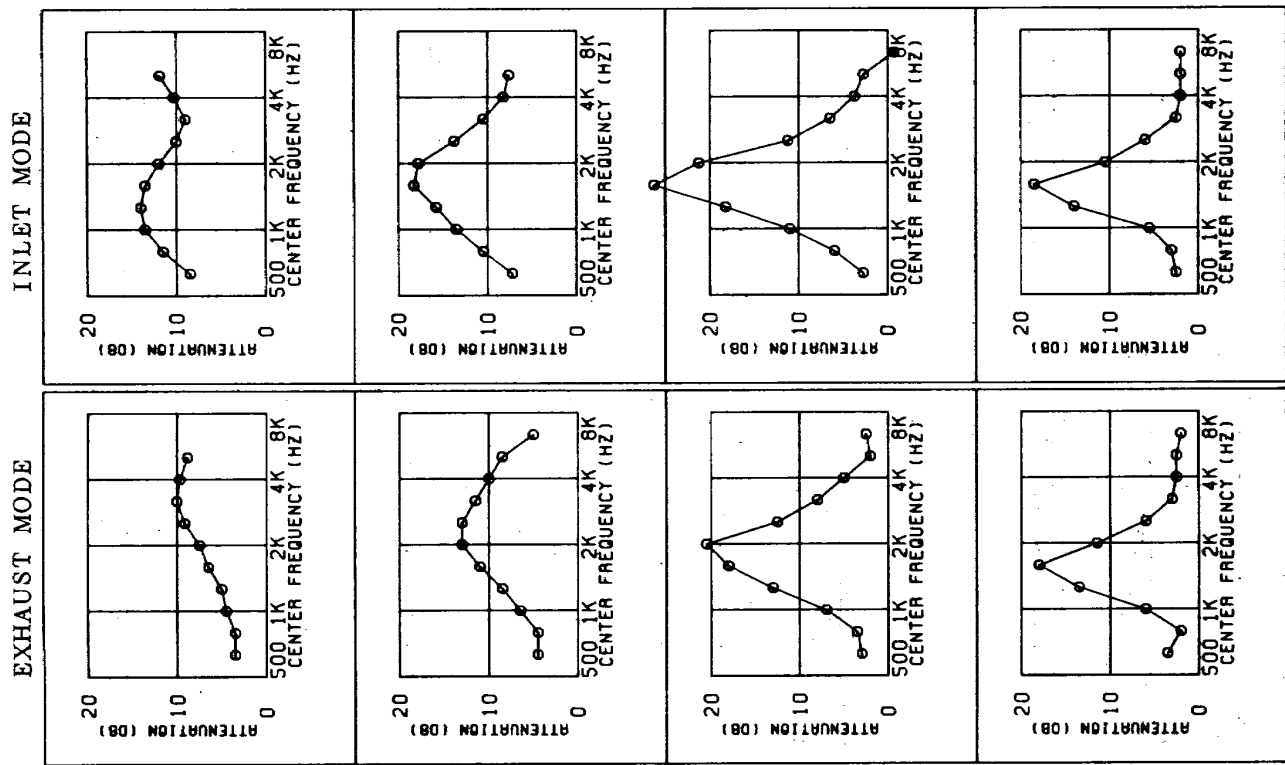
Liner N



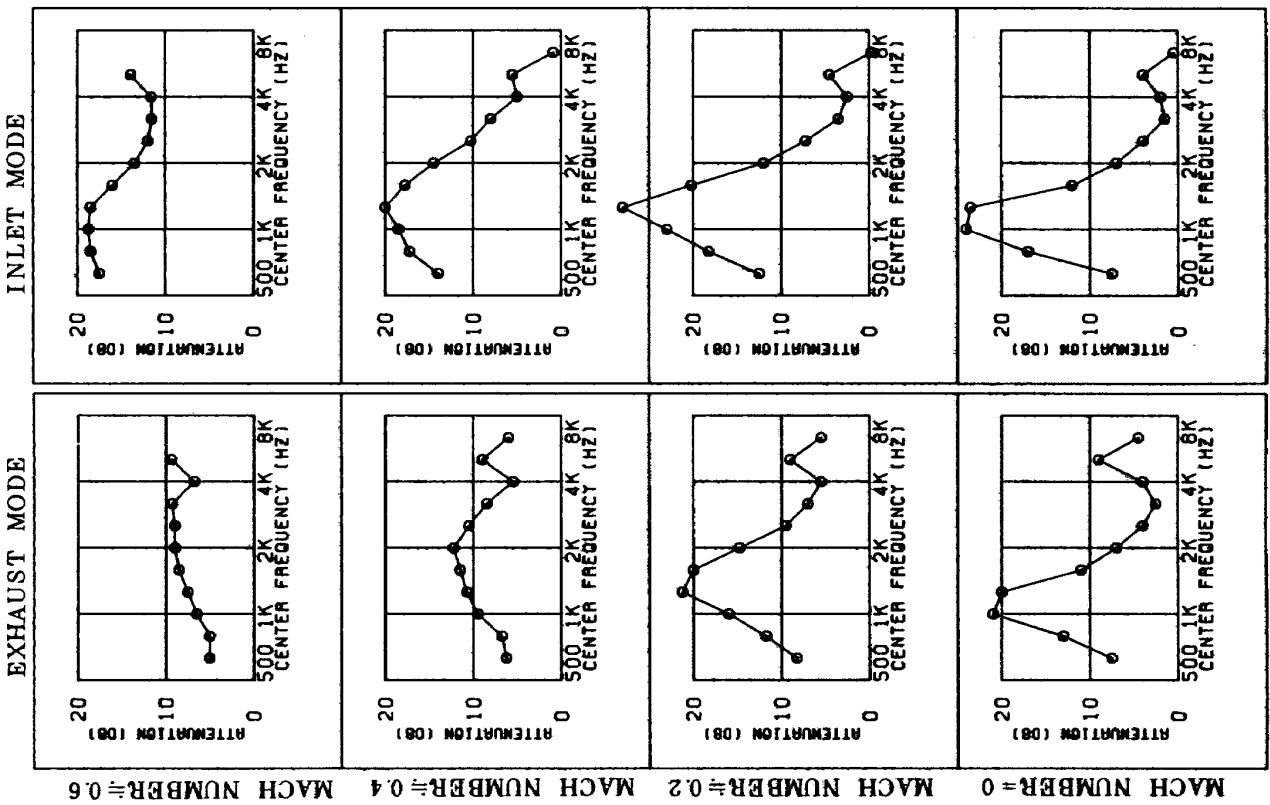
Liner M



Liner Q



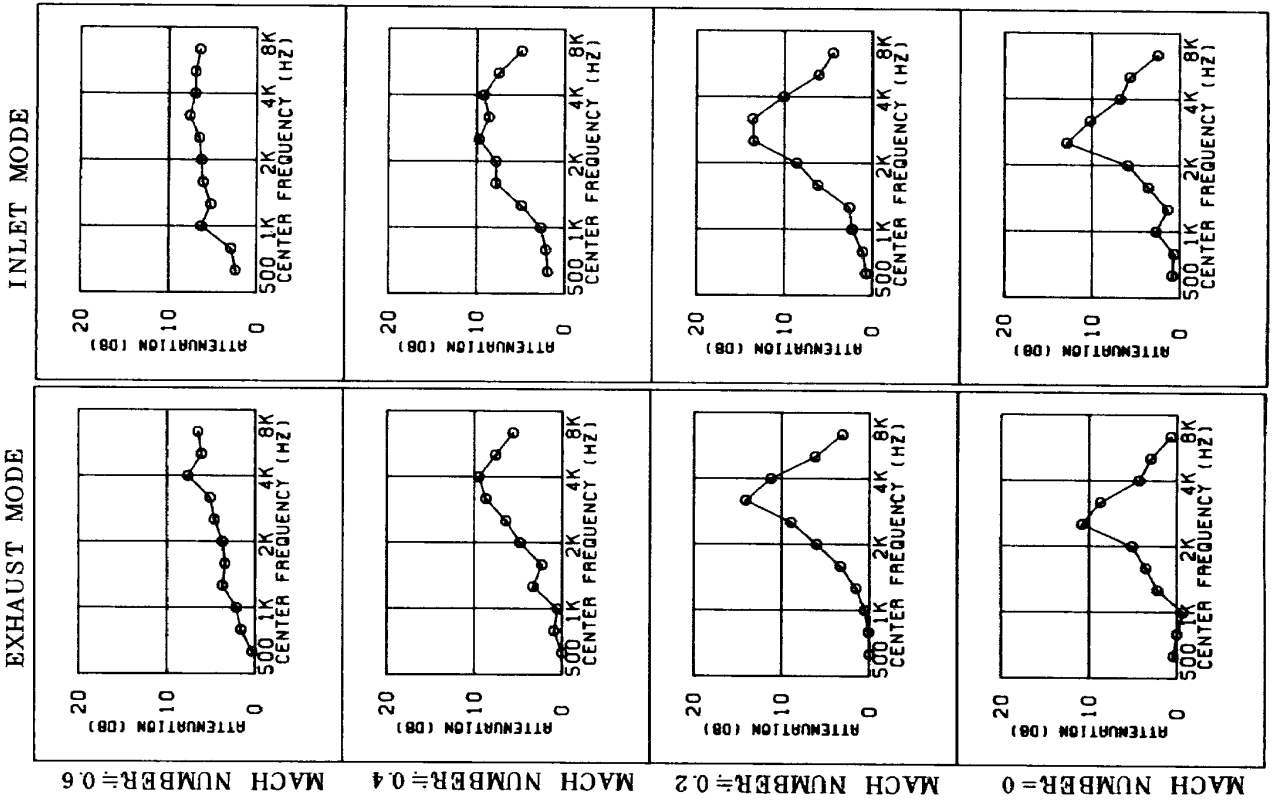
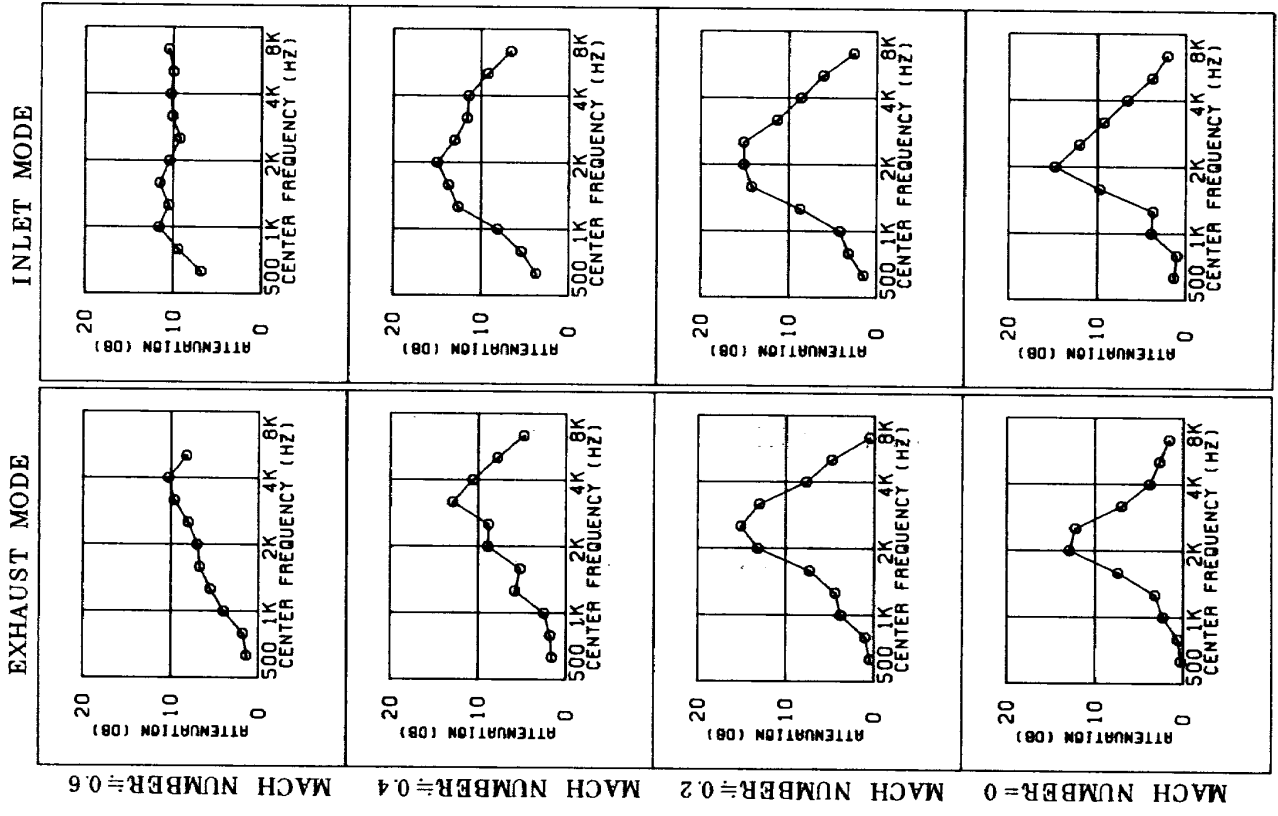
Liner P

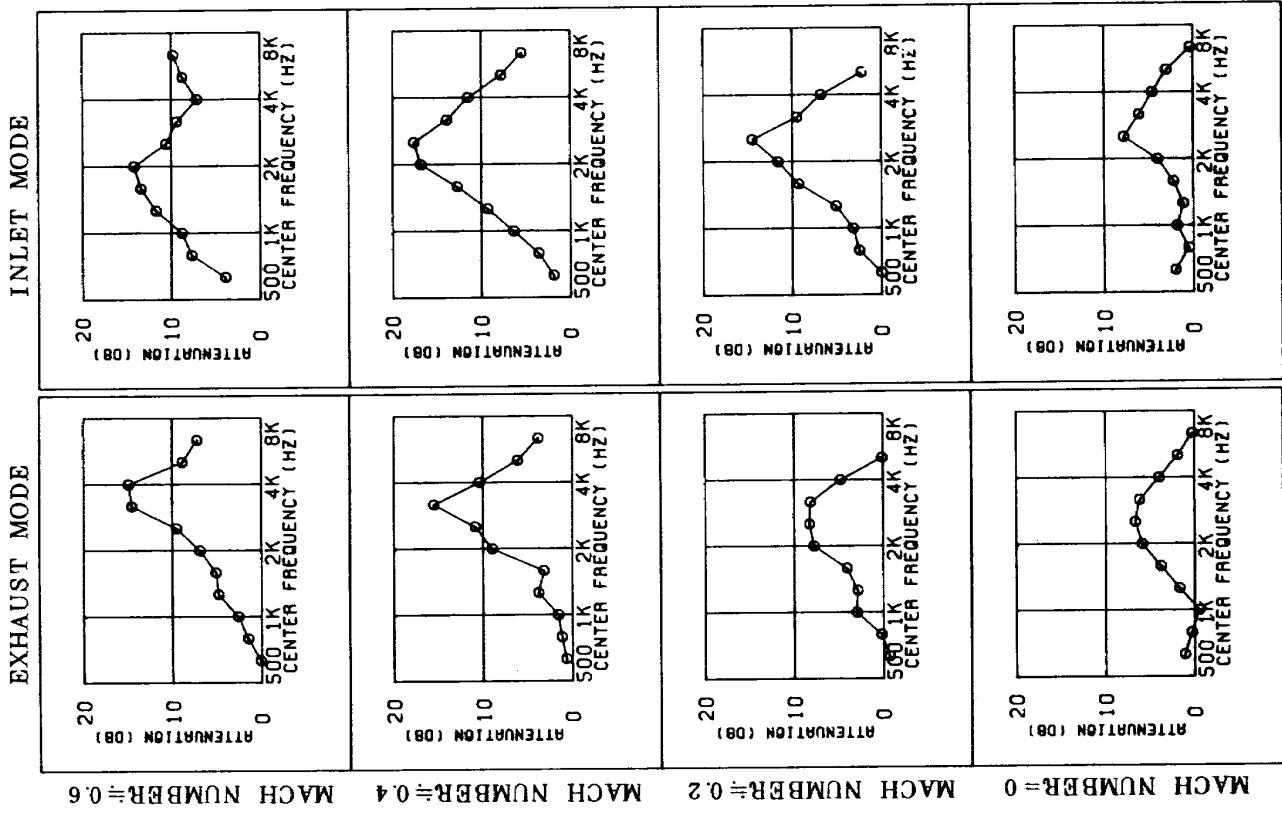


Liner S

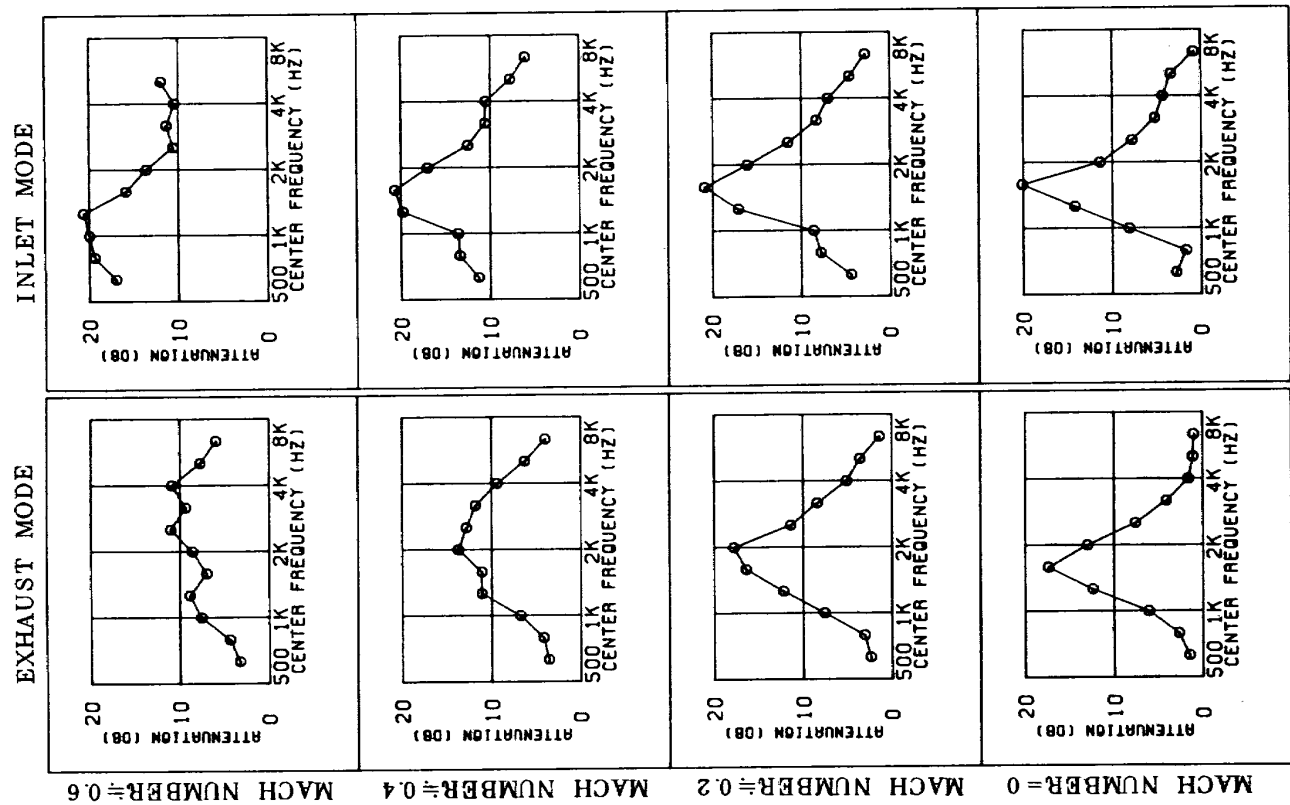
**Test 2 (Effect of grazing flow)**

(H, I, J, L, T, W)



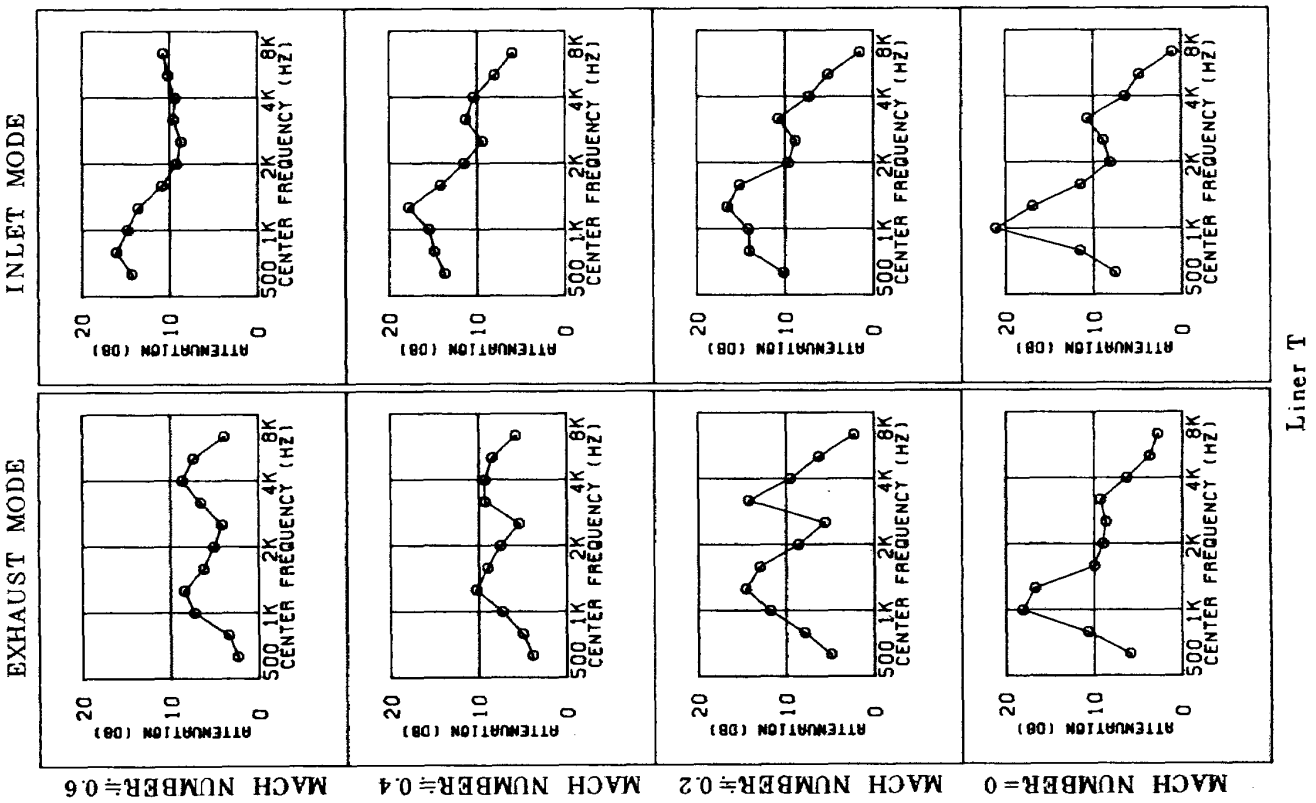
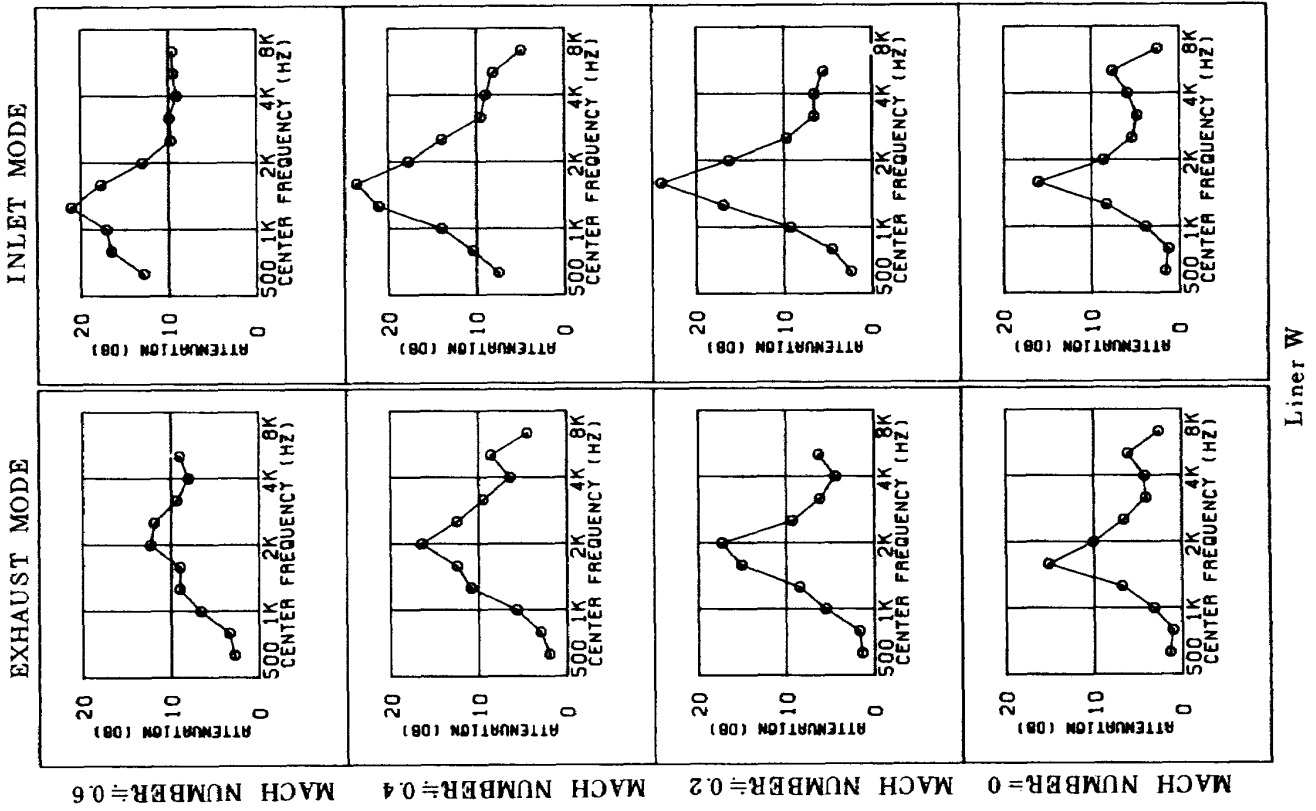


Liner L

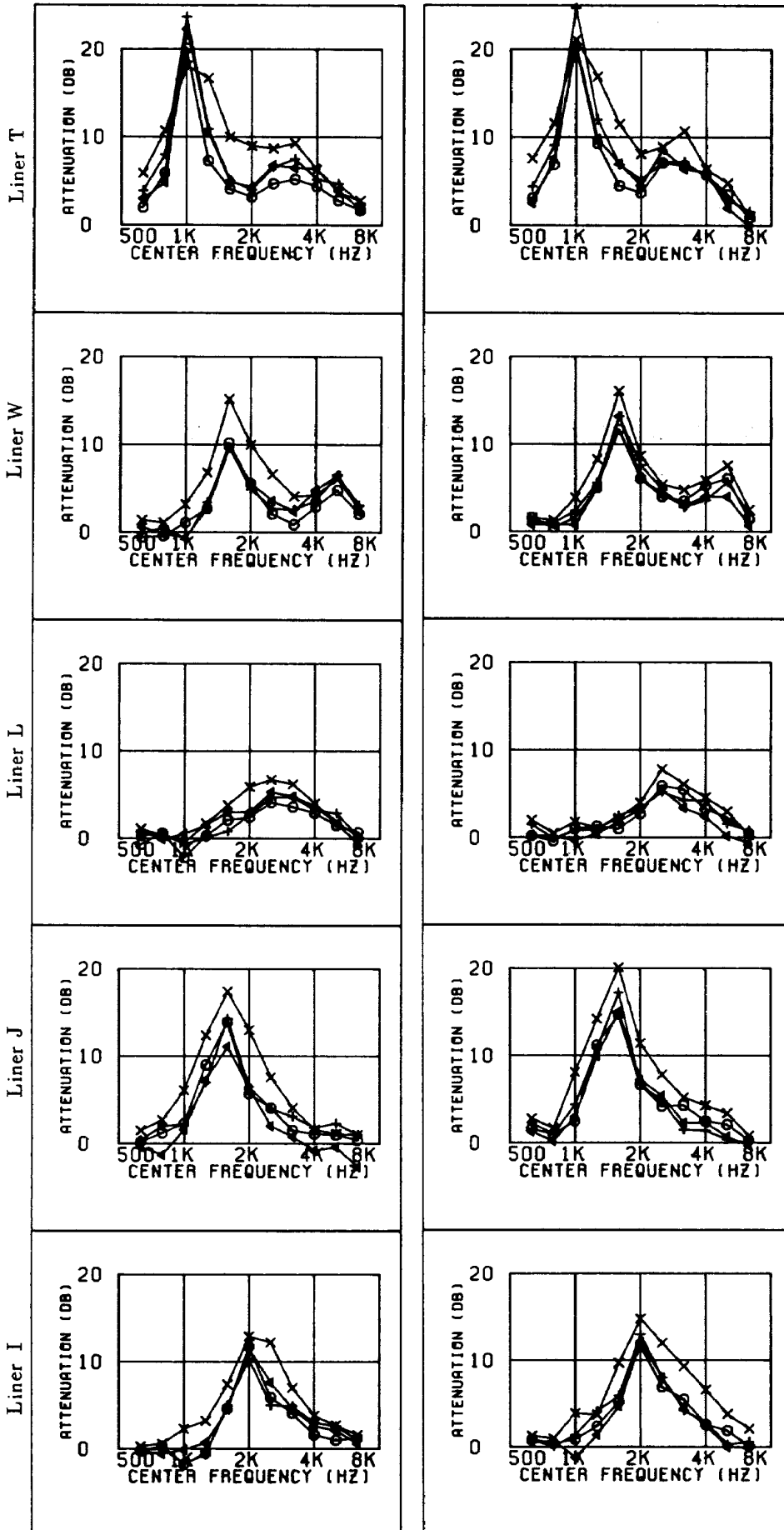


Liner J





**Test 2 (Effect of pressure amplitude without grazing flow)**



OASPL in  
source  
chamber

- x 147 db
- + 137 db
- △ 127 db
- 117 db

WITH NOISE SOURCE IN  
UPSTREAM CHAMBER

WITH NOISE SOURCE IN  
DOWNSTREAM CHAMBER

---

## 航空宇宙技術研究所資料603号

平成元年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182

印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

