

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-521

流路音響試験装置

渡 辺 実 ・ 武 田 克 己
中 山 普 ・ 鳥 崎 忠 雄

1983 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 流路音響試験装置の構造	2
3. 流路音響試験装置の特性	5
4. 吸音効果の評価	12
5. ま と め	14

流 路 音 響 試 験 装 置*

渡 辺 実** 武 田 克 己**
中 山 普*** 鳥 崎 忠 雄***

1. ま え が き

ファンジェットエンジンの騒音を低減する方法の一つに、エンジンの空気取入口やファン排気ダクトの吸音ライニングがある。この場合、吸音ライナーは表面に沿って高速の気流が存在し高音圧をうけるという特殊な環境に置かれる。そこでファンジェットエンジンのための吸音ライニングの研究や開発においては、このような条件下での吸音ライニングの吸音効果を測定できる試験装置が必要になる。

流路音響試験装置(Flow duct facility)はこのような目的のための試験装置の一つである。音のダクト内測定やダクト開口端からの放射音場の測定な

どの方法に比べ最も容易に一定条件のもとで吸音ダクトの吸音効果を測定することができる。

米国のボーイング社等⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾にも例を見るように、この装置の主な構造は二つの残響室をダクトでつなぎこれに通風装置と高音圧を発生する音源装置を備えたものである。ダクトの吸音ライニングの吸音効果は両方の残響室内の音圧レベルの測定値から求めることができる。

表1は当所に設置された流路音響試験装置の主な要目を欧米のものと比較して示したものである。

本報告は同装置の構造及び特性と共に、同装置による吸音効果の評価等について記述する。

表1 流路音響試験装置主要々目の比較^{1),2),3),10),11)}

	航 技 研	Boeing (吸気モード/排気モード)	Pratt & Whitney	NGTE*
ダクト断面積	0.2 m × 0.3 m	可変(最大6in×10in)	5 in × 20 in	0.76 m × 0.41 m 又は φ 0.69 m
最 大 流 速	マッハ 0.6	マッハ 0.4/0.6	500 ft/sec	マッハ 0.7
音 源	EPT-94 B	エジェクタ 空気ジェット ハルトマン発生器	パルスジェット バーナ・カン EPT-94 B	ハルトマン発生器
最大音圧レベル(OA)**	147 dB	155/160 dB	150 dB	160 dB
対 象 周 波 数	500 Hz ~ 6.3 kHz	500 Hz ~ 10 kHz	1.6 kHz ~ 6.3 kHz	500 Hz ~ 20 kHz
残 響 室 容 積	70 m ³	45 ft ³ (上流室) 1750 ft ³ (下流室)	268 ft ³	129 m ³

* National Gas Turbine Establishment

** Overall Sound Pressure Level

* 昭和58年8月15日 受付

** 航空機公害研究グループ

*** 原動機部

2. 流路音響試験装置の構造

装置全体の外観を図 1 に、装置本体の構造を図 2 に示す。空気は 3700 kW 軸流圧縮機（定格圧力比 3.1，空気流量 25 kg/s）から送られ調圧弁（ロータ弁）を通して吸入消音器，上流残響室，ダクト部，下流残響室，排気消音器の順に流れ，排気消音塔から大気へ放出される。残響室内とダクト室内の様態を図 3 に示す。残響室はコンクリートの打放しであるが，音の拡散性を良くするため互に平行な壁面の

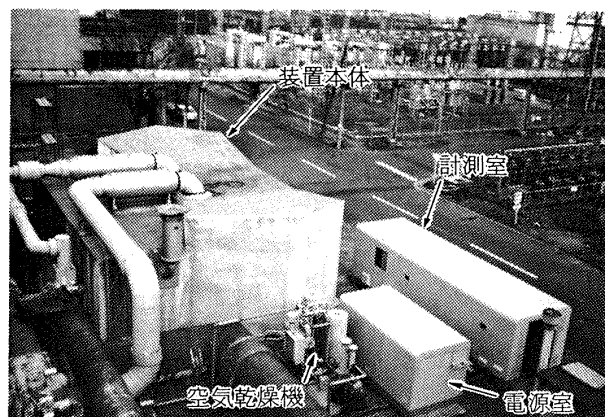


図 1 流路音響試験装置の全景

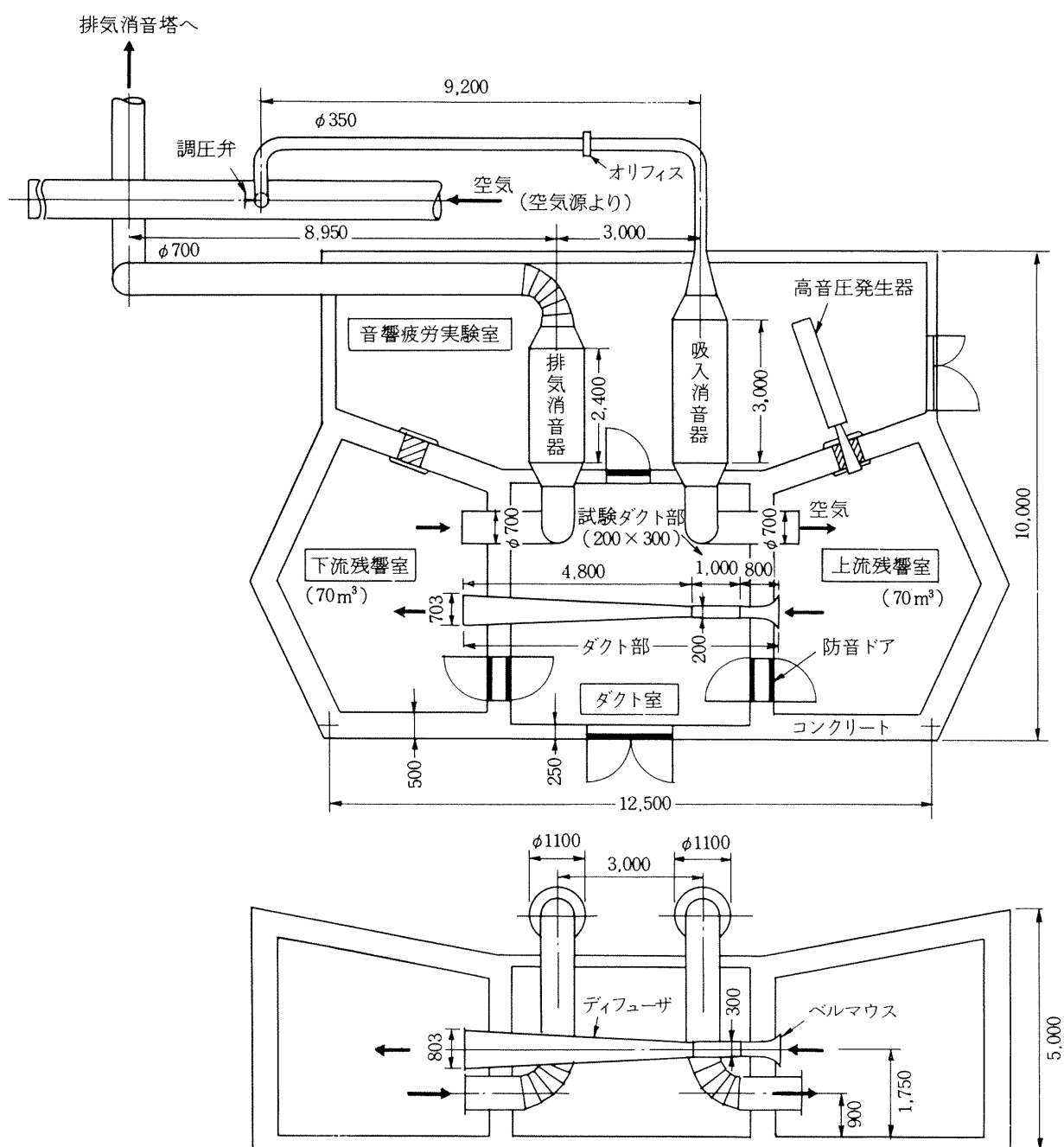
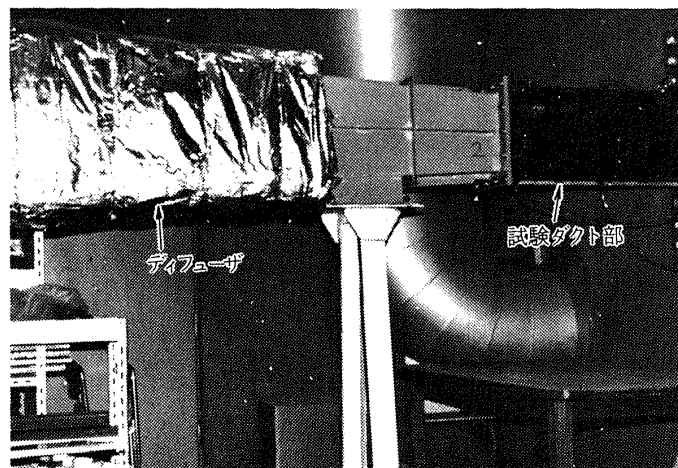


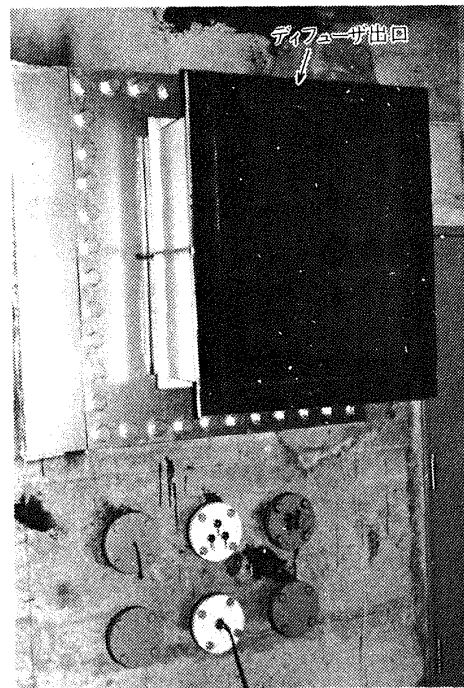
図 2 流路音響試験装置の構造 (mm)



ダクト室



上流残響室



下流残響室

図3 残響室内及びダクト室内

ない形状になっている。

両残響室をつなぐダクト部は気流を滑かに導くためベルマウス、試験ダクト部（長さ1 m）、ディフューザ（拡がり角、片側3度）から成っている。試験すべき吸音ライナ（300 mm×800 mm）は図4に示すように、この試験ダクト部の左右両面にとりつけられる。

図4（A部詳細）に示すように、側板に吸音ライナを取付ける場合、適当なスペーサを用いてダクト側端とライナ面との段差を13.5 mmにする必要がある。

る。

図4に示されている計測孔（ $\phi 20\text{ mm} \times 20\text{ 点}$ ）は、境界層測定や壁面音圧の測定等に備えたものである。

計測系統を図5に示す。マイクロホン、スピーカー、ターンテーブル、温度、圧力のラインが収納ダクトをとおして装置本体から計測室に導かれている。この他気流速度を設定するための調圧弁及び高音圧発生器の制御ラインも計測室に導かれており、実験計測はすべて計測室において行なうことができる。

高音圧を発生するための音源装置（高音圧発生器）

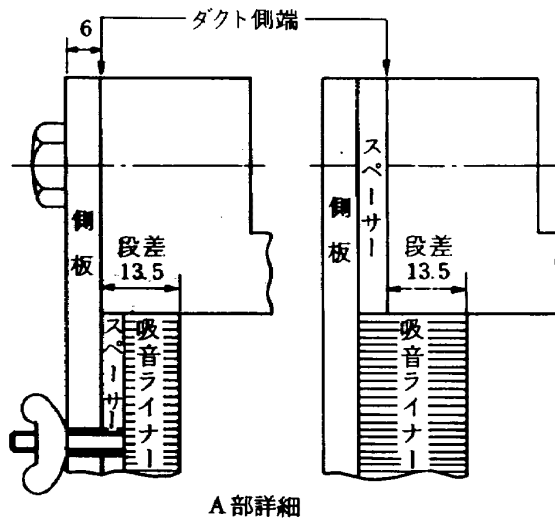
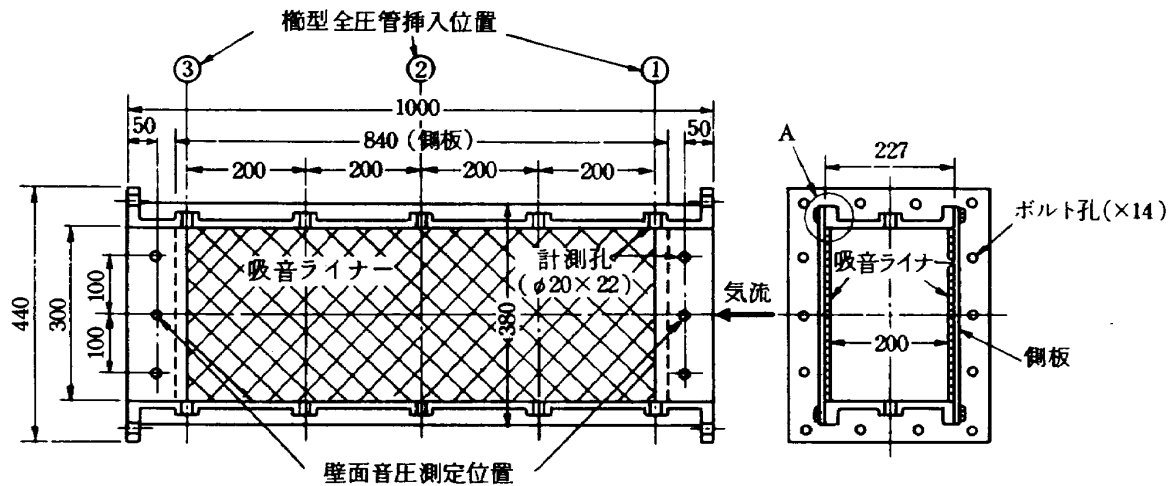


図 4 試験ダクト部詳細

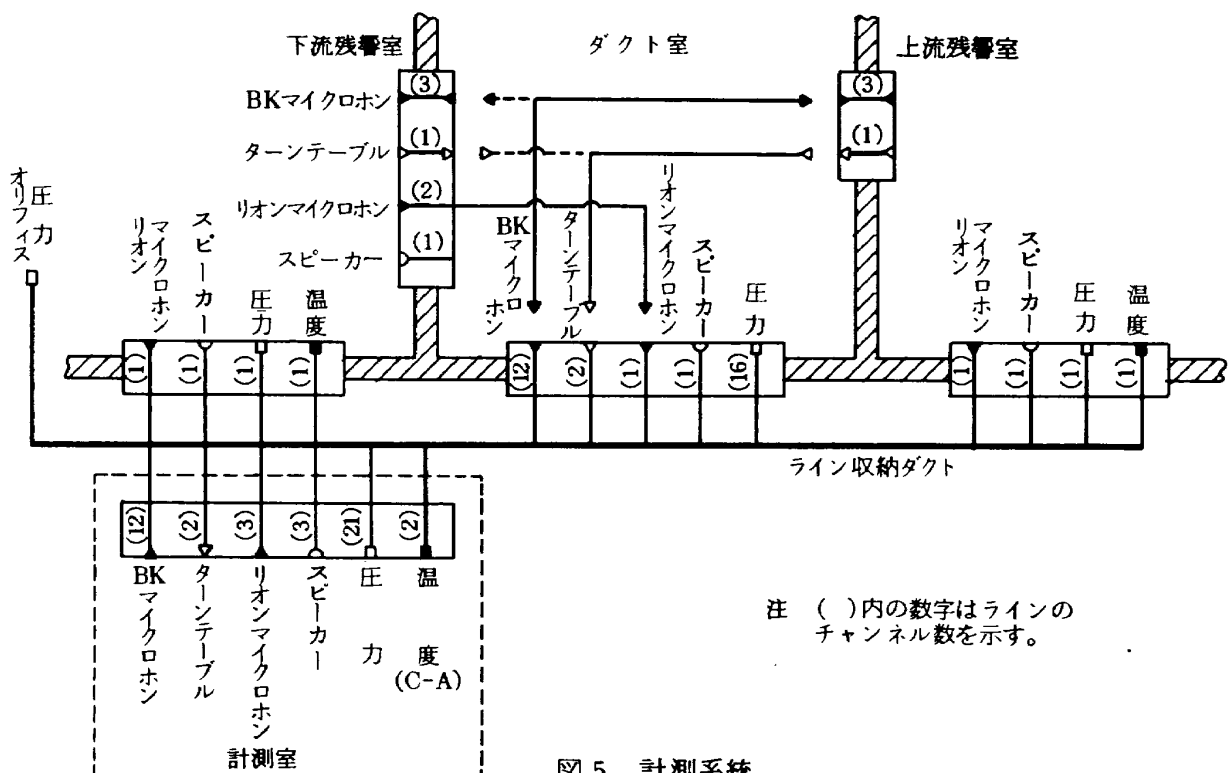


図 5 計測系統

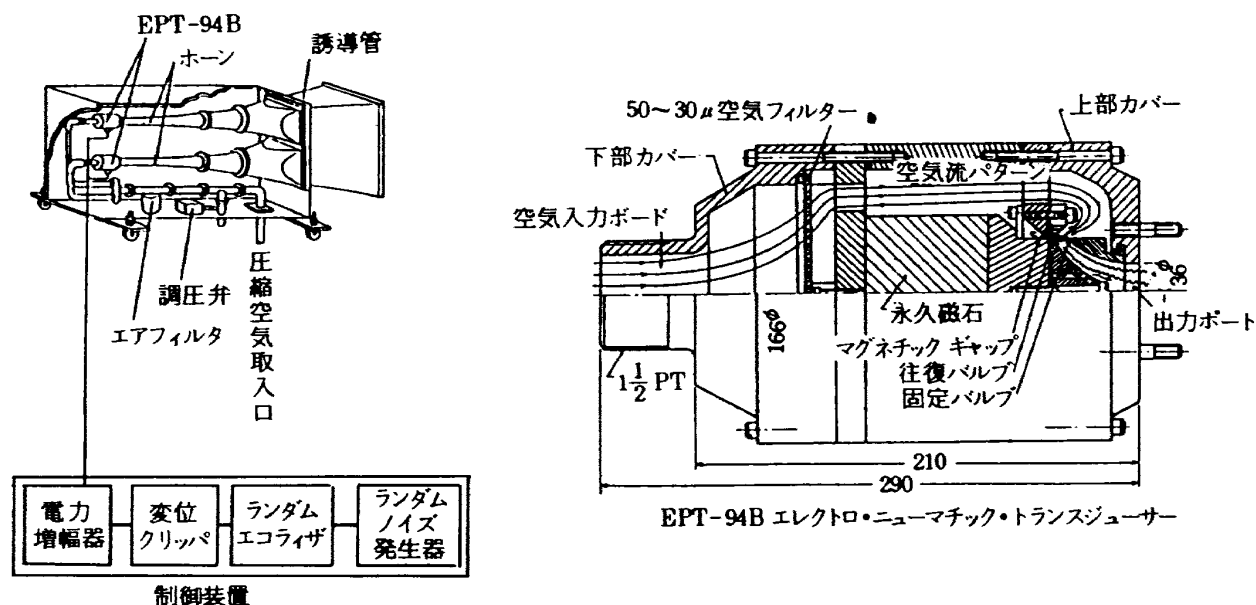


図 6 高音圧発生器

としては、当所において音響疲労実験に用いられている Electro-pneumatic transducer⁶⁾ (Ling 社製 EPT-94B) 2 台を残響室に向けて設置できるようになっている。これは電気信号によって電磁弁のスリットを開閉し、供給した圧縮空気流を音響エネルギーに変換する装置である。その構成及び構造を図 6 に示す。1 台当りの定格音響出力は 4 kW (必要空気圧 2.8 kg/cm² G, 必要空気流量 15.4 kg/min) であるが既設圧縮機 (150 kW) の性能上、現実には若干定格以下で使用せざるを得ない。

図2ではこの高音圧発生器が上流残響室内に向けて取付けられている。この場合はダクト部の音の伝搬方向と気流方向は同じになるから、エンジンの排気ダクトの状況（排気モード）を模擬することになる。音の伝搬方向と気流の方向が逆になる空気取入口の状況（吸気モード）は高音圧発生器を下流残響室に付け替えることによって模擬することができる。

即ち空気は前述のように一定方向に流れ、音源位置を変えて吸気モード又は排気モードを選択するようになっている。

装置本体の空気の入口及び出口に付設されている消音器は上流及び下流に存在する余分な騒音を遮断し、音響測定における S/N 比を上げるためのものである。既製のスプリッタ型（酒井商店 KMA-1200）である。

3. 流路音響試験装置の特性

残響室音場の拡散性

音源側及び受音側の残響室の音圧レベルから吸音ダクトの吸音効果を評価するためには各残響室がほぼ拡散音場でなければならない。残響室法吸音率の測定においても残響室が用いられるが、これに必要な拡散状態を得るための残響室容積 ($V \text{ m}^3$) として次式が提案されている⁷⁾。

$$V > \left(\frac{740}{f_{\min}} \right)^3$$

但し, f_{\min} : 拡散音場とみなしうる最低周波数(Hz)

本残響室の場合、いずれも $V \div 70\text{m}^3$ で $f_{\min} \div 180\text{Hz}$ である。従ってエンジンの吸音ライニングにおいて主として吸音の対象となる 500Hz 付近以上の周波数の音に対しては十分拡散状態を実現することができると考えられる。

図7はスピーカにより $\frac{1}{3}$ オクターブバンドノイズを発生させ、残響室内の音圧レベルの一様性を調べた結果である。10点の測定点から求めた音圧レベルの標準偏差は400 Hz以上の周波数では1 dB以下になっている。

実際の測定においてはターンテーブルを用いて一定アーム（例えば半径 1120mm，高さ 900mm）でマイクロホンを 1 回転（約 80 秒間）させることにより同程度の偏差で平均音圧レベルを測定することができる。

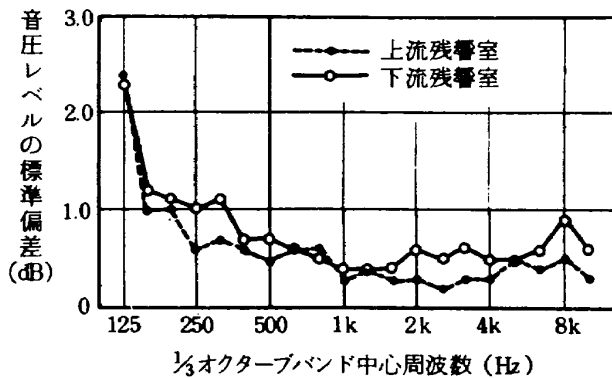


図7 残響室内音圧レベルの標準偏差

残響時間

図8にスピーカによる $\frac{1}{3}$ オクターブバンドノイズの残響時間(10回平均)の測定例を示す。残響時間からダクト開口部の吸音力を算出することについては4節で述べる。

通風時の装置内の騒音(暗騒音)

音源装置が停止した状態で装置に通風すると、これに伴って装置内に種々の原因で騒音や乱れが発生する。従ってこのときの残響室内やダクト壁面のマイクロホン出力は音と共に乱れに起因する変動圧力

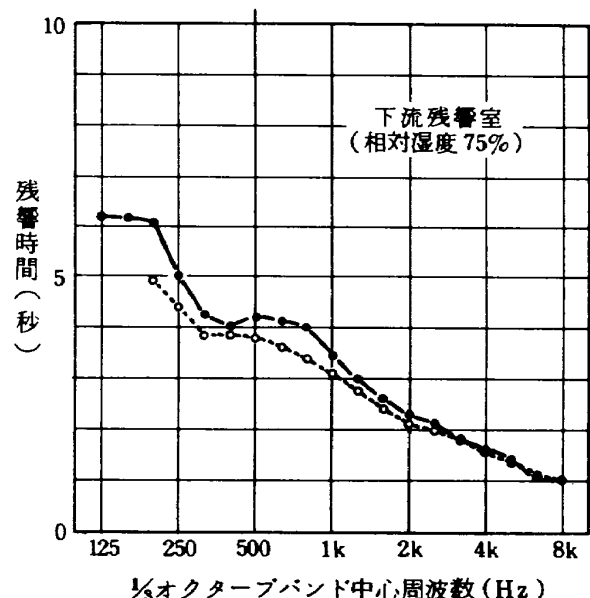
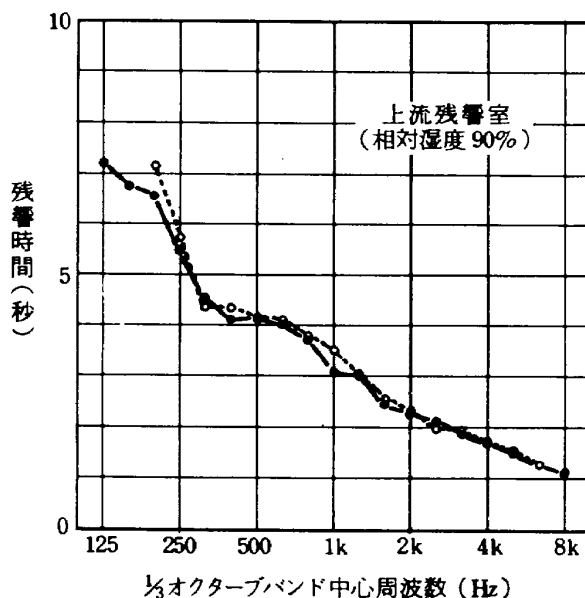
を含んでいるが、一般の騒音測定における暗騒音に相当するものである(以下このときのマイクロホン出力を暗騒音と記す)。音源装置から発生する音に対して、暗騒音は十分に低いことが望ましい。

図9に2回に渡って測定した残響室内及び試験ダクト部壁面における暗騒音の $\frac{1}{3}$ オクターブバンドスペクトルを試験ダクト部の気流マッハ数をパラメータとして示す。^(注1) 残響室内の暗騒音は500Hz付近以下の低周波数で高レベルであり、主として測定対象となる500Hz付近以上の高周波数においては低レベルになっており、比較的好都合な特性である。

試験ダクト部壁面のマイクロホンは振動膜がダクト壁と同一平面になるように取り付けられており、測定位置は図4に示したとおりである。試験ダクトは剛壁であり、上流側と下流側でスペクトルに大差は認められない。

高音圧発生時の測定例

上流残響室で高音圧発生器(Ling社製EPT-94B)を作動させたとき(排気モード)のスペクトル測定例を図10(a)(b)に示す。



—●— ダクト開口部: 閉
---○--- ダクト開口部: 開

図8 残響室の残響時間

(注1) 図9において残響室内の暗騒音のスペクトルは、データレコーダのダイナミックレンジ以上に渡っているものがある。この場合には1つのマイクロホン出力を直接のものと、ハイパスフィルタ(遮断周波数500Hz)を通ったものの2チャンネルに録音し、各々のチャンネルについて周波数分析、その結果をつなぎ合せて一本のスペクトルを得た。

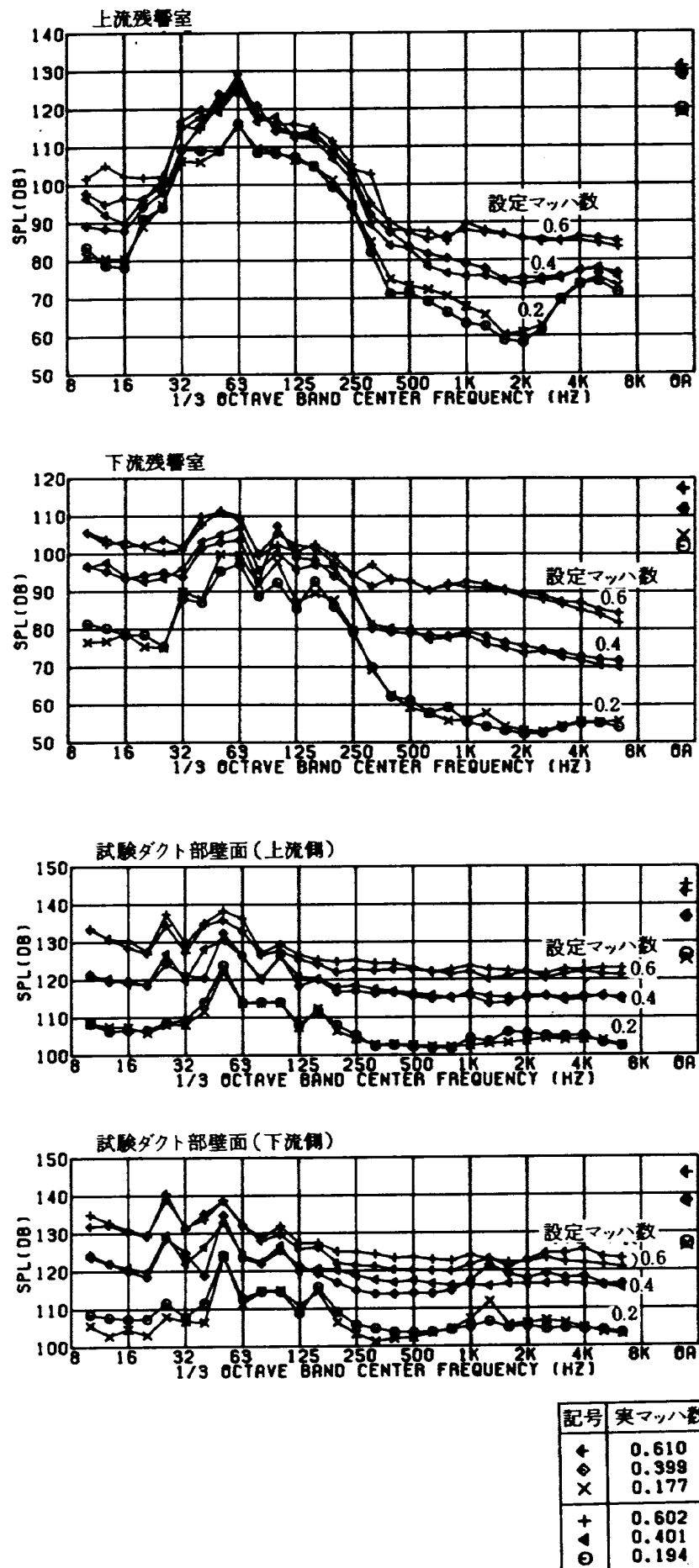
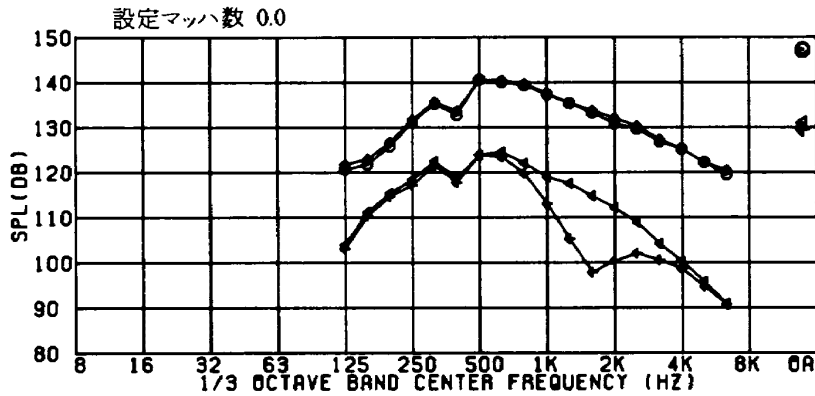
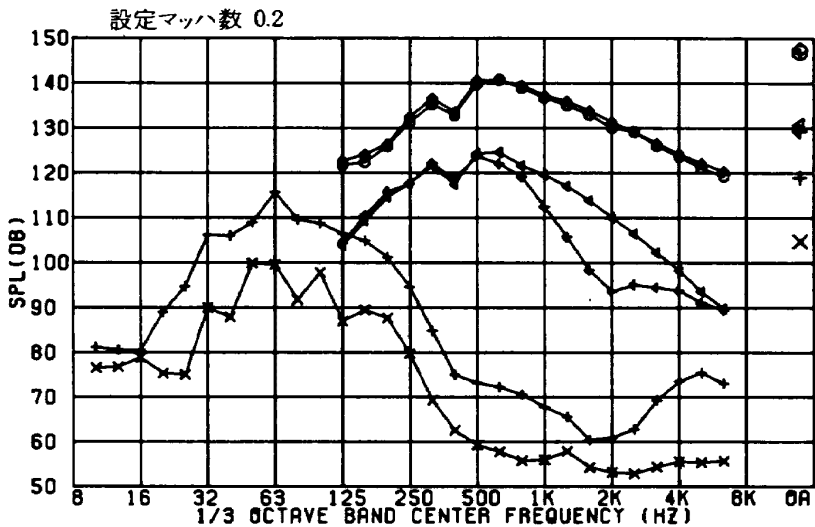


図9 通風時の暗騒音のスペクトル

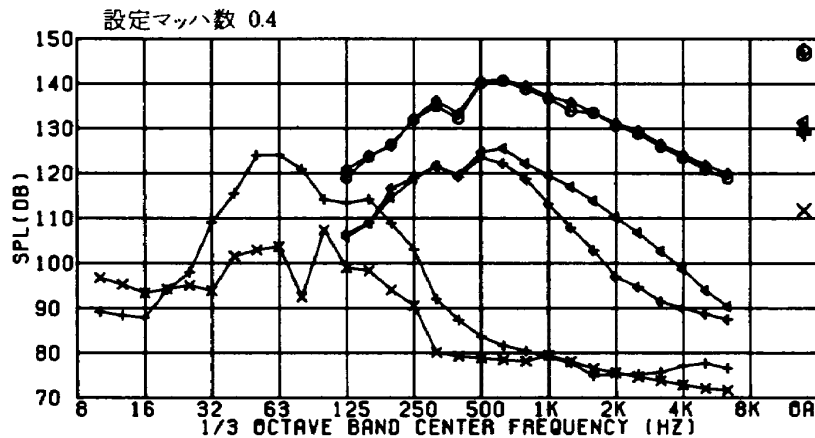


記号説明

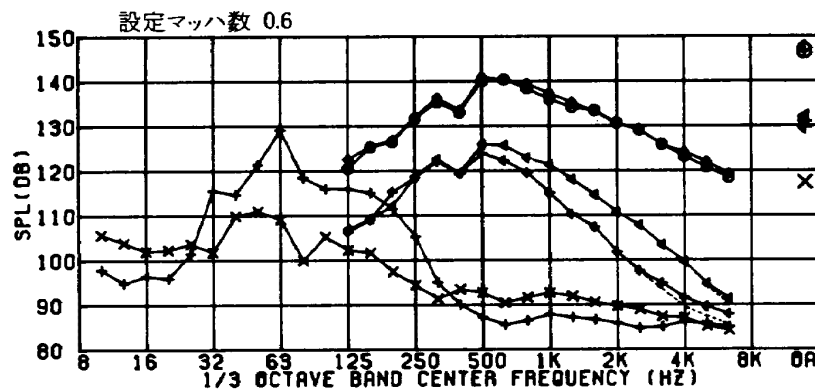
音源(上流側に設定)		作 動		停 止
試 験 ダ ク ト 部		剛 壁	吸音壁	剛 壁
残響室内	上 流	⊖	◇	+
	下 流	◁	↶	×
ダクト上流壁面		◁	+	○



記号	実マッハ数
◁	0.202
◇	0.202
×	0.177
+	0.177
◁	0.202
⊖	0.202



記号	実マッハ数
◁	0.390
◇	0.390
×	0.399
+	0.399
◁	0.409
⊖	0.409



記号	実マッハ数
◁	0.615
◇	0.615
×	0.610
+	0.610
◁	0.606
⊖	0.606

---- 暗騒音補正後

(a) 残響室内のスペクトル

図 10 高音圧発生時のスペクトル測定例(排気モード)

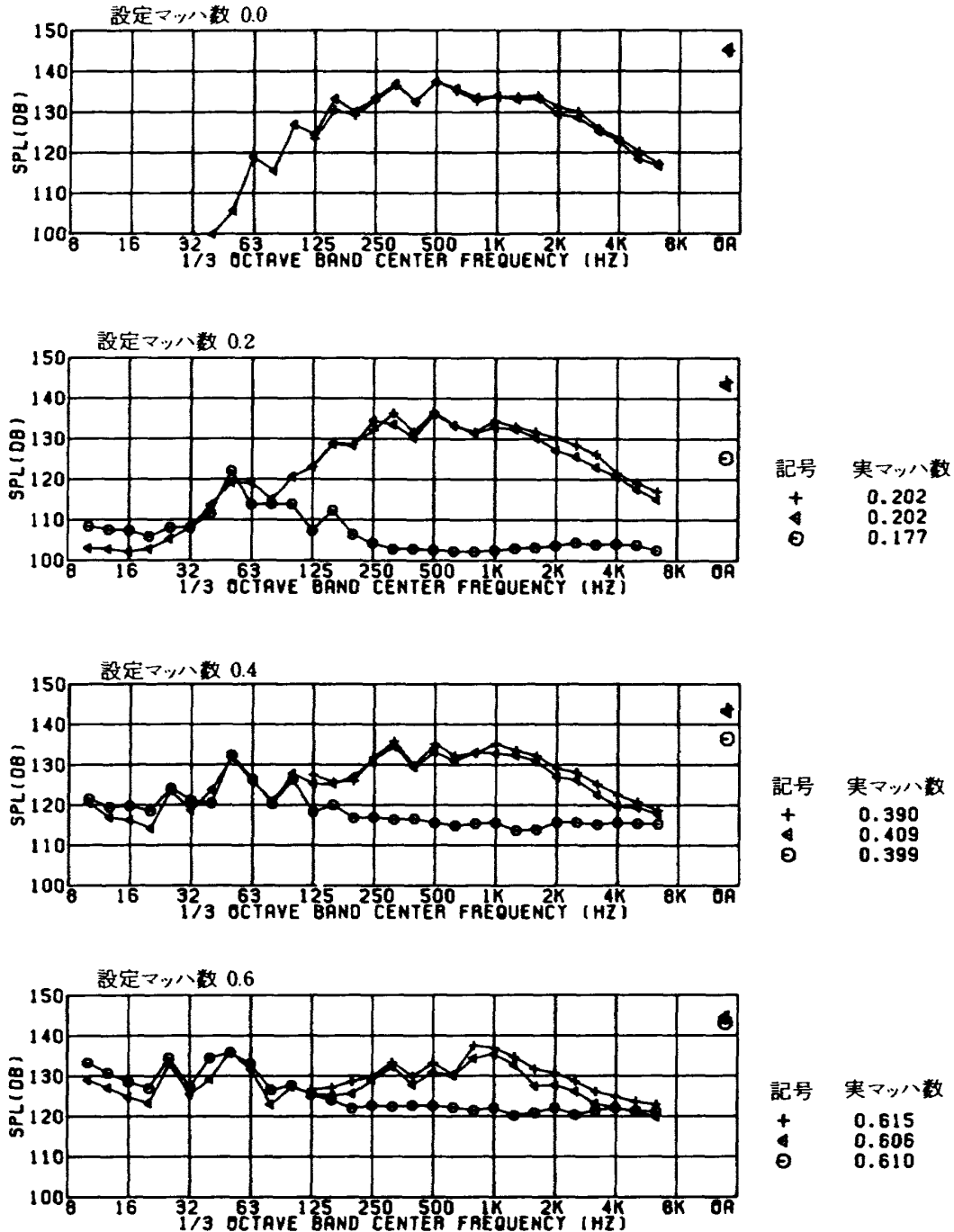


図 10 (b) 試験ダクト部上流壁面のスペクトル

測定における S/N 比を明かにするため通風時については暗騒音 (図 9) と共に、試験ダクト部が剛壁のときと吸音壁^(注2)のときについて示した。

図 10(a)において音源室 (上流残響室) のスペクトルは剛壁と吸音壁の差異やマッハ数に関係なく一定しており、約 147 dB (Overall SPL) に達している。この音圧は、実機エンジン内の広帯域騒音のレベル

(注2) 吸音壁には孔あき板ハネカム構造を用いた。

但し、表面孔あき板の厚さ 0.63 mm 開口比 5%，
孔径 1 mm，コア高さ 20 mm

に匹敵しうるものである⁸⁾。これに対し受音室 (下流残響室) のスペクトルは剛壁のときはマッハ数によらずに一定しているが、吸音壁のときはマッハ数によって明かに異っている。即ち吸音壁の吸音効果は、もっぱら受音室の音圧レベルの減小として現われる。又音源装置の特性上、剛壁のとき 500 Hz 以上では高周波数ほどレベルが低く、受音室の暗騒音は 500 Hz 以上では周波数に対しほぼ平坦な特性である。従ってマッハ数が大きくなるにつれて受音室において吸音壁のときの高周波数ほど暗騒音の響影を受け

易い。

一般に音を発生させたときの測定値が暗騒音より 10 dB 以上大きければ、測定値に対する暗騒音の影響は 0.5 dB 未満になり S/N 比は十分と考えられる。図 10(a) の受音室の場合、500 Hz 以上の高周波数側の S/N 比はマッハ数が 0.4 以下では十分であるが、0.6 のときは剛壁吸音壁とも 10 dB 未満の場合がある（吸気モードのときは剛壁での S/N 比が 10 dB 未満になることはない）。 S/N 比不足の高周波数のデータについては暗騒音補正^(注3)を施した結果を点線で示してある。

図 10(b) は(a)に示した残響室内のデータと同時に測定したダクト上流（図 4 参照）における壁面音圧のスペクトルである。壁面音圧は吸音効果を評価するための量としては余り意味はないが、吸音壁の音響インピーダンスに関係する量⁷⁾として意味を持つ。

通風時、壁面音圧の低周波数成分はほとんど暗騒音で決っており、マッハ数の増加と共に増加している。中高周波数（125 Hz 付近以上）成分はマッハ数の増加につれて暗騒音の影響をうけているが、やはり音源装置から出た音が主体である。

ダクトが剛壁のときと吸音壁のときとで壁面音圧に数 dB 以下の差異が認められる。音源室内の音圧レベルは剛壁のときと吸音壁のときとで良く一致している（図 10(a)）から、この差異は後述するダクト開口部の吸音力の違いに関連するものと考えられる。

試験ダクト部の速度分布

吸音ダクト内の速度分布（境界層）はその吸音効果に大きい影響を与える。本装置は境界層の吸い込みなどによりその影響を調べるようにはなっていないが、必然的に発生した境界層がある。

図 11 は試験ダクト部の上流側①、下流側③、その中間位置②の三つの断面（図 4 参照）で測定した速度分布を示す。速度は楕型全圧管^(注4)によって測定

された全圧、同断面における壁圧、上流残響室における全圧から計算した。

水平方向（幅 200 mm）の速度分布から求めた境界層の排除厚さ／運動量厚さはマッハ数に余り関係なく、上流側から順におよそ① 2.2/1.2, ② 2.9/1.8, ③ 3.0/1.9 (mm) となっている。

垂直方向（高さ 300 mm）の速度分布はマッハ数にも依存しているようであるが、大きい主流の歪みは認められない。吸音効果には主に水平方向（吸音ライナ面に垂直な方向）の速度分布が影響する。

境界層は試験ダクト部を剛壁としたときのものであるが、一例として測定した吸音壁^(注5)のときにも大差のない結果が得られた。

なお、試験ダクト部のマッハ数の設定は、上流残響室の全圧を見ながら弁開度を変えていく。マッハ数 0.6, 0.4, 0.2 に対し、全圧は各々 750, 340, 80 mm Aq 程度である。

通風時の残響室内の温度変化

本装置への空気は圧縮機から長い管路を通して送られているので、弁開度が一定でも徐々にではあるが残響室内の温度が上昇していく。

図 12 は装置に通風し残響室内の温度変化の様子を調べた測定例である。途中、三種類の弁開度（試験ダクト部マッハ数約 0.2, 0.4, 0.6 に相当）で各 5 分間程保持し、最後に気流を停止した場合である。通常、実験時のデータ収集時間は一つのマッハ数設定に対し 80 秒程度なので、計測器の温度限界まで温度が上昇することはないが、長時間連続して通風するときには注意を払っておく必要がある。

付設消音器の消音効果

図 13 に消音効果のスペクトルを示す。

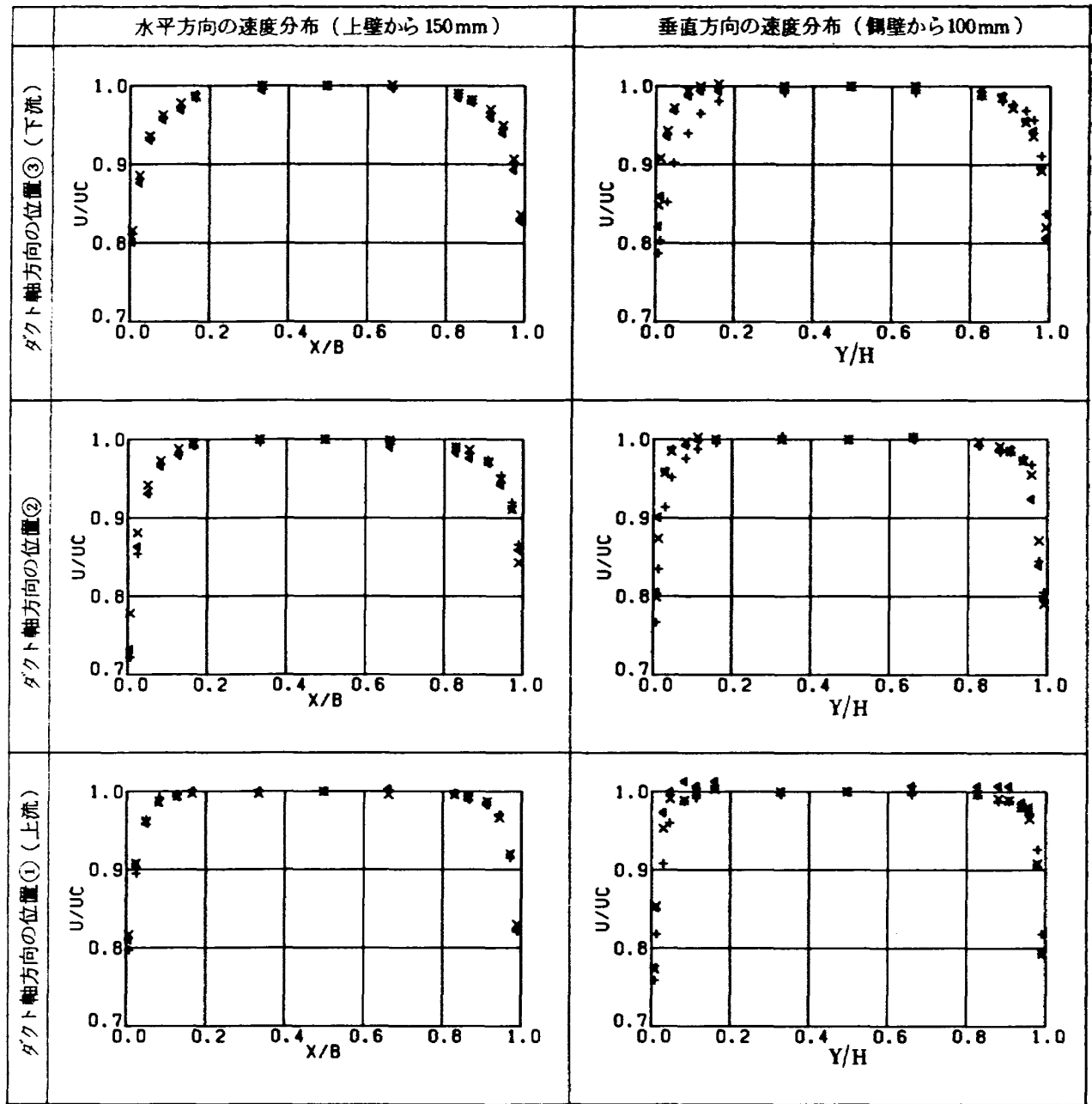
残響室内で $1/3$ オクターブバンドノイズを発生し、このとき消音器の入口及び出口に挿入したマイクロホンによって測定される音圧レベルの差を消音効果として表わしたものである。500 Hz 付近以上の高周波数で大きい効果が認められる。通風しないときの測定結果であるが、通風しても 30 m/s 程度以下（試験ダクト部マッハ数 < 0.6 ）であるから消音効果に

(注3) 暗騒音の影響を受けた音の測定値を L_m dB, 暗騒音を L_n dB とすると、暗騒音の影響をとり除いた音だけの値 L dB は次式で与えられる。

$$L = 10 \log_{10} \left(10^{\frac{L_m}{10}} - 10^{\frac{L_n}{10}} \right)$$

(注4) 全圧管の先端は図 4 に示した挿入位置よりいずれも 30 mm 上流になっている。

(注5) 表面板の厚さ 0.63 mm, 開口比 1%, 孔径 1 mm, コア高さ 10 mm の孔あき板ハネカム構造



U : 軸方向速度
 UC : ダクト断面の中央における軸方向速度
 B : ダクト幅 (200mm)
 H : ダクト高さ (300mm)
 X : 上流から見て左壁からの距離
 Y : 上壁からの距離

\triangleleft : 設定マッハ数 0.4
 $+$: 設定マッハ数 0.5
 \times : 設定マッハ数 0.6

図 11 試験ダクト部の速度分布

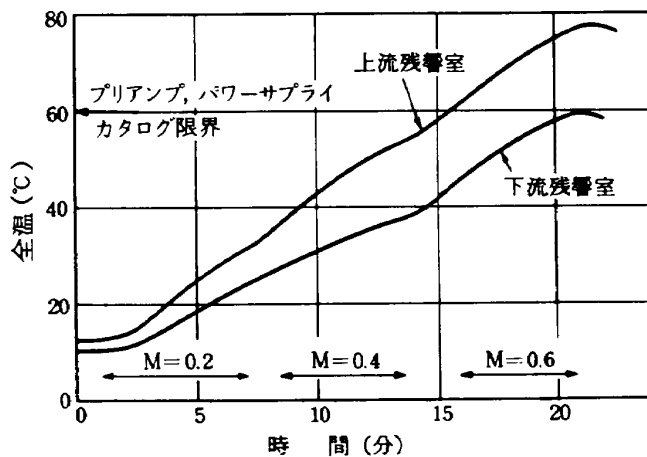


図 12 通風時の残響室内の温度変化

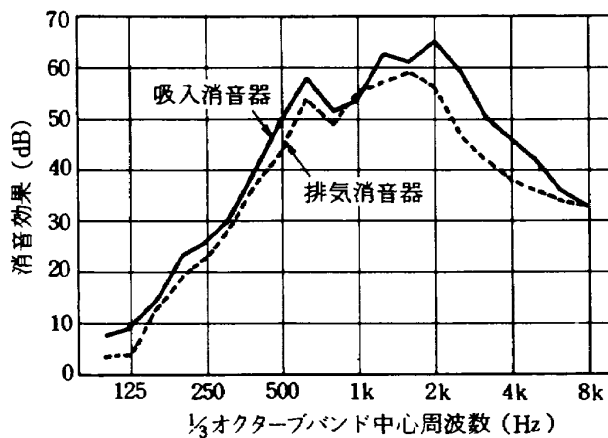


図 13 付設消音器の消音効果

大差はないと考えられる。

4. 吸音効果の評価

吸音ライニングの吸音効果は、通常、ダクトが吸音壁のとき（添字 T ）と剛壁のとき（添字 P ）の透過損失 (TL) の差 $(TL)^T - (TL)^P$ によって評価されている^{1), 2), 10)}

透過損失は音源室 (S) と受音室 (R) の音圧レベル差 $10 \log_{10} \{ p^2(S) / p^2(R) \}$ (p^2 : 2乗平均音圧) によって定義される量である。従って剛壁のときと吸音壁のときで音源室の音圧レベルを同じにすれば $(TL)^T - (TL)^P = 10 \log_{10} \{ p_P^2(R) / p_T^2(R) \}$ 、即剛壁のときと吸音壁のときの受音室における音圧レベル差（挿入損失）が吸音効果を表わすことになる。

図14は図10(a)に示した測定値から求めた透過損失と吸音効果 $(TL)^T - (TL)^P$ を示したものである。吸音効果は一定の周波数でピークをもつ山形の周波数特

性をもっており、これに対するマッハ数の明かな影響が現われている。

流路音響試験装置は基本的には図15に示すように、拡散音場の成立した二つの残響室（音源室と受音室）をダクトでつないだものである。

T.H. Melling 等の音響エネルギーに基いた理論¹¹⁾によると、ダクトにおける音響パワ減衰量は（図15参照）

$$10 \log_{10} \frac{\Pi_{IN}}{\Pi_{OUT}} = TL + 10 \log_{10} \frac{a_D}{a_R} \quad (1)$$

但し、 Π_{IN} : 音源室からダクトへ流入する音響パワ

Π_{OUT} : ダクトから受音室へ流入する音響パワ

a_R : 受音室の吸音力（ダクト開口部を除く）

a_D : 音源室のダクト開口部吸音力

$$TL = 10 \log_{10} \{ p^2(S) / p^2(R) \}$$

によって与えられる。

(1)式をダクトが剛壁のときと吸音壁のときに適用し、剛壁のときにはダクトにおける音響パワの消散は小さい ($\Pi_D^P / \Pi_{IN}^P \ll 1$) とすると、

$$10 \log_{10} \frac{\Pi_{IN}^T}{\Pi_{OUT}^T} = (TL)^T - (TL)^P + 10 \log_{10} (a_D^T / a_D^P) \quad (2)$$

従ってここで $a_D^T \doteq a_D^P$ ならば、測定量 $(TL)^T - (TL)^P$ は吸音ライニングによる音響パワ減衰量を表わすことになる。 $a_D^T \doteq a_D^P$ ということは音源室内の平均音圧レベルが同じであればダクト壁が吸音壁であっても剛壁であってもダクトに流入する音響パワ (Π_{IN}) に差異がないということである。

図16は気流なしで音源室の平均音圧レベルを同じにしたときのダクト入口（図4、壁面音圧測定位置上流側）における音圧分布の測定例である。剛壁と吸音壁^(注5)の差は高々1.5 dBで平均レベルの差はさらに小さい。他の周波数においても同程度の差異であった。従って、このような場合には $a_D^T \doteq a_D^P$ が成立しており、測定量 $(TL)^T - (TL)^P$ は音響パワ減衰量であると考えられる。

一般に $10 \log_{10} (a_D^T / a_D^P)$ は数 dB 以下と考えられるが、厳密には図16のような音圧分布の測定により明らかにする必要がある。

T.H. Melling 等はダクト開口部の吸音力 a_D を、開口部が開いているときと、これをとじたときの残

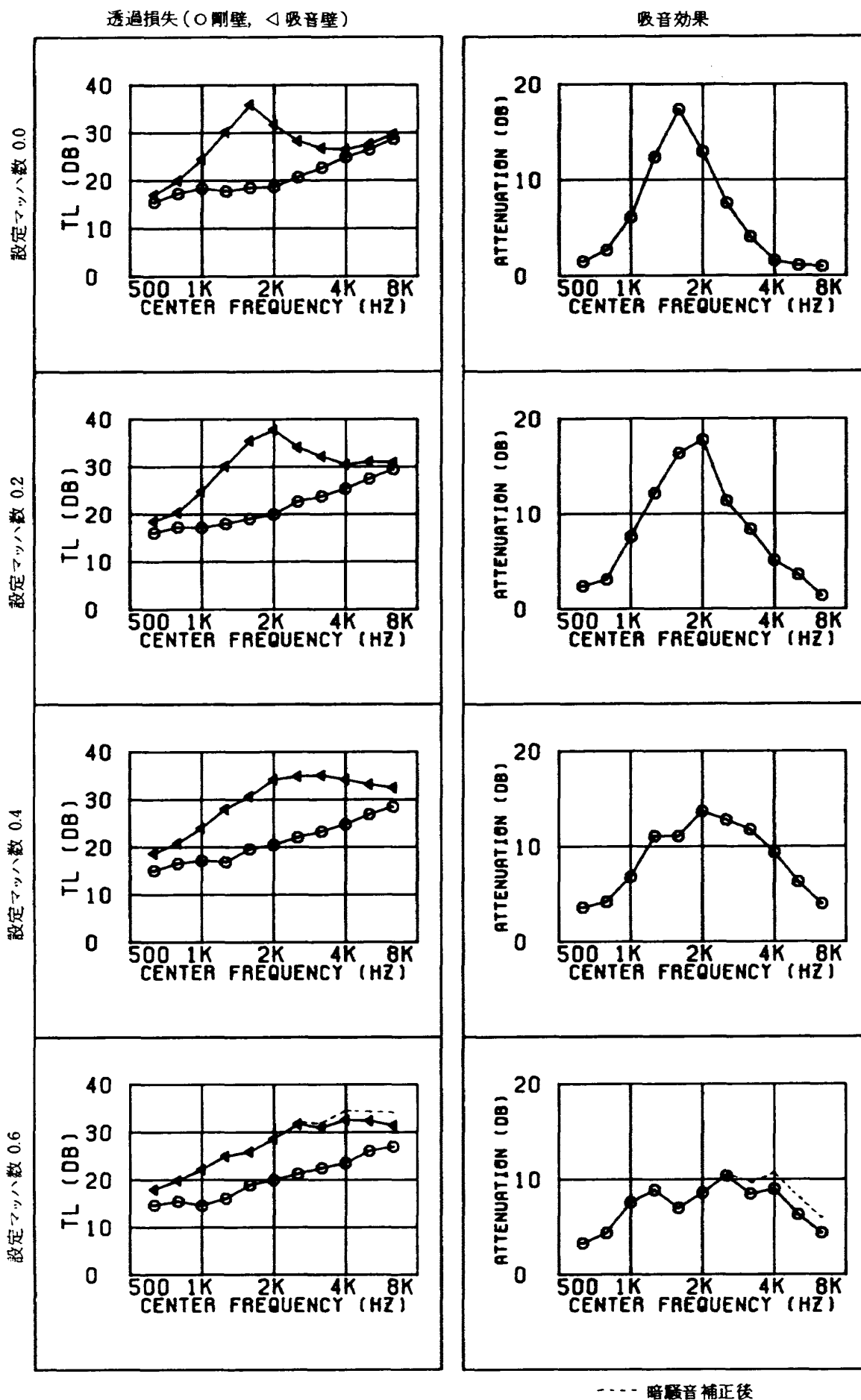


図 14 透過損失と吸音効果の測定例 (排気モード)

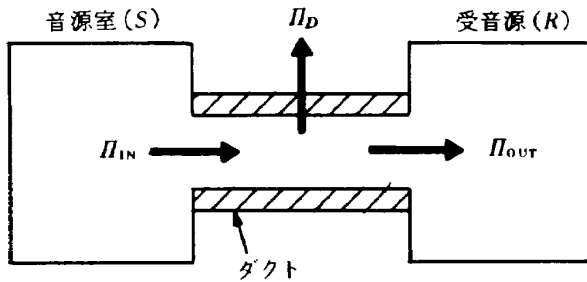


図 15 装置の基本構造と音響パワの流れ

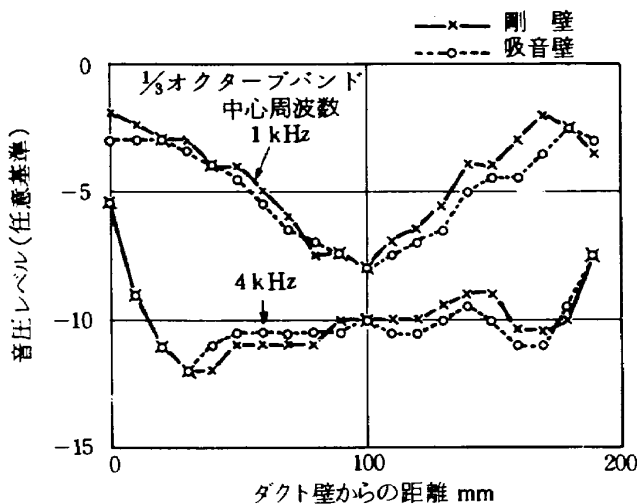


図 16 ダクト内の音圧分布測定例

響時間の測定値(各々 T_1 及び T_2 秒)から

$$a_D = 0.161 V (1/T_1 - 1/T_2) \quad (3)$$

但し, V : 残響室容積 (70 m^3)

によって求めることを示している。

然るに、本装置の残響時間の測定例(剛壁ダクト)を図 8 に示したが、 T_1 と T_2 の差が小さく特に上流残響室ではほとんど測定精度内の値になっている。

従って本装置に関しては、現状では残響時間の測定値から a_D^T/a_D^P のような量を評価することは適切でない。

5. ま と め

当所に設置された流路音響試験装置の構造について実用上必要な説明を加え、同装置の特性試験結果を示すと共に、吸音ライニングの吸音効果の評価について検討した。

主な結果は次のとおりである。

(1) 実用上重要な 500 Hz 付近以上の周波数の音に対し上流及び下流残響室はいずれも十分拡散状態となり、標準偏差 1 dB 以下で $1/3$ オクターブバンドノ

イズの平均音圧レベルを測定することができる。

(2) 高音圧発生器(Ling社製EPT-94B)の出力は音源室の平均音圧レベルで約 147 dB (Overall SPL) に達しており、実機エンジン内の広帯域騒音のレベルを模擬しうる。

(3) 剛壁ダクトのときの残響室内の S/N 比 (500 Hz 以上) は試験ダクト部の気流マッハ数が 0.4 以下では十分であるが、0.6 (排気モード) では受音室の高周波数域で 10 dB 未満になる。

(4) 試験ダクト部(幅 200 mm) の境界層は下流方向に発達するがマッハ数には余り関係しない。上流点、中間点、下流点の排除厚さ/運動量厚さは各々 2.2/1.2, 2.9/1.8, 3.0/1.9 (mm) である。

(5) 装置に長時間連続して通風するときには、音響計測器の使用限界の点から残響室内の温度上昇に注意を払う必要がある。

(6) ダクトが吸音壁のときと剛壁のときの透過損失の差と吸音ライニングによる音響パワ減衰量の差異を明確にするためには、ダクト内の音響測定が必要である。残響時間の測定値からダクト開口部の吸音力を評価する方法によってこれを明確にするのは、本装置の場合、測定精度上適切でない。

本装置は環境庁一括計上予算の配算を受けて製作したものであり、実験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る。

また 3700 kW 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。

参 考 文 献

- 1) Eversman, W. et al.
Design of Acoustic Linings for Ducts with Flow, J. Aircraft, Vol. 9, No. 8, pp. 548-556, Aug. 1972.
- 2) Marsh, A. H.
Study of Acoustical Treatments for Jet-Engine Nacelles, J. Acoust. Soc. America, Vol. 43, No. 5, pp. 1137-1156, 1968.
- 3) Martlew, D. L. et al.

- The design, construction and operation of the noise test facility at the National Gas Turbine Establishment, Aeronautical J., pp.1-19, Jan. 1976
- 4) The Boeing Co.
Study and Development of Turbofan Nacelle Modifications to Minimize Fan-Compressor Noise Radiation Volume II-Acoustic Lining Development, NASA CR-1712, Jan. 1971
 - 5) Marsh, A.H. et al.
Investigation of DC-8 Nacelle Modifications to Reduce Fan-Compressor Noise in Airport Communities, Part II-Design Studies and Duct-Lining Investigations, NASA CR-1706, Dec. 1970
 - 6) 飯田宗四郎；音響疲労，日本航空宇宙学会誌，Vol. 23, No. 259, pp. 9-19, 1975年8月
 - 7) 五十嵐寿一責任編集；音響と振動（実験物理学講座9），共立出版，昭和43，p.117
 - 8) 渡辺実，武田克己，鳥崎忠雄；ファンエンジン FJR710/20 の騒音測定試験(1)，NAL TM-446，1981年9月
 - 9) Zorumski, W.E. and Tester, B.J.
PREDICTION OF THE ACOUSTIC IMPEDANCE OF DUCT LINERS NASA TM X-73951, Sept. 1976.
 - 10) Atvars, J. and Mangiarotty, R.A.
Parametric Studies of the Acoustic Behavior of Duct-Lining Materials J. Acoust. Soc. America, Vol. 48, No. 3 (Part 3), pp. 815-825, 1970
 - 11) Melling, T.H. and Doak, P.E.
BASIC DESIGN CONSIDERATIONS AND THEORETICAL ANALYSIS OF DOUBLE-REVERBERANT CHAMBER DUCT LINING TEST FACILITIES J. Sound Vib., 14(1), pp. 23-35, 1971

航空宇宙技術研究所資料521号

昭和58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 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
