

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-505

吸音ライニングによるファンエンジン低騒音化の研究

小林 紘 ・ 鳥崎 忠雄

武田 克己 ・ 渡辺 実

1983年5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 <sup>*</sup> , 鳥崎 忠雄, 西尾 建二
エンジン搭載・運転	吉田 晃 <sup>***</sup> , 中山 普 <sup>***</sup> , 三村富嗣雄 <sup>***</sup> 新井 伸夫 <sup>****</sup> 他 5 名, 西村 武 <sup>*****</sup> 他 3 名
エンジン性能計測	関根 静雄 <sup>***</sup> , 越沼 威 <sup>***</sup> , 松田 幸雄 <sup>***</sup>
騒音測定・分析	小林 紘 <sup>**</sup> , 武田 克己 <sup>**</sup> , 渡辺 実 <sup>**</sup> 柳下 佳仁 <sup>*****</sup> 他 3 名

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

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 実験装置と方法 .....	1
2.1 ファンエンジンFJR710と騒音測定方法 .....	1
2.2 楕型音圧測定管による測定上の問題点の検討 .....	4
3. 実験結果と考察 .....	5
3.1 ファン吸入・排気両ダクトからの放射音の遠距離音場への寄与について .....	5
3.2 円筒吸入剛壁ダクト開口端における半径方向音圧スペクトル分布 .....	9
3.3 1次のファン翼通過周波数成分の圧力波モード .....	12
3.4 音の伝ばんに与えるダクト断面積変化の影響 .....	13
3.5 ダクトライニングの吸音効果 .....	14
4. まとめ .....	16
記号 .....	17
参考文献 .....	17

# 吸音ライニングによるファンエンジン低騒音化の研究\*

小林 紘\*\* 鳥崎 忠雄\*\*\*

武田 克己\*\* 渡辺 実\*\*

## 概 要

ファンエンジン低騒音化に必要な、ダクト吸音の効率向上を計るため、エンジンダクト内音場特性の研究を進めている。前回のダクト内壁面音圧測定に続き、試作した櫛型音圧測定管を用いて高速流れのあるエンジン吸入ダクト内の音圧スペクトル分布を測定し、音源の特性、ダクト断面変化の音の伝搬への影響、吸音パネルによる吸音状況を明らかにするとともに、ダクト吸音設計に必要な資料を得た。

### 1. まえがき

ICAOのCAN5やFARのPart 36による航空機騒音規制の強化への対応と吸音パネルの軽量化による製作・運行費用の低減の両面から、航空機騒音の主音源であるエンジン騒音の低減化に必要な吸音ライニングの吸音効率の向上が望まれている。少ない吸音面積で大きな吸音量が得られる、最適な吸音ライニングを設計するためには、(i)主音源であるファン翼通過周波数音の圧力波モードの機構とその強さ等のダクト内の音場特性、(ii)ダクト断面形状の変化が音の伝搬に与える影響、(iii)エンジン吸入・排気の各々のダクトで吸音されるべき周波数成分とその量、(iv)吸音パネルが使用される大音圧・高速気流の条件下での吸音パネルの吸音状況、等の資料が必要である。<sup>1) 2)</sup>

しかし、これらの資料は測定及び解析の困難さのため、ダクトライニング設計に参考となるものは少ないとともに、多くの要因によってエンジンの種類や運転状況で資料が異なる事もあるため、吸音ライニングするエンジンにおいて直接測定し、それらの資料を蓄積する事が必要である。

そのため、前回、排気ダクト並びに6種類の吸入ダクトにFlush-mountedマイクロホンを取付けて

ダクト内測定を行い、両ダクトの内壁面音圧レベル、吸音ダクトの吸音状況、吸入ダクト形状のエンジン騒音への影響等を一部明らかにしたが、<sup>3) 9)</sup> それらの資料の検討結果から、一層の現象の理解を深め、設計資料を充実するためには、エンジンダクト内音場をより明確にすることが必要となった。<sup>4)</sup>

そこで、試作した櫛型音圧測定管をファンエンジンFJR710/10のファン吸入ダクト内に挿入して、高速気流中のダクト内音場を測定し、前述の(i)～(iv)の事項を明らかにするとともに、ダクト吸音設計のための多くの資料を得ることが出来たので、報告する。

### 2. 実験装置と方法

#### 2.1 ファンエンジンFJR710と騒音測定方法

まえがきにおいて述べた(i)～(iv)の事項を研究するため、壁面音圧測定用マイクロホン(Flush-mounted Microphon 以下、FMMと略す。)と、半径方向6点の音圧スペクトルの同時測定可能な櫛型音圧測定管を、ファンエンジンFJR710/10に装備されたファン吸入ダクトに挿入して、ダクト内音場によるエンジン騒音試験を当研究所角田支所内の屋外エンジン運転試験場で行った。実験は吸入ダクトを3種類変え、各々のダクトにおいてファン回転速度を5種類(表1)変えて行った。この騒音測定においては、エンジン中心高さと同じ地上2.5mで、エンジンから半径5mの円周上にエンジン吸入軸側を

\* 昭和58年3月29日受付

\*\* 航空機公害研究グループ

\*\*\* 原動機部

0°とし、0°から150°の範囲内で15°毎に10ヶ所、1/2" マイクロホンを設定した遠距離音場計測も同時に行い、ダクト内測定データとの比較検討に使用した。

エンジン吸入ダクト形状は図1に示すように円錐と円筒ダクトの組合せであって、飛行ナセル形状と幾分異なるが、地上試験時でのエンジン性能や整備・運転の立場から問題の少ない形状として選ばれたものである。

F.M.Mと楕型音圧測定管を円筒ダクトに設定した位置とダクトの主要寸法を図1に、その状況を図2に示す。楕型音圧測定管の製作上の検討や寸法及び音圧補正については参考文献9を参照されたい。剛

壁円筒ダクトの場合には軸方向のファン直前(C)、ダクト中間(B)、ダクト開口端(A)の2ないし3点に楕型音圧測定管を同時に挿入しての半径方向の音圧スペクトル測定、あるいは同一円周上に配列してファン翼通過周波数成分(Blade Passing Frequency以下BPFと略す。)の円周方向モードの測定を行った。一方、吸音パネルを取付けた円筒吸音ダクトの場合には、楕型音圧測定管をダクト中間点、ダクト開口端の2ヶ所に挿入して、ダクト内の吸音状況を調べた。吸入円筒ダクトに取付けられた吸音パネルの寸法を図3に示す。この吸音パネルの設計に関しては参考文献9を参照されたい。

使用されたファンエンジンFJR710/10は通産省

表1 ファン設定実回転速度

ファン回転速度比	100 %	95 %	90 %	75 %	30 %
吸入ダクト	離陸状態相当	—	—	着陸進入状態相当	アイドル状態
剛壁円筒ダクト	6030	5800	5500	4530	1830
吸音円筒ダクト	—	5800	5500	4520	1850
ベルハウス	—	5800	5520	4490	1840

RPM

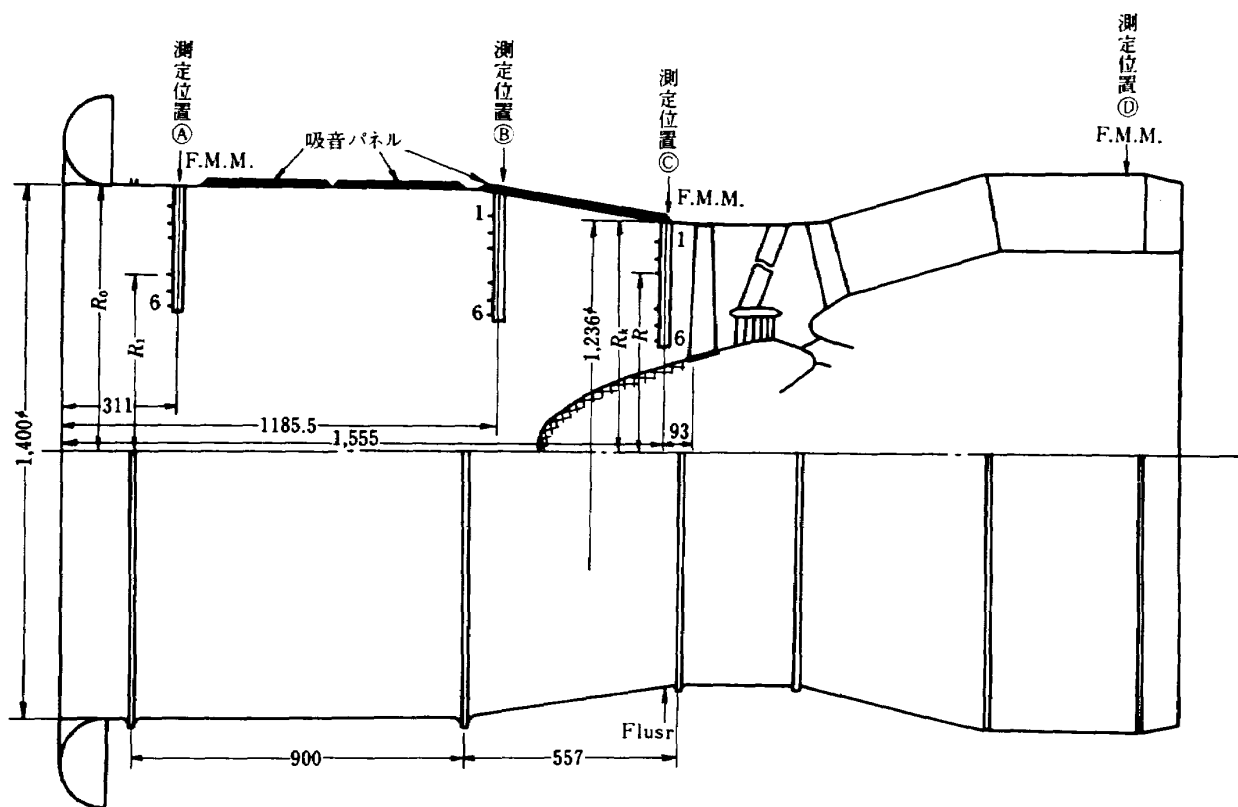


図1 吸入吸音ダクトと楕型音圧管の測定位置

工業技術院大型研究開発制度に基づいて研究開発された2軸のターボファンであり、本実験においては地上推力 4500kg、バイパス比 6.5 の1次試作エンジン FJR710/10 の2号機 E002を使用した。当エンジンは、ファン入口案内羽根の除却、動静翼列間距離等のファン低騒音源化技術に加えて、後置静翼は軸方向及び円周方向に傾斜して、動翼後流との干

渉騒音の低減化をねらっている。表2に全体性能を、表3にファン、圧縮機、タービンの翼枚数を示す。同機の主音源の1つであるファン騒音に関しては、ファン動静翼枚数比を2.2にすることによって、図4が示すように、ファン動翼後流と後置静翼との干

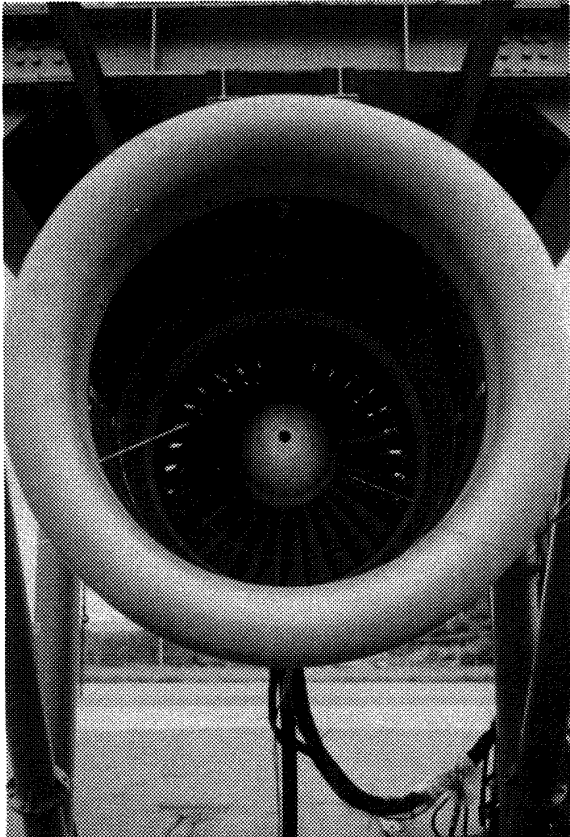


図2 ファンエンジン外と楯型音圧測定管

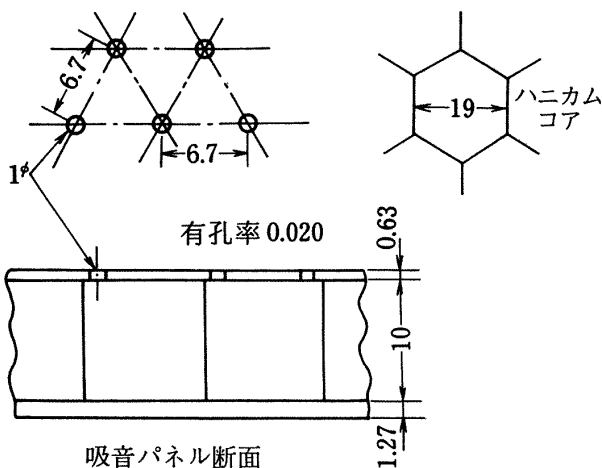


図3 FJR710/10の吸入吸音ダクトに使用された吸音パネル

表2 1次試作エンジンFJR710/10の性能

項目		性能
地上静止	スラスト	4500kg
	燃料消費率	0.34kg/kg/h
ファン圧力比		1.4
最高全圧力比		16
最高タービン入口温度		1080℃
バイパス比		6.5

表3 FJR710/10回転機の翼枚数

要素		動翼枚数	静翼枚数
ファン		31	68
ブースト段		65	74 106
圧縮機	1段	28	38
	2 "	38	46
	3 "	44	56
	4 "	56	68
	5 "	64	76
	6 "	76	76
	7 "	86	80
	8 "	98	80
	9 "	98	88
	10 "	110	100
	11 "	110	100
	12 "	118	120
	13 "	118	120
高圧タービン	1段	114	66
	2 "	106	70
低圧タービン	1段	120	72
	2 "	122	108
	3 "	122	120
	4 "	118	112

渉騒音の1次BPF成分は最高ファン回転速度 6000 rpmにおいても発生しないようになっている。一方、動翼の定常揚力による1次BPFは相対流入マッハ数が1.0を越える5300rpm近傍以上で発生する。また、2次BPF成分に関しては、動翼干涉によるものは4500rpm以下から発生し始め、翼の定常揚力に基づくものは1次BPFと同じく5300rpm以上で発生する。図中の(31, 0)はBPFを発生するダクト内圧力波モードの円周方向ローブ数と半径方向の楕の数を表わしている。

騒音試験前には、F.M.M.、楕型音圧測定管及び遠距離音場に使用される全てのマイクロホンはピストンホンによって校正され、そのデータはデータレコーダに録音された。実験中は、ダクト内測定と遠距離音場測定から全ての信号は、オシロスコープでの監視を経て、データレコーダ(AMPEXのFR1300

とSANGAMO)に1分間録音され、実験後、デジタル周波数分析器(T/D1923)を用いて一定周波数幅分析、あるいは1/3オクターブ分析された。

## 2.2 楕型音圧測定管による測定上の問題点の検討

ここでは、楕型音圧測定管をダクト内に挿入して騒音測定を行う際に問題となる、測定管の後流とファン動翼との干涉騒音の発生ダクト内音圧測定へ影響について述べる。

この問題は測定管の挿入されるダクト軸上の位置によって異なるので、図1中のA、B、C各々の位置について考察する。楕型音圧測定管の断面形状は厚みのある翼形(翼弦長35mm、翼厚さ9.5mm)に近いので、Silversteinの実験結果をもとにKemp & Sears<sup>10)</sup>が使用した翼後流モデルを用いて検討した。<sup>9)</sup>これによると、後流中央で最大速度欠損 $U_c$ は

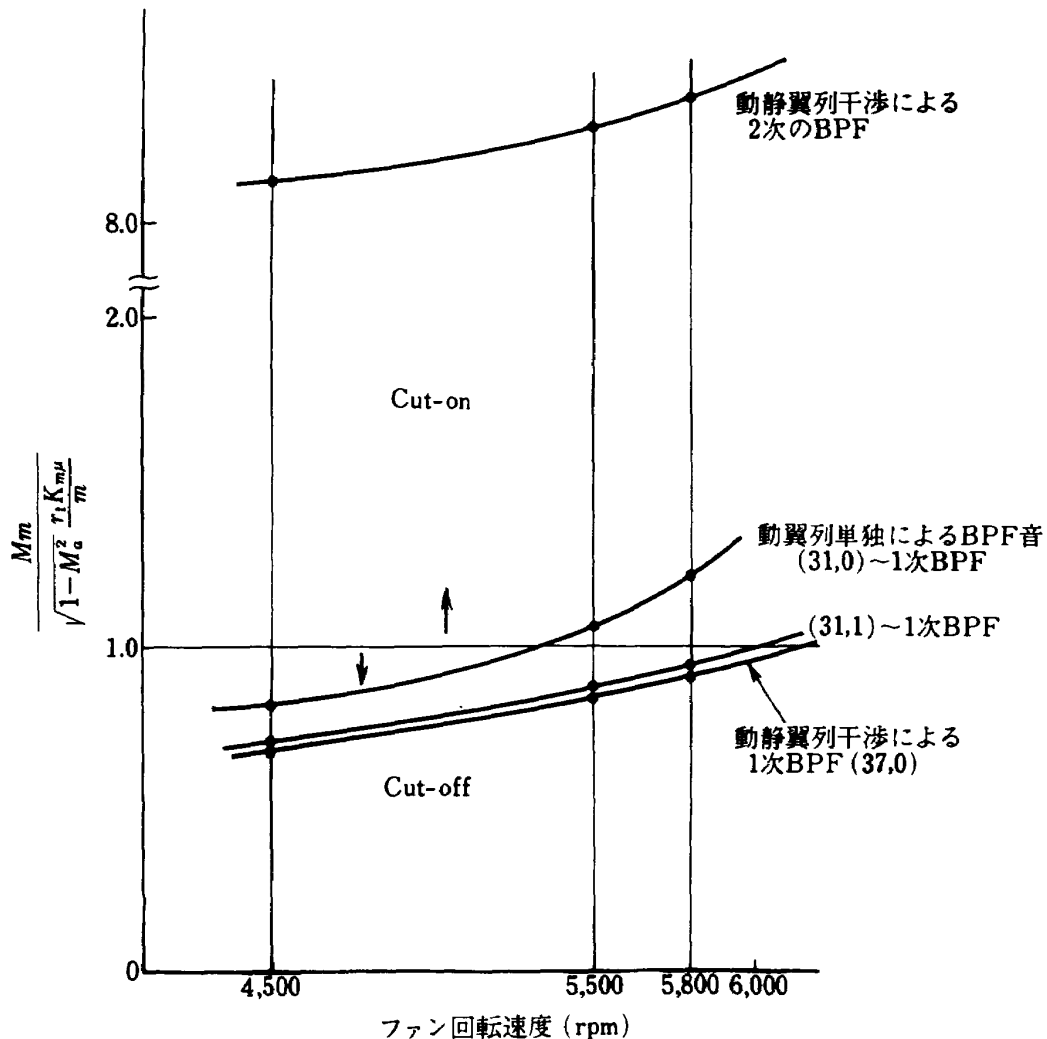


図4 ファンエンジン FJR710 の騒音特性

次式で示される。

$$U_c/U = \frac{1.21 \sqrt{C_D}}{x^* + 0.15} \quad (1)$$

ここで、 $U$ 、 $C_D$ 、 $x^*$ はそれぞれ主流の速度、抗力係数、翼後縁からの距離であり、翼弦長で無次元化された値である。 $C_D$ は文献11より0.1~0.2の値である。

A点(動翼より1337mm上流)、B点(動翼より462mm上流)、C点(動翼より93mm上流)に楕型音圧測定管が置かれた場合のファン動翼直前での後流の強さは、(1)式より、それぞれ主流の1.0~1.4% ( $C_D = 0.1 \sim 0.2$ に対応)、2.8~4.0%、13.6~19%となる。

ダクト内の Inflow Distortion Turbulence の強さは主流速度の約5%<sup>12)</sup>である。A点やB点で楕型音圧測定管を用いて測定した場合には測定管後流とファン動翼との干渉騒音は Inflow Distortion 等に基因するものに比して小さいので、ファン騒音測定に影響を与えないと考察される。この考えを確かめるため、測定管をA点やB点に挿入した場合としない場合のファン騒音への影響を、ファン直前位置のF.M.Mによる測定によって比較した。その結果殆んどスペクトルに差が見られず、上記の考えの正しさが明らかになった。しかし、C点挿入の場合には挿入によって2~3 dBの増加が見られた。以上の事より、A点あるいはB点での測定時にはC点に測定管を挿入しないで計測を行った。

また、近年、ファン騒音への飛行効果が問題となってきている<sup>13)</sup>。これは飛行時には地上試験で問題となる Inflow Distortion, Turbulence, Ground vortex 等の影響がなくなり、ファンのBPFレベルが10数dB前後、地上騒音試験時のものより低くなるということである。この飛行効果が得られる場合でも、ファン前面で1.0%程度の乱れが存在<sup>12)</sup>するので、飛行効果を含めた場合の測定においても、測定管の抗力係数を少し小さくするように工夫すれば、A点での測定は可能である。

今回の様に、高速流れのある音場での測定の場合には、音以外の流れの乱れに基因する圧力変動も測定値に含まれる可能性があり、このレベルは5%乱れ強さで110 dB程度となる。しかし、このレベル

は今回測定目標としているBPF成分と比較して低いので測定上の問題はない。

### 3. 実験結果及び考察

本実験でのベルマウスと円筒吸入ダクトを取付けた場合のファンエンジンFJR710/10の推力特性を図5に示す。両ダクトの場合とも同一の推力曲線上にあり、吸入ダクト形状の相違による差は見られない。同図において修正値は次式によるものである。修正推力=実推力/ $\delta$ 、修正回転速度=実回転速度/ $\sqrt{\theta}$ 、実験方法において述べたように実験はファン回転速度一定のもとで設定されたが、設定回転数変動は±20 rpm程度であった。この±20 rpmはファン1次BPF成分音の±10Hzの周波数変動に相当するので、音の一定周波数幅分析においては20Hz幅の分解能を用いて分析した。

#### 3.1 ファン吸入・排気両ダクトからの放射音の遠距離音場への寄与について

音の放射される両ファンダクト開口端、すなわち、ファン吸入と排気の両ダクト開口端から、同時に放射されるファン騒音が遠距離音場の音圧レベルに寄与する割合は、航空機騒音規制を満たすようにエンジン吸入排気両ダクトをダクトライニングすることによって低騒音化を行う際、各々のダクトにおいて

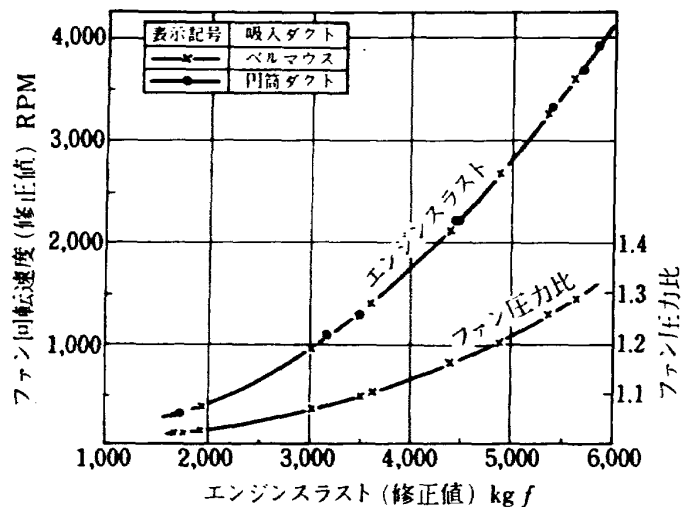


図5 エンジンスラスト及びファン圧力比特性  
 修正スラスト=実スラスト/ $\delta$   
 修正回転速度=実回転速度/ $\sqrt{\theta}$   
 但し  $\delta$ =大気圧/基準大気圧(10332kgf/m<sup>2</sup>)  
 $\theta$ =大気温度/基準大気温度(288°K)



吸音すべき周波数とその量を決めるために必要な情報である。ダクト内測定においては遠距離音場測定と異なり、他のダクト開口端からの放射音に影響されないので、各々のダクトにおいて吸音すべき周波数とその量に関して情報をいくらか得ることが出来る。

今回、吸入ダクトあるいは排気ダクトを別々に吸

音し、一方のダクト開口端からの放射音の遠距離音場への影響を弱めて、他方のダクトからの遠距離音場へ寄与する程度の測定も試みたので、それらの資料を用いて両ダクトからの放射音の遠距離音場への寄与について検討を行う。

遠距離音場測定データの1/3オクターブ分析結果から、ファン回転速度 4550 rpm と 5800 rpm の 2 つ

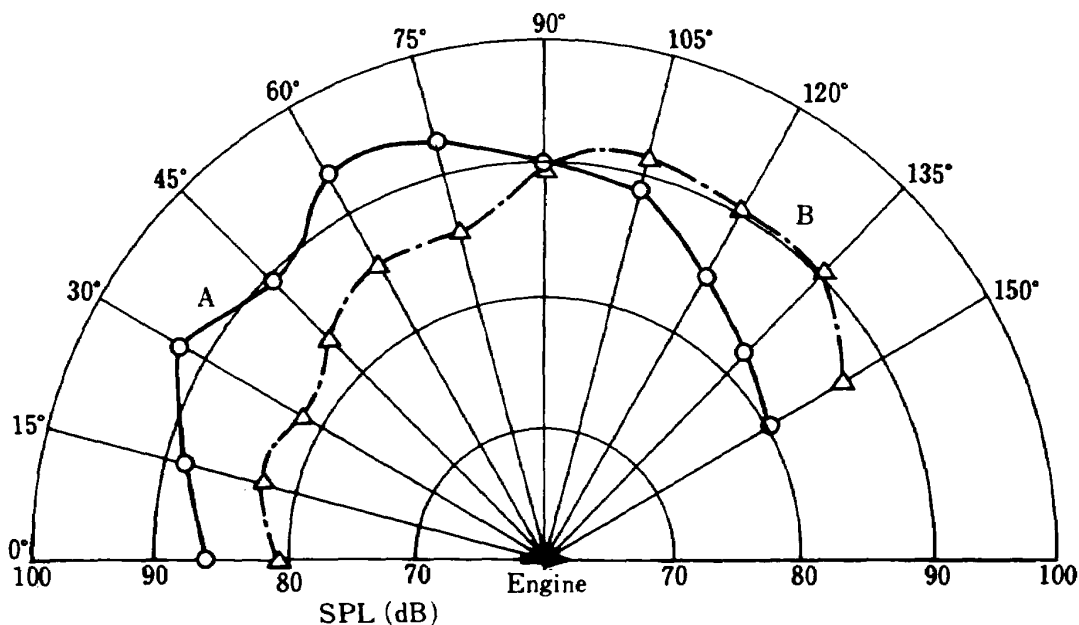


図 6 遠距離音場での1次BPFの指向特性  
(ファン回転速度 4550rpm)

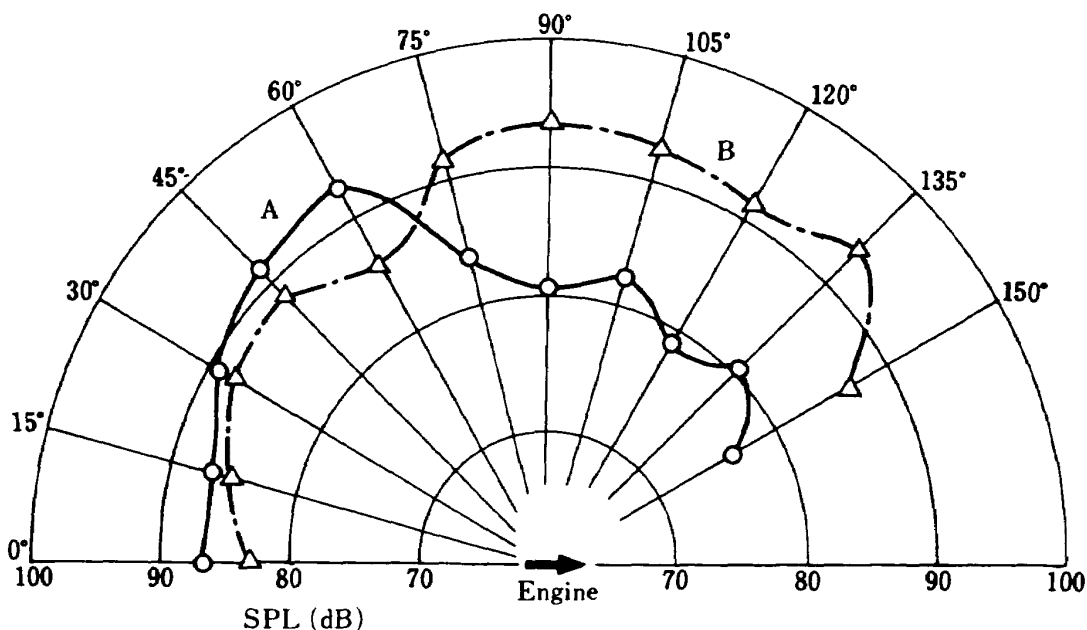


図 7 遠距離音場での2次BPFの指向特性  
(ファン回転速度 4550rpm)

の場合のファンBPF 1次及び2次の成分を取り出して、遠距離音場での指向特性を表わしたのが図6から図9である。図中の曲線Aはファン排気ダクトを吸音ライニングしてファン排気側からの放射音を低下させた場合の遠距離音場のレベルを表わしており、一方曲線Bはエンジン吸入ダクトを吸音して、ファン吸入側からの放射音を低下させた場合のもの

を表わしている。ファン吸入側あるいは排気側からの放射音による遠距離音場での寄与率を求めるためには、一方からの放射音による影響を完全になくする必要がある。しかし、図中のA、Bの場合との吸入側や排気側の放射音の寄与率を得るに十分に吸音しているとは言えないので、ここでは、定量的よりはむしろ定性的な面を主体として述べる。

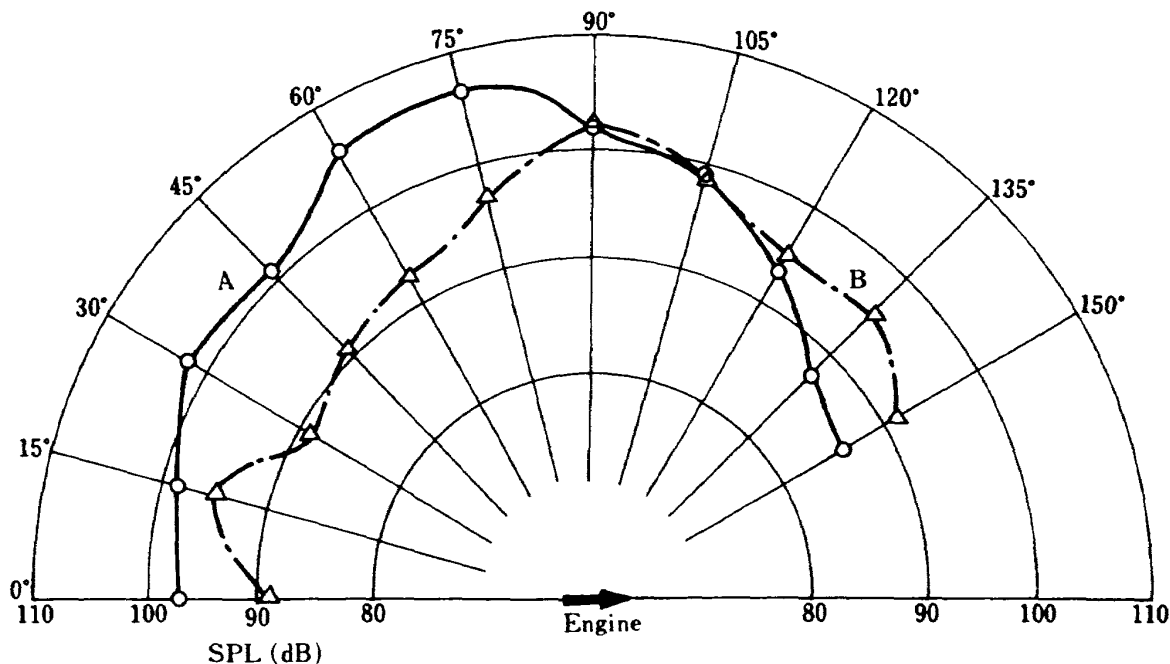


図8 遠距離音場の1次BPFの指向特性  
(ファン回転速度 5800rpm)

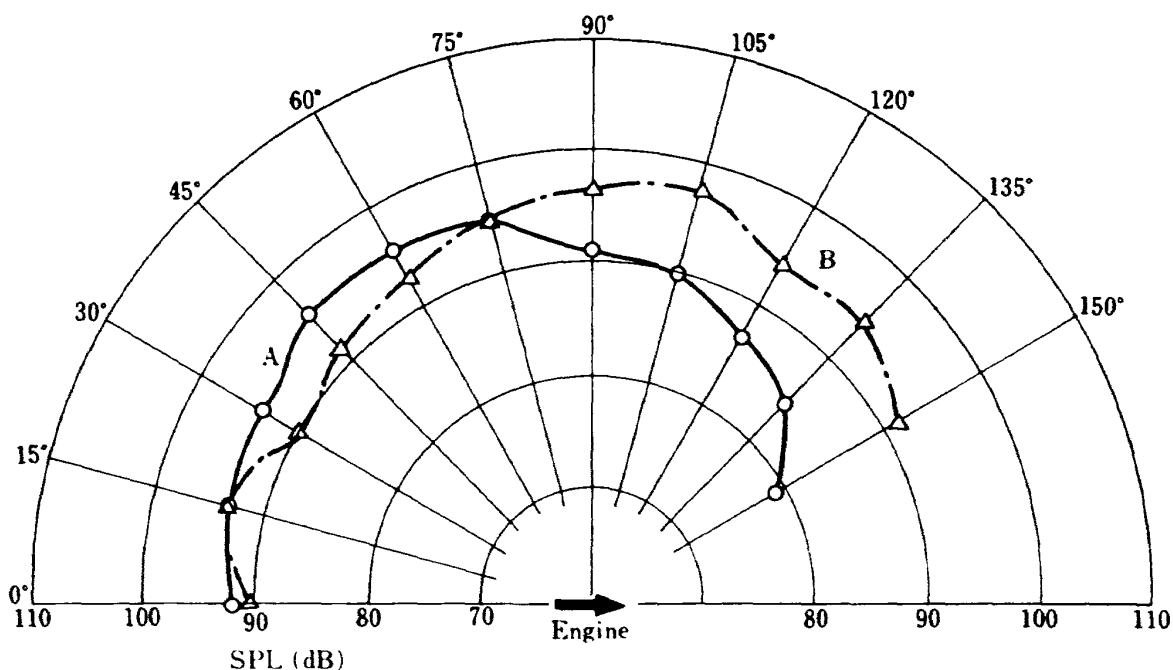


図9 遠距離音場の2次BPFの指向特性  
(ファン回転速度 5800rpm)

ところで、エンジン吸入、排気ダクトからの放射音の特性を見ると、①エンジン吸入面と排気面からの放射音の同一周波数成分の位相は各面内で一様でなく、かつ両面で同一ではない。②遠距離音場までの伝搬過程において、地面反射を含む反射音と直接音間の位相は Random 性があること等の理由で、測定点でのエンジン両ダクトからの放射音の同一周波数成分間の位相は Random となる。この場合、エンジン吸入と排気に同一強さの音源があり、それらが遠距離音場 a 点で各々  $L_0$  の音圧レベルを与えるものとする、その合成音レベルは、

$$L = L_0 + 3 \quad (2)$$

と表わせる。この式より、一方の音源を止めることによって最大 3 dB 合成音レベルを低下出来ることが解る。ところで、音源の強さの異なる 2 つの音源の内一方の音源の強さを低減することによって合成レベルが 3 dB 以上低下した場合には、低減させた音源の初めの強さは、他方よりも大きいことを意味する。

したがって、遠距離音場の一測定点での合成音レベルが、例えば吸入側を吸音することによって 3 dB 以上低下した場合には、吸入側からの放射音レベルが排気側より高いレベルであることを意味する。図中において  $L_A - L_B \geq 3$  の場合、吸入側からの放射音 > 排気側からの放射音、 $L_B - L_A \geq 3$  の場合には吸入側からの放射音 < 排気側からの放射音となる。この観点から吸入ダクトと排気ダクトからのファン騒音の遠距離音場への影響を調べたものが表 4 である。

ファン回転速度 4550 rpm の 1 次 BPF の場合、エンジン前方  $0^\circ - 85^\circ$  の範囲内では吸入側からの放射音によって、 $95^\circ - 150^\circ$  までは排気側からの放射音によって支配され、エンジン側方の領域は両方から影響を受けている。ファン回転速度が上昇するにつれて吸入側からの影響が強くなり、エンジン側方から後方へと支配領域が広がっている（図 8 参照）。これは、ファン回転速度が高くなるにつれてダクトライニングは吸入ダクト側に重点を置く必要があることを示している。

一方、2 次 BPF は排気ダクトからの音の支配する領域は吸入側より広く、その範囲は  $80^\circ$  からエンジン後方であって、この傾向はファン回転速度が上昇しても変わらない。したがって、エンジン側方の 2 次 BPF を吸音によって低下させるためには、排気ダクトの吸音に重点を置く必要があることが明らかとなった。

ところで、ファン吸入ダクトと排気ダクト開口端での内壁面音圧レベルを示す図 10 から、① 1 次 BPF は 4550 rpm で同レベルであるが、ファン回転速度上昇につれて吸入ダクトの方が約 10 dB 高くなること。② 2 次 BPF は 1 次 BPF と同様な傾向を示すこと。Buzz saw noise 成分は吸入ダクトのみから放射されるので、この音の吸音は吸入ダクトのみで行う必要があることが解る。ダクト開口端からの放射音パワー  $W = I \cdot A$  ( $I$  ; 音の強さ,  $A$  ; 開口端面積) であり、音の強さ  $I$  は音圧レベル  $P$  の 2 乗に比例する。この関係式を用い、ダクト内測定の結果と遠距離音場の結果を結びつけることを考える。吸

表 4 エンジン吸入・排気両ダクト放射音の遠距離音場での影響領域

ファン回転速度	影響領域	吸入ダクト放射音の支配領域	排気ダクト放射音の支配領域	両ダクトからの影響が接近している領域
ファン回転速度 4550 rpm 1 次 BPF		$0^\circ \sim 85^\circ$ の領域	$95^\circ \sim 150^\circ$	$85^\circ \sim 95^\circ$
ファン回転速度 4550 rpm 2 次 BPF		$0^\circ \sim 65^\circ$ の領域	$80^\circ \sim 150^\circ$	$65^\circ \sim 80^\circ$
ファン回転速度 5800 rpm 1 次 BPF		$0^\circ \sim 85^\circ$ の領域	$125^\circ \sim 150^\circ$	$95^\circ \sim 125^\circ$
ファン回転速度 5800 rpm 2 次 BPF		$0^\circ \sim 65^\circ$ の領域	$80^\circ \sim 150^\circ$	$65^\circ \sim 80^\circ$

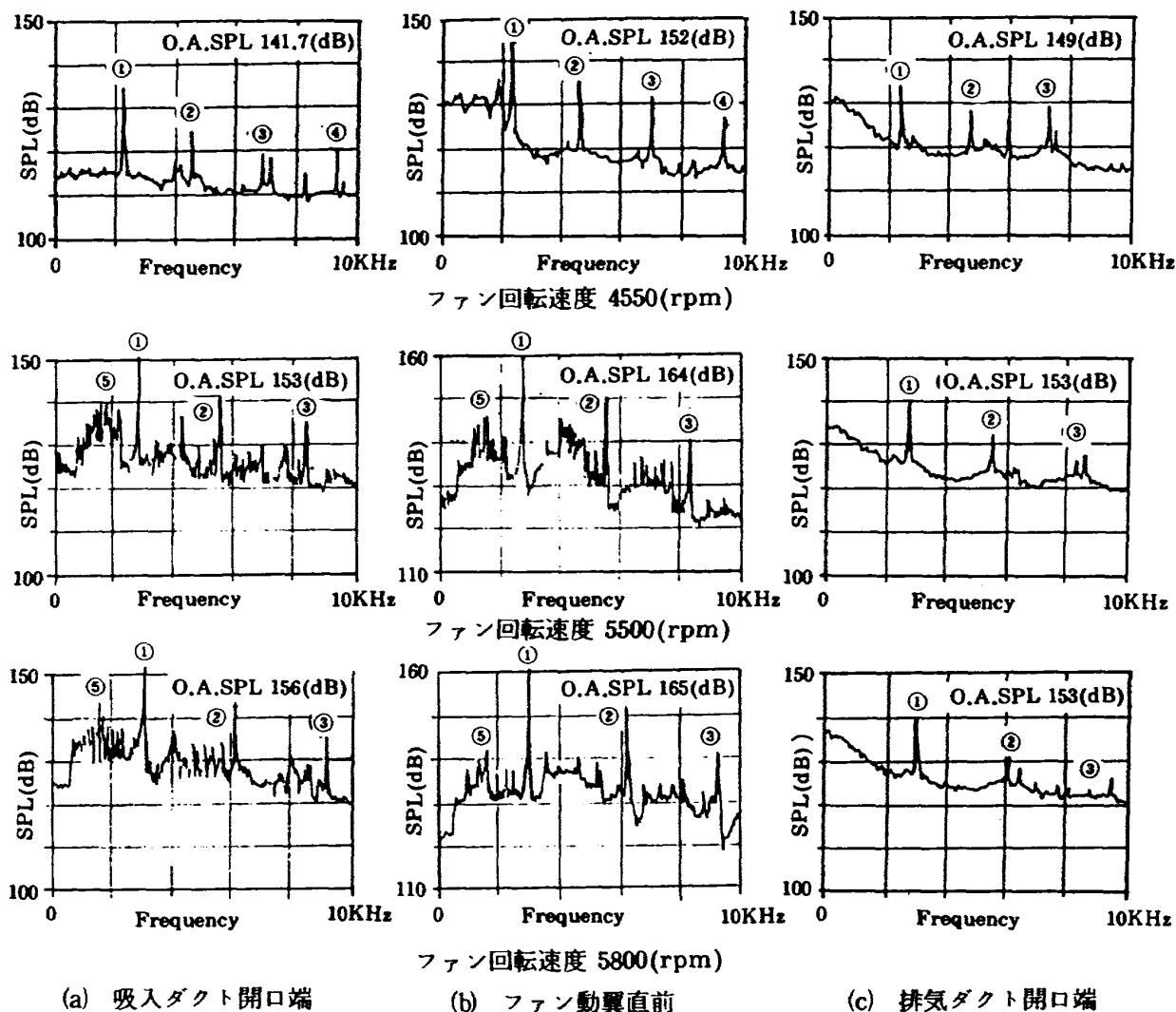


図 10 ファンダクト壁面での音圧スペクトル

入ダクト開口端の面積 ( $1.54\text{m}^2$ ) は排気ダクトの面積 ( $0.82\text{m}^2$ ) の約 2 倍なので等しい音の強さ  $I$  の一様な分布を有する両ダクトから放射された場合、等距離点では吸入側の放射音レベルは排気側のものより 3dB 高くなる。ファン回転速度 4550 rpm での 1 次 BPF の遠距離音場での吸入と排気からの放射音レベル差はダクト開口端面積の相違による 3dB を考慮すれば両ダクト内測定値から一応の推定が出来るが、2 次 BPF の場合には遠距離音場の支配領域の大きさを含めると、ダクト内測定値からの推定値と異なる。ファン回転速度 5800 rpm の 1 次 BPF の場合、ダクト内音圧測定値の差の 10dB に放射面積の相違による -3dB を考慮すれば、遠距離音場での吸入側と排気側の騒音レベル差がほぼ推定出来る。しかし、この場合も、2 次 BPF は 4550 rpm の時と同様に、ダクト内測定値のレベル差と遠距離音場のレ

ベル差は一致していない。その理由としては、吸入ダクト開口端の 2 次 BPF の半径方向音圧分布 (図 13 参照) が表わすように、半径方向に様でなく壁からダクト中心に向かって 10dB 程度も低くなっているのに対し、排気側ダクトは通路の狭い 2 重円筒であるため、半径方向に音圧レベルが同様であると推定される。そのため、排気側からの 2 次 BPF の影響が吸入側に比して強く出ていると考えられる。これを明らかにするため、今後、排気ダクト半径方向スペクトル分布の測定が必要である。

### 3.2 円筒吸入剛壁ダクト開口端における半径方向音圧スペクトル分布

櫛型音圧測定管を用いて得られた、ファン回転速度 5500 rpm と 5800 rpm の場合の剛壁吸入ダクト開口端直前での半径方向音圧スペクトル分布を図 11

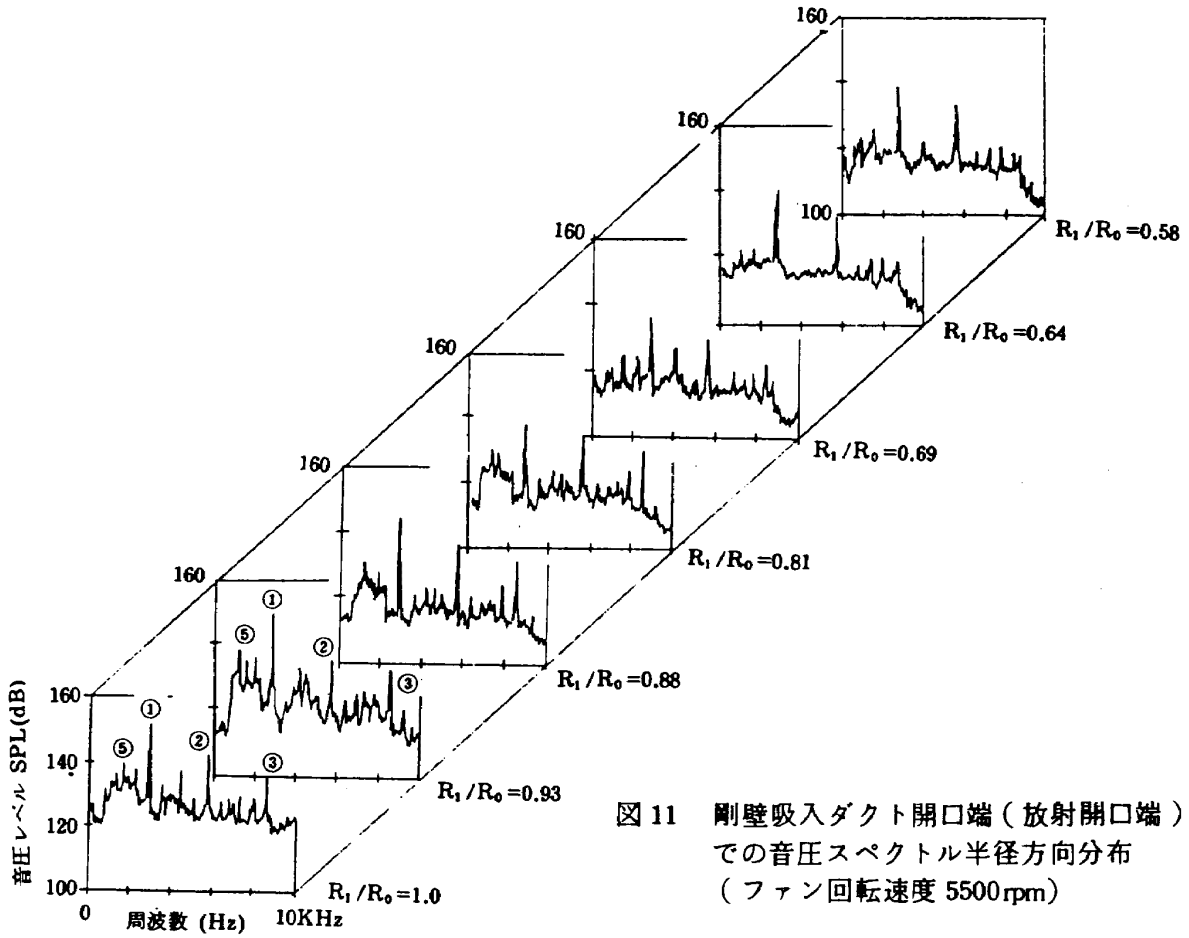


図 11 剛壁吸入ダクト開口端 (放射開口端) での音圧スペクトル半径方向分布 (ファン回転速度 5500rpm)

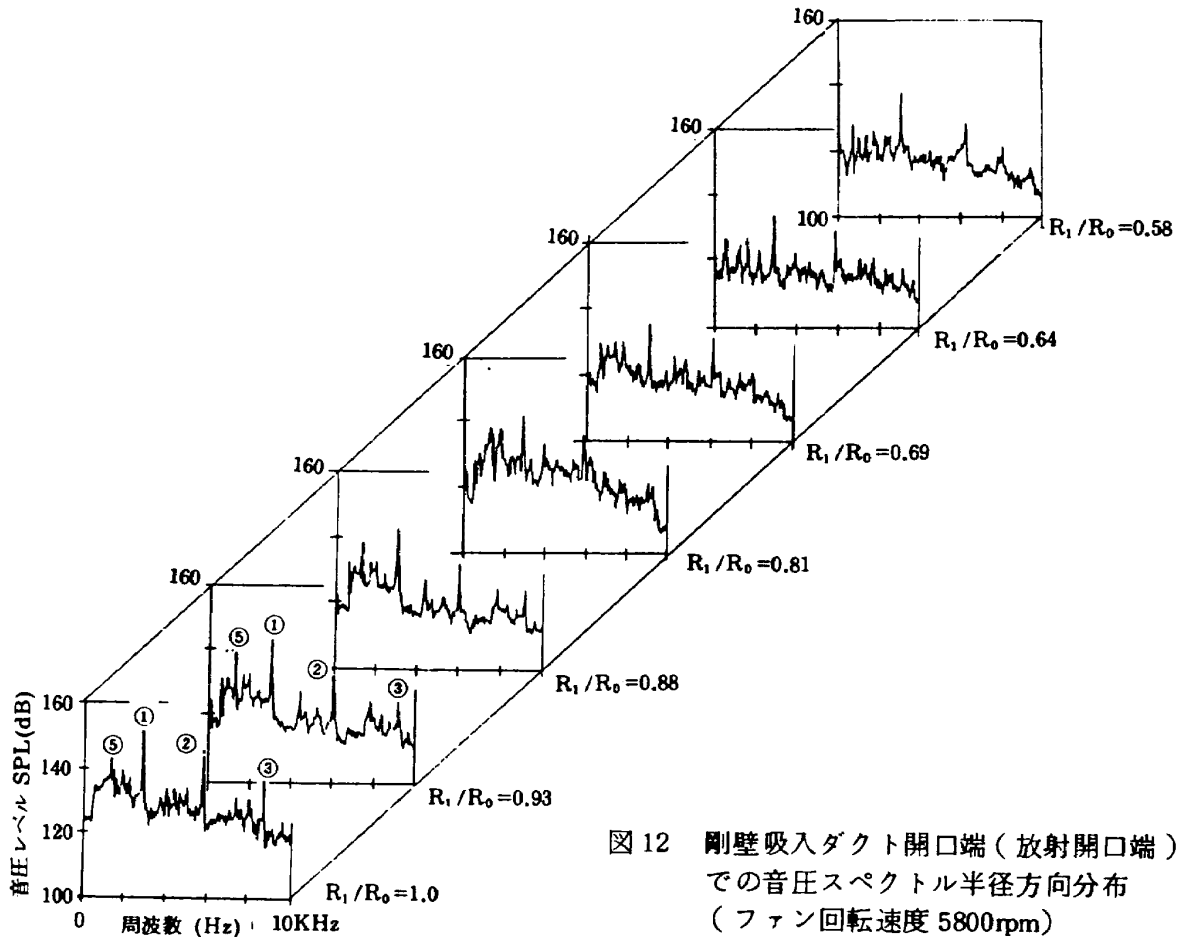


図 12 剛壁吸入ダクト開口端 (放射開口端) での音圧スペクトル半径方向分布 (ファン回転速度 5800rpm)

と12に示す。図は0～10KHZまでの各半径位置でのスペクトルをダクト壁面からダクト中心に向けて並べたものである。図中の①はファンBPFの1次成分、②は2次BPF成分、③は3次BPF成分、⑤はBuzz saw noise成分を表示している。ファン回転速度5500rpmと5800rpmとは類似した半径方向スペクトル分布を示しているので、5800rpmの結果を例にとって述べる。

本測定は流れのある音場のものであるため、楯型音圧測定管製作の際に検討<sup>9)</sup>したように、図中のfloor levelであるbroad band noiseの中には音でなく、流れの乱れに基因する圧力変動も含まれている。このfloor levelを見ると、ダクト壁面で120dBでダクト中心に向かって幾分低下し、 $R_1/R_0 = 0.58$ では5%の流れの乱れによる圧力変動に相当する110dBを示している。また、ファン回転速度5500rpmでのfloor levelは5800rpmのものより4～5dB程度低く、5800rpmと同様にダクト中心に向かって低下している。ところで、Broad band noiseの重要な発生源であるファン動翼において、ダクト壁面に近い翼の先端部分はダクト内部である翼根部より強い音源であり、この強さに翼の定常揚力と

関係するため回転数の増加にともなって増加する傾向がある。これより、floor levelのファン回転速度による変化と半径方向の音圧レベルの変化を有するfloor levelの圧力変動はファン動翼からのBroad band noiseに基因しているものと考察される。

本実験の対象である1次BPFとその高調波成分並びにBuzz saw noiseレベルは、5%流れの乱れに相当する110dBのレベルより十分に高く、floor levelから簡単に分離される。これらのスペクトルから1次、2次、3次BPFとファン回転次数14次のBuzz saw noise成分を取出して、それにO. A. SPLを加えて、半径方向音圧レベル変化を明らかにしたのが図13である。ダクト壁面でそれぞれ、152dB、146dBである1次BPFと2次BPFは、 $R_0/R_1 = 0.58$ のダクト内部では136dB、130dBに低下している。また、Buzz saw noiseも壁面で143dBから $R_1/R_0 = 0.58$ で125dBと約18dB低下している。ダクト半径方向のダクト中心に向っての低下はダクト壁面と $R_1/R_0 = 0.75$ 間で特に大きく、その変化量は15dBにもなる。この測定結果より、吸音効率の良いダクトライニング設計を行うには、ダクト壁面から $R_1/R_0 = 0.75$ 間の吸音の大き

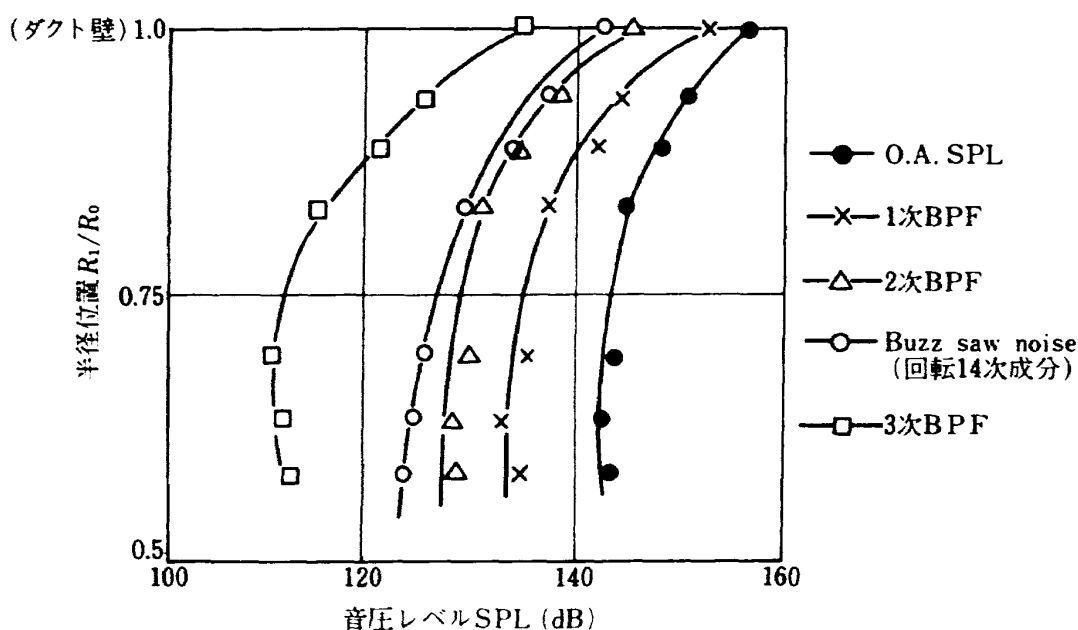


図13 吸入ダクト開口端での半径方向音圧分布 (ファン回転速度5800rpm)

くなる円筒ダクト吸音設計,あるいは,  $R_o/R_i = 0.75$  付近に吸音ライニングした円筒スプリッターリングを挿入した吸音ダクトの設計が必要であることが明らかとなった。

### 3.3 1 次ファン翼通過周波数成分の圧力波モードに関する考察

同心円筒ダクトの両壁間に軸方向に一樣な流れのある流れ場を,音が伝搬する時の波動方程式の解  $P$  は,円筒方向と半径方向のモードを有する圧力波の重ね合せとして次のように表示される。

$$P = \sum_{m\mu} \exp(i\omega t - im\theta) \cdot R_{m\mu}(r) \cdot \exp \left\{ \frac{ikM_a \pm \sqrt{(1-M_a^2)k_m\mu^2 - k^2}}{1-M_a^2} x \right\} \quad (3)$$

式(3)の右辺の $\sqrt{\quad}$ 内は次のように変形される。

$$(1-M_a^2)k_m\mu^2 - k^2 = \left(\frac{m}{\gamma_t}\right)^2 \left\{ (1-M_a^2) \left(\frac{\gamma_t \cdot k_{m\mu}}{m}\right)^2 - M_m^2 \right\}$$

ここで  $M_m = \frac{nB_r \cdot M_{rt}}{nB_r - lB_s}$  (4)

動翼で発生した音がダクトしゃ断されないで,上流へ伝搬する条件式は,次のようになる。

$$M_{rt} \frac{nB_r}{k_{m\mu} \cdot \gamma_t} \geq \sqrt{1-M_a^2} \quad (5)$$

また,軸方向同一で $\Delta\theta$ 離れた同一円周上の2点間で, $m$ 円周方向モードによる位相差 $\Delta\beta$ は,式(3)より

$$\Delta\beta = m \cdot \Delta\theta \quad (6)$$

と表わせる。

1次BPFは,動静翼列の干渉,動翼の定常揚力並びに,Inflow Distortionと動翼との干渉が原因となって発生し,これらが混在しているため,非常に多くのモードの重ね合せである。そのため,このモード機構を解明するためには多くのマイクロフォンによる同時計測あるいは,半径方向と円周方向のトラバースを含む計測が必要とする。<sup>6)</sup>しかし,沢山のモードの中で,ある特定のモードの相対音圧レベ

ルが他のモードに比して高い場合,例えば,ファン最高回転数 5800 rpm で上述 3 つの発生原因の中で動翼の定常揚力によるものが最大となることが予想される場合には,数少ないマイクロフォンで圧力波モードの情報が得られる可能性がある。

そこで,測定機器の数と配列場所との関係から,同一円周上に 3 個のマイクロフォンを配列し,それからの信号のクロスパワースペクトルから 1 次 BPF の  $\Delta\beta$  を求め,式(6)を用いて  $m$  数の解析を試みたので,それについて述べる。

ファン回転速度 4550 rpm では動翼の定常揚力や動静翼列の干渉によってファン 1 次の BPF が発生しないようにファンが設計されているにもかかわらず,吸入ダクト開口端壁面での音圧レベルは 135 dB,遠距離音場では 90 dB もの高いレベルを示している。同一円周上に  $\Delta\theta = \frac{\pi}{4}$  の間隔で設定された F. M. M によって測定された 1 次 BPF の位相差  $\Delta\beta$  は,計測時間 1 分 30 秒内で  $\pi/4$  から  $\pi$  の間を変化し,一定した値を示さなかった。加えて,1 次 BPF 成分の音圧振幅は 5 ~ 10 秒程度の長い周期で変化した。この振幅並びに位相差の時間的に不安定な現象は,1 次 BPF 成分が大気の流れ, Ground vortex, 横風, エンジン架台の後流等に起因する Inflow Distortion や Turbulence とファン動翼との干渉によって発生しているため, Inflow Distortion の時間的不安定性と関連しているものと考察される。この現象は外国<sup>12), 13)</sup>で得られたものと同様であり,また,この実験の後に,エンジン吸入整流装置を用いて行った実験でファン回転速度 1 次 BPF は Inflow Distortion とファン動翼によって発生していることが明らかにされ,この考察の妥当性が示された。<sup>14)</sup>  $\Delta\beta$  が  $\pi/4$  と  $\pi$  の圧力波の円周方向モード数  $m$  は 33 と 36 であり,このモードで発生する Inflow Distortion の円周方向ローブ数(式(4)の  $m = B_r - lB_s$  の  $B_s$  に対応する。)は 2 と 4 と推定される。一方,ファン動翼の相対流入マッハ数が 1.0 を越えるファン回転速度 5500 rpm, 5800 rpm では位相差  $\Delta\beta$  の時間的変化は殆んどなく,約  $-\frac{\pi}{4}$  を示した。これは圧力波円周方向モード数が動翼枚数の 31 である場合に  $\pi/4$  離れた測定間での位相差  $\Delta\beta$  の値に等しい。また,ダクト開口端での 1 次 BPF の半径

方向音圧分布はダクト壁面の近傍でレベルが高い低次の半径方向モードの成分が主体であることを示している。これらの結果より 5500 rpm 以上では 1 次 BPF の圧力波モードとして、ファン動翼の定常揚力に基因する (31, 0) のモードが主体であり、これを考慮して最適な吸音ダクトライニングを設計する必要があることが明らかとなった。

### 3.4 音の伝搬に与えるダクト断面積変化の影響

図 1 は、吸入ダクト断面形状がファン動翼前からダクト開口端まで大きく変化していることを示している。ファンで発生し、上流へ伝搬する音はファンケーシングとスピナーで囲まれた部分、すなわちボス比 0.4 の 2 重円筒ダクト (断面積  $0.98\text{m}^2$ ) からボス比 0.0 の円筒ダクト (断面積  $1.54\text{m}^2$ ) へと進む。

図 14 と 15 は、ファン直前 (図中◆印) と剛壁ダクト開口端 (図中△印) での O. A. SPL, 1 次, 2 次 BPF の半径方向音圧分布をファン回転速度 5500 rpm, 5800 rpm について表わしている。両回転速度とも類似した半径方向分布を示し, O. A. SPL, 1 次, 2 次 BPF ともファン前面からダクト開口端まで伝搬する間に, 10dB 以上低下しており, その変化はダクト壁面において特に大きい。剛壁円筒ダクト軸上 2 点での測定より, 円筒ダクト部分では O. A. SPL, 1 次及び高次の BPF, Buzz saw noise とともに殆んどレベルが変化しないとの結果<sup>9)</sup>が得られているので, 上述の大きなレベル変化は, 2 重円筒に変化する部分の, 特にダクト壁面に近い部分で生じている事が明らかとなった。

この原因として次の事が考えられる。

(i) 式 (5) 中の  $k_{m\alpha} \cdot r_i$  はボス比の函数で, ボス比が小さくなるにつれて, 少しずつ大きな値となる。また, ボス比の低下につれて軸流速度が小さくなり,  $\sqrt{1-M_0^2}$  の値が大きくなる。そのため, ファン先端マッハ数  $M_{r1}$  が一定の場合には,  $m$  の大きな圧力波モード (すなわち,  $k_{m\alpha}$  の値の大きな成分) で Cut off ratio が 1.0 に近い伝搬モードであったものが, 伝搬過程で減衰モードに変わること。(ii) 断面積が約 2 倍に拡大するため, 音の拡散によって 3dB 低下すること。(iii) 円筒から 2 重円筒にかけての流れの半

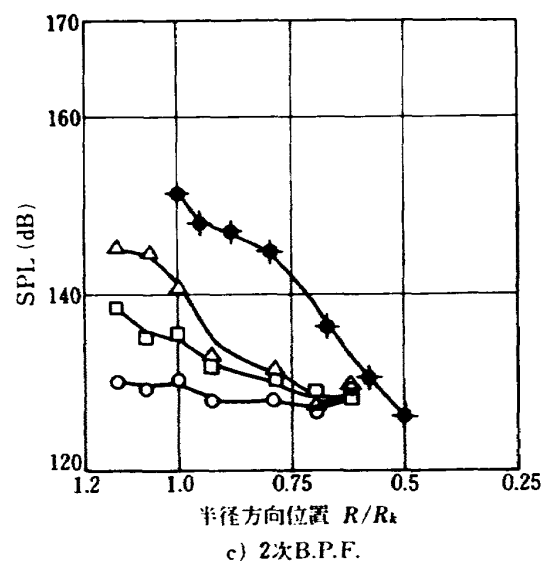
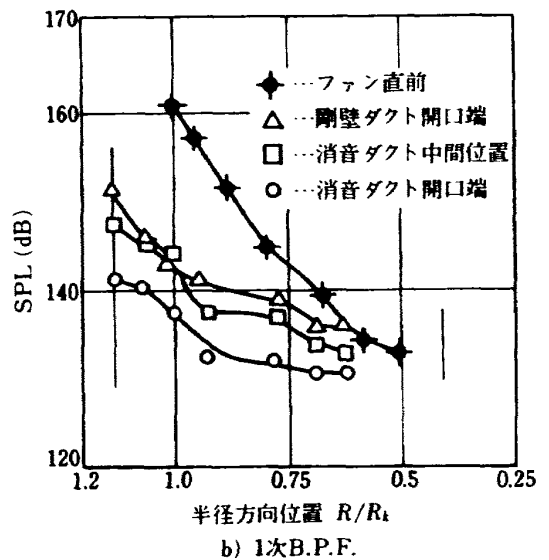
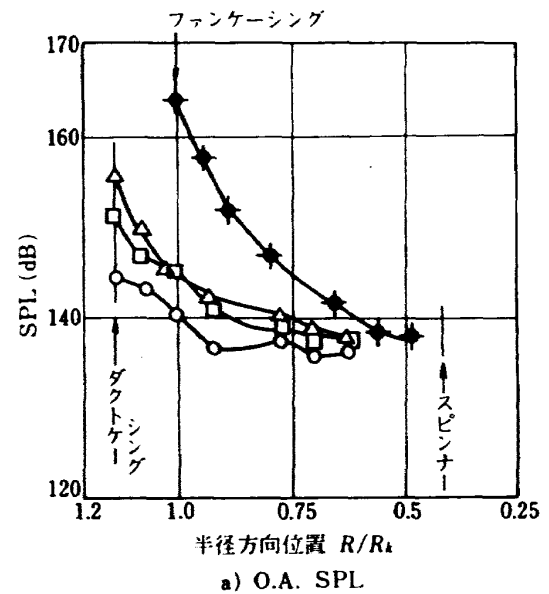


図 14 ダクト内の O. A. SPL, 1 次 BPF, 2 次 BPF の半径方向音圧分布 (ファン回転速度 5500rpm)



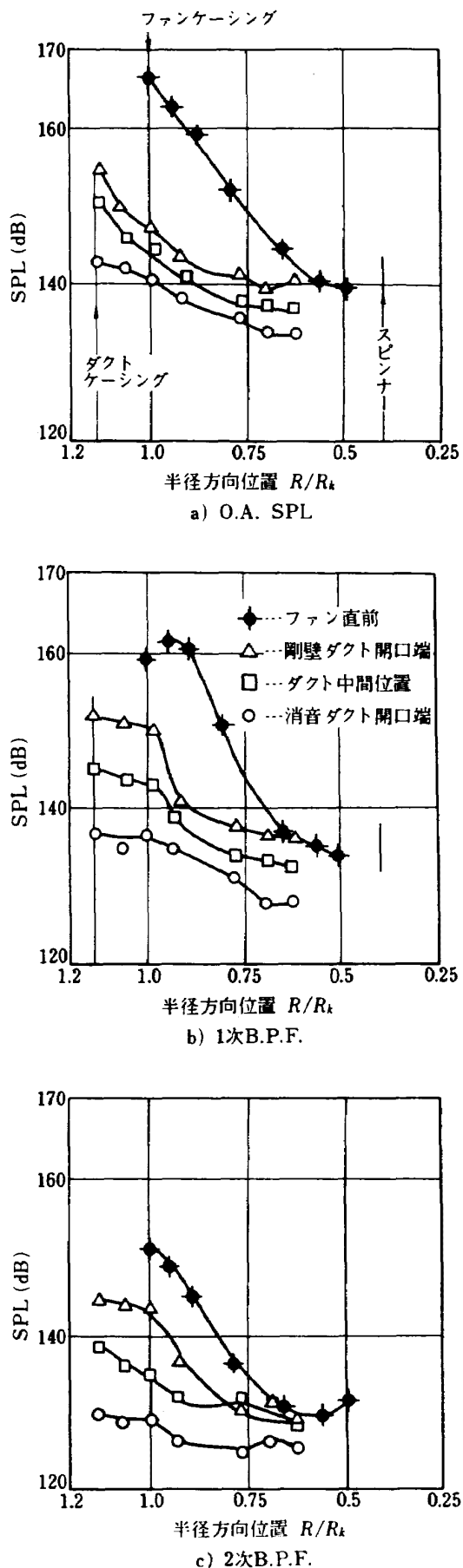


図 15 ダクト内の O. A. SPL, 1 次 BPF, 2 次 BPF の半径方向音圧分布 (ファン回転速度 5800 rpm)

径方向傾勾による音の散乱の影響等がある。本実験でのダクト断面積変化は、実験の都合上、飛行ナセルの場合より幾分大きく、そのため効果が多少強めに現われていることはあるが、飛行ナセルの場合も円筒から 2 重円筒に変化する部分で同様な現象が発生するので、今後、この量的に大きな変化の理由を研究する必要があると思われる。

### 3.5 吸入吸音ダクトによる吸音効果

ファン回転速度 5500 rpm と 5800 rpm での吸入吸音ダクトによる O. A. SPL, 1 次と 2 次 BPF のダクト内半径方向の吸音効果を図 14 と 15 に示す。図にはファン直前, ダクト中間点, 並びに吸音ダクト開口端の 3 つの位置 (図 1 の C, B, A の位置に各々対応している。) での音圧の半径方向音圧分布が表示されている。円錐部のダクトライニングによる吸音効果は、剛壁ダクト開口端での音圧半径方向分布 (図中の  $\Delta$  印) とダクト中間点のもの (図中の  $\square$  印) との差が表示し、一方、円筒ダクトライニングによる吸音効果は、ダクト中間点の音圧半径方向音圧分布と吸音ダクト開口端のもの (図中の  $\circ$  印) との差が表わしている。

図中には参考のために、ファン直前に楕型音圧測定管を挿入して得られた半径方向音圧分布 (図中  $\blacklozenge$  印) を記す。この場合は 2.2 で述べたように測定管の後流とファン動翼との干渉によって新たな音が発生し、ファン直前での F. M. M 測定から、測定管の挿入によって 5800 rpm 時に 1 次 BPF が 2 ~ 3 dB 増加する。したがって、この場合には、実際のファン騒音を表わしておらず、むしろ、円周方向に測定管の後流幅の Inflow Distortion があつた場合に、これと動翼との干渉によって発生する騒音の半径方向分布を表わすものとみなせる。楕型音圧測定管によるファン直前での測定は、上述の問題があるので、ダクト中間点とダクト開口端での測定が行われている際には、ファン直前位置での測定は行われていない。

ファン回転速度 5500 rpm における吸音効果を O. A. SPL について見れば、円錐部分では半径方向に一樣に 3 dB 程度吸音され、一方、円筒部分では壁面付近で 7 dB の吸音が生じているが、これを除けば、

ダクト内部での吸音量は円錐部分のものと同程度である。1次BPFに関しては全体で10~11dBの吸音を得られている。円錐部壁面付近では約5~6dB、内部の $R/R_K = 0.6$ 位置で2dB程度と壁付近での吸音量は大きい。一方、円筒ダクト部の壁付近では7dB程度で、ダクト内部に向かって3~4dB吸音されており、円錐部と円筒部での吸音量の相違は小さい。2次BPF成分については円錐部と円筒部の両方も7dB程度の吸音を示している。ライニングによる吸音後でも、ダクト開口端での壁面とダクト内部の1次BPFの音圧レベル差は約10dB程度であり、吸音によってエンジン騒音の一層の低騒音化をなすためには、吸音量を増加させるような、ダクトライニング設計する必要があることがダクト内測定によって明らかとなった。

ファン回転速度 5800rpm の O. A. SPL について述べれば、円錐部での吸音量は約 2~3dB で、一方、円筒部での吸音量は約 5dB 程度と円筒部での吸音が幾分大きくなっている。これは、O. A. SPL の主成分である 1 次 BPF の吸音状況に対応している。2 次 BPF では、円錐部で 6~7dB、円筒部で同じく 7dB 程度吸音され、壁付近の方が吸音量が大きいことを図 15 (C) は表わしている。

以上のダクト内測定から円錐部のダクトライニン

グと円筒部のダクトライニングの吸音量は、前者が後者の約半分のライニング面積にかからわず、ほぼ等しい効果を示していることが明らかとなった。この両方のダクト部の吸音効果を遠距離音場で比較したのが図 16 と 17 である。図から得られる各々のダクト部の吸音量の比較から、遠距離音場においてもダクト内測定で得られたと同様に、殆んど吸音効果に差がないことが解る。この現象は、ライニングパラメーターの $L/D$ <sup>5)</sup>の相違による効果のみだけではなく、ダクトの断面積変化の 3.4 で述べた影響も吸音作用に及んでいるものと考察される。

剛壁ダクト開口端での音圧スペクトルと、それに対応する吸音ダクト開口端での対応する半径方向位置での音圧スペクトル差をとることによって、10KHz までの周波数領域の吸音量を明らかにしたのが図 18 である。

吸音ライニングによって目標とした 1 次 BPF 成分のみだけでなく、幅広い周波数領域にわたって吸音されている。吸音壁面付近では吸音領域も広く、その量も大きい。ダクト中心に向かって、周波数領域は狭く、その量も小さくなっている。ところで、屋外騒音試験での剛壁ダクトと吸音ダクトの測定値の差をもって吸音量を調べる場合、実験時間の異なりによる実験条件の相違、例えば、横風の方向と強

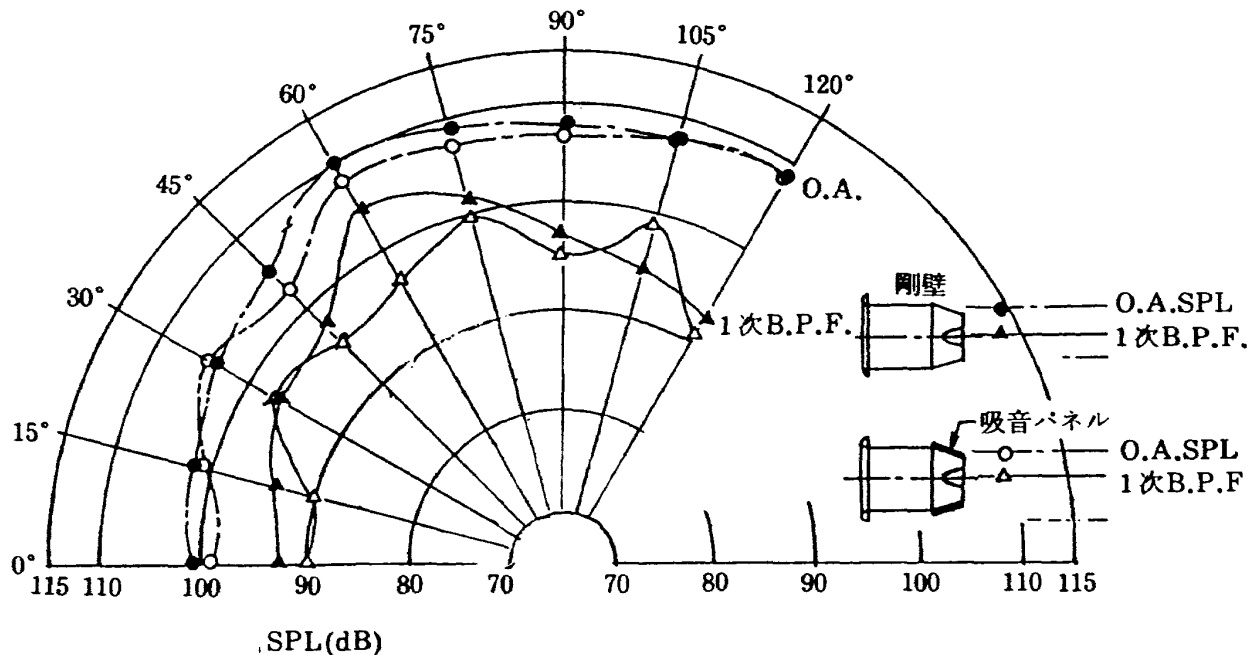


図 16 遠距離音場測定によるダクトライニングの吸音効果 (ファン回転速度 5800rpm)

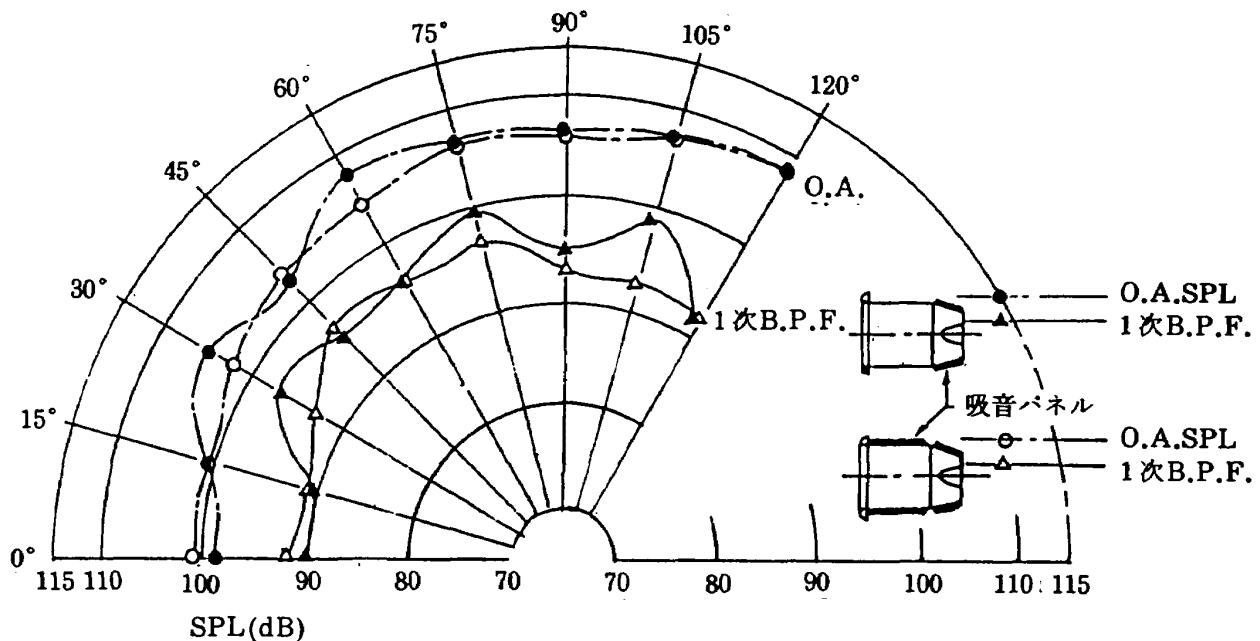
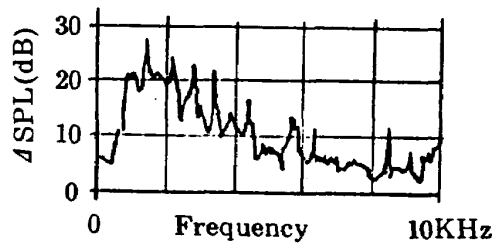
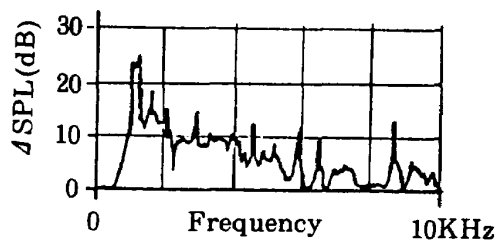


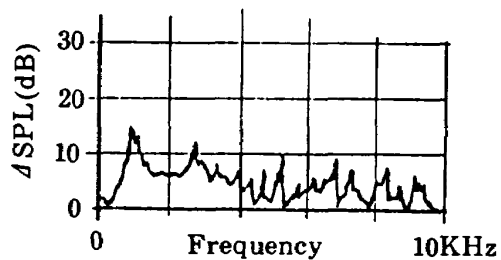
図 17 遠距離音場測定によるダクトライニングの吸音効果  
(ファン回転速度 5800rpm)



a)  $R_1/R_0=1.0$  (ダクト壁面)



b)  $R_1/R_0=0.83$



c)  $R_1/R_0=0.57$

図 18 円筒吸入消音ダクトによる減音量の半径方向変化  
(ファン回転速度 5500rpm)

さが時間的に変化する等によってエンジン騒音の発生音レベルが幾分変化する事、並びに、ダクト入口付近では音以外の流れの乱れによる圧力変動が測定値に含まれる可能性等があるため、分析時の平均回数を 64 回に増加することによって、それらの影響を小さくするよう試みている。しかし、これらの影響が幾分、1KHz 以下で生じている。

#### 4. まとめ

ダクト吸音によるファンエンジン低騒音化研究の一環として、ダクトライニングが施されるエンジン吸入ダクト内音場特性を明らかにするため、楕型音圧測定管をファンエンジン FJ R710/10 の吸入ダクトに挿入して屋外騒音試験を行った。これと同時に行われた遠距離音場測定からの結果と合せて検討し、以下の結論を得た。

(i) ファン吸入、排気ダクトからの放射音は、それぞれ、エンジン前方、後方を支配領域としており、エンジン側方ではほぼ同等の影響を及ぼしている。1次BPFのファン吸入ダクトからの放射音レベルは、排気ダクトからのものより高く、そのレベル差はファン回転数の上昇とともに増加する。2次BPFは、逆に排気ダクトからの放射音レベルの方が吸入ダクトからのものより高い。そのため、吸入、

排気のダクト吸音において上記の事を考慮してライニング設計する必要がある。

(ii) 剛壁円筒吸入ダクト内の音圧レベルは、ダクト壁面からダクト中心に向かって低くなっている。ファン回転速度 5800rpm の場合の 1 次 BPF は外壁 ( $R/R_0 = 1.0$ ) から、 $R/R_0 = 0.58$  の間で 16dB も低下し、特に、外壁から  $R/R_0 = 0.7$  間での低下が大きい。そのため、吸音ライニングを設計する場合、ダクト壁面付近の吸音量が多く得られる設計を試みるか、または  $R/R_0 = 0.7$  付近に吸音ライニングされた円筒スプリッタリングを挿入すれば効率の良い低騒音化が可能との見通しを得た。

(iii) ダクト内音圧測定モード解析等から、ファン回転速度 4550rpm の 1 次 BPF の主音源は、Inflow Distortion とファン動翼との干渉音であり、ファン動翼への相対流入マッハ数が 1.0 を越える 5800rpm では、動翼の定常揚力に起因する圧力波モード (31,0) の低次の半径方向モード成分が主体であると推定された。

(iv) 吸入ダクトの二重円筒部での音の伝搬において最大 10dB の減音が得られた。これは、流れのない場合のダクト断面積の変化のみの考察で十分でなく、今後、研究が必要である。

(v) 今回設計の吸音ライニングにより、約 10 dB の 1 次 BPF の吸音に加えて、幅広い周波数領域にわたって吸音されていることがダクト内測定によって明らかとなった。ダクト半径方向の吸音量と吸音周波数領域は壁面付近で大きく、ダクト中心に向かって小さくなっている。二重円筒部での吸音ライニング面積は円筒ダクト部の 1/2 であるにもかかわらず、同等の吸音効果を示した。

本研究は、通商産業省工業技術院の大型研究開発制度のジェットエンジン開発の研究の一環として行われたものであり、この実験の遂行に際し、協力いただいた多くの方々に感謝の意を表します。

## 記 号

$B_r, B_s$ ; 動翼列と静翼列の翼枚数

$D$ ; ダクト直径

$k$ ; 波数 =  $\omega/a$

$k_{m\mu}$ ; ( $m, \mu$ ) モードのヘッセル函数の固有値

$l$ ; 任意の数

$L$ ; 吸音ライニングの有効ダクト長

( $m, \mu$ ); 圧力波の円周方向と半径方向のモード数

$$m = nB_r - lB_s$$

$M_a$ ; 軸流マッハ数

$M_{rt}$ ; ファン動翼先端のマッハ数

$M_m$ ; 圧力波ローブの回転速度

$P$ ; 圧力波

$r_t$ ; 翼先端の半径

$R_{m\mu}(r)$ ; 同心円筒ダクトの固有函数

$$R_{m\mu}(r) = J_m(k_{m\mu} \cdot r) + Q_{m\mu} \cdot Y_m(k_{m\mu} \cdot r)$$

$J_m, Y_m$  は第 1 種及び第 2 種のヘッセル函数

$\theta$ ; 大気温度 / 基準大気温度 (288°K)

$\delta$ ; 大気圧 / 基準大気圧 (10332 kgf/cm<sup>2</sup>)

$\omega$ ; 圧力波の角振動数

## 参 考 文 献

- 1) Aircraft Engine Noise Reduction, NASA SP-311 (1972).
- 2) Powered-Lift Aerodynamics and Acoustics, NASA SP-406 (1976)
- 3) 小林紘, 鳥崎忠雄, 渡辺実, 武田克巳  
ファンエンジン FJR710 を用いた消音試験 (その 2) 第 16 回航空原動機に関する講演会, 昭和 51 年 2 月
- 4) 小林紘, 鳥崎忠雄, 渡辺実, 武田克巳  
消音ダクトによるファンエンジン低騒音化の研究, 日本ガスタービン学会第 4 回定期講演会, 昭和 51 年 6 月
- 5) L.J. Heidelberg, E.J. Rice and L. Lomyak: Acoustic Performance of Inlet Suppressors on an Engine Generating a Single Mode, NASA-TM 82697 (1981).
- 6) G.F. Pickett, T.G. Sofrin and R.A. Wells: Method of Fan Sound Mode Structure Determination, NASA-CR-135293 (1977).
- 7) R.J. Silcox and H.C. Lester: Sound Propagation through a Variable Area Duct; Experiment and Theory, AIAA paper 81-1967 (1981).
- 8) L.L. Faulkner: Multiple Frequency Opti-

- mization of Coupled Helmholtz Resonators for Improved Acoustic Nacelle Liners for Turbofan Engines, AIAA paper 81-2051 (1981).
- 9) 小林紘, 他 8 名  
ダクト内音圧測定によるファンエンジン騒音の研究, NAL TM-499
- 10) N.E. Kemp and W.R. Sears: The Unsteady Forces due to Viscous Wakes in Turbomachines, J. Aero. Sci. Vol. 22 (1955).
- 11) H. Schlichting, Boundary Layer Theory (1951).
- 12) L.M. Shaw, R.P. Woodward, F.W. Glaser and B.J. Dastoli: Inlet Turbulence and Fan Noise Measured in Anechoic Wind Tunnel and Statically with an Inlet Flow Control Device, AIAA paper 771-1345 (1977).
- 13) C.E. Feiler and J.F. Groenemeg: Summary of Forward Velocity Effects on Fan Noise, AIAA paper 77-1319, Oct. 1977.
- 14) 小林紘, 他 3 名  
ファンエンジンの飛行騒音の研究  
日本機械学会講演論文集 No. 830-4 (1983)

---

## 航空宇宙技術研究所資料 505号

昭和58年5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

---

