

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-271

ジェットエンジン低騒音化の研究

—— 第二報 JR 100H-1Pを用いたジェットエンジン消音の研究 ——

鳥崎忠雄・渡辺 実・小林 紘・武田克巳

1975 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1.	まえがき.....	1
2.	吸音入口ダクトおよび吸音ジェットパイプ.....	2
3.	実験方法.....	5
4.	測定結果.....	7
5.	あとがき.....	20
附1	矩形吸音ダクト内の音の伝搬.....	22
附2	音響インピーダンスの測定.....	22

項 目	担 当 者
基 本 計 画	松本正勝*, 鳥崎忠雄*
エンジン搭載運転	吉田 晃*, 中山 普* 山口 勝 他3名***
エンジン性能計測 騒音測定・分析	関根静雄*, 越沼 威*, 松田幸雄* 渡辺 実*, 武田克己*, 小林 紘*, 河野長正** 子安 勝 他11名****

* 原動機部

** 空気力学第一部

*** 石川島播磨重工業(株)

**** (財) 小林理学研究所

ジェットエンジン低騒音化の研究*

— 第二報JR100H-1Pを用いたジェットエンジン消音の研究 —

鳥崎忠雄** 渡辺 実** 小林 紘** 武田克己**

Studies of Turbojet Engine Noise Suppression

Part 2 — Experimental Study of Jet Engine Noise Suppression with a JR100H-1P Turbojet Engine as the Noise Source

By Tadao TORISAKI, Minoru WATANABE, Hiroshi KOBAYASHI
and Katsumi TAKEDA

Five acoustically treated inlet-duct configurations and one acoustically treated jet pipe were fabricated, tested and evaluated. Far-field sound pressure levels (at a distance of 50m from the engine) and engine performance data were obtained to evaluate the performance of the test configurations. Sound power attenuation spectra for treated inlet-duct configurations were shown by an insertion loss technique. For frequencies above peak, the observed attenuations were more than predicted. The effects of S/A (the ratio of treated surface area to duct cross sectional area) on sound power attenuation were also presented for one-third octave band center frequency 4KHz.

The increase of a noise floor due to forward radiated jet noise was observed with the increase of the engine speeds.

The performance of the treated jet pipe could not be evaluated by one-third octave band analysis adopted here.

1. ま え が き

現在、高亜音速の新しい大型輸送機には、高バイパス比（バイパス比5以上）の、ファンジェットエンジンが採用されており、今までの、排気ジェットによるジェット騒音に代り、ファンによつて代表される回転機の騒音が問題になつている。

これらのファンエンジンにおいては、低騒音化対策として、音源としてのファン自身に対し

- 1) 単段化
- 2) 低周速化
- 3) 入口案内翼の除去
- 4) 動翼—静翼間距離の増加
- 5) 動翼枚数、静翼枚数の適正化
- 6) 傾斜静翼

など低騒音ファン技術が採用され、さらに一度発生した騒音が大気中に放射されるまでに、できるだけこれを吸収するために、ファンエンジンの入口ダクト部および出口ダクト部に吸音ライニングを使用する方法（

ナセル吸音処理技術）がとられ、実験的には、かなりの効果をおさめている。

しかし低騒音化の要求は、ますます厳しく、研究面では、ファン自身の低騒音化と発生した騒音を吸音することの両方から、エンジン低騒音化への努力が払われている。

既存のエンジンに対しても採用が可能な、後者の方法によつて、低騒音化を計る場合、有効な吸音構造の開発が要求されるが、ここに使用される吸音ライニングは、

- 1) 表面に沿つて気流が存在する
- 2) 大音圧である
- 3) 回転モードを含む

という特殊環境におかれるため、その吸音効果の確認は最終的には、実機試験によらなければならない。

そこで、当所では今後の有効な吸音構造の開発のための参考資料を得、問題点を明らかにすることを目的として、JR100H-1Pジェットエンジンの圧縮機騒音に対しては吸音入口ダクトを、タービン騒音に対し

* 昭和49年10月22日受付

** 原動機部

ては、吸音ジェットパイプを試作し、その消音効果を確認するための実機試験を行なった。

吸音入口ダクトは、吸音ライニング材として孔あきハネカムを用い、平面音波のダクト伝搬理論に基づいて試作したもので、実機試験において、1/3オクターブバンドで最大14dB(音響出力)の消音効果が得られた。また吸音ジェットパイプは高温にさらされるため、吸音ライニング材として既製の溶接構造の孔あきハネカムを使用した⁽¹⁾が、1/3オクターブ分析では吸音効果は明らかでなく、ハネカム材の加工性と耐温度性の確認にとどまった。

なお本研究については、これに先立ち、JR100H-1Pの騒音特性試験⁽¹⁾を行ない、その資料に基づいて吸音ライニングの設計などを行なった。

2. 吸音入口ダクトおよび吸音ジェットパイプ

平面音波の矩形ダクト伝搬理論から、吸音ダクトの音響パワーの減衰量として、近似的に次式が導かれる。⁽²⁾
(附1参照)

$$\text{減衰量} = 4.34 \kappa \frac{S}{A} \quad (\text{dB}) \quad (1)$$

$$\text{但し } \kappa = \frac{\theta}{\theta^2 + x^2}, \quad \frac{z}{\rho c} = \frac{p}{\rho c u} = \theta + ix \quad (2)$$

S : ダクトの吸音面積 (m^2)

A : ダクトの通路面積 (m^2)

κ : ダクト壁の比音響コンダクタンス

z : ダクト壁の単位面積音響インピーダンス (又は単に音響インピーダンス)

p : 音圧

u : 粒子速度

θ : 比音響抵抗

x : 比音響リアクタンス

ρ : 空気密度

c : 音速

(2)式で、比音響抵抗 θ は、材料の非線型性があらわれない程度の音圧では、周波数によつて余り変わらないことが実験的に知られているが、この場合には、比音響リアクタンス $x=0$ 即ち、ダクト内壁に共鳴型吸音材を使用すれば、その共鳴周波数において、そのダクトの吸音効果が最大になると考えられ、図1に示すような共鳴器のモデルに対する共鳴周波数 (f_{res}) を次式から計算することにより、簡単な吸音ダクトの設計が可能である。

$$f_{res} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{\pi r^2}{V_{eff}}} \quad (3)$$

ここで、 $l_{eff} = l + 1.7r$, c : 音速

図2に本実験に使用した吸音入口ダクトおよび吸音ジェットパイプを、図3に吸音ライニング材として用いた孔あきハネカムの構造を示す。(2)式により計算した共鳴周波数は吸音入口ダクト用のものは約4.4KHz (有孔率0.0491) 吸音ジェットパイプ用のものは約3.7KHz (有孔率0.0662) である。

吸音入口ダクトは、ビス止め構造で図4に示すような、S1~S5の5種類の組立てにより、吸音面積を変えることが出来る。各組立てに対する吸音面積などを表1に示す。図5はこれに使用した孔あきハネカムを定在波管を用いて試験した音響インピーダンスの測定結果* (附2参照) である。

図6に他の吸音材と比較する場合の参考として垂直入射吸音率を示す。

表1. 吸音入口ダクトの減音量に関するパラメータ

消音器組 立てNo	通路面積 A (m^2)	吸音面積 S (m^2)	S/A
S1	0.406	0.928	2.29
S2	0.387	1.126	2.91
S3	0.372	1.974	5.31
S4	0.356	2.822	7.93
S5	0.336	3.968	11.81

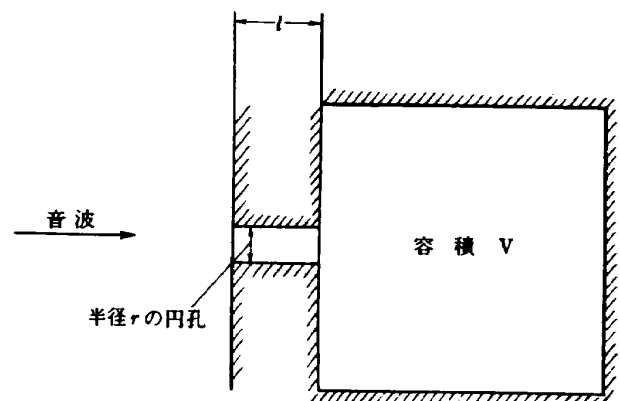


図1 共鳴器のモデル

* 定在管に用いる資料の直径は約30mmで、測定結果にバラツキがあるため、5個の資料の測定値の算術平均をとった。

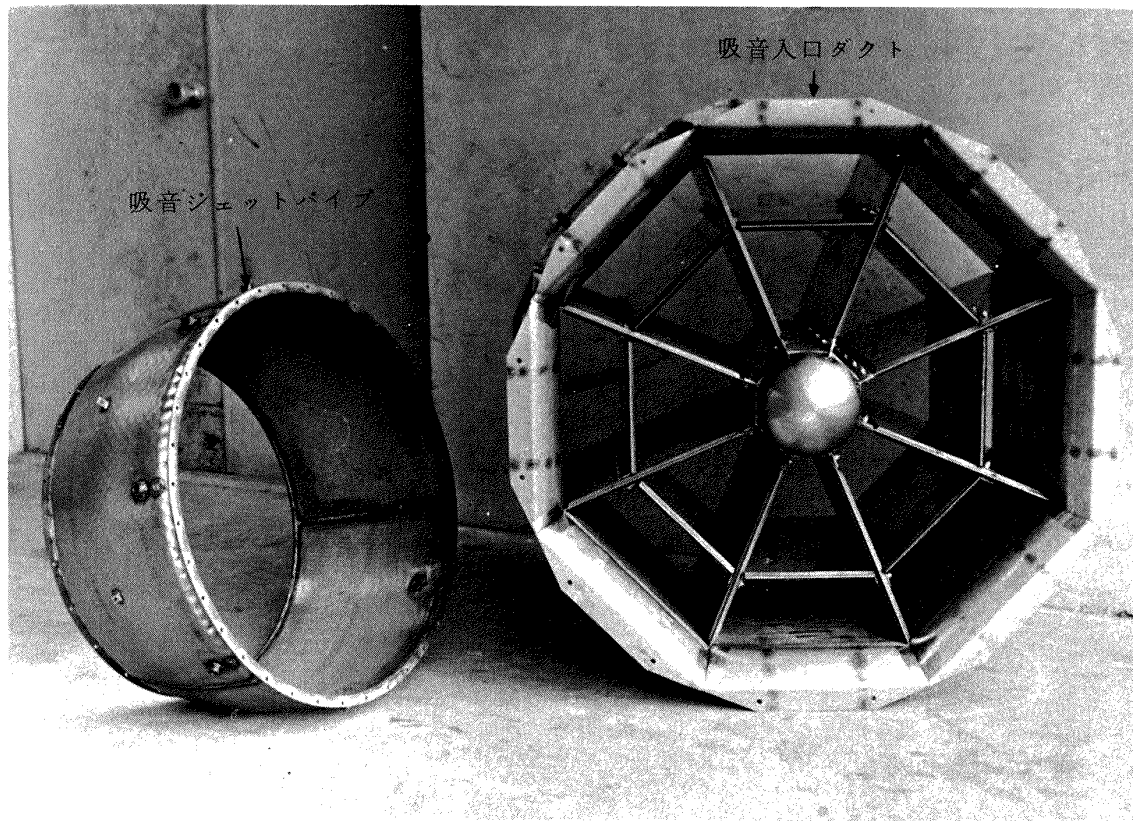


図 2 試作入口ダクト及びジェットパイプ

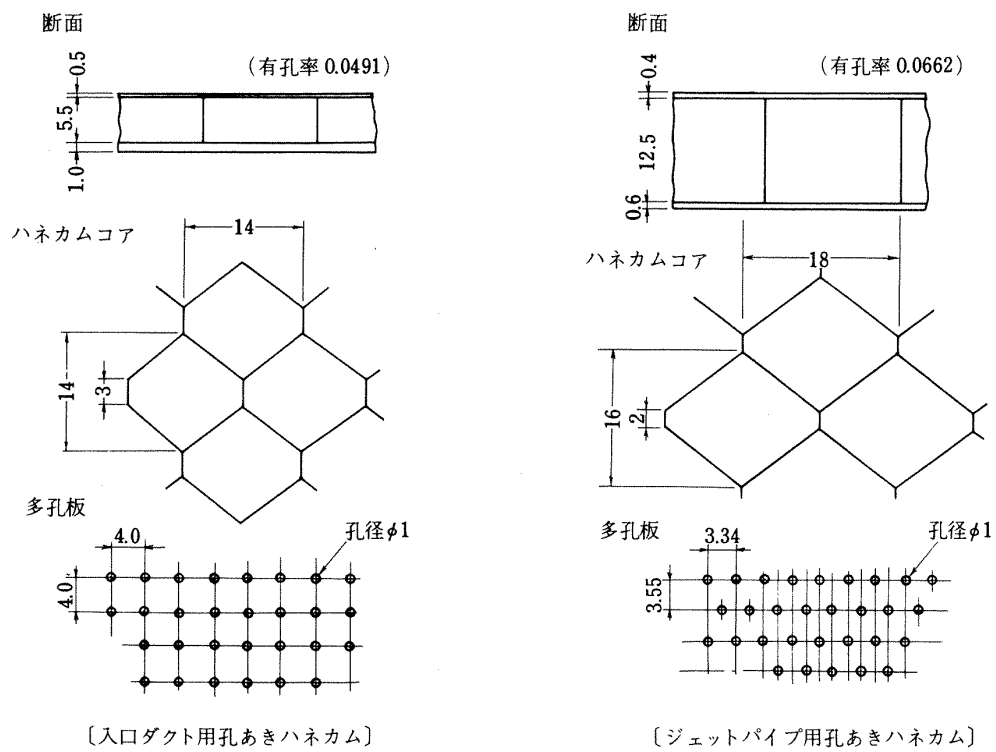


図 3 吸音ライニング材の構造

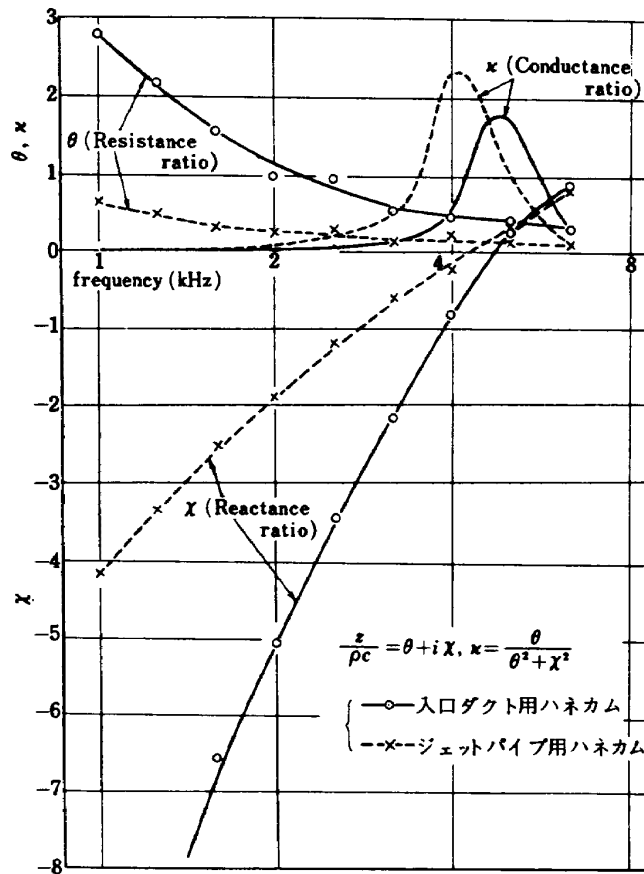


図 5 孔あきハネカムの音響インピーダンス (定在波管測定)

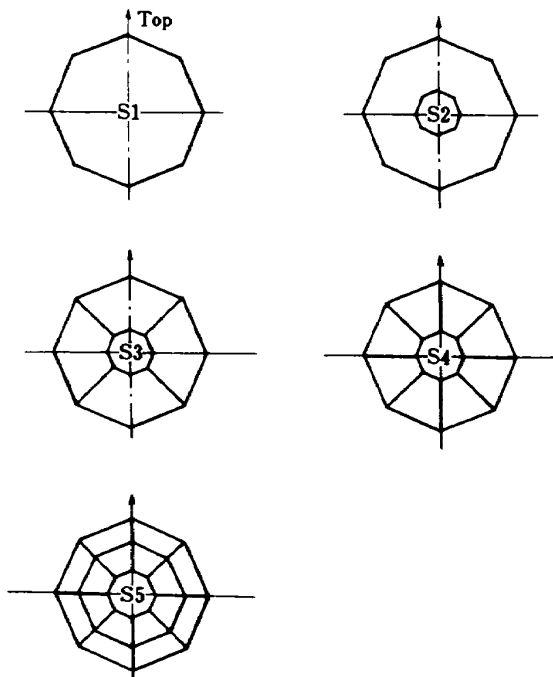


図 4 吸音入口ダクト組立ての種類

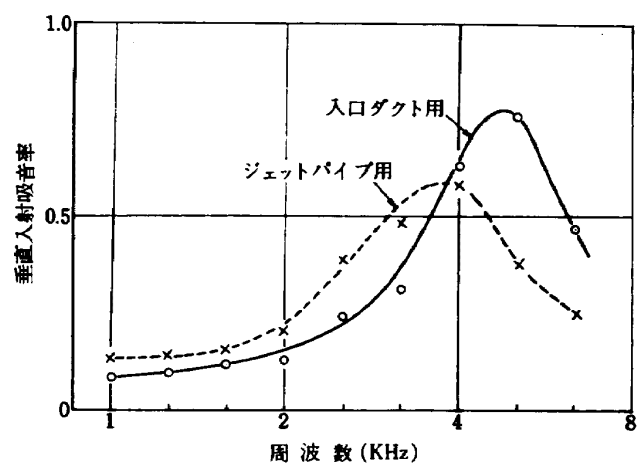


図 6 孔あきハネカムの垂直入射吸音率

3. 実験方法

当所角田支所実験場でJR100H-1Pジェットエンジンを横置き（エンジン中心線地上1.5m）で、一定回転数（8000, 8800, 10500, 12000 rpmの4種類）で運転し、図7に示す測定位置（B1～B13, 15°おき、地上1.5m）で、同エンジンに消音装備をした場合と、

しない場合について、その発生騒音をコンデンサーマイクロホンから、テープレコーダに約20秒間録音し、後に、1/3オクターブバンドの直視型分析器を用いて分析した。

図8に吸音入口ダクトを付けたJR100H-1Pジェットエンジンを、図9にその主要寸法を、又図10には、その性能曲線を示す。

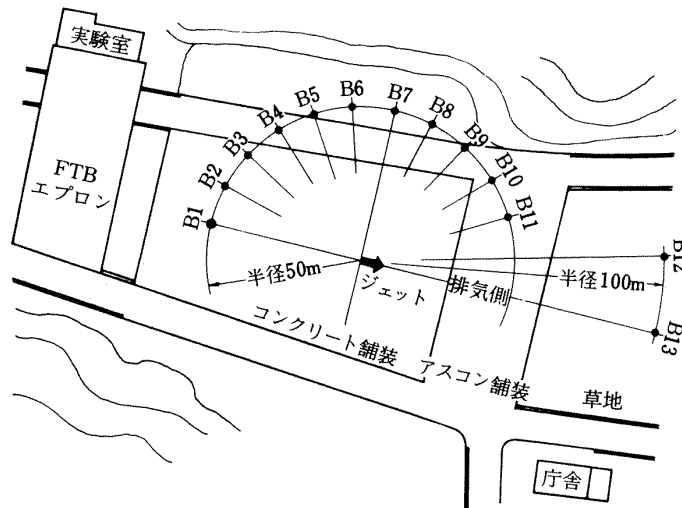


図7 測定位置

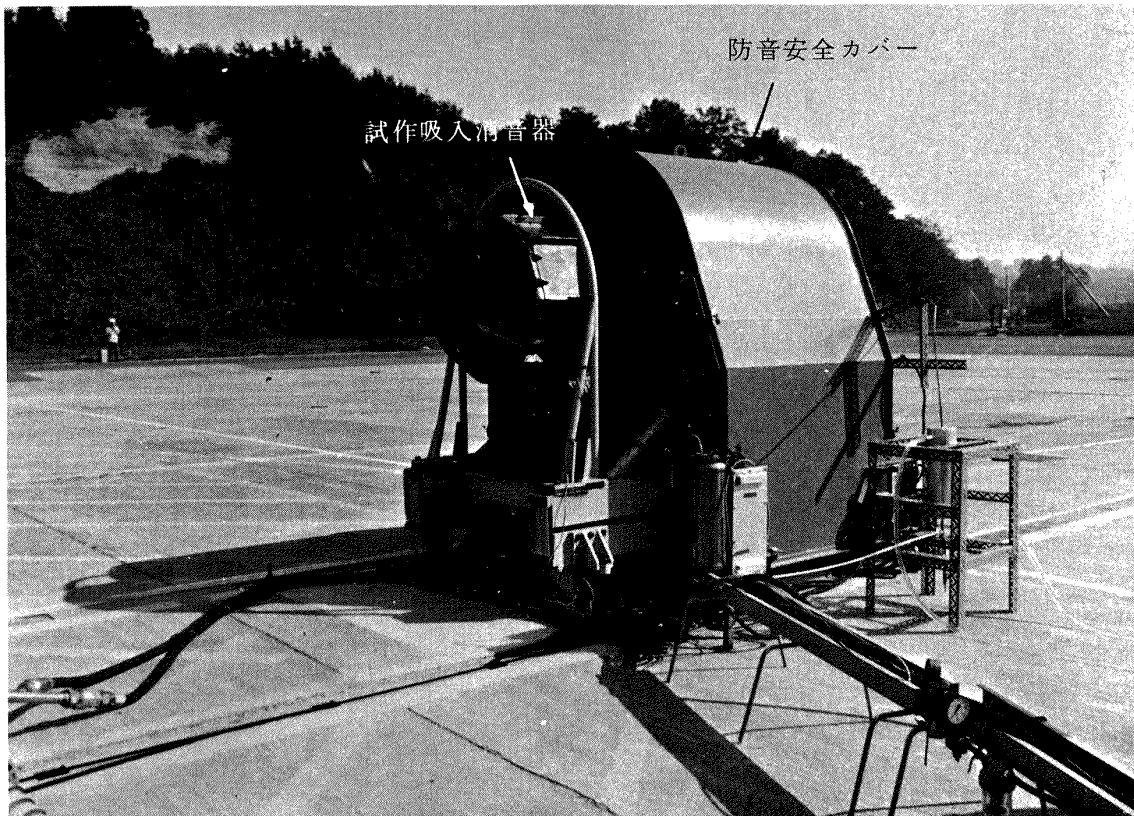


図8 吸音入口ダクトおよび防音安全カバーを装備したJR100H-1Pジェットエンジン

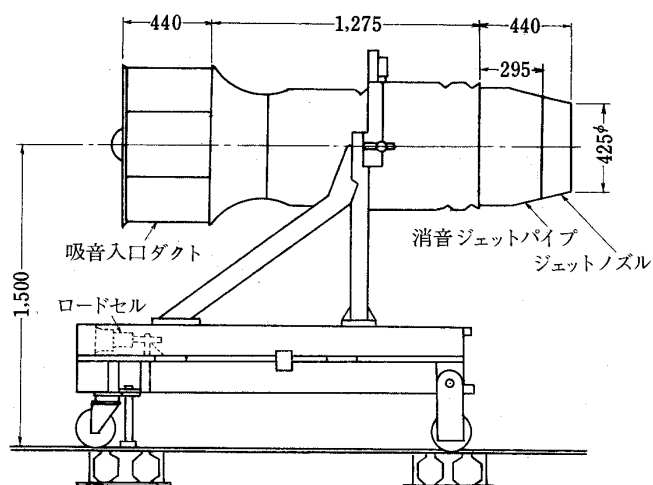


図 9 JR100H-1P 主要寸法

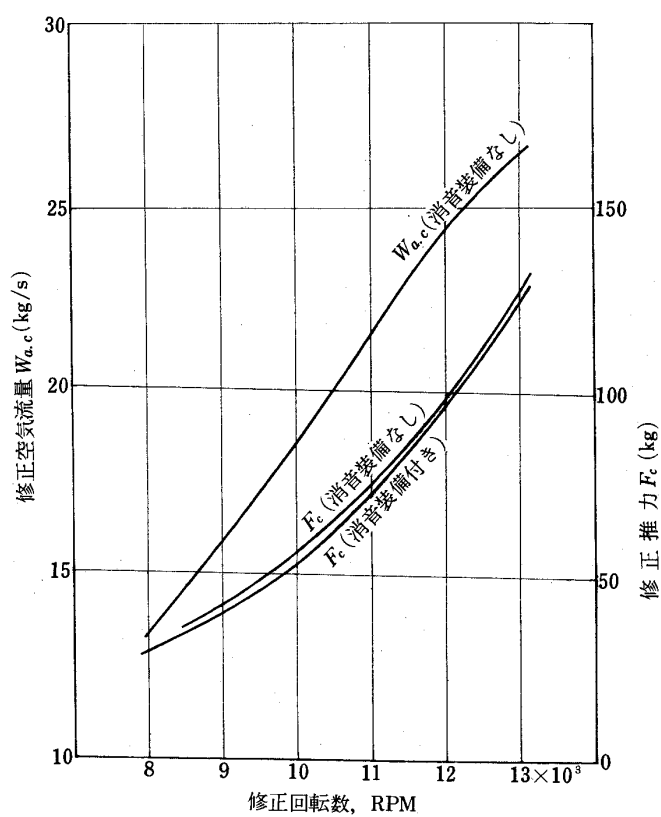


図 10 エンジン性能

4. 測定結果および考察

吸入側および排気側の典型的な騒音実測例として、各々、測定点B4（吸入側45°）およびB10（排気側45°）における、1/3オクターブバンドの音圧スペクトルを、消音装備（吸音入口ダクトと吸音ジェットパイプ）のある場合とない場合を対比して、エンジン回転数8000, 8800, 10500, 12000 rpmについて、図11に示す。

本実験に使用した、2種類の吸音入口ダクトおよび吸音ジェットパイプ用の吸音ライニング材の共鳴周波数（各々4.4KHz, 3.7KHz）はいずれも、ここで用いた1/3オクターブバンド分析では、中心周波数4KHzのバンドにはいり、一応このバンドにおいて、最大の消音効果が得られると予想されるので、次にこのバンドにおける消音効果を、オーバーオール音圧レベルと共に、指向図で前図と同様、消音装備のある場合とない場合を対比して、エンジン回転速度8000, 8800, 10500, 12000 rpmについて図12に示す。

回転機械（圧縮機およびタービン）の騒音に着目した場合、暗騒音としてのジェット騒音は、エンジン回転数の減少と共に減少すること（S/N比が増加すること）は、本実験に先だつて行つた同エンジンの騒音特性試験によつても明らかであるが、本実験での最低のエンジン回転速度である8000 rpmのときの、圧縮機一段動翼およびタービンの基本翼通過周波数（各々4 KHz および10.4KHz）近辺での騒音は、図11からエンジン前方側（B4）において、前者が顕著であるのに対し、排気側（B10）で後者（タービン回転騒音）の存在が、明らかに現われていないことがわかる。これは排気側は吸入側より、前述の意味でのS/N比の低いこと、および分析バンド幅が広いこと（分解能の低さ）によると思われる。

図11, 図12のような表示により、消音装備の局所的あるいは代表的な消音効果は明らかであるが、量的に

より明確な消音効果の評価は、消音装備のある場合とない場合の音源の音響出力の差によつて行なう（Insertion Loss Technique⁽⁴⁾）ことができる。

音響出力は、1/3オクターブの各バンドに対する図12のような測定値を用いて求められるが、ここでは、エンジン吸入側の測定値（B1~B7）から、エンジン前方だけの吸入側騒音の音響出力を算出し、これに対する消音装備のあるときとないときの差を吸音入口ダクトの消音効果と考え、これを図13に示す。同図に示す計算値は文献(5)による孔あきハネカムの音響インピーダンスを求める半実験式から計算した θ , α および定在波管で実測した θ , α を用いて、(1)式から求めたものである。

気流マッハ数は、エンジン吸入空気量から計算したものを、音圧振幅は原形エンジンの吸入側音響出力が吸音入口ダクト断面積から放射されたと考えて推算したもの（図中、右上に示す値）を、各々使用した。ちなみに同式から計算した入口ダクト用孔あきハネカムの音響インピーダンスを図14に示す。

図13-1~5の比較により、エンジン回転数を同一にしたとき、即ち音源を同一とした場合の各入口ダクトの消音効果が明かであり、また図13-5~8の比較により、エンジン回転数を变化させた場合即ち音源を变化させた場合、同一の吸音入口ダクト（S5）の消音効果がどのように変るかがわかる。但しこの場合、発生する音の周波数、モード^{**}、音圧レベル、入口ダクト内の気流マッハ数などにより変化する本来の吸音効果の他、気流がダクトを通過することによつて発生する騒音（入口ダクトの形状による発生騒音）や、特に高回転側では、暗騒音としてのジェット騒音の影響も含まれていることを考慮しなければならない。図中1KHz から12.5KHzで減衰量の実験値に谷（1/3オクターブバンドの中心周波数上で、実験データのないところも谷に相当する）が存在することや、エンジン回転数の増加につれて減衰量のピークが減少していること（図13

* 孔あきハネカムの比音響インピーダンス ($\frac{Z}{\rho c} = \frac{p}{\rho c u}$)

を $\frac{Z}{\rho c} = \theta + i\alpha$ と表わしたとき

$$\theta = \frac{\sqrt{8\nu\omega}}{\sigma c} \left(1 + \frac{t}{d}\right) + \frac{1 + 6.67M}{\sigma c} \frac{|p|}{\rho c \sigma \sqrt{\theta^2 + \alpha^2}}$$

$$\alpha = \frac{\sqrt{8\nu\omega}}{\sigma c} \left\{ t + \frac{0.85(1 - 0.7\sqrt{\sigma})}{1 + 305M^2} \right\} - \cot\left(\frac{\omega b}{c}\right)$$

但し ω : 音の角周波数

t : 表面の孔あき板の厚さ

d : 孔径

b : 空洞の深さ

σ : 有孔率

M : 表面に沿っての気流のマッハ数

p : 音圧振幅

c : 音速

ρ : 空気密度

ν : 空気の動粘性係数

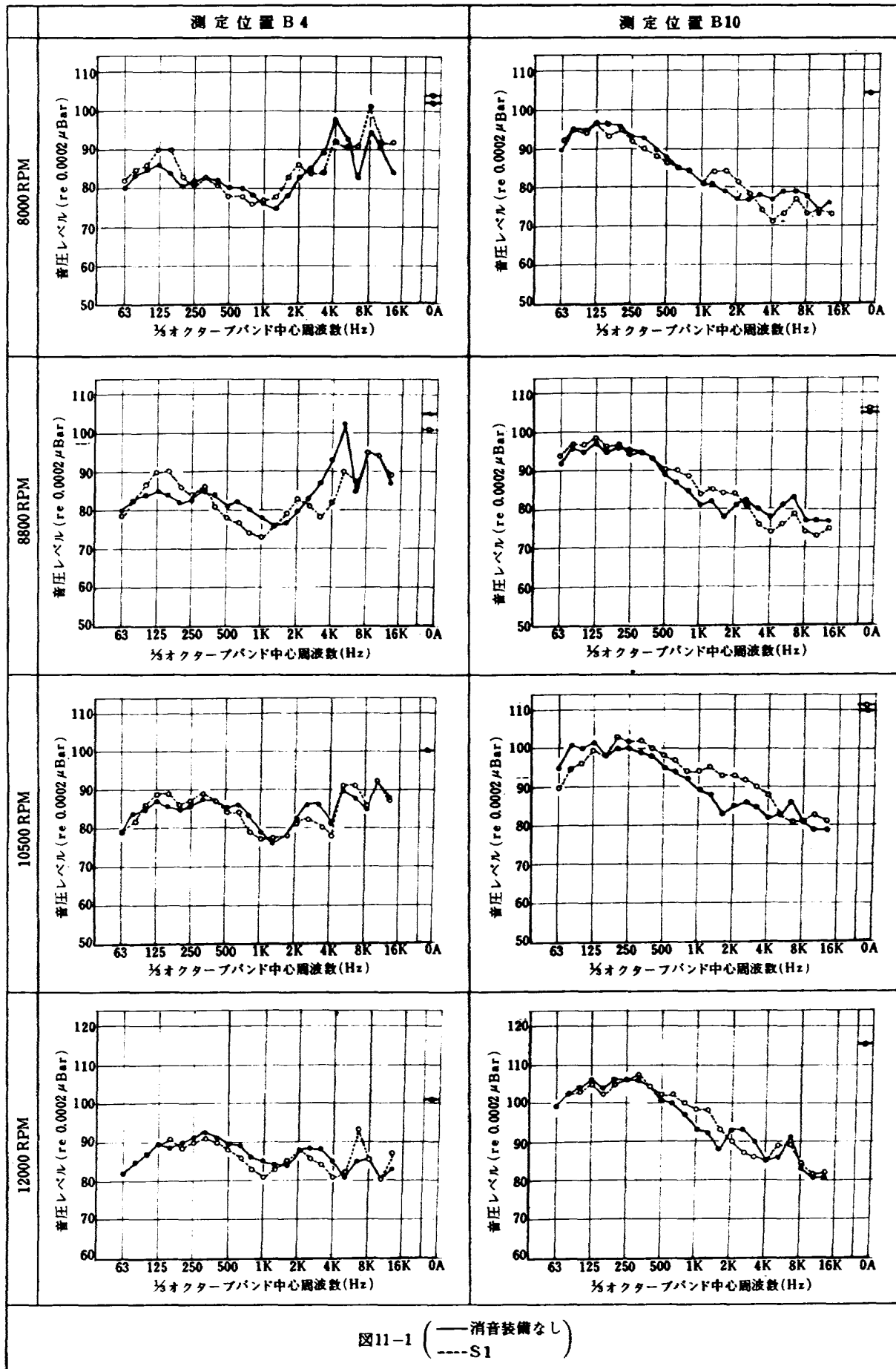
-5~8)などは、各々これらの影響が含まれていることによるものと思われる。

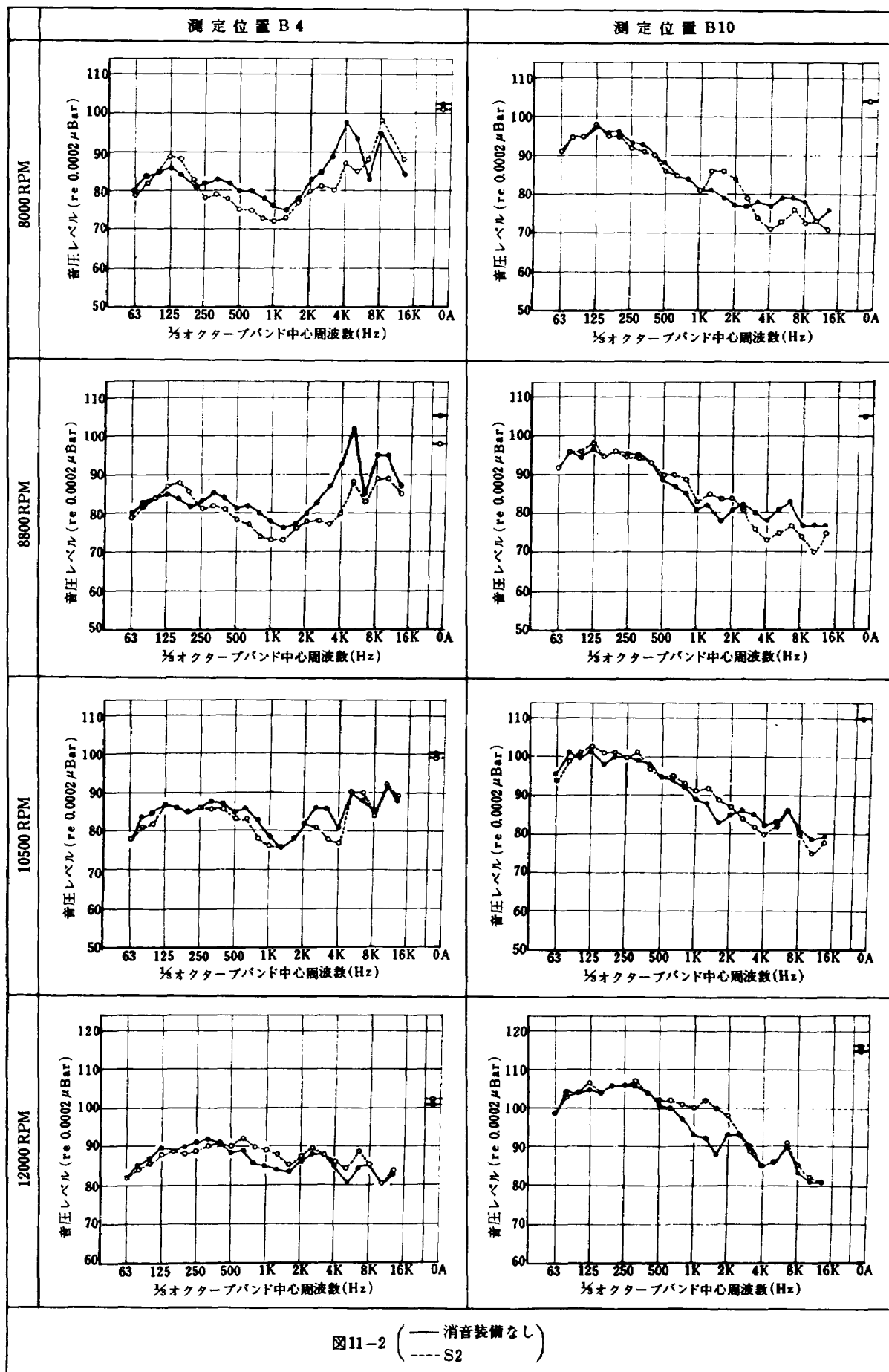
図 15は、 $1/3$ オクターブバンド中心周波数 4KHz における減衰量 (図 13)と吸音面積(S)/通路面積(A)の関係を示したものであるが、高回転時に、 S/A の増加に伴う減衰量の増加が少ないのも、暗騒音としてのジェット騒音の影響によるものと思われる。

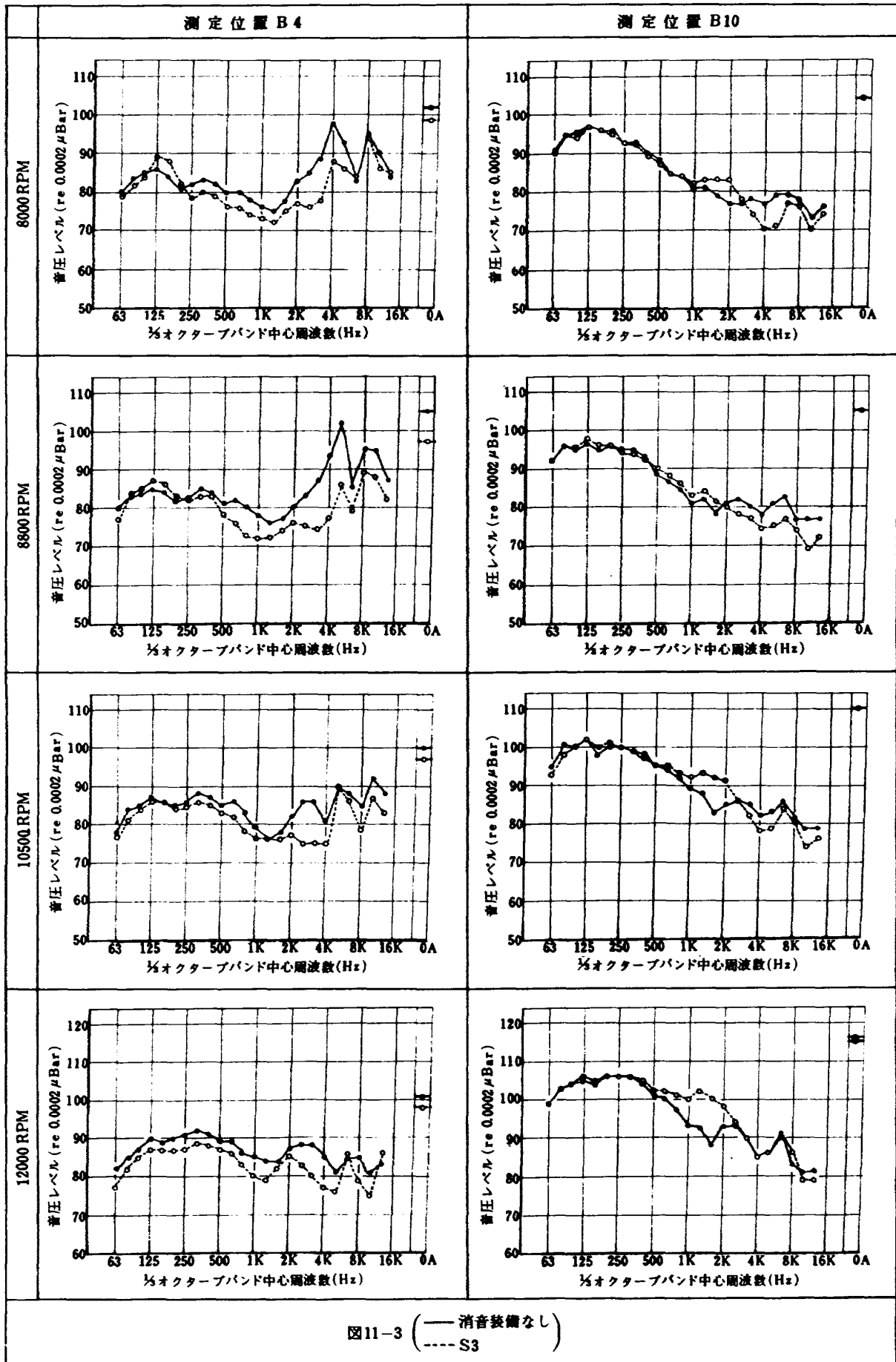
本実験では、ターボジェットエンジンを音源として用いて、吸音ライニングの効果を試験したが、本来回転機械が主要音源である高バイパス比ファンエンジンのインレット、およびファンノズルなどに吸音処理を行ない、その効果を実機試験により別々に評価しようとする場合にも、着目している騒音に対する他の騒音 (暗騒音) の影響は問題であり、完全に分離することは、単なる遠距離場での測定だけでは困難で、地上実験用消音器を用いての騒音測定や相関測定などの工夫が必要である。

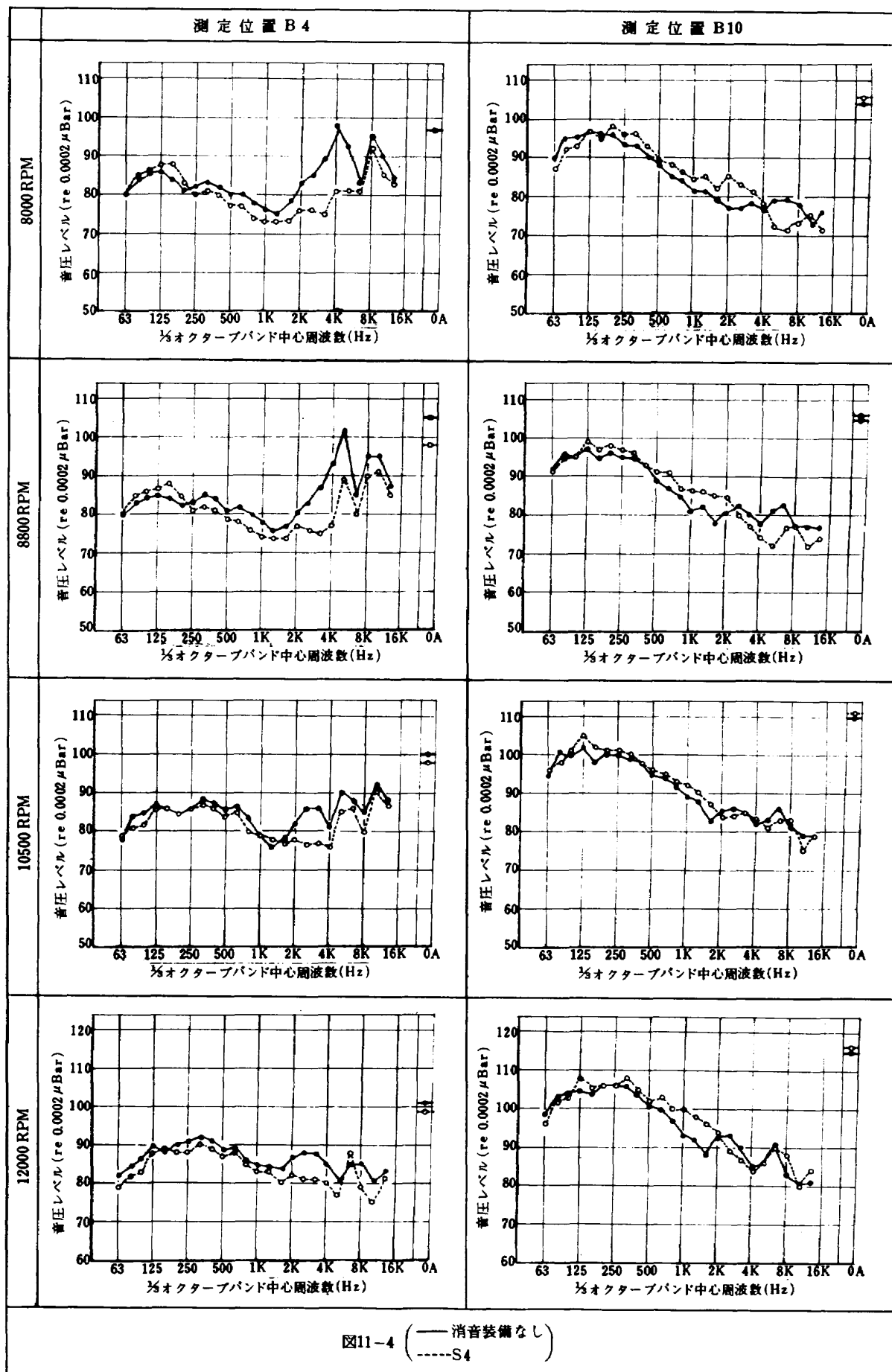
また、入口ダクトの形状による発生騒音が、結果的な消音効果におよぼす影響は、形状が同じで内壁が音響的に剛なもの (ダミーダクト) を装着したエンジンを原形として、吸音ライニングの効果を評価することによつて、取りのぞくことができるものと思われるが、消音本来の目的のためには、ダクト内部のスプリッターの形状、組立て上の表面の粗さなどに注意を払い、発生騒音を防がなければならない。

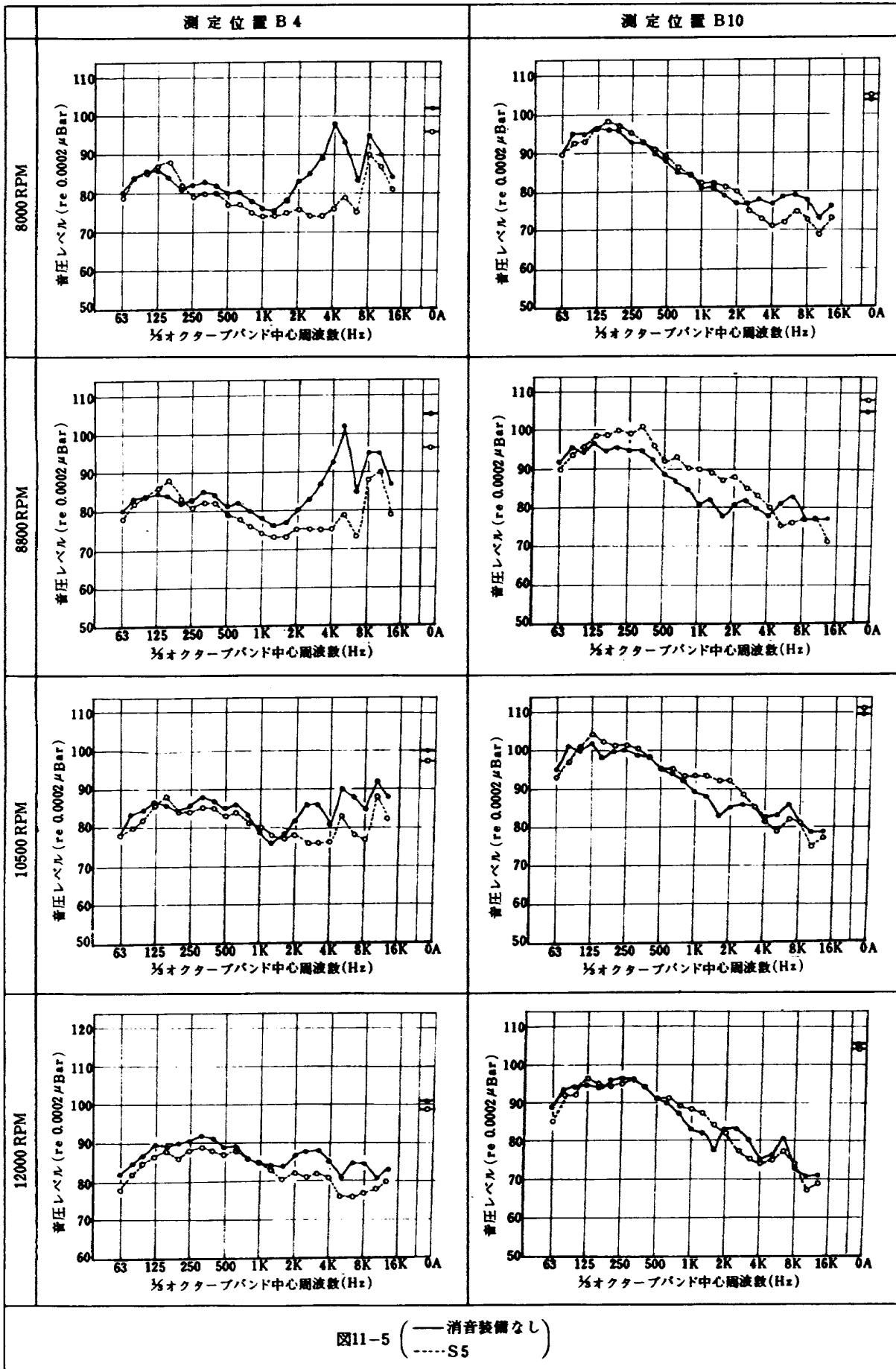
** 一段静翼 (翼枚数 $B_s=42$) と、一段動翼 (翼枚数 $B_r=30$) との干渉によつて生ずる基本翼通過周波数 ($NB_r:N$ は エンジン回転速度 RPS) を発生する周方向モードだけについて考えると、周方向ローブ数は、 B_r-1B_s ($1:任意の整数$) で与えられるから、絶対値の小さいローブ数から順に書くと、 $-12, 30, -54 \dots$ となり、この内ははじめのいくつかが実際に問題となる。(負の値は、ローブの回転方向が動翼の回転方向と逆であることを示す。) これらのモードの内、どれが相対的に大きい音のエネルギーを発生するかは、後流干渉の場合には、翼後流の形状に、ポテンシャル干渉の場合には、翼面上の圧力分布に依存し、この後流の形状や翼面上の圧力分布が圧縮機の作動状態即ちエンジン回転数によつて変化する。

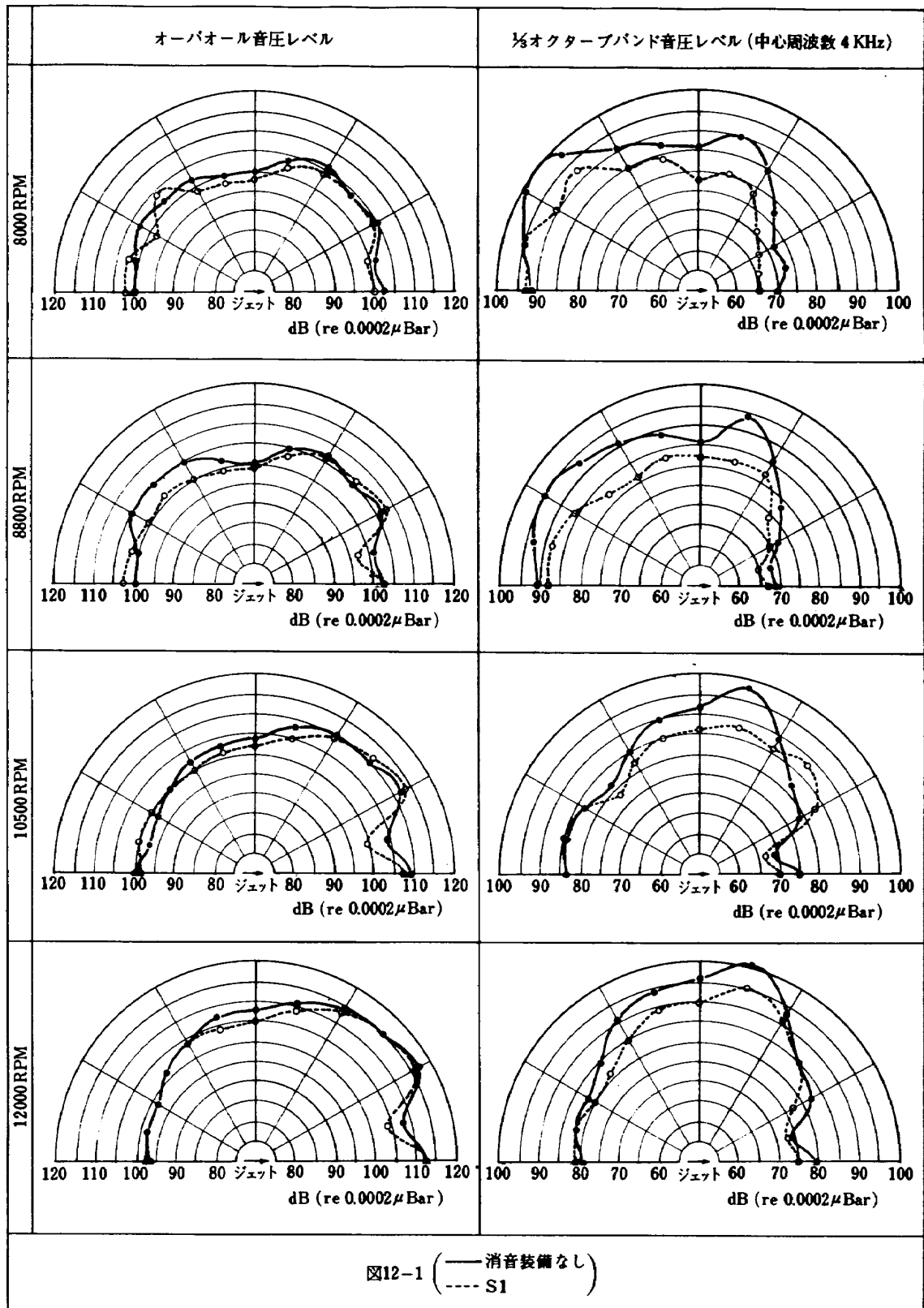


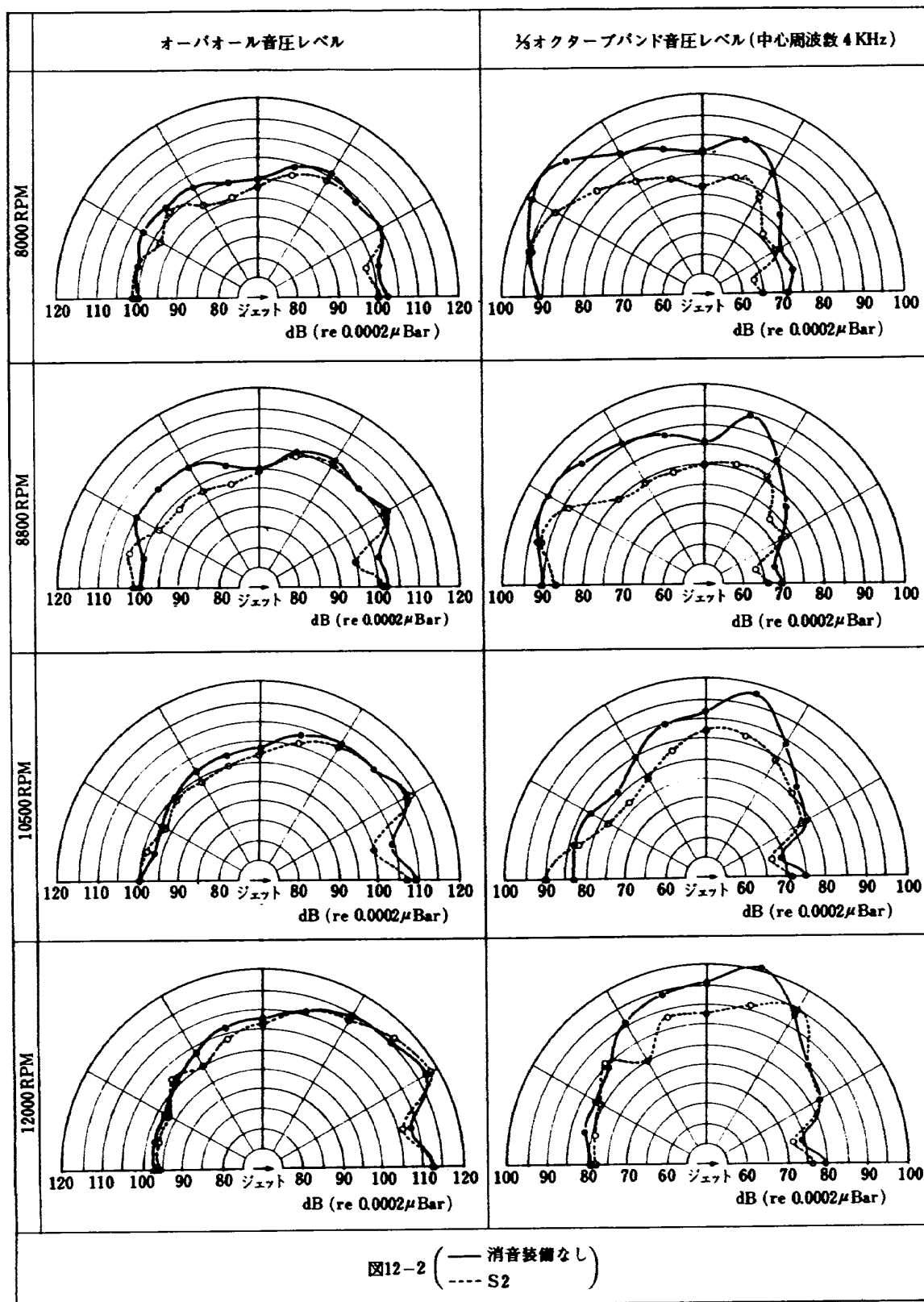


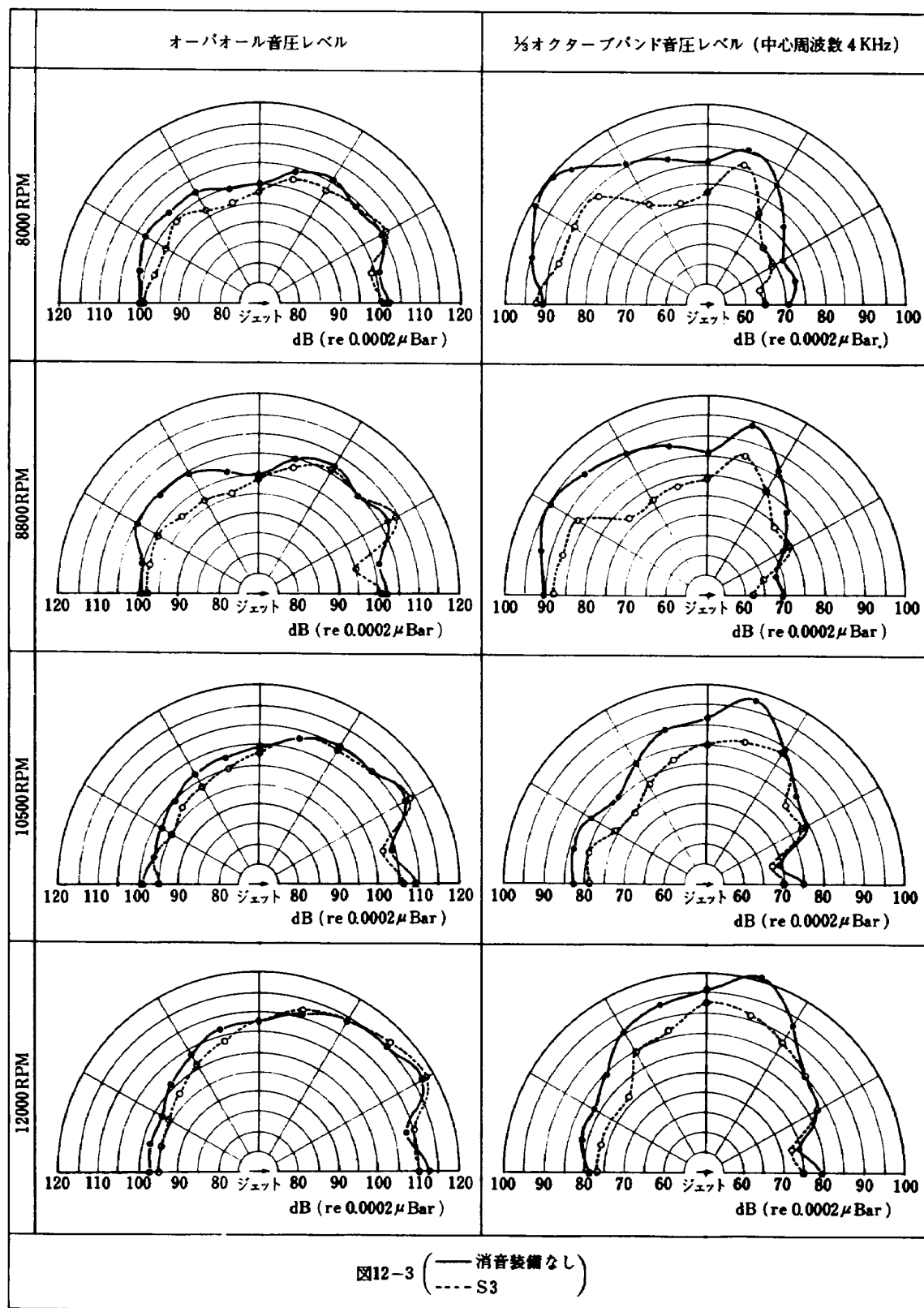


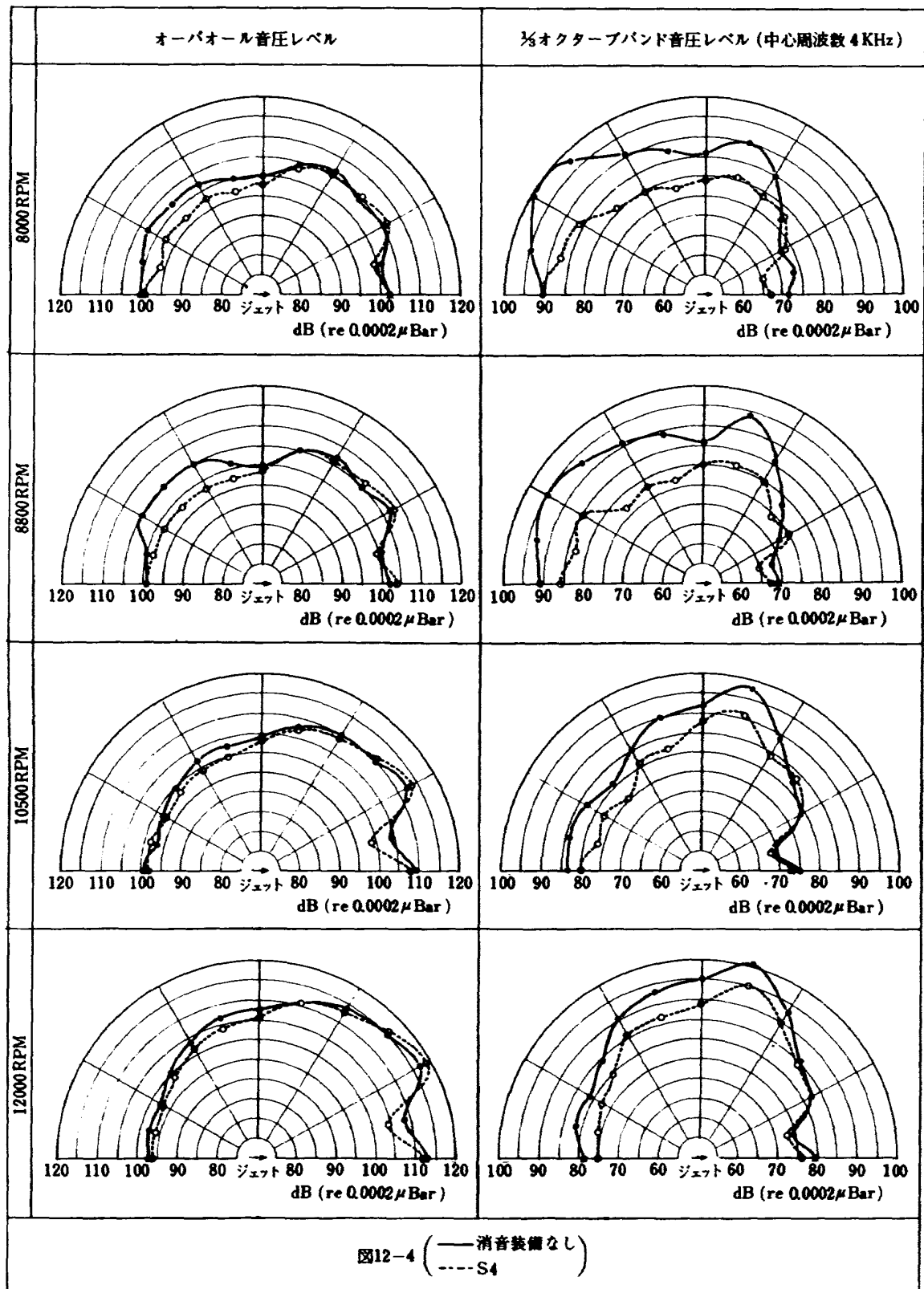


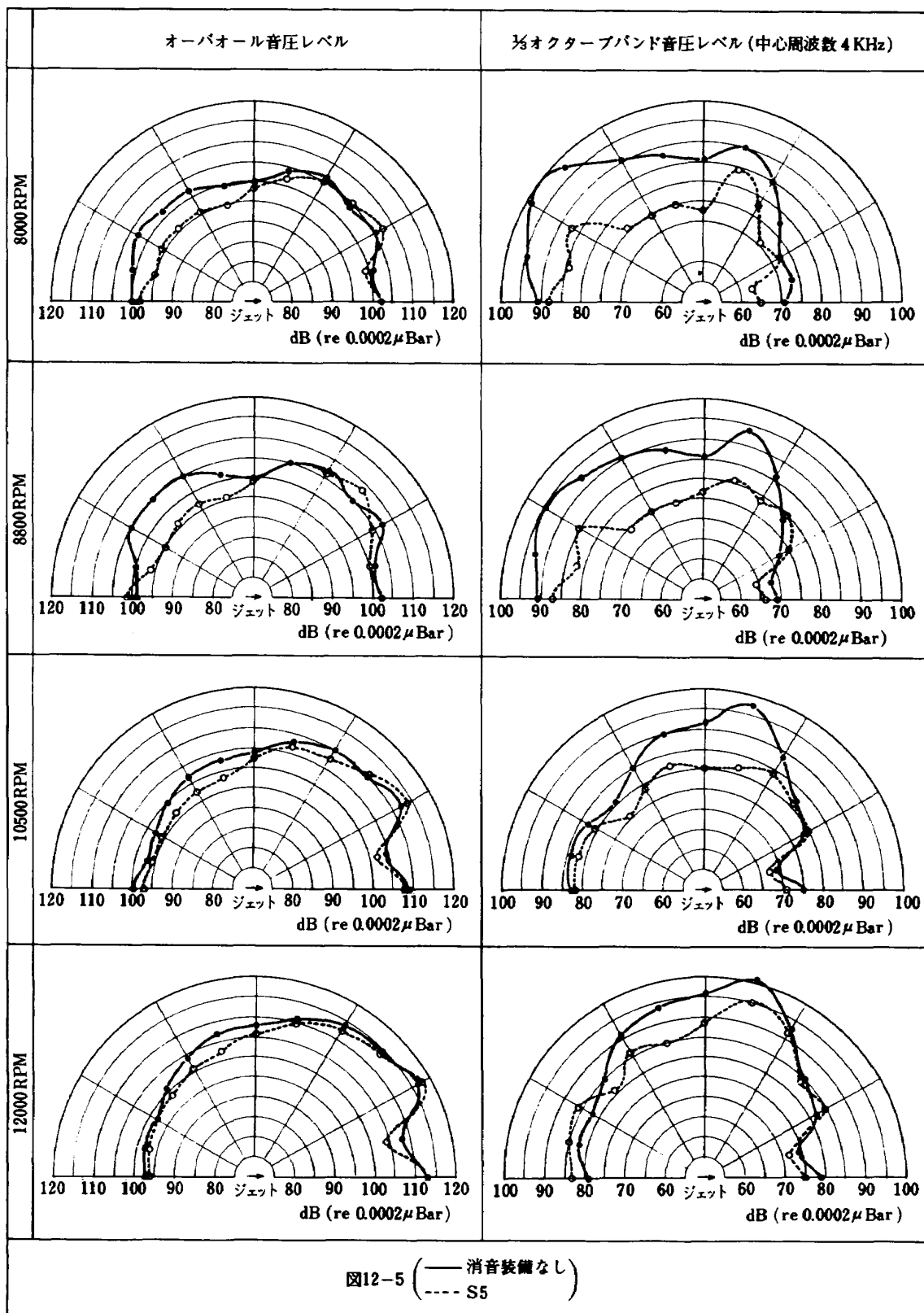












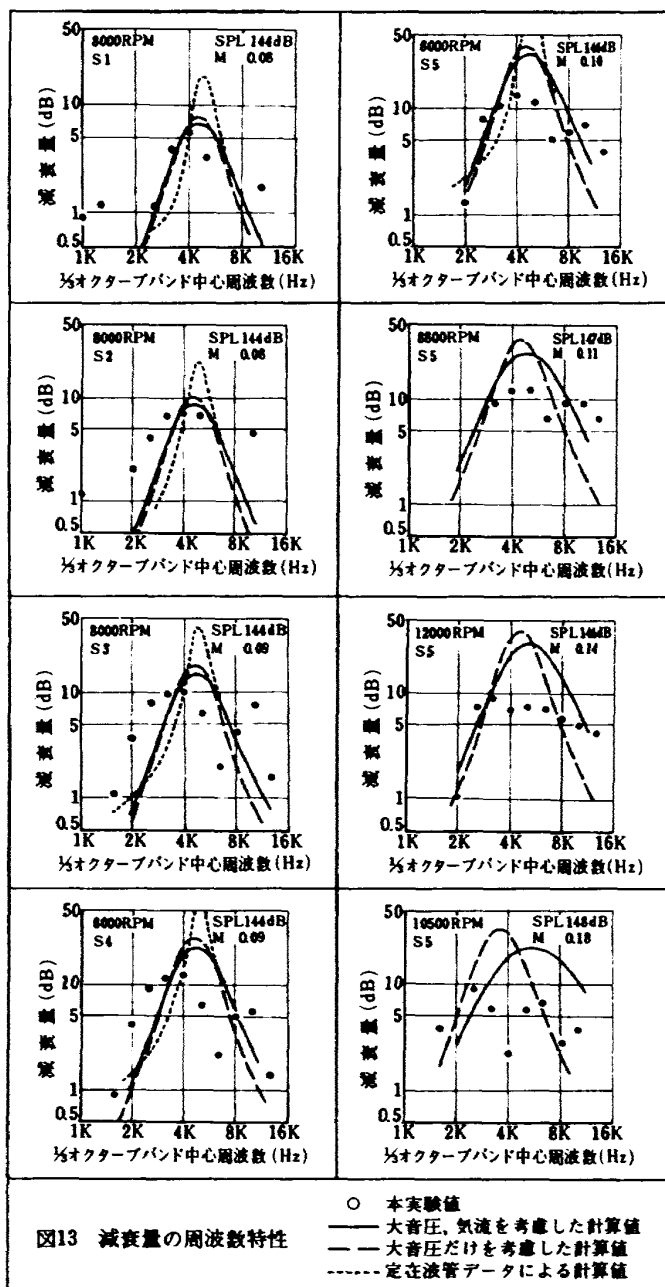


図13 減衰量の周波数特性

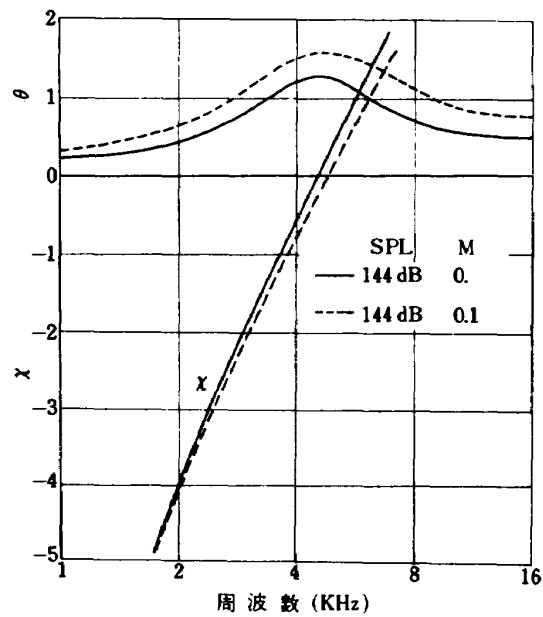


図 14 入口ダクト用孔あきハネカムの計算による
音響インピーダンス ($z/\rho c = \theta + i\chi$)

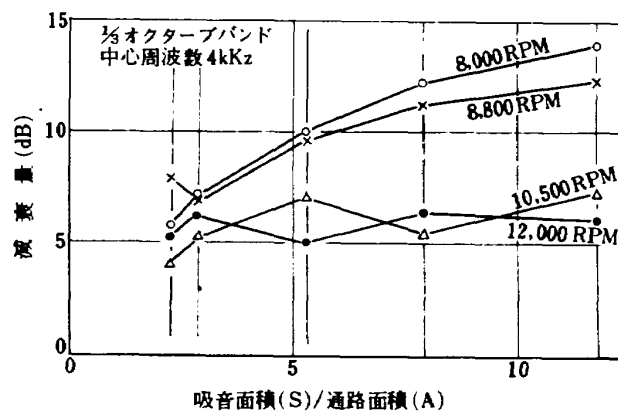


図 15 吸音面積の影響

5. あ と が き

線型理論に基づいて試作した吸音入口ダクト（5種類の組立て可能）と、市販の溶接孔あきハネカムの曲げ加工により製作した吸音ジェットパイプ（1種類）を、当所における試作軽量ジェットエンジンJR100H-1Pに装備して、その消音効果を確認する実機試験を行ない、実験結果を $1/3$ オクターブバンド分析によつて、代表的な消音効果を局所音圧のスペクトルおよび指向図で表わした。

吸音入口ダクトについては、Insertion Loss techniqueにより、音響出力に対する効果を簡単な計算値と比較して示した。吸音面積の最も大きいS5($S/A=11.8$)において、エンジン回転速度8000rpmのとき、 $1/3$ オクターブバンド中心周波数4KHzでパワーレベル14dB(OA値では5dB)の消音効果が得られた。また吸音面積の大きい吸音入口ダクトは、ピーク周波数（減衰量が最大である周波数）を中心にして高周波側において、線型理論による予測値より大きい消音効果を示した。各入口ダクトとも、回転数の変化と共に、音源のちがいはよると同時に、入口ダクトの形状による発生騒音や、暗騒音としてのジェットノイズの影響をうけて、異つた消音効果を示したが、これらの問題に対し、実機試験によつて、より正確に、吸音ライニングの評価を行なうためには、ダミーダクトによる騒音測定、ダクト内音圧測定、相関測定などを加えて行なうことが望まれる。

吸音ジェットパイプについては、ここで行つた $1/3$ オクターブバンド分析では、タービン騒音を他のエンジン騒音から分離することができないので、その効果は検出できなかったが、より狭帯域の分析により、タービンの回転騒音に対する効果は、評価できるものと思われる。

本報告においては、その目的上、騒音に対して客観的（物理的）評価のみを採用したが、実際には主観的評価が問題になるので、これらは今後の研究において行いたい。

References

- (1) 鳥崎忠雄 小林実 武田克己
ジェットエンジン低騒音化の研究 第一報
JR100H-1Pの騒音特性
航技研資料TM-247(1973)
- (2) P.H.Morse
Vibration and Sound
McGraw-Hill Book Co.Inc.(1948)
- (3) Lord Rayleigh
The Theory of Sound
Dover Publications(1945)
- (4) J.F.Groeneweg, C.E.Feiler and L.W.Acker
Inlet noise suppressor performance with a turbojet engine as the noise source
NASA TN-D6395(1971)
- (5) E.J.Rice, C.E.Feiler, and L.W.Acker
Acoustic and aerodynamic performance of a 6-foot-diameter fan for turbofan engines
■-Performance with noise suppressors

〔附1〕 矩形吸音ダクト内の音の伝搬

速度ポテンシャル ϕ に関する波動方程式

$$\nabla^2 \phi = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} \quad (1)$$

において、角周波数 ω の正弦波を仮定し、図17のように座標をとり $\phi = \phi(x, y, z) e^{-i\omega t}$ とおいて代入すると ϕ に関し次の Helmholtz の方程式が得られる。

$$\nabla^2 \phi + k^2 \phi = 0 \quad (2)$$

$$\text{但し } \nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}$$

$$k = \omega / c$$

さらに $\phi = X(x)Y(y)Z(z)$ と変数分離し、解が波動型であることから、結局

$$\begin{aligned} \phi &= X(x)Y(y)Z(z)e^{-i\omega t} \\ &= P_{\sin}^{\cos}(k_x x) \frac{\cos}{\sin}(k_y y) e^{i(k_z z - \omega t)} \quad (3) \end{aligned}$$

$$\text{但し } k_x^2 + k_y^2 + k_z^2 = k^2 \quad (4)$$

P : 積分定数

\cos は $x=0$ 又は $y=0$ の面に対称なモードに対して用いられ、 \sin は反対称 (antisymmetric) なモードに対して用いられる。

k_x, k_y はダクト壁の比音響アドミタンス ($\eta=1/\zeta$, ζ : 比音響インピーダンス) を用いて、次式で与えられるダクト壁での境界条件から定まる固有値をとり、それに対応して k_z は(4)式から定まる。

$$\begin{aligned} \left(\frac{p}{u_x}\right)_{x=\pm \frac{l_x}{2}} &= \left(\frac{p}{u_y}\right)_{y=\pm \frac{l_y}{2}} = \frac{\rho_0 c}{\eta} \\ p &= \rho_0 \frac{\partial \phi}{\partial t}, \quad u_x = -\frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad u_y = -\frac{\partial \phi}{\partial y} \text{ を用いて} \\ \left. \begin{aligned} -\tan\left(\frac{k_x l_x}{2}\right) &= \frac{ik\eta}{k_x} \\ \cot\left(\frac{k_y l_y}{2}\right) &= \frac{ik\eta}{k_y} \end{aligned} \right\} \quad (5) \end{aligned}$$

Morse^[2] は(3)(4)(5)を変形して次式の形で与えている。

$$p = P \frac{\cosh\left(\frac{2\pi g_x}{l_x} x\right)}{\sinh\left(\frac{2\pi g_x}{l_x} x\right)} \frac{\cosh\left(\frac{2\pi g_y}{l_y} y\right)}{\sinh\left(\frac{2\pi g_y}{l_y} y\right)} e^{i(k_z z - \omega t)} \quad (6)$$

$$\left. \begin{aligned} \left. \begin{aligned} \tanh(\pi g_x) &= i \frac{\eta l_x}{\lambda g_x} \\ \coth(\pi g_x) &= i \frac{\eta l_x}{\lambda g_x} \end{aligned} \right\} \\ \left. \begin{aligned} \tanh(\pi g_y) &= i \frac{\eta l_y}{\lambda g_y} \\ \coth(\pi g_y) &= i \frac{\eta l_y}{\lambda g_y} \end{aligned} \right\} \\ \tau^2 &= 1 + \left(\frac{2\pi^2}{k}\right) \left[\left(\frac{g_x}{l_x}\right)^2 + \left(\frac{g_y}{l_y}\right)^2\right] \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

但し $x=0$ 又は $y=0$ の面に対称なモードに対しては \cosh, \tanh を、反対称なモードに対しては、 \sinh, \coth を用いるものとする。 λ は波長

(7)式の g の固有値に対応して、解(6)は無数に存在するが、principal wave に対し $|\eta| \frac{1}{\lambda} \ll 1$ のときは

$$\begin{aligned} g_x &\doteq \sqrt{\frac{i\eta l_x}{\pi \lambda}} = \sqrt{\frac{(\sigma + i\kappa) l_x}{\pi \lambda}} \\ g_y &\doteq \sqrt{\frac{i\eta l_y}{\pi \lambda}} = \sqrt{\frac{(\sigma + i\kappa) l_y}{\pi \lambda}} \\ \tau &= 1 + \frac{i(l_x + l_y)}{k l_x l_y} \eta = 1 + \frac{L}{2kA} (\sigma + i\kappa) \end{aligned}$$

但し

$$\eta = \kappa - i\sigma$$

$$L = 2(l_x + l_y)$$

$$A = l_x l_y$$

従って (6)式で \cosh をとり $\cosh u = 1 + \frac{u^2}{2} (u \ll 1)$ を用いると

$$\begin{aligned} p &\doteq P \left\{ 1 + \frac{k}{l_x} (\sigma + i\kappa) x^2 \right\} \left\{ 1 + \frac{k}{l_y} (\sigma + i\kappa) y^2 \right\} \\ &\times e^{\frac{L}{2A} (1 - \kappa) z} e^{-ik(z - ct)} \end{aligned}$$

即ち principal wave の振幅は $e^{-\kappa \frac{L}{2A} z}$ によって z 方向に減衰されることがわかる。

音圧の減衰率は

$$20 \log_{10} \frac{e^{-\kappa \frac{L}{2A} z}}{e^{-\kappa \frac{L}{2A} (z+1)}} = 20 \log_{10} e^{\kappa \frac{L}{2A}} = 4.34 \kappa \frac{L}{A} \quad (\text{dB/単位長さ})$$

ダクト長さ l_x に対する減衰量は

$$4.34 \kappa \frac{S}{A} \quad (\text{dB})$$

但し $S = l_x L$ は吸音面積

で表わされる。

〔附2〕 定在波管による吸音材料の音響特性の測定 [2]

図16に示すように、内壁の一端から正弦波 (平面波) を送り、一端に被測定物を置くと、その入射波と反射波との干渉で管内には定在波が生ずる。この定在波を測定して、音響材料の垂直入射吸音率や音響インピーダンスを測定することができる。

管内で音の減衰はないものとし、被測定物からの距離を $l-x$ とすると、その位置での管内の比音響インピーダンス (ζ) および音圧振幅 ($|p|$) は

$$\zeta = \frac{z}{\rho c} = \frac{p/u}{\rho c} = \theta + i\chi = \tanh[\pi(\alpha + i\beta)]$$

$$|p| = A \sqrt{\cos^2 h^2(\pi\alpha) - \cos^2(\pi\beta)}$$

(A:スピーカ-の発生する音圧によってきまる定数)

$$\text{但し } \begin{cases} \alpha = \alpha_i \\ \beta = \beta_i + \frac{2}{\lambda}(l-x) \end{cases}$$

で与えられる。

従って、 $|p|$ の最大値($|p|_{\max}$)、最小値($|p|_{\min}$)および、被測定物に最も近い $|p|_{\min}$ までの被測定物からの距離 d を測定すると、次式により α_i, β_i を計算することができる。

$$\frac{|p|_{\max}}{|p|_{\min}} = \tanh[\pi\alpha_i]$$

$$\beta_i = 1 - \frac{2}{\lambda}d \quad (\text{はじめのmaxまでの距離を } d \text{ とするときは } \beta_i = \frac{1}{2} - \frac{2}{\lambda}d)$$

これより被測定物の音響インピーダンスは

$$\theta_i + i\chi_i = \tanh[\pi(\alpha_i + i\beta_i)]$$

従って

$$\theta_i = \frac{\sinh(2\pi\beta_i)}{\cosh(2\pi\alpha_i) + \cos(2\pi\beta_i)}$$

$$\chi_i = \frac{\sin(2\pi\beta_i)}{\cosh(2\pi\alpha_i) + \cos(2\pi\beta_i)}$$

また、垂直入射吸音率(α)は、定在波比 $n = \frac{|p|_{\max}}{|p|_{\min}}$

$$\text{を用いて } \alpha = \frac{4}{n + \frac{1}{n} + 2}$$

で与えられる。

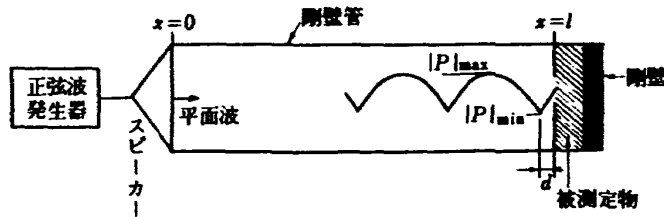


図 16 定在波管概略図

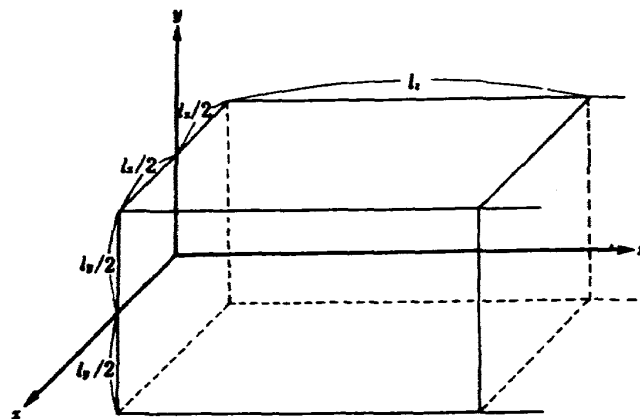


図 17 直角座標系

航空宇宙技術研究所資料271号

昭和50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 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
