

ヘリコプタ衝撃騒音解析

中尾雅弘^{*1}、内山直樹、竹中啓三^{*1}、鈴木博史^{*2}、齊藤 茂^{*3}、青山剛史^{*3}
 Numerical Analysis of Rotor High Speed Impulsive Noise

by

Masahiro Nakao^{*1}, Naoki Uchiyama^{*1}, Keizo Takenaka^{*1}, Hiroshi Suzuki^{*2},
 Shigeru Saito^{*3}, and Takashi Aoyama^{*3}

ABSTRACT

In this paper, rotor CFD and aerodynamic noise analysis of helicopter rotor are presented. Two types of rotor noise prediction code based on Kirchhoff equation and FW-H(Ffowcs Williams and Hawkins) have been developed. The CFD code is combined with rotor noise prediction code to predict the HSI(High Speed Impulsive) noise. For aeroacoustic validation, HSI wind tunnel test was conducted in NAL low speed wind tunnel. Sound pressure histories were obtained from 2.4m diameter 2-bladed rotor. Results show the asymmetric sound pressure history that is typical characteristic of HSI noise and comparison between wind tunnel test results and numerical results show good.

1. 緒言

ヘリコプタのロータの代表的な騒音として、主に離着陸時に顕著となるブレード渦干渉音 (BVI: Blade Vortex Interference Noise) と、高速前進飛行時に発生する高速衝撃騒音 (HSI: High Speed Impulsive Noise) がある。前者は、先行するブレードの翼端渦が後続のブレードと干渉することにより発生する音で主に機体の下方で顕著となる。一方、後者は翼端の相対速度が遷音速になる際、ブレード翼端で発生する衝撃波により発生し、ロータ面内で顕著で、さらに遠方まで伝播するという特徴がある。本研究の目的は、この衝撃騒音に対して、CFD と音場解析を組み合わせて解析する手法を確立することである。航技研および、MHI ではすでにそれぞれの解析コードを開発しているが、今回、筆者らは共同研究を通して、これらのコードの検証を行うため、航技研大型低速風洞にて国内では初めての衝撃騒音試験を実施した。ここでは、風洞試験結果と MHI、航技研それぞれで開発した解析手法による結果との比較を行ったので紹介する。

2. 数値解析手法

衝撃騒音の解析手法に関しては、ロータ近傍流れ場のみを CFD で解析し、これを音場の波動方程式と組み合わせることにより、観測点での音圧を求める。音場解析に用いる基礎方程式としては Kirchhoff の方程式と FW-H(Ffowcs Williams and Hawkins)方程式の2つを採用している。

2.1 Kirchhoffの方程式

Kirchhoff の波動方程式はブレード周りに仮想的な曲面を設定してその曲面上の圧力場を境界条件とする。本研究で用いるのはブレードとともに Kirchhoff 面が回転する Rotational Kirchhoff の手法を採用した。音源位置と観測者位置との関係を図1に示す。

Rotational Kirchhoff の基礎方程式には Farassat and Meyers⁽¹⁾ の式を使用する。

$$P'(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi s} \left[\frac{E_1}{|\vec{r}|(1-M_r)} + \frac{E_2 P}{r^2(1-M_r)} \right] dS$$

$$E_1 = (M_n^2 - 1)P'_n + M_n \vec{M}_r \cdot \nabla_2 P' - \frac{M_n \dot{P}'}{c_0} + \frac{(\dot{n}_r - \dot{M}_n - \dot{n}_M)P' + (\cos\theta - M_n)\dot{P}'}{c_0(1-M_r)} + \frac{\dot{M}_r(\cos\theta - M_n)P'}{c_0(1-M_r)^2}$$

$$E_2 = \frac{(1-M^2)(\cos\theta - M_n)}{(1-M_r)^2}$$

ここで、 P' は音圧 (観測点圧力と一様流圧力との差)、 \vec{x} は、観測者位置、 t は観測位置での時間、であり、Kirchhoff 面の局所パネルはマッハ数 \vec{M} で移動すると仮定する。

また、観測者位置と Kirchhoff 面との距離は r であり、 M_n 、 M_r はそれぞれ法線方向、半径方向マッハ数成分を表し、 M_t は Kirchhoff 面局所パネルの接線方向マッハ数である。 P'_n は音圧の法線方向の勾配を表し、 $\nabla_2 P'$ は Kirchhoff 面上での圧力勾配を表す。

θ は \vec{n} と \vec{r} とのなす角であり、 \dot{n}_r 、 \dot{n}_M はそれぞれ、 $\dot{\vec{n}} \cdot \vec{r}$ 、 $\dot{\vec{n}} \cdot \vec{M}$ と定義される。

観測者初期位置を $(x_{obs}(0), y_{obs}(0), z_{obs}(0))$ とする。

観測者は時刻 t には下記の位置に移動する。

$$\begin{aligned} x_{obs} &= x_{obs}(0) \\ y_{obs} &= y_{obs}(0) - V_\infty t \\ z_{obs} &= z_{obs}(0) \end{aligned}$$

音は実際には、より前の時刻 τ に放出されているため、音の放出と観測者への到達までの遅延時間は、Kirchhoff 面上における音の放出位置 x_τ, y_τ, z_τ (ただし、 y_τ はブレード運動

*1 三菱重工業 (株) *2 中菱エンジニアリング (株)

*3 航空宇宙技術研究所

から一様流または前進による移動を減じた $y - U_\infty \tau$ であることに注意)を用いて、以下ようになる。

$$t - \tau = \frac{[(x_{obs} - x_r)^2 + (y_{obs} - y_r)^2 + (z_{obs} - z_r)^2]^{\frac{1}{2}}}{a_x}$$

これを Newton-Raphson 法を用いて求めた。

2. 2 FW-H 方程式

FW-H 方程式はナビエ-ストークス方程式に固体境界条件を課して直接導かれる。その微分形を次式に示す。

$$\square^2 p'(\vec{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [T_{ij} \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)]$$

$$\square^2 = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2} \quad : \text{波動演算子}$$

I_i : 単位面積あたりの流体力

上式の右辺は、それぞれ翼厚音、荷重音、四重極子音源項である。ロータブレード面は $f=0$ で定義され、翼圧音と荷重音はディラック関数 $\delta(f)$ で示されるように、(ブレード) 表面分布音源である。

T_{ij} は Lighthill の応力テンソルと呼ばれ、次式で示される。

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij}$$

翼厚音、荷重音に関しては Farasset の 1A 型⁽²⁾と称する積分型を用い、四重極子音には Farasset の Q1 型⁽³⁾と称する以下の式を用いた。

$$4\pi p'(\vec{x}, t) = \frac{1}{c} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{f=0} \int_{\vec{r}=0} \left[\frac{K_{r1}}{c^2 r} + \frac{K_{r2}}{c r^2} + \frac{K_{r3}}{r^3} \right] dS$$

$$K_{r1} = \frac{\ddot{Q}_n}{(1-M_r)^3} + \frac{\dot{M}_r \dot{Q}_n + 3\dot{M}_r \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3} + \frac{3\dot{M}_r^2 \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3}$$

$$K_{r2} = \frac{-\dot{Q}_n}{(1-M_r)^3} - \frac{4\dot{Q}_{Mr} + 2\dot{Q}_{Mr} + \dot{M}_r \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3} + \frac{3[-(M_r^2) \dot{Q}_n - 2\dot{M}_r \dot{Q}_{Mr} - M_r \dot{M}_r \dot{Q}_n]}{(1-M_r)^3} + \frac{6\dot{M}_r (1-M_r^2) \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3}$$

$$K_{r3} = \frac{2\dot{Q}_{MM} - (1-M_r^2) \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3} - \frac{6(1-M_r^2) \dot{Q}_{Mr}}{(1-M_r)^3} + \frac{3(1-M_r^2) \dot{Q}_n}{(1-M_r)^3}$$

ここで、

$$Q_{ij} = \int_{f>0} T_{ij} dz \quad : \text{四重極子音の強度}$$

z : ロータ面垂直方向

であり、 $g=0$ は任意観測点に同時刻に寄与する音源を含む球面(collapsing-sphere surface)、式内の $\dot{}$ は遅延時間微分を表し、各々その変数のみにかかる。

なお、遅延時刻は Kirchhoff の手法と同様に、Newton-Raphson 法で求める。

2. 3 ロータ空力解析

● 計算格子系

計算格子系は、重合格子法を用いており、各ブレードを含む C 型格子(以下ブレード格子)とロータ全体を含む直交格子を用いた。計算格子を図 2 に示す。図 2.1 は全体格子を示しており、図 2.2 はブレード近傍の C 型格子を示している。今回の計算では、2 枚のブレードを含む格子が、直交格子の中を回転する移動格子法を用いている。

● 計算スキーム

基礎方程式には Euler 方程式を適用した。対流項の評価に関しては、MUSCL 法により高次精度化した SHUS スキームを適用した。時間進行法は LU-SGS 陰解法を用いた。解析結果の一例を図 3 に示す。この図は翼端マッハ数 0.9 で空間の速度ベクトルおよびブレード表面上の圧力分布を描いたものである。

3. 衝撃騒音試験

航空宇宙技術研究所と三菱重工業は共同研究の一環として、平成 12 年度航技研大型低速風洞にて、ロータ衝撃騒音試験を実施した。使用したブレード模型は翼型が NACA0012、ねじりなしの矩形ブレードで、直径は 2.4m である。試験装置は航技研保有の高速回転装置を使用し、最大約 2400rpm で駆動させた。図 4 に試験状態図を示す。4. 1 は試験概要図である。また、図 4. 2 は騒音計測用のマイクの位置を示しており、ロータ面内、およびロータ下方向にマイクを設置している。さらに、ブレード近傍の圧力変動を計測するため、1.2R (R はロータ半径) と 2R の位置に非定常センサを配置している。また、風洞の周囲には音の反射を抑えるため、吸音材を張詰めた。図 4. 3 に試験状態写真を示す。中央にあるのがブレード回転装置であり、その周囲に吸音材を配している。

3. 1 試験結果試験条件

試験条件は、各ケースとも無風状態で、フラットピッチとしている。条件のパラメータは回転数のみである。ロータ回転数は 1000rpm から 2400rpm で試験を行った。ロータ回転数 2400rpm の翼端マッハ数は約 0.9 となる。

3. 2 試験結果

試験結果の一例を図 5 に示す。図 5. 1 はセンサ位置 1.1R での圧力履歴を示しており、横軸に時間、縦軸に大気圧からの変動分を Pa 値で示している。試験条件は翼端マッハ数が 0.9 のケースである。波形の最初の正圧はブレード前縁での圧縮波でその後、ブレード上での膨張波が伝わり、後縁を過ぎると再び大気圧に戻っている。この負圧のピークが翼厚音となる。図 5. 2 は同じ条件で、3R 位置でのマイクによる音圧履歴を表わしたものである。縦軸、横軸ともに図 5. 1 と同様であるが、波形が大きく異なっていることがわかる。此の位置では、もはや前縁通過時の正圧は見られず、翼厚音の後に正圧のピークが現れていることがわかる。この正圧が衝撃騒音の特徴を示しており、今回の試験で、衝撃騒音のデータが得られたことが確認できる。

4. 試験結果と解析結果の比較

翼端マッハ数 0.9 におけるブレード翼端の等圧線を図 6 に示す。この図より衝撃波が翼端から空間に延びている様子がわかる。

図 7 に 3R 位置における音圧履歴の試験結果と解析結果の比較を示す。図 7. 1 は翼端マッハ数 0.85、図 7. 2 は翼端マッハ数 0.88、図 7. 3 は翼端マッハ数 0.9 のケースである。また、解析値は MHI による FWH 方程式を用いた結果と航技研による Kirchhoff 方程式を用いた方法を同時に比較している。図 7. 1 を見ると試験結果は解析結果と比べて反射等の影響と考えられる揺らぎがみられるが、翼厚音のピーク値等は解析結果と良い一致を示していること

が分かる。また、FWH、Kirchhoff の双方の解析結果もほとんど同じ値を示している。図7. 2では、試験結果と解析結果は、翼厚音のピークについては図7. 1と同様に良い一致を示している。しかし試験結果では、翼厚音の後に正圧のピークが現れていることがわかる。一方、解析結果では、このようなピークは現れていない。図7. 3は、翼端マッハ数 0.9 のケースであるが、試験結果では、図7. 2と同様に翼厚音の後に正圧のピークが顕著に現れている。解析結果では、FWH では正圧のピークが捕らえられているが、翼厚音のピークが試験データより小さくなっている。一方、Kirchhoff では、翼厚音のピークは良く合っているが、正圧のピークが現れていないことがわかる。これらの差異については、今後さらに検討が必要であるが、衝撃騒音の特徴的な音は定性的には捕らえられていると言える。図8には試験結果とFWHを用いた解析結果の周波数特性の比較を示す。図8. 1は翼端マッハ数 0.85 の場合である。4KHz 以下の周波数では概ね一致した特性を示している。4KHz 以上の特性は解析側のサンプリングを粗くとったため、現れていない。図8. 2は翼端マッハ数 0.88 のケースであるが、図8. 1と同様の結果が得られている。一方、図8. 3は翼端マッハ数が 0.9 のケースであるが、こちらは、解析結果のサンプリングを増やして高周波まで出力した。この図をみると大まかな周波数特性は一致していることがわかる。

5. まとめ

HSI 騒音解析の検証を目的として、国内で始めて衝撃騒音試験を実施した。

その結果を以下にまとめる。

- ・ ロータ回転数 2400rpm 翼端マッハ数 0.9 を達成し、衝撃騒音の特徴である音圧波形が得られた。
- ・ Kirchhoff 方程式と FWH 方程式を用いた方法で、解析結果と試験結果を比較したところ、概ね一致する結果が得られた。
- ・ 衝撃騒音の特徴である波形への一致度については、支配方程式の違いによる差が現れたが、FWH ではこの特徴を概ね捕らえられていることがわかった。

参考文献

- (1) Farassat F., and Myers, M.K., "Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from Moving Surfaces," Journal of sound and Vibration, Vol.123, No.3, 1988, pp.451-461
- (2) Farassat F. and Succi, G.P., "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," Vertica, Vol.7, No.4, 1983
- (3) Kenneth S. Brentner, "An Efficient and Robust Method for Predicting Helicopter Rotor High-Speed Impulsive Noise", AIAA-96-0151, (1996)

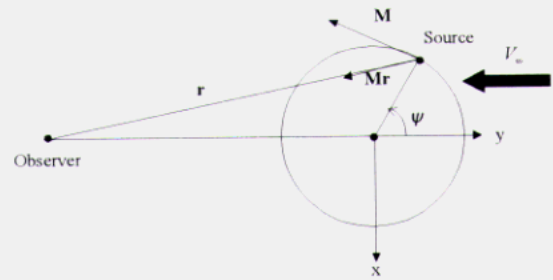


図1 音源位置と観測位置との関係

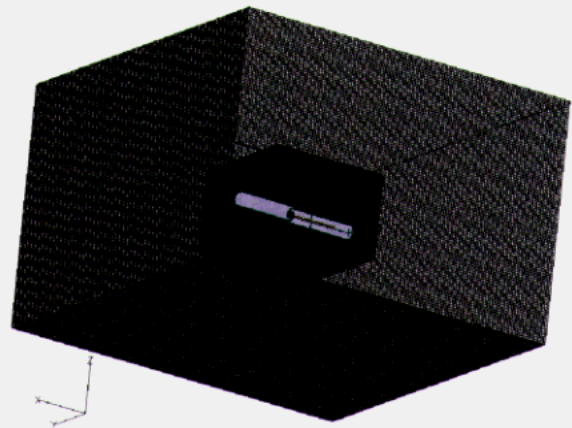


図2.1 計算格子図 (計算領域)

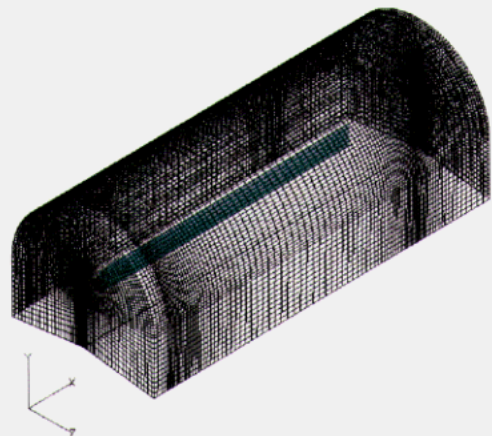


図2.2 計算格子図 (ブレード近傍)

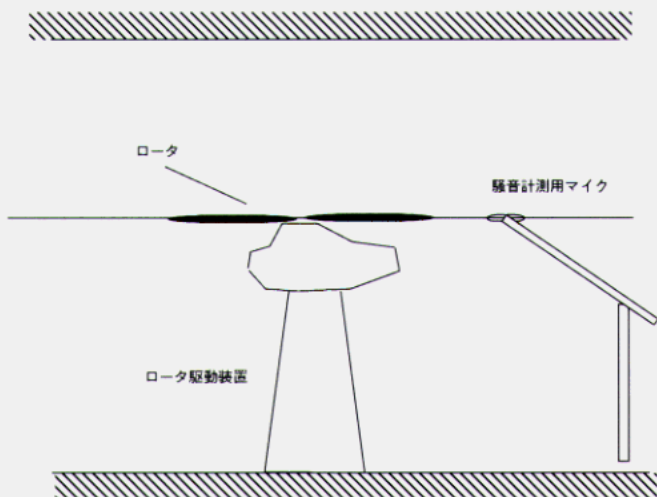
図3 計算結果図 ($M_{tip}=0.9$ 等圧線および速度ベクトル)

図4. 1 試験概要図

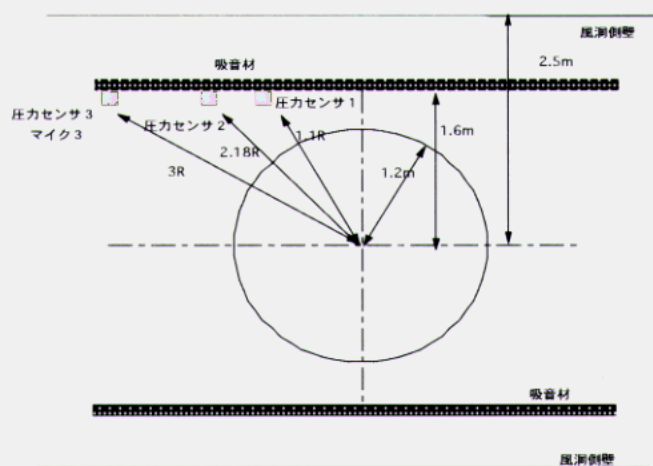
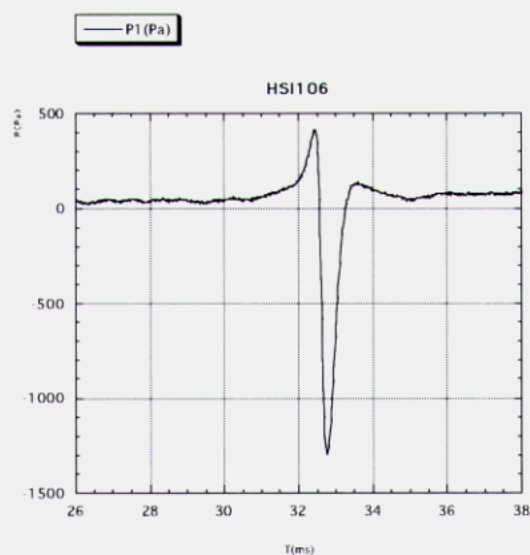
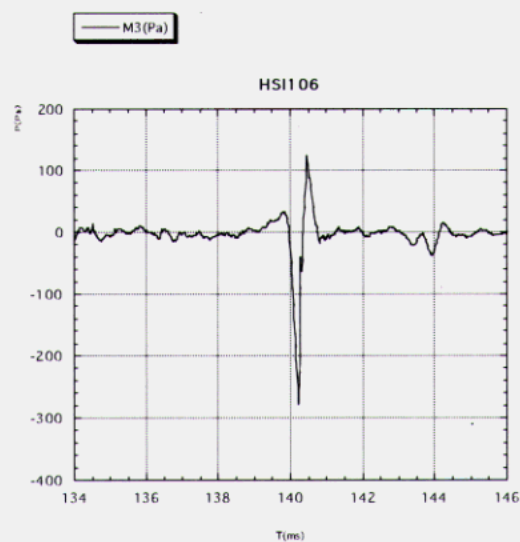


図4. 2 試験概要図 (計測器位置)



図4. 3 試験状態写真

図5. 1 試験結果例 ($M_{tip}=0.9$ 1.1R 位置)図5. 2 試験結果例 ($M_{tip}=0.9$ 3R 位置)

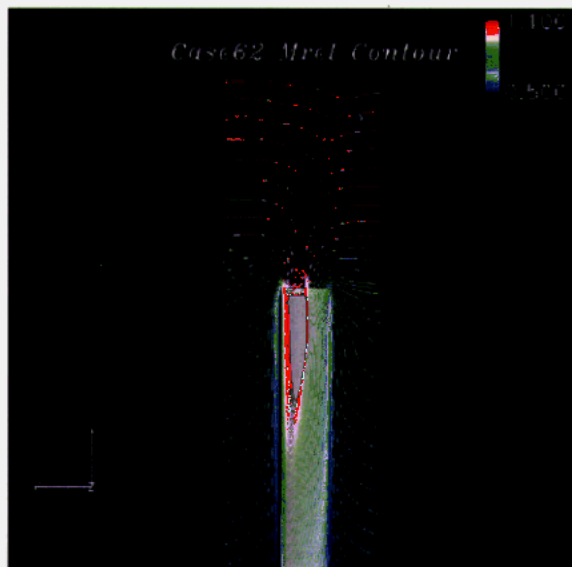


図6 解析結果 (Mtip=0.9 翼端付近等マッハ線)

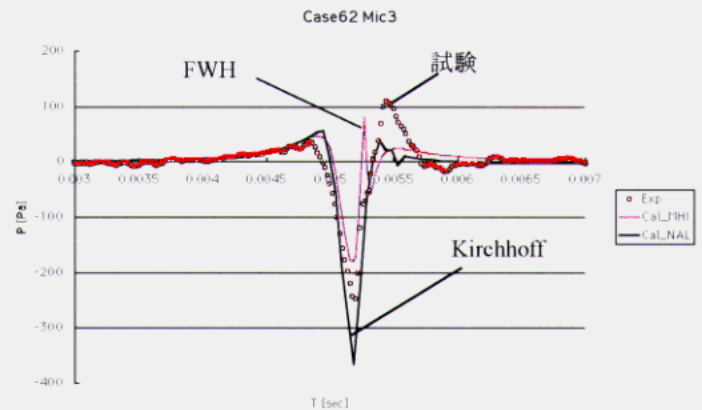


図7. 3 音圧履歴 (解析と試験の比較 Mtip=0.9)

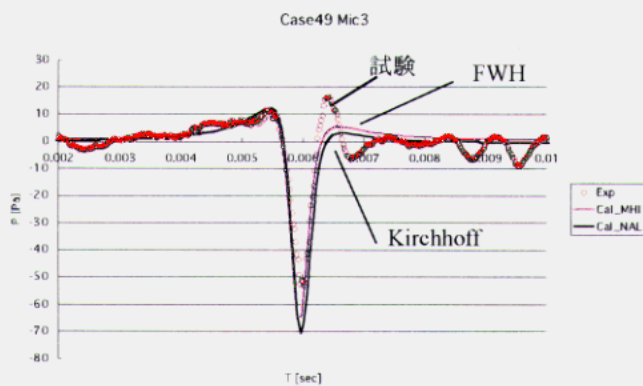


図7. 1 音圧履歴 (解析と試験の比較 Mtip=0.85)

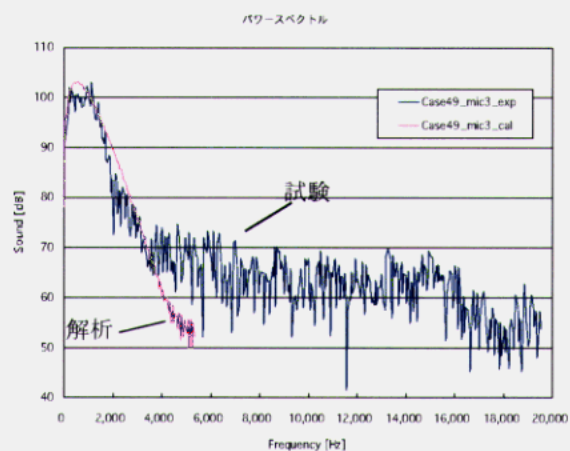


図8. 1 周波数特性 (解析と試験の比較 Mtip=0.85)

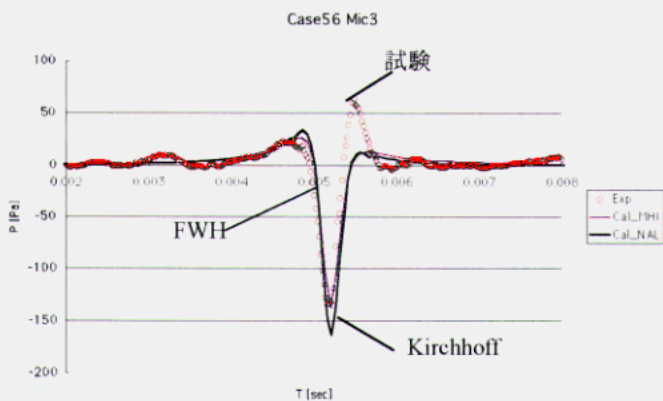


図7. 2 音圧履歴 (解析と試験の比較 Mtip=0.88)

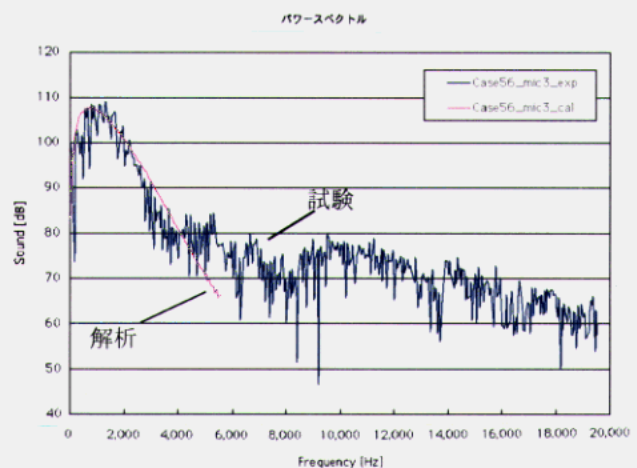


図8. 2 周波数特性 (解析と試験の比較 Mtip=0.88)

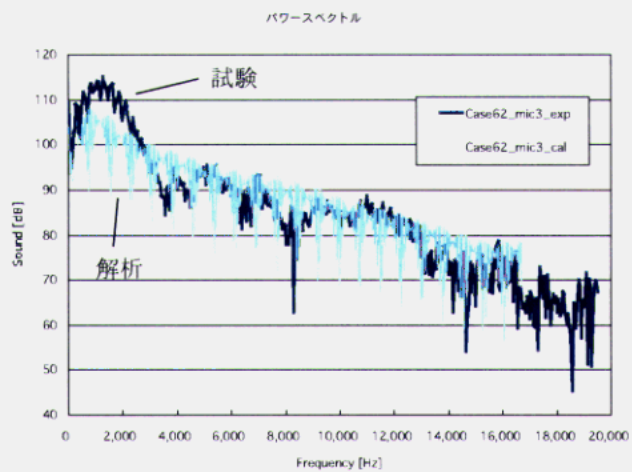


図 8. 3 周波数特性 (解析と試験の比較 Mtip=0.88)