

非定常 CFD 解析を用いたファン騒音予測

Prediction of Fan Noise Using Unsteady CFD Analysis

土屋 直木*1 中村 良也*1 小河原 和人*1 山方 章弘*1 児玉 秀和*1
野崎 理*2 西澤 敏雄*2 山本 一臣*2

Naoki TSUCHIYA, Yoshiya NAKAMURA, Kazuto OGAWARA, Akihiro YAMAGATA, Hidekazu KODAMA
Osamu NOZAKI, Toshio NISHIZAWA, Kazuomi YAMAMOTO

Abstract

Fan noise prediction method using unsteady CFD analysis has been developed. It is a hybrid scheme of CFD and linear theory, in which fan noise sources are predicted by unsteady 3D CFD analysis and acoustic power levels in a fan duct are predicted by 3D linear theory. Distributions of fan noise sources predicted by 3D CFD analysis are compared with 2D and 3D linear theory. Acoustic power levels calculated from noise sources of 3D CFD and 3D linear theory are compared and evaluated using fan noise test results.

1. はじめに

ターボファンエンジンにおいてファン騒音は主要な騒音源の1つであり、将来エンジンの更なる低騒音化の実現にはファン騒音の低減が強く求められている。ファン騒音の低減には、まずは騒音源を正確に予測し、音源特性を把握することが重要といえる。ファン騒音の主音源は、ファン動翼後流と静翼の干渉によって生じる静翼面上の非定常圧力分布であり、その変動は動翼通過周波数（BPF: Blade Passing Frequency）とその高調波成分によって構成されている。動静翼干渉によるファントーン騒音の予測について、これまで多くの試みがなされてきた。従来の予測法の多くは線形理論によるアプローチが主で、この理由の1つに計算機能力の制約があったといえるが、近年では計算機能力の進歩により CFD を用いたファン騒音予測が行われ始めている。CFD 利用の利点として、より少ない仮定条件で音源予測ができること、音源分布、音源特性を把握しやすいことが挙げられる。これまでに CFD を用いてファン騒音源を予測した報告はいくつか見られるが、音源分布、音源特性を詳細に調査した報告や、従来の線形理論による予測結果と比較した報告は非常に少ないといえる。

本研究では、非定常 3次元 CFD 解析を用いてファン音源分布を予測し、ファン音源分布から 3次元線形理論を用いてファンダクト内音響パワーレベルを予測する、CFD と線形理論を組み合わせたファン騒音予測法を開発した。CFD で予測したファン音源分布は、2次元及び 3次元線形理論の予測結果と比較し、議論を行った。また本予測法による音響パワーレベル予測値を試験結果と比較し、評価した。

2. 計算手法と計算条件

図 1 (a)に、Hybrid Scheme と名づけた本手法の解析フローを示す。前半部では音源分布となる静翼面非定常圧力分布を非定常 CFD 解析により直接求め、後半部では音源分布を入力データとして、難波による揚力面理論^[1]（3次元線形理論）を用いてダクト内音響モードを求める。図 1 (b)に、比較のため実施した 3次元線形理論による解析フローを示す。本手法は、CFD 段解析によって得られた、図 2 に示す静翼前縁 10%コード上流位置での wake 形状を入力データとして、音源分布及びダクト内音響モードを共に 3次元線形理論で求める方法である。図 1 (c)に、音源分布比較のため実施した 2次元線形理論による解析フローを示す。図 1 (b)と同様に CFD 段解析によって得られた wake 形状を入力データとして用いた。

本解析で使用した CFD コードは NAL/IHI の共同研究で開発したものである。コードの詳細は文献[2][3]に示されている。支配方程式は非定常 3次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式で、方程式は陰解法による有限差分法を用いて差分化した。対流項は Chakravarthy-Osher の TVD スキームにより離散化を行い、粘性項は二次精度中心差分で離散化し、時間に関してはオイラー後退差分を用いて評価した。乱流粘性には Baldwin-Lomax^[4]の代数モデルを用いた。動翼 18 枚、静翼 45 枚のファン模型を計算対象としたため、動翼 2 枚、静翼 5 枚の 1/9 周期解析モデルとすることが可能である。計算格子を図 3 に示す。各翼列ごとに H 型格子を生成し、格子点数は全体で約 400 万点である。計算は NAL の数値風洞（NWT）と呼ばれる並列計算機で行った。静翼面非定常圧力は CFD 解析から得られた両翼面（動静翼面）圧力差と定義した。図 4 に示すように、CFD から得られた圧力差時間変動をフーリエ変換することで、静翼面変動圧力の動翼通過周波数（BPF）とその高調波成分、すなわちファントーン騒音成分を同定した。

計算対象にはファン騒音試験に使用したファン模型を選定した。ファン模型及びファン模型騒音試験を図 5

*1 石川島播磨重工業（株）

*2 航空宇宙技術研究所

に示す。ファン模型の主な形状パラメータと作動条件を表1に示す。

3. 計算結果及び考察

音源となる静翼面非定常圧力の BPF 成分について、(a)CFD による結果、(b)3次元線形理論による結果、(c)2次元線形理論による結果の比較を図6に示す。左図は圧力変動の大きさ分布、中図及び右図は、瞬時変動圧力分布の実部及び虚部をあらわしている。CFD による結果(a)では、変動圧力の大きい部分が翼前縁だけでなくミッドコード付近にも見られる。その高変動域はスパン方向にはほぼ等間隔で並んでおり、実部、虚部の分布から隣同士の変動位相は逆位相であることがわかる。3次元線形理論による結果(b)を見ると、ミッドコード付近の高変動領域は(a)と同様に分布していることが確認でき、両者は良く一致していることがわかる。この高変動領域の発生には、静翼面上を通過する動翼 wake、ファン作動条件、ファン形状が関係していると考えられるが^{[5][6]}、発生メカニズムの詳細な解明には更なる研究が必要といえる。一方、2次元線形理論による結果(c)では、ミッドコードの高変動領域は捉えることができていない。このことから静翼面非定常圧力の予測において、3次元性の考慮が重要であることがわかった。次に図6(a)、(b)の左図に相当する圧力変動の大きさ分布について、定量的に示したものを図7に示す。定量的には3次元線形理論はCFDに比べて、非定常圧力値を小さく見積もる傾向があるといえる。

CFD 及び 3次元線形理論で予測した音源分布をもとに、ファンダクト前方及び後方に伝播する各音響モードの音響パワーレベルの比較を図8に示す。図は Cut-on と呼ばれるファンダクト内を伝播するモードの音響パワーレベルを示しており、 m が周方向モード数、 μ が半径方向モード数である。半径方向モードは7次モードまでを示している。BPF 成分では1つの周方向モードのみが Cut-on で、2BPF では2つ、3BPF では3つの周方向モードが Cut-on となっている。音響パワーレベルの値を(a)Hybrid Scheme と(b)3D Linear Scheme で比較すると、3次元線形理論のほうがパワーレベル予測値が小さいが、これは前述の非定常圧力予測値の違いによるものである。

次にファン音響パワーレベル予測結果を試験結果と比較した。図5下図に示すように、ファン模型を用いたファン騒音試験をIHI 瑞穂の無響室にて実施し、ファン中心位置から同心円弧上に並べた固定マイクロフォンでファン騒音を計測した。ファンダクト上流へ伝播する音波の音響パワーレベルは、これら固定マイクロフォンでの計測値を積分することから求めた。図9に上流に伝播する音波の音響パワーレベル予測値と試験結果の比較を示す。予測結果の音響パワーレベル値は、BPF、2BPF、3BPFの各周波数について、前方に放射される各モードの音響パワーレベルの和として求めている。予測結果には音波の翼列での反射、ダクト端での反射、動翼発生音といった実際のファンに存在するいくつかの効果は含まれていないが、3次元線形理論の予測レベルは試験結果に比べて極端に小さく、CFDを用いた本予測法のレベルが試験結果と良好に一致していると

いえる。このCFDと3次元線形理論の予測値の違いは、図8と同様、音源の強さである非定常圧力の大きさの違いに起因しているといえる。

4. 結論

CFD を用いてファン音源分布を予測し、2次元及び3次元線形理論による音源分布の予測と比較した結果、音源予測における3次元効果の重要性が確認できた。また、これら音源分布から音響パワーレベルを計算し、試験結果と比較した結果、CFD による音源予測に基づく音響パワーレベル予測値が、3次元線形理論に基づく予測値よりも試験結果と良好に一致することがわかった。以上から、CFDを用いたファン騒音予測の優位性を確認することができた。

文献

- [1] Namba, M., "Three-Dimensional Flows," AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines, Vol.1, Unsteady Turbomachinery Aerodynamics, M.F. Platzer and F.O. Carta (Editors), Chapter 3, AGARD-AG-298, Vol.1.
- [2] Matsuo, Y., "Computations of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery Cascades," AIAA 91-2237, 1991.
- [3] Nozaki, O., et al, "Three-Dimensional Viscous Analysis of Rotor-Stator Interaction in a Transonic Compressor," AIAA 99-0239, 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January, 1999.
- [4] Baldwin, B.S., and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-257, 1978.
- [5] Tsuchiya, N., Nakamura, Y., Yamagata, A., and Kodama, H., Nozaki, O., Nishizawa, T., and Yamamoto, K., "Fan Noise Prediction Using Unsteady CFD Analysis," AIAA-2002-2491, 2002.
- [6] Tsuchiya, N., Nakamura, Y., Yamagata, A., and Kodama, H., Nozaki, O., Nishizawa, T., and Yamamoto, K., "Investigation of Acoustic Modes Generated by Rotor-Stator Interaction," AIAA-2003-3136, 2003.

謝辞

本研究は、経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システム研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)から委託を受けて実施したものです。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいた NEDO および多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

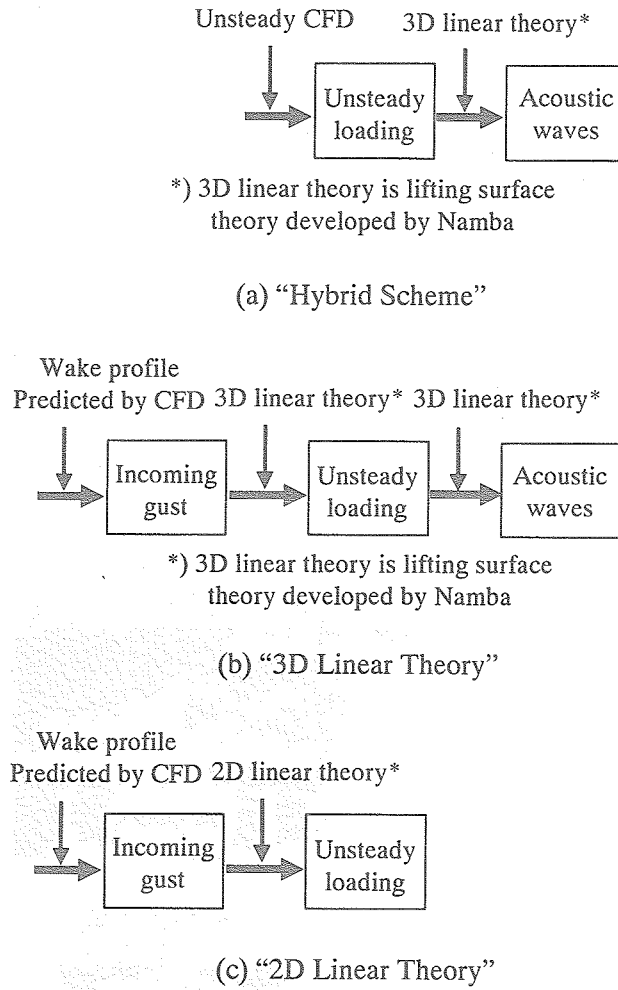


図1 本計算で実施の解析フローの比較

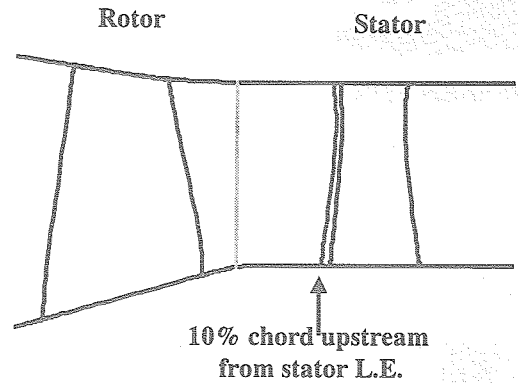


図2 静翼前縁10%コード上流位置

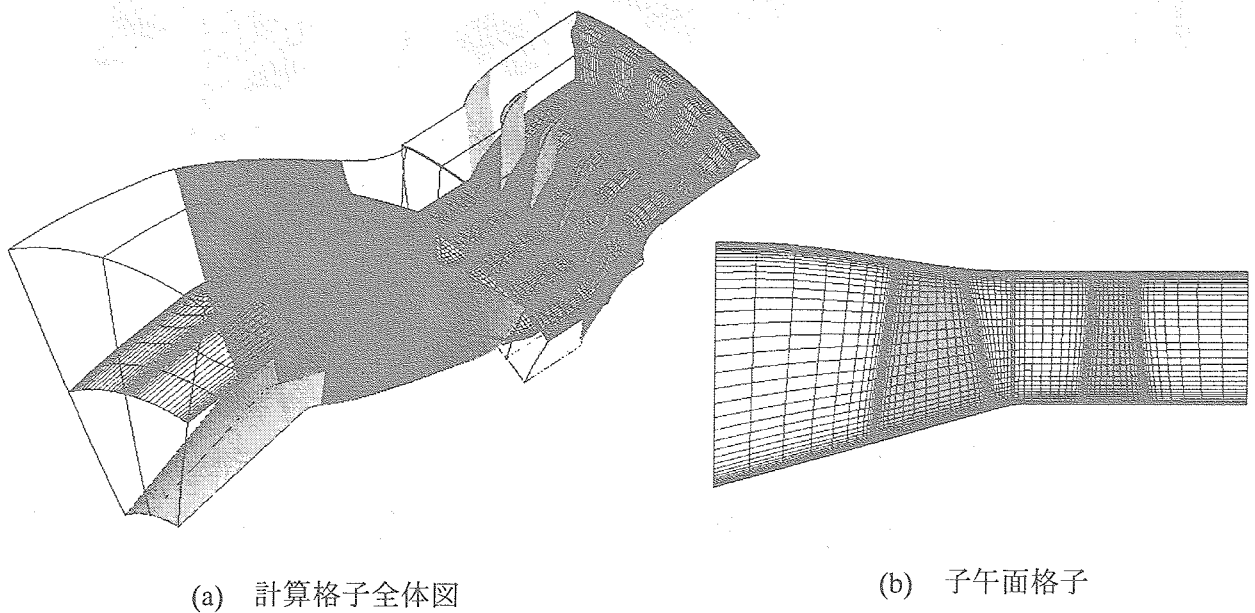


図3 CFD計算格子

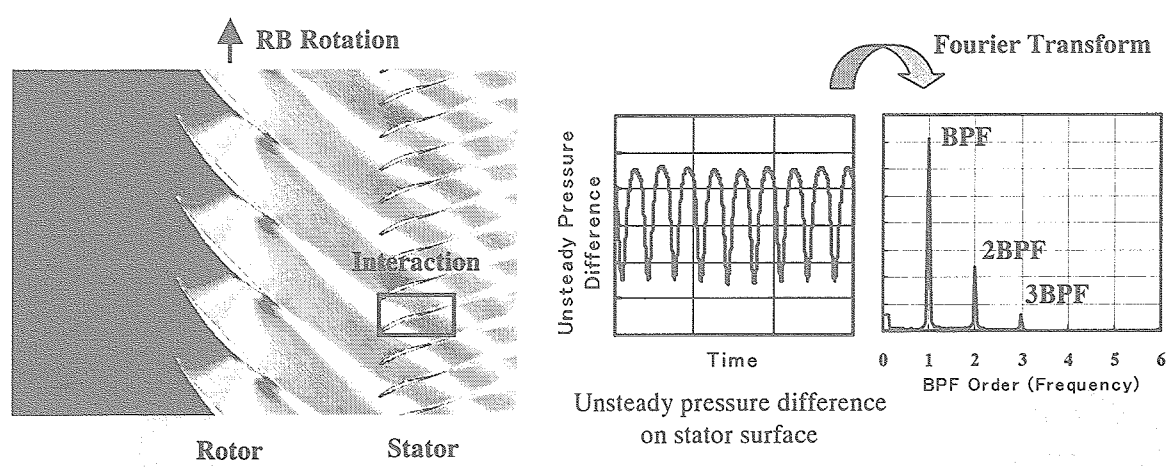


図4 ファントーン音源分布算出方法

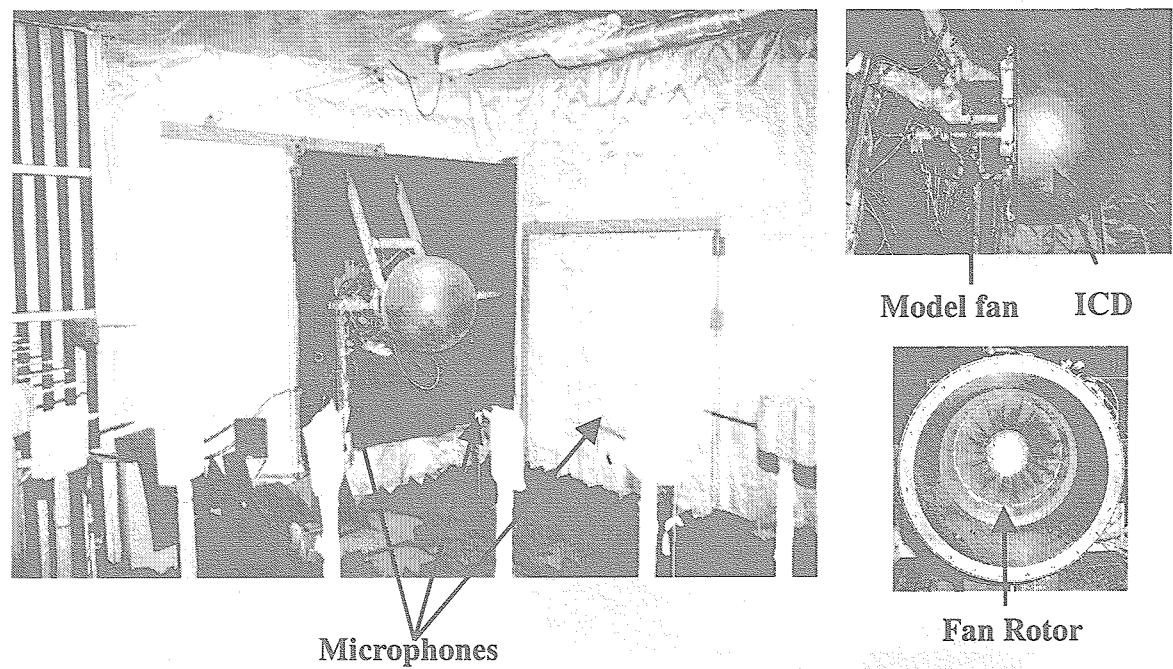


図5 ファン模型及びファン模型騒音試験

表1 ファン模型の主な形状パラメータと作動条件

Number of Rotor Blade	18
Number of Stator Vane	45
Hub to Tip Ratio	0.55
Axial Flow Mach number	0.51
Rotor Tip Mach Number	1.13
Stator Chord / Tip Radius	0.1925
R.P.M. at Design Point	24645

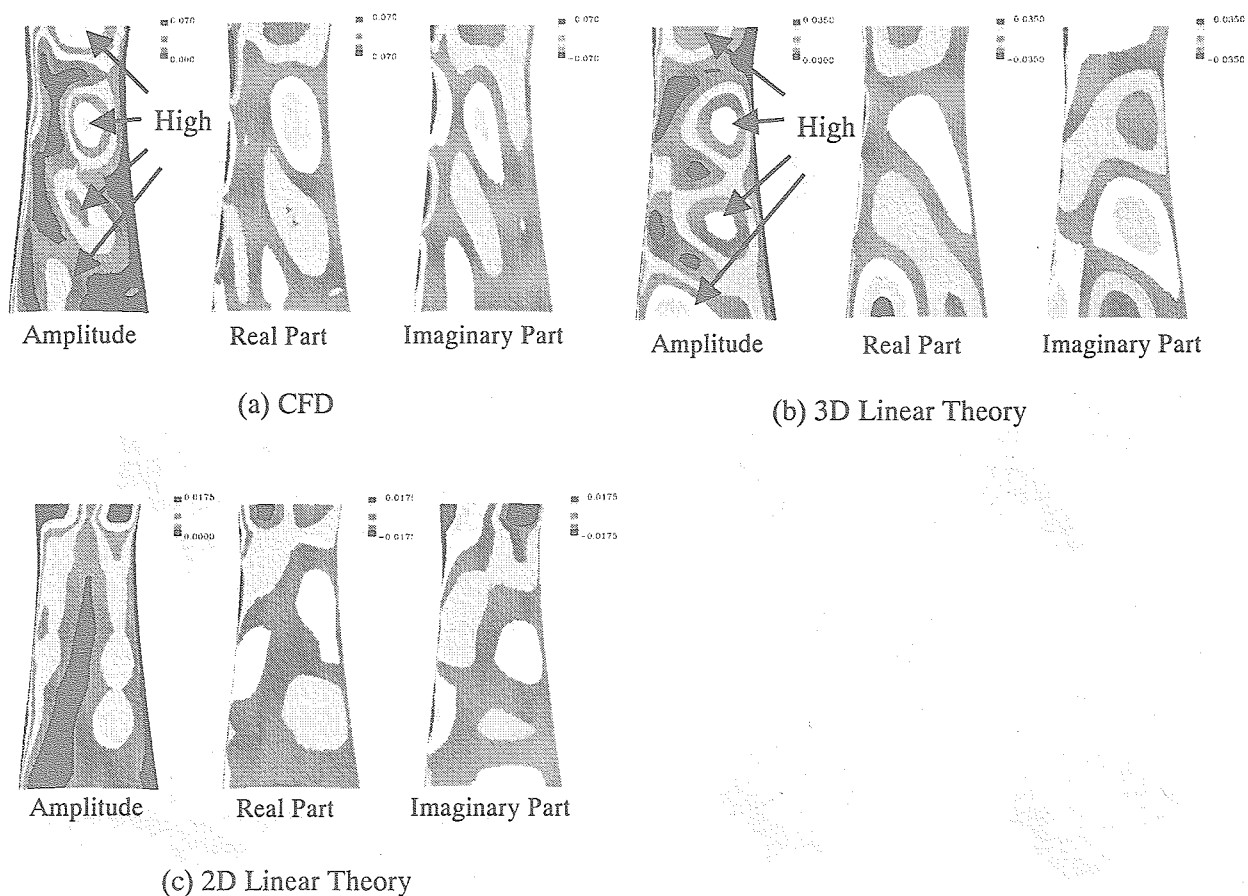


図6 静翼面非定常圧力分布の比較 (BPF成分)

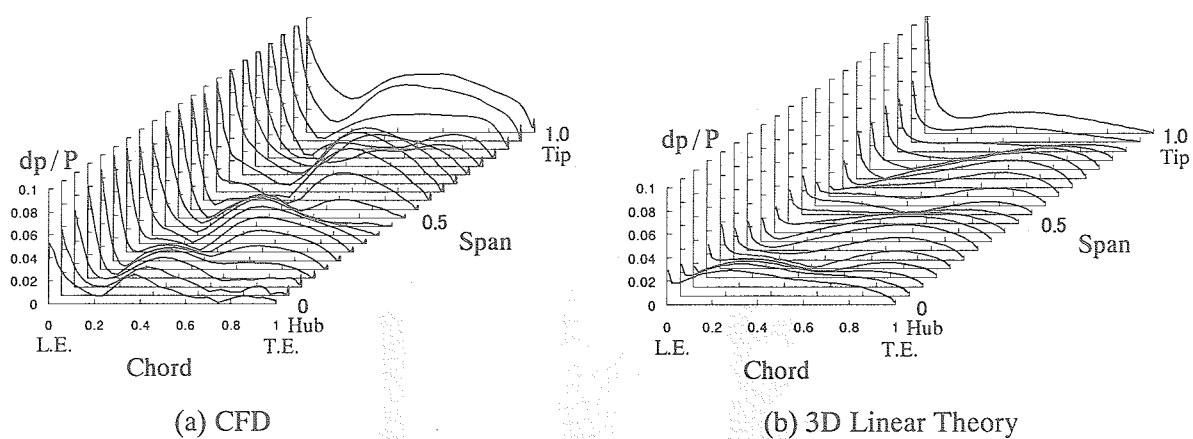


図7 非定常圧力分布の大きさの定量的比較

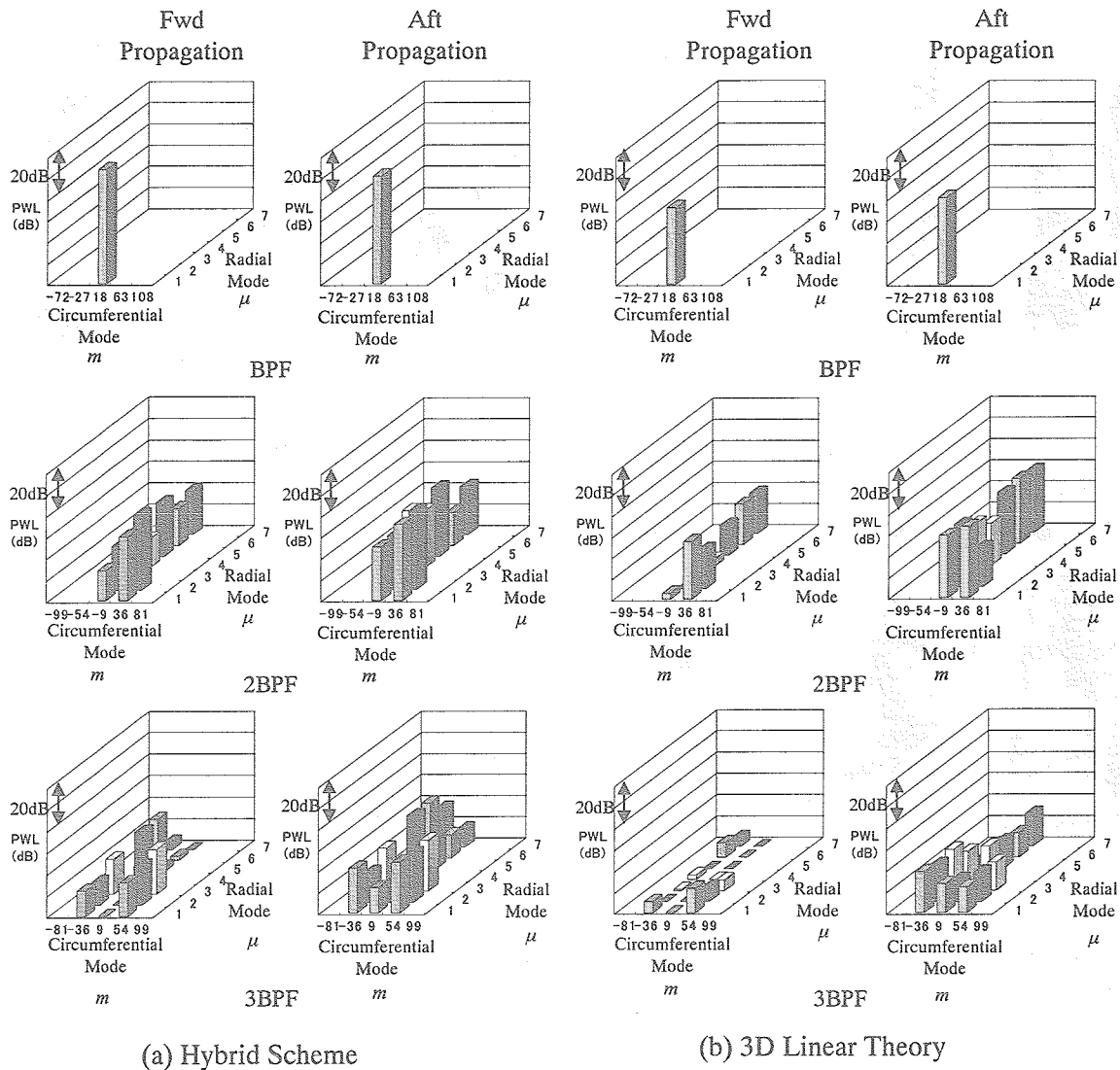


図8 ファンダクトを伝播する音響モードについての音響パワーレベルの比較

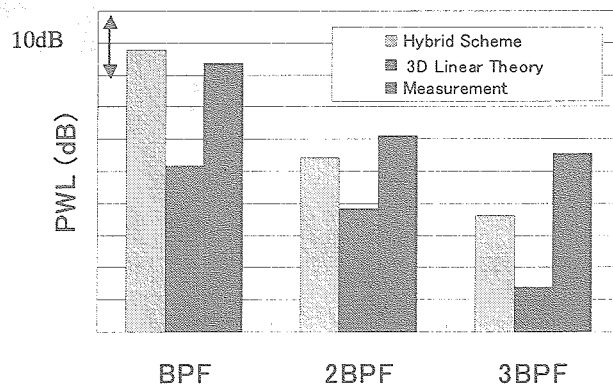


図9 音響パワーレベル予測値の試験結果との比較