

超音速輸送機用エンジン低騒音化技術への数値流体解析の適用

山脇るり子*1、児玉秀和*1、大庭芳則*1、山方章弘*1、野崎理*2、西澤敏雄*2、山本一臣*2

Application of CFD Analysis for Noise Reduction Technologies of a Supersonic Transport Engine

by

Ruriko Yamawaki*1, Hidekazu Kodama*1, Yoshinori Ooba*1, Akihiro Yamagata*1, Osamu Nozaki*2, Toshio Nishizawa*2, Kazuomi Yamamoto*2

ABSTRACT

Recently, CFD analyses have been extensively applied to noise reduction technologies of a supersonic transport engine. This paper introduces the CFD activities for noise reduction technologies. For fan noise, the magnitude of unsteady pressure on the 3D stator vane is evaluated through a use of unsteady 3D stage analysis. For jet noise, Large Eddy Simulation (LES) is applied to prediction of exhaust jet mixing of a lobed mixer nozzle. It is confirmed that a CFD application takes an important role in noise reduction technologies.

1. はじめに

近年の環境適合要求や航空機需要の増加とともに、航空機用ジェットエンジンには一層の低騒音化が求められている。ジェットエンジン内で発生する代表的な騒音源にはファン騒音やジェット騒音があり、次世代超音速輸送機開発においてこれらの騒音低減が重要な技術課題となっている。しかし、最近の航空エンジンの騒音レベルは横ばい傾向にあり、従来の設計技術では騒音低減に限界があるものと考えられる。

ファン騒音は主にファン動静翼の非定常干渉による周期的な静翼面上圧力変動に起因しており、従来の低減手法として動静翼枚数の適正化や動静翼距離の拡大といった低減方法が用いられてきた。これに対し現在では、従来の手法に加えてスweepやリーンといった静翼の3次元化によって更なる低騒音化を図る研究が進められている^[1]が、騒音源となる静翼面上非定常圧力を直接予測する技術はこれまでなかった。また、ジェット騒音低減化では、ノズルからの縦渦を利用したミキシングにより排気速度を抑制し騒音を低減する方法が用いられている。これらの騒音低減技術を確立するには騒音抑制システムで起きている詳細な流れのメカニズムを理解することが必要であるが、複雑な流れの現象を的確に予測する技術はこれまで確立されていなかった。

近年、計算機能力の飛躍的な進歩によって、CFDによる動静翼干渉予測が実用レベルで行えるようになってきた。また、ジェット流れに対しては、ミキシング現象を的確に捕らえることができるDirect Numerical Simulation (DNS)を実用的に用いることは現在の計算機能力から困難であるが、Large Eddy Simulation (LES)が3次元的な乱れの特性を予測するのに成果をあげている^[2]。こうした状況の下、ファン非定常段解析による静翼翼面に発生する非定常圧力変動の予測や、ミキサーノズル下流流れ場へのLES適用によるミキシング予測の精度向上が図られている。

ここでは、現在進めている超音速輸送機用エンジンを想定したファン3次元静翼やロープミキサーノズルへのCFD適用によるファンおよびジェット騒音低減化への取り組みについての研究を紹介する。

2. ファン非定常段解析による翼面圧力変動予測

超音速輸送機用エンジンを想定したファン動静翼に対し非定常段解析を実施し、ベースとなる静翼（以後、標準静翼と称す）と騒音低減を狙った3次元静翼の翼面に発生する非定常圧力変動の比較により、騒音低減効果を評価した^[3]。

2.1 解析対象

解析対象としたファン動静翼の子午面形状を図1に示す。解析は、動翼は同一とし、標準静翼と低騒音を狙った3次元静翼の2形態に対し実施し、両静翼の翼面非定常圧力変動の違いを評価した。標準静翼は翼中心軸が回転軸に対し垂直であるのに対し、3次元静翼は、軸方向へ後退させ、円周方向にはハブ側で回転逆方向、チップ側で回転方向に傾斜角をつけた形状（以後、スweepリーン静翼と称す）が用いられている。図2に両静翼の前視形状を示す。

2.2 計算方法

基礎方程式にレイノルズ平均した非定常3次元ナビエ・ストークス方程式を用い、乱流モデルは、Baldwin-Lomaxの代数モデル^[4]を使用し、対流項の離散化はChakravarthy and OsherのTVDスキーム^[5]で評価した。時間積分はNewton反復法を導入し精度を維持した。

対象のファン動静翼は、動翼18枚、静翼45枚であるため、解析では動翼2枚、静翼5枚の1/9モデルとして扱い、各翼間に対して1計算機(PE)を割り当て7PEを用いた並列計算を行っている。全体の格子点数は約400万点である。静翼と動翼の段間では、軸方向に1格子重ねあわせており、また2次元の補間を避けるために、半径方向に格子線を一致させて周方向のみの線形補間により、計算効率を上げている。図3に計算格子を示す。

境界条件は、上流境界では全温、全圧、流入角分布を与え、下流境界では静圧分布を与えた。翼面、ハブおよびケーシングなどの壁面では滑りなしおよび断熱壁条件とした。

2.3 計算結果

図4に両翼形態での50%スパン瞬時絶対全圧分布の比較を示す。スweepリーン静翼では後退角効果により静翼前縁が標準静翼に比べ下流に位置するため、動翼からのウエークが減衰して静翼に流入していることがわかる。図5には動静翼干渉によって生じる静翼面上の非定常圧力変動の時間変化を示す。代表として10%コード、50%スパンでの翼面圧力変動(上下面圧力差)を示している。図中の圧力変動は入口動圧で無次元化されている。さらに翼面圧力変動

*1 石川島播磨重工業(株)

*2 航空宇宙技術研究所

をFFT解析したものを図6に示す。動翼通過周波数 (BPF; Blade Passing Frequency) とその高調波が卓越したスペクトルを発生させており動翼からのウエークが静翼面の圧力変動の主な励振源となっていることがわかる。また、スイープグリーン静翼の翼面圧力変動の大きさは標準静翼に比べ小さくなっている。

翼面全体について圧力変動をFFT解析し、BPF成分の大きさを比較したものを図7に示す。動翼からのウエークの干渉を最も強く受ける翼前縁付近で両形態ともに大きな圧力変動が見られる。前縁部での変動の大きさは、後退角効果によりスイープグリーン静翼の方がやや小さくなっている。ミッドコード付近では両形態間で顕著な違いが見られ、標準静翼ではハブからチップにかけて圧力変動の大きな部分が見られるが、スイープグリーン静翼ではほとんど観察されない。以上より、スイープグリーン静翼は、音源となる翼面圧力変動の大きさが標準静翼に比べ小さくなっており、音源強度の低減が図られている結果となっている。

騒音試験にて得られた音圧スペクトルについて、両静翼形態の結果を比較した一例を図8に示す。スイープグリーン静翼では標準静翼に比べ音圧レベルの低減が図られており、騒音低減効果が確認されている。

3. ロープミキサノズルへのLES解析の適用

ロープミキサノズル後流流れ場にLESを適用し、PIV(Particle Image Velocimetry)計測との比較を行い、ミキシングの予測精度を評価した^{6,7)}。

3.1 解析対象

解析対象としたロープミキサノズル形状を図9に示す。ロープ枚数18枚、ロープ出口角度 10° 、ロープ高さ-ロープ出口直径比(H/Dex) 0.355となっている。

3.2 PIV計測

LES解析の評価に用いた計測データは、図10に示すPIV計測システムにより取得されている。計測は中心断面(断面A-A)とそれに平行な3断面(断面B-B、C-C、D-D)の流れ方向に沿う面にて行われた。図11に計測断面を示す。各断面では、異なる時間の100枚の速度場を作るために200枚の画像を採取し、これらの速度場をアンサンブル平均して平均の速度場を求めた。

3.3 計算方法

支配方程式にFavreフィルタ化された三次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いた。対流項の離散化には4次精度TVDスキームを導入し、時間積分にはNewton反復法を導入した陰解法を用いた。サブグリッド乱流粘性を決定するのにSmagorinskyサブグリッドスケール乱流モデルを用い、Smagorinsky定数は0.15とした⁶⁾。壁面付近ではvan Driestによるダンピング係数を乱流粘性係数に掛けることで境界層の壁面漸近挙動を模擬した。

解析は1/18モデルとし、解析領域は半径方向とミキサノズルから下流方向にそれぞれ4.9Dexおよび12.Dexとした。本解析では、大規模な計算領域に必要な格子解像度を確保するのに格子点数が約750万点に上ったため、領域を分割するマルチブロック法を導入した並列計算を行った。図12に計算格子を示す。

ミキサノズル内部およびミキサノズル外部の入口境界には全温、全圧、流れ角の半径方向分布を与え、壁面境界には断熱壁条件を課した。ミキサノズルから十分遠方の境界では全圧と流れ角を与え、出口境界では静圧分布を与えた。

3.4 計算結果

ジェット流れにおけるミキシングはノズル入口での乱れが強く影響することが知られている。計測結果から、ミキサノズル出口位置でのコア領域の乱流強度がノズル出口平均速度(Uex)の10%程度であることがわかってきたため、本解析ではミキサノズル入口

境界に計算が安定に行える最大の乱れを与えて、ミキシング流れへの入口乱れの影響を考慮した。

図13は断面A-Aと断面D-Dにおける計測と解析の速度コンターを示す。図の赤い部分は速度の高い領域を示し、青の部分は速度の低い領域を示している。断面A-Aでは、ミキサノズル中心線に沿った高流速のコア領域が下流へ長く伸びており、この領域でのミキシングがあまり大きくないことがわかる。一方、断面D-Dでは、内ロープ後縁位置から下流へ低速域が急速に広がる様子が観察される。これはロープ内側流れとロープ外側流れが適切に混合されていることを示している。また、解析と計測の流れパターンは両断面ともに良好な一致が見られる。

図14にロープ下流位置での軸方向速度の半径方向分布を示す。断面A-Aにおいてロープ出口から1.0Dex下流位置と1.5Dex下流位置で、計測と解析との比較を行っている。図中の軸速度成分と半径はそれぞれ、UexおよびDexで無次元化されている。計測の軸速分布を軸方向位置で比較すると、1.5Dex下流では1.0Dex下流に比べ高速域のピーク値が小さくなり半径方向への速度の広がりが見られ、ミキシングが進んでいるのが判る。計測と解析を比較すると、1.0Dex下流位置では両者は良好に一致しているのが判る。1.5Dex下流位置でも、3つの高速域での速度のピーク値は計測と試験の間に良好な一致が見られる。上側と下側に現れる速度のピークの半径位置については僅かなずれが見られるものの、LES解析によるロープミキサノズル下流の複雑なミキシング過程の予測は十分妥当であることが示された。

4. まとめ

超音速輸送機用エンジンの騒音低減化技術にCFDを適用した。ファン騒音低減化への適用ではファン非定常段解析により標準静翼と低騒音を狙った3次元静翼の翼面に発生する非定常圧力変動を評価・比較し、妥当な音源強度予測が可能となった。ジェット騒音低減化への適用においては、ロープミキサノズル下流流れにLESを適用し、ロープ下流の複雑なミキシング現象を精度良く予測できるようになった。以上から、騒音低減化技術へのCFD適用の有用性が確認され、超音速輸送機用エンジン騒音低減化技術の開発において短時間で最適化が図れる手法としてのCFDの活用が期待される。

参考文献

- [1] Richard P. Woodward et al., NASA/TM-1998-208661, AIAA-99-0479, November, 1998.
- [2] Choi, D. et al., "Large Eddy Simulations of High-Reynolds Number Jet Flows", AIAA 99-0230, 1999.
- [3] 山方, 海野, 児玉, 野崎, 西澤, 山本, "動静翼干渉による静翼非定常圧力予測", 第16回ガスタービン秋季講演会講演論文集, pp. 21-26, 2001.
- [4] Baldwin, B.S., and Lomax, H., 1978, "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", AIAA-78-257, 1978.
- [5] Chakravathy, S.R. and Osher, S., "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," AIAA 85-0363, 1985.
- [6] Y. Ooba, H. Kodama, Y. Nakamura, O. Nozaki, K. Yamamoto and T. Nishizawa, "Large Eddy Simulation Analysis of a 18-Lobe Convoluted Mixer Nozzle", AIAA 2002-0717, 2002.
- [7] Y. Ooba, H. Kodama, R. Yamawaki, O. Nozaki, K. Yamamoto and T. Nishizawa, "Large Eddy Simulation of a Lobed Mixer Nozzle Using a Multi-block Method", Parallel CFD 2002, 2002.
- [8] Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with the Primitive Equations, I The Basic Experiment", Monthly

Weather Review, 91, pp 99-164, 1963.

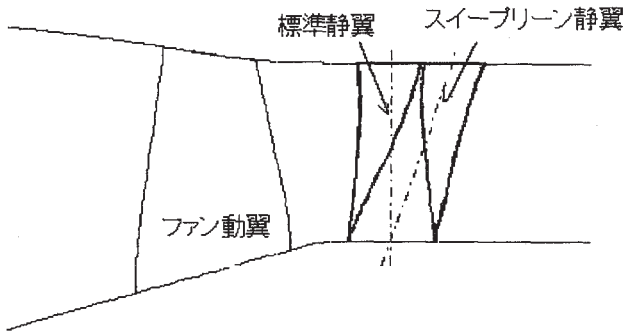


図1 解析対象ファン子午面形状

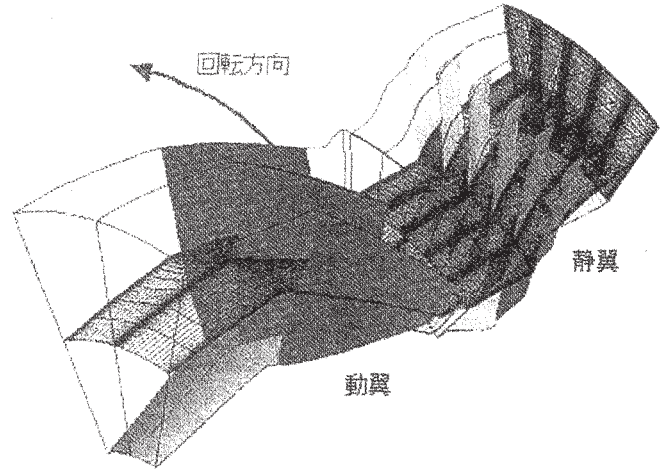


図3 計算格子概観 (標準静翼)

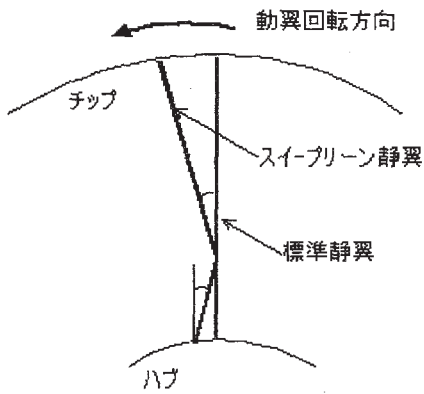
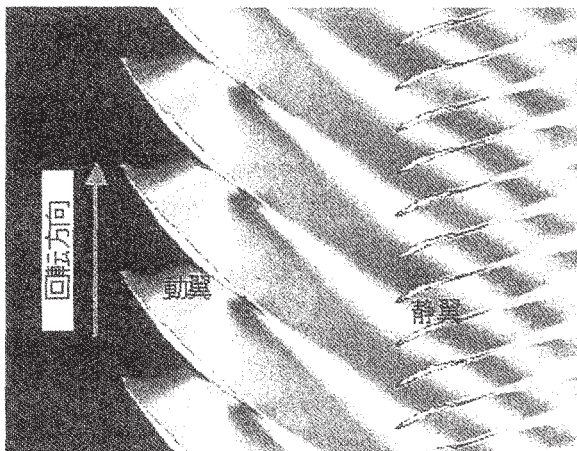
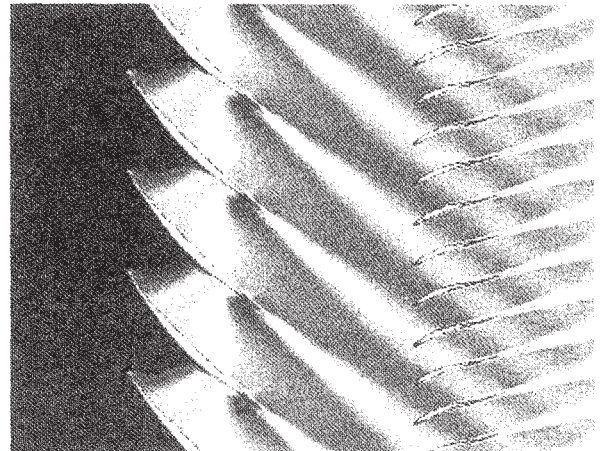


図2 静翼前視形状



(a) 標準静翼



(b) スィープリーン静翼

図4 50%スパンでの瞬時全圧分布

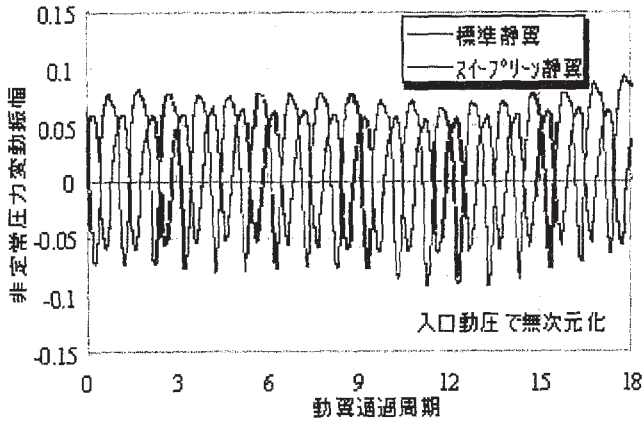


図5 静翼翼面非定常圧力変動の時間変化
(上下面圧力差; 10%コード、50%スパン)

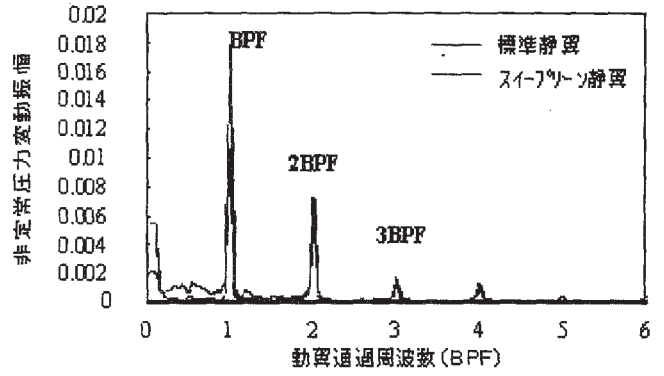


図6 非定常圧力変動のFFT解析結果

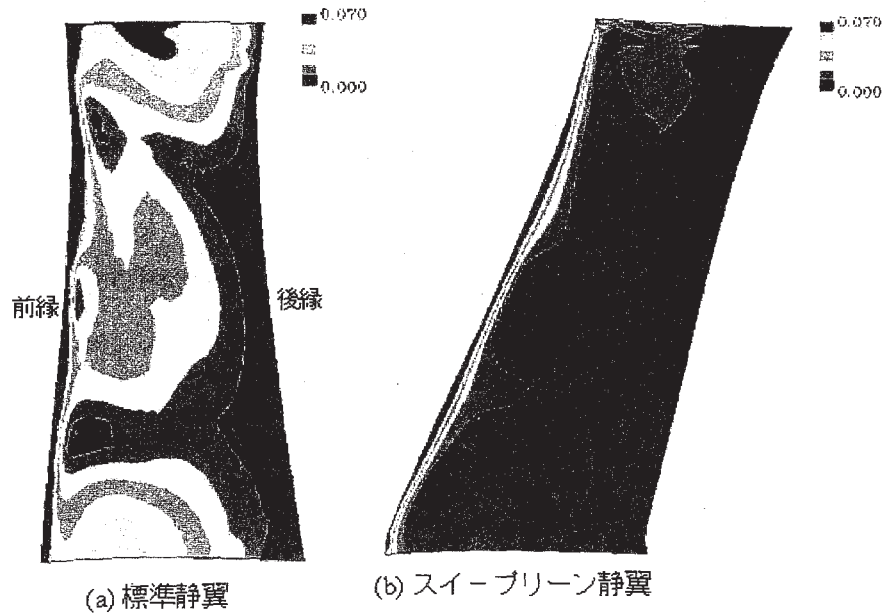


図7 翼面BPF 1次 非定常圧力変動振幅分布

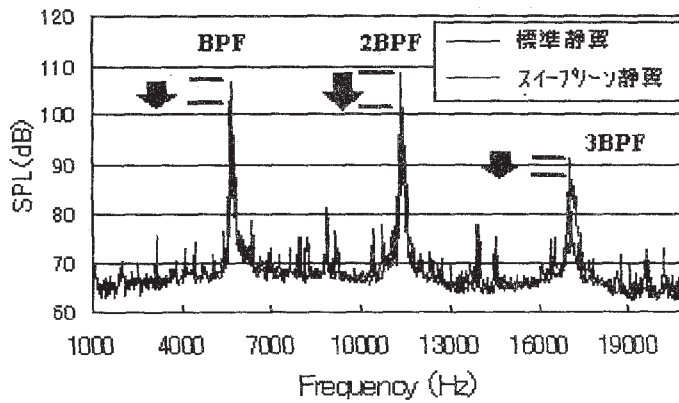


図8 各静翼形態の騒音スペクトルの比較 (40° マイクロホン位置)

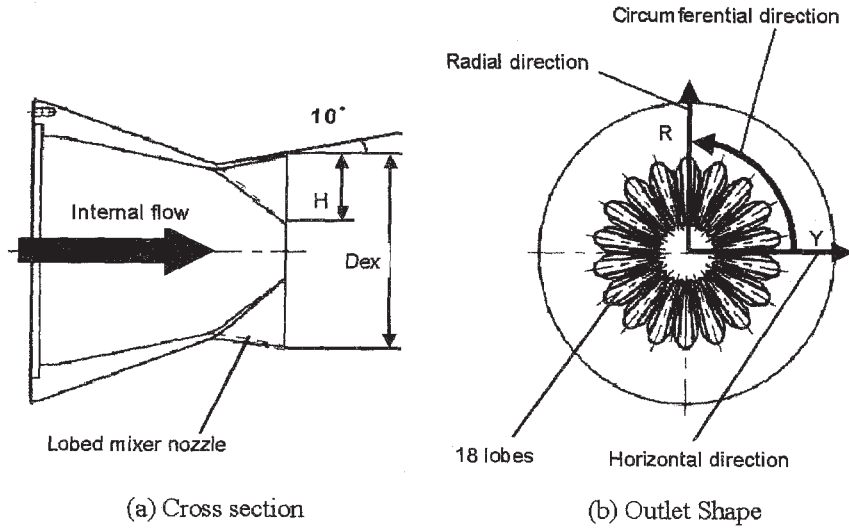


図9 ロープミキサーノズル形状

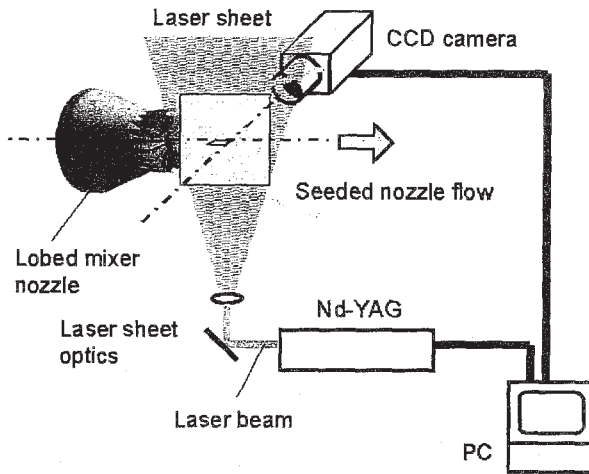


図10 PIV計測システム

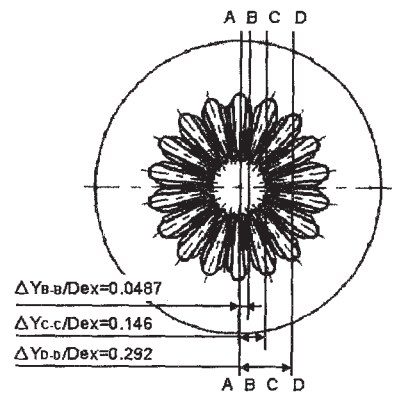


図11 計測断面

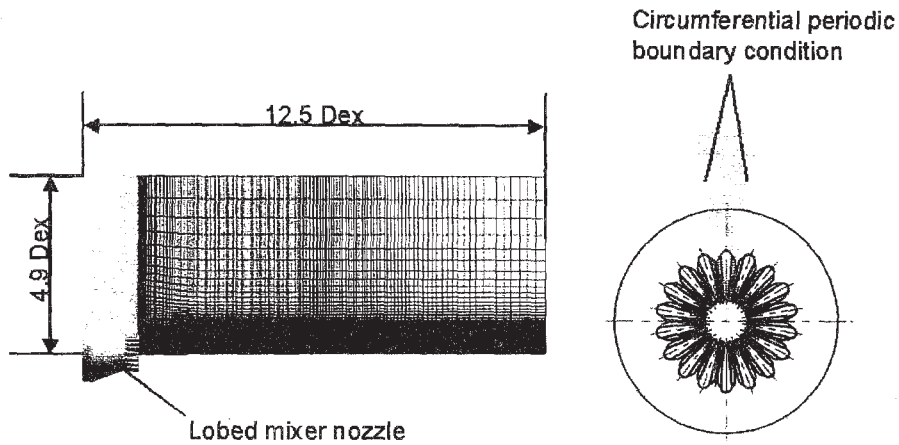


図12 計算格子概略

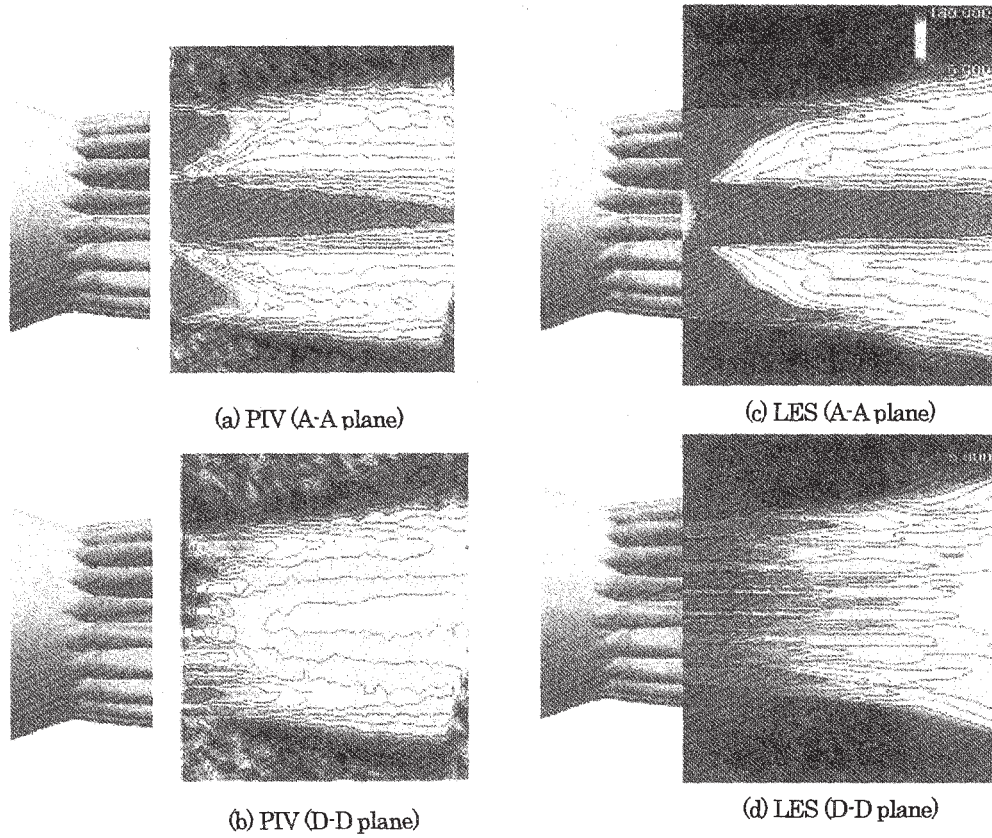


図13 計測と解析の速度コンターの比較

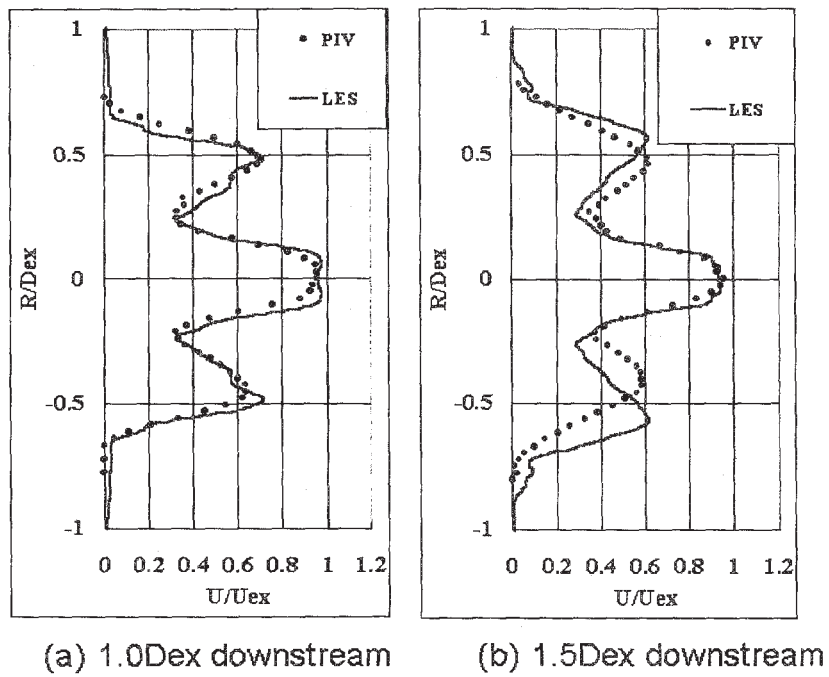


図14 断面A-Aにおける計測と解析の軸速半径方向分布の比較