

メッシュ再分割機能を利用した ターボ機械大規模解析環境の構築

富松重行 山出吉伸* 廣川雄一** 西川憲明**

Establishment of Large Scale Analysis Environment for Turbo Machinery using Refiner

By Shigeyuki Tomimatsu, Yoshinobu Yamade, Yuichi Hirokawa and Noriaki Nishikawa

In order to conduct a product development of turbo machinery continuously and developmentally, an approach using LES (Large Eddy Simulation) should be one of the mainstream, because it is already essential to utilize CFD (Computational Fluid Dynamics) using RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) in industrial field.

For example, in recent years, the demand of a high-efficiency and low-noise jet fan is getting larger and larger for environmental concerns. However, in order to simulate the noise reduction of the jet fan with high accuracy, which needs the high performance computing technique using a super computer such as the Earth Simulator. Thus, the purpose of this study is to establish the high performance computing environment and method which provides a seamless connection between a calculator, such as a PC cluster, in a company and the super computer such as the Earth Simulator.

1. はじめに

ターボ機械の流体性能設計の現場において、CFDは既に必要不可欠なツールの一つとなっている。従来から用いられているRANSによる解析では、ジェットファンから発生する空力騒音の予測はほぼ不可能であった。これに対して、LESによる解析では空力騒音の予測は可能となるが、精度良く解析を行うには空間分解能を上げる必要があるため計算量が大幅になり、PCクラスタなどでは設計開発の現場で実時間内に解析を終わらせることはほぼ不可能になるという問題がある。

本研究において、解析には文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発「イノベーション基盤シミュレーションソフトウェアの研究開発⁽¹⁾」プロジェクトで開発されたFrontFlow/blueを用いた。FrontFlow/blueは地球シミュレータなどのスーパーコンピュータでの稼働実績が既にあるソフトウェアであり、かつ空力騒音予測解析

に用いられた実績も多い⁽²⁾。また、FrontFlow/blueはメッシュ再分割機能(Refiner)の実装が完了している。したがって、このメッシュ再分割機能を利用して、分割前のメッシュモデルによる解析を企業内のPCクラスタなどのコンピュータ、分割後のメッシュモデルによる解析をスーパーコンピュータで行えば、解析精度の向上および大規模解析業務の効率化が見込まれる。また、再分割前のメッシュモデルを用いた解析を企業内で実施することによって、メッシュ品質のチェック、解析条件のチェックなどを大規模解析の実行前に行うことができ、これらの要因による大規模解析実行時のエラーを極力低減することができる。

そこで、本研究では再分割前のメッシュモデルを用いた解析を社内のPCクラスタで行い、再分割後のメッシュモデルを用いた解析を地球シミュレータで行っている。このようにすることで、企業内のコンピュータと地球シミュレータのようなスーパーコンピュータをシームレスにつなぎ、ターボ機械の設計開発業務において継続的に大規模解析を行えるハイパフォーマンスコンピューティング環境・方法が構築できると考える。本報では、

*みずほ情報総研(株) ***(独)海洋研究開発機構

平成22年度「地球シミュレータ産業戦略利用プログラム」利用成果報告書pp.123-130に掲載されたものを一部加筆・修正した。

ジェットファンを対象にして行った流れ場と空力騒音の予測事例を紹介する。

2. 解析対象および方法

図1に本研究で解析対象としたジェットファンを示す。図に示すように、この単段のジェットファンは5枚の動翼、ケーシング、モータ、モータ架台で構成されている。口径は630 mmで、設計仕様点での流速は35 m/s、回転速度は2 930 min⁻¹である。

図2にジェットファンの解析モデルを示す。解析モデル入口から動翼前縁までは、ジェットファン口径の約10

倍の助走区間を設けてある。また、動翼から発生する旋回の影響を低減することを目的として、解析モデル出口にはバッファ領域としてジェットファンの口径よりも大きな径を持つ円筒ドメインを設けた。なお、本研究ではジェットファン動翼周りの流れ場に注目しているため、解析モデルはモータおよびモータ架台を省略したモデルとしている。

図3に解析に使用したメッシュモデルを示す。メッシュモデルを作成するにあたって、ジェットファンの解析モデルを3個のドメイン、すなわち、入口部、動翼部、出口部に分割した。入口部、出口部を静止系として取り扱

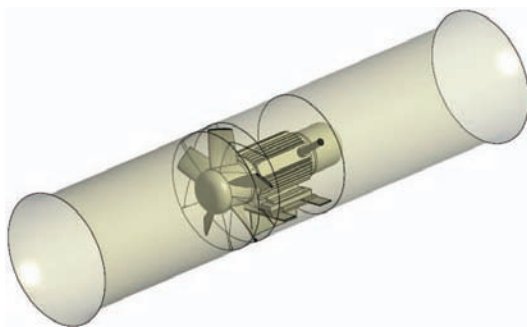


図1 ジェットファン
Fig.1 Jet fan

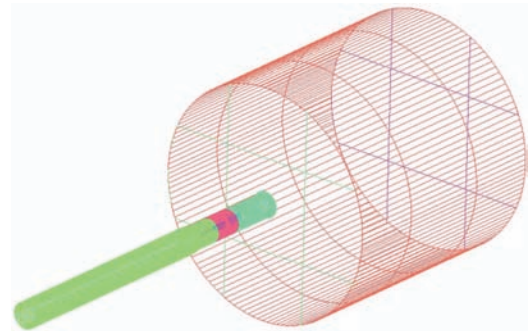
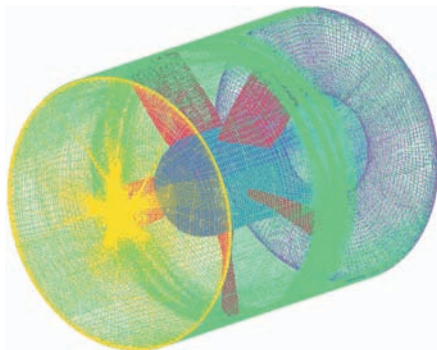
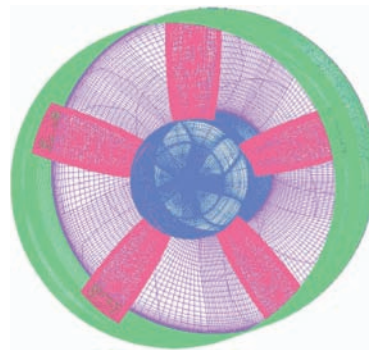


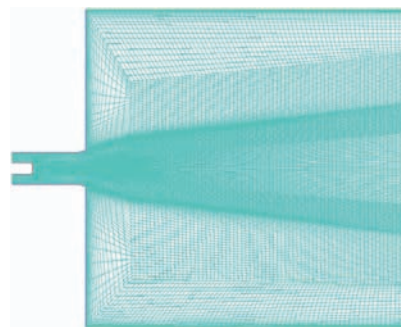
図2 解析モデル
Fig.2 Analysis model



(a) 動翼部
(a) Rotor



(b) 入口部
(b) Inlet



(c) 出口部
(c) Outlet

図3 メッシュモデル
Fig.3 Mesh model

い、動翼部を回転系として取り扱った。節点数は、入口部で約 2.1×10^6 、動翼部で約 2.5×10^6 、出口部で約 2.7×10^6 であり、総節点数は約 7.3×10^6 である。なお、全てのドメインに対して六面体要素を使用している。動翼表面の乱流境界層を高精度で解析するために、動翼周りには他の部分と比較してより細かなメッシュを作成している。ケーシングおよびハブ表面でも乱流境界層の発達を予測されるが、本研究ではこれらの領域の乱流境界層は解像しない。また、入口部と動翼部、ならびに動翼部と出口部との間にはオーバーセット領域を設け、各ドメイン間で最低5要素程度重なるようにモデリングしている。

解析に用いたFrontFlow/blueは、時間、空間に対して二次の精度を有する有限要素法のコードである。今回の解析では、サブグリッドスケールモデルとして標準スマゴリンスキーモデルおよびダイナミックスマゴリンスキーモデルを使用した非圧縮性LES解析をそれぞれ行った。なお、標準スマゴリンスキーモデルによる解析では、スマゴリンスキー定数を0.2とした。運動方程式の解法にはクランク・ニコルソン法を、圧力方程式の解法には低マッハ数近似を施したFractional-Step法をそれぞれ用いた。

境界条件としては、入口境界に35 m/sの速度一定の流入条件を与えた。出口境界には圧力0およびtraction-

freeの境界条件を、壁面には滑りなしの境界条件を与えた。これらの境界条件のもと、圧力および速度0を初期条件として動翼が20回転に達するまで計算を行い、得られた解析結果をもとにしてFrontFlow/blueの騒音解析機能を用いて騒音予測を行った。

さらに、より高空間分解能を有するLES解析を行うために、総節点数約 5.8×10^7 のメッシュモデルを用いて解析を行った。このメッシュモデルは、前述の総節点数約 7.3×10^6 のメッシュモデルに対してFrontFlow/blueのリファイナー機能を適用することにより、自動的に得られたものである。すなわち、リファイン後のメッシュモデルは、リファイン前のメッシュモデルの8倍の節点数を有することになる。図4にリファイン前のメッシュモデルとリファイン後のメッシュモデルをそれぞれ示す。

なお、リファイン前のメッシュモデルを用いた解析は社内のPCクラスタを用いて行い、リファイン後のメッシュモデルを用いた解析は地球シミュレータを用いている。

3. 解析結果

図5に動翼周りの流跡線と動翼、ハブ上の表面圧力を可視化した図を示す。コンター図は表面圧力を、青色、赤色の矢印は流跡線をそれぞれ表す。これらの図におい

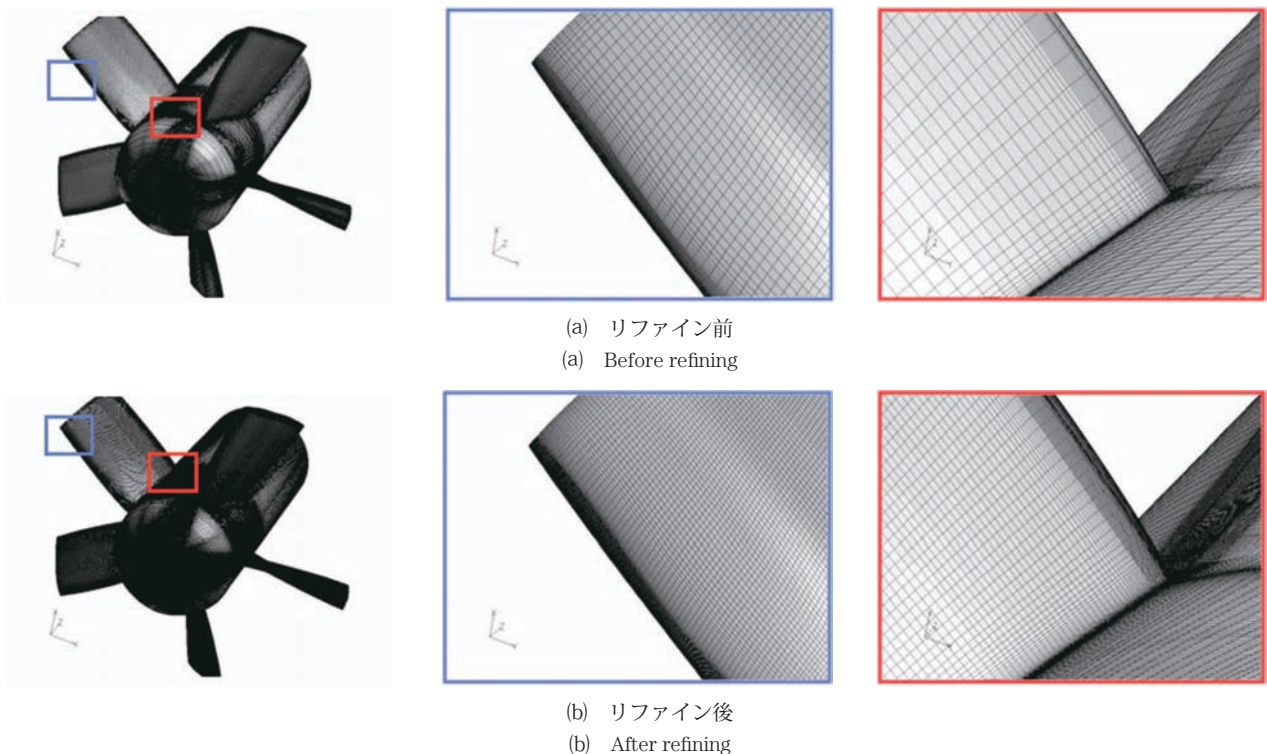


図4 メッシュモデルの比較
Fig.4 Comparison between mesh models

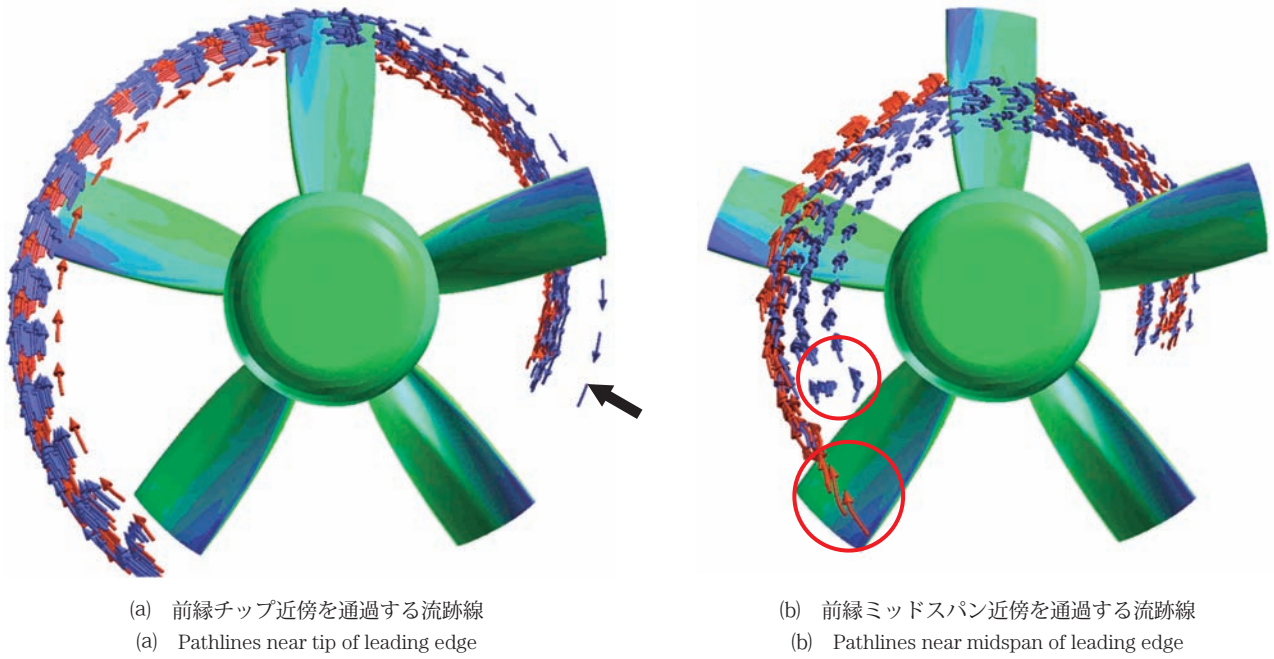


図5 表面圧力と流跡線

Fig.5 Surface pressure and pathlines

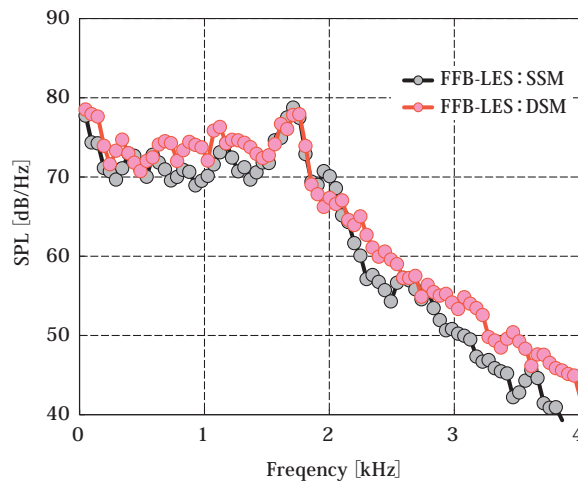
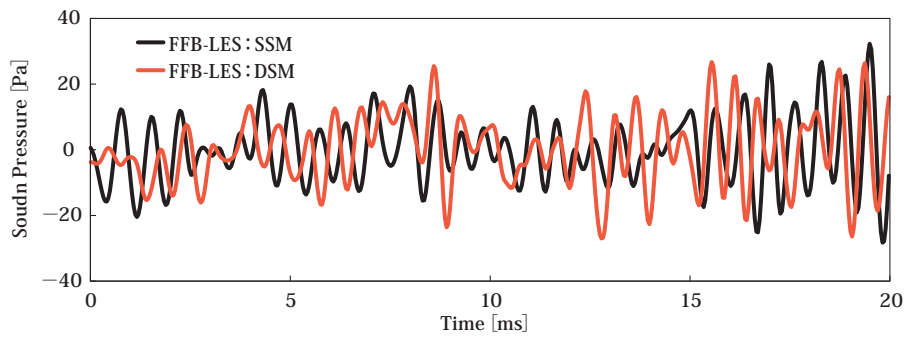


図6 騒音予測

Fig.6 Noise prediction

て、青色の矢印は翼の負圧面側を通過した流れを、赤色の矢印は正圧面側を通過した流れをそれぞれ表す。なお、これらの図は、リファイン前のメッシュモデルを使用して得られた解析結果である。

図5(a)において、黒色の矢印で示した流跡線は他の流跡線から離れている。これは、翼表面上のはく離によって引き起こされていると考えられる。したがって、翼チップ周りの形状を修正し、はく離を抑制することによってジェットファンの効率を改善することが可能なことを示唆している。

また、図5(b)において、赤色の丸印で囲まれた領域の流跡線は旋回していることがわかる。これらの領域は動

翼から上流側に位置しているが、ジェットファンの形状などを変更することによりこれらの旋回流を減少させることができれば、ジェットファンの性能改善につながる。また、翼ミッドスパン近傍の流跡線は翼通過前と翼通過後で同じような経路をたどることから、ミッドスパン近傍の翼形状は性能低下を引き起こしていないと言える。

図6に騒音予測の結果を示す。これらの図において、黒色の実線およびマーカーは標準スマゴリンスキーモデル (SSM : Standard Smagorinsky Model) による解析結果から得られた音圧および音圧レベルの予測結果を、赤色の実線およびマーカーはダイナミックスマゴリンスキーモデル (DSM : Dynamic Smagorinsky Model) に

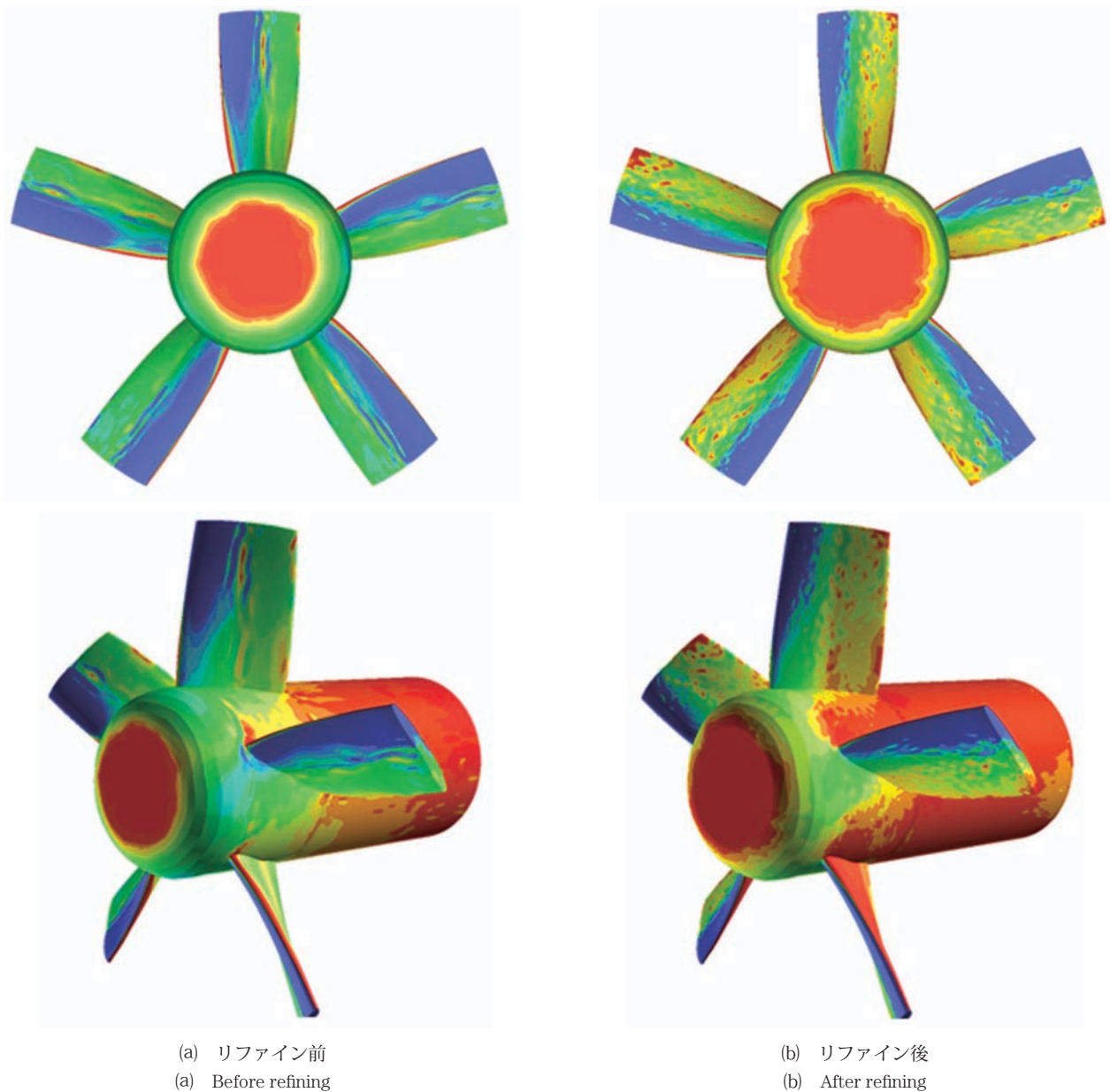


図7 動翼およびハブ上の表面圧力
Fig.7 Surface pressure on rotors and hub

よる解析結果から得られた音圧および音圧レベルをそれぞれ示す。なお、これらの結果はリファイン前のLES解析結果から騒音予測したものである。

図6(a)にジェットファンから上流1 mの位置での音圧を示す。時刻が経過するにつれて、標準スマゴリンスキーモデルとダイナミックスマゴリンスキーモデルによる解析結果から得られた音圧にわずかな違いがみられるが、音圧の最大値と最小値はほぼ同じであり、全体的に大きな違いは見られない。

図6(b)に音圧レベルと周波数の関係を示す。ダイナミックスマゴリンスキーモデルによる解析結果から得られた音圧レベルは、標準スマゴリンスキーモデルによる結果から得られたそれよりもわずかに大きいことがわかる。この傾向は、特に高周波数領域で顕著である。

図7に動翼とハブ上の表面圧力分布を示す。これらの結果は、それぞれリファイン前、リファイン後のメッシュモデルを用いて得られた結果である。リファイン後のメッシュモデルを用いて解析した結果得られた表面圧力分布は、リファイン前のものよりも細かなところまで解像できていることがわかる。したがって、ハイパフォーマンスコンピューティングを用いることによって、製品レベルのターボ機械であっても乱流遷移を捉えることが可能であると考えられる⁽³⁾。しかしながら、このことを結論づけるには更なる研究が必要である。

4. おわりに

自動車用道路のトンネル換気装置として用いられるジェットファンを対象にして標準スマゴリンスキーモデルおよびダイナミックスマゴリンスキーモデルによるLES解析を行って動翼周りの流れ場について検討し、騒音予測を行った。

また、FrontFlow/blueのリファイナー機能を用いて高解像度のメッシュを作成し、リファイン前とリファイン後のメッシュモデルを用いて解析した結果得られた表面

圧力分布を比較、検討した。リファイン後のメッシュモデルによる表面圧力分布は、リファイン前のそれよりも細かなところまで解像できており、ハイパフォーマンスコンピューティング技術を用いることによって、製品レベルのターボ機械であっても乱流遷移を捉えることが可能であることが示唆された。

<謝辞>

本研究は、平成21年度文部科学省先端研究施設共用促進事業「地球シミュレータ産業戦略利用プログラム」の“ジェットファンから発生する騒音のシミュレーション”および平成22年度同プログラム“メッシュ再分割機能を利用したターボ機械大規模解析環境の構築”の一環として行った。

FrontFlow/blueは文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発「イノベーション基盤シミュレーションソフトウェアの研究開発」プロジェクトの一環として、東京大学 生産技術研究所で開発されたものである。

ここに記して謝意を表します。

<参考文献>

- (1) 文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発「イノベーション基盤シミュレーションソフトウェアの研究開発」ホームページ、<http://www.ciss.iis.u-tokyo.ac.jp/riss/>、(2013/5/10アクセス)
- (2) Yoshinobu Yamade, Chisachi Kato, Hayato Shimizu, Takahiro Nishioka, “LARGE EDDY SIMULATION AND ACOUSTICAL ANALYSIS FOR PREDICTION OF AEROACOUSTICS NOISE RADIATED FROM AN AXIAL-FLOW FAN”, Proc. FEDSM2006, paper #FEDSM2006-98303, Miami, 2006.
- (3) Chisachi Kato, et al, “Numerical prediction of sound generated from flows with a low Mach number”, Computers & Fluids, Volume 36, Issue 1, Pages 53-68, 2007.

<筆者紹介>

富松重行：2003年入社。ポンプ、送風機および流体関連機器の研究開発に従事。現在、技術研究所研究グループ主幹技師。博士（工学）。技術士（機械部門）。