

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

プロジェクト責任者

富松 重行 株式会社電業社機械製作所 生産本部 技術研究所 研究グループ

著者

富松 重行^{*1}、山出 吉伸^{*2}、廣川 雄一^{*3}、西川 憲明^{*3}

*1 株式会社電業社機械製作所 生産本部 技術研究所 研究グループ

*2 みずほ情報総研株式会社 サイエンスソリューション部 デジタルエンジニアリング部

*3 独立行政法人海洋研究開発機構

利用施設： 独立行政法人海洋研究開発機構 地球シミュレータ

利用期間： 平成 22 年 4 月 1 日～平成 23 年 3 月 31 日

アブストラクト

ターボ機械の流体性能向上を今後も継続的かつ発展的に行うには、RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) を用いた CFD (Computational Fluid Dynamics) が製品開発の現場で必要不可欠なツールになっている現状を考えると、LES (Large Eddy Simulation) による大規模解析を用いた製品開発が主流の一つになると予想される。

例えば、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の高効率化、低騒音化の要求は、環境への配慮等の理由で年々高まってきている。しかしながら、ジェットファンの低騒音化のために流体騒音解析を精度良く実施するとなると、地球シミュレータのようなスーパーコンピュータを用いたハイパフォーマンスコンピューティング技術が不可欠となる。そこで、本プロジェクトでは企業内の PC クラスタ等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において継続的に大規模解析が行えるハイパフォーマンスコンピューティング環境・方法を構築することを目的とする。

キーワード： ジェットファン、LES、ハイパフォーマンスコンピューティング、リファイナー

1. はじめに

ジェットファンのみならずターボ機械の流体性能向上に 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となると空間分解能を上げる必要があるため計算量が大规模になり、PC クラスタ等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。

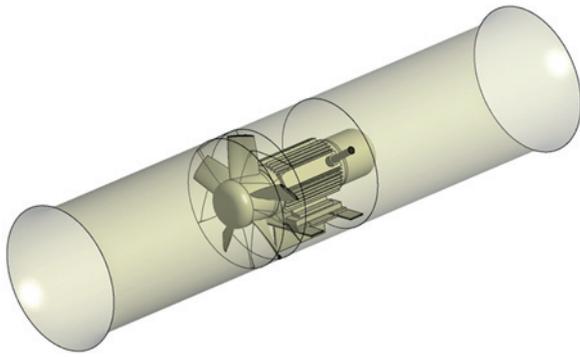


図1 ジェットファン

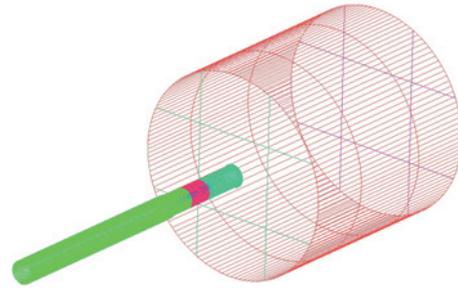


図2 解析モデル

本プロジェクトにおいて、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 クラスタ等のコンピュータ、分割後のメッシュモデルによる計算を地球シミュレータのような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、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等を大規模解析を実行する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、本プロジェクトでは企業内の PC クラスタ等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・方法を構築することを目的とする。

2. 解析対象および方法

図1に本プロジェクト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、モーター、モーター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35m/s、回転数は2930min⁻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、本プロジェクト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ーおよびモーター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

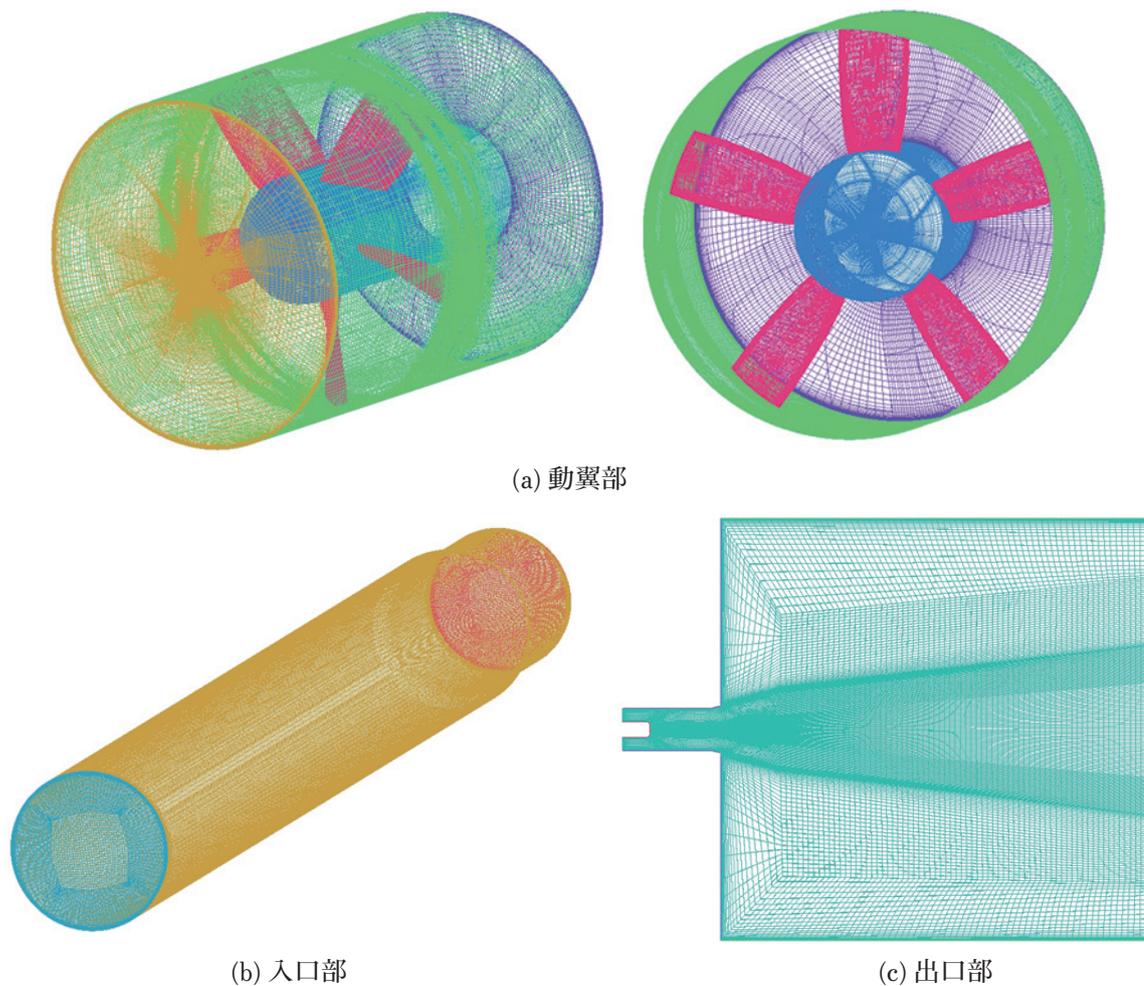


図3 メッシュモデル

境界層の発達は予測されるが、本プロジェクト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。

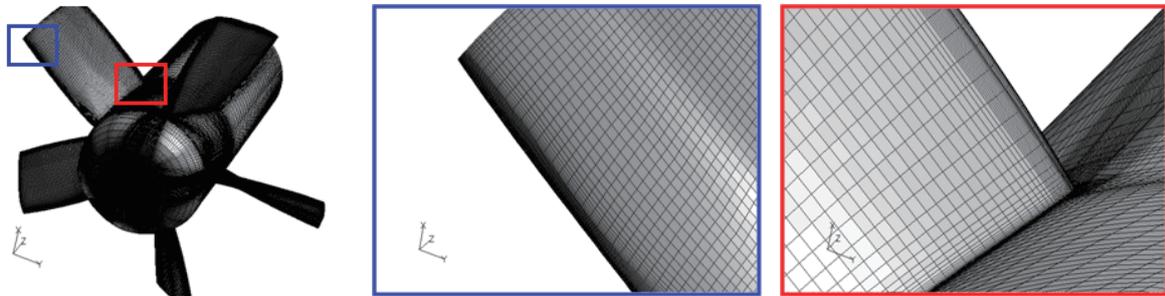
解析に用いた FrontFlow/Blue は、時間、空間に対して二次の精度を有する有限要素法のコードである。今回の解析では、サブグリッドスケールモデルとして標準スマゴリンスキーモデルおよびダイナミックスマゴリンスキーモデルを使用した非圧縮性 LES 解析をそれぞれ行った。なお、標準スマゴリンスキーモデルによる解析では、スマゴリンスキー定数を 0.2 とした。運動方程式の解法にはクラック・ニコルソン法を、圧力方程式の解法には低マッハ数近似を施した Fractional-Step 法をそれぞれ用いた。

境界条件としては、入口境界に 35m/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。

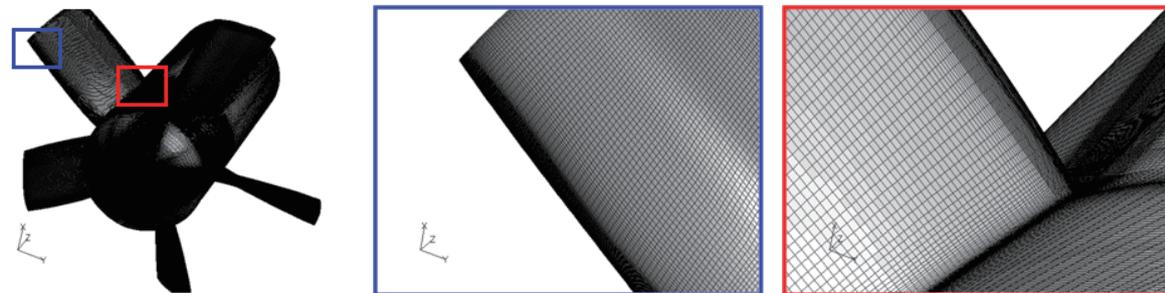
さらに、より高空間分解能を有する LES 解析を行うために、総節点数約 5.8×10^7 のメッシュモデルを用いて解析を行った。このメッシュモデルは、前述の総節点数約 7.3×10^6 のメッシュモデルに対して FrontFlow/Blue のリファイナー機能を適用することにより、自動的に得られたものである。す

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行っている。



(a) リファイン前



(b) リファイン後

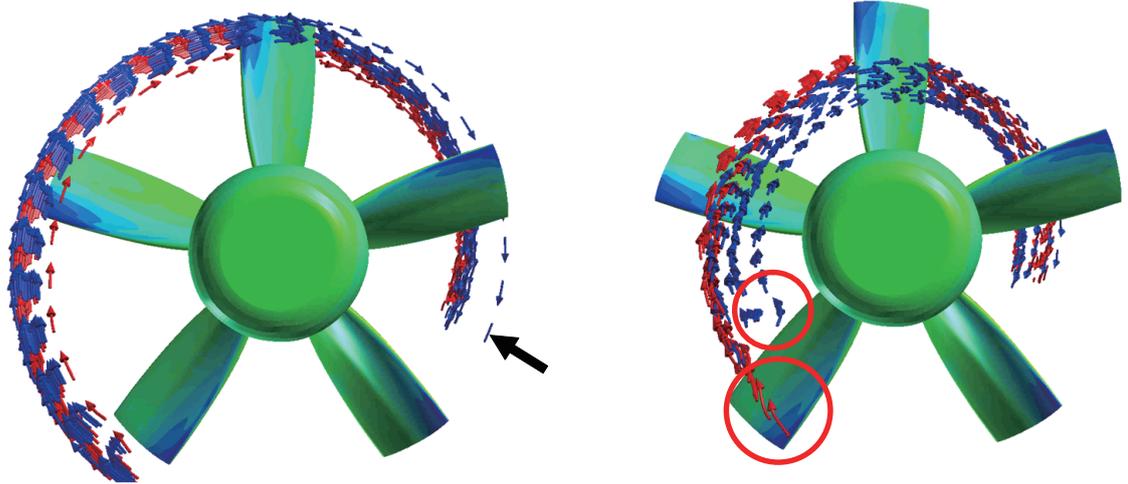
図4 メッシュモデルの比較

3. 解析結果

図5に動翼周りの流線と動翼、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、赤色の矢印は流線をそれぞれ表す。これらの図において、青色の矢印は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線は他の流線から離れている。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。

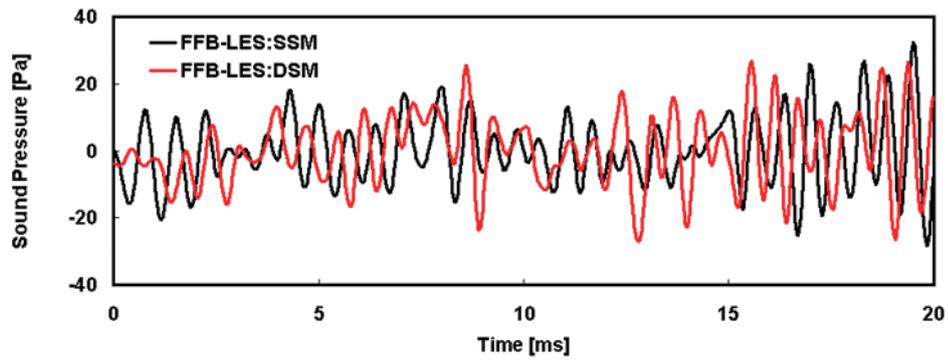
また、図5(b)において、赤色の丸印で囲まれた領域の流線は旋回していることがわかる。これらの領域は動翼から上流側に位置しているが、ジェットファンの形状等を変更することによりこれらの旋回流を減少させることが可能であれば、ジェットファンの性能改善につながる。また、翼ミッドスパン近傍の流線は翼通過前と翼通過後で同じような経路をたどることから、ミッドスパン近傍の翼形状は性能低下を引き起こしていないと言える。



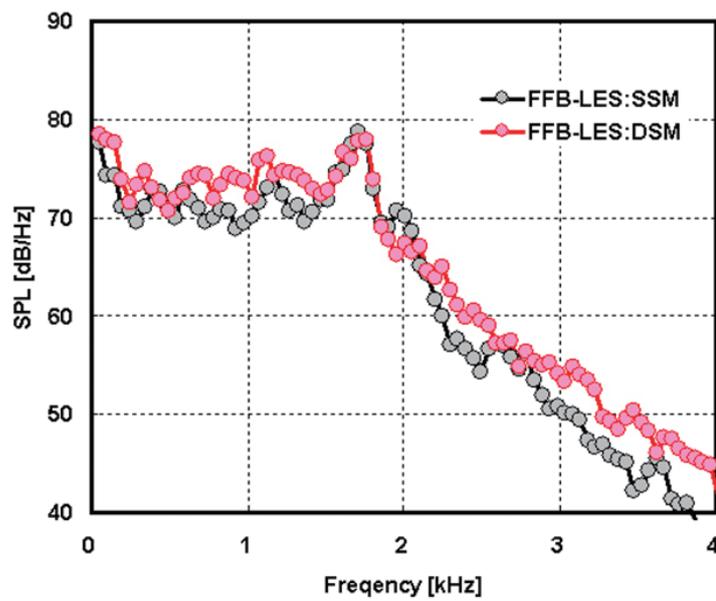
(a) 前縁チップ近傍を通過する流線

(b) 前縁ミッドスパン近傍を通過する流線

図5 表面圧力と流線の可視化



(a) ジェットファンから 1m 上流位置での音圧



(b) 音圧レベルと周波数の関係

図6 騒音予測

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1m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。

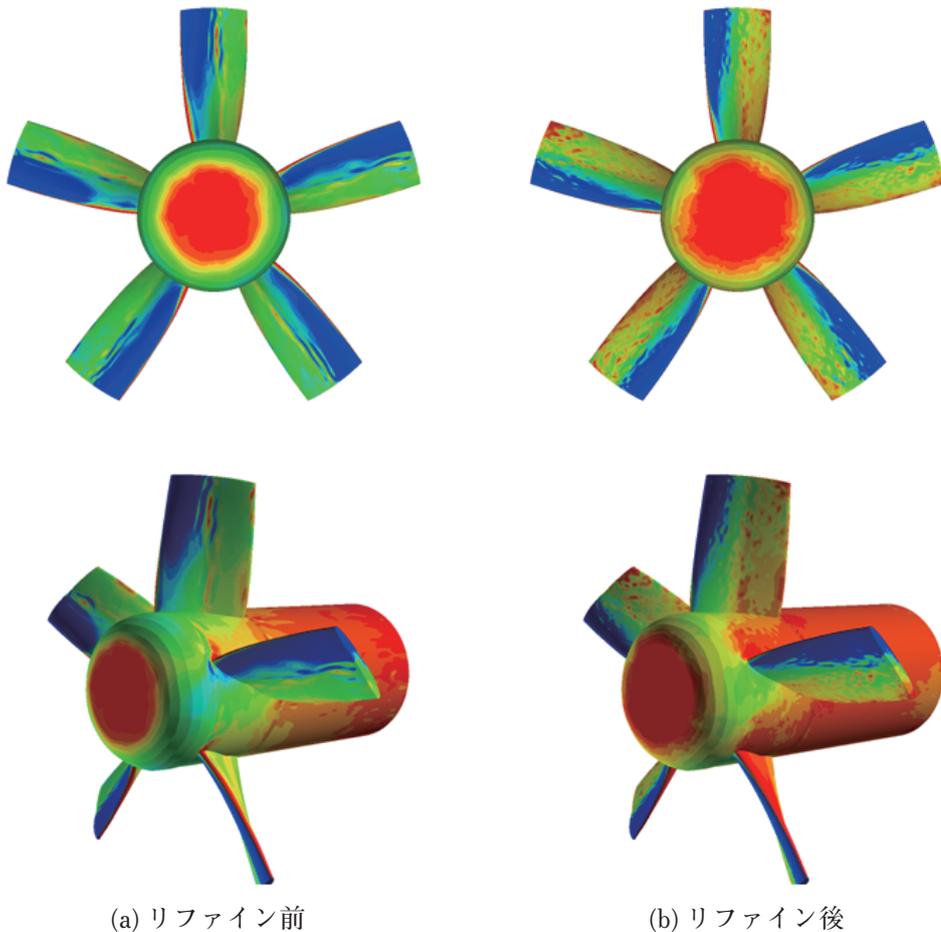


図7 動翼およびハブ上の表面圧力の可視化

4. まとめ

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

本プロジェクトは、平成 22 年度地球シミュレータ産業戦略利用プログラム「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/>
- 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.