

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 5 月 26 日現在

機関番号：17102

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2013～2015

課題番号：25820048

研究課題名(和文) マルチスケール格子ボルツマン法による乱流の素過程を含む流れ場と音場の直接同時解析

研究課題名(英文) Direct numerical simulation of flow and acoustic fields including the elementary process of turbulence using multi-scale lattice Boltzmann method

研究代表者

山田 和豊 (Yamada, Kazutoyo)

九州大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：00344622

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,700,000円

研究成果の概要(和文)：空力音の定量予測を目的に、格子ボルツマン法を用いた流れ場と音場の直接解析を実施した。はじめに、空力音だけでなく流れ場について実験データが豊富な二次元翼を対象に格子ボルツマン法の検証を実施し、高周波数の乱流音まで翼から発生する広帯域騒音を高精度に予測可能であることを明らかにした。また、低速の半開放形プロペラファンの解析を実施し、空力騒音の発生源である流動現象の特定に成功した。

研究成果の概要(英文)：For the purpose of quantitative prediction of the aerodynamic sound, the direct numerical simulation of flow field and acoustic field has been conducted using the lattice Boltzmann method. The validation of the simulation with the lattice Boltzmann method was conducted on a two-dimensional airfoil, for which there are plenty of experimental data on aerodynamic sound as well as flow field, and the broadband noise generated from the airfoil, which includes the turbulent sound with high frequency, was successfully predicted with a high degree of accuracy. The simulation was also conducted for low-speed half-ducted propeller fan, and it succeeded in identifying the flow phenomenon for the sound source of the aerodynamic noise.

研究分野：流体工学

キーワード：乱流騒音 直接同時解析 格子ボルツマン法 ターボ機械 空力音

1. 研究開始当初の背景

ファン等の空力騒音が問題となっている流れ場は低速であることが多く、空力騒音解析には流れ場と音場を分離して解析する分離解法と呼ばれる手法が一般に用いられる。しかし、分離解法では、音の散乱、反射、放射の効果を考慮できないため、問題となる高周波数の乱流騒音に関して定量的な予測が難しい。このような空力騒音の予測には、音響解析が要求され、流れ場および音場の直接計算が有効である。しかしながら、直接計算は、計算規模が大きいことに加え高い計算精度が要求されるため、実現が困難とされる。

2. 研究の目的

本研究では、上述のような空力騒音の直接解析の計算手法として、格子ボルツマン法に着目する。格子ボルツマン法は、高速並列計算により大規模計算が可能であり、低速流れであっても高精度に計算できることから、空力騒音の直接解析への応用が期待される。そこで、実問題について流れ場および音場の超大規模直接計算を実施し、格子ボルツマン法の有効性および予測精度を検証する。

3. 研究の方法

低速ファンの空力騒音について直接解析を実施する前段階として、問題を単純化した検証を行った。空力音だけでなく流れ場についても実験データが豊富な二次元翼（翼形状は二次元だが計算は三次元）を対象に、格子ボルツマン法による直接計算を実施した。翼から発生する広帯域騒音を高精度に予測可能であることを確認した後、低速の半開放型プロペラファンの解析を実施した。

(1) 格子ボルツマン法

格子ボルツマン法 (LBM; Lattice Boltzmann Method) は、流体を仮想粒子の集合体と考え、仮想粒子の衝突および並進から巨視的な流体運動を再現する数値計算手法である。LBM では、流体の等方性を満足するように仮想粒子の速度は定義され、格子を併進する仮想粒子にあわせて規則格子が使用される。仮想粒子の衝突則を適切に与えることで、LBM の基礎方程式は低マッハ数の条件下で Navier-Stokes 方程式に漸近する。ただし、仮想粒子速度の数が少ない場合、限られた粒子速度数の制約からエネルギー式が満足されない。このため、そのようなモデルは非熱流体モデルといわれる。しかしながら、通常非圧縮性解法とは異なり、LBM は上述のように仮想粒子の並進・衝突を陽的に計算する手法であるため、極低マッハ数流れを取り扱う計算手法でありながら、音波を計算できる可能性を有する。

本研究では、次の格子 BGK モデルを用いた。

$$f_i(x+c_i\Delta t, t+\Delta t) = f_i(x, t) - \frac{1}{\tau} [f_i(x, t) - f_i^{eq}(x, t)]$$

ここで、 f は仮想粒子の分布関数、 c は粒子速度、 τ は単一時間緩和係数、 f^{eq} は局所平衡分布関数を表す。また、添え字 i は離散化された粒子速度方向に対応した整数である。本研究では、粒子速度モデルに非熱流体モデルの 3 次元 15 速度 (D3Q15) モデルを採用した。非熱流体モデルは、熱流体モデルに比べ粒子数が大幅に少なく、使用メモリや演算量が削減できるため大規模計算に適する。

(2) マルチスケールモデル

LBM では、粒子速度モデルと計算格子は対応するため、本研究では等間隔直交格子を使用する必要がある。流体音を直接計算する場合、流れ計算において最小渦スケールまで解像する必要があるが、等間隔規則格子を用いる場合、高レイノルズ数流れにおいて格子数が計算不可能なほどに膨大化する。そこで、マルチスケールモデルを導入し、解像度の異なる格子を組み合わせることで、物体近傍の格子解像度を局所的に高めた。解像度の異なる格子間の境界では、次式により分布関数を変換後、受け渡しを行う。

$$f_i' = \tilde{F}_i^{eq} + (\tilde{F}_i' - \tilde{F}_i^{eq}) / \Omega$$

$$F_i' = f_i^{eq} + (f_i' - f_i^{eq}) \Omega$$

ここで、大文字 F は粗い格子、小文字 f は細かい格子での分布関数を表し、上付き添え字 $'$ は衝突後の分布関数であることを表す。また、 Ω は次式で定義される。

$$\Omega = n \frac{\tau_c - 1}{\tau_f - 1}$$

また、 τ_c および τ_f はそれぞれ粗い格子および細かい格子における緩和係数を表す。 n はブロック間での格子幅の比 $\Delta x_c / \Delta x_f$ を表し、本研究では $n=2$ とした。なお、解像度の違いから対応する格子点が存在しない場合は、周辺の格子点の分布関数を用いて補間する。

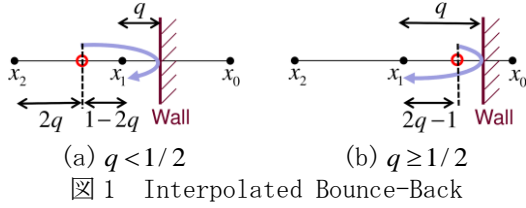
(3) 境界条件

物体表面の境界条件として、Interpolated Bounce-Back を適用した。本手法は比較的単純なスキームで任意物体形状を通常の Bounce-Back スキームよりも高精度に表現できる。図 1 に壁面境界条件の説明を示す。 x_0 は物体表面に最も近い物体内部の格子点であり、 x_1 は流体内の物体表面に最近傍の格子点、 x_2 はその二番目の格子点である。 q は壁面と点 x_1 との距離を表す。壁面方向から x_1 点に到達する粒子は、壁面での跳ね返りを考慮すると現時刻では赤い丸印の位置にある。その位置の分布関数を補間し、境界条件として x_0 に与える。したがって、 x_0 には次式で計算される分布関数が与えられる。

$$f_i(x_0, t) = 2qf_i(x_1, t) + (1-2q)f_i(x_2, t), \quad q < \frac{1}{2}$$

$$f_i(x_0, t) = \frac{1}{2q}f_i(x_1, t) + \frac{2q-1}{2q}f_i(x_2, t), \quad q \geq \frac{1}{2}$$

ここで、() は速度が反対の粒子を表す。



4. 研究成果

(1) 二次元翼

① 解析条件

NACA0012 翼から発生する広帯域空力騒音について解析を実施した。流れ場および空力音の評価においては、実験結果と比較した。実験が行われた条件は、レイノルズ数 $Re=2.0 \times 10^5$ 、迎え角 9.5° 、主流流速 $20[m/s]$ 、コード長 $C=0.15[m]$ である。この条件では、流れは翼負圧面側前縁付近で一端はく離し、すぐに乱流へと遷移して再付着する。計算では、領域全体が温度 $20[^\circ C]$ で一様であると仮定し、音速一定として主流マッハ数 0.058 で計算を行った。

計算領域は、流れ方向、垂直方向、スパン方向の長さがそれぞれ $24C$ 、 $24C$ 、 $0.125C$ の直方体領域とした。図2に翼周りの計算格子を示す。本研究では、計算領域の分割に Building-Cube Method (BCM) を用いて、計算格子を作成した。同図にはその計算ブロックが示されている。各ブロックには、 $17 \times 17 \times 17$ の格子点を設定した。翼表面近傍の最小格子幅は壁座標で 2.3 である。主流部の最大格子幅は $0.0078C$ であり、これは $15[kHz]$ の音波についてその波長を 20 格子点で解像することができる。総格子点数は約 12 億点である。なお、計算領域境界での非物理的な音波の反射を防ぐため、計算領域中心から直径 $16C$ の円の外側では音波を減衰させた。スパン方向には周期条件を用いた。

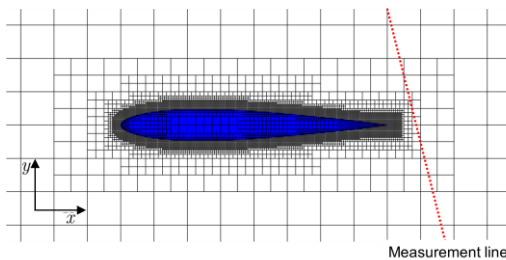


図2 NACA0012 翼計算に用いた BCM 格子

② 結果および考察

図3は、翼下流（図2の赤破線）における時間平均速度分布および RMS 速度分布の比較を示している。時間平均速度分布をみると、LBM 結果は後流の幅および後流の深さともに実験結果と非常によく一致している。RMS 速度をみると、実験結果には主流中でもわずかながら速度変動がみられ、主流乱れの存在を確認できる。LBM では、主流乱れは導入していないため、主流の RMS 速度はゼロとなっている。後流中について実験と比較すると、速

度変動は過大評価されている。翼上面側の境界層は、後縁ではかなり厚くなっており、ここでは境界層外縁付近の格子解像度が十分でないことが考えられる。

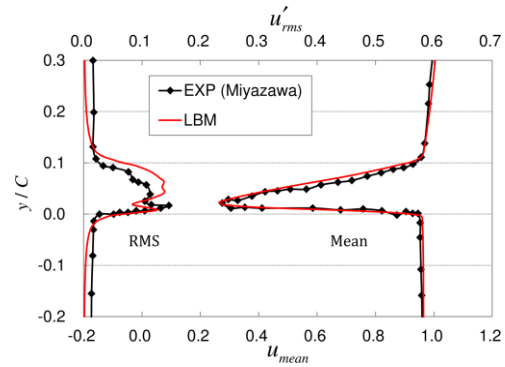


図3 翼下流での速度分布の比較

図4に等スパン断面における瞬時の圧力変動分布を示す。前縁および後縁付近から不規則な圧力波が伝播している様子がみられる。前縁付近から発生している圧力波は、前縁近傍で生じた剥離の非定常的な変動による。前縁剥離したせん断層は周期的に巻き上がり三次元的に崩壊することで再付着するが、その過程で微細な乱流渦を生成するとともに前縁近傍の再付着点付近に圧力変動を発生させている。また後縁では、翼上面の発達した乱流境界層内の渦が干渉して騒音を引き起こしている。

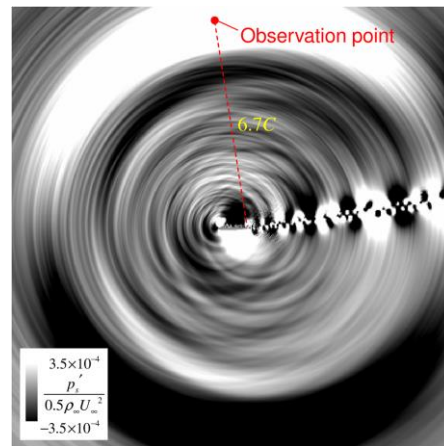


図4 瞬時の圧力変動場

図5は、翼後縁から流れ方向に対して垂直上方に $6.7C$ だけ離れた位置（図4の観測点）における空力音のスペクトルに関して、実験結果との比較を示している。同図において、赤色の線はスパン長に関する音圧レベル補正前の計算結果であり、緑色の線は補正後の結果である。補正前の計算結果は、実験結果よりも全体的大きく評価されている。補正後の結果は、 $700Hz$ 以下の低周波数域では、実験結果に比べて過大評価されているが、 $700Hz$ から $2kHz$ の高周波数の領域については、LBM 結果は実験結果と良い一致が得られており、空力騒音を定量的に予測できていることがわかる。本計算のスパン長は $0.125C$ と実験のスパン長 $3.3C$ に比べて短いため、スパン方向の大きな流れ構造を再現できていな

いことが、低周波数域の差異の原因として考えられる。

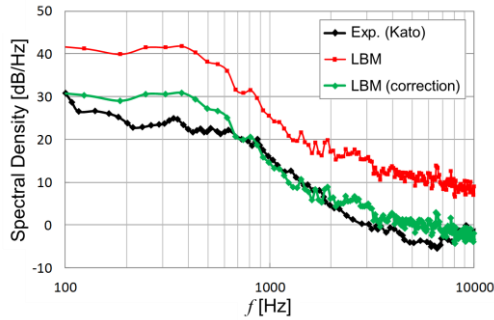


図5 遠方場における音圧スペクトル

(2) 半開放形プロペラファン

①解析条件

解析対象は図6に示すエアコン室外機用の半開放形プロペラファンである。翼枚数は3枚であり、動翼先端の半径 r_{tip} は235mm、回転数は683rpmである。ハブ比 ν は0.3404、動翼先端とシュラウド間の隙間は7.76mm (翼先端半径の3.3%)である。翼先端のコード長は353mmである。シュラウドの軸方向長さは動翼先端の軸方向コード長の30%程度であり、シュラウド後端部が動翼後縁の軸方向位置と一致するように取り付けられている。シュラウドの前縁部はベルマウス形状となっている。設計点の流量係数 ϕ および静圧上昇係数 ψ はそれぞれ0.291, 0.130である。本研究では、設計流量点の流れ場を解析した。動翼先端半径および動翼先端周速に基づくレイノルズ数は 2.6×10^5 であり、動翼先端周速のマッハ数は0.05である。

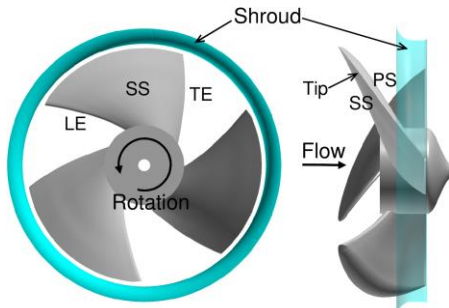


図6 半開放形プロペラファン

計算格子を図7に示す。同図には、計算領域全体のブロック分布が示されている。実験と同様に羽根車前後に入口チャンバーおよび出口チャンバーを設置し、入口境界および出口境界を同図に示すとおり設定した。また、赤色の領域は羽根車とともに回転する相対座標系で計算し、青色の領域は静止座標系で計算を行った。なお、本計算では両計算領域の周方向相対位置の時間変化は考慮せず、フローズローターとした。翼先端半径で無次元化した翼面近傍の最小格子幅は 9.8×10^{-4} ($\Delta x_{min}=12$) である。ブロックの総数は46,580個であり、各ブロックは 33^3 の格子点を有している。総格子点数は約16.7億点である。

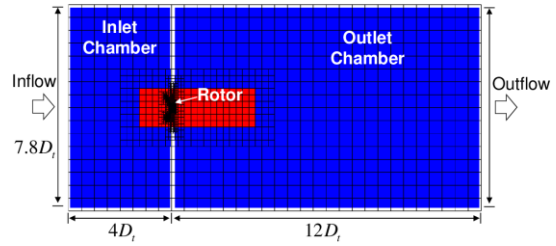


図7 ファン解析に用いた計算格子

②結果および考察

図8に、ファンの内部流れ場について、時間平均および瞬時の渦流れ構造を示す。同図(a)に示した時間平均流れ場では、翼端渦をはっきりと確認でき、ファン下流まで発達している様子がわかる。また、ハブ側後縁付近にはコーナー剥離がみられる。一方、瞬時の流れ場では、同図(b)に示されるように、翼端渦は非定常的に変動しているため羽根車下流では明確ではない。ハブ面上流側角部で剥離した流れが、翼間内の二次流れによって運ばれ、ファン動翼負圧面上を駆け上がっている。同図(c)に翼先端前縁部の拡大図を示している。同図に示されるように、翼先端部では前縁剥離が発生しており、これに伴う渦構造を確認できる。この前縁剥離は小規模ですぐに再付着している。翼端渦のすぐ下では多数の縦渦構造が非定常的に発生し移流する様子が確認される。

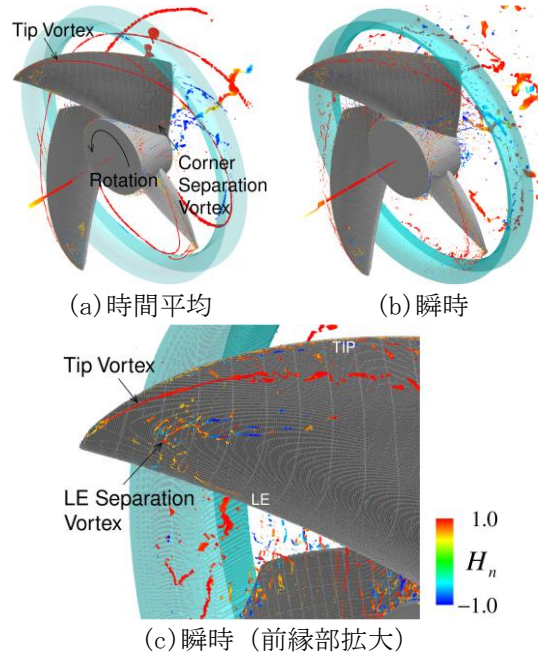


図8 ファン内部の渦流れ構造

図9に羽根車出口における流れ場の比較を示す。図中の白丸は翼端渦の位置を示している。翼端渦の周辺には、その旋回流れに伴い、渦中心を対称とした速度場が形成される。LBM結果をみると、翼端渦の位置およびその周辺の速度場は実験とよく一致していることがわかる。また、破線で囲んだ領域はコーナー剥離を表しているが、このコーナー剥離についてもLBMはよく再現していることがわかる。

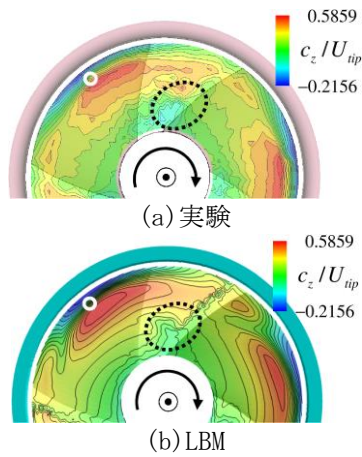


図9 ファン出口流れの比較

図10は羽根車出口における乱れ度分布の比較を示している。同図に示される乱れ度は羽根車の先端周速に基づいて定義されている。LBM結果は実験結果と定性的に一致しているが、定量的には乱れ度が過大に評価されている。本計算では乱流モデルを用いていないが、翼端渦やコーナー剥離渦等の周辺では壁面に比べて格子解像度がかなり低く、格子解像度が不足したことがこの要因として考えられる。翼端渦と隣接翼圧力面との間に高い乱れ度の領域を確認できる。この高乱れ度領域は、LBM結果では領域の大きさ、強さともかなり過大評価されているが、実験結果にも確認される。この周辺では実際に流れ場に非定常性が誘起されており、この非定常流動現象をLBMは再現している。

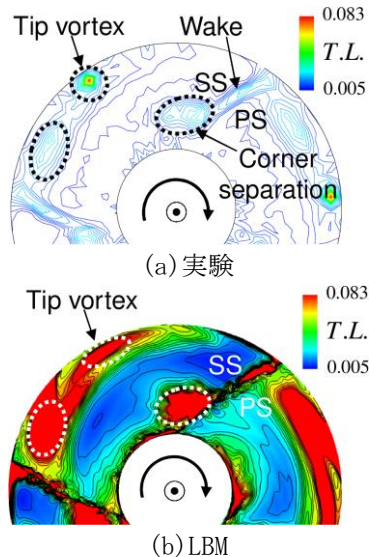


図10 ファン出口における乱流強度分布

図11に翼負圧面上の圧力変動分布の比較を示す。同図(a)の実験結果をみると、最も顕著な圧力変動は翼先端の前縁付近にみられる。これは、同図(b)のLBM解析結果においても同様の箇所に確認される。この周辺は翼端渦の巻き上がり位置と対応するが、翼端渦の非定常性に起因したものではない。この箇所は図8(c)に示した前縁剥離に対応しており、この圧力変動は前縁剥離に伴う流れの非定常挙動に起因することがわかる。翼端側

では全般にコード方向に圧力変動が高くなっており、前縁剥離によって放出された渦が下流に拡散しながら移流するためである。またハブ側には、コーナー剥離に起因した圧力変動が、領域の大きさに差異はあるものの、実験結果およびLBM結果ともにみられる。LBM結果では、翼端の後縁部においても高い圧力変動がみられる。これはシュラウド内部で発生する翼端漏れ渦によるものと考えられるが、更なる調査が必要である。

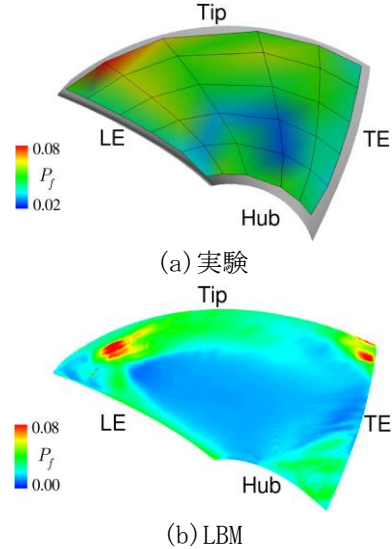


図11 翼負圧面上の圧力変動分布

(3) まとめ

単独翼の計算では、後流速度分布に関する流れ場の比較において、LBM結果は実験結果と良い一致を示した。また、遠方場の空力音スペクトルにおいても、700Hzから2kHzの高周波数帯域で実験結果と良い一致が得られた。

プロペラファンの計算では、時間平均流れ場の比較において、計算結果は実験結果とよく一致した。流れの非定常性に関して、乱れ度分布および壁面圧力変動分布を比較した。計算結果は、定量的に過大評価したものの、定性的には実験結果とよく一致した。また、前縁剥離に起因した大きな圧力変動が生じていることが明らかとなった。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計15件)

(1) K. Kusano, K. Yamada, M. Furukawa, and K. Moon, "Direct Numerical Simulation of Turbulent Flow and Aeroacoustic Fields around an Airfoil Using Lattice Boltzmann Method," ASME 2016 Fluids Engineering Division Summer Meeting, Washington DC (USA), 2016年7月

(2) K. Yamada, K. Kusano, and M. Furukawa, "Large-Scale Numerical Simulation of Unsteady Flow Field in a Half-Ducted

Propeller Fan Using Lattice Boltzmann Method," AJK Joint Fluids Engineering Conference 2015, Seoul (Korea), 2015年7月

(3) 山田和豊, 格子ボルツマン法によるファンの広帯域騒音予測に関する研究, 日本機械学会 RC-D15 研究会, 東京理科大学(東京都), 2015年5月

(4) K. Kusano, K. Yamada, and M. Furukawa, "Numerical Analysis of Unsteady Three-Dimensional Flow in a Propeller Fan Using Lattice Boltzmann Method," Fan2015: International Conference on Fan Noise, Technology and Numerical Method, Lyon (France) , 2015年4月

(5) K. Kusano, K. Yamada, and M. Furukawa, "Toward Direct Numerical Simulation of Aeroacoustic Field around Airfoil Using Multi-Scale Lattice Boltzmann Method," ASME 2013 Fluids Engineering Summer Meeting, Incline Village (USA) , 2013年7月

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山田 和豊 (Yamada Kazutoyo)

九州大学・工学研究院・助教

研究者番号 : 00344622