

平成 26 年度 TSUBAME 産業利用トライアルユース 成果報告書

利用課題名 格子ボルツマン法による航空機離着陸形態の空力特性予測と空力騒音予測法の改良に関する研究

英文: Study on prediction of aerodynamics and aero-acoustics of aircraft at take-off and landing configurations by Lattice Boltzmann Method

石川 和仁

ISHIKAWA Kazuhito

エクサ・ジャパン株式会社

Exa-Japan Corporation

<http://www.exajapan.jp/>

邦文抄録

航空機主翼に配置される高揚力装置を展開した離着陸形態での高迎角時空力性能を、数値シミュレーションを用いて評価した。数値シミュレーションには格子ボルツマン法を用いた熱流体解析ソフトウェア PowerFLOW を用いた。その結果、従来の手法では得られなかった高迎角時に於ける空力性能を精度良く得られることがわかった。

英文抄録

In this paper, aerodynamics forces on main wing with high lift device are evaluated by numerical simulation of PowerFLOW based on LBM. The results are good agreement with experiment data and flow phenomena around the wing are obtained.

Keywords: LBM, Unsteady simulation, High Lift Device, High attack angle, Lift and Drag

背景と目的

航空機の環境問題の一つに、高揚力装置を展開した離着陸形態での空力性能の向上と低騒音化があり、設計技術向上のためのより精度を高めた空力解析と騒音予測のニーズが最近の航空機開発では高まってきた。^{1),2)}

一方、その必要性に反して、現状では、時間のかかる規模の大きな実験と超大規模なシミュレーションを併用することで、この課題に対する解決法を模索しており、現在のシミュレーションによる予測手法は精度や現象把握の観点からも能力が不十分というのが実情である。

本課題は、この問題を解決すべく、精度の向上に加えて、中規模程度の計算機リソース且つ短時間での結果取得が可能なシミュレーション手法を確立する事を目的としている。シミュレーション手法には格子ボルツマン法を用い、境界層計算のモデル化、乱流モデルの検討などによって高揚力装置を展開した離着陸時の更なる空力特性を従来よりも高精度で予測することを目的とする。

概要

高揚力装置の空力シミュレーションの分野では、国際 CFD ワークショップが開催されるなど世界的に注目を浴びており、国内でも JAXA や航空機メーカー、大学が旅客機の高性能予測化手法の開発を行っている。こうした世界的な研究が進んでいるものの、この分野に於ける課題は多く、例えば、対象物体形状の複雑さ、乱流現象への対応の困難さ、レイノルズ数効果、非定常現象の影響、そしてそれらを含めた高精度保証等の困難さがあり、緻密に分析を行うには長大な計算時間と計算機リソースを必要としており、簡単には解決できないテーマである。

本課題では、そうした問題を解決する手法として数値粘性が極めて低く非定常計算に適した格子ボルツマン法を採用し、課題解決の検討を行った。数値計算手法、計算モデル、計算設定などを下記に示す。

1. 数値計算手法

使用したソフトウェアは熱流体解析シミュレーションソフトウェア PowerFLOW®で格子ボルツマン法を用いている。格子ボルツマン法は従来多くの CFD ツールに使用されている Navier-Stokes 方程式を支配方程式とした差分法や有限体積法と異なり、格子

ボルツマン方程式を支配方程式としている。格子ボルツマン方程式は希薄流体の分子運動論を基にして開発されたが、その特徴として、第一に、この方程式には微分項が含まれず、計算機を用いる際の離散化手順で差分式を用いない。第二に、数値粘性の原因である Navier-Stokes 方程式で表れる対流項が無く、むしろ衝突と移流と呼ばれる分子間運動の考え方によって支配方程式上、数値粘性が存在しないことである。これらのことから、時間発展方程式という特徴も加わって、陽解法と言われる非定常計算には都合の良い手法となっている。これらのことから、剥離を含む非定常現象や微小な圧力時間変化による影響が強い音響現象に効果的と考えられる。ここで、格子ボルツマン法に関して簡単に説明する。

格子ボルツマン法では、運動する流体の単位体積中に存在する粒子の数(粒子数密度)を未知数とする。この粒子数密度を f とすると、 f は位置 x 、速度 v 、時間 t の関数と考えられ、希薄流体などの媒体であれば、粒子同士の衝突が無いという仮定が成り立ち、この場合には粒子は移動(移流)のみ考えれば良いことになるが、実在の流体では、粒子は無数に有り衝突を考慮する必要があることになる。分子運動論に於いては、「衝突現象は、運動量の交換」と考えられるので、衝突した粒子間の密度の交換として計算されるから、格子ボルツマン方程式は、次のような非常に簡易な方程式となることがわかる。

$$f(\vec{x} + \vec{v}\Delta t, \vec{v}, t + \Delta t) = f(\vec{x}, \vec{v}, t) + C\Delta t$$

上記中、右辺の口で囲まれた項 $C\Delta t$ は Δt という瞬時の衝突時間の際に C 個分の粒子が増減することを示している。この式は時間発展方程式であり、各格子点で衝突と移流を繰り返し流場が生成されることになる。

格子ボルツマン法では、二次元であれば辺の長さが同じとなる正三角形又は正方形で空間を離散化するが、利用した熱流体解析ソフトウェア PowerFLOW®では、三次元の計算の場合、立方体を用いる。但し、立方体を用いた場合、物体近傍には立方体を形成できないことは自明だが、粒子が物体壁に衝突する計算を、non slip 条件を満足させな

がら、離散化された格子分布に於ける計算ではなく、面上に粒子が連続分布されていると考えて、その影響を正確に計算する。いわゆる解析的に且つ連続体とし粒子運動論を解くことになる。従って、物体近傍場の立方体格子は不要となる。

2. 計算モデル

今回の研究で用いられた供試モデルは、宇宙航空研 開発機構航空プログラムグループ国産旅客機チーム (CTT/APG/JAXA) で開発された三次元高揚力装置展開形態の半裁模型 JSM(Jaxa high-lift configuration Standard Model)³⁾を用いる。このモデルは JAXA に於いて数年にわたって風洞試験と CFD 解析に用いられており、多くの貴重な結果が得られている。

この計算モデルを用いて、PowerFLOW®による解析のために用いた空間格子の配置を Fig.1 に示す。

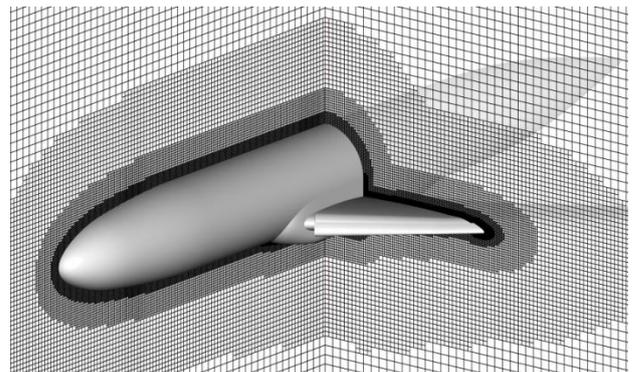


Fig.1 Grid Arrangement around JSM

PowerFLOW®では、前述した通り空間中は立方体格子を用いる。但し、Fig.1 に示すように物体近傍場は高解像度、遠方場は低解像度に配置されるが、各立方体格子の一辺の長さは最小格子サイズの 2^n 倍で設定される。具体的には、今回最小格子サイズは一辺の長さが 0.417[mm]であるので、次の高解像度域の立方体格子の一辺の長さは、0.834[mm]となる。格子ボルツマン法では、必ず 各 time step で隣の格子に移動するため、クーラン数は 1 となる。

また、今回用いた乱流モデルは VLES(Very Large Eddy Simulation)と呼ばれ、k-e モデルをベースにはしているが、swirl の効果を入れることで、非定常計算用に Exa Corporation が開発したモデルである。

3. 計算設定

今回実施した計算設定を下記する。

- ・迎角: 4.0、10.0、16.0、18.0、20.0、22.0 [deg.]
- ・レイノルズ数: 2.14×10^6
- ・主流速度: 60.0 [m/s]
- ・温度: 25.0 [deg C]
- ・マッハ数: 0.173
- ・機体胴体長さ: 4.9 [m]
- ・機体半幅: 2.30 [m]
- ・収束までに要した計算物理時間: 0.35~0.8 [sec]

但し、22.0[deg.]については、収束までに時間が掛かり、0.8[sec]までの計算を行っても未だ収束の結果を得られていない。

結果および考察

1. 空力計算結果

迎角を 4.0、10.0、16.0、18.0、20.0、22.0[deg.]に変更した際の空力係数である揚力係数及びピッチングモーメント係数を Fig.2 に、抗力係数を Fig.3 に示す。但し、公開されている実測値(LWT1 風洞で計測)は揚力係数のみであるので、風洞による実測値は Fig.2 のみに記載する。

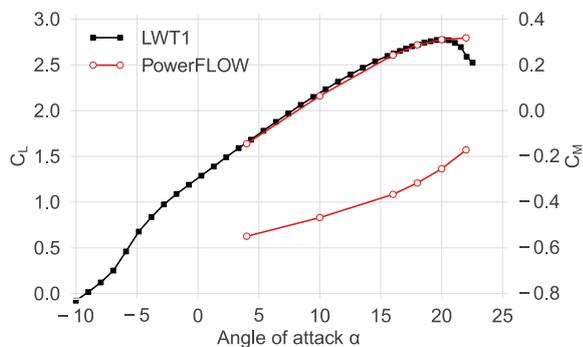


Fig.2 C_L and C_M with respect to attack angles

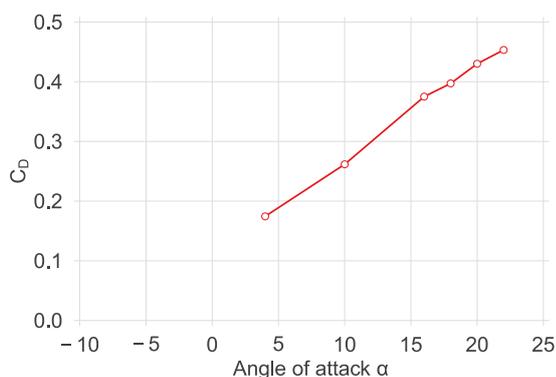


Fig.3 C_D with respect to attack angles

Fig.2 に示す揚力係数分布から、迎角 20.0[deg.]までは風洞実測値と比べて非常に高い精度で得られていることがわかる。実測では 20.0[deg.]以降で失速となるが、今回の解析計算ではこの現象をシミュレートできていないことがわかる。これは現在の拡張壁モデル及び乱流モデル(VLES)に於ける問題か、もしくは、計算収束性の問題かの詳細な議論が必要である。

同図にピッチングモーメント係数、Fig.3 に抗力係数を示すが、この結果だけでは適切な解を得られたかどうかの判断はできない。今後実測値の公開を待つて比較検討を行いたい。

2. 翼面上 Flow Pattern

Fig.4 に迎角 18.0[deg.]状態で得られた数値計算結果翼面上(負圧面側)の Flow Pattern 図(Skin Friction lines)を示す。またこれと同じ状態に於ける実測値(オイルフロー)の結果を Fig.5 に示す。

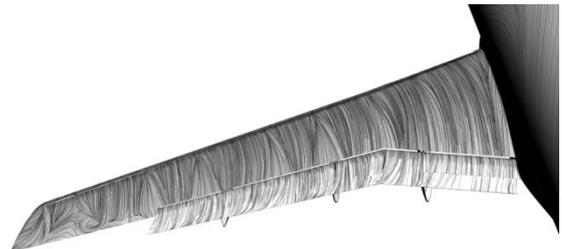


Fig.4 Surface flow pattern by PowerFLOW



Fig.5 Surface flow pattern by Experiment

Fig.4 に示す解析計算によって得られた翼面上 Flow Pattern は、Fig.5 に示す実測値で得られた流れの分

布と非常に近い結果を得られていることがわかる。

まとめ、今後の課題

今回、高迎角時に於ける高揚力装置の空力計算を行い、失速状態の予測はできなかったが、失速までの高迎角状態に於いて、実測値の揚力係数を非常に高い精度で追従できるような結果を得た。現在抗力やピッチングモーメントの比較はできないため、今回得られた結果の評価は今後の調査に依存するが、これらの物理量も高精度で得られているのではと期待ができる結果と考えられる。また、これらの空力値を得ることができたのは、物体表面上の流れパターンも実現象を忠実に捕捉できていることが理由であることも確認できた。今後は、ナセルなどの付加物が考慮された形状を含めての空力現象を精度良く取得できるかどうかの確認を行いたい。尚、今回の計算では、1計算当たりの平均で、大凡 42,000[sore-hr]となっている。

・参考文献

- 1) Yokokawa, Y., Murayama, M., Kanazaki, M., Murota, K., Ito, T. and Yamamoto, K., "Investigation and Improvement of High-Lift Aerodynamic Performances in Lowspeed Wind Tunnel Testing," AIAA Paper 2008-350, Jan 2008.
- 2) Yokokawa, Y., Murayama, M., Uchida, H., Tanaka, K., Ito, T. and Yamamoto, K., "Aerodynamic Influence of a Half-Span Model Installation for High-Lift Configuration Experiment," AIAA Paper 2010-684, Jan. 2010. DOI: 10.2514/6.2010-684
- 3) 山本一臣, 横川 譲, 村山光宏, "高揚力形態半裁風洞試験における壁面境界層排除スペースの影響," 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, JSASS-2011-5162.
- 4) Hudong Chen, Satheesh Kandasamy, Steven Orszag, Rick Shock, Sauro Succi, Victor Yakhot, "Extended Boltzmann Kinetic Equation for Turbulent Flows". SCIENCE VOL301 1st August, 2003