

階層型直交格子と埋め込み境界法を用いた 30P30N 高揚力装置の非定常流解析

菅谷 圭祐 (東大院), 今村 太郎 (東大院)

Unsteady Flow Simulation Around 30P30N High-Lift Airfoil with Immersed Boundary Method on Hierarchical Cartesian Grid

SUGAYA Keisuke, IMAMURA Taro (The University of Tokyo)

ABSTRACT

In this study, the unsteady flow simulation around the 30P30N high-lift airfoil is conducted to investigate the noise prediction capability of the hierarchical Cartesian-grid-based flow solver. To calculate the turbulent boundary layer, the Immersed Boundary method and the wall function are used. The computational grid is refined around the slat and the slat trailing edge to predict the noise from the slat accurately. The number of grid cells is over 100 million. The time-averaged surface pressure coefficient distributions on the airfoil surface agree with the experimental data quantitatively and qualitatively. The Power Spectral Density of the wall pressure obtained by this simulation agrees with the experimental data. Furthermore, the effect of the angle of attack on the slat noise is simulated well.

1. 序論

近年の航空輸送への需要の高まりに伴い、航空機の低騒音化は設計・開発における重要な課題となっている¹⁾。着陸時はエンジンの出力を小さくするため、高揚力装置や降着装置から発生する機体騒音が相対的に大きくなる²⁾。そこで数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) を用い、機体騒音が発生するメカニズムを理解し設計に反映することは、低騒音な航空機を設計するために重要である。

高揚力装置や降着装置は形状が複雑であり、CFDでの解析に必要な計算格子を生成することが難しい。そこで複雑形状に対し自動・ロバストに計算格子を生成可能な、階層型直交格子を用いる CFD が注目されている³⁻⁶⁾。直交格子を用いる CFD では物体の壁面が階段状に再現され計算の精度が低下することが課題であったが、壁面近傍の流れをモデル化する手法 (埋め込み境界法と壁関数) を用いることで、精度の良い計算が可能になりつつある⁴⁻⁶⁾。

本研究では、壁面近傍の流れをモデル化する手法を組み合わせた直交格子 CFD による、航空機からの機体騒音の予測精度を検証する。計算対象は、国内外のワークショップで課題として利用され風洞試験や他の CFD ソルバとの比較が可能な、30P30N 高揚力装置である。本研究には東京大学李家・今村研究室で開発中の直交格子流体ソルバ UTCart を利用する⁶⁾。

2. 計算対象

本研究では Fourth Aerodynamic Prediction Challenge (APC-IV) でワークショップの課題として採用され、風洞試験の結果が公開されている 30P30N 高揚力装置の

近傍場での空力騒音を予測する^{7,8)}。図 1、表 1 はそれぞれ 30P30N の形状と計算条件である。本研究では、スラットコープの後縁側 (図 1 の S11) と母翼の前縁側 (図 1 の M7) の二点で、表面圧力のパワースペクトル密度 (PSD) を取得する。

表 1. 計算条件.

代表長さ (翼弦長) c_{ref} [in]	18
一様流マッハ数 M_∞	0.17
翼弦長基準のレイノルズ数	1.71×10^6
迎角 α [deg]	5.5, 9.5

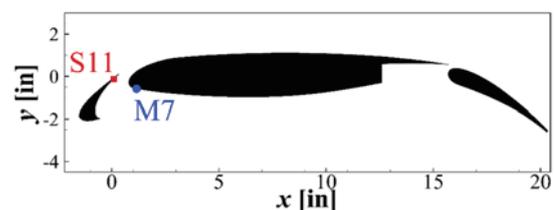


図 1. 30P30N 高揚力装置.

3. 計算手法

3.1. 壁面境界条件

Discrete Forcing 型の埋め込み境界法と壁関数を用いて、乱流解析用の壁面境界条件を課す⁶⁾。図 2 は、本研究で用いる埋め込み境界法の概略図である。はじめに計算格子のセルを、流体領域に存在するセル (Fluid Cell)、壁面と交差するセル (Wall Cell)、物体の内側に埋没するセル (Body Cell) の三種類に分類する。次に Fluid Cell と Wall Cell のセル境界中心 (Face Center, FC)

に、境界条件を課す。FCを通る、壁面に対する法線上にImage Point (IP) を配置し、IPでの基本変数と壁面での条件から、FCでの基本変数を決定する。IP を必ず流体領域に配置するため、IPと壁面の距離であるIP長さを壁面での格子幅の二倍とする。最後にWall Cellに隣接する Fluid Cell (図 1のCell i) と FC での基本変数を利用し、非粘性流束を計算する。また粘性流束は壁関数を用いて計算する。第2表はFCに課す壁面境界条件である。下添字のFC は Face Center, IP はImage Point, i は FCに隣接するセルを意味する。

表 2. 埋め込み境界法を用いた境界条件。

$u_{t,FC}$	$u_{t,IP} - \left\{ \frac{\partial f_{wall}}{\partial y^+} (y^+) \right\} (y_{IP}^+ - y_{FC}^+) u_\tau$
$u_{n,FC}$	$u_{n,IP} d_{FC} / d_{IP}$
T_{FC}	$T_{IP} - \frac{dT}{dy} \Big _{IP} (y_{IP} - y_{FC})$
p_{FC}	p_i

図 2. 埋め込み境界法の概念図。

3.2. 数値計算手法

数値計算手法を表 3 に示す。乱流モデルはSAモデルをベースにした DDES-p である⁹⁾。非粘性流束の評価には、四次精度風上バイアスキームとSLAU を用いる^{10,11)}。時間積分にはMFGS 陰解法とDual time stepping による二次精度後退差分法を用いる^{10,12)}。時間刻み幅 Δt は 3.32×10^{-7} [s] である。この時間刻み幅では、音速と一様流速度から計算されるクーラン数 $(U_\infty + a_\infty)\Delta t / \Delta x$ は、スラット内側でおおよそ 1.35 である。内部反復の回数は、内部反復中に密度のL2残差が一桁減少するように5回とする。非定常解析は以下の手順で行う。はじめに、非定常解析の初期条件として、定常RANS解析を行う。定常RANS解析の初期条件は一様流である。次に非定常DDES解析により、非定常な流れ場の過渡計算をする。過渡計算時間 $T_{transient}$ は、 $U_\infty T_{transient} / c_{ref} \sim 6$ となるよう、0.0471 [s] とする。対応する計算ステップ数は142000ステップである。最後にサンプリング計算を行う。サンプリング時間 $T_{sampling}$ は、過渡計算時間と同じである。サンプリング計算中の揚力係数の変化は 1% 程度で、空力係数のドリフトは小さい。

表 3. 数値計算手法。

乱流モデル	SA モデルベースの DDES-p MFGS陰解法と
時間積分	Dual time stepping による 二次精度後退差分 四次精度風上
非粘性流束評価	バイアスキーム+SLAU
粘性流束評価	二次精度中心差分
勾配評価	WLSQ(G)

4. 計算格子

図 3 と表 4 に本研究で用いる計算格子の情報を示す。計算格子のセルは全て立方体であり、セルの一辺の長さに応じてスパン方向のセル数が変化する (図 3 (b))。セル数は 1.04×10^8 であり、計算領域の大きさは翼弦長の100倍である。格子のスパン方向長さは、翼弦長の0.11倍である2 [in]とする。スラットの壁面での格子幅は 3.9×10^{-3} [in] で、コーブを一様に細分化する (図 3 (c))。スラット後縁から放出されるカルマン渦を計算するために、後縁の厚み 2.4×10^{-2} [in] に対しスラット後縁での格子幅を 2.0×10^{-3} [in] とする (図 3 (d))。主翼とフラップの最小格子幅は、Image Point での壁面からの無次元距離 y^+ が150 以下になるよう設定する。外部境界条件は、スパン方向には周期境界条件を、それ以外にはリーマン不変量を考慮した遠方境界条件を課す。

5. 計算資源

本研究には東京大学情報基盤センターが運営するOakbridg-CXスーパーコンピュータシステムを用い、Flat MPIにより896並列で計算をする。計算格子の分割にはMETISを用いる¹³⁾。一迎角の計算に要するCPU時間は、過渡計算とサンプリング計算を合わせて 2.9×10^6 [hour] である。

6. 計算結果

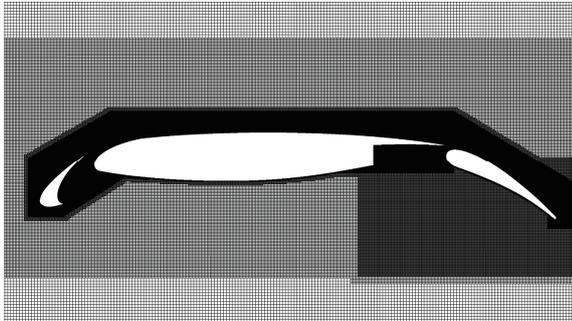
6.1. 平均流れ場

図 4 に表面圧力係数分布を示す。文献⁹⁾の風洞試験に対し、UTCart の計算結果は良く一致している。風洞試験の結果は、迎角の増加に伴いスラットと母翼で揚力が増加し、フラップの表面圧力係数分布は変化が小さい。UTCart での計算結果では、迎角の変化に対する表面圧力係数分布の特徴を再現できている。

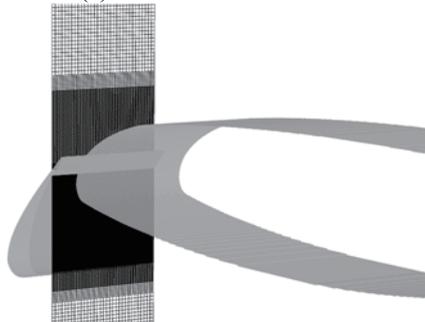
図 5 はスラット近傍での二次元乱流強度 (2DTKE) の分布である。どちらの迎角でも、スラット後縁で乱流強度が大きい。またスラットカスプの近傍にピークが存在している。加えて、スラットカスプからの流れがコーブと衝突により、コーブの後縁側に乱流強度のピークが存在する。コーブのピークは、迎角が 5.5 [deg] のほうが大きい。

表4. 計算格子の壁面での格子幅.

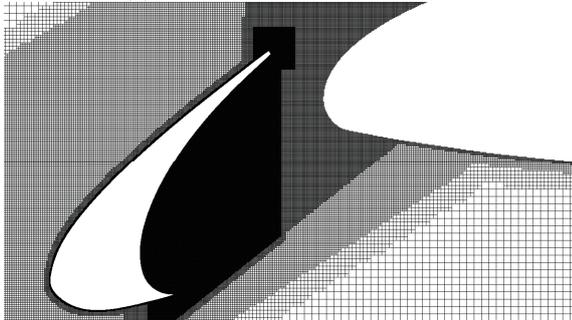
スラットでの格子幅 [in]	3.9×10^{-3}
スラット後縁での格子幅[in]	2×10^{-3}
母翼とフラップ上面の格子幅 [in]	7.8×10^{-3}
母翼とフラップ下面の格子幅 [in]	1.6×10^{-2}



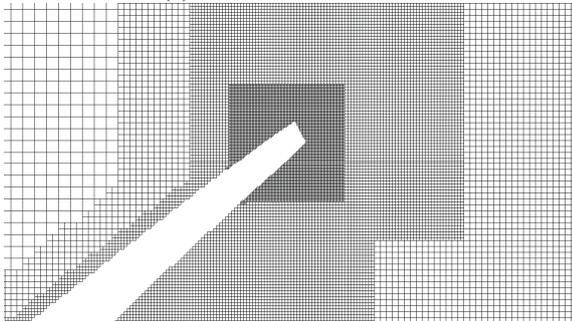
(a) 全体図



(b) スパン方向のセルの分布



(c) スラットの拡大図



(d) スラット後縁の拡大図

図3. 計算格子.

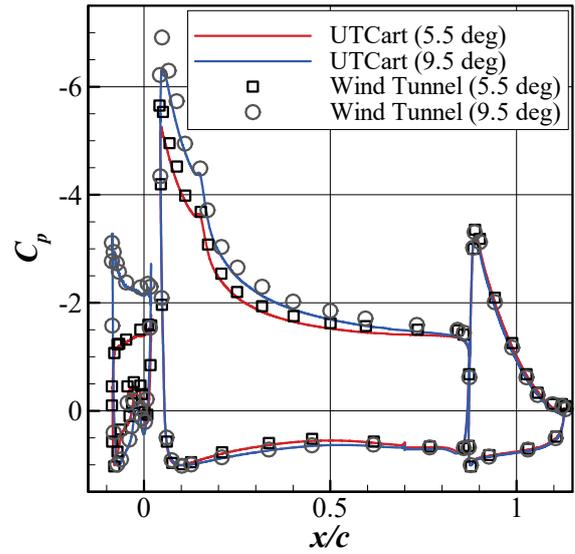
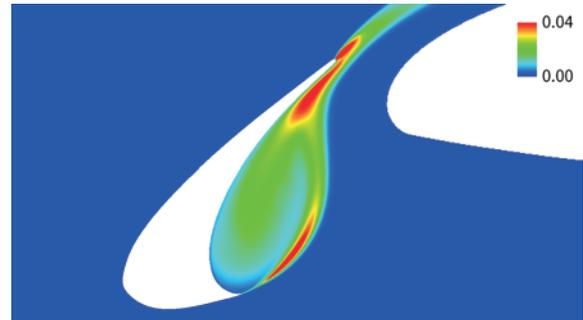
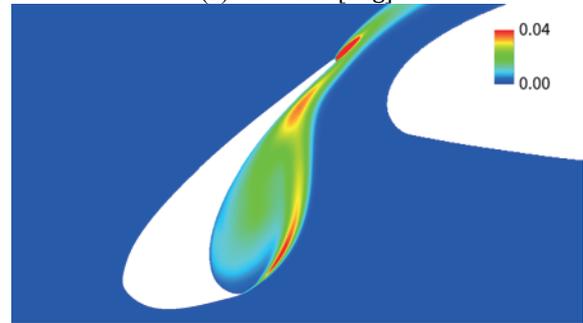


図4. 表面圧力係数分布の比較.



(a) $\alpha = 5.5$ [deg]



(b) $\alpha = 9.5$ [deg]

図5. スラットでの2DTKE.

6.2. 非定常流れ場

図6は迎角が 9.5 [deg] のスラットでの瞬時流れ場で、速度勾配テンソルの第二不変量 (Q値) の等値面である。等値面は、スパン方向速度で色付けされている。スラット下面側の角部であるカスプよりせん断層が生じ、スラット内側のコーブを囲んでいる。またせん断層が三次元的な渦になり、スラット後縁側でスラットと衝突し、縦渦が生じている。図7は瞬時流れ場で、スラットでのスパン方向渦度分布である。スラットの後縁から、カルマン渦が放出されている。また迎角の増加に伴い、カスプからのせん断層とコーブが衝突する位置が上流側に移動し、再循環領域が小さくなっている。

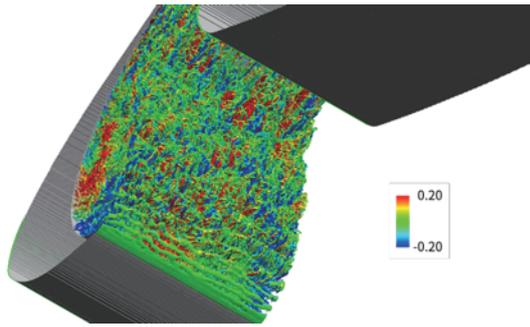
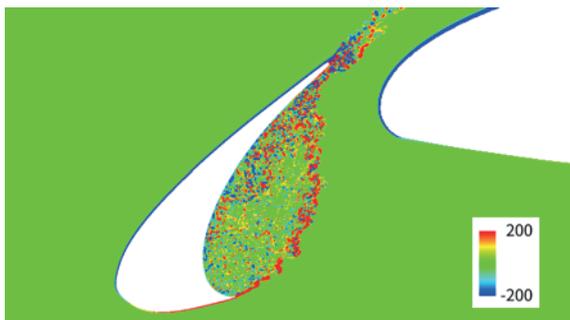
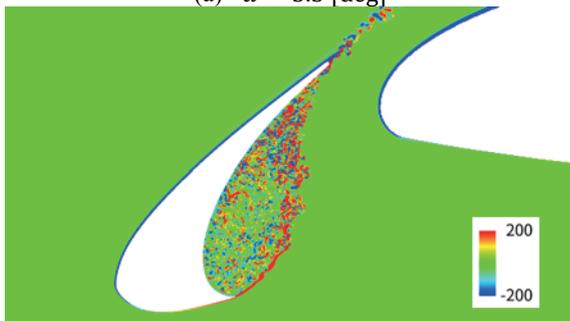


図6. スラット内側でのQ値の等値面 ($\alpha = 9.5$).



(a) $\alpha = 5.5$ [deg]

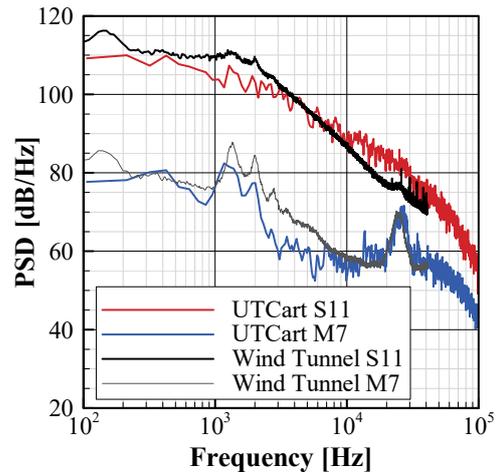


(b) $\alpha = 9.5$ [deg]

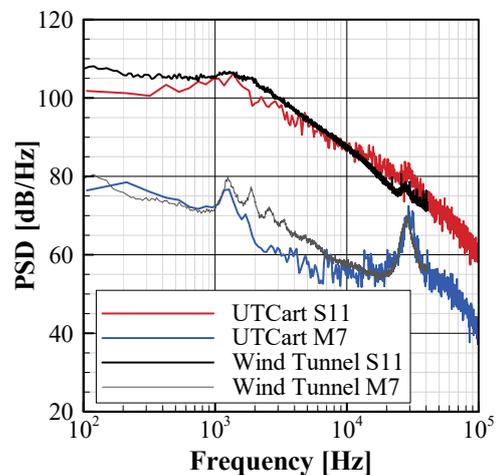
図7. スパン方向の渦度分布.

6.3. 表面圧力のパワースペクトル密度

図8は表面圧力のPSDである。PSDの取得位置は、図1のS11とM7である。S11のPSDは、計算結果は風洞試験と一致している。またUTCartの計算はM7の25~30 [kHz] のピークについて、ピーク周波数とPSDの大きさを良く再現している。25~30 [kHz] のピークはスラット後縁から放出されるカルマン渦が関係している。風洞試験に対し、物体適合格子でのDDES解析ではピーク周波数が低周波側に存在しPSDの大きさが過大評価されることが報告されているが、本研究ではピーク周波数とPSDの両方が風洞試験と一致している^{14,15)}。1~2 [kHz] のピークは、ピーク周波数が風洞試験と一致している。風洞試験のS11でのPSDは迎角の増加に伴い、カスプで生じるせん断層とコープが衝突する位置が上流側に移動しS11から離れることで、全体的に減少する。計算結果は、迎角増加に伴うPSDの減少を再現している。また風洞試験では迎角の増加に伴いM7の25~30 [kHz] のピーク周波数がより高周波数に変化するが、UTCartでの計算結果も周波数の変化を再現できている。計算結果はM7での2~7 [kHz] のPSDを過小評価しているが、同様の



(a) $\alpha = 5.5$ [deg]



(b) $\alpha = 9.5$ [deg]

図8. 表面圧力のPSD.

傾向は物体適合格子での計算でも観察されている¹⁵⁾。

7. 結論

本研究では、直交格子を用いるCFDによる航空機からの機体騒音の予測精度を検証することを目的とし、30P30N高揚力装置の非定常流れを解析した。壁面近傍の流れは、埋め込み境界法と壁関数でモデル化した。計算格子のセル数は1.04億セルであり、特にスラット全体とスラット後縁で格子を細分化した。風洞試験に対し、計算結果では表面圧力係数の大きさと迎角への依存性が再現されていた。近傍場での音響予測の精度を評価するため、翼型表面での圧力のPSDを風洞試験と比較した。その結果、スラット後縁から放出されるカルマン渦が原因のピークについて、ピーク周波数とPSDレベルが風洞試験と良く一致した。1 [kHz] から2 [kHz] のピークは、ピーク周波数が風洞試験と概ね一致した。また迎角の変化に伴うPSDの大きさやピーク周波数の変化を再現できた。

謝辞

本研究は東京大学情報基盤センター「若手・女性利用者推薦」2019年度後期課題として行われた。計算結

果の可視化には Intelligent Light University Partner Program (UPP) の提供を受け、FieldView を用いた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Yamamoto, K., Ura, H., Yokokawa, Y., Imamura, T., Nakakita, N., Camargo, H., Remillieux, M., Boor, Z., Burdisso, R. A., Ng, W. F., Uchida, H., and Ito, T., “Aeroacoustic Testing of a High-Lift Device Model in the Virginia Tech Anechoic Wind Tunnel,” 13th CEAS-ASC Workshop & 4th Scientific Workshop of X3-Noise, Bucharest, Romania, 2009.
- (2) Dobrzynski, W., “Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve?,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, 2010, 353–367.
- (3) Mittal, R., and Iaccarino, G., “Immersed Boundary Methods,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 37, No. 1, 2005, pp.239–261.
- (4) Capizzano, F., “Turbulent Wall Model for Immersed Boundary Methods,” *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 11, 2011, pp. 2367–2381.
- (5) Péron, S., Benoit, C., Renaud, T., and Mary, I., “An immersed boundary method on Cartesian adaptive grids for the simulation of compressible flows around arbitrary geometries,” *Engineering with Computers*, 2020.
- (6) Tamaki, Y., and Imamura, T., “Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method,” *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 6, 2018, pp. 2271–2282.
- (7) “Fourth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-IV),” JAXA Special Publication, JAXA-SP-18-008, 2019.
- (8) Murayama, M., Yokokawa, Y., Ura, H., Nakakita, K., Yamamoto, K., Ito, Y., Takaishi, T., Sakai, R., Shimoda, K., Kato, T., and Homma, T., “Experimental Study of Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil in JAXA Kevlar-Wall Low-Speed Wind Tunnel,” 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2018-3460, Atlanta, Georgia, USA, 2018.
- (9) Imamura, T., and Tamaki, Y., “Unsteady Flow Simulation around Two-Wheel Main Landing Gear based on Compressible Navier-Stokes Solver with Immersed Boundary Method,” AIAA AVIATION 2020 FORUM, 2020.
- (10) Shima, E., and Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 8, 2011, pp. 1693–1709.
- (11) Tamaki, Y., and Imamura, T., “Efficient dimension-by-dimension higher order finite-volume methods for a Cartesian grid with cell-based refinement,” *Computers & Fluids*, Vol. 144, 2017, pp. 74 – 85.
- (12) Jameson, A., “Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings,” 10th Computational Fluid Dynamics Conference, 1991.
- (13) METIS - serial graph partitioning and fill-reducing matrix ordering, <http://glaros.dtc.umn.edu/gkhome/metis/metis/overview> [Retrieved on July 29, 2020].
- (14) Terracol, M., Manoha, R., Murayama, M., Yamamoto, K., Amemiya, K., and Tanaka, K., “Aeroacoustic Calculations of the 30P30N High-lift Airfoil using Hybrid RANS/LES methods: Modeling and Grid Resolution Effects,” AIAA 2015-3132, 2015.
- (15) Ueno, Y., and Ochi, A., “Airframe Noise Prediction Using Navier-Stokes Code with Cartesian and Boundary-fitted Layer Meshes,” 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2019-2553, Delft, The Netherlands, 2019.