

階層型直交格子法を用いた航空機高揚力装置の

近傍場音響予測

菅谷 圭祐

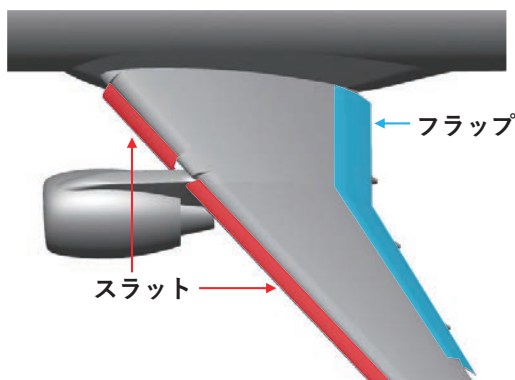
東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

1. 序論

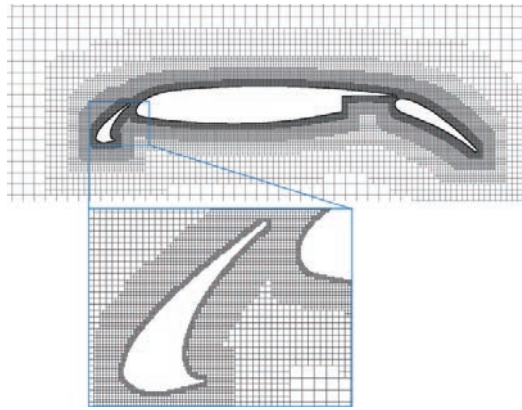
近年の航空輸送への需要の高まりに伴い、航空機の低騒音化は設計・開発における重要な課題となっている¹。着陸時の航空機はエンジンの出力を小さくするため、高揚力装置（第1図）や降着装置から発生する機体騒音が相対的に大きくなる²。そこで数値流体力学（Computational Fluid Dynamics, CFD）を用い、機体騒音が発生するメカニズムを理解し設計に反映することは、低騒音な航空機を設計するために重要である。

CFDによる解析では、航空機の壁面とその周りの空間を離散化した計算格子を生成する必要がある。高揚力装置や降着装置は形状が複雑なため、計算格子の生成が解析のボトルネックである。そこで複雑な形状に対し自動・ロバストに計算格子を生成可能な直交格子法が、近年注目されている（第2図）³⁻⁷。直交格子法による解析では、計算格子が物体の壁面に沿わず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）を組み合わせることで、精度の良い計算が可能になりつつある。

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法による、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の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 University of Tokyo Cartesian-grid-based automatic flow solver (UTCart) を利用する⁶。



第1図：航空機の高揚力装置。



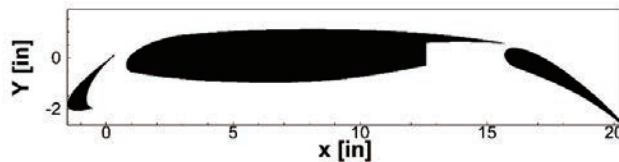
第2図: 高揚力装置周りに生成された直交格子の例.

2. 計算対象

第3図は、本研究の計算対象である30P30N高揚力装置の形状である。30P30N高揚力装置は、BANC workshop⁸やFourth Aerodynamic Prediction Challenge (APC-IV)⁹でワークショップの課題として採用された形状で、風洞試験の結果が公開されている¹⁰。第1表は計算条件である。

第1表: 計算条件.

代表長さ c_{ref} [mm]	457.2
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
一様流温度 [K]	295.56
迎角 [deg]	5.5



第3図: 30P30N 高揚力装置.

3. 計算手法

UTCartでは、Discrete Forcing 型の埋め込み境界法 (Immersed Boundary 法, IB法) と壁関数を用いて壁面境界条件を課す⁶。第4図は、本研究で用いるIB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) 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の上に 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。

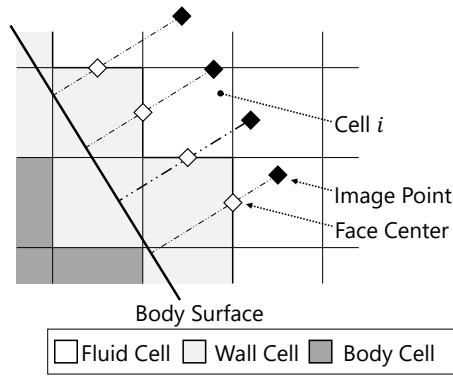
第 3 表に数値計算手法を示す。支配方程式は圧縮性 RANS 方程式で、乱流モデルは SA モデルをベースにした DDES-p である¹¹。非粘性流束の評価には、四次精度風上バイアスキームと SLAU を用いる^{12,13}。時間積分は MFSS 陰解法と Dual time stepping による二次精度後退差分法である^{12,14}。時間刻み幅 Δt は 3.32×10^{-7} [s] である。この時間刻み幅では、音速と一様流速度から計算されるクーラン数 $(U_\infty + a_\infty)\Delta t/\Delta x$ は、スラット内側でおおよそ 1.4 である。内部反復の回数は、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、空力係数はドリフトしていない。

第 2 表: IB 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}	$T_{IP} - \left. \frac{dT}{dy} \right _{IP} (y_{IP} - y_{FC})$
p_{FC}	p_i
ρ_{FC}	$\gamma p_{FC} / T_{FC}$

第 3 表:数値計算手法.

支配方程式	圧縮性 RANS 方程式
乱流モデル	SA モデルベースの DDES-p
時間積分	MFSS 陰解法と Dual Time Stepping による 二次精度後退差分
非粘性流束評価	四次精度補間+SLAU
粘性流束評価	二次精度中心差分
勾配評価	WLSQ(G)



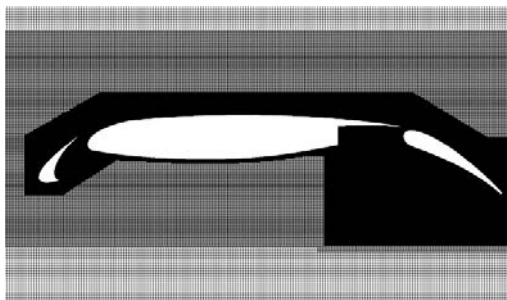
第 4 図:埋め込み境界法の概念図.

4. 計算格子

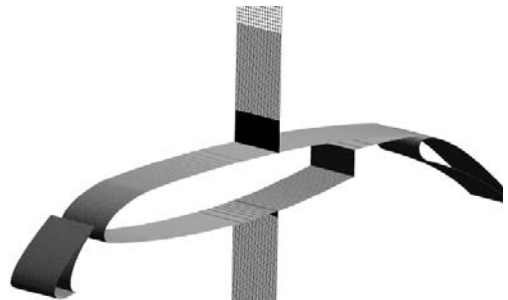
第 4 表と第 5 図に本研究で用いる計算格子の情報を示す. 計算格子のセルは全て立方体である. セル数は 1.04×10^8 であり, 計算領域の大きさは翼弦長の 100 倍である. 格子のスパン方向長さは, 翼弦長の 0.11 倍である. スラットの壁面での格子幅は 0.1 [mm] である. またスラット後縁から放出されるカルマン渦を計算するために, スラット後縁に細かな格子を配置する. 後縁厚みが 0.6 [mm] であるのに対し, スラット後縁での格子幅を 0.05 [mm] とする. 主翼とフラップの上面側の最小格子幅は 0.2 [mm] であり, 下面側は 0.4 [mm] である. 外部境界には, 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.

第 4 表:計算格子の情報.

セル数	1.04×10^8
スラットでの格子幅 [mm]	0.1
スラット後縁での格子幅[mm]	0.05
母翼とフラップ上面の格子幅 [mm]	0.2
母翼とフラップ下面の格子幅 [mm]	0.4
計算領域の大きさ	翼弦長の100 倍
スパン方向長さ [mm]	50.8



(a) 全体図



(b) スパン方向のセルの分布

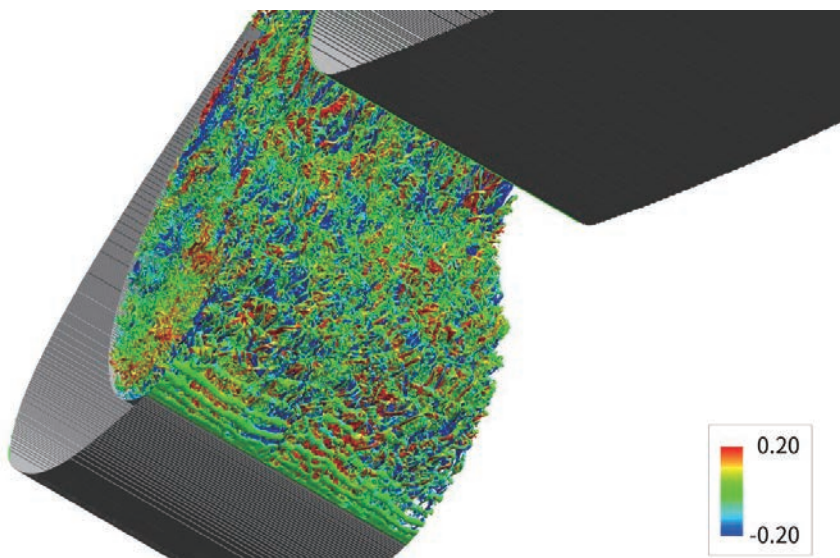
第 5 図:計算格子.

5. 並列計算

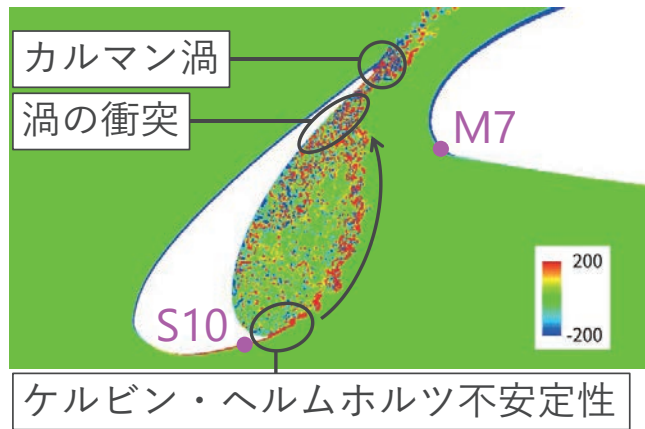
本研究では、東京大学情報基盤センターが運営する Oakbridge-CX スーパーコンピュータシステムを用いた並列計算をする。並列計算は Flat MPI で行い、Oakbridge-CX の計算ノードを 16 ノード用い 896 並列で計算する。計算格子の分割には METIS ライブラリを用いる¹⁵。計算に要した CPU 時間は、過渡計算とサンプリング計算を合わせて 2.9×10^6 [hour] である。

6. 計算結果

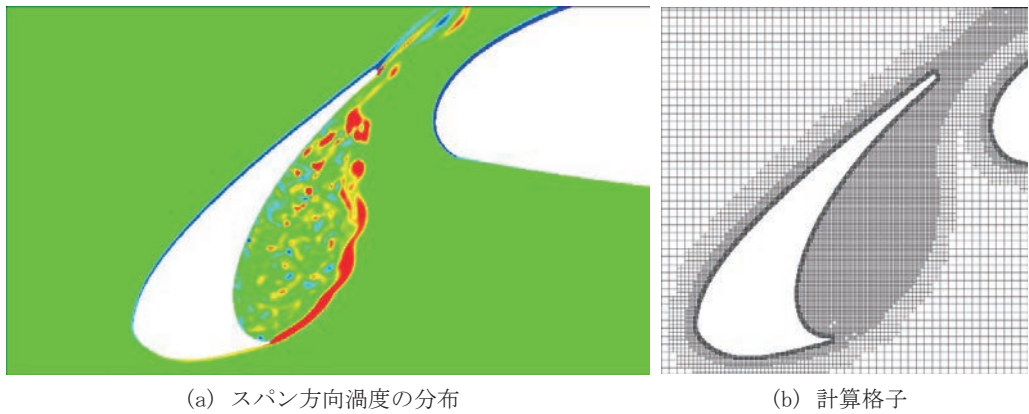
第 6 図はスラットでの瞬時流れ場で、速度テンソルの第二不変量 (Q 値) の等値面である。等値面は、スパン方向速度で色付けされている。スラット下面側の角部であるカスプよりせん断層が生じ、スラット内側のコーブを囲んでいる。またせん断層が三次元的な渦になり、スラット後縁側でスラットと衝突し、縦渦が生じている。第 7 図はスラットでの瞬時流れ場のスパン方向渦度分布である。第 8 図(a)は、著者らが過去に文献¹⁶で行った、直交格子法による 30P30N 高揚力装置周りの非定常流れ計算の結果である。文献¹⁶では第 8 図(b)の、セル数が 1.8×10^7 、スラットでの格子幅が本研究の格子幅の 4 倍の計算格子を用いている。第 7 図と第 8 図を比較すると、コーブでの渦度分布が大きく異なり、本研究では細かな渦が解像されている。また第 8 図と異なり、第 7 図ではスラット後縁からカルマン渦が放出されている。これは、本研究ではスラット後縁に対し特に細かな格子を配置したため、計算格子でスラットの後縁厚みを再現できたことが原因である。第 9 図は表面での圧力のパワースペクトル密度 (PSD) で、風洞試験の結果と比較している。圧力の取得位置は、第 7 図の S10 と M7 である。カルマン渦が原因の 20 [kHz] 程度のピークについて、周波数と PSD レベルが風洞試験と良く一致している。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ている。1 [kHz] から 2 [kHz] のピークは、風洞試験と文献¹⁶の計算結果と比べて PSD レベルが過小評価されているが、同様の傾向は物体適合格子での解析でも観察されている¹⁷。



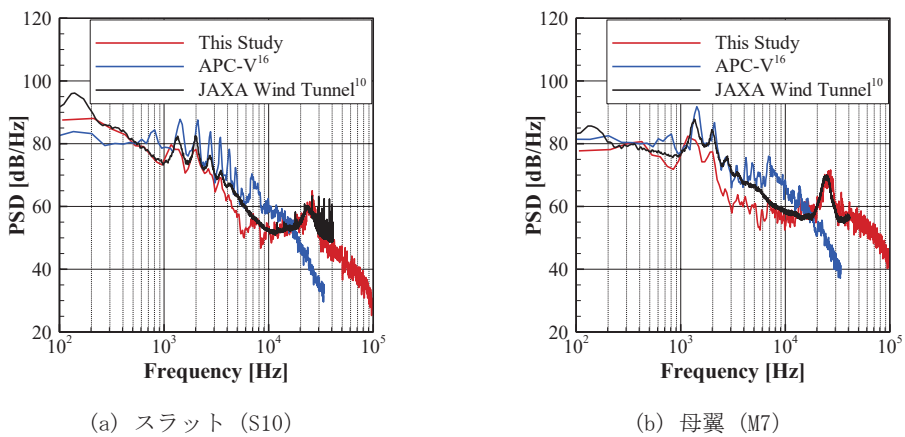
第 6 図:スラット内側での Q 値の等値面。スパン方向速度で色付けしている。



第7図: スパン方向渦度の分布.



(a) スパン方向渦度の分布 (b) 計算格子
 第8図: 文献¹⁶での直交格子法を用いた30P30N高揚力装置周りの非定常流解析.



(a) スラット (S10) (b) 母翼 (M7)
 第9図: 表面での圧力のPSD.

7. 結論

本研究では、直交格子法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、IB 法と壁関数でモデル化した。支配方程式は圧縮性 RANS 方程式で、乱流モデルには SA モデルをベースにした DDES-p を利用した。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。近傍場での音響予測の精度を評価するため、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。また 1 [kHz] から 2 [kHz] の特徴的なピークは、ピーク周波数が風洞試験と概ね一致した。本研究より、直交格子法を用いて航空機からの機体騒音を精度良く予測できることがわかった。

謝 辞

本研究は東京大学 今村 太郎 准教授の指導の下行われた。また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.
DOI: 10.13140/2.1.1975.0726
2. Dobrzynski, W., “Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve?,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, 2010, 353-367.
DOI: 10.2514/1.44457
3. Mittal, R., and Iaccarino, G., “Immersed Boundary Methods,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 37, No. 1, 2005, pp.239-261.
DOI: 10.1146/annurev.fluid.37.061903.175743
4. Nakahashi K., “Immersed Boundary Method for Compressible Euler Equations in the Building-Cube Method”, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 2011-3386, Honolulu, Hawaii 2011.
DOI: 10.2514/6.2011-3386
5. Capizzano, F., “Turbulent Wall Model for Immersed Boundary Methods,” *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 11, 2011, pp. 2367-2381.
DOI: 10.2514/1.J050466
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.
DOI: 10.2514/1.J056654
7. 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.
DOI: 10.1007/s00366-020-00950-y
8. Choudhari, M., and Lockard, D. P., “Assessment of Slat Noise Predictions for 30P30N High-Lift Configuration from BANC-III Workshop,” 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2015-2844, Dallas, Texas, USA, 2015.
DOI: 10.2514/6.2015-2844
 9. “Fourth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-IV),” JAXA Special Publication, JAXA-SP-18-008, 2019.
 10. 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.
DOI: 10.2514/6.2018-3460
 11. 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.
DOI: 10.2514/6.2020-2579
 12. 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.
DOI: 10.2514/1.J050905.
 13. 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.
DOI: 10.1016/j.compfluid.2016.12.002
 14. Jameson, A., “Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings,” 10th Computational Fluid Dynamics Conference, 1991.
DOI: 10.2514/6.1991-1596
 15. METIS - serial graph partitioning and fill-reducing matrix ordering,
<http://glaros.dtc.umn.edu/gkhome/metis/metis/overview>, retrieved on July 29, 2020.
 16. Sugaya, K., Shu, K., Imamura, T., and Tamaki, Y., “Unsteady Aerodynamic Prediction of 30P30N Using Hierarchical Cartesian Mesh and Adaptive Mesh Refinement,” JAXA Special Publication: Fifth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-V), JAXA-SP-19-008, 2020, pp. 43 - 51.
 17. 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.
DOI: 10.2514/6.2019-2553