

NACA0012 切り落とし翼端から発生する渦の LES 解析

今村太郎 (宇宙航空研究開発機構), 平井亨 (菱友システムズ)

横川謙, 榎本俊治, 山本一臣 (宇宙航空研究開発機構)

Large Eddy Simulation of Vortices from a Blunt tip NACA0012 Airfoil

by

Taro Imamura (JAXA/APG), Tohru Hirai (Ryoyu Systems)

Yuzuru Yokokawa, Shunji Enomoto and Kazuomi Yamamoto (JAXA/APG)

ABSTRACT

Three-dimensional unsteady flow around NACA0012 wingtip is simulated numerically to investigate the cause of flap-edge noise generation. The vortical flow structures around the NACA0012 are known to be similar to that of a flap-edge. Therefore, it is assumed that noise generation mechanism is similar as well, although its geometry is simpler than a flap-edge. Since the Reynolds number of the flow is high, a zonal LES/RANS hybrid method is used to reduce the overall computational cost. The power spectral density of the pressure coefficient is compared with the experiment, and several issues regarding, the number of sub iteration for implicit time integration, sensitivity to Smagorinsky constant, grid overlap points at block-block interface, and grid resolution, are discussed. Subsequently, two longitudinal vortical structures around the wingtip, that show different characteristics, are investigated to understand its generation mechanism.

1. はじめに

本研究では, 航空機機体空力騒音の中でも相対的に大きな騒音源として知られている高揚力装置フラップ端近傍の流れ場の解析を念頭に, 単独翼翼端周りについて解析した結果について報告する. 一般に高揚力装置周りの流れ場は形状の複雑さに加え, 剥離や再付着を伴う複雑な流れ場であり, 三次元非定常計算の実行は困難であるが, 形状を単純化することにより翼翼端渦の構造やその非定常運動について詳細な検討が可能となる. フラップ近傍の流れ場は, 翼上面の端面近くに発生する 1 次渦と, 翼端面側に発生する 2 次渦からなり, これらの渦は後縁近くで合流して大きな渦になることが知られている. この流れ場の構造は McNerny らが行った単独翼翼端周りの実験結果⁽¹⁾と類似した流れ場である.

これまで著者らは NACA0012 単独翼翼端周り流れ場の解析を実施し, 流れ場の定常成分については Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 解析と実験結果が定量的に一致することを明らかにした⁽²⁾. また LES/RANS hybrid 解析^(3,4)より, 定常成分及び非定常成分について実験結果^(5,6)と比較し, 定性的に一致した結果を得ている. しかしながら, 定量的な比較となると, 一致しない点が存在した.

そこで本研究では, JAXA で開発中の UPACS-LES による計算において問題となりうるいくつかの点を取り上げる. 具体的には, 1) 陰解法の内部反復回数の影響, 2) 翼下流側の格子解像度の影響, 3) 標準スマゴリンスキーモデルの定数の影響, 4) Block 境界の精度の影響である. また本計算結果から, 翼翼端近傍流れ場について考察する.

2. 計算手法

CFD 解析ツールとして, JAXA で開発を進めている CFD 共通基盤プログラム UPACS⁽⁷⁻¹⁰⁾を改変した UPACS-LES を使用する. UPACS はマルチブロック構造格子に対応した有限体積法による三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバーである. 数値流束の評価に Kobayashi の 6 次精度コンパクトスキーム⁽¹¹⁾を採用し, 空間解像度を向上させる. 数値振動を抑えるために 6 次精度の空間フィルター⁽¹²⁾を用いている. また, 粘性項の評価には, 二次精度中心差分を用いる. 時間積分は MFGS 陰解法⁽¹³⁾にニュートン反復を組み合わせた時間 2 次精度計算である.

3. 結果および考察

3. 1 計算モデル及び計算格子

計算用のモデルは 2m×2m JAXA-LWT2 低速風洞で実施した風洞実験模型 (図 1 参照) に基づいている. 対象とした NACA0012 翼は, 翼弦長を 0.4m とし, スパン方向長さ 1.0m の矩形翼で, 翼翼端は直角に切り落とされている. 着陸時の流れ場を模擬するため一様流マッハ数は 0.175 (風速 60m/s 相当) とし, コード長を代表長さとしたレイノルズ数が 1.5×10^6 , 迎角は 12° である.



図 1 JAXA-LWT2 風洞に設置された NACA0012 翼翼端模型

計算格子のトポロジーと境界条件を図 2 に示す. 計算格子は図 3 に示すように 2 種類用いる. 一つ目は翼翼端後縁部下流部分の格子を徐々にストレッチさせた約 2000 万点からなる格子 (Grid A), 二つ目は翼翼端渦の存在する領域を下流 1 コードに亘り翼翼端面近傍と同様に細かい格子を用意した約 3400 万点からなる格子 (Grid B) である. いずれの格子においても, 翼翼端近傍においては, 渦の等方的な発達を促すため, これまでの研究^(3,4)と同様にほぼ等方的な格子が用いられている. 翼翼端近傍の上面側にも渦が生じることから, 格子の細かい領域は, スパン方向に 0.15c ほど内舷側

まで広がっている。本研究では、図4に示すように、翼端近傍では LES 解析、翼根側ではスパン方向に十分な格子が取れないため、RANS 解析 (Spalart-Allmaras モデル) を実施する。

$$F_{switch} = \begin{cases} 1 & -0.15 \leq y/c \cdots \text{LES} \\ 0 & y/c \leq -0.25 \cdots \text{RANS(S-A)} \\ 10(y/c)+2.5 & -0.25 \leq y/c \leq -0.15 \cdots \text{Transient Region} \end{cases}$$

両者の間の領域については、LES の SGS モデルと RANS の渦粘性モデルを線形につなぎ、計算する。

$$\nu_T = F_{switch}(\text{SGS model}) + (1 - F_{switch})(\text{Eddy viscosity of RANS})$$

計算条件については、表1に概要をまとめる。

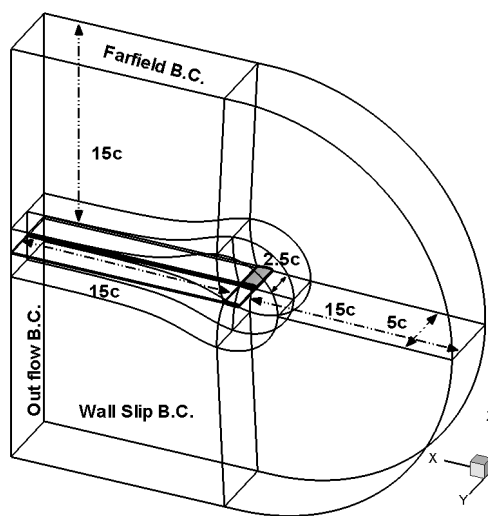


図2 格子トポロジーと境界条件

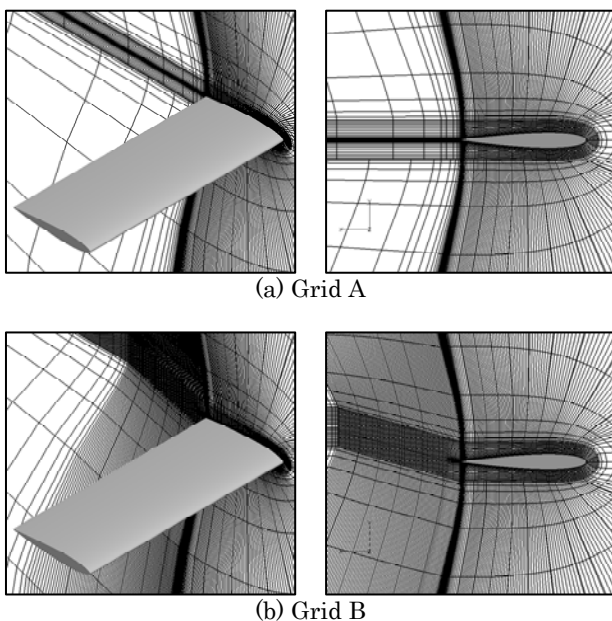


図3 計算格子分布 (4点毎を表示)

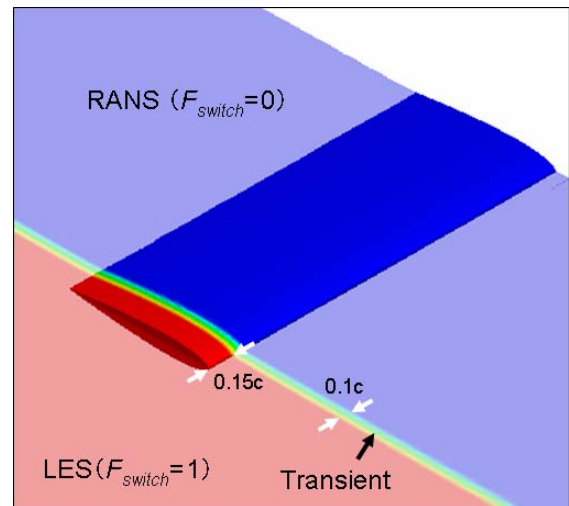


図4 LES/RANS 領域の設定

表1 計算ケース表

		Cs	Grid	Sub-itr	Overlap	dt*	Steps	T*
Case 1	LES	0.1	A	3	2	1.75e-5	100000	1.75
Case 2	LES	0.1	A	5	2	1.75e-5	100000	1.75
Case 3	LES	0.2	A	5	2	1.31e-5	120000	1.58
Case 4	LES	0.1	A	5	8	1.31e-5	120000	1.58
Case 5	LES	0.2	B	3	2	1.31e-5	151154	1.98
Case 6	RANS		A	-	2			
Case 7	RANS		B	-	2			

※Time is non-dimensionalized using free stream velocity and chord

4. 計算結果

4. 1 計算結果の検証 (定常成分)

図5に LES/RANS 解析 (Case 4) の時間平均流れ場における渦度等値面とコード一定断面上の流れ方向渦度成分分布を示す。翼上下面の圧力差に誘起され、下面側から上面側に向けて流れが発生し、2つの大きな渦構造が生じる。これら2つの渦を、上面側渦および端面側渦と定義する⁽³⁾。上面側渦および端面側渦はそれぞれ端面の上下角部から発生しており、下流側で、一つの大きな翼端渦へと成長する。

2つの渦の中心速度について着目すると、端面側渦については、一様流より減速する (Wake type) のに対し、上面側渦は、一様流より加速する (Jet type) ことが実験及び計算結果から確かめられている⁽²⁾。

図6は翼端近傍の圧力係数分布である。図6(a)は翼端におけるキャンバーライン上の圧力係数分布を表す。x/c=0.5近傍の極値は、翼端近傍を通過する渦の位置がキャンバーラインのそばを通過することによって生じるピークである。実験と比べると、計算ではこのピークの高さが過小評価されている。図6(b)は翼端からスパン方向に y/c=0.0225 だけ内舷側に移動した断面上の圧力係数分布を示す。上面側には2つのピークがある。上流側のピーク (x/c=0.3 近傍) は上面側渦が y/c=0.0225 上を通過する場所に相当する。その後上面側渦は、下流へと向かうにつれ翼上面から離れるが、側面側渦が上面側へと移動し、合体する過程において、再び翼上面に接近し、下流側のピーク (x/c=0.8 近傍) が形成される。2つのピークは上面側渦と翼上面の距離に依存している。これらの傾向は、RANS 及び LES/RANS で捕らえられているが、LES/RANS 解析はいずれも、上流側のピーク高さが実験や RANS の結果と比べて 0.2 程度低くなっており、LES 領域における格子解像度不足が原因と考えられる。

図 7 は横軸に流れ方向座標 (x/c)，縦軸に圧力係数 (C_p) をとり，図 7 左側に示す各渦中心位置における C_p 分布を示す。端面側渦の渦中心圧力は，前縁部（よどみ点）直後に大きく減少し，その後徐々に上昇している。前縁近傍を除くと，流れ方向に逆圧力勾配が形成されるため，渦中心流れは **Wake type** となる。一方，上面側渦については，下流に行くほど渦中心圧力が低下している。流れ方向に順圧力勾配が形成されるため，渦中心流れは **Jet type** となる。

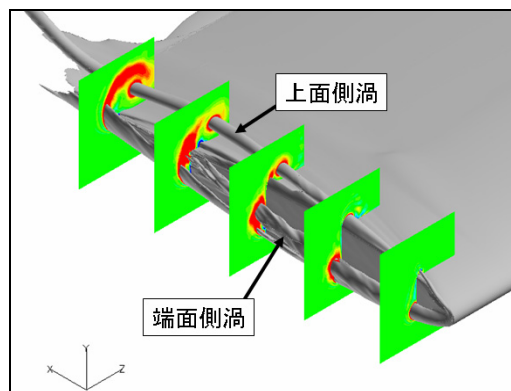
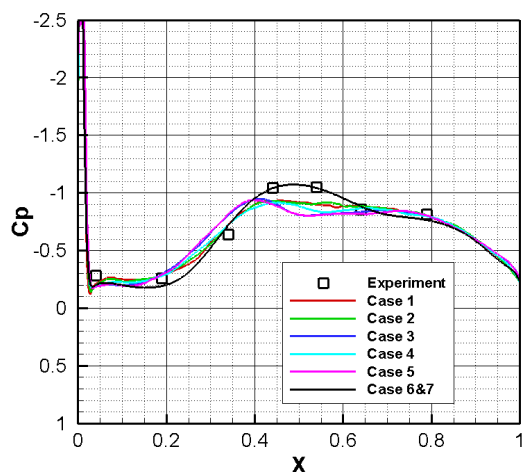
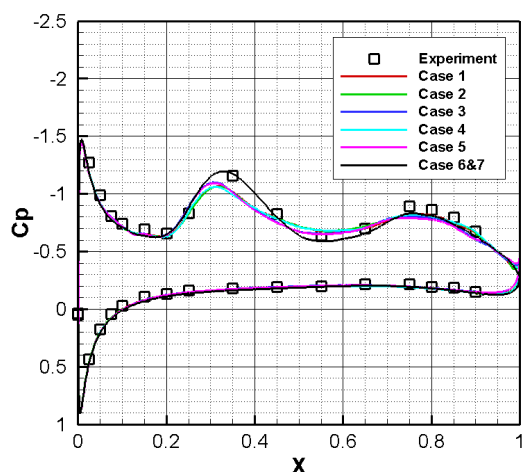


図 5 時間平均流れ場における渦度の等値面とコード一定断面上の流れ方向渦度分布 (Case 4)



(a) 翼端面 Camber line 上



(b) $y/c=0.0225$ 断面上

図 6 翼端近傍の C_p 分布の比較

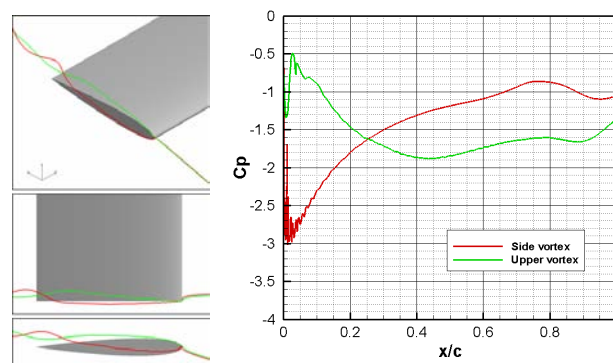
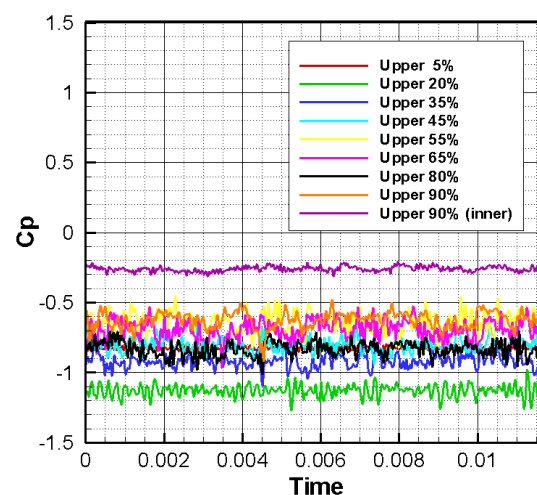


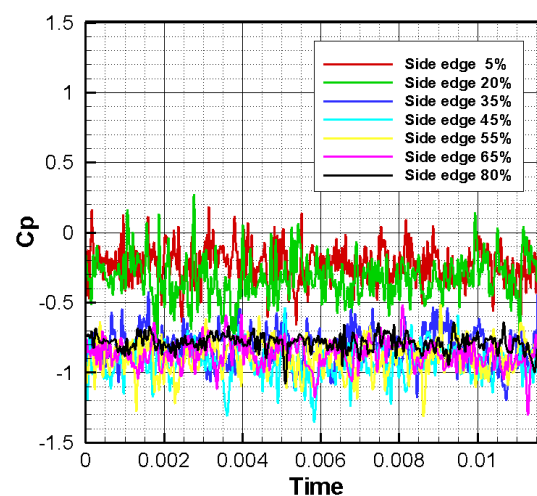
図 7 渦中心における圧力係数分布

4. 2 計算結果の検証 (非定常成分)

図 8 に，翼端端面側及び上面側における非定常圧力の時間履歴図を示す（計測位置は図 9 を参照）。この図から，圧力の時間履歴はドリフトしておらず，十分に発達した非定常流れが来ていることが確認できる。



(a) 端面側非定常圧力点



(b) 上面側非定常圧力点

図 8 非定常圧力の時系列データ

表面 C_p 変動のパワースペクトル密度 (PSD) 分布について実験と比較した結果の一部を図 10, 11 に示す. 図 9 に, 実験模型に取り付けられた非定常圧センサー位置の内, 本論文で比較した点を赤で示す. はじめに上面側の点について比較すると, $x/c=0.20$ の点においては, $C_s=0.1$ の Case 1,2,4 では実験より高めに, 逆に $C_s=0.2$ の Case 3,5 では, 低めに出ている. 上面側の前縁付近はスケールが小さく弱い渦が生成している領域であり, C_s に対する感度が大きい. 一方下流側 $x/c=0.65$ においては, いずれのケースにおいても実験と定量的に一致した結果が得られている. 続いて端面側の点については, 上流・下流ともに実験と一致した結果が得られている. $x/c=0.65$ 断面においては, Case 1,2 では 10kHz 付近にピークが見られる. これに関しては, Block 境界の接続精度が原因と考えられる⁽⁴⁾. Block 境界の接続精度は, $C_s=0.2$ では問題とならなかった. SGS モデルによる拡散と Block 境界精度との相対的なバランスが影響していると考えられる.

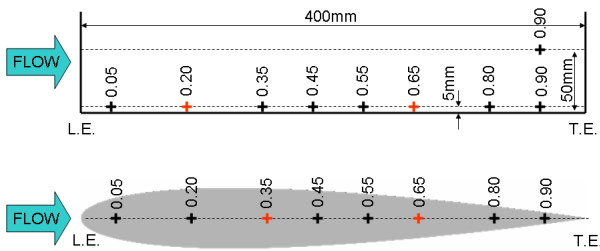
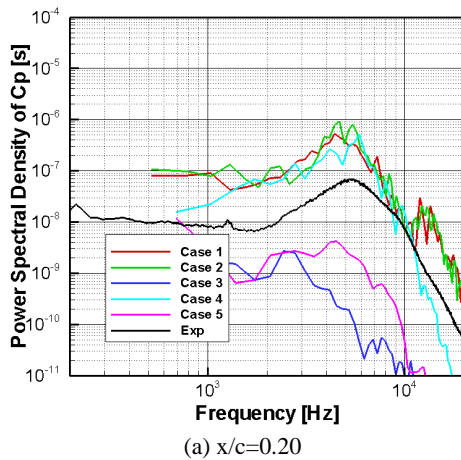
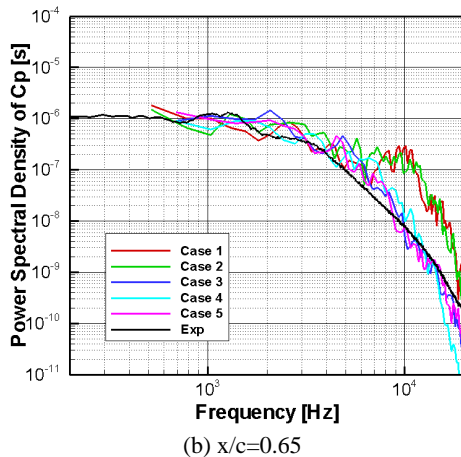


図 9 風洞試験における非定常圧力センサーの位置

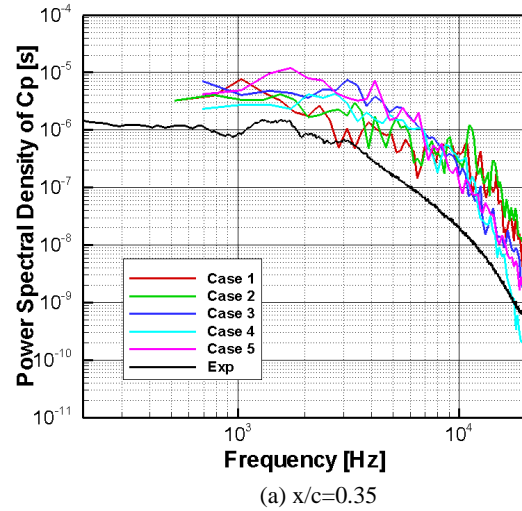


(a) $x/c=0.20$

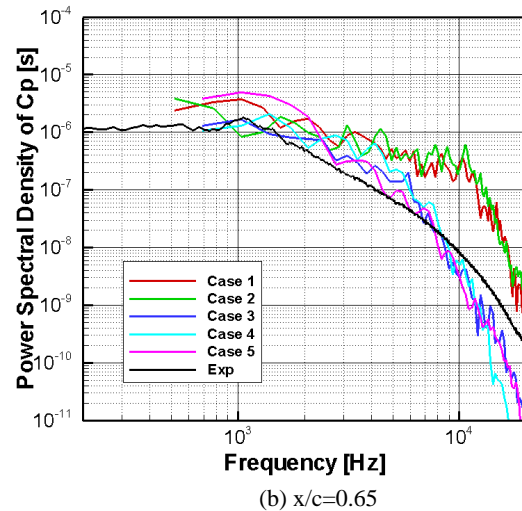


(b) $x/c=0.65$

図 10 翼端近傍のパワースペクトル分布の比較 (端面側)



(a) $x/c=0.35$



(b) $x/c=0.65$

図 11 翼端近傍のパワースペクトル分布の比較 (上面側)

以上まとめると, 標準スマゴリンスキーモデルの定数の感度は上流側では大きい, 下流側においてはその影響はほとんどない. 一方, 内部反復回数, 翼下流の格子解像度に対する感度は本問題においては小さいことが示された.

4.3 翼端近傍流れ場の考察

翼端近傍の非定常流れ場を可視化するため, 速度勾配の第二不変量の正の等値面を観察する.

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) = -\frac{1}{2}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\frac{\partial u_j}{\partial x_i} > 0$$

図 12 に Case 4 の可視化結果を示す. 大きな 2 つの渦構造以外にも小さなスケールの渦が存在する. 翼端面側においては, 翼端下角部からのせん断層が上面側に巻き上がる過程においてより細かな渦へと崩壊している.

Case 4 について, C_p の PSD 分布を異なる 5 断面について計算した結果を, 図 13 に示す. 断面は, $x/c=0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ の 5 断面で, 周波数に関しては, 2.2, 4.4, 8.8 kHz の 3 ケースである. 翼端の前縁部及び, 下側角部からは, 広帯域の変動が観察される. これは, 端面側渦を形成するせん断層の圧力変動に起因していると考えられる. 一方, 後

縁近くの上面側渦中心付近においては、低い周波数成分が卓越している。上面側渦の周囲には、端面側から巻き上がったせん断層が巻きつく構造になっている。

以上まとめると翼端近傍の流れ場は5つの領域に分類できる。最初の領域は、翼端部の前縁付近である。非常に強い渦が生成され、その変動成分は広帯域である。2つ目の領域は、翼端部下側角部である。この領域の変動もやはり広帯域である。この角部から発生したせん断層は、上流側では端面側渦に巻きつき、下流側では上面側渦に巻きつく。3つ目の領域は、端面側渦である。1つ目の領域で強い渦が形成されるため、その後端面側からの渦の供給があるにも関わらず、端面側渦が強くなる。そのため、渦中心圧力は流れ方向に逆圧力勾配となり、Wake type の渦が形成されると考えられる。4つ目の領域は、翼端部上側角部である。ここではせん断層が上面側渦へと供給される。5つ目の領域は、上面側渦である。端面側とは異なり、上面側渦には、翼端前縁部領域は影響しない。つまり、4つ目の領域からの渦の供給によってのみ上面側渦が強められる。従って、渦中心では流れ方向に順圧力勾配となり、加速流れとなると考えられる。この渦は後縁付近で、せん断層と比べると低い周波数が卓越している。この変動は、端面側からのせん断層と上面側渦との干渉によって生じていると考えられる。

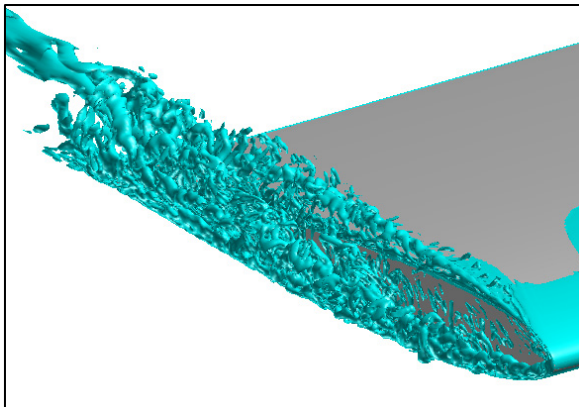


図 1 2 速度勾配の第二不変量 (Case 4)

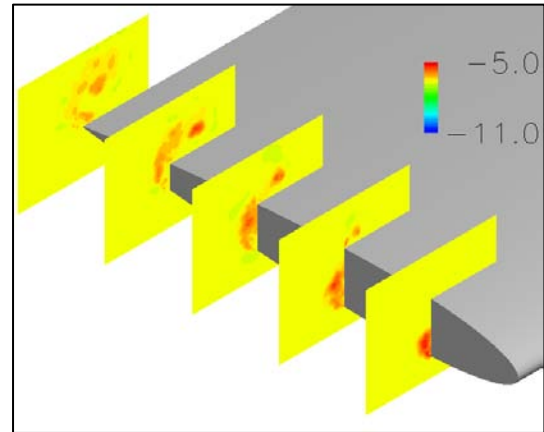
5 まとめ

航空機高揚力装置のフラップ端から発生する騒音メカニズムを探るために、NACA0012 切り落とし翼端周りの LES 解析を実施した。計算において問題となりうるいくつかの点を取り上げ、比較検証計算を実施した。いずれの項目も、近傍場スペクトルの観点からは影響が小さいことが明らかになった。その中で本問題において感度が大きかった点は、標準スマゴリンスキーモデルの定数であり、Dynamic モデルへの移行を含めた LES モデルの検討が必要であると考える。

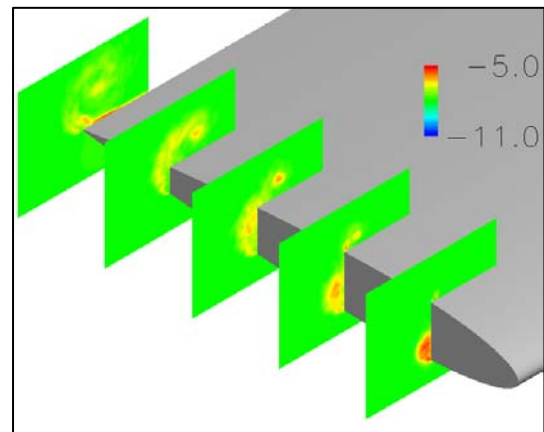
流れ場については、端面側渦と上面側渦の2つの渦構造と、これらの渦の生成に影響するせん断層との係わりが明らかになった。今後は、フラップ端流れ場の解析に向けた研究を進める予定である。

謝 辞

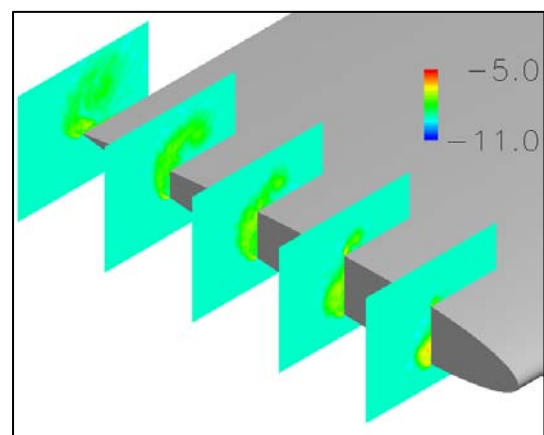
翼端近傍の渦構造の発達に関して、東北大学大学院工学研究科の福西祐先生から貴重なアドバイスを頂いた。ここに感謝の意を表す。



(a) $f=2211$ Hz



(b) $f=4422$ Hz



(c) $f=8844$ Hz

図 1 3 C_p のパワースペクトル密度の対数分布図(Case 4)

参考文献

- 1) McInerny, S. A. *et al.*, "Pressure Fluctuations in the Tip Region of a Blunt-Tipped Airfoil", AIAA Journal, Vol.28, No.1, 1990, pp. 6-13
- 2) Imamura, T. *et al.*, " Numerical Simulation of NACA0012 Wingtip Flow Leading to Noise Generation ", AIAA paper 2005-2864 2005
- 3) Imamura, T. *et al.*, "Noise Generation around NACA0012 Wingtip using Large-Eddy-Simulation", 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) Hamburg Germany, 3 Sep. 2006
- 4) Watanabe, S., and Kato, H., "Stereo PIV Applications to Large-Scale Low-Speed Wind Tunnels", AIAA Paper 2003-0919 Jan. 2003.
- 5) 今村太郎, 平井亨, 榎本俊治, 横川譲, 山本一臣, "UPACS-LES を用いた NACA0012 切り落とし翼端の数値解析", 第22回数値流体力学シンポジウム講演論文集 CD-ROM, 2008/12/17-19
- 6) Watanabe, S. *et al.*, "CFD code Validation via Particle Image Velocimetry (PIV)", Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2004, JAXA SP 2004 (in Japanese).
- 7) Yamane, T. *et al.*, "Development of a Common CFD Platform - UPACS -, " in Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, pp. 257-264.
- 8) Takaki, R. *et al.*, "The Development of the UPACS CFD Environment," in High Performance Computing Proceedings of 5th International Symposium, ISHPC 2003, Ed. Veidenbaum *et al.*, Springer, 2003, pp307-319.
- 9) Murayama, M. *et al.*, "Validation of Flows on High-Lift Configurations by Structured- and Unstructured- Mesh Method", AIAA Paper 2005-1226, Jan. 2005.
- 10) Yamamoto, K. *et al.*, "CFD Sensitivity of Drag Prediction on DLR-F6 Configuration by Structured Method and Unstructured Method," AIAA Paper 2004-0398, Jan. 2004.
- 11) Kobayashi, M. H. "On a Class of Pade Finite Volume Methods", J. Comp. Phys. 156 1999 , pp.127-180.
- 12) Gaitonde, D. V., and Visbal, M. R., "Pade-Type Higher Order Boundary Filters for the Navier-Stokes Equations", AIAA Journal, Vol.38, No.11, 2000, pp2103-2112.
- 13) Shima, E., "A Simple Implicit Scheme for Structured/Unstructured CFD," Proceedings of 29th Fluid Dynamics symposium, Hokkaido, Japan, 1997, pp.325-328. (in Japanese)