

翼端近傍流れ場の流速および迎角依存性に関する CFD 解析

今村太郎, 榎本俊治, 加藤裕之, 横川譲, 山本一臣
宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部

Flow Velocity and Angle-of-Attack Dependencies of a Flow around Wingtip using CFD

by
Taro IMAMURA, Shunji ENOMOTO, Hiroyuki KATO, Yuzuru YOKOKAWA, Kazuomi YAMAMOTO

ABSTRACT

In this study, a flow around a blunt-tipped wing is solved using Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equations, and Large Eddy Simulation (LES). The main objective is to investigate the dependencies of mean flow velocity and angle-of-attack. A rectangular wing with NACA0012 airfoil section is chosen as a model. The computed results are compared with that of wind tunnel experiments, which were also performed at JAXA for the purpose of CFD validation. The present unsteady computation using LES indicates that angle-of-attack has a great influence on the vortical structure around the wingtip. As the angle-of-attack increases, the merging location of two vortices, one at the side edge and another on the upper surface, moves to the upstream side. Consequently, the large pressure fluctuating region appears on the upper surface.

1. はじめに

近年, 空港周辺における環境への配慮が特に求められており, 騒音を減らすことがその課題¹⁾のひとつに挙げられている. 今日に至るまで航空機騒音において支配的な要素はエンジン騒音であるが, 高バイパス比エンジンや Chevron ノズルの開発など, 様々な対策が採られている. その結果, エンジンを絞って滑走路にアプローチする着陸時において, エンジン騒音と機体騒音(降着装置や高揚力装置から発生する騒音)が同レベルになりつつある. これから航空機開発を行う時には, 従来から求められているように空力的に高性能であるだけでなく, 騒音が小さいことが求められている.

本研究では, 機体騒音の中でも比較的大きな騒音源として知られている高揚力装置のフラップ端近傍^{2,7)}に着目する. フラップ近傍の流れ場は, 翼上側に発生する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 McInerny ら⁸⁾が行った単独翼翼端周りの実験結果と類似している. そこで, 本研究ではフラップ端周りの解析を行う前段階として, 流れ場の構造が類似している単独翼翼端周りの解析を行う. 一般的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, 特に三次元非定常計算を実行するのは困難であるが, 形状を単純化することにより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.

これまでの JAXA/ISTA で行ってきた数値計算^{6,7)}では, 風速 60m/s, 迎角 12° のケースのみを対象としていたが, 本研究では翼端渦近傍流れ場の流速や迎角依存性について着目し, その構造にどのような違いが現れるのか把握することを目的とする.

2. 計算対象および計算格子

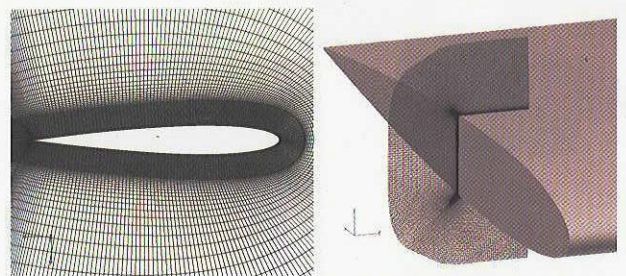
計算対象は翼端部分を垂直に切り落とした NACA0012 翼で, コード長 0.4m, スパン長 1m の風洞模型を想定した計算を実行する. 風速 60m/s の時, コード長を代表長さとしたレイノルズ数は約 1.8×10^6 である.

計算格子は 593 万点, 111block から構成される構造格子である (Figure 1 参照). 翼端面では下の角から生じるせん断層およびそれに伴って生じる小さな渦構造, 翼上面側

については翼端面から巻き上がった渦と上の角から生じる剥離渦の干渉を捉えるため, 翼端面近傍 ± 0.1 コード長 (スパン方向) の領域に多数の格子点を配置した. 一方, 翼端から離れた部分では粗い格子を用いており, 翼面上であっても span 方向の格子点間隔は粗くなっている. 尚, 座標系についてであるが, Figure 1 に示すように, x 方向は流れ方向, y 方向は span 方向, z は右手系で定義される鉛直方向を表す.



(a) 翼端表面格子の分布図

(b) コード方向断面図 (c) 翼端近傍のクラスタリング
Figure 1 : NACA0012 周りの計算格子

3. 実験手法

JAXA の 2m×2m の低速風洞を用いて行われた実験では、風速は 10m/s から 60m/s、迎角は 0~18° の範囲で計測を行った。計測した項目は、翼面静圧、オイルフロー、チャイナクレーによる遷移点判定、翼面上数点の非定常圧力変動計測、粒子画像流速計(PIV)⁹⁾による断面内速度分布(3成分)である。

4. Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS)による解析

4. 1 RANS 解法

JAXA/ISTA で開発している UPACS-1.6β¹⁰⁾⁻¹³⁾を用いた Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS)方程式による定常計算を行った。UPACS-1.6βは現在公開している UPACS-1.5 に航空分野でよく用いられる 2 方程式系乱流モデル Shear-Stress Transport (SST) model¹⁴⁾を導入したバージョンで、2005 年度内に、UPACS-1.6 として正式にリリースされる予定である。RANS 計算で Parameter を変化させる範囲は風洞実験を踏まえ、流速は 30m/s、50m/s、60m/s の 3 ケース、迎角は 0°、6°、12° の 3 ケース行った。また、乱流モデルの依存性を調べるため、Spalart-Allmaras (S-A) モデル¹⁵⁾と SST モデルで計算を実行した。

4. 2 RANS 解析結果

はじめに一樣流速 60m/s、迎角 12°、乱流モデルに S-A モデルを用いた定常計算の結果を Figure 2 に示す。等値面は渦度の絶対値、各断面位置 (x/c=0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9) では流れ方向渦度分布を表す(一樣流速で無次元化)。翼上面側には 1 次渦、翼端面側には 2 次渦が再現されており、これらの渦は下流に流れて x/c=0.7 付近で合体し、ひとつの大きな翼端渦となる。参考までに、フラップ端の流れ場の計算結果³⁾を Fig. 2 の黒枠内に示すが、NACA0012 翼端の流れ場との類似性が理解できる。

続いて、S-A および SST モデルを用いて定常計算した結果を比較する。Figure 3 はその一例で、流速 60m/s、迎角 12° のケースにおける、翼端面の圧力係数 (Cp) 分布である。乱流モデルを変えたことによる違いは小さいことがこの結果から予想される。ここでは紙面の制約の都合上示さないが、静圧孔データとの比較や、以下に示す空間の速度分布の比較においても両者はほぼ同様の結果を与えることを確認してある。

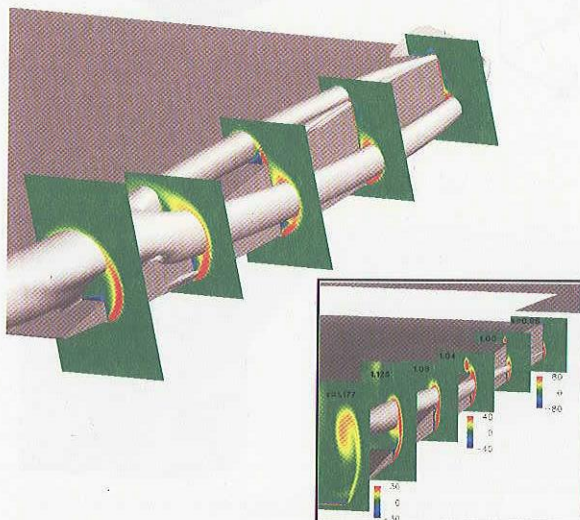


Figure 2 : 流れ方向渦度成分分布(U=60m/s, AoA=12°) 右図(枠内)はフラップ端周りの流れ場(文献3より引用)

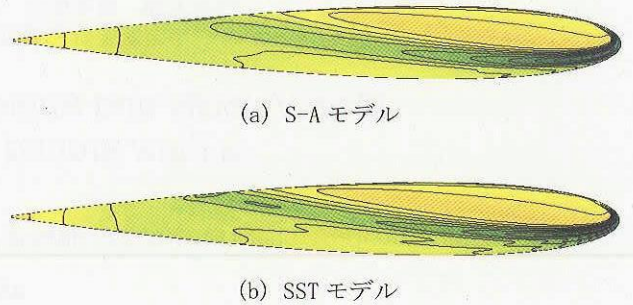


Figure 3 : 翼端面における Cp 分布の比較図 U=60m/s, AoA=12°

Figure 4 は迎角を 12° で一定とし、流速が 30m/s と 60m/s の 2 ケースについて PIV 計測の結果と比較した図である。Figure 5 に PIV で計測した断面位置を示すが、ここでは代表的な一段面 (x/c=0.5) のみの結果を示す。図中の分布は速度の絶対値を表し、赤い領域が一樣流より早く、逆に青い領域は遅い。図中(a)と(b)が SST モデルを用いて計算した結果、(c)と(d)は PIV による計測の結果である。一樣流速に 2 倍の違いがあるが、SST モデルによる計算結果および PIV 計測結果のいずれも、この速度域では、マッハ数およびレイノルズ数の影響は小さいことがわかる。

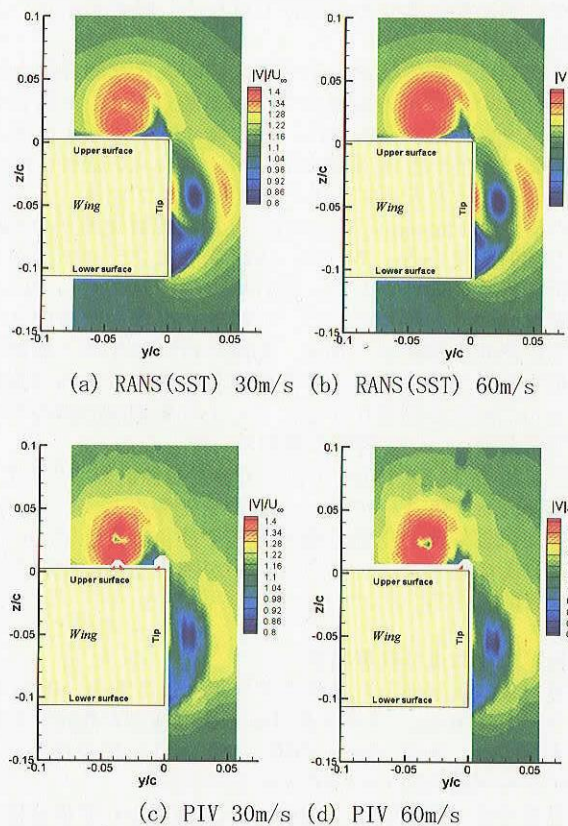


Figure 4 : 迎角 12° で一定のケース

Figure 6は、一様流速を 50m/s で一定とし、迎角が 6° と 12° のケースを比較した図である。図中に示す分布は、Figure 4 と同じく速度の絶対値である。迎角が 6° と 12° のケースを比較すると、翼上面側の渦中心での流速に違いを見ることが出来る。迎角 6° の場合、翼上面側の渦中心で流れが加速しておらず、この傾向は計算と実験の両方で一致している。 $x/c=0.5$ の断面だけではなく流れ場全体を確認するため、Figure 7 に主流方向の渦度成分分布を示す。断面位置は前縁側から、 $x/c=0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ である。迎角 12° では、 6° のケースと比べると、二つの渦が合体する位置が前縁側に近く、また渦度が強いことがわかる。

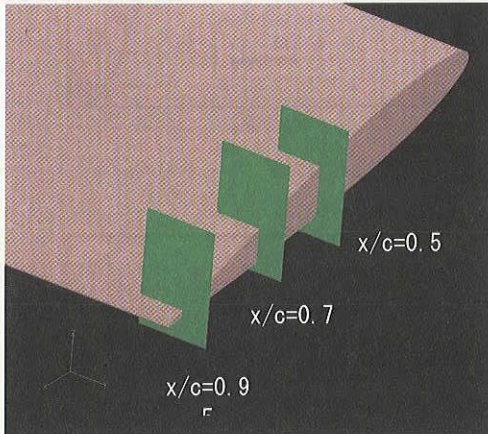
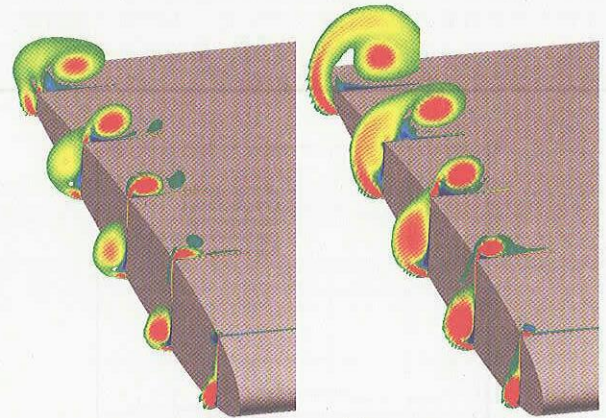
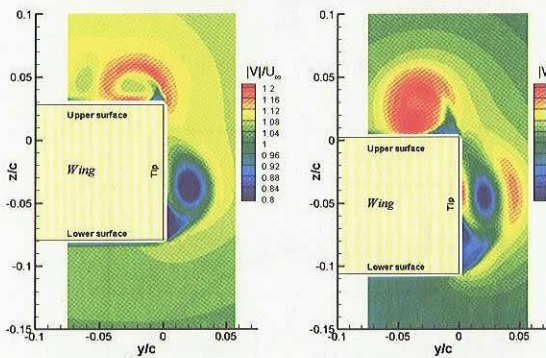


Figure 5 : PIV の計測断面位置

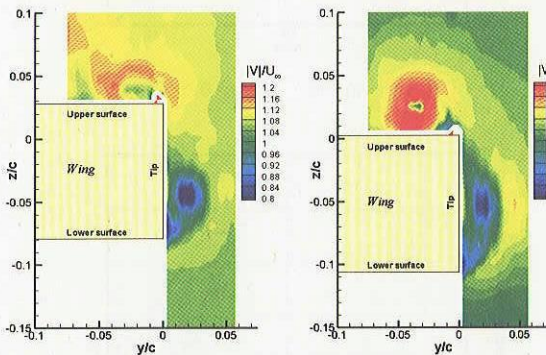
以上、まとめると流速依存性についての実験および計算結果から、今回計測した範囲では、Mach 数およびレイノルズ数の影響は小さいことが確認できた。一方、迎角依存性についてであるが迎角が高くなると、渦が強くなり、2つの渦（1次渦と2次渦）の合体が前縁側に近づく傾向が見られた。この渦構造が翼端近傍の騒音源になることが知られており、迎角の増大と共に翼端からの騒音も大きくなると予想できる。



(a) 60m/s, AoA= 6° (b) 60m/s, AoA= 12°
Figure 7 : 主流方向渦度成分の等高線 (定常)



(a) RANS (SST) 6° (b) RANS (SST) 12°



(c) PIV 6° (d) PIV 12°

Figure 6 : 流速 50m/s で一定のケース

5. Large Eddy Simulation(LES)による解析

5. 1 LES 解法

UPACS をベースに構築された Large Eddy Simulation (LES)コード (UPACS-LES) による非定常計算を実行した。LES 計算では、空間の数値流束の評価に Lele によって開発された空間 6 次精度のコンパクトスキーム¹⁶⁾を用いた。数値振動を抑えるために、Gaitonde, Visbal が提案した空間 6 次精度フィルター¹⁷⁾を用いた。Sub-grid scale のモデル化には、標準スマゴリンスキーモデル¹⁸⁾を採用し、 $Cs=0.1$ とした。また壁面近傍では Van Driest のダンピングを用いた。計算時間は、一様流速を用いた無次元時間で 2.45 まで行った。

計算格子は、RANS 計算で用いた格子であるため、翼根部側において、翼上面側のスパン方向の格子解像度が不足している。その結果、全域を LES 計算すると、翼後縁付近で流れが剥離し、翼端流れ場にも影響を及ぼす結果になった。その対策として、Embedded LES という手法を採用した。格子が細かい翼端近傍では、LES 計算を行い、翼根部では RANS 計算を実行することで、翼根部での剥離を抑えつつ、翼端近傍の非定常な流れを計算できる。

5. 2 LES 解析結果

RANS の計算結果を踏まえ、LES 計算では迎角依存性について把握することを目的とする。一様流速 60m/s, AoA= 6° および 12° の計算を実行し、定常成分のみならず、非定常成分についてどのような違いが現れるのか、検証する。

始めに、LES 計算結果を検証するため、流れ場の平均成分について実験と比較する。Figure 8 に翼端近傍での圧力係数分布の比較結果を示す。図中赤で示した線や記号は翼端面のキャンバー上の C_p 分布、青で示した線や記号は翼端から 2.25%コード長だけ span 方向に入った位置での C_p 分布を表す。Figure 8 (a)が迎角 6° , (b)が迎角 12° の計算

結果である。いずれの角度においても、実験と LES の時間平均結果は良好な一致が見られる。

続いて、壁表面での圧力係数の変動成分についてスペクトル解析を行った結果を Figure 9 に示す。計測位置は翼端近傍の上面側で、実験との比較を行った場所は、 $(x/c, y/c) = (0.05, -0.0125)$, $(0.65, -0.0125)$ の 2 点である。図中赤線が LES の計算結果、緑線が実験結果を示す。 $x/c=0.05$ の点では、LES と実験結果は、レベルや分布において良好な一致が見られる。しかし、 $x/c=0.65$ 位置では、LES では高周波数側での減衰が大きく、特に無次元周波数 1 近傍では不自然なピークが計算されてしまっている。まだ格子解像度が足りていないことが主な原因であり、格子依存性について調べていくことが今後の課題である。

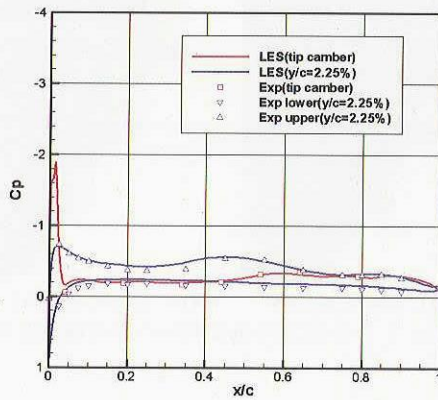
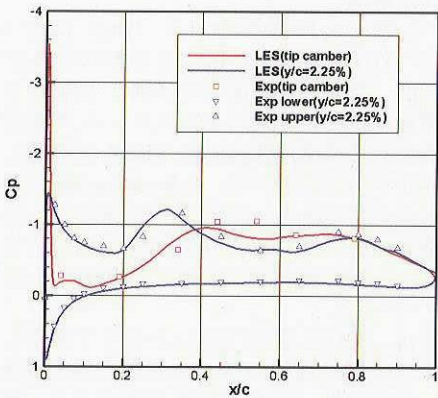
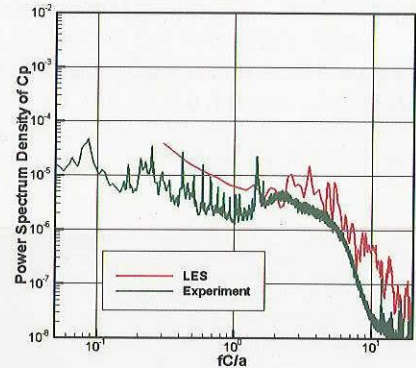
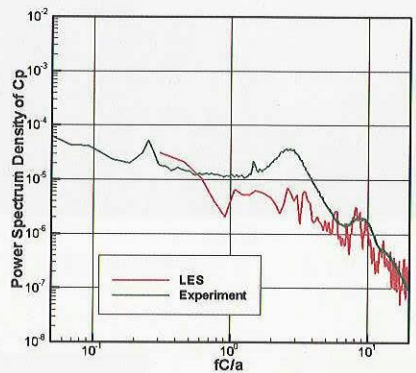
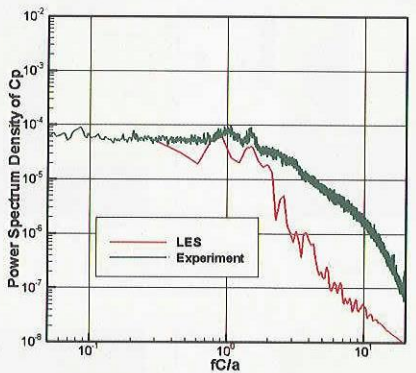
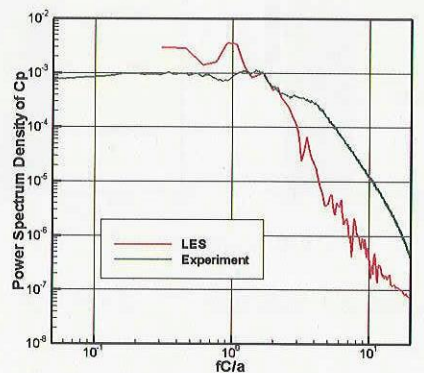
(a) $AoA=6^\circ$ (b) $AoA=12^\circ$

Figure 8 : 翼端近傍の静圧分布の比較

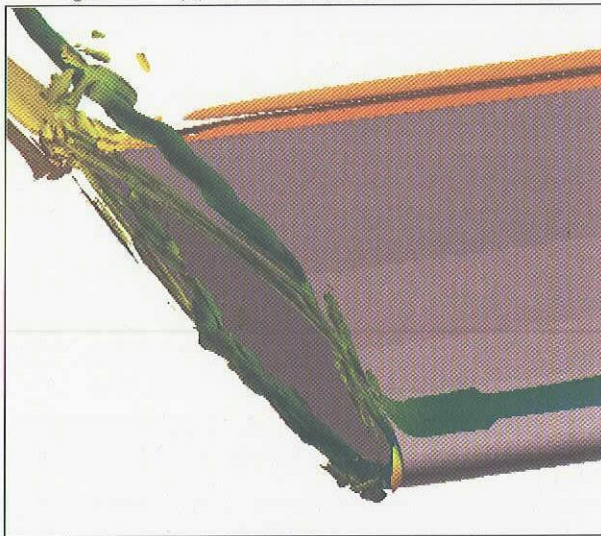
Figure 10 はある瞬間における Δp の等値面上に C_p 分布を描いた結果を示す。迎角 6° のケースでは、2つの渦は後縁付近で合体するため、1次渦は振動せずほぼ定常になる。一方、迎角 12° のケースでは、 $x/c=0.7$ 付近で2つの渦が合体し、それより下流側では1次渦も大きく振動する。Figure 11 は主流方向渦度変動の等値面 (赤: +4, 青: -4) を表す。迎角 6° では翼上面側ではほとんど変動が観察されないのに対し、迎角 12° では、翼端面からの変動が上面側へと巻き上がり、翼端後縁付近で大きな変動が発生している様子が観察される。Figure 12 はある瞬間における翼端近傍の圧力変動分布を表す。翼端面位置における圧力変動を 6° と 12° で比較すると、迎角が大きい 12° の方がより広範囲にわたり、大きな圧力変動が捉えられている。一方、翼上面側について見ると、 6° では1次渦と2次渦の合体がほとんど起きず、1次渦が振動しないため、圧力変動はほとんど見られないのに対し、 12° では渦が合体した後、

大きく圧力が変動する領域が観察できる。高揚力装置のフラップ端流れにおいても、1次渦が振動し、翼上面を叩くような流れ場になると騒音が大きくなることが知られており、これと一致した結果が得られた。

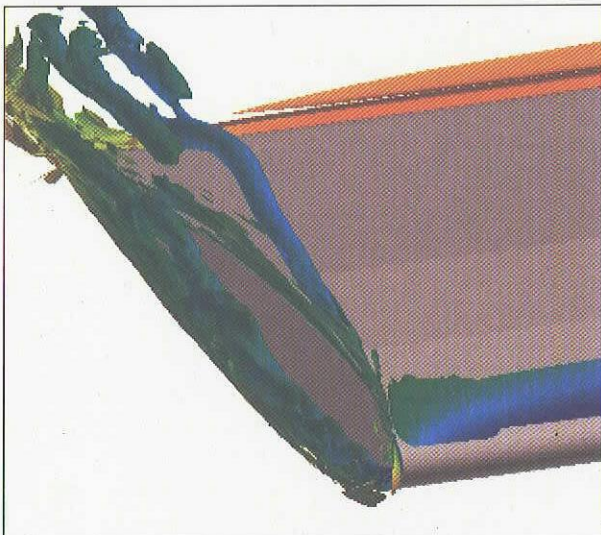
(a) $AoA=6^\circ$, $x/c=0.05$ (b) $AoA=12^\circ$, $x/c=0.05$ (c) $AoA=6^\circ$, $x/c=0.65$ 

(d) $AoA=12^\circ$, $x/c=0.65$

Figure 9 : 翼端近傍の非定常圧力データの比較

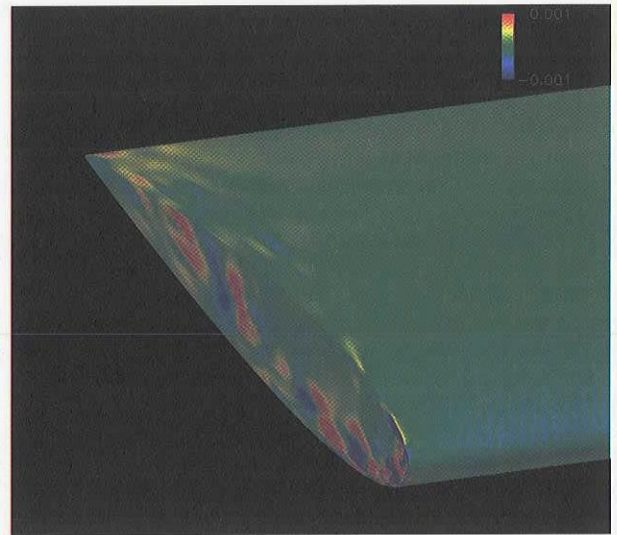


(a) $AoA=6^\circ$

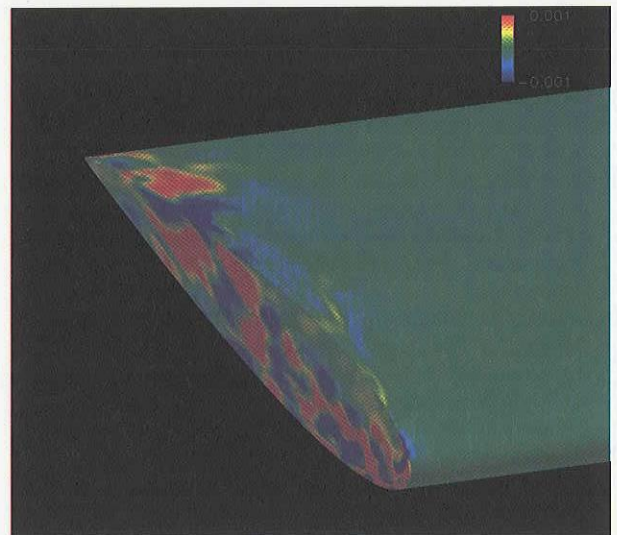


(b) $AoA=12^\circ$

Figure 10 : 翼端近傍の静圧分布の比較

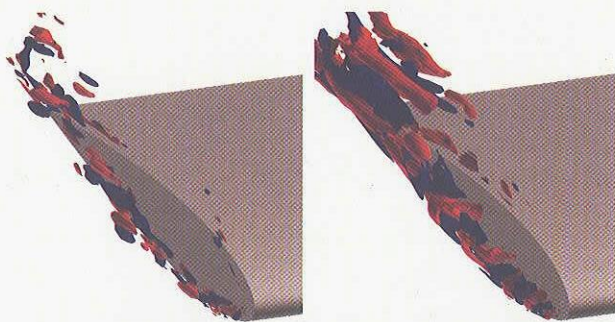


(a) $AoA=6^\circ$



(b) $AoA=12^\circ$

Figure 12 : 翼端近傍の静圧分布の比較



(a) $AoA=6^\circ$

(b) $AoA=12^\circ$

Figure 11 : 瞬時の翼端近傍流れ場
(主流方向渦度の変動の等値面)

6. 結論

NACA0012 翼端渦流れ場の RANS, LES 解析を行い, 流速および迎角依存性を調べた

RANS を用いた定常計算より, 流速依存性より迎角依存性が大きいことが確認された. 迎角を増すと渦が強くなり, 2つの渦の合体が前縁側に近づく. この渦構造が翼端近傍の騒音源になることが知られており, 迎角の増大と共に翼端からの騒音も大きくなると予想できる.

LES を用いた非定常計算より, 迎角 6° のケースでは 2つの渦がほとんど干渉せず, その結果 1次渦は振動しないことが明らかになった. その結果, 翼上面側の圧力変動も小さい. 一方, 迎角 12° のケースでは, $x/c=0.7$ 以降で 2つの渦が合体し, 1次渦が蛇行する. 1次渦が 2次渦を巻き込み, 翼上面で大きな圧力変動を生むことがわかった.

今回行った計算では, 翼上面で剥離しない条件下で計算を行ったため, 最大迎角が 12° であったが, 実際の高揚力装置ではフラップの迎角は 30° 前後になる. 従って, 単独翼端に比べ, 大きな騒音源となることが予想される. 今後は, 単独翼の圧力変動をより高精度に捉えるための格子解

像度を向上させると共に、実際のフラップ形状周りについて計算を実行していく予定である。

参考文献

- 1) Hardin, J. C., "Airframe self-noise - Four Years of Research", NASA TM X-73908, 1976
- 2) Streett, C. L., Lockard, D.P., Singer, B.A., Khorrami, M.R., and Choudhari, M.M., "In Search of the Physics: The Interplay of Experiment and Computation in Airframe Noise Research; Flap-Edge Noise" AIAA paper 2003-977
- 3) Choudhari, M., and Khorrami, M. R., "Computational Study of Porous Treatment for Altering Flap Side-Edge Flow Field", AIAA paper 2003-3113, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit
- 4) Streett, C.L., "Numerical Simulation of Fluctuations Leading to Noise in a Flap-Edge Flowfield", AIAA paper 98-0628
- 5) Khorrami, M. R., Singer, B. A., Radeztsky, Jr., R. H. "Reynolds Averaged Navier-Stokes Computations of Flap Side-Edge Flow Field", AIAA paper 98-0768
- 6) 榎本俊治, 他, "NACA0012 翼端渦の LES 解析", 機械学会流体工学部門講演会 2004
- 7) Imamura, T., Enomoto, S., Kato, H, Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., "Numerical Simulation of NACA0012 Wingtip Flow Leading to Noise Generation", AIAA paper 2005-2864, 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Monterey
- 8) McNerny, S. A., Meecham, W. C., and Soderman, P. T., "Pressure Fluctuations in the Tip Region of a Blunt-Tipped Airfoil", AIAA Journal, Vol.28, No.1, pp. 6-13, 1990
- 9) Watanabe, S., Kato, H., Lei, Z, Imamura, T., and Enomoto, S. "CFD code Validation via Particle Image Velocimetry (PIV)", Proceedings of Aerospace Numerical Simulation Symposium 2004, to be published as JAXA SP (2004) (in Japanese)
- 10) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "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.
- 11) Murayama, M., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Validation of Flows on High-Lift Configurations by Structured- and Unstructured- Mesh Method", AIAA paper 2005-1226, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit
- 12) Yamamoto, K., Ochi, A., Shima, E., and Takaki, R., "CFD Sensitivity of Drag Prediction on DLR-F6 Configuration by Structured Method and Unstructured Method," AIAA Paper 2004-0398, 2004.
- 13) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R., and Iwamiya, T., "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, 257-264.
- 14) Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal Vol.32, No.8, August 1994
- 15) Spalart, P.R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-92-0439, Jan. (1992)
- 16) Lele, S. K. "Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution", J. Comp. Phys. 103, pp.16-42 (1992)
- 17) 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
- 18) Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with the Primitive Equations", Mon. Weath. Rev., Vol.91, No.3, pp.99-164