

低 Re 数での NACA0012 翼上に見られる層流剥離・剥離泡を伴う流れ場

大竹智久¹⁾, 中江雄亮²⁾, 村松旦典¹⁾, 本橋龍郎¹⁾

1) 日本大学理工学部, 2) トヨタ自動車(株)

Flow Field Phenomena Contains Laminar Separation and Separation Bubble on NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers

by

Tomohisa OHTAKE, Yusuke NAKAE, Akinori MURAMATSU and Tatsuo MOTOHASHI

ABSTRACT

We carried out flow measurements using a CTA hot-wire anemometer to clarify flow field phenomena contains laminar separation and separation bubble on NACA0012 airfoil at three low Reynolds numbers; $Re = 10,000, 30,000$ and $50,000$. A laminar separation region was observed on the airfoil near the trailing edge when the angle of attack was nearly 0.0 deg. at all Reynolds numbers. The instability of the laminar separation region induced the growth of turbulent intensity in the separated shear layer on the airfoil. The growth of turbulent intensity caused a reattachment of the separated boundary layer on the airfoil surface, and a separation bubble formed on the airfoil. The separation bubble observed over a rather wide range of angle of attack until the maximum lift coefficient was reached at $Re = 30,000$ and $50,000$. However, the separation bubble was also observed in the narrow range of angle of attack of from 7.0 deg. to 8.0 deg. at $Re = 10,000$. The flow field phenomena on the airfoil at $Re = 10,000$ shows that the laminar separation region extended with the movement of the separation point, and the separated shear layer was detached from the airfoil surface until the maximum lift coefficient was reached. This difference of flow field phenomena on the airfoil, the changing process of flow pattern from laminar separation region to separation bubble depended on the Reynolds numbers, might play an essential role in the performance of the airfoil at low Reynolds numbers consequently.

1. はじめに

UAV (Unmanned Air Vehicles) や MAV (Micro Air Vehicles) などに通称される無人小型航空機の研究・開発において、これらの小型航空機が飛行するために必要とする翼の空力特性を把握し、利用することは重要である。固定翼機を例にとると、翼弦長を基準としたレイノルズ数 (Re 数) は、 $10^4 \sim 10^5$ のオーダーとなり、一般的な航空機が飛行する際の Re 数に比べて低い Re 数領域を飛行することとなる。本研究では、 Re 数 1.0×10^5 以下の領域を低 Re 数領域と定義している。

これまでに筆者らは、このような低 Re 数領域において、翼型の空力特性がどのような変化を示すのか、代表的な対象翼である NACA0012 翼型を使用した風洞実験による空気力の直接測定を行う事で調査を行ってきた^{1,2)}。その結果、 Re 数が 1.0×10^5 以下の領域では、例えば Abbott ら³⁾の Re 数が 3.0×10^6 での測定結果などで見られるような揚力係数 C_l の迎角 α に対する線形性が Re 数の低下とともに崩れ、最大揚力係数の値が減少してゆくこと、特に Re 数が 5.0×10^4 以下では迎角に対してより強い C_l の非線形性が現れる事が示された。このような Re 数の低下に伴う空力特性の特徴的な変化は、翼まわりの流れ場、特に翼上面に形成された境界層内に現れる層流剥離・層流剥離泡を含む流れ場の存在や Re 数に依存して変化するこのような流れ場の特性との間に強い関連性があると予測できる。

本研究では、 Re 数 5.0×10^4 以下の領域において、揚力係数の変化の様子から低 Re 数領域における空力特性の代表例として Re 数 $1.0 \times 10^4, 3.0 \times 10^4$ および 5.0×10^4 の 3 ケースをとり上げ、熱線風速計を用いた翼まわりの流れ場の測定を行った。その結果から、翼面上に現れる層流剥離や層流剥離泡を含む低 Re 数領域における翼まわりの流れ場の特性について考察を行った。また、それらの流れ場に関する数値計算結果との比較を行うことにより、数値計算による流れ場の再現性についての考察も行ったので報告する。

2. 実験装置・方法

風洞装置は、本学航空宇宙工学科所有の回流型小型風洞を使用した。吹き出し口の寸法は $0.3 \text{ m} \times 0.3 \text{ m}$ の正方形

(縮流比 13.4) であり、測定部は長さ 0.85 m のアクリル製の固定壁測定部を使用した。使用可能な風速範囲は、測定部入口における主流速度が $U=0.2 \sim 14 \text{ m/s}$ の範囲である。測定時の主流速度は、吹き出し口壁面および整流洞出口壁面での圧力差から算出している。主流中の残留乱れは、測定を行った風速範囲では平均すると主流速度の 0.3% 以下であった。測定に使用した翼模型は、翼型に NACA0012、翼弦長 $c=75 \text{ mm}$ および 150 mm 、翼幅 $b=300 \text{ mm}$ の諸元を持つ 2 種類の模型を使用した。

Fig.1 に測定システムの概略図を示す。流速の測定には、 $\phi 5 \mu\text{m}$ のタングステン線を用いた単線式プローブおよび定温度型熱線風速計ユニット (System 7112-S, 日本カノマックス社製) を使用した。同ユニットは、CTA, リニアライザ, 温度補償ユニットにより構成されている。熱線風速計からの出力信号は、測定用 PC に搭載された A/D ボード (PCIe-6251, NI 社製) によりサンプリング周波数 10 kHz , サンプル数 100 ks の条件で PC 内に記録され、時間平均速度 u , 速度変動 (RMS) u' を算出する。なお、測定プローブの移動は、風洞測定部に設置された 3 次元微動装置により行った。この微動装置はマグネスケールとステッピングモータにより現在位置の検出と移動を行うことができ、各軸方向の移動における最小分解能は、 $50 \mu\text{m}$ である。

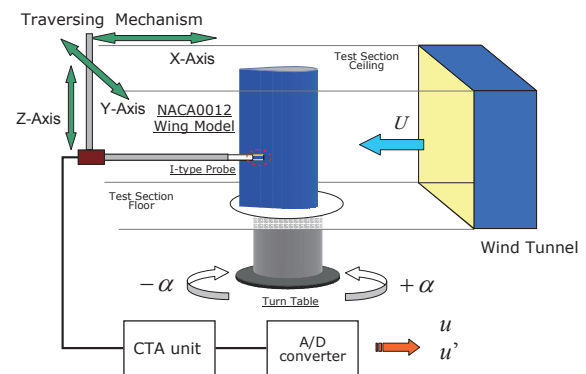


Fig.1 Hot-wire measurements system.

3. 結果・考察

測定時の Re 数は翼弦長を基準とした Re 数 1.0×10^4 , 3.0×10^4 および 5.0×10^4 の 3 種類とした。それぞれ迎角 α を 0° から 15° まで変化させた時の翼上面側での流れ場を測定した。Fig.2 に翼面上の速度分布の測定位置についての模式図を示す。図に示したように、測定プローブは翼表面近傍から一様流に対して垂直となる方向へ移動することで、翼上面側の流れ場を測定した。

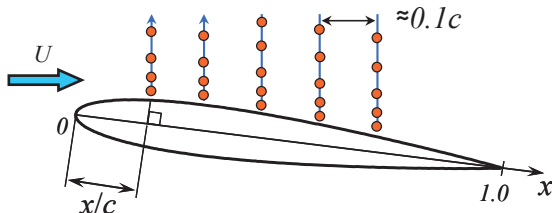


Fig.2 Velocity measurement points on the airfoil.

3-1) 翼まわりの流れ場

Fig.3 に文献 1)より抜き出した NACA0012 翼型の Re 数 1.0×10^4 , 3.0×10^4 , 5.0×10^4 における揚力係数の特性を再掲する。以下に用いる流れ場の測定結果は、Fig.3 において各 Re 数での揚力係数の特性から判断した代表例である。Fig.4 から Fig.6 に、各 Re 数での翼面上の流れ場の平均速度 u の分布および速度変動 u' の分布を示す。各速度とも、測定時の一様流速 U で無次元化されている。

各 Re 数とも迎角が低い状態では、翼面上の境界層内の平均速度分布および速度変動分布に大きな変化は見られない (Fig.4 a), Fig.5 a), Fig.6 a)。翼後縁付近での流れ場に注目すると、境界層が層流状態のまま剥離する層流剥離が発生し、翼面上に層流剥離領域が形成されていることが分かる。迎角を上げていくと、 Re 数 1.0×10^4 では層流剥離領域が翼の前縁方向へと拡大し、それに伴い剥離せん断層も翼表面から徐々に離れていく (Fig.4 b)。それに対して Re 数 3.0×10^4 , 5.0×10^4 の場合では、迎角の増加とともに剥離領域が拡大していく様子は同じであるが、その後、翼後縁付近において剥離せん断層の不安定性の増加による乱れの増加が速度変動分布に現れ、さらに迎角を増加させることによって平均速度分布も剥離型から付着型へ変化するため、後縁付近において境界層が翼表面に再付着していることが分かる (Fig.5 b), Fig.6 b)。 Re 数 3.0×10^4 と 5.0×10^4 では、迎角の増加に伴い翼面上に層流剥離泡が形成されて境界層の再付着が現れるが、 Re 数 1.0×10^4 では層流剥離領域が拡大していくだけであり、翼面上の流れ場の特性が Re 数に依存して異なっていることが分かる。

揚力係数がピーク値を示す迎角付近では、 Re 数 3.0×10^4 と 5.0×10^4 では揚力傾斜がほぼ一定値となり、翼面上の流れ場は剥離泡と剥離泡の下流で再付着した乱れを伴う境界層が存在している様子が分かる (Fig.5 c), Fig.6 c)。この時、剥離泡の存在は、翼面上の境界層内に乱れを与えることにより翼後半部における境界層の剥離を抑える効果を与えていると考えられる。一方、 Re 数 1.0×10^4 では、翼面上の層流剥離領域の増加とともに翼後縁付近で速度変動が増加してゆき、揚力係数が極値を示す直前の数度付近の迎角において、翼後縁付近で境界層の再付着と見られる流れ場が現れている (Fig.4 c)。揚力係数が極値を示した後は、各 Re 数ともに翼面上の境界層の大規模な剥離が観察される (Fig.4 から Fig.6 d)。このような Re 数の違いにより現れる流れ場の特性が、低 Re 数で現れる特徴的な空力特性の変化と強い関連性を持っていることが推測できる。

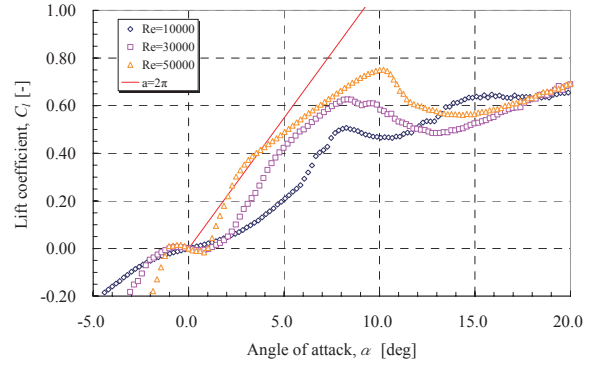


Fig.3 Representative lift characteristics of NACA0012 at low Reynolds numbers ($Re=1.0 \times 10^4$, 3.0×10^4 , 5.0×10^4).

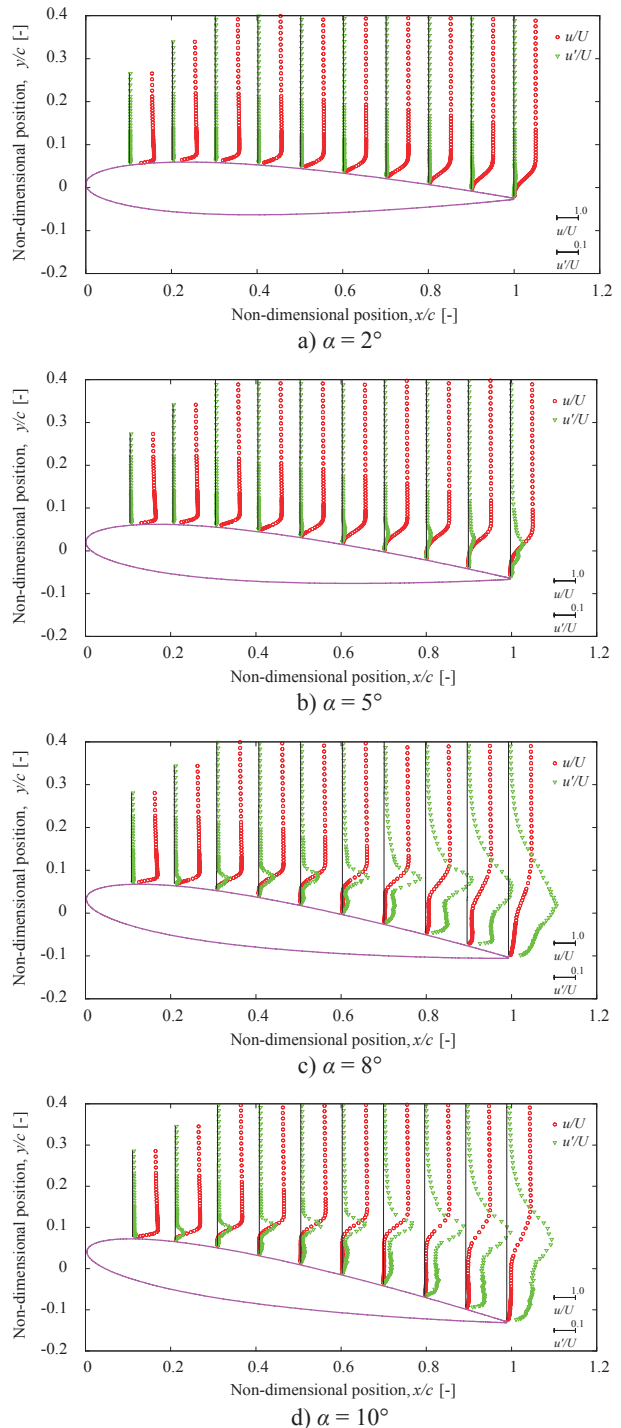


Fig.4 Velocity distributions on NACA0012 airfoil at $Re=1.0 \times 10^4$ (Exp).

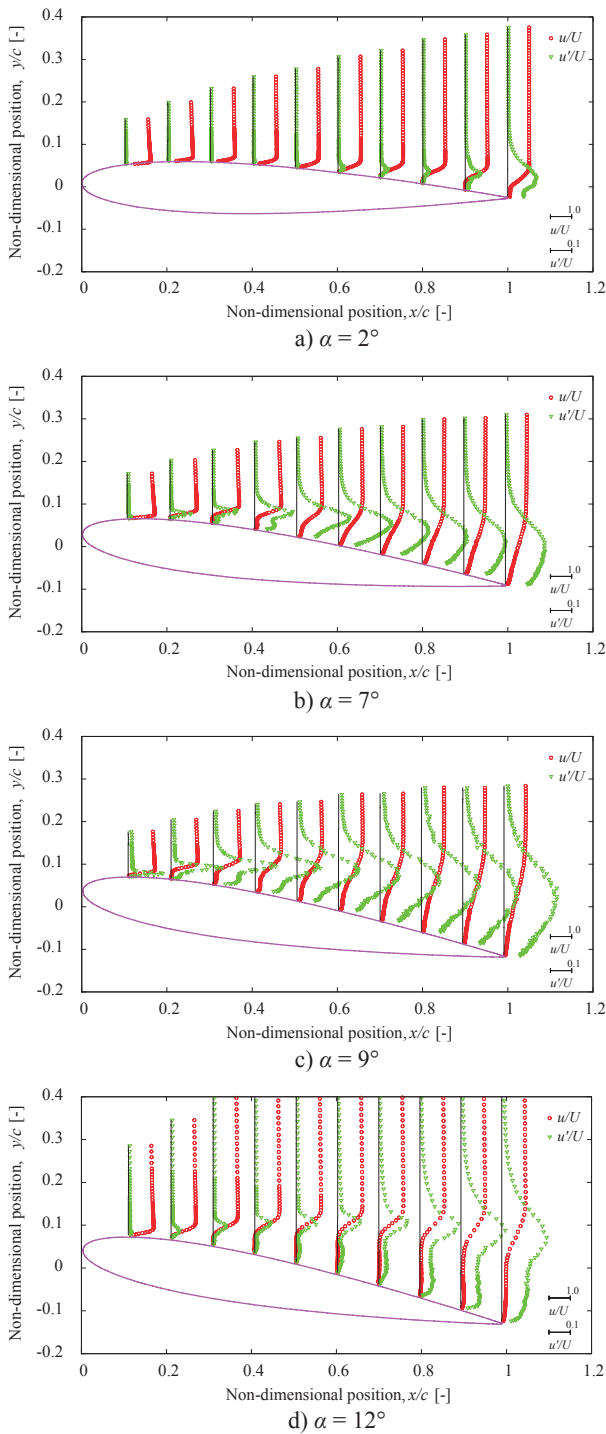


Fig.5 Velocity distributions on NACA0012 airfoil at $Re=3.0 \times 10^4$ (Exp).

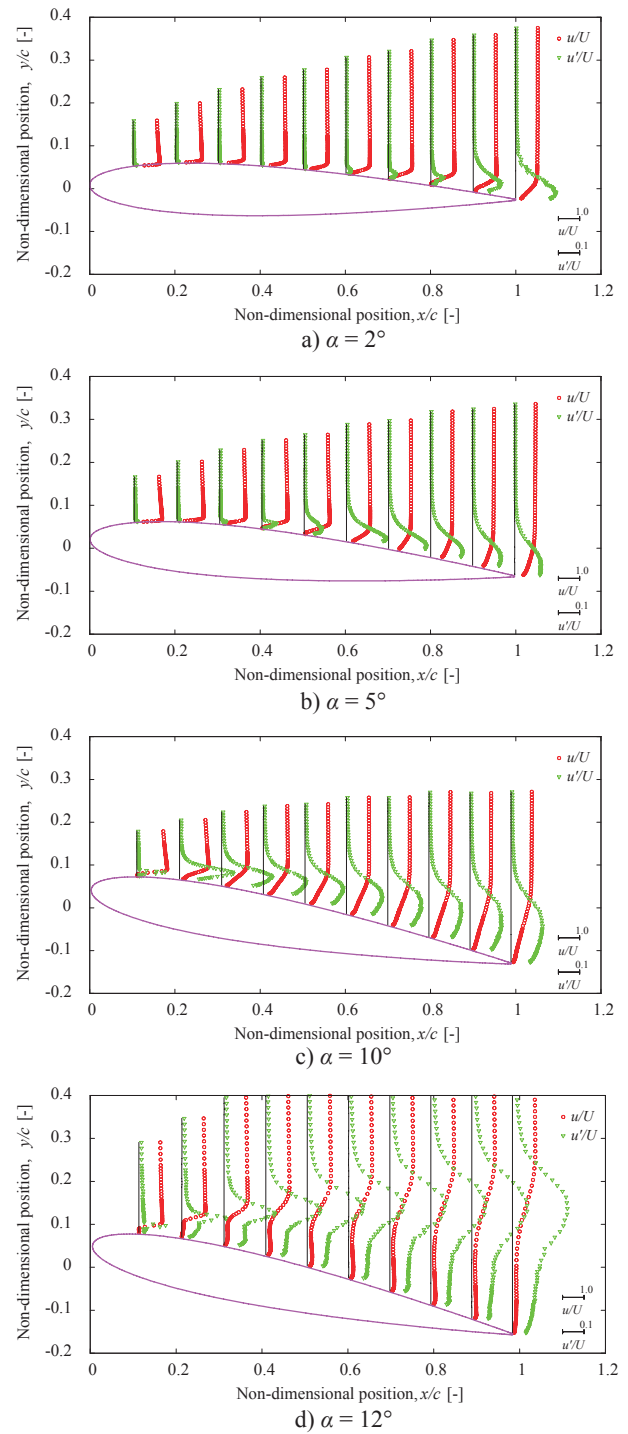


Fig.6 Velocity distributions on NACA0012 airfoil at $Re=5.0 \times 10^4$ (Exp).

3-2) 数値計算との比較

低 Re 数領域において、翼まわりの流れ場について 2 次元数値計算を行った際、迎角を高くした場合に得られる空力特性（例えば揚力係数）の値が、実験値と大きく乖離した結果となることが報告されている^{4,5)}。本研究では、対象としている NACA0012 翼型まわりの流れ場について、数値計算により得られる流れ場と実際の流れ場との特性の違いを比較するため、2 次元数値計算を行った。代表例として、 Re 数 3.0×10^4 における迎角 7° の数値計算により得られた平均速度と速度変動分布を示す (Fig.7)。風洞実験により得られた速度分布 (Fig.5 b)) と比較すると、剥離泡より下流の流れ場において、特に速度変動分布に大きな

違いが現れていることが分かる。それに伴い平均速度分布にも数値計算結果と実験結果に違いが現れている。このとき翼に働く空力 (C_l , C_d , C_m $c/4$) は、それぞれほぼ同じ周期を持つ周期的な変動を示す。Fig.8 に、 C_l の周期的な変動をもとに抽出したおおよそ一周期分の変動に相当する翼まわりの圧力コンターの瞬時値の変化を示す。これらの結果からは、翼面上に現れる剥離泡の後方部分 (50%翼弦位置付近) から渦が形成され、その渦が翼面上の移動に伴い比較的強い渦へと成長し、翼後縁から放出されていくことが分かる。このような翼面上を移動する強い渦の存在により、Fig.7 に示した 2 次元数値計算結果による翼面上の速度分布において、特に翼の後半部分における速度変動分

布が実験結果と異なった要因と考えられる。風洞実験による速度分布の測定結果では、翼表面から翼弦の10%ほどの高さにはピーク値を持つ速度変動分布が、翼後縁に近づくにつれて翼表面付近から比較的強い速度変動を持つ帯状の速度変動分布へと変化していく。このことは、翼表面付近の境界層内の流れ場に存在する乱れが一樣化し、境界層が乱流化していく流れ場の変化を示しているものと考えられる。それに対して2次元の数値計算結果により得られた流れ場では、剥離泡の形成後、つまり剥離せん断層の再付着後の翼面上の流れ場において渦が消失しない流れ場が形成されている。翼面上に渦が存在することは、翼上面の圧力分布において負圧の成分が増加することに繋がるため、2次元の数値計算結果として得られた揚力などの空力特性の値が、実際の空力特性の値と大きく異なると考えられる。

以上の結果から、低 Re 数領域で現れる流れ場、特に剥離泡を伴うような流れ場においては、翼面上に2次元的な渦構造を伴う流れ場ではなく、翼面上での剥離泡などの存在によりもたらされる流れ場の不安定性に起因した流れ場の3次元性がより顕著に現れると予測される。そのため、2次元の数値計算では、翼面上での3次元的な渦構造を伴うより複雑な流れ場を再現できず、その計算結果は2次元的な渦構造のみが反映された実際の流れ場とは異なる流れ場になってしまうと考えられる。

4. むすび

本研究では、NACA0012 翼型を用いた風洞実験を行うことにより、熱線風速計を用いた低 Re 数領域における翼面上の流れ場の測定を行った。その結果から、空力特性に強い影響を与える翼面上の流れ場の特性が、層流剥離領域・剥離泡を伴いながら変化すること、その特性が Re 数に依存して変化することが分かった。また、2次元数値計算結果との比較を行うことで、実際の流れ場と数値計算により得られる流れ場との違いを把握することができた。今後は、層流剥離領域・剥離泡を伴う低 Re 数領域で現れる流れ場について、より詳細な流れ場の構造を明らかにすることを目標とした調査・検討を行っていく。

参考文献

- 1) 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: 低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性, 日本航空宇宙学会論文集, **55** (2007), No. 644, pp.439-445.
- 2) 大竹智久, 本橋龍郎: “低 Re 数領域に見られる翼の揚力の非線形性について”, 第45回飛行機シンポジウム (2007), pp.1158-1161.
- 3) Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E.: Theory of Wing Sections, Dover publications, Inc., New York, 1959.
- 4) 手塚亜聖, 砂田保人, 李家賢一: “4%キャンパー翼の低レイノルズ数空力特性に対する実験的及び数値的研究”, 日本航空宇宙学会第38期年会講演会 (2007), pp.183-186.
- 5) 吉場裕一, 大竹智久, 本橋龍郎: “低 Re 数領域における翼の2次元数値解析の評価”, 日本流体力学会年會 2007.

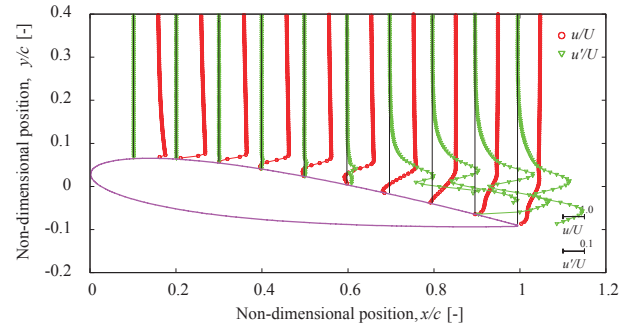
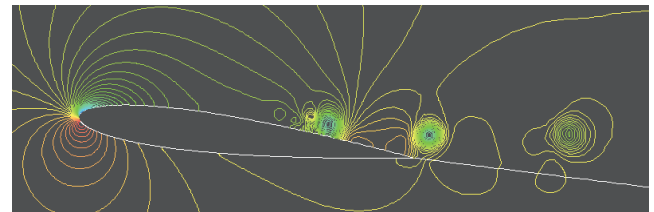
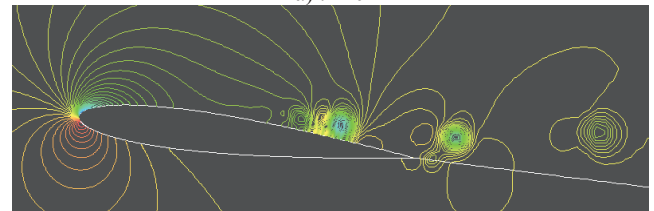


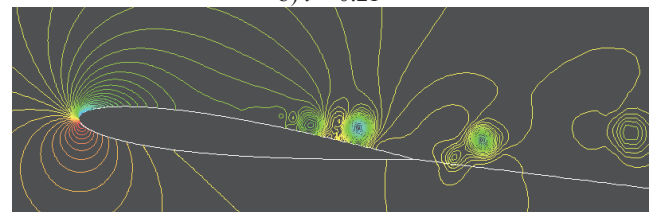
Fig.7 Velocity distributions on NACA0012 airfoil at $Re=3.0 \times 10^4$, $\alpha=7^\circ$ (2D-CFD).



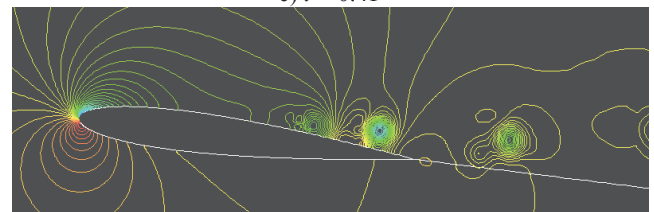
a) $t = 0$



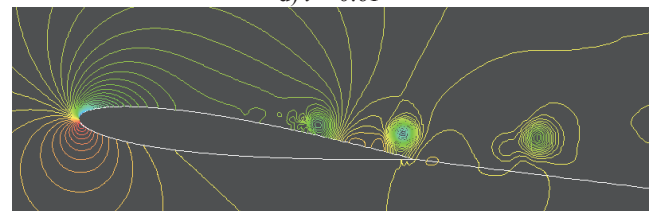
b) $t = 0.2T$



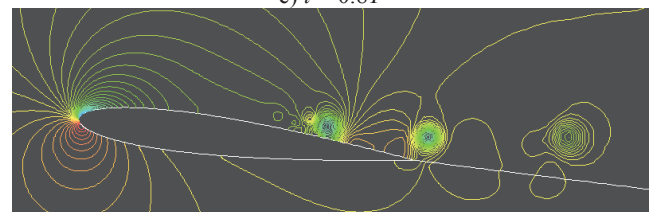
c) $t = 0.4T$



d) $t = 0.6T$



e) $t = 0.8T$



f) $t = 1.0T$

Fig. 8 Instantaneous pressure contour around NACA0012 airfoil with periodic C_l fluctuation at $Re=3.0 \times 10^4$, $\alpha=7^\circ$ (2D-CFD).