

Re = 30,000 における NACA0012 翼まわりの流れ場の数値計算

橋爪俊樹, 大竹智久, 村松旦典
日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻

Numerical analysis of flow field around a NACA0012 airfoil at Re = 30,000

by
Toshiki Hashizume, Tomohisa Ohtake and Akinori Muramatsu

ABSTRACT

We calculated flow field around a NACA0012 airfoil at angle of attack 7 degrees in $Re = 30,000$ by using OpenFOAM to investigate a separation bubble on the upper surface side. In $Re = 30,000$, the laminar separation was formed and the flow on the leading edge was affected by a separation bubble. The pressure distribution from the leading edge to 30% chord was constant. The flow on 50% chord reattached to a wing surface. In lower-Reynolds-number ($Re = 20,000$), the pressure distribution on the upper surface was approximately constant from 20% chord to 80% chord. The flow on the trailing edge changed three-dimensionally. The flow field in higher-Reynolds-number ($Re = 40,000$) was similar to the flow field in $Re = 30,000$. We confirmed a difference in the flow on the upper surface by changing of the Reynolds number.

1. はじめに

過去に行われてきた翼の空力特性に関する研究は主に旅客機などの大型航空機の翼を対象とし、これらの航空機の運用時の Re 数は $10^6 \sim 10^7$ 程度となる。近年では、従来の航空機よりも低い $10^4 \sim 10^5$ 程度の Re 数領域を飛行する MAV や UAV が数多く登場し、災害現場や環境観測などで活躍が期待されている。これらの小型飛行体が飛行する低い Re 数領域では境界層の層流剥離や剥離泡の形成により高い Re 数領域とは異なる空力特性を示す。

低い Re 数領域における翼の空力特性の大きな特徴は低い迎角の範囲で揚力係数が非線形性をもつことである。また、翼の失速特性も変化することが知られている¹⁾。低い Re 数領域での流れ場は、翼前縁より発達した境界層が層流から乱流に遷移する前に層流状態のまま翼表面から剥離を起こす層流剥離が生じる。その後、剥離した境界層が乱流へと遷移し、翼面上に剥離泡が形成される²⁾。この層流剥離泡の挙動が翼の空力特性に影響を与えることが報告されている³⁾。

剥離泡を伴う乱れた流れ場は三次元非定常な流れ場であり、迎角の増加により流れ場の三次元性が強く現れる領域では二次元流れ場の数値計算結果に比べて三次元流れ場の数値計算結果から算出される揚力係数や抗力係数などの空力特性値が実験値と近くなることが報告されている⁴⁾。このことから剥離泡を伴う流れ場の構造や剥離泡の挙動を調べるためには、三次元計算を行う必要があると言える。

本研究では OpenFOAM⁵⁾を用いて NACA0012 翼型周りの三次元非定常非圧縮性流れ場の数値計算を行い、翼面上の圧力分布や流れ場の可視化結果から、剥離泡を伴う流れ場の構造について考察を行ったので報告する。

2. 計算手法

2.1. 基礎方程式

基礎方程式は以下の三次元非圧縮性 N.S.方程式および連続の式からなる。

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla \mathbf{U} - \nu \nabla^2 \mathbf{U} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (1)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{U} = 0 \quad (2)$$

ここで、 \mathbf{U} は主流流速、 p は圧力、 ν は動粘性係数、 ρ は密度を表す。OpenFOAM では偏微分方程式の離散化方法に有限体積法を採用している。

2.2. 計算条件

計算条件の Re 数は $Re = 20,000, 30,000, 40,000$ とした。各ケースの時間刻みの大きさは計算が発散しないようにクーラン数から決定し、 $\Delta t = 1.0 \times 10^{-4}, 2.0 \times 10^{-5}, 5.0 \times 10^{-5}$ s とした。検査流体は空気とし、密度 $\rho = 1.225$ kg/m³、動粘性係数 $\nu = 1.5 \times 10^{-5}$ m²/s、流速 $|\mathbf{U}|$ は 2.0, 3.0, 4.0 m/s とした。

使用した翼型は NACA0012 とし、翼弦長 $c = 150$ mm、翼幅 $b = 150$ mm の諸元を持つ。翼型の迎角は $\alpha = 7^\circ$ に固定とする。 $Re = 30,000$ を基準にして、 Re 数変化による翼面上の流れ場について比較を行った。 $Re = 30,000$ における迎角 $\alpha = 7^\circ$ の流れ場は翼面上に層流剥離が生じ、乱流へと遷移するが、乱流モデルは使用せず、ソルバは OpenFOAM の標準ソルバである pisoFOAM を使用した。pisoFOAM は piso 法 (pressure implicit with splitting of operators^{6),7)} に基づいたソルバである。

2.3. 計算領域および境界条件

図 1 に作成した翼近傍の計算格子を示す。計算格子の作成は OpenFOAM の blockMesh を使用した。blockMesh で定義した翼面上の格子点と、その放射上における外部境界点の 2 点間の分割数および拡大率を設定することで計算格子を作成した。放射方向の設定は翼面からの垂線を外部境界へ接続するように設定を行った。計算格子は翼型近傍で格子間隔が密に、翼型から離れるにつれ間隔を疎となる不等間隔格子とした。翼型と外部境界までの距離は翼弦長の 10 倍、格子点は翼型周方向を 250 分割、放射方向を 50 分割、後流方向を 100 分割、翼幅方向を 25 分割とした。放射方向の格子はブラジウスの速度分布⁸⁾より $Re = 30,000$ における平板上の層流境界層厚さを参考にして、前縁から 150mm 位置での境界層を 15 分割する設定をした。放射方向最小格子幅は 150mm 位置の境界層厚さの 1/25 とした。 Re 数が異なるケースでも $Re = 30,000$ で作成した計算格子を使用した。

境界条件は、図 2 の上下左右の境界面で遠方境界とし、紙面方向の境界面で周期境界とした。

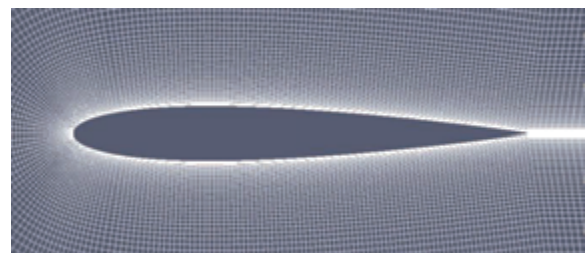


図 1 翼近傍

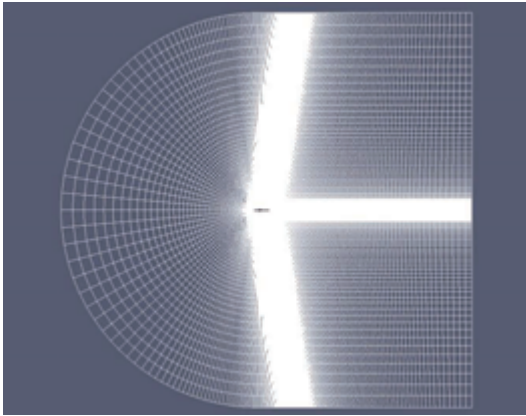


図2 計算領域全体図

3. 結果および考察

3.1. 揚力係数, 抗力係数の比較

$Re = 20,000, 30,000, 40,000$, 迎角 $\alpha = 7^\circ$ の三次元非圧縮性非定常の NACA0012 翼型周りの流れ場の数値計算について報告する. 各ケースの計算時間は実時間で $Re = 20,000$ のとき 0~10 秒, $Re = 30,000, 40,000$ で 0~5 秒である. まず平均流れ場について揚力係数 C_l , 抗力係数 C_d を比較する. 各係数の時間変化から, 流れ場が安定したと考えられる時間 (計算終了時間までの 2 秒間) で時間平均を求めた. 各係数値と実験値との比較を図 3, 4 に示す.

OpenFOAM で得られた計算結果と実験値との誤差率は各 Re 数で 20%以内にとまっており, 計算の設定は妥当であったと言える.

次に図 5, 9, 13 に翼面圧力分布, 図 6, 10, 14 にせん断応力分布, 図 7, 11, 15 に流跡線, 図 8, 12, 16 に等 Q 値面を示す.

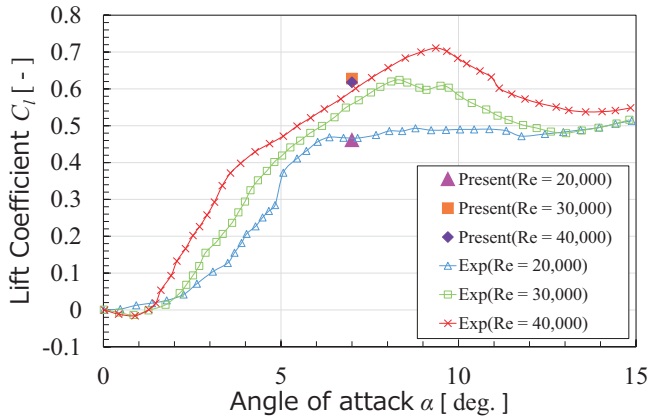


図3 揚力係数

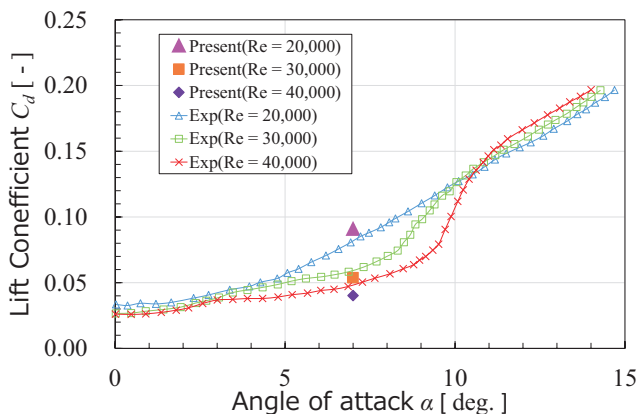


図4 抗力係数

3.2. $Re = 30,000$ の流れ場

図 5 の翼上面の圧力分布は前縁 10%~30% で一定値を示し, 40% 付近から後縁に向かって緩やかに圧力回復が起こっている. 図 6 より翼前縁から約 5~50% の間で翼幅方向に一樣なせん断応力分布を示し, 周期的にせん断応力の正負が逆転している. 図 7 から翼前縁の流れは層流となっており, 前縁から 30~40% 付近で渦を形成していることが確認できる. 後縁での流れ場は乱れた流れとなっている. 図 8 より翼前縁で周期的に渦を形成し, 翼前縁から 30~40% 付近で渦構造は崩れることで流れは 3 次的に変化し, 後縁で乱れた流れとなっている. 前縁で周期的に放出される渦はせん断応力分布に示すように剥離と再付着を繰り返している.

3.3. $Re = 20,000$ の流れ場

図 9 から前縁で圧力最小後は翼後縁まで圧力分布はほぼ一定値になっている. 図 10 から翼前縁 10% 付近で流れは剥離を起こし, 前縁から 50~70% 付近で再付着を起こしている. 図 11 から再付着付近で渦が形成され, 図 12 より翼前縁から 50% 付近で翼幅方向に一樣な渦構造が見られる. $Re = 20,000$ では翼前縁で周期的な渦の形成は見られず, 翼面上の圧力分布は $Re = 30,000$ に比べて高くなっている. 後縁で渦の形成が強く現れており, 流れ場に 3 次元化の影響は少なく翼幅方向に一樣な渦構造を形成している.

3.4. $Re = 40,000$ の流れ場

図 13 より前縁から 30% 付近に圧力一定となる領域が存在しているが $Re = 30,000$ より区間は約 10% 狭くなっている. また図 14 より翼前縁で周期的にせん断応力の正負が逆転している. 図 15, 16 より $Re = 30,000$ と同じく前縁で翼幅方向に一樣な渦構造が形成している. $Re = 40,000$ の流れ場は $Re = 30,000$ に似た流れ場となっており, 前縁で周期的に形成される渦の影響によりせん断応力は変動し, 渦構造が崩れた後縁で圧力回復が起こっている.

4. 結論

今回, OpenFOAM を用いて $Re = 20,000, 30,000, 40,000$ での NACA0012 翼型周りの三次元非定常非圧縮性流れ場の数値計算を行い, 速度場および圧力場から以下の結果が得られた.

- $Re = 20,000$ の場合, 前縁 10% からの圧力分布はほぼ一定値となる. また前縁 50% 付近から翼幅方向に一樣な渦構造を形成する.
- $Re = 30,000$ の場合, 前縁から 40% まで圧力が一定となる領域が存在し, この領域ではせん断応力が周期的に変化する. また前縁で翼幅方向に一樣な渦構造を形成し, 後縁で渦構造が崩れた後, 流れ場は乱れた流れとなる.
- $Re = 40,000$ の場合, $Re = 30,000$ と似た流れ場となっており, 翼前縁でせん断応力の周期的な変動が見られ, 渦構造が崩れた後の流れ場は乱れた流れとなる.
- 流れ場について, 翼前縁で周期的に形成される渦は翼幅方向に一樣に形成され, 翼前縁から 30~40% 付近で渦構造が崩れ, 流れ場に 3 次的に影響を与える.

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, 2007, pp.439-445.
- 2) Tani, I.: Low-Speed Flows Involving Bubble Separations, Prog. Aeronautical Sci., 1964, pp.70-103.
- 3) Rinoie, K. and Takemura, N.: Oscillation Behaviour of Laminar Separation Bubble Formed on an AirFoil near Stall, Aeronautical J., 2004, pp.153-163.
- 4) 中江雄亮: 低レイノルズ数における翼型周り流れ場の三次元化と空力特性, 日本大学大学院博士論文, 2003.
- 5) OpenFOAM: <http://openfoam.com/>
- 6) 松下洋介他: 数値流体力学(第2版), 森北出版, 2011.
- 7) J. H. Ferziger and M. Peric: Computational Methods for Fluid Dynamics, Springer, 1996, pp.162-166.
- 8) 基礎流体力学編集委員会編: 基礎流体力学, 産業図書, 1989, pp.163-164.

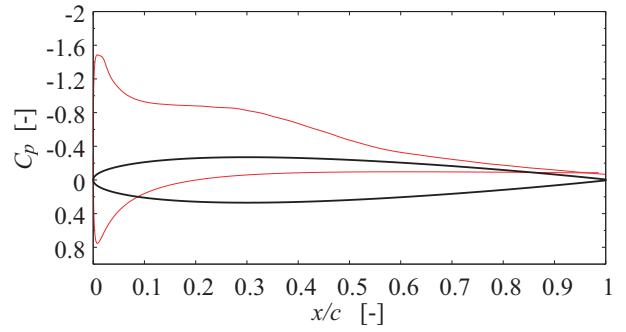


図5 時間平均圧力分布 ($Re = 30,000$)

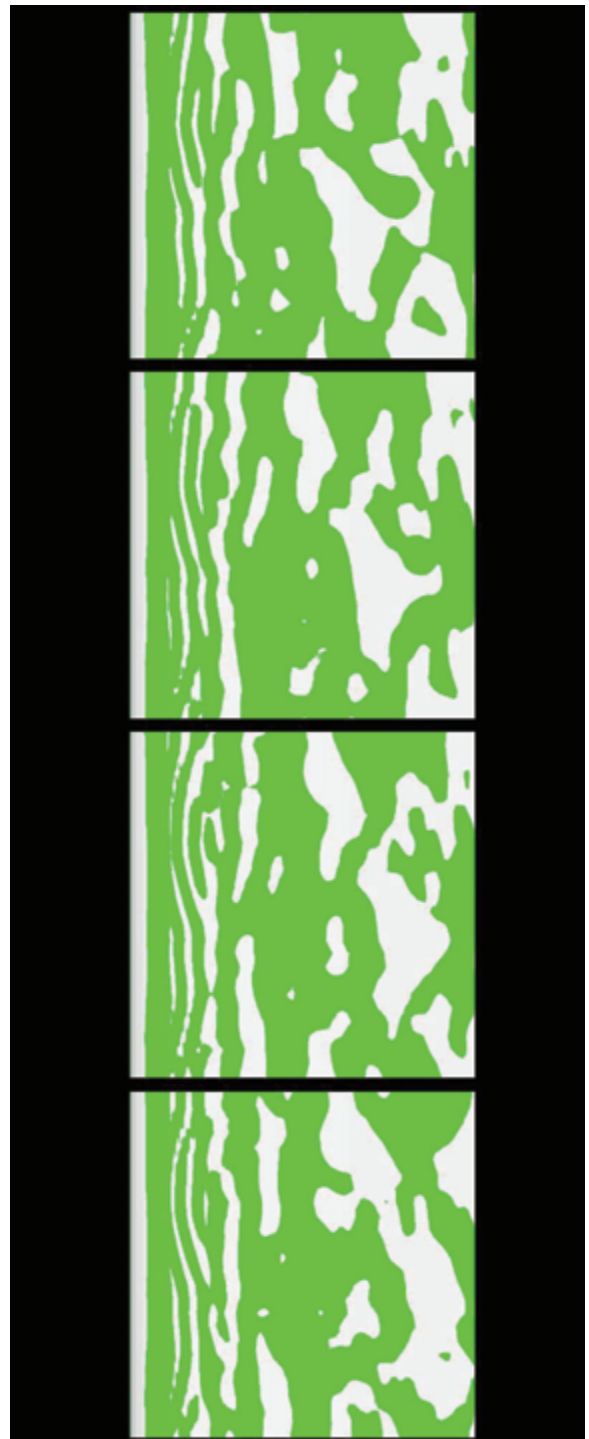


図6 翼上面せん断応力分布(緑: 応力負) ($Re = 30,000$)

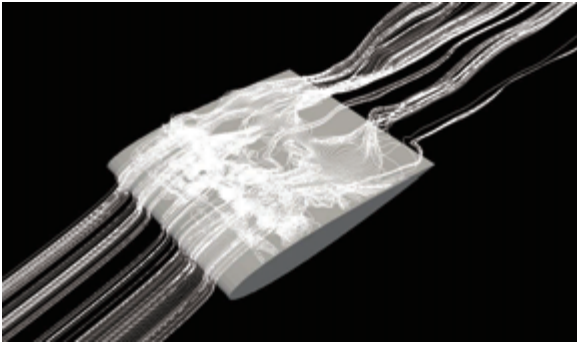


図7 流跡線 ($Re = 30,000$)

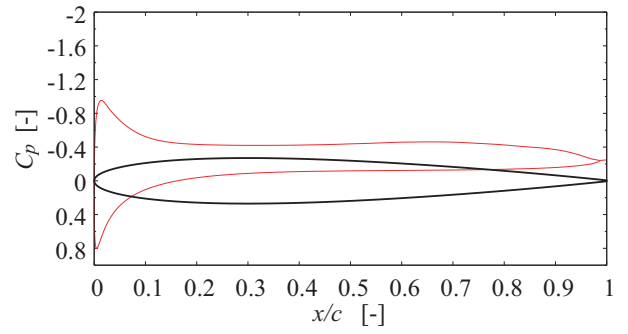


図9 時間平均圧力分布 ($Re = 20,000$)

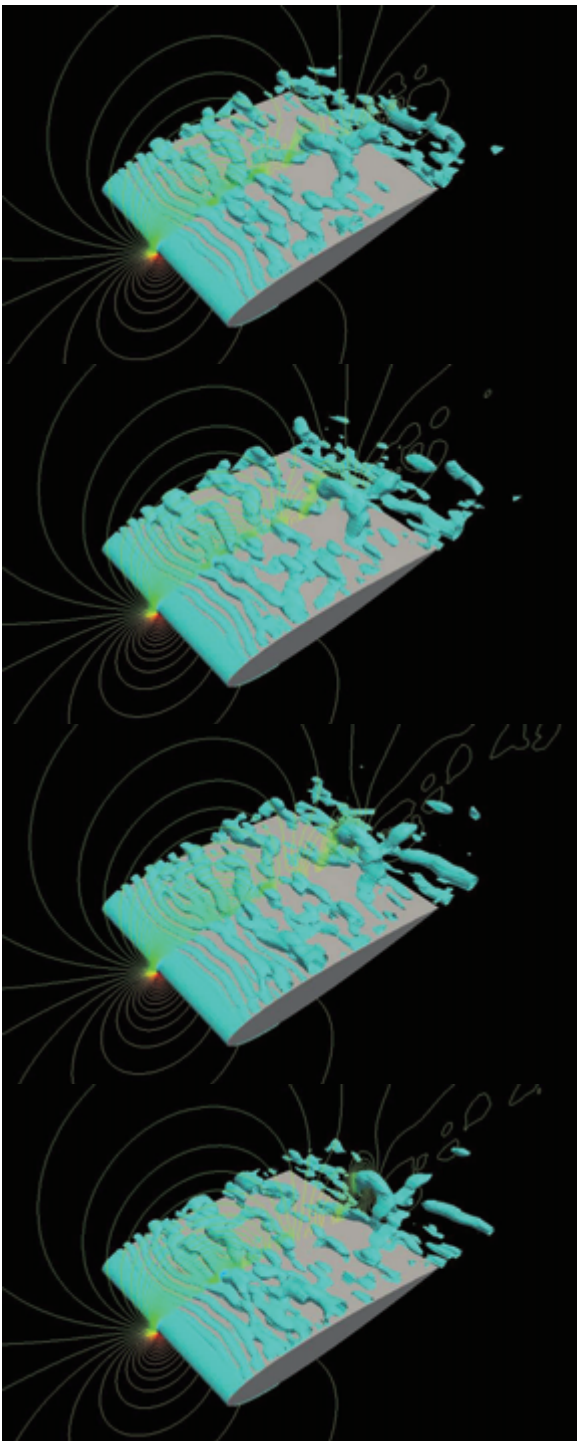


図8 等圧線, 等Q値面($Q = 20,000$) ($Re = 30,000$)

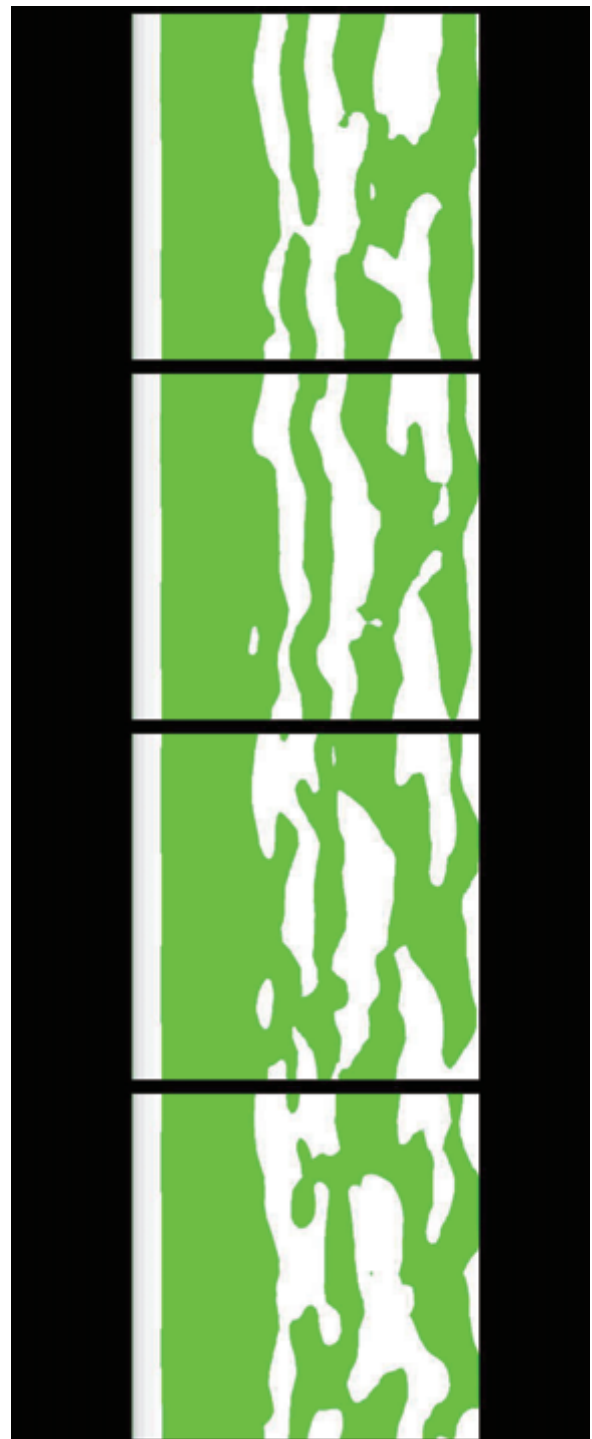


図10 翼上面せん断応力分布(緑: 応力負) ($Re = 20,000$)

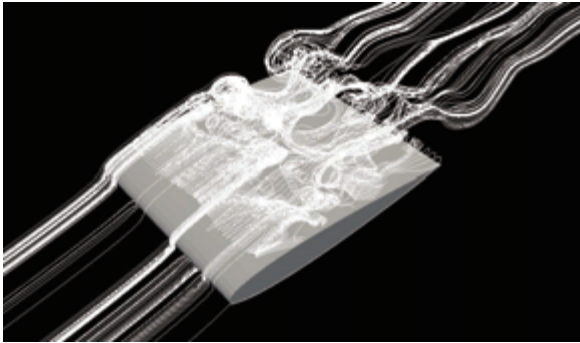


図 11 流跡線 ($Re = 20,000$)

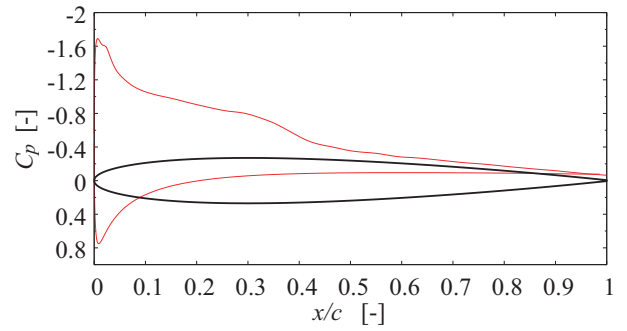


図 13 時間平均圧力分布 ($Re = 40,000$)

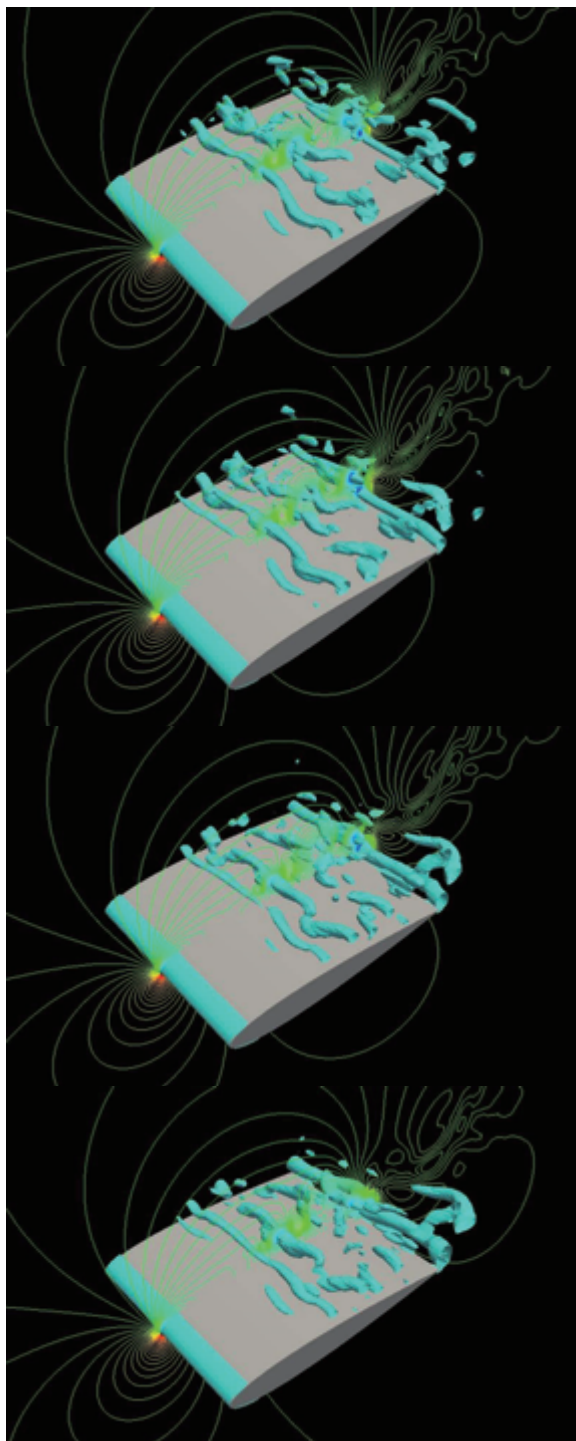


図 12 等圧線, 等 Q 値面 ($Q = 20,000$) ($Re = 20,000$)

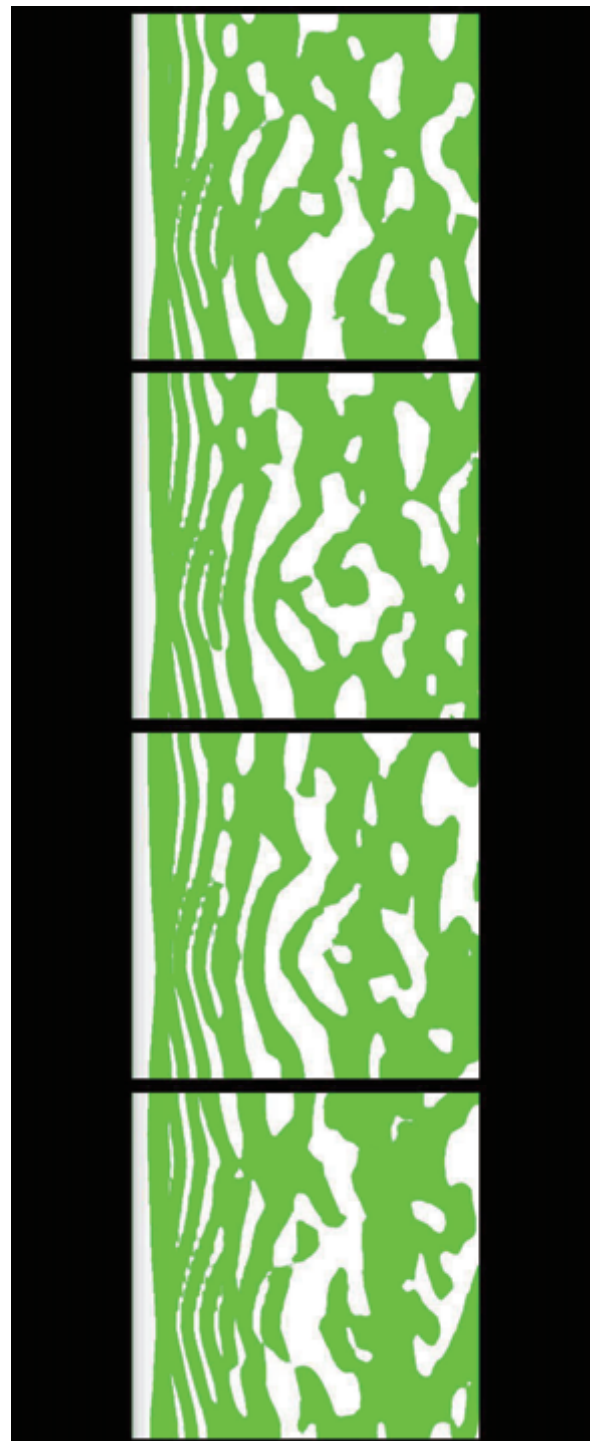


図 14 翼上面せん断応力分布(緑: 応力負) ($Re = 40,000$)

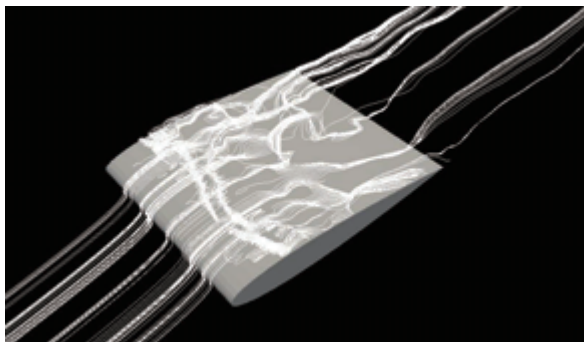


図 15 流跡線 ($Re = 40,000$)

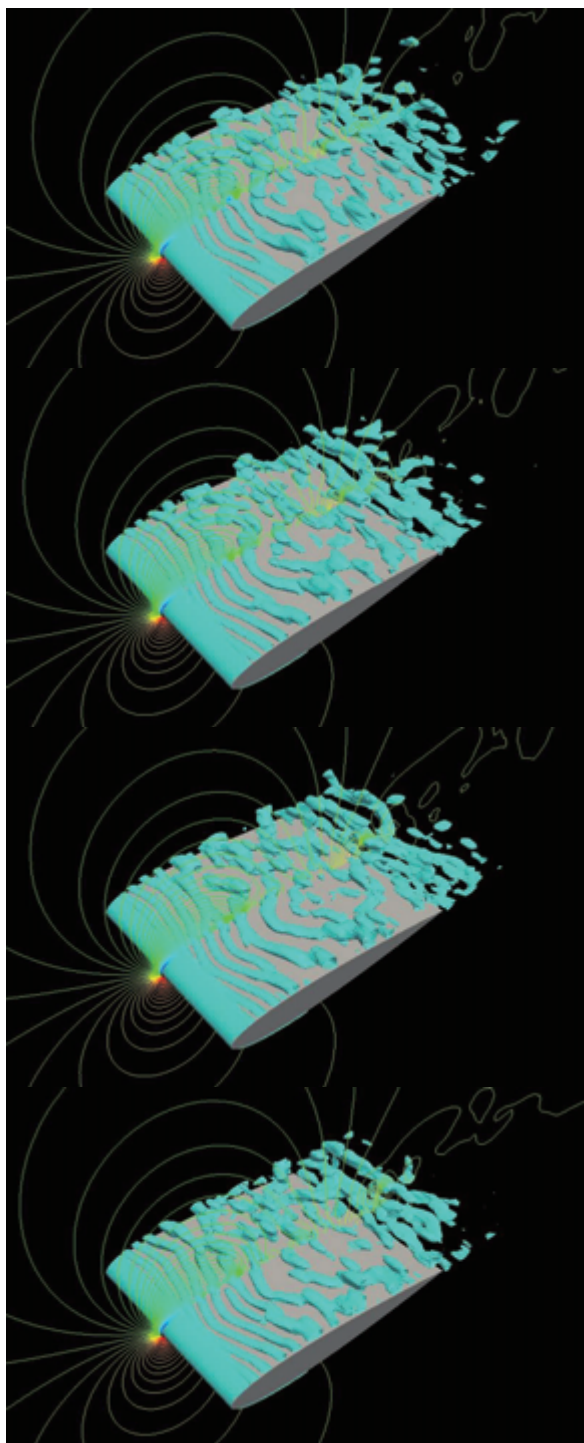


図 16 等圧線, 等 Q 値面 ($Q = 20,000$) ($Re = 40,000$)