

低レイノルズ数領域における NACA0012 翼型周りの 3次元流れのシミュレーション

Simulation of Three Dimensional Flow around the NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers

中江雄亮, 日大院, 千葉県船橋市習志野台 7-24-1, E-mail : m0705013fd@edu.cst.nihon-u.ac.jp
本橋龍郎, 日大理工, 千葉県船橋市習志野台 7-24-1, E-mail : tmoto@aero.cst.nihon-u.ac.jp
小紫誠子, 日大理工, 東京都千代田区神田駿河台 1-8-14, E-mail : satoko@math.cst.nihon-u.ac.jp
桑原邦郎, (株) 計算流体力学研究所, 東京都目黒区原町 1-22-3, E-mail : kuwahara@icfd.co.jp

Yusuke Nakae, Graduate School of Science and Technology, Nihon University
Tatsuo Motohashi, College of Science and Technology, Nihon University,
7-24-1 Narashinodai, Funabashi-shi, Chiba 274-8501, Japan
Satoko Komurasaki, College of Science and Technology, Nihon University,
1-8-14 Kanda-Surugadai, Chiyoda-ku, Tokyo 101-8308, Japan
Kunio Kuwahara, Institute of Computational Fluid Dynamics,
1-22-3 Haramachi, Meguro-Ku, Tokyo 152-0011, Japan

Abstract : Three-dimensional numerical simulations are carried out to clarify the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil and effects of laminar separation bubbles at Reynolds number 1.0×10^4 . Three-dimensional time-dependent Navier-Stokes equations are solved by finite-difference approximation without using any turbulence models. A multi-directional finite-difference scheme is utilized to stabilize computations and to improve precision. As a result, periodic fluctuations of lift coefficient C_L and Reattachment point of the separated boundary layer are observed. These phenomena are caused by a clockwise vortex generated with a reattachment point moving towards a leading edge suddenly. This vortex induces suction region on the upper surface of the airfoil. The aerodynamic characteristics changes by the position of this vortex. And the reattachment point is also affected by this vortex.

1. はじめに

昨今の模型飛行機や MAV (Micro Air Vehicle) などは, システムの小型化技術の発達により, 従来人間が入り込めなかった災害現場などや環境観測などの幅広い分野で活躍が期待されている. しかし, それらの翼弦長を基準とするレイノルズ数 Re は $10^4 \sim 10^5$ 程度と実際の旅客機などのそれとは大きく異なる. 例えば, 市販の模型飛行機では, 翼弦長は 10cm 程度, 飛行速度を 10km/h とするとレイノルズ数は $Re = 1.85 \times 10^4$ となる.

これらの低レイノルズ数領域での翼型周りの流れ場は, 境界層の剥離や遷移などにより $Re = 10^6 \sim 10^7$ 程度の高レイノルズ数領域における流れ場とは大きな違いが見受けられる. 特に, 翼上面に形成される層流剥離泡 (Separation Bubble) の挙動は翼の失速特性に大きな影響を与えることが知られている [1-4]. しかし, これらの現象はわずかな外乱によって変化してしまうためその詳細を捉えることは難しく, 未だに解明されていない.

また, 数値計算を用いて翼型周りの流れ場を詳細に捉える研究は盛んに行われており, NACA0012 翼型の空力特性の計算結果が実験値とよい一致を示すことがわかっている [5-7]. しかし, それらのレイノルズ数は $Re = 10^6$ 程度と低レイノルズ数領域での数値計算の研究報告は少ない.

以上のような背景から, 本研究では数値計算を用いて一般的な対称翼型 NACA0012 周りの 3次元シミュレーションを行い, 低レイノルズ数領域における剥離泡の挙動などの翼の空力特性に与える影響を調べた.

2. 数値解析手法

解析対象の流れ場の支配方程式は、非定常非圧縮ナビエ・ストークス方程式と連続の式である。

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \text{grad}) \mathbf{u} = -\text{grad} p + \frac{1}{Re} \Delta \mathbf{u} \quad (1)$$

$$\text{div} \mathbf{u} = 0 \quad (2)$$

ここで、 \mathbf{u} , p , t , Re はそれぞれ、無次元速度ベクトル、圧力、時間、翼弦長基準のレイノルズ数を示している。

これらの方程式を差分法に基づき離散化し、プロジェクション法 [8] を適用する。時間積分にはクランク・ニコルソン陰解法を用い、式 (1) の移流項には 3 次精度 K-K スキームを、そしてすべての項に多方向差分スキーム (Multi-directional finite-difference scheme) [6] を適用している。

2.1 プロジェクション法

圧力場は以下のポアソンの方程式を解くことにより得られる。

$$\Delta p = \text{div} \mathbf{F} + \frac{1}{\Delta t} \text{div} \mathbf{u} \quad (3)$$

ここで、

$$\mathbf{F} = -(\mathbf{u} \cdot \text{grad}) \mathbf{u} + \frac{1}{Re} \Delta \mathbf{u}. \quad (4)$$

である。式 (4) の最終項は、数値誤差の修正項として残しておく。これらの式を SOR 法 (Successive Over Relaxation method) を用いて解き、さらに収束を早めるためにマルチグリッド法を用いている。

2.2 多方向差分スキーム

通常のレギュラー格子を用いて、あるグリッド点での物理量を求める場合、差分化にはそれぞれの座標軸方向の格子点しか考慮されない。つまり、着目しているグリッド点の斜め方向の格子点の影響はその時刻では考慮されないことになる。 Δt 秒後には間接的には影響を与えることになるが、精度を上げるためには同じ時刻で斜め方向の影響も考慮されることが望ましい。

そこで、3 平面あるうちの 1 平面を考え、その平面に垂直に交わる座標軸を回転軸とし残りの 2 座標軸を 45° 回転させる。この操作を各平面で行うことにより 3 つの座標系を得ることができる (図 1 参照)。この 3 つの座標系で物理量をそれぞれ計算し、1:1:1 の割合で足し合わせることで、同じ時刻で斜め方向の影響も考慮することができる。オリジナルの座標系 X-Y-Z が考慮されていないように見えるが、回転させて得られた 3 つの座標系を足し合わせると、X-Y-Z の成分が含まれていることがわかる。計算量は増えるが、収束性を改善することができる。

図 2,3 は多方向差分スキームを適用した場合としない場合の翼周りの圧力の等圧線の比較である。通常のレギュラー格子のみで多方向差分スキームを適用しないと、グリッドが粗くなるところで圧力の数値振動が起きてしまうが (図 2)、多方向差分スキームを適用すると数値振動は収まることがわかる (図 3)。

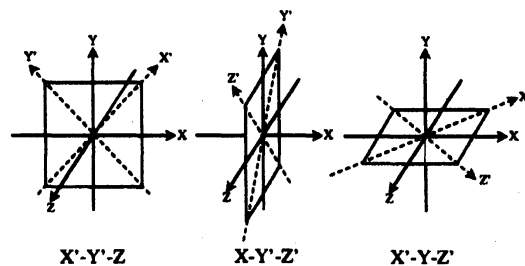


図 1: 多方向差分スキームの座標系

2.3 解析条件

本報の解析条件は、 $Re=1.0 \times 10^4$ で迎角は 5, 7.5, 10, 12.5 [deg] の 4 パターンである。

計算格子には O 型グリッドを用い、格子点数は翼の周方向に 129 点、放射方向に 65 点、スパン方向に 65 点である。また、アルペクト比は 1 とした。

スパン方向の境界条件は、無次元時間 50(100000 ステップ) までは計算を安定させ流れ場を十分に発達させるために free-slip wall を設け、それ以降はスパン方向に周期境界とした。解析対象とした流れ場は、無次元時間 50 以降の流れが十分に発達し数値的に安定した 1/2 スパン長での流れ場である。

2.4 解析コードの検証

図 6 に $Re=1.0 \times 10^4$ における C_L と C_D の計算結果と実験値との比較を示す。 C_L, C_D ともに実験値とよく合致していることから、このコードを用いて得られる計算結果は妥当と考えられる。

表 1: 解析条件

Re [-]	迎角 [deg]
10,000	5, 7.5, 10, 12.5



図 2: 多方向差分スキーム未使用時の圧力場



図 3: 多方向差分スキーム適用時の圧力場

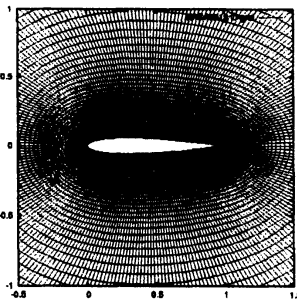


図 4: NACA0012 翼型周りの計算格子

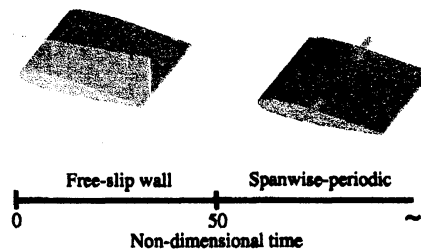


図 5: スパン方向の境界条件

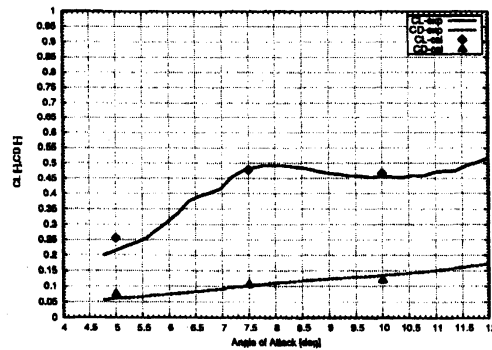


図 6: $Re=1.0 \times 10^4$ での C_L, C_D 曲線

3. 解析結果

3.1 時間平均場

各迎角における時間平均場の圧力係数 C_p , 翼面上のせん断力分布, 分離流線を以下に示す. 分離流線は次式により求めた.

$$\int_0^{\xi} U d\xi = 0 \tag{5}$$

ここで, U は一様流方向速度であり, ξ は翼表面からの垂直方向距離である. この分離流線を層流剥離泡の外縁に見立てることとする.

図7から, 各迎角での圧力係数分布は, サクシヨンピーク以降はほぼ一定圧を保っていることがわかる. また, 図8においてせん断力が負を示している領域は剥離領域を示している. 10% コード長以前で剥離し, その後再付着を示すがほとんど速度勾配がなくその後再び剥離することがわかる.

図9からは迎角増加に伴い再付着点が前縁方向に移動してることがわかる. 図7での圧力分布にはほとんど影響を与えていないが, これはショートバブルの性質を表している.

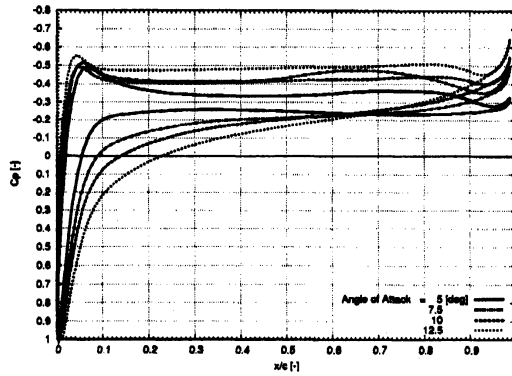


図 7: 各迎角における圧力係数 C_p 分布

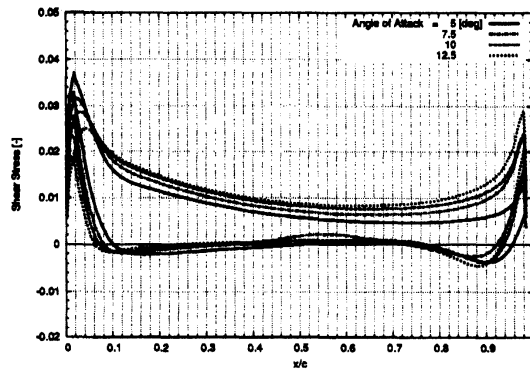


図 8: 各迎角における翼面上のせん断応力分布

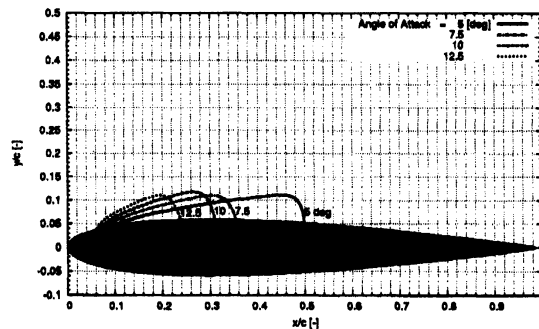


図 9: 各迎角における分離流線

3.2 位相平均場

図10は迎角 10° における境界層の剥離点と再付着点, C_L, C_D の時間的な変動を示している. 横軸に無次元時間, 第1縦軸には翼弦方向距離 x/c , 第2縦軸には C_L , 第3縦軸には C_D をそれぞれ示している. いずれの迎角においてもここに示すように C_L, C_D , 剥離点, 再付着点位置が周期的に振動した. そこで, 流れ場と変動する C_L, C_D , 剥離点, 再付着点位置の関係を調べるために, C_L の最小点から次の最小点までを1周期とし, 各迎角での位相平均場を求めた. また, 1周期の初めを位相 $\phi = 0^\circ$, 終わりを $\phi = 360^\circ$ とした(図11参照).

図12は, 各迎角での位相平均を行った C_L, C_D の1周期である. いずれの波形もサインカーブに漸近し, $\phi = 0^\circ$ で最小値をとり, $\phi = 180^\circ$ 付近で最大値をとる.

以下に迎角ごとの位相 $\phi = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ における C_p 分布, せん断応力分布, 速度ベクトルと分離流線を示しこの変動の要因を考える.

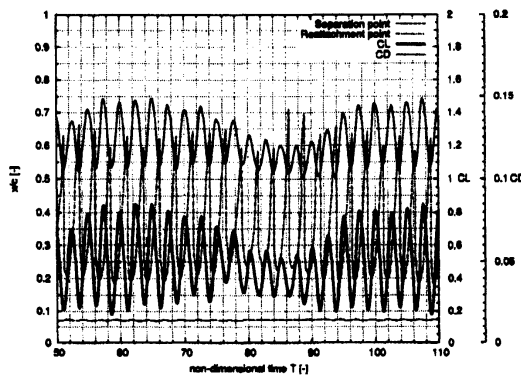


図10: 迎角 10° における C_L, C_D , 剥離点, 再付着点位置の時間履歴

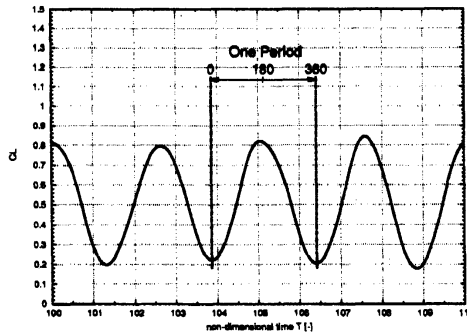


図11: C_L の変動の1周期

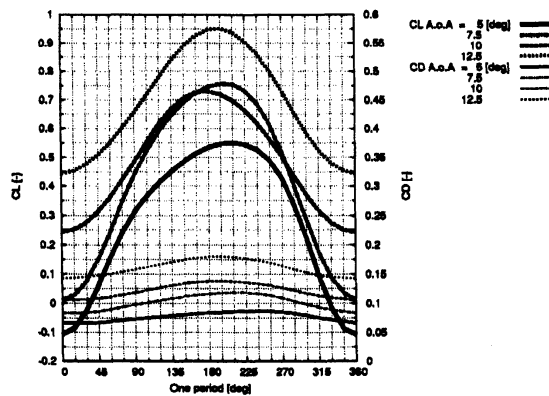


図12: 各迎角における C_L, C_D の1周期

3.2.1 迎角 5°

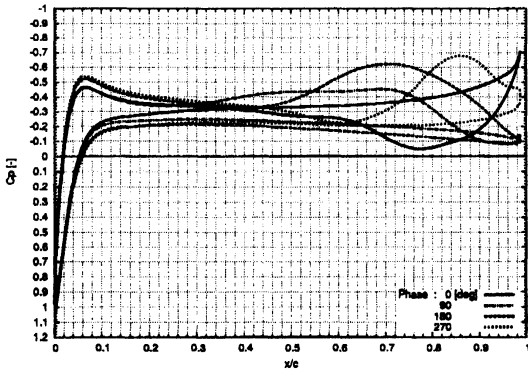


図 13: 迎角 5° における各位相での圧力係数 C_p 分布

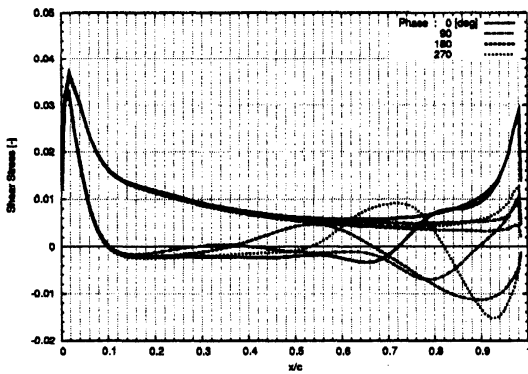


図 14: 迎角 5° における各位相での翼面上せん断応力分布

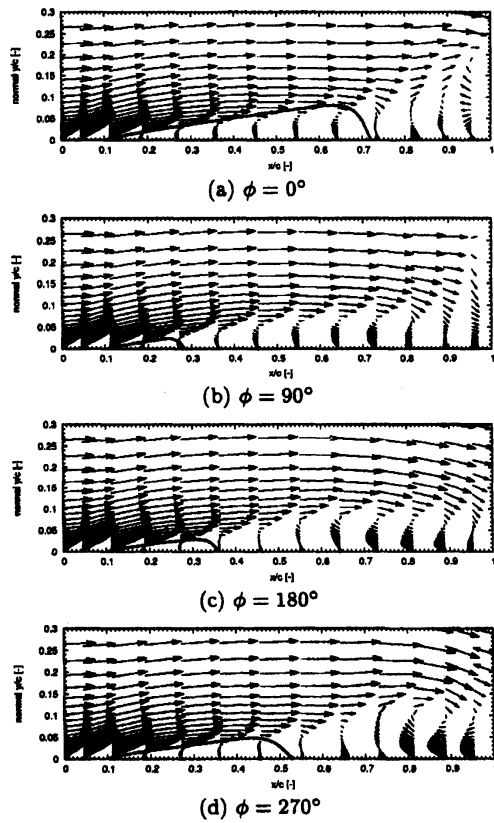


図 15: 迎角 5°, 各位相における速度ベクトルと分離流線

3.2.2 迎角 7.5°

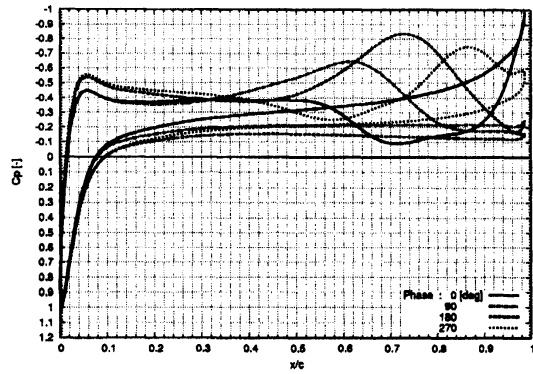


図 16: 迎角 7.5° における各位相での圧力係数 C_p 分布

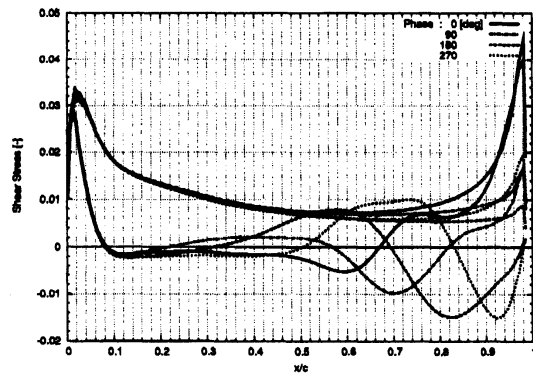


図 17: 迎角 7.5° における各位相での翼面上せん断応力分布

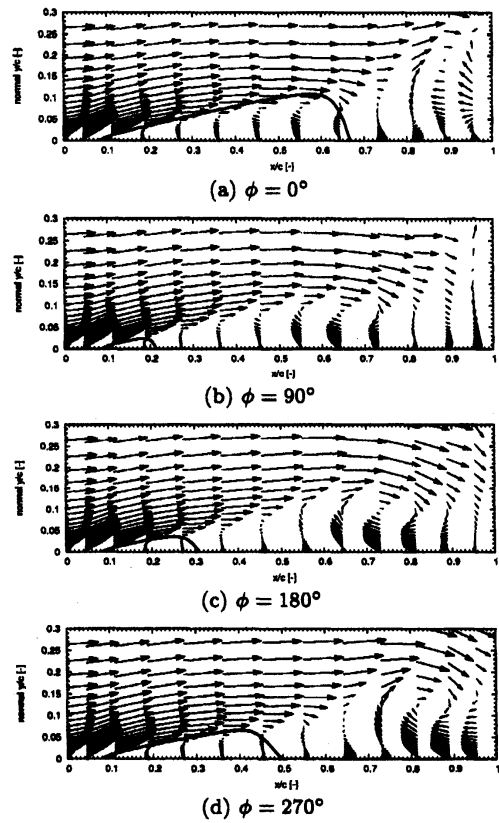


図 18: 迎角 7.5°, 各位相における速度ベクトルと分離流線

3.2.3 迎角 10°

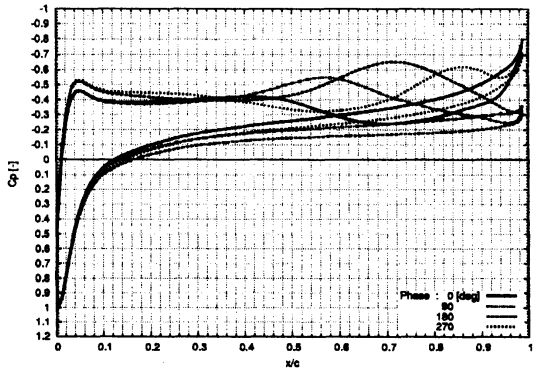


図 19: 迎角 10° における各位相での圧力係数 C_p 分布

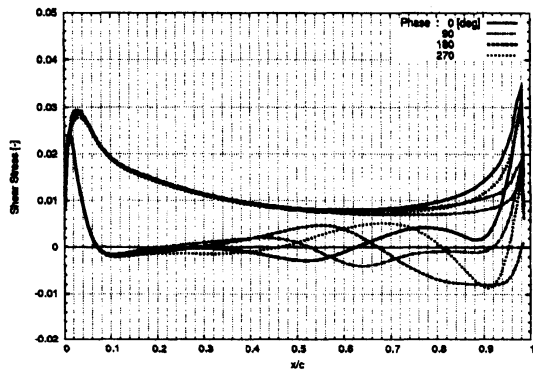


図 20: 迎角 10° における各位相での翼面上せん断応力分布

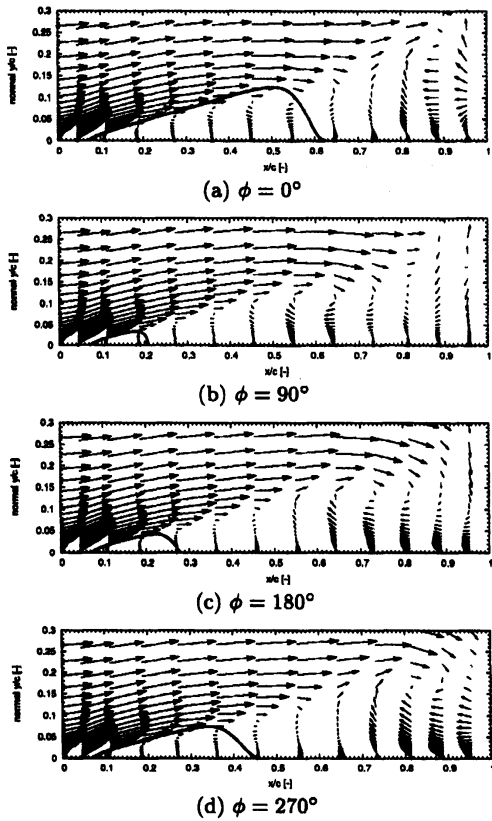


図 21: 迎角 10°, 各位相における速度ベクトルと分離流線

3.2.4 迎角 12.5°

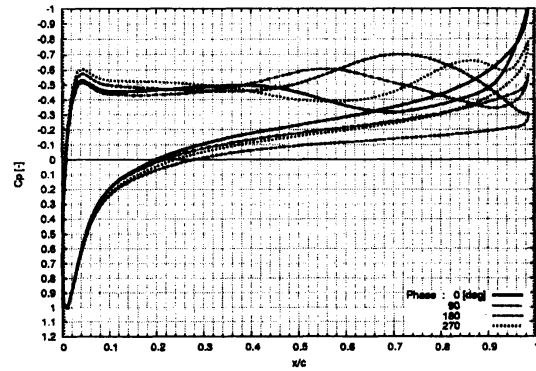


図 22: 迎角 12.5° における各位相での圧力係数 C_p 分布

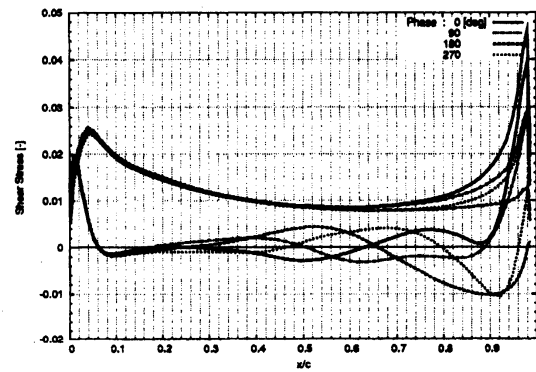


図 23: 迎角 12.5° における各位相での翼面上せん断応力分布

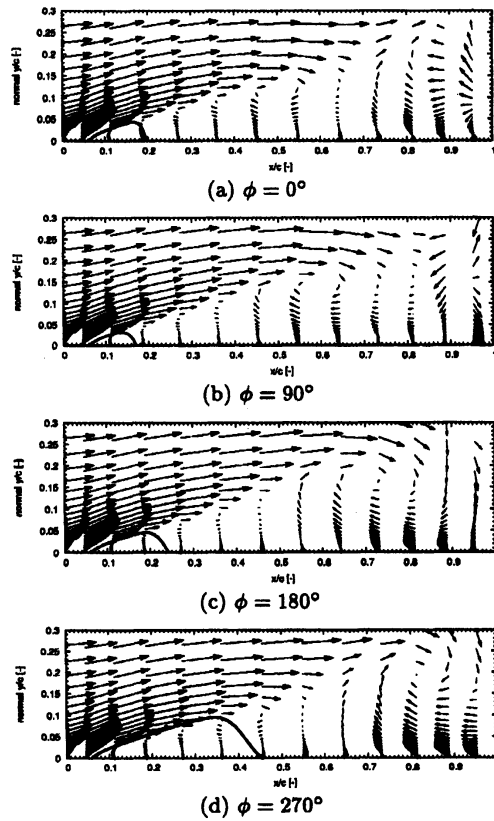


図 24: 迎角 12.5°, 各位相における速度ベクトルと分離流線

各迎角共に位相 $\phi = 0^\circ$ で揚力係数 C_L は最小値をとるが、これは再付着点直後で急激な圧力回復が起こるためであると考えられる。また、このとき翼後縁付近の圧力は大きく負圧を示している。これは、 $\phi = 270^\circ$ で $x/c = 0.8$ 付近に見られる時計回りの渦が時間経過と共に翼後縁に移動したものである。この負圧のため再付着点以降は順圧力勾配となり翼面付近の流れは剥離せずに流れ方向に流れている。

$\phi = 0^\circ$ の状態から剥離泡が成長し、再付着点が後縁付近に達すると急激に再付着点が前縁方向に移動する ($\phi = 90^\circ$)。このとき、再付着点が前縁方向に移動すると同時に剥離泡内から時計回りの渦が吐き出される。元々、剥離泡内は僅かに逆流が生じておりこの逆流と主流とのせん断によって時計回りの渦が形成され吐き出されたと考えられる。この渦により翼面上に負圧が生じ C_L も徐々に増してゆく。

そして、その渦が成長しながら移流し $\phi = 180^\circ$ で C_L が最大値をとることになる。また、この渦の移流によりこの渦が翼面上に作り出す順圧力勾配の領域が後縁方向に移動するため、再付着点位置も後縁方向に移動する。

さらにこの渦が移流すると、翼面上の負圧領域も徐々に減少し C_L も減少する。これと共に、再付着点位置もさらに後縁方向に移動する。

この流れを繰り返すことにより、 C_L, C_D に振動を与えている。

4. 結論

低レイノルズ数領域において剥離泡の挙動が翼の空力特性に与える影響を調べるため、 $Re=1.0 \times 10^4$ における NACA0012 翼型周りの 3 次元シミュレーションを行った。

その結果、いずれの迎角でも揚力係数 C_L の時間的な変動が見受けられた。この原因を調べたところ、剥離泡の挙動そのものが影響を与えているのではなく、剥離泡から吐き出された時計回りの渦が翼面上に負圧領域を作り出し、その渦の位置関係によって C_L は変動し、再付着点も移動することがわかった。

今後は、この渦の制御による翼の空力特性の最適化の試みや、低レイノルズ数領域では薄翼を用いることが多いため、薄翼と NACA0012 の空力特性の比較などにも取り組みたい。

参考文献

1. Thomas J. Mueller and Stephen M. Batill, "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers", *AIAA Paper*, 80-1440, 1980.
2. M. Brendel and Thomas J. Mueller, "Boundary-Layer Measurements on an Airfoil at Low Reynolds Numbers", *AIAA Paper*, 87-0495, 1987.
3. K. Rinoie, "Measurements of Short Bubble and Long Bubble Formed on NACA63-009 Airfoil", *Journal of Aeronautical and Space Sciences Japan* 38, 249-257, 1990.
4. K. Rinoie and N. Takemura, "Oscillating Behaviour of Laminar Separation Bubble Formed on an Airfoil near Stall", *CEAS Aerospace Aerodynamics Research Conference, Cambridge*, 21.1-21.11, 2002.
5. K. Kuwahara and S. Komurasaki, "Direct Simulation of a Flow around a Subsonic Airfoil", *AIAA Paper*, 2001-2545, 2001.
6. K. Kuwahara and S. Komurasaki, "Simulation of High Reynolds Number Flows Using Multidirectional Upwind Scheme", *AIAA Paper*, 2002-0133, 2002.
7. S. Komurasaki and K. Kuwahara, "Implicit Large Eddy Simulation of a Subsonic Flow around NACA0012 Airfoil", *AIAA Paper*, 2004-594, 2004.
8. H. Takami and K. Kuwahara, "Numerical Study of Three-Dimensional Flow within a Cubic Cavity", *J. Phys. Soc. Japan*, Vol.37, No.6, 1974.