

二次元翼 NACA0012 の低レイノルズ数クッタ条件違反のメカニズム

米本浩一(九工大), 高藤圭一郎, 越智廣志(西工大), 藤江哲(三菱重工), ○佐藤喬也(九工大)

Violation Mechanism of Kutta Condition for Low Reynolds Number Flows around Two-dimensional NACA0012 Aerofoil

by

Koichi Yonemoto (Kyushu Institute of Technology), Keiichiro Takato, Hiroshi Ochi (Nishi-Nippon Institute of Technology), Satoshi Fujie (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), and Takaya Sato (Kyushu Institute of Technology)

Abstract

Direct Numerical Simulation is applied to simulate two dimensional low Reynolds number flows around NACA0012 aerofoil. The calculation results show negative lift curve slope and the existence of the reverse flow around the trailing edge at low angle of attack. This paper discusses the flow mechanism of negative lift curve slope phenomena from the view point of "Kutta condition violation".

1. はじめに

著者らは、火星飛行探査システムの研究を行っている¹⁾。火星の大気密度は地球に比べて100分の1程度であること、また探査を行うには高い迎角での低速飛行が要求されるため、飛行Re (レイノルズ) 数は 10^4 から 10^5 と小さくなる。その空力設計には、これらの領域における揚抗特性や翼回りの流れについての知見が必要となる^{2,3)}。

ところで、低 Re 数流れにおいて大竹らは2次元翼 NACA0012 翼型を用いた風洞試験から Re 数が 2.5×10^4 から 9×10^4 の領域の迎角 0° 付近での揚力傾斜・揚力係数が負になるというクッタの条件が成り立たない現象を報告している⁴⁾。本研究ではNS (Navier-Stokes) 方程式を用いた数値計算によりこの現象を再現することができ、翼後半上面での層流剥離、後縁から放出される剥離渦に起因して翼後半上面において強い逆流の存在が明らかになった⁵⁾。

本報告では、さらに高い Re 数での数値計算を行い、特に翼後半部における流れ場を解析することで特定の Re 数で揚力傾斜・揚力係数が負になるメカニズムについての考察を行う。

2. 計算手法

2-1 支配方程式

支配方程式には、2次元非圧縮性流れのNS方程式を用い、直接数値シミュレーション(DNS; Direct Numerical Simulation)を行った。

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \nu \Delta \mathbf{V}$$

NS方程式の解法には、MAC法(Marker and Cell method)を用い、差分スキームとして対流項には3次精度の2次の重み付き差分のQUICK法(Quadratic Upstream Interpolation for Convective Kinematics)を使用し、その他の空間差分には2次精度中央差分を用いた。圧力についてはポアソン方程式を2次精度中央差分で離散化した⁶⁾。

$$\frac{1}{\rho} \nabla^2 P = \frac{\nabla \mathbf{V}}{\Delta t} - \nabla \{ (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} \}$$

尚、本解析は層流を前提に乱流モデル無しで構築した計算手法であり、近年盛んに研究されている乱流DNSと呼

ばれる乱流状態を考慮した解析には対応していないため、今後検討が必要である。

2-2 計算格子

計算格子としてL型格子、格子生成法として弾性格子生成法を用いた。格子点数は流れ方向に横571点、縦341点(571×341)で、翼回りが横217点、縦15点である。計算格子図を図1に示す。

また、NACA0012 翼型については、その後縁部形状を定義通りの形状と、それより約3%翼弦長を短くし円弧形状にしたものの2種類を用いた(図2)。それぞれを100C、97Rと識別する。

2-3 計算条件

Re数の計算条件は揚力傾斜が負になる領域である 3.0×10^4 、 5.0×10^4 、 7.0×10^4 と負にならない領域である 1.0×10^4 、 1.0×10^5 の5条件である。迎角についてはそれぞれ 0° 、 0.5° 、 0.7° 、 1° 、 2° について計算を行った。

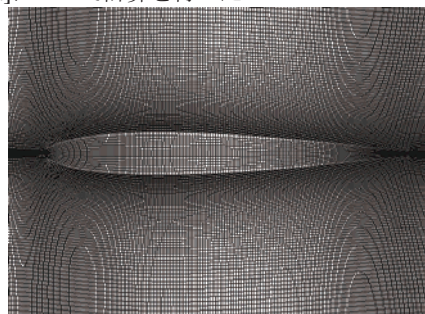
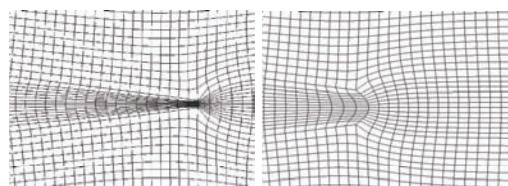


図1 NACA0012 翼型回りの計算格子(571×341)



(a) 100C (b) 97R

図2 翼後縁部形状

3. 計算結果

後縁から周期的に放出されるカルマン渦に伴って変化する翼回りの循環により、翼回りの空力特性は非定常である。計算開始から周期的な解が得られるまで数値計算を行い、空力特性はその平均値をもって示すこととする。図3は、一例として Re 数 1.0×10^5 で、迎角 $0.7[\text{deg}]$ で揚力係数の時刻歴を示したものである。図3に示すように Re 数が高くなると周期的な解は得られなかったが、空力的な特徴は示しているとして平均値を空力係数としている。

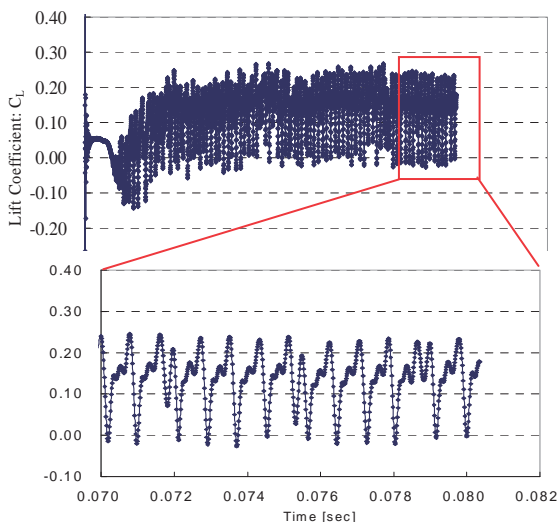


図3 揚力係数 C_L の時刻歴 ($Re=1.0 \times 10^5$, $\alpha=0.7[\text{deg}]$)

Re 数 1.0×10^4 , 5.0×10^4 , 1.0×10^5 における揚力 C_L ・抗力 C_D とピッチングモーメント $C_{M/c4}$ 曲線をそれぞれ図4～6に示す。ここで $C_{M/c4}$ は平均空力翼弦長の前縁より 25% の位置を基準とした。また、迎角 $0[\text{deg}]$ における揚力傾斜 $C_{L\alpha|_{\alpha=0}}$ と迎角 $0.7[\text{deg}]$ における揚力係数 $C_{L\alpha=0.7}$ を図7, 8に示す。本計算結果は大竹らの風洞試験と概ね良く一致し、特定の Re 数領域で迎角 $0[\text{deg}]$ における揚力傾斜が負になり、迎角 $0[\text{deg}]$ 付近で揚力係数が負になるという現象を捉えることができた。またその Re 数領域も風洞試験と概ね一致している。さらに NACA0012 の理論形状である 100C よりも 97R の方が試験結果に近い値を示していることは興味深い。

4. 考察

計算結果に基づき、揚力傾斜が Re 数の増加に伴い正から負、負から正へと変化する迎角 $0.7[\text{deg}]$ での翼回りの流れ場について考察する。

4-1 圧力分布

図9に後縁形状 100C について Re 数が 1.0×10^4 , 3.0×10^4 , 5.0×10^4 , 7.0×10^4 , 1.0×10^5 における1周期平均の翼上下面の圧力分布図をそれぞれ示す。

Re 数 1.0×10^4 において、翼前半部は前縁を回り込むことによって流れが加速されるため、上面の圧力係数が下面よりも低くなり正の揚力を発生しているが、翼後半部分では流れが減速し翼上面の圧力が下面よりも高くなるため負の揚力が発生している。全体の揚力は前半部分と後半部分の揚力の差し引きで決まるが、 Re 数 1.0×10^4 では揚力

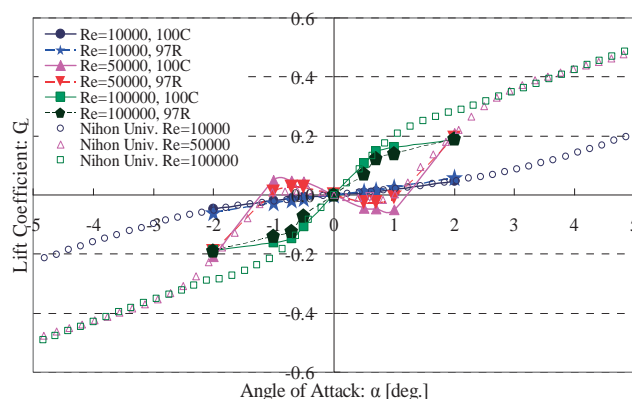


図4 揚力曲線 C_L - α

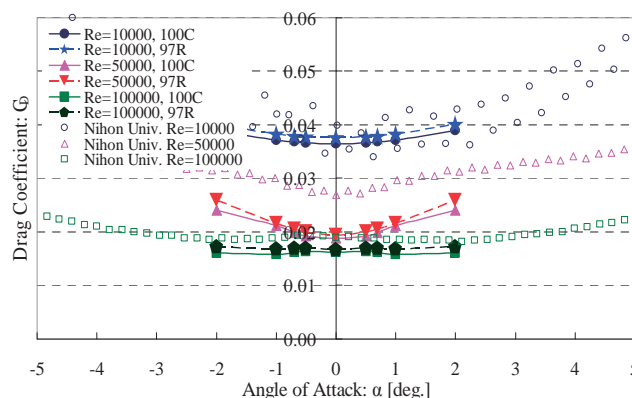


図5 抗力曲線 C_D - α

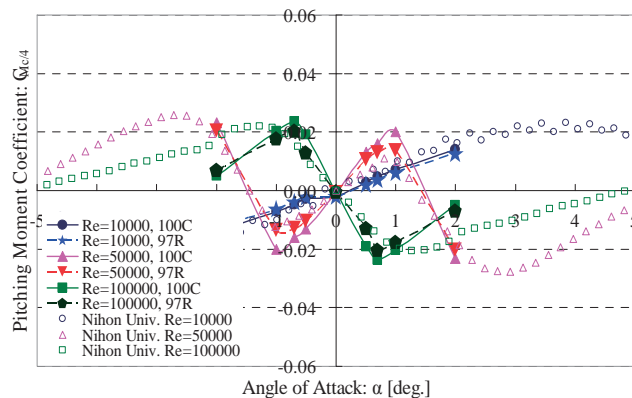


図6 ピッチングモーメント曲線 C_M - α

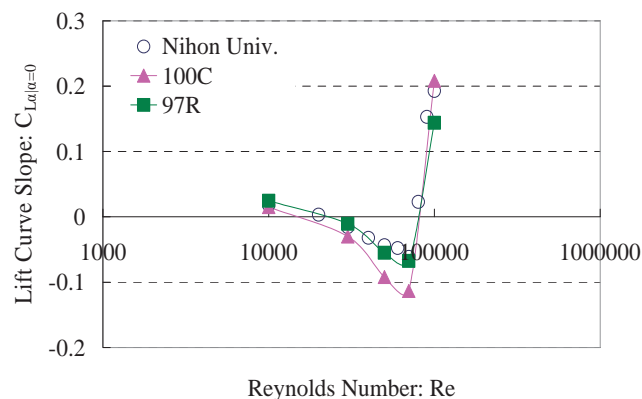


図7 迎角 $0[\text{deg}]$ における揚力傾斜

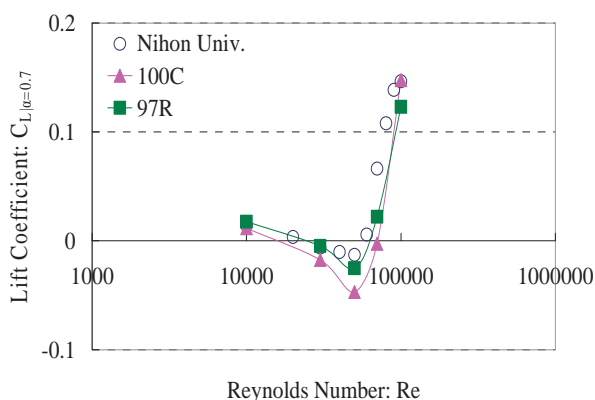


図8 迎角 0.7[deg.]における揚力係数

係数はまだ正である。

Re 数が 3.0×10^4 になると翼上下面の圧力係数が逆転している領域が大きくなるため全体として負の揚力を生じている。特に Re 数 5.0×10^4 では翼上面の前縁付近で流れが加速されず、翼上下面の圧力係数が翼弦のほぼ全域で逆転しており特異である。

Re 数が 7.0×10^4 になると再び前縁で流れが加速されるようになり、揚力傾斜は正になる。後援付近で上面の流れが加速されているのは翼上面から渦が発生しているためと考えられる。

さらに Re 数が 1.0×10^5 になると、翼上面の流れ全体が下面よりも加速されるようになる。その結果、翼全体で正の揚力を得ている。

4-2 翼後半の流れ場

負の揚力が生じる現象は翼後半の上面での流れ場に影響されていると考えられる。後縁形状 100C について翼後半における 1 周期平均の速度ベクトルを各 Re 数で比較したものを図 10 に示す。なお、これらの図は流れと直角方向に 15 倍拡大したもので、図中の値は前縁から剥離開始点までの位置を示している。

翼上面に沿った流れは層流状態を保っているが、翼後半部では層流剥離が生じている。層流剥離開始点は Re 数が 1.0×10^4 では前縁より 78% であるが、Re 数の増加に伴い前方へ遷移し、Re 数 7.0×10^4 では 61.1% となる。しかし、Re 数が 1.0×10^5 になると層流剥離開始点は後退し 63.8% となる。層流剥離開始点と Re 数の関係を図 11 に示す。また速度ベクトルより翼後半部では剥離点に向かって後縁から流れが逆流している様子が見える。

逆流に注目し図 10 と同じ流れ条件で翼後半部について逆流領域・主流とは逆方向の速度成分をもつ領域を明るい色で識別しに圧力コンタを追加したものを図 12 に示す。図中の値は主流方向の速度を主流速度で無次元化したものである。Re 数の増加に伴い翼上面の逆流領域は大きくなっていき、カルマン渦が後縁付近で形成されるようになる。Re 数が 5.0×10^4 になると翼上面後縁付近で剥離渦が発生するようになり、Re 数 7.0×10^4 、 1.0×10^5 では発生した剥離渦が翼上面後縁付近を遷移し翼後方へ放出されている。また Re 数 1.0×10^5 では翼上面だけでなく下面においても逆流が生じている。

逆流が発生する原因として翼上面の逆圧力勾配と翼後方に発生するカルマン渦が影響していると考えられる。

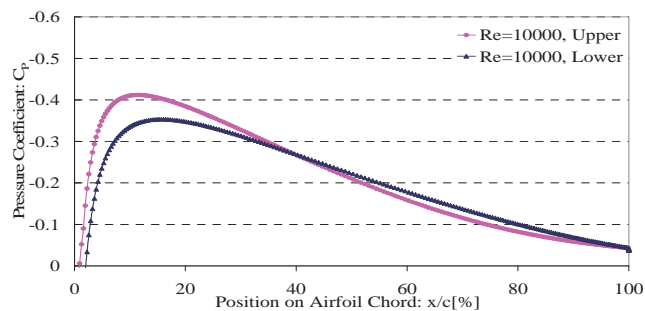
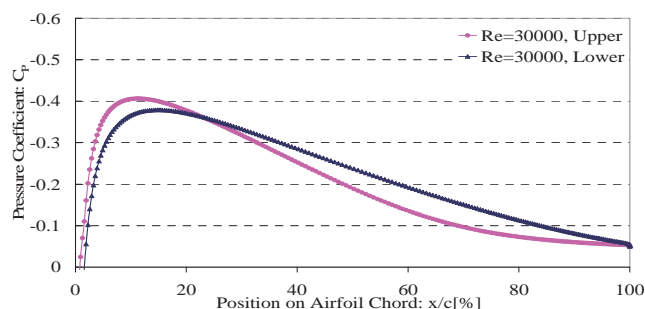
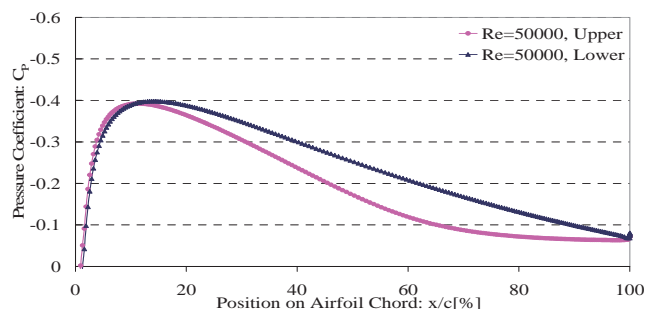
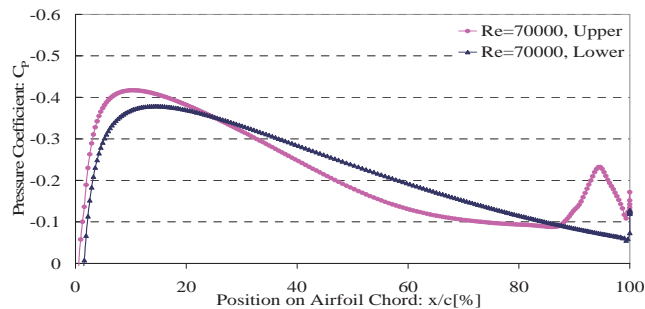
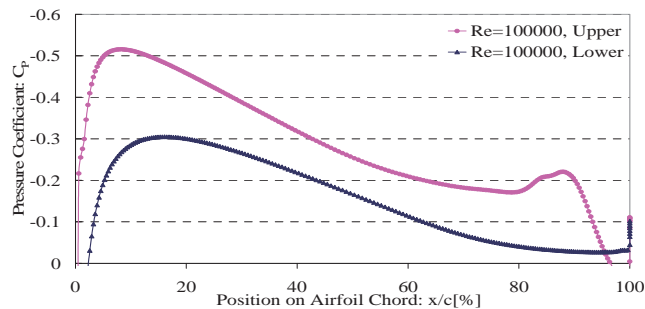
(a) $Re=1.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C(b) $Re=3.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C(c) $Re=5.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C(d) $Re=7.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C(e) $Re=1.0 \times 10^5$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C

図9 翼上下面の圧力分布

翼上面は前縁が後縁よりも圧力が低いため流れは減速され、ついには速度が 0 になり層流剥離が生じる。またカルマン渦は上下交互に発生するどちらの渦も翼の中心線のある内側が主流とは逆向きになるように回転しており、それに起因して翼下面の流れが後縁を回り込むと考えられる。このことから逆流は翼上面の逆圧力勾配により層流剥離生じ、剥離後の死水領域にカルマン渦の影響により翼下面の流れが後縁を回り込むことによって生じていると思われる。

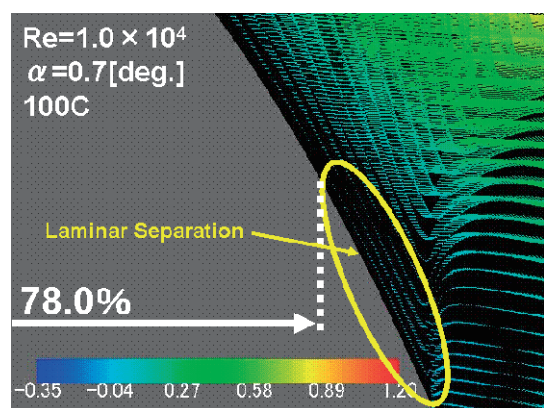
Re 数が 1.0×10^4 ではカルマン渦は翼後縁の離れた位置に形成されるためカルマン渦による逆流の影響は小さく揚力係数は正に、Re 数が 3.0×10^4 , 5.0×10^4 , 7.0×10^4 ではカルマン渦が翼近傍で形成されるためカルマン渦による逆流の影響が大きく揚力係数が負になると考えられる。

上記のことから、Re 数が 3.0×10^4 から 7.0×10^4 において、迎角が小さいところで揚力傾斜が負になるメカニズムは、

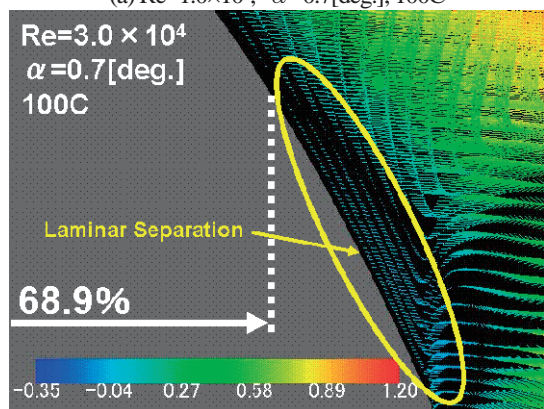
翼上面後半部分の層流剥離と後縁付近から形成されるカルマン渦に起因する大きな逆流領域の存在によって、上面の流れが減速され、また逆に下面の流れが加速されるためであることが分かった。

5. まとめ

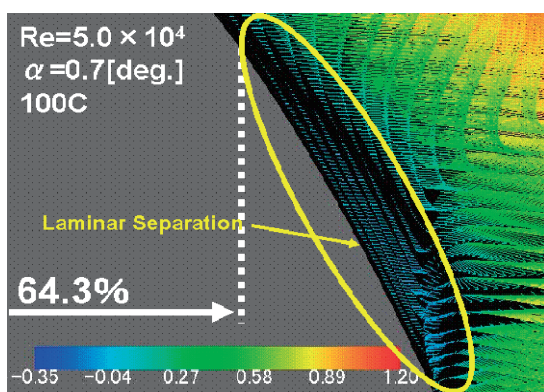
2次元翼 NACA0012 回りの非圧縮性流れについて、NS 方程式の直接数値シミュレーションを行った。その結果、迎角 $0[\text{deg.}]$ 付近において特定の Re 数で揚力傾斜・揚力係数が負になる現象を捉えることができた。その特異な空力現象は、低 Re 数では翼後半上面での層流剥離、翼後縁から放出される剥離渦に起因して後縁に向かう強い逆流の存在が、翼理論で言うところのクッタの条件とはかけ離れた流れ場を作り出していることに拠るものであることがわかった。



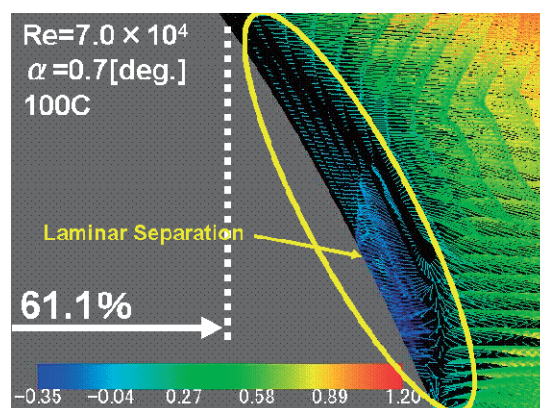
(a) Re=1.0×10⁴, α=0.7[deg.], 100C



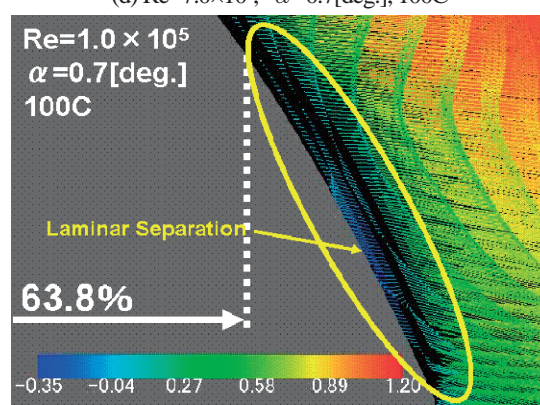
(b) Re=3.0×10⁴, α=0.7[deg.], 100C



(c) Re=5.0×10⁴, α=0.7[deg.], 100C



(d) Re=7.0×10⁴, α=0.7[deg.], 100C



(e) Re=1.0×10⁵, α=0.7[deg.], 100C

図 10 翼後半部の速度ベクトル

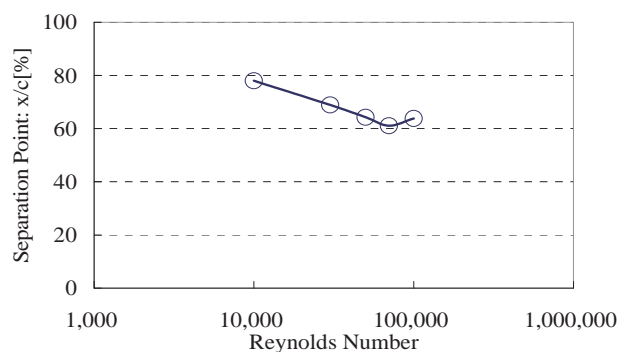
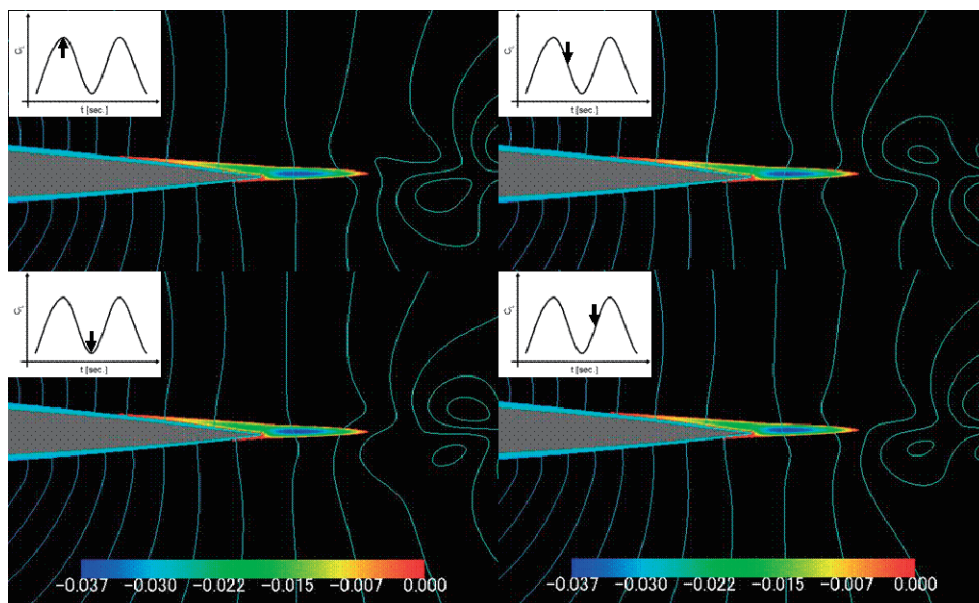
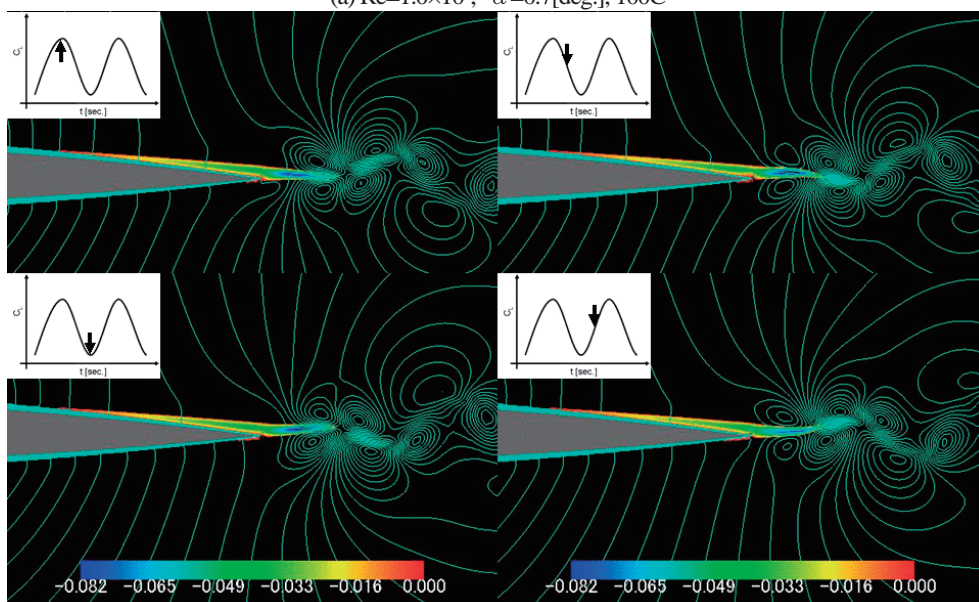
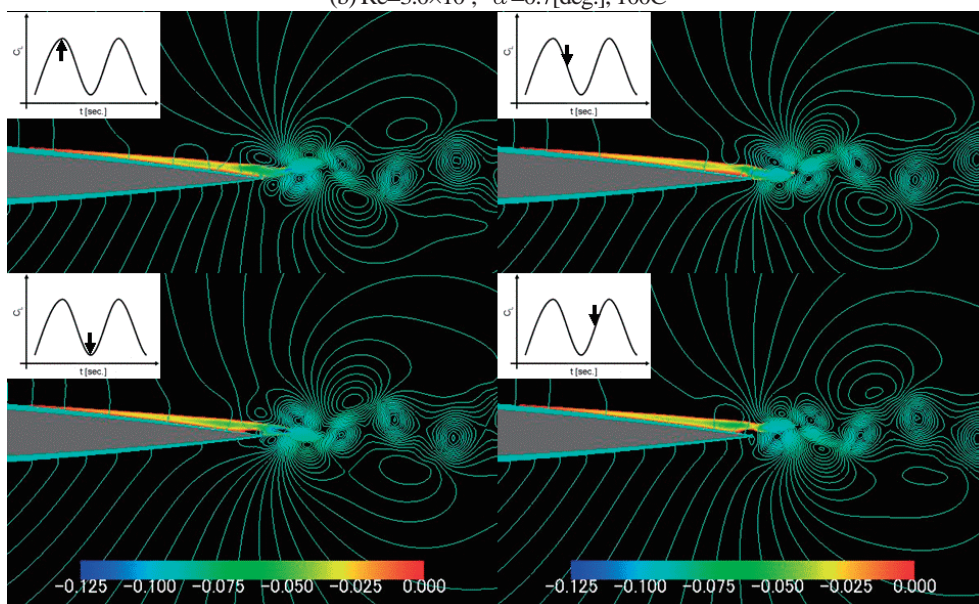


図 11 層流剥離開始点の遷移 (α=0.7[deg.], 100C)

(a) $Re=1.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7[\text{deg.}]$, $100C$ (b) $Re=3.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7[\text{deg.}]$, $100C$ (c) $Re=5.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7[\text{deg.}]$, $100C$

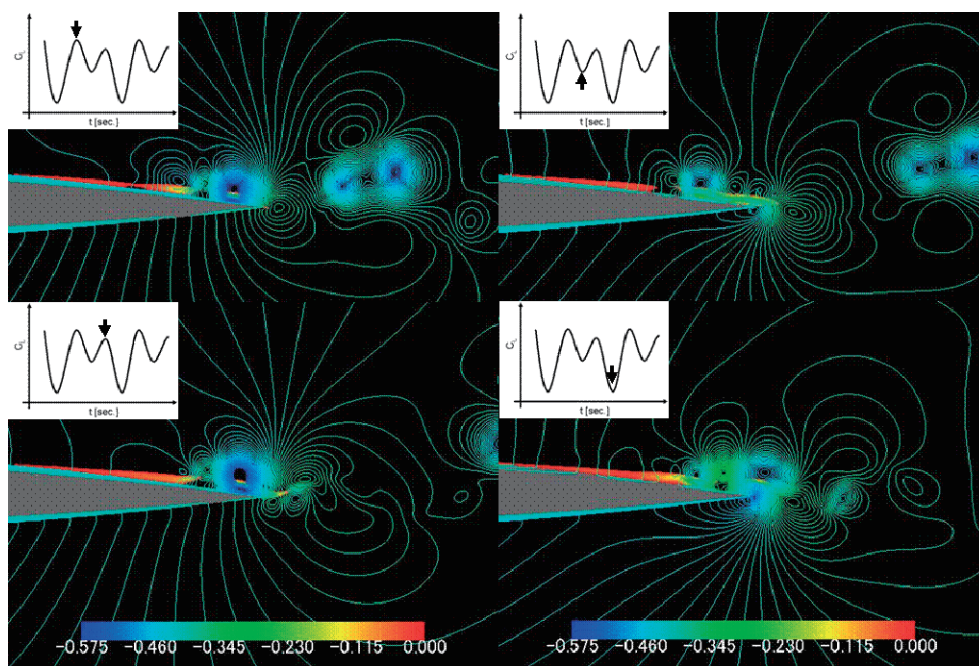
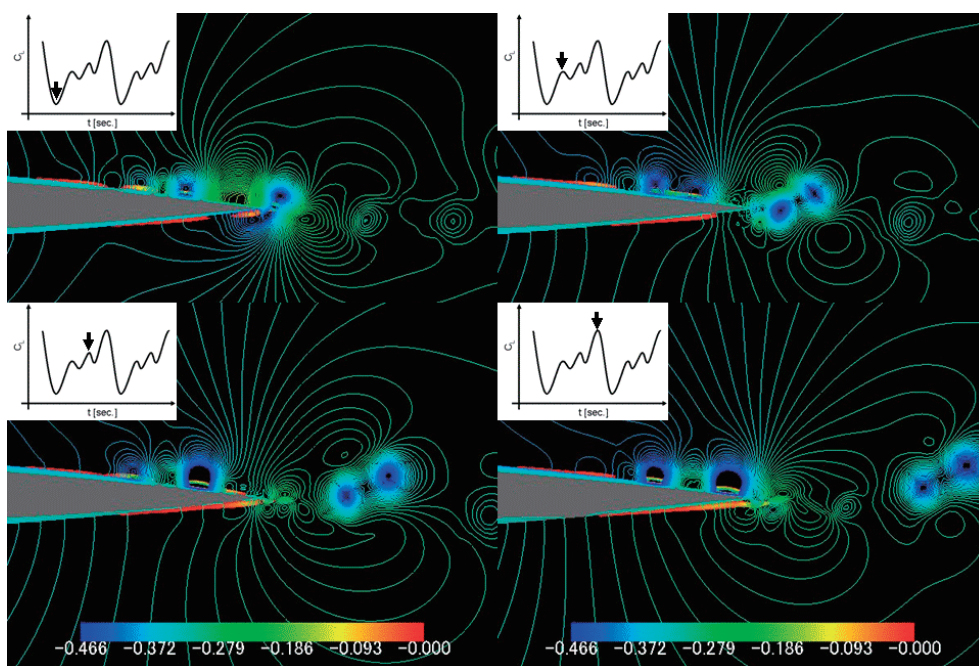
(d) $Re=7.0 \times 10^4$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C(d) $Re=1.0 \times 10^5$, $\alpha=0.7$ [deg.], 100C

図 12 翼後縁付近の逆流領域

参考文献

- [1] Yonemoto, K.: Research Issues on Mars Exploring Micro Plane Using Energy Transmission, 25th ISTS (International Symposium on Space Technology and Science), ISTS 2006-k-14, Kanazawa, Japan, June 4-11, 2006.
- [2] Yonemoto, K., Sato, T., Ochi, H., and Takato, K.: Aerodynamic Characteristics of Wings at Low Reynolds Number Using Variable-Pressure Wind Tunnel, Proceedings of the 2007 JSASS- KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Kitakyushu, Japan, October 10-12, 2007, pp. 172-175.
- [3] 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, Vol.55, No.644, 2007, pp. 439-445.
- [4] 佐藤喬也, 米本浩一, 越智廣志, 高藤圭一郎: 変圧風洞を用いた三次元翼空力特性のレイノルズ数依存性, 日本機械学会九州支部第 61 期総会講演会, 講演論文集 No. 088-1, pp. 89-90, 2008.
- [5] 米本浩一, 高藤圭一郎, 越智廣志, 藤江哲: 低レイノルズ数流れにおける NACA0012 翼のクッタの条件違反, 平成 19 年度科研費シンポジウム空力班.
- [6] 高藤圭一郎, 筒井 壽博, 秋山 光庸, 杉山 均: 弾性振動平板まわりの流動解析: たわみを含む連成を考慮したアプローチ, 日本機械学会論文集, B 編, Vol.64, No.627, 1998, pp. 3720-3728.