

# 低レイノルズ数における DBD プラズマアクチュエータが作用する NACA0012 翼型まわりの流れ場の特性

築瀬祐太<sup>1)</sup>, 大竹智久<sup>2)</sup>, 村松旦典<sup>2)</sup>, 本橋龍郎<sup>2)</sup>

1) 日本大学大学院, 2) 日本大学理工学部

## Characteristics of Flow Field around NACA 0012 Airfoil with DBD Plasma Actuator at Low Reynolds Number

by

Yuta YANASE, Tomohisa OHTAKE, Akinori MURAMATSU, Tatsuo MOTOHASHI

### ABSTRACT

Aerodynamic performance of NACA0012 airfoil is enhanced with suppression of boundary layer separation due to operation of DBD plasma actuator at low Reynolds numbers. We carried out flow field measurements using hot-wire anemometer around the airfoil which applied to the actuator to investigate relationship between aerodynamics and flow field around the airfoil at Reynolds number of 10,000. Results of velocity profiles of the boundary layer show suppression of laminar separation on the airfoil at lower angle of attack. At higher angle of attack, separated boundary layer on the airfoil is reattached on the surface by large velocity fluctuations accompanied with shedding vortex by the actuator operation. These changes of the flow field due to the actuator contribute to enhance the lift coefficient of the airfoil.

### 1. はじめに

災害支援や大気観測等を目的とした超小型航空機 (MAV ; Micro Air Vehicle) や無人航空機 (UAV ; Unmanned Air Vehicle) は, 一般的な航空機よりも低速で飛行するため翼弦長を基準とするレイノルズ数は  $1.0 \times 10^4$  から  $1.0 \times 10^5$  程度の低い値をとる. このような低レイノルズ数領域では翼面上に層流剥離や剥離泡を含む流れ場が生じるため, 翼型の揚力係数の非線形的な変化および最大揚力係数の低下<sup>1)</sup>が観測されている. この様な低レイノルズ数特有の空力特性の低下を改善するため, DBD (Dielectric Barrier Discharge) プラズマアクチュエータ (Fig.1) を翼に適用することが試みられている<sup>2,3)</sup>. DBD プラズマアクチュエータは電氣的に駆動するため流れ場に対する応答性も良い. これまでに筆者らは, プラズマアクチュエータを翼面上に設置し, 翼前縁からの剥離の抑制を行うことで翼の空力特性が著しく改善できることを風洞実験から確認している (Fig.2)<sup>2,4)</sup>. 本研究では, プラズマアクチュエータを作用させた場合に低レイノルズ数領域で改善される翼の空力特性と翼まわりの流れ場との関連性を調べるため, 熱線風速計を用いた翼面上の速度分布の測定とスモークワイヤ法による翼面付近の流れの可視化を行った.

### 2. 実験装置および方法

#### 2.1 風洞, 翼模型およびプラズマアクチュエータ

本研究で使用した翼模型, プラズマアクチュエータおよび回流型風洞は, 筆者らが以前に報告した空気力の測定<sup>2)</sup>に使われたものと同じである. すなわち, 風洞は吹き出し口寸法が  $0.3 \text{ m} \times 0.3 \text{ m}$ , 縮流比が 13.4 である. 測定部はアクリル製の固定壁であり, 主流中の残留乱れは主流速度  $U = 5 \text{ m/s}$  において 0.1%以下である.

翼模型の翼型は NACA0012 であり, 翼弦長は 50 mm, 翼幅は 300 mm,  $AR = 6$  である. 材質はアクリルを採用し, 模型の強度確保のため, 翼表面にはガラスエポキシ樹脂による加工を施してある. 翼模型は, ターンテーブル上に取り付けられ, その回転により翼模型の迎角を変化させることができる.

DBD プラズマアクチュエータの電極には厚さ  $70 \mu\text{m}$  の銅テープを, 誘電体には厚さ  $250 \mu\text{m}$  ( $50 \mu\text{m} \times 5$  枚重ね) のポリイミドテープを使用した. アクチュエータの大きさは上部電極幅を 1 mm, 下部電極幅を 10 mm としている. 印加電圧  $\pm 5 \text{ kV}$ , 周波数 8 kHz の疑似矩形波を連続的にア

クチュエータへ印加した. アクチュエータの取り付け位置は翼前縁からの層流剥離を抑制するため, Fig.3 に示されるように翼前縁から 5 %翼弦位置でプラズマが生成されるように配置した.

#### 2.2 流れ場の測定

主流の速度は, 翼弦長を代表長さとするレイノルズ数  $Re$  が 10,000 となる  $U = 3 \text{ m/s}$  である. 流速計測のための装置概略図を Fig.4 に示す. 流速の測定には定温度型熱線流速計 (CTA-004, ながれ研究集団製) および I 型プローブ (直径  $5 \mu\text{m}$ , 長さ 1 mm のタングステン線) を使用した. 熱線流速計からの出力信号は遮断周波数 1kHz のローパスフィルタ (3611, NF 回路ブロック設計社製) を通し, A/D 変換器 (PCIe-6251, NI 社製) および PC を用いて計測した. 測定用プローブの移動には, 風洞測定部に設置されている 3次元微動装置を使用した. 各軸とも最小移動量  $5 \mu\text{m}$  でのコントロールが可能である. 計測位置は, Fig.5 に示されるように翼弦長の 20 %位置から後縁までを 10 %翼弦長ごとに, 翼面上から主流に対して鉛直方向に移動する.

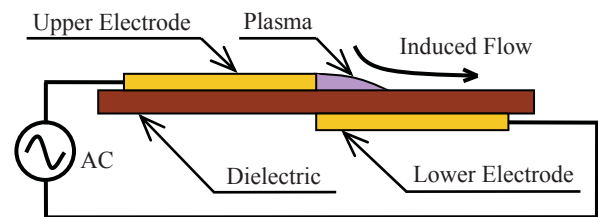


Fig. 1 Schematic diagram of DBD plasma actuator

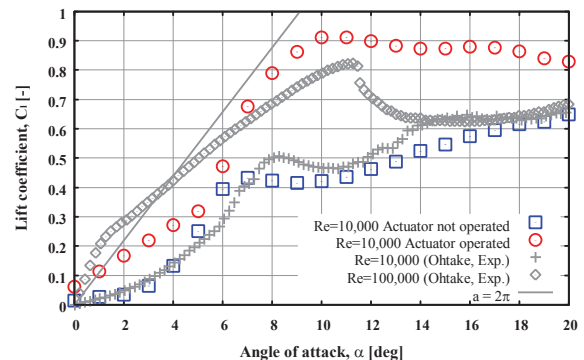


Fig. 2 Lift coefficient of NACA0012<sup>1,2)</sup>

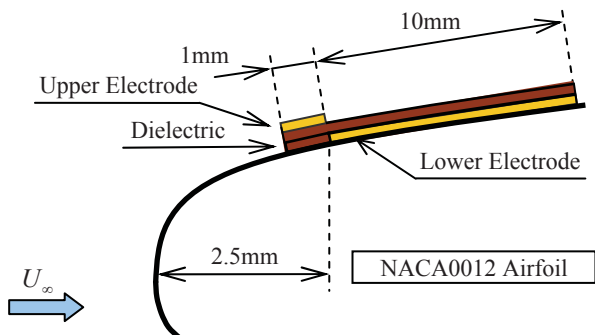


Fig. 3 Configuration of the actuator on the airfoil

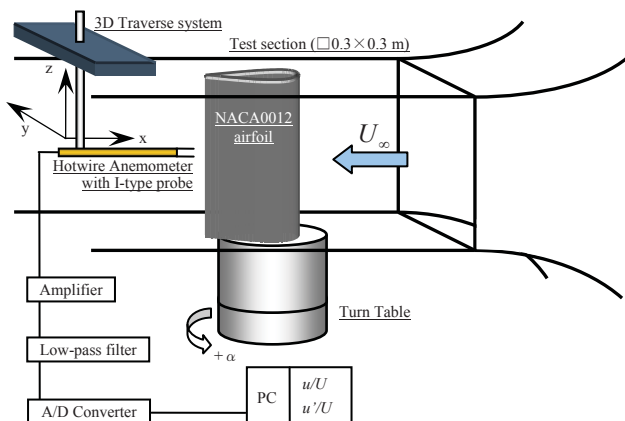


Fig. 4 Block diagram of velocity measurements system

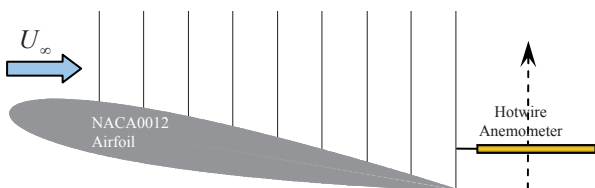


Fig. 5 Velocity measurements positions on the airfoil

### 2.3 翼面付近の流れの可視化

翼面付近の流れの可視化にはスモークワイヤ法を用いた。ワイヤはニクロム線を二重によって使用し、翼に対して水平に配置した。ニクロム線に流動パラフィン塗布して通電させることで発生する白煙をトレーサとしている。

## 3. 実験結果・考察

測定結果の代表例として迎角 3, 5, 10, 15 deg.でのアクチュエータ非作動時の平均および変動速度分布を Fig.6 に示す。Fig.7 にはアクチュエータ作動時の平均および変動速度分布を示す。さらに、平均速度分布より得られた排除厚さ  $\delta^*$  および形状係数  $H$  ( $= \delta^*/\text{運動量厚さ}$ ) の翼弦方向への変化を Fig.8 に示す。速度変動に関しては、各翼弦位置での速度変動最大値の翼弦方向分布を Fig.9 に示し、その最大値をとる翼面からの高さの翼弦方向分布を Fig.10 に示す。

迎角 3 deg.および 5 deg.の低迎角の範囲での空力特性は、Fig.2 に示されるようにアクチュエータの作動によって揚力係数の非線形が解消する。Fig.6(a), (b)および Fig.7(a), (b)から、アクチュエータ非作動時での翼面上の速度分布は剥離型を示し、翼弦長の 60 %付近までは死水領域が形成されているように見える。この剥離現象は、アクチュエータを取り付けていない場合の空気力の測定結果との差異がほとんどない

ため、流れ場の構造に与える影響は微小であると考えている。翼弦長の 80 %より下流では翼表面で主流の 10 %程度の速度変動が生じ、特に迎角 5 deg.における後縁での速度変動の最大値は主流の約 30 %と非常に強い。

アクチュエータを作動させると境界層内で主流方向の速度が誘起され、翼面上の速度分布は剥離型から付着型へと変化する。このとき、排除厚さ  $\delta^*$  (Fig.8(a), (b)の▽印) は減少し、翼弦方向への勾配も小さくなる。形状係数  $H$  (Fig.8(a), (b)の□印) も翼弦長の 20 %から 90 %付近の位置で減少している。形状係数は層流平板境界層上で 2.6, 層流剥離した場合は 3.5 を示す<sup>5)</sup>。したがってアクチュエータの作動によって、迎角 3 deg.では Fig.8(a)に示されるように前縁から剥離していた流れは翼面上全域に付着し、迎角 5 deg.では Fig.8(b)に示されるように翼弦長の 50 %付近までの領域に付着する。翼面近傍の平均速度分布からも境界層が加速される様子が確認でき、速度変動の最大値をとる翼面からの高さ (Fig.10(a), (b)の緑色の□印) も各翼弦位置で減少していることから、剥離せん断層を翼面上に近づけている。迎角 5 deg.までの翼弦方向の速度変動最大値の変化は (Fig.9(a), (b)の□印)、アクチュエータの作動により翼前縁から後縁方向に減少し、特に迎角 5 deg.においては翼弦長の 50 %から 90 %にかけて著しく減少する。

迎角 10 deg.以降の範囲での空力特性は、アクチュエータの作動によって最大揚力係数が約 2 倍に増加し、迎角の変化に対して揚力係数はほぼ一定値をとる。このときの翼面上の速度分布は Fig.6(c), (d)および Fig.7(c), (d)である。アクチュエータ非作動時では前縁から大規模な剥離が生じている。アクチュエータ作動時は剥離領域内に流れを誘起することで剥離せん断層を翼面に近づけている。迎角 5 deg.付近までの速度分布 (Fig.7(a), (b)) のようにアクチュエータの作動が翼面全域にわたって付着型の境界層を形成しているわけではないが、翼面近傍に速度変動を伴った流れ場をもたらしている。その速度変動の翼弦方向の変化は翼弦長の 40 %から 70 %の位置にかけて大幅に増加し、最大で主流の約 30 %と非常に大きい (Fig.9(b)の青色の○印)。このときの排除厚さ  $\delta^*$  (Fig.8(c), (d)の▽印) および速度変動の最大値をとる翼面からの高さ (Fig.10(a), (b)の茶色の△印) も各翼弦位置で減少していることから、剥離領域を縮小させるとともに剥離せん断層を翼面に近づけていることがわかる。形状係数  $H$  (Fig.8(c), (d)の□印) は極大値をとる翼弦位置から翼弦方向にかけて減少し、翼弦長の 70 %付近から後縁にかけて流れ場は再付着している。このような翼面上の流れ場は、アクチュエータが誘起する流れと主流との接線速度差によって翼面上の剥離領域内に渦を形成し、その渦が翼表面に再付着すると考えられる。したがって翼面上の速度変動は再付着する渦によるものと考えられ、圧力回復によって揚力が急激に増加すると予測される。迎角 15 deg.になると迎角 10 deg.と比べて剥離せん断層は翼面上から離れるものの、依然として形成される渦が翼面上に付着することで、高い揚力を維持していると考えられる。

可視化写真 (Fig.11) から、アクチュエータの作動によって剥離せん断層の流れ方向が変化し、境界層の剥離が抑制される様子がいずれの迎角についても確認できている。しかしながら前述の通り、アクチュエータ作動時での迎角 15 deg.の可視化写真は迎角 10 deg.と比べて剥離せん断層が翼面上から離れている (Fig.11(h))。このことから、アクチュエータを作動させたことによる剥離を抑制する効果は、アクチュエータ取り付け位置近傍における剥離せん断層の流れ方向とアクチュエータが誘起する流れの方向の相対的な関係に影響すると考えられる。

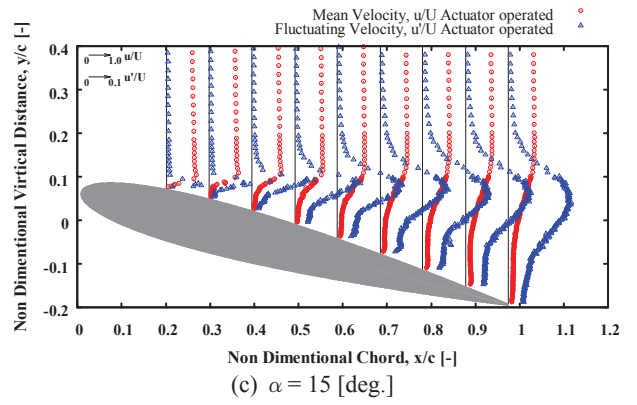
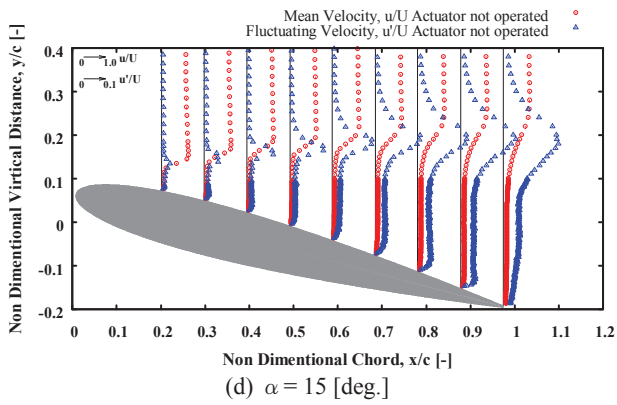
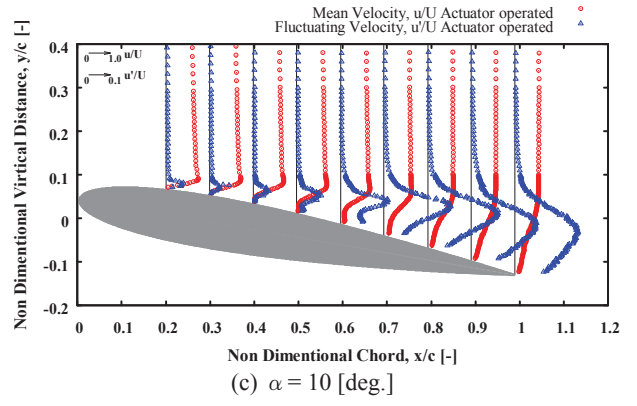
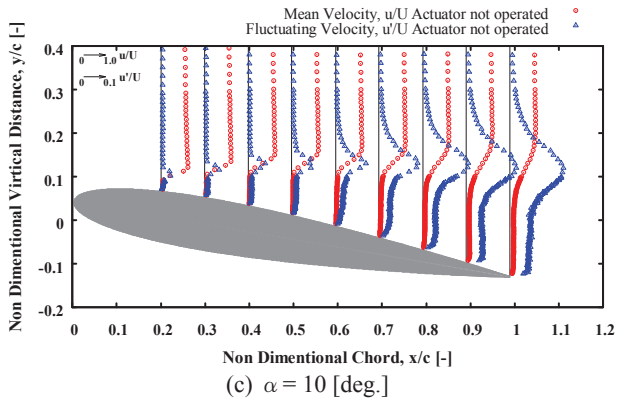
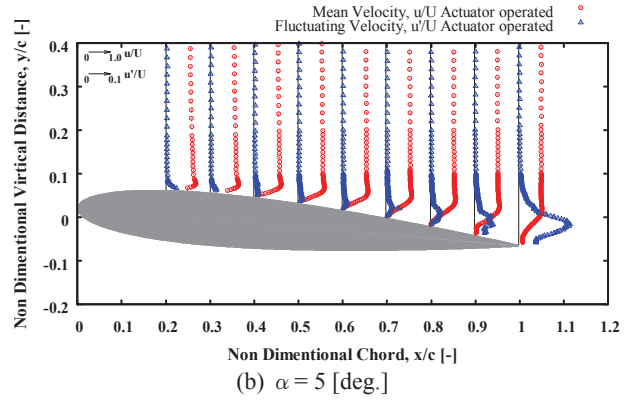
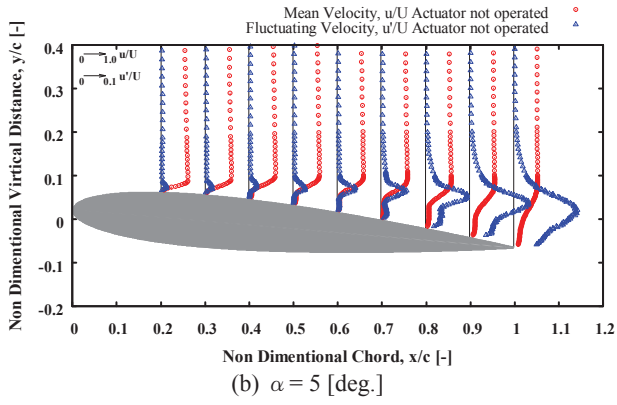
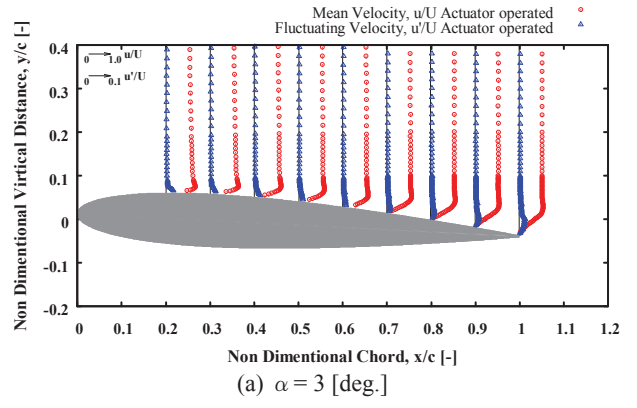
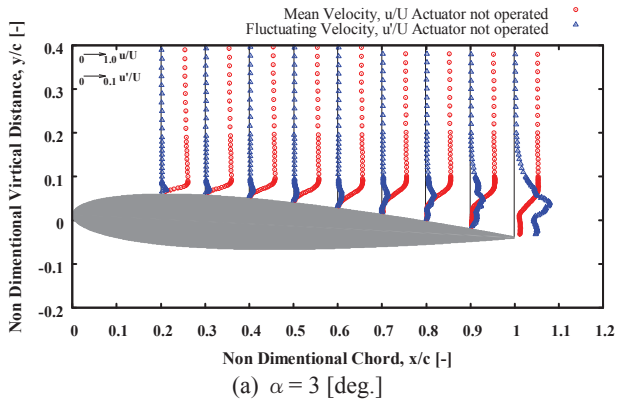


Fig. 6 Mean and fluctuating velocity distributions without the actuator operation at  $Re = 10,000$

Fig. 7 Mean and fluctuating velocity distributions with the actuator operation at  $Re = 10,000$

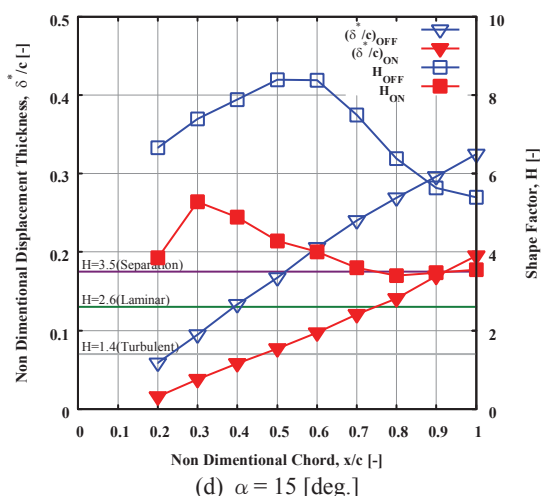
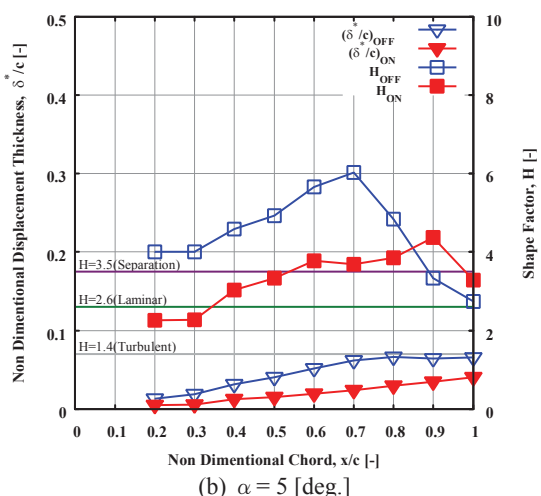
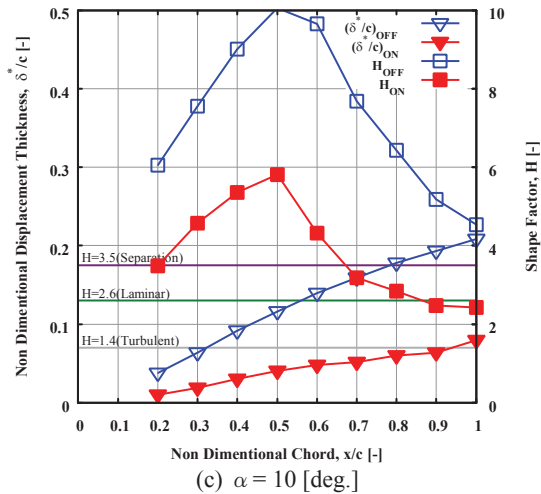
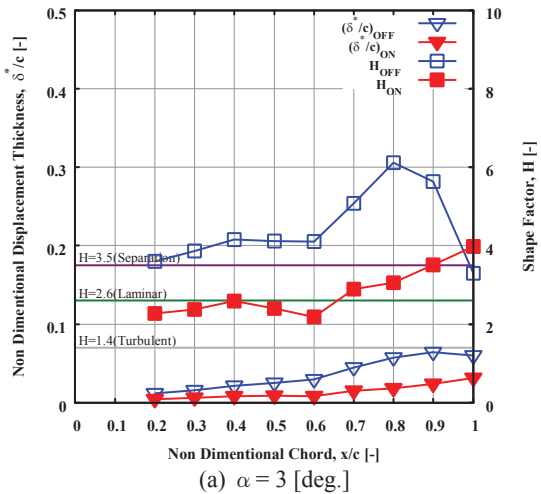


Fig. 8 Chordwise distributions of displacement thickness and shape factor

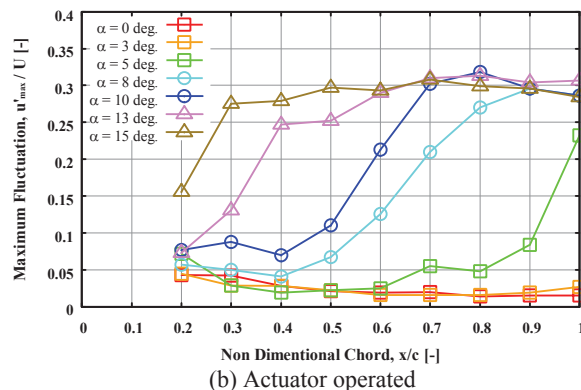
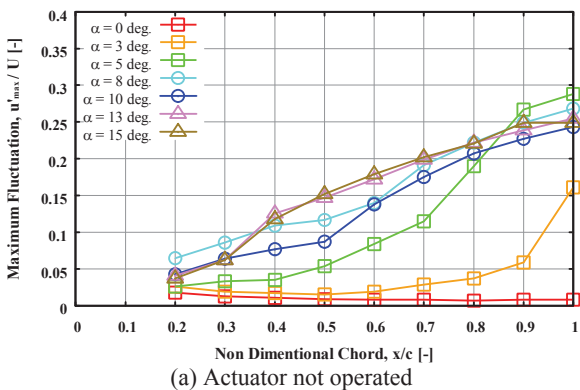


Fig. 9 Chordwise distributions of maximum fluctuation

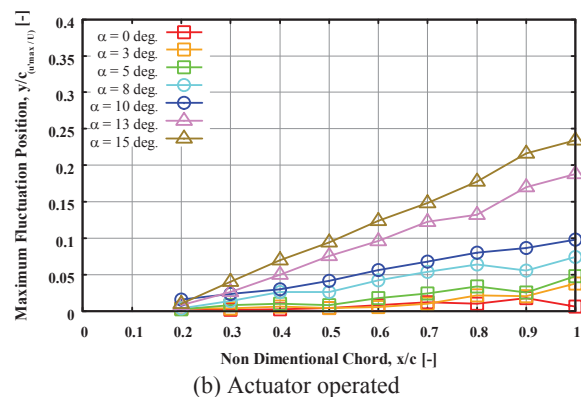
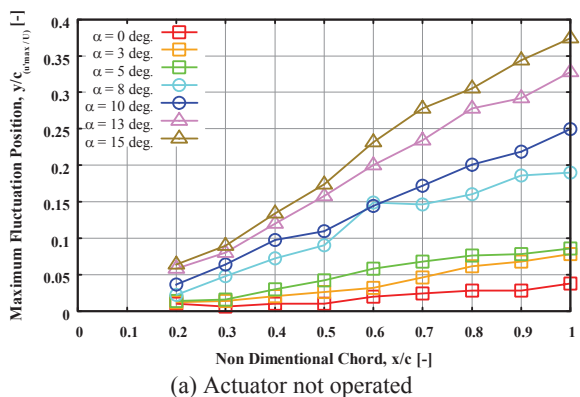


Fig. 10 Chordwise distributions of maximum fluctuation position



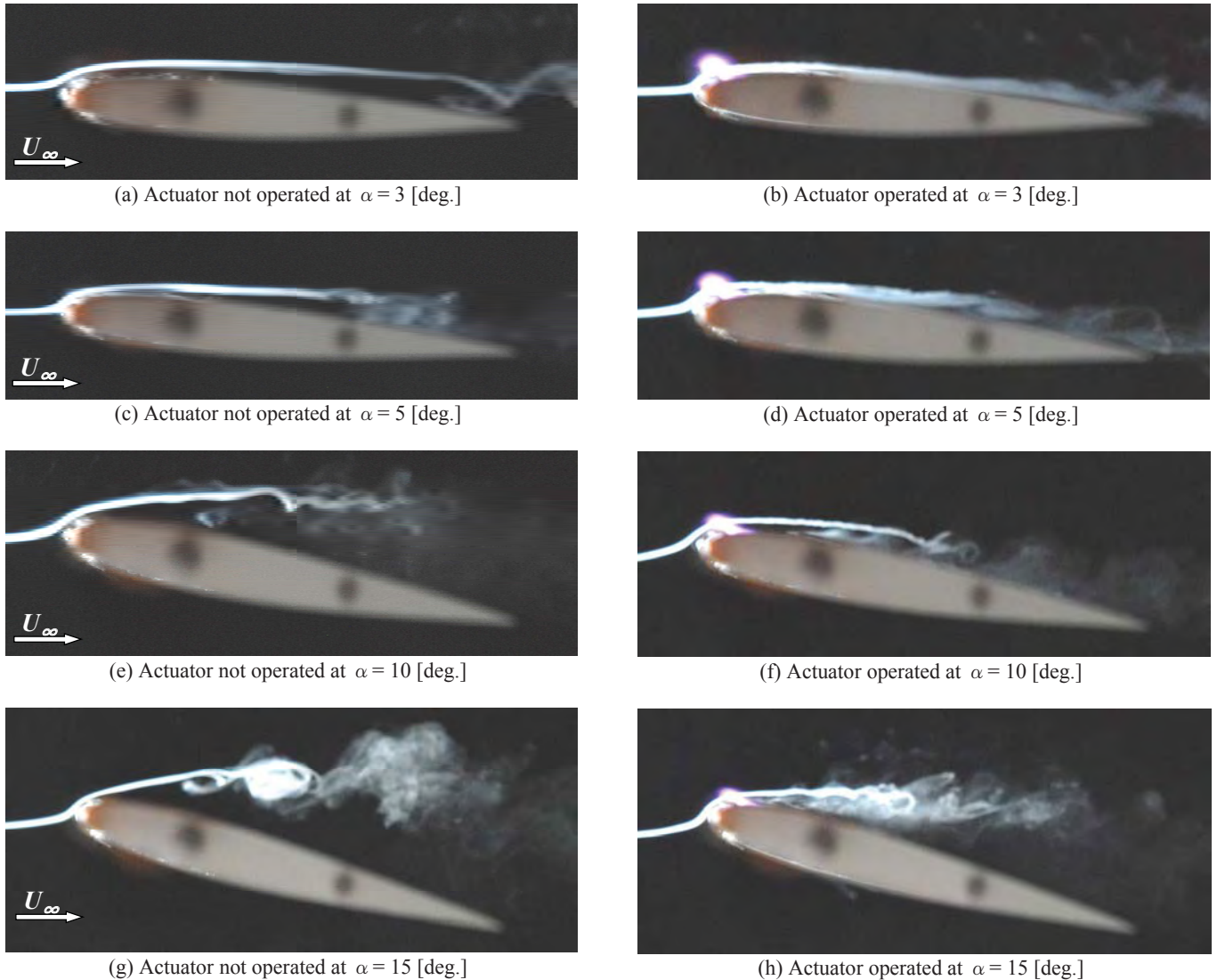


Fig. 11 Photographs of smoke wire visualization near the airfoil surface

#### 4. まとめ

プラズマアクチュエータを作動した場合に低レイノルズ数領域で改善される翼の空力特性と翼まわりの流れ場との関連性を調べるため、熱線風速計を用いた翼面上の速度分布測定とスモークワイヤ法による翼面付近の流れの可視化を行った。

1) 5 deg.付近までの低迎角では、アクチュエータの作動が翼面上の速度分布は剥離型から付着型へ変化し、翼面上の層流剥離領域を抑制することで揚力が増大し、揚力傾斜の非線形性が改善される。

2) 10 deg.以降の高迎角では、アクチュエータの作動によって前縁からの大規模な層流剥離を抑制し、翼面上では強い速度変動が確認される。翼面上の速度変動は再付着する渦によるものと予測され、圧力回復によって揚力が増加すると推測できる。

3) アクチュエータを作動させたことによる剥離を抑制する効果は、アクチュエータ取付け位置近傍における剥離せん断層の流れ方向とアクチュエータが誘起する流れの方向の相対的な関係に影響すると考えられる。

#### 参考文献

- 1) 大竹智久, 他: 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), pp439-445.
- 2) 築瀬祐太, 他: DBD プラズマアクチュエータを用いた低レイノルズ数領域における NACA0012 翼の空力特性の改善, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集, 2010, pp644-647.
- 3) Greenblatt, D., et al.: Dielectric Barrier Discharge Flow Control at Very Low Flight Reynolds Numbers, AIAA J., 46 (2008), pp 1528-1541.
- 4) Yanase, Y., et al, T.: Influence of DBD Plasma Actuator on Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers, Proc. of The 3rd Int. Conf. on Jets, Wakes and Separated flows (ICJWSF-2010), Cincinnati, USA, 2010.
- 5) Schlichting, H.: Boundary Layer Theory, 7th ed., McGraw Hill Company, New York, 1979, pp206-212.