

K3-76

平板翼の境界層剥離の抑制に対するプラズマアクチュエータ設置位置の影響

Influence of position of a DBD plasma actuator on suppression of boundary layer separation on a flat-plate airfoil

○小林俊策<sup>1</sup>, 佐藤匠<sup>1</sup>, 平田篤史<sup>1</sup>, 大竹智久<sup>2</sup>, 本橋龍郎<sup>2</sup>

Shunsaku Kobayashi<sup>1</sup>, Takumi Satou<sup>1</sup>, Atushi Hirata<sup>1</sup>, Tomohisa Ohtake<sup>2</sup>, Tatsuo Motohashi<sup>2</sup>

Abstract: Visualization of flow field around a flat plate airfoil which transferred by DBD plasma actuator was carried out with smoke wire technique at Reynolds number of  $1.0 \times 10^4$ . Position of plasma actuator was varied from  $0.1c$  to  $0.9c$  on the airfoil in order to conform effect of boundary layer suppression by plasma actuator. As a result, reattach point is also moved on the airfoil surface cause of varying the position of the plasma actuator, and it brings about forming of separation bubble with changing it length on the airfoil consequently.

1. はじめに

無人小型航空機(UAV)等の航空機は、翼弦長を基準とした  $Re$  数が  $10^4 \sim 10^5$  のオーダーの領域で運用される。このような低い  $Re$  数領域では、高い  $Re$  数領域 ( $10^6 \sim 10^7$  オーダー)と比較して物体まわりの流れ場がより複雑に変化する。その一つに、翼面上における剥離泡の形成がある。剥離泡は、層流境界層が翼表面から層流剥離後、剥離せん断層内で遷移を生じ再び翼表面に再付着するまでの領域で定義される<sup>1)</sup>。

本研究では、翼面上の境界層の剥離の抑制を目的として DBD プラズマアクチュエータ(以下 PA)を翼表面に取り付けた。さらに、PA の設置位置を翼弦方向に変化させることにより、剥離の抑制効果に与える PA の設置位置の影響を調査するため、スモークワイヤー法を用いた翼型まわりの流れ場の可視化を行った。その結果から、PA による剥離の抑制効果について考察を行った。

2. 実験方法および実験条件

実験装置の概略図を Fig. 1 に示す。回流型低速風洞(吹き出し口寸法  $300 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$ )に、平板翼(翼弦  $150 \text{ mm}$  翼幅  $300 \text{ mm}$  翼厚  $5 \text{ mm}$ )を設置し、翼上面に PA を取り付けた。測定は  $Re = 1.0 \times 10^4$  で行い、PA の取り付け位置  $x/c$  および迎角  $\alpha$  を変化させる (Table 1 参照)。この時の一様流速度は  $1.6 \text{ m/s}$  となり、PA による誘起速度は  $1.3 \text{ m/s}$  である。剥離の形態を変えるために平板翼の前縁を丸く加工したものを使用し、剥離抑制の効果を比較する。スモークワイヤー法で使したトレーサーには、流動パラフィン熱して生成される煙を用いた。ワイヤーは線径  $0.05 \text{ mm}$  のニクロム線を 2 本よりあわせて使用する。煙による流跡線は、静止画としてデジタルカメラで撮影した。

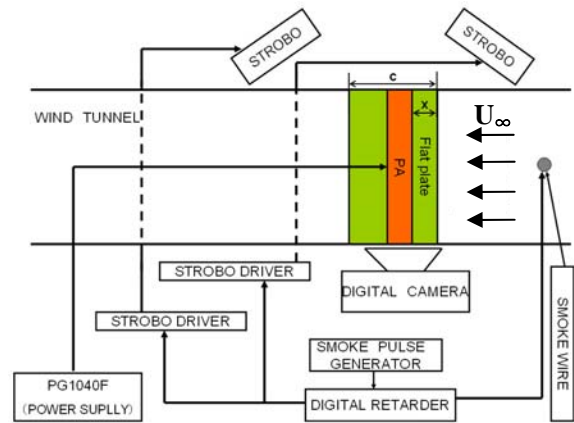


Fig. 1 Top view of experimental apparatus.

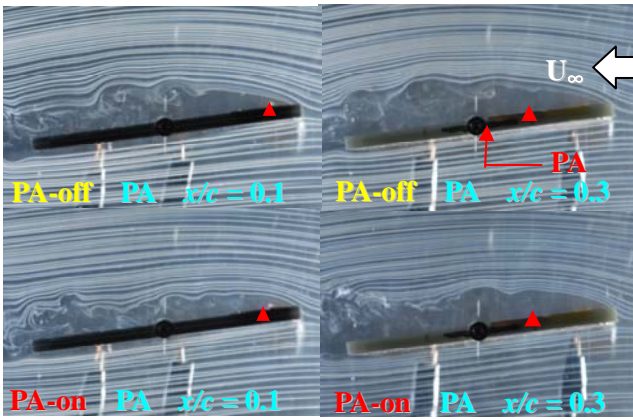
Installation position $x/c$	Table 1 Parameters							
	0.1	0.3	0.5	0.7	0.9			
Angle of attack, $\alpha$ (deg.)	0	2	5	7	8	9	10	15

3. 実験結果および考察

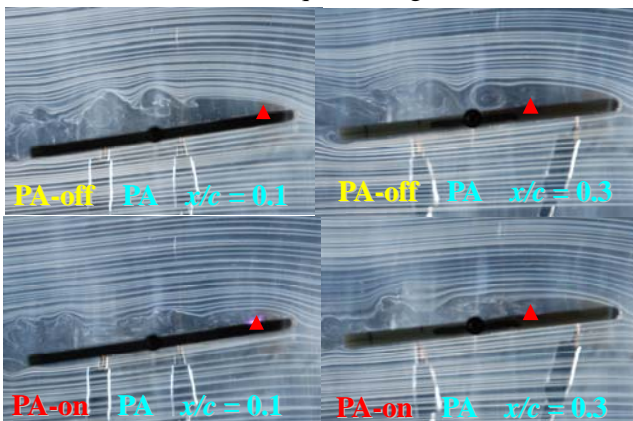
Fig. 3 は迎角  $8 \text{ deg.}$ , Fig. 4 は迎角  $9 \text{ deg.}$  における可視化写真である。  $x/c = 0.1$  および  $0.3$  では、迎角  $8 \text{ deg.}$  まで翼面上の剥離が抑制され、境界層の再付着による剥離泡の形成が確認できる。  $x/c = 0.5 \sim 0.9$  では迎角  $8 \text{ deg.}$  以上で剥離の抑制効果がうすれ、境界層の再付着は確認できない。

前縁形状による影響は、Fig. 2, Fig. 3 から前縁で剥離した流れにある。前縁加工を施した平板翼まわりの流跡線は、乱れが少ない剥離せん断層を形成しており、前縁加工されていない平板と比べ、剥離領域が小さくなる。前縁加工し、PA を作動させると剥離の抑制効果

1 : 日大理工・学部 2 : 日大理工・教員



a) square edge



b) round edge

Fig. 2 Visualization experiment result at 8 deg.

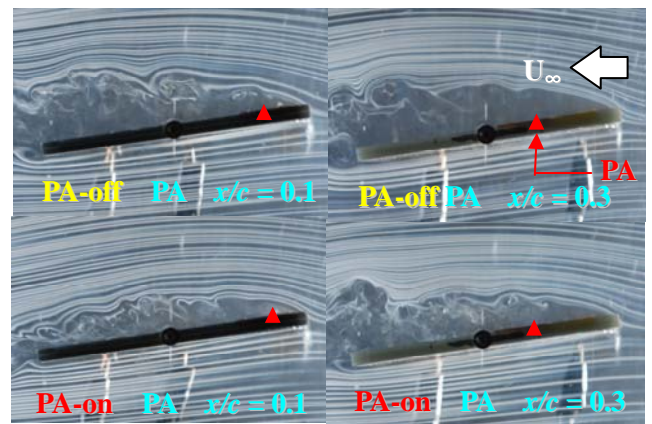
が上昇することが分かる。

実験結果から、前縁から剥離した境界層が再付着した場所を Fig. 2 のグラフにまとめた。PA 取り付け位置では迎角 6, 7 deg. 付近で前縁加工されていない平板は前縁加工したもの比べて再付着点が急激に 20% 翼弦程下流側に移動している。PA 取り付け位置  $x/c = 0.3$  では迎角 0 deg. から失速するまで前縁加工されていない平板は前縁加工したもの比べ再付着点が 20% 程下流側に存在する。PA 取り付け位置,  $x/c = 0.3$  の前縁加工されていない平板は迎角 5 ~ 7 deg. に関しては PA を使わない場合と比べ、ほぼ同じ位置に再付着する。

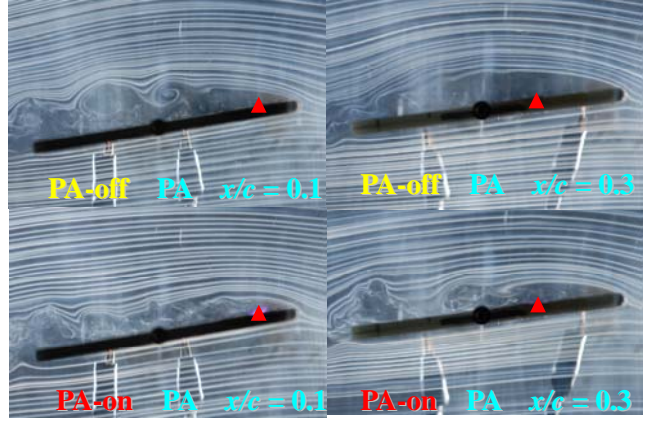
#### 4. 結論

PA の設置位置が前縁に近いほど、前縁から剥離した境界層の再付着点が前縁よりになり、剥離泡の厚みが薄くなる。PA 設置位置  $x/c = 0.1, 0.3$  のときは、高迎角でも剥離の抑制効果が見られた。前縁を丸く加工したときの剥離した流れは乱れが少なく、PA 設置位置  $x/c = 0.1$  では、迎角  $\alpha = 10$  [deg.] を超えても再付着することが確認できた。

今後、NACA0012 翼型を使用し、平板に見られた剥離



a) square edge



b) round edge

Fig. 3 Visualization experiment result at 9 deg.

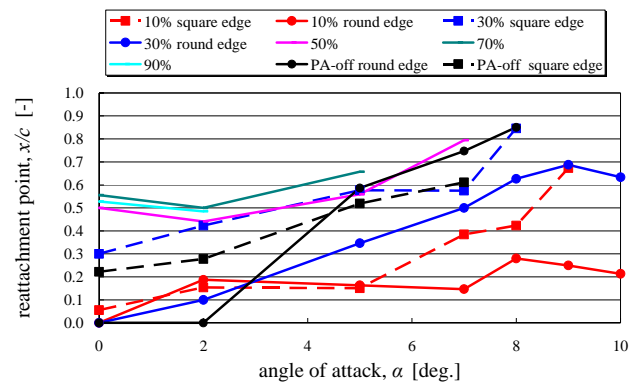


Fig. 4 Reattachment point of boundary layer.

泡が  $x/c = 0.1$  および  $0.3$  の領域でどのような挙動を示すか熱線風速計を用いて翼表面の速度分布の測定を行っていく。

#### 参考文献

- [1] 李家賢一：“翼型上に生ずる層流剥離泡”，ながれ 22(2003),pp 15-22.
- [2] 築瀬祐太，木田大穂：“DBD プラズマアクチュエーターを用いた低レイノルズ数領域における翼の力特性の改善”，平成 21 年度航空宇宙工学科卒業論文.