

K3-18

バースト周波数を用いた DBD プラズマアクチュエータによる境界層剥離の抑制への影響
Influence of the burst frequency of DBD Plasma actuator on suppression of boundary separation

○丸山央貴¹, 村松旦典², 大竹智久²*Hiroki Maruyama¹, Akinori Muramatsu¹, Tomohisa Ohtake²

Abstract: Visualization of flow - fields around NACA0012 airfoil on the burst frequency of DBD Plasma actuator were carried out with smoke wire method at 3.0×10^4 . The Plasma actuator with continues wave mode and modulation frequency wave mode were compared in order to affect the boundary layer suppression. The experiment results show that Plasma actuator with continues wave mode and modulation frequency mode were effective in the boundary layer separation control. The strong disturbances was supplied with the modulation frequency wave mode, it effected in flow - field.

1. はじめに

無人小型航空機等の航空機は、翼弦長を基準とした Re 数が $10^4 \sim 10^5$ の領域で運用される。 $10^4 \sim 10^5$ 程度の低い Re 数領域では、高い Re 数領域と比較して、物体周りの流れ場が複雑に変化する。その原因の一つとして、層流境界層が翼面上で層流剥離し、再び翼面上に再付着することで剥離泡を形成することが挙げられる¹⁾。

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) を翼面上に設置した。さらに、PA の印加する電圧をバースト周波数を用いて変化させた。剥離の抑制効果に与える PA のバースト周波数の影響²⁾を調査するために、スモークワイヤー法による翼面上の流れ場の可視化を行った。その結果から、PA による境界層の剥離の抑制効果について調査した。

2. 実験方法および実験条件

本実験では、吹き出し口が $300 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$ の垂直回流型低速風洞を使用した。測定部に NACA0012 翼型(翼弦 150 mm 翼幅 300 mm)を設置し、翼面上に翼弦長に対して前縁から 5% となる位置に PA を取り付けた。測定は、 $Re = 3.0 \times 10^4$ で行い、迎角 α は $1 \text{ deg.} \sim 10 \text{ deg.}$ まで変化させた。スモークワイヤー法では流動パラフィンを用いた。ワイヤーには直径 0.08 mm のニクロム線を 2 本縫り合わせたものを使用した。煙による流跡線は、高速度カメラ (FASTCAM SA-X2) により動画として撮影した。解像度は $1,024 \times 1,024$ 、フレームレートは $5,000 \text{ fps}$ とした。実験装置の概略図を Fig.1 に示す。

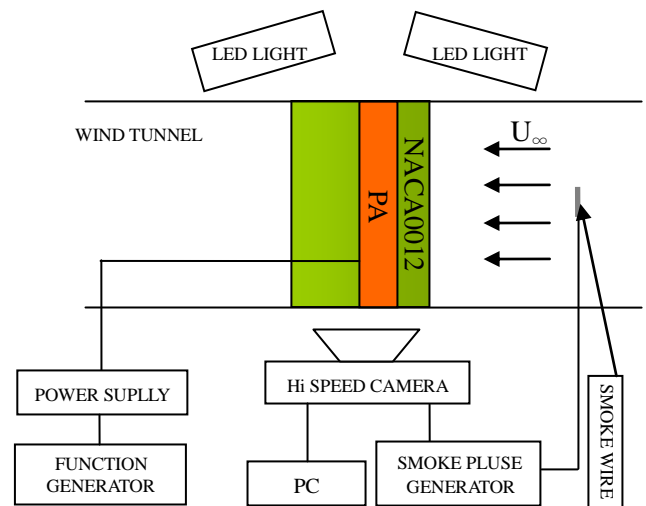


Fig.1 Schematic diagram of experimental apparatus

3. 実験結果および考察

Fig.2 は迎角 $\alpha = 1, 5, 10 \text{ deg.}$ における PA 非作動・作動(連続)・作動(バーストモード)での境界層近傍の流跡線の可視化写真である。 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ では、PA が連続に作動している場合、後縁付近の剥離が抑えられ、翼面上の流れの不安定性が抑制されている。バーストモードでは、連続作動時と同様に後縁付近の剥離は抑制されている。前縁から 60% 位置付近ではバーストモードの適用により剥離せん断層の不安定性が増大し、翼面上の流れ場がより乱れていることが確認される。 $\alpha = 5 \text{ deg.}$ では、PA 非作動時に前縁付近から層流剥離が発生し、前縁から $50 \sim 60\%$ 位置で翼面上に再付着をしていることが確認できる。PA 連続作動時においては前縁から 80% 位置付近まで乱れの少ない剥離領域の小さい翼面を沿う様な流れ場が確認される。一方、

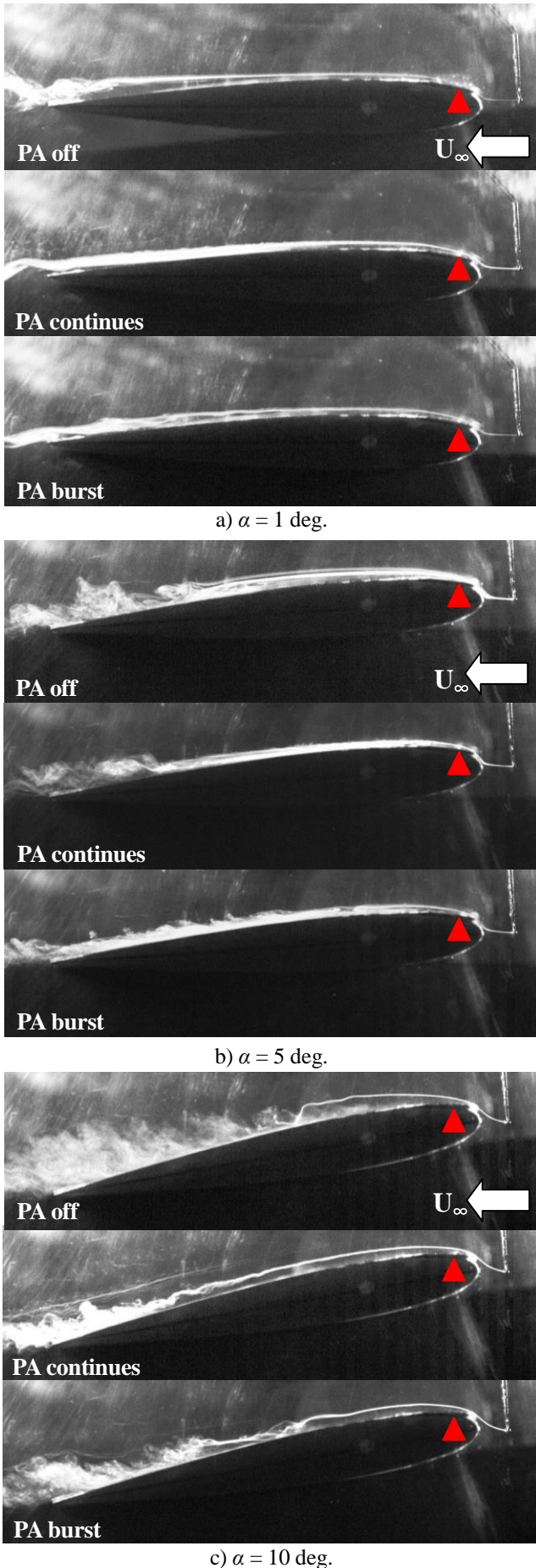


Fig.2 Streak line on the NACA0012 air foil at $Re = 30,000$

バーストモードでは、前縁から 25 % 位置から下流において、バースト波による周期的な強いかく乱により乱された翼面上を沿う流れ場が確認できる。また、 $\alpha = 10 \text{ deg.}$ においては、PA の作動により流れ場の剥離の抑制効果が顕著に現れる。PA 非作動時は前縁付近で剥離し、乱れのある流れに遷移を起し始め、乱れが発達することで翼に再付着し剥離泡が発生する。この時、翼面上で乱れた流れが生成されるまでの翼面付近の流れ場はほとんど速度を持たない死水域と考えられる。PA を作動させることによって、このような剥離領域が小さくなっている様子が確認できる。バーストモードでの流れ場は、前縁より 25 % 位置付近で流跡線が蛇行し始め 50 % 位置付近で翼面上に再付着した後、乱れた流れが翼面を沿う様に移動していくことが確認される。バースト波により周期的に強いかく乱が主流に対して与えられ、剥離せん断層は不安定性を生ずる。その結果、剥離した境界層は PA 非作動時に比べ再付着位置は前縁側へ移動すると考えられる。

以上の実験結果から、PA を作動させることにより剥離の抑制効果があることがわかる。バーストモードによる効果は、翼面上の流れ場に対して周期的に攪乱を与えることで層流剥離せん断層に不安定性を生じさせる。不安定性が増大した層流剥離せん断層は乱れた流れに遷移を起し、PA 非作動時に比べて前縁側で翼面上に再付着する効果があると考えられる。

4. 結論

PA の作動によって再付着点位置が PA 非作動時と比べて前縁側へ移動した。バースト波による翼面上の流れ場への影響は、周期的に強いかく乱を与えることで層流剥離した流れを早期に乱れの大きい流れに遷移させた。

今後、バーストによる PA の作動で境界層剥離の抑制に最適な条件を調査するため、熱線風速計を用いた翼面上の速度分布の測定、空気力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, pp15-22.
- [2] D.Greenblatt , C.Y. Schule , D.Romann , and C.O. Paschereit : “Dielectric Barrier Discharge Flow Control at Very Low Flight Reynolds Numbers”, AIAA Journal , Vol.46, 2008, pp1528-1541.