

K-6

DBD プラズマアクチュエータの剥離抑制効果に対し主流乱れ強さの変化が与える影響 Influence of Change of Turbulence Intensity on Suppression of Separated Flow by DBD Plasma Actuator on a NACA0012 Airfoil

○金田堯之¹, 大竹智久²*Takayuki Kaneda¹, Tomohisa Ohtake²

We investigated influence of change of residual turbulence intensity on suppression of separated flow by using DBD plasma actuator on a NACA0012 airfoil. Flow field around the airfoil was visualized by smoke wire method at $Re = 30,000$ in order to understand changes of the flow field on the airfoil. We compared the flow fields on the airfoil at various levels of turbulence intensity. By result of flow visualizations, we confirmed that the effect of suppression of separated flow by driving DBD plasma actuator was improved by increasing the residual turbulence intensity.

1. 研究背景

能動的流体制御デバイスとして DBD プラズマアクチュエータ (以下 PA) が注目されている。しかしこれまでの PA に関する研究^{[1], [2]}は主に風洞を用いた乱れ強さが小さい流れ場で行われている。一方で、実際の航空機等へ PA を適用し剥離抑制装置としての利用を想定した際、対象となる流れ場は様々な乱れを含んでいる。主流中の乱れ強さが大きい条件下では、翼まわりの流れ場が変化することが知られている^[3]ことから、PA の剥離抑制効果についてもこれまでの報告と異なる特性が現れることが考えられる。

著者らはこれまでに、PA の剥離抑制効果に対し乱れ強さの変化が与える影響の調査を行うため、測定部に音波を放射することで主流中に乱れを与え、迎角 $\alpha = 0 \text{ deg.} \sim 15 \text{ deg.}$ の範囲において、PA を駆動させた翼まわりの流れ場の測定を行ったが、翼面上の流れ場構造の変化を定性的に確認することはできなかった^[4]。PA を駆動させた際、剥離流れが翼面に沿った流れに変化していたことが原因と考えられるため、本研究ではより高迎角の条件において調査を行う。各乱れ強さの条件において可視化した流れ場において、翼後縁での後流の幅を比較することで、PA による剥離抑制効果の変化について考察したので報告する。

2. 実験装置・方法

本研究で使用した実験装置の概略図を図 1 に示す。風洞は吹き出し口寸法 $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$ の回流型風洞を使用し、流れ場の 2 次元性を確保するため測定部に 2 枚の亚克力板を設置した。翼模型は翼型に NACA0012 を適用し、翼弦長 $c = 150 \text{ mm}$ 、翼幅 $b = 300 \text{ mm}$ の諸元をもつ。測定条件は既報^[5]により、広い迎

角の範囲で翼面上に剥離泡が形成されることが知られている $Re = 30,000$ とした。スピーカから放射する音波には特定の周波数成分が入らないようホワイトノイズ信号を用いた。音波の音圧レベル L_p は $0 \text{ dB} \sim 102 \text{ dB}$ の範囲で調節可能である。PA の誘電体には厚さ $25 \mu\text{m}$ のポリイミドテープを 5 枚重ねたものを、電極には厚さ $70 \mu\text{m}$ の銅テープを使用した。上部電極の幅は 1 mm 、下部電極の幅は 10 mm とした。PA の設置位置は、上部電極の後端が翼前縁から 5% 翼弦位置となるように設置した。電極には $V_{pp} = 5 \text{ kV}$ 、周波数 8 kHz の交流電圧を連続的に印加した。流れ場の可視化にはスモークワイヤ法を用いた。ワイヤは直径 0.05 mm のニクロム線を 2 本撚り合わせたものを翼幅方向に垂直に設置し、トレーサには流動パラフィンを用いた。

3. 実験結果・考察

可視化結果として、迎角 $\alpha = 20 \text{ deg.}$ の PA 非作動時の流れ場を図 2 に、PA 作動時の流れ場を図 3 に示す。図中の矢印は翼後縁での後流の幅を示している。また各図中では、代表として $L_p = 0 \text{ dB}$ (スピーカ off), 85 dB , 101 dB の際の可視化結果を示している。PA 非作動時における流れ場の様子を確認すると、3 通り全ての場合において、前縁付近で流れが大きく剥離しており、後縁に至るまで再付着しない。また、乱れ強さを変化させたことによる翼後流の幅の変化は定性的に確認することができなかった。次に、PA 作動時の翼面上の流れ場の様子を確認する。乱れを与えていない場合 (図 3 (a)), 翼前縁付近では剪断層の角度が PA 非作動時 (図 2 (a)) と比較して小さくなっており、また翼後流の幅が小さくなっていることから、PA が作動したことにより剥離が抑制されていることが確認できる。乱れを付

1 : 日大理工・院 (前)・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

与した $L_p = 85 \text{ dB}$, 101 dB の場合 (図 3 (b), (c)) でも, 乱れを与えていない場合と同様に剪断層の角度が小さくなっていることから前縁付近での剥離が抑制されていることが確認できる. また, それぞれの乱れ強さで流れ場を比較する. 乱れ強さが大きい $L_p = 101 \text{ dB}$ の場合に最も翼後流の幅が小さくなっていることから, PA による剥離抑制効果が向上することが確認できる. 主流中の変動圧力および変動速度が大きくなったことで乱流エネルギーが増大し, PA の誘起流が剥離剪断層を引き込む効果が強くなったためと考えられる.

4. 結論

主流中の乱れ強さの変化が PA による剥離流れの抑制効果に及ぼす影響を調査するため, 翼まわりの流れ場の可視化実験を行った. その結果 PA 作動時は, 主流乱れ強さが大きくなることにより, 剥離流れの抑制効果が向上する様子が確認できた. 今後は異なる方法で主流中の乱れ強さを変化させ, 流れ場の比較を行う.

参考文献

- [1] 北條郁也, 他: “DBD プラズマアクチュエータによる誘起流れが前縁付近の剥離せん断層に与える影響”, 日本機械学会 2018 年度年次大会, 2018.
- [2] 松原暁良, 他: “DBD プラズマアクチュエータによる低レイノルズ数・高性能翼型の剥離制御”, 日本機械学会第 93 期流体力学部門講演会, 2015.
- [3] 浅井雅人, 他: “翼まわりの流れの外乱に対する応答”, 航空宇宙技術研究所特別資料, 33, pp.105-110, 1996.
- [4] 金田堯之, 他: “主流乱れ強さの変化が DBD プラズマアクチュエータによる剥離流れの抑制に与える影響”, 日本機械学 2019 年度年次大会, 2019.
- [5] 大竹智久: “低 Re 数領域での NACA0012 翼まわりの流れ場: 第 2 報 境界層の特性”, 日本航空宇宙学会論文集, 64, pp.123-130, 2016.

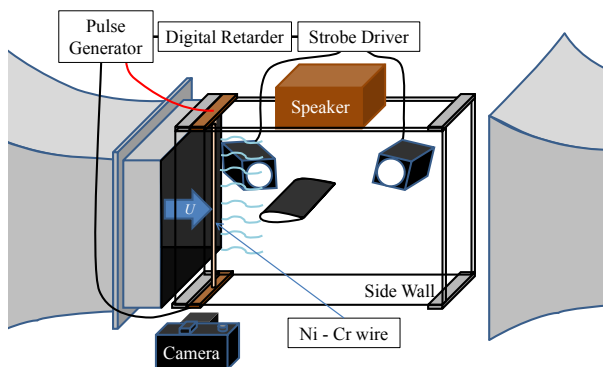


Figure1. Experimental set up

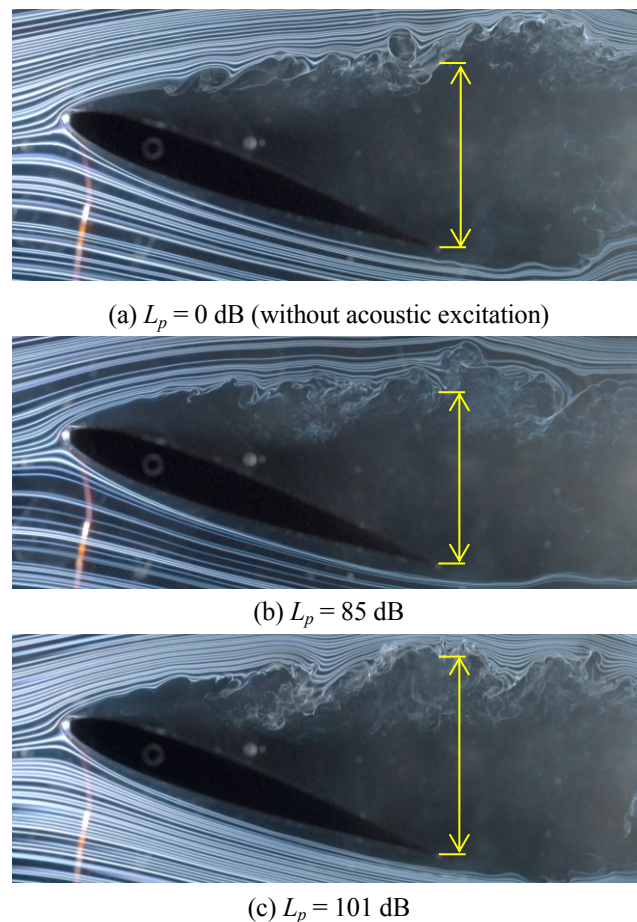


Figure2. Streak lines of around the airfoil at $\alpha = 20 \text{ deg}$. (PA not operating)

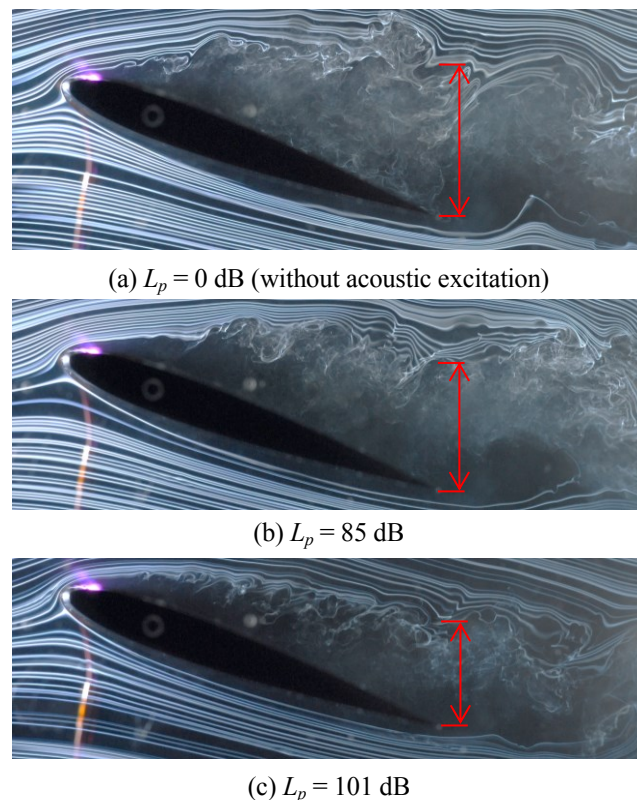


Figure3. Streak lines of around the airfoil at $\alpha = 20 \text{ deg}$. (PA operating)