

K3-53

DBD プラズマアクチュエータの作動によるデルタ翼面上に発生する渦への影響 Influence on vortex to occur on the surface of a delta wing by the operation of the DBD plasma actuator

○鈴木敬典¹, 丸山央貴¹, 大竹智久², 本橋龍郎²*Takanori Suzuki¹, Hiroki Maruyama¹, Tomohisa Ohtake², Tatsuo Motohashi²

Abstract: The purpose of this study prevent the destruction of the vortex on the surface of a delta wing using a DBD plasma actuator and improve aerodynamic characteristics. By this experiment, we assumed Reynolds number 10^5 and measured the aerodynamic force with a three-component balance and visualized of the flow using the smoked wire technic. It was revealed that we were connected with the rise of the attack angle and the volume of vortex by the visualization using the smoked wire technic. In addition, separation was not seen in a delta wing.

1. 緒言

近年、軽量で装着が容易である DBD プラズマアクチュエータ (以下 PA) を使用した研究が盛んに行われている。PA は、薄い誘電体を 2 枚の電極で挟んだ単純な構造で、可動部がないといった利点が挙げられる。また、DBD という放電方式は他のグロー放電やアーク放電とは異なり電極間に誘電体を挟むことにより電極に多量の電荷が流れ込むことが無く、大きな電流が流れないため比較的に安全である。作動原理は、電極間に数 kV、数 Hz の交流の高周波高電圧を電極に印加することで、周囲の空気に誘電体バリア放電を生じ、弱電離プラズマにより流れが一方に誘起される。現段階では PA の誘起速度が $1.4\sim 1.8\text{m/s}$ と小さいため^[1]低レイノルズ数領域 ($Re = 10^4\sim 10^5$ [-]) が主な適用対象となっている。

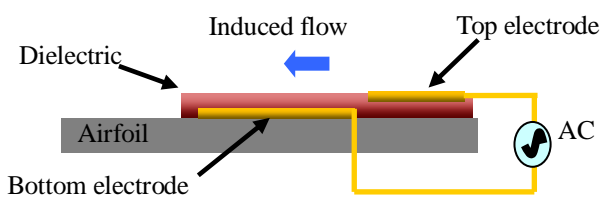


Fig. 1 DBD plasma actuator.

これを利用して、一様流中の円柱に関する後流剥離の制御^[2]や翼型の空力特性の改善^[3]、翼端渦の抑制・制御^[4]などの研究が報告されている。

本研究では、前縁剥離渦の生成により渦揚力を発生させるデルタ翼について着目し、デルタ翼面上に発生する渦に対して PA を作動させ、渦の崩壊を防ぎ空力特性の向上を目指す。また実験では、デルタ翼の前縁付近に PA を設置し、翼上面に発生する渦への影響・デルタ翼の空力特性の変化を評価する。

2. 実験方法および実験装置

本実験では、船橋校舎 10 号館地下に設置された吹き出し口が $0.5\text{ m}\times 0.5\text{ m}$ の垂直回流式風洞を使用した。

2-1. デルタ翼模型

翼模型はデルタ翼 (一辺 200 mm 厚さ 2 mm 後退角 60 deg) 設置し、翼上面に PA を取り付けた。デルタ翼を Fig.2 に示す。

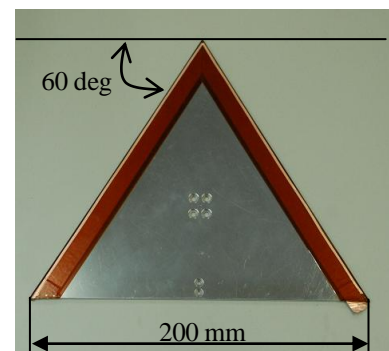


Fig. 2 Delta wing.

翼に取り付ける PA の電極には厚さ $70\ \mu\text{m}$ の銅テープを用い、誘電体には厚さ $50\ \mu\text{m}$ のポリミドテープを 4 枚重ねて使用した。電極の形状は上部電極の幅を 1 mm 、下部電極の幅を 10 mm とする。この形状は、これまでの研究^[3]から誘起速度が最大となる形状である。本実験では、PA 取り付け前のデルタ翼で実験を行った。

2-2. 流れの可視化

可視化方法にはスモークワイヤー法を用いた。ワイヤーには線径 0.05 mm のニクロム線を 2 本縊り合せたものを使用した。トレーサには流動パラフィン塗布したワイヤーに通電させ、加熱した際に生成される煙を用いた。煙による流跡線は静止画としてデジタルカメラで撮影する。可視化実験の概略図を Fig.3 に示す。

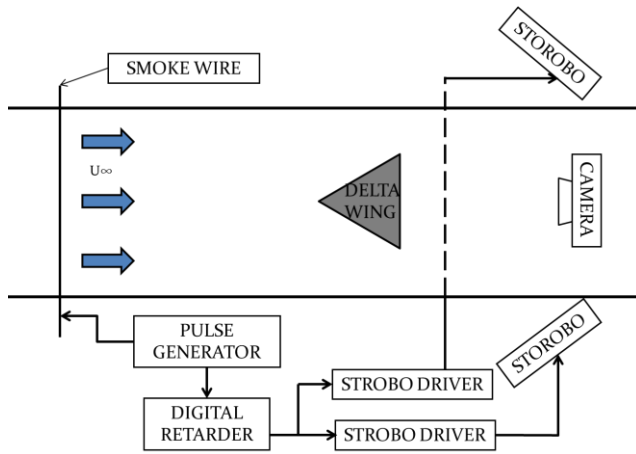


Fig. 3 Top view of experimental apparatus.

本実験では、レイノルズ数は 100000 [-] (代表長さは翼面積の平方根)とし、迎角を 0 deg から 5 deg ずつ 25 deg まで変化させ可視化の静止画を撮影する。

2-3. 空気力の測定

三分力天秤を用いた力の測定を行う。迎角は 0 deg から 25 deg まで変化させた。出力には、X-Y レコーダを用いて空気力の算出を行う。

3. 実験結果および考察

Fig.3 の装置を用いて翼後方から撮影した渦の結果を Fig.4 に示す。

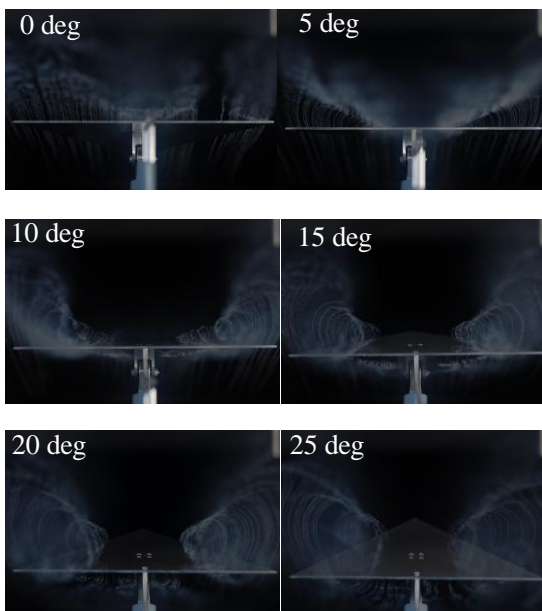


Fig. 4 Flow visualizations of Leading-Edge separation vortices from behind delta wing . ($Re = 10^5$ [-])

Fig.4 より迎角が大きいほど後方での渦の直径が大きくなるのがわかる。渦の直径が大きくなると翼面上で渦が重なり崩壊すると考えられる。PA を翼面に設置

した場合、渦の流れを誘起し揚力を大きくすることが可能だと考えられる。

次に空気力の測定から得られたポーラーカーブを Fig.5 に示す。

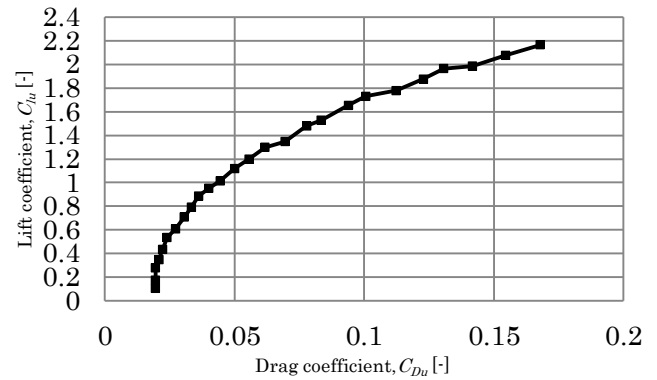


Fig.5 Polar curve.

Fig.5 より抗力が上昇しているのに対して、揚力の減少が見られないため、流れの剥離を確認出来ず、失速してないことがわかる。

4. まとめ

スモークワイヤー法を用いた可視化により迎角の上昇と渦の大きさに関係があることが得られた。空気力の測定により使用するデルタ翼は迎角を 25 deg まで上昇させても剥離がみられない。今後、翼型に PA を設置し流れを誘起することで渦の崩壊を抑止し流れの剥離の抑制を目指し、同様の方法で可視化する。加えてオイルフロー法を用いて翼面上の可視化を行い渦の発生位置を明らかにする。また三分力天秤を用いた力の測定の実験を行い、空力特性に与える影響を考察する。

参考文献

[1] 大竹智久, 他: “低レイノルズ数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, vol. 55 (2007), pp.439-445.

[2] 松野隆, 他: “ブラフボディ後流制御におけるプラズマアクチュエータの性能の周波数依存性”, 第 48 回飛行機シンポジウム講演集(2010), pp.199-203

[3] 築瀬祐太, 他: “低レイノルズ数領域における 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”, 第 43 回流体力学講演会 /NASS 2011, pp.223-226

[4] 長谷部仁美, 他: “プラズマアクチュエータを用いた吹出し・吸込みによる翼周りの流れの制御”, 日本流体力学学会年会講演論文集 2010 .