

K3-55

## DBD プラズマアクチュエータにより剥離抑制された NACA0012 翼面上の流れ場構造 Flow field structure on wing surface of a NACA0012 airfoil separation controlled by DBD plasma actuator

○金田堯之<sup>1</sup>, 櫻田栄一<sup>1</sup>, 大竹智久<sup>2</sup>\*Takayuki Kaneda<sup>1</sup>, Eiichi Sakurada<sup>1</sup>, Tomohisa Ohtake<sup>2</sup>

We operated DBD plasma actuator (PA) with a pulse modulation mode, and we visualized flow field on wing surface by laser sheet to examine differences in the flow field structure due to changing modulation frequency. By the results of visualization on the wing surface, for the modulation frequency  $F^+ = 2$ , Kármán's vortex could not be confirmed clearly. On the other hand, for the modulation frequency  $F^+ = 6$  and  $F^+ = 10$ , Kármán's vortex could be confirmed. However, for the modulation frequency  $F^+ = 6$ , the vortex becomes not be confirmed clearly toward trailing edge of the wing. We will shift the laser sheet in the high direction to find overall flow field structure on wing surface.

### 1. 研究背景

新たな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)の研究が注目されている. PA はプラズマを発生させることで翼面に沿った流れを誘起し, 翼面上の剥離流れを抑制することが可能となる. PA には連続モードとパルス変調モードの 2 つの駆動方法があり, 近年の研究ではパルス変調モードで PA を駆動させることで連続モードよりも剥離抑制効果が向上することが報告されている<sup>[1]</sup>. しかし現段階では誘起できる流れの流速が 1~2 m/s 程度と低いため, 流体制御デバイスとしての PA の主な適用対象は低レイノルズ数領域( $Re = 10^4 \sim 10^5$ )の流れ場となっている. この領域では, 層流剥離や剥離泡などが翼まわりの流れ場に影響を与える<sup>[2]</sup>ことで, 揚力傾斜が非線形になる<sup>[3]</sup>など空力特性に特徴的な変化が現れることが知られている.

本研究ではパルス変調モードで駆動させた PA によって形成される渦の構造を解明することを目的として, PA を設置した NACA0012 翼面上の流れ場をレーザーシート光を用いて可視化を行った.

### 2. 実験装置・方法

実験装置の概略図を Fig.1 に示す. 風洞は回流型低速風洞(吹き出し口 0.3 m × 0.3 m)を使用した. NACA0012 翼模型(翼弦長  $c = 150$  mm, 翼幅  $b = 300$  mm)を失速領域の迎角である 15 deg で固定して測定を行う. レイノルズ数は剥離泡が顕著に表れる 30,000 と設定した<sup>[4]</sup>. 今回の実験では, 翼面上の流れ場を可視化するため, フォグジェネレータを用いて風洞内部に煙を充満させた. レーザーシート光を翼弦線と平行に照射し, レーザー本体を 9mm 上方に移動させ, 翼面上をハイスピードカメラで撮影した.

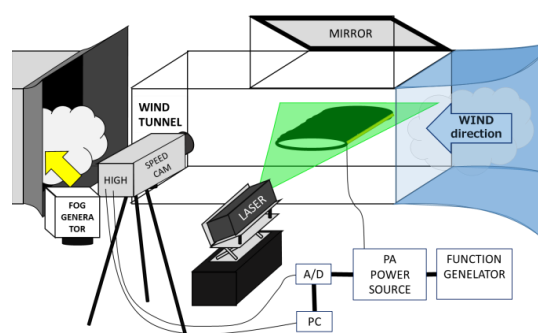


Fig.1 Schematic diagram of experimental apparatus

PA の駆動方法について述べる. パルス変調モードは, ファンクションジェネレータを用いて印加電圧の ON・OFF を周期的に切り替える操作のことであり, Duty 比 (DR) (1式) と無次元変調周波数  $F^+$  (2式) で定義される. ここで  $T_{on}$  は PA が作動している時間,  $T_m$  はパルス変調周波数の周期,  $X_{te}$  は PA の上部電極から翼後縁までの距離,  $U_\infty$  は一様流速度である.  $F^+$  の変化は丸山らの研究結果<sup>[5]</sup>をもとに  $F^+ = 2, 6, 10$  とし DR 比は 20%, PA は前縁から 5% となる翼面上に設置した.

$$DR = \frac{T_{on}}{T_m} \quad (1)$$

$$F^+ = \frac{f_m X_{te}}{U_\infty} \quad (2)$$

### 3. 実験結果および考察

Fig.2 に翼上面方向から撮影した  $F^+ = 2, 6, 10$  での流れ場の可視化画像を示す. 撮影時に記録した, ファンクションジェネレータから出力される電圧の波形より, 1周期で翼面上の渦がどのように変化するのを見るため, 1周期を 4 分割した. Fig.2-(a)から  $F^+ = 2$  では, はっきりとした横渦が確認できなかった. この結果は丸山らの報告<sup>[5]</sup>などと矛盾する. これは  $F^+ = 2$  の時, PA によって形成される渦が大きいため, 今回の実

1 : 日大理工・学部・航空宇宙 2 : 日大理工・教員・航空宇宙

験手法では渦の中心付近にレーザーシート光が当たらず、渦をうまく捉えることができなかつたと考えられる。Fig.2-(b) から  $F^+=6$  の時、 $1/4 T_m$  で PA の誘起流によって発生した横渦が確認され、時間の経過とともに翼後縁方向に移流していることがわかる。図中の赤枠で囲んだ渦が、 $3/4 T_m$  以降では図中の二重枠で示すように、乱れて見える。しかしこれは PA によって形成された渦が翼面に沿って後縁方向に移流することで、 $F^+=2$  と同様、渦の中心付近にレーザーシート光が当たらなくなり、渦をうまく捉えられなかつたと考えられる。 $F^+=10$  では、 $1/4 T_m$  の時、 $F^+=6$  と同じように横渦が発生し、図中の黄色枠で囲んでいるように周期的に発生していることが確認された(Fig.2-(c)).また、赤枠で囲んだ渦が翼後縁方向に流れるにつれ、横渦が移流していることが確認できた。

#### 4. 結論

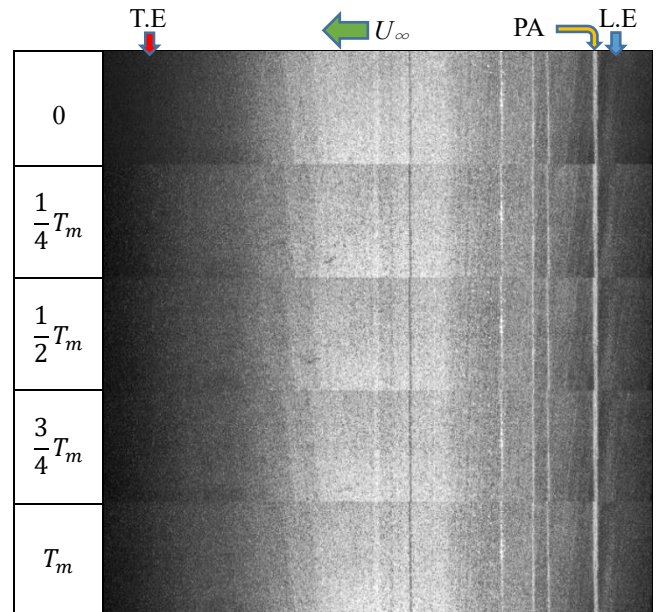
NACA0012 翼面上の流れ場を可視化した結果、以下の知見が得られた。

- ・変調周波数  $F^+=2$  では、今回の可視化実験でははっきりとした横渦が確認できなかった。
- ・変調周波数  $F^+=6, 10$  では PA 設置位置付近で横渦が発生し、翼後縁方向に移流している事が分かった。
- ・今回の実験方法では、部分的な渦しか可視化することができなかった。

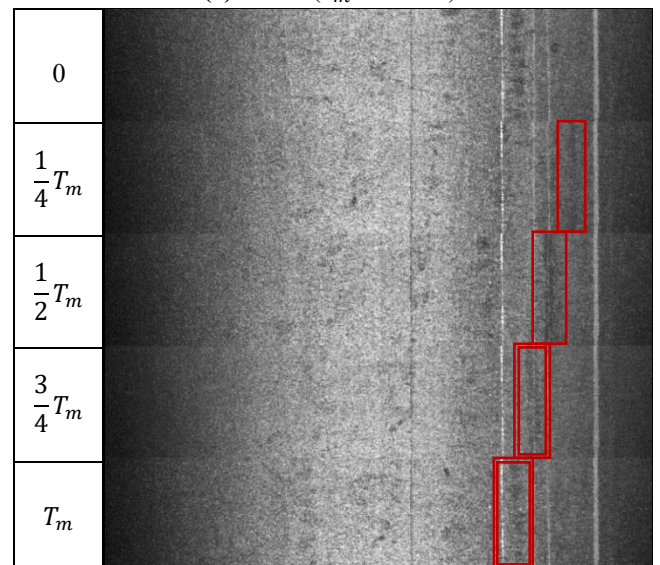
今後は渦の全体像を捉えるため、レーザーシート光を高さ方向に平行移動させ、流れ場を 3 次元的に捉えていく。

#### 参考文献

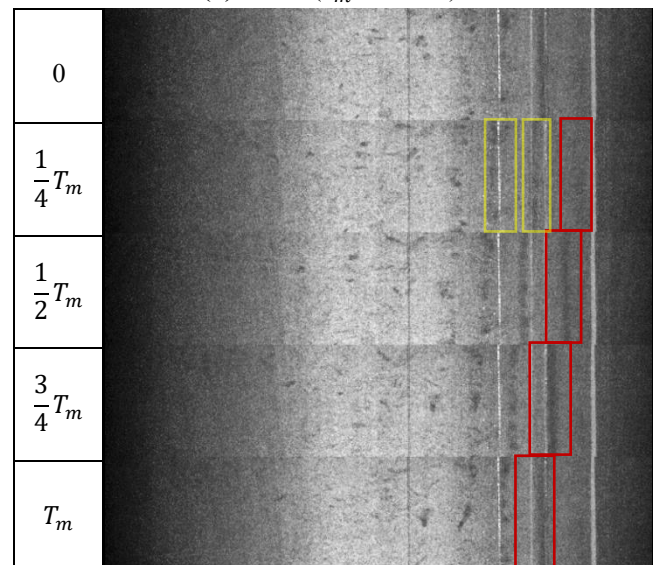
- [1] 藤井孝蔵, 他: “DBD プラズマアクチュエータによる翼剥離制御メカニズム-バースト波が語るもの-”, ながれ, 29, 2010, pp.259-270 .
- [2] 李家賢一: “翼型上に生ずる層流剥離泡”, ながれ, 22, 2003, pp.15-22 .
- [3] 大竹智久: 他: “低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, No.644, 2007, pp.429-445 .
- [4] 宇佐美皓平 他: “プラズマアクチュエータによる翼の剥離抑制効果”, 卒業研究報告書, 2017 .
- [5] 丸山央貴, 他: “ $Re=30,000$  における DBD プラズマアクチュエータを用いた翼面上の境界層剥離の抑制-変調周波数と渦の挙動の関係-”, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2014 .



(a)  $F^+=2$  ( $T_m=0.025$  s)



(b)  $F^+=6$  ( $T_m=0.008$  s)



(c)  $F^+=10$  ( $T_m=0.005$  s)

Fig.2 Visualization of flow field on the wing surface