

# DBD プラズマアクチュエータを用いた 低レイノルズ数領域における NACA0012 翼の空力特性の改善

築瀬祐太<sup>1)</sup>, 木田大穂<sup>1)</sup>, 大竹智久<sup>2)</sup>, 村松旦典<sup>2)</sup>, 本橋龍郎<sup>2)</sup>

1) 日本大学大学院, 2) 日本大学理工学部

## Enhancement of Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Airfoil with a DBD Plasma Actuator at Low Reynolds Numbers

by

Yuta YANASE, Oho KIDA, Tomohisa OHTAKE, Akinori MURAMATSU, Tatsuo MOTOHASHI

### ABSTRACT

The effects of a DBD plasma actuator applied to a NACA0012 airfoil were examined at a Reynolds number of 10,000 using three approaches, namely, aerodynamic force measurements using a wind tunnel balance, velocity profiles of the wake obtained using a hot-wire anemometer, and smoke-wire visualization around the airfoil. As a result, the magnitude of lift approximately doubled and the drag was reduced by about 30 percents. The lift curve changed from nonlinear to linear at the lower angles of attack below 6 degrees with actuator operation. These phenomena are occurred by suppression of flow separation near the leading edge. This separation was suppressed by a downwash induced by the actuator operation. Though there might be some limitation in the performance of the plasma actuator against the angle of attack, the plasma actuator enhanced the aerodynamic performance of the airfoil under our experimental conditions.

### 1. はじめに

近年, 流体制御装置の一つとして, DBD (Dielectric Barrier Discharge) プラズマアクチュエータの研究が盛んに行なわれている. DBDプラズマアクチュエータは, 電極を誘電体で挟んだ単純な構造をしており(図1), 軽量で可動部が無いといった利点が挙げられる. 電極間に高周波の高電圧を電極に印加することで, 誘電体近傍で誘電体バリア放電が生じ, 弱電離プラズマが生成される. これによって生成されるイオンと電子が, 電極の作る電場の影響を受けることで, 周りの中性粒子を巻き込み, 流れが一方方向に誘起される<sup>1)</sup>. 電氣的に駆動するため流れ場に対する応答性も良く, 翼への適用事例も報告されている<sup>2)</sup>. したがって, プラズマアクチュエータは, 現在の流体制御装置として航空機等に用いられているフラップやボルテックスジェネレータの代用装置としての利用も期待されている.

一方, 災害支援や大気観測等を目的としたMAV (Micro Air Vehicle) やUAV (Unmanned Air Vehicle) といった小型・無人航空機も注目されている. これらの航空機は, 一般的な航空機よりも低速で飛行するため, 翼弦長を基準とするレイノルズ数は $1.0 \times 10^4$ から $1.0 \times 10^5$ 程度である. このような低いレイノルズ数領域(低レイノルズ数領域)では, 低迎角での層流剥離や剥離泡の生成により, 翼の空力特性が迎角に対して非線形的に変化し, 最大揚力係数が低下するという報告<sup>3)</sup>がされている. 本研究ではプラズマアクチュエータを用いて低レイノルズ数領域での翼の空力特性を改善することを目的とし, 翼に働く空気力の測定, 翼後流の速度分布測定および翼まわりの流れの可視化を行った結果について報告する.

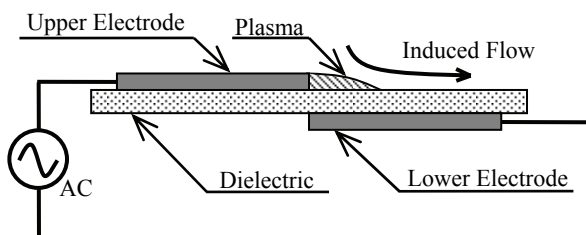


Fig.1 Schematic diagram of DBD plasma actuator.

### 2. 実験装置および方法

本研究の翼弦長を基準としたレイノルズ数は $1 \times 10^4$ で, 主流速度は3 m/sである. 迎角は0 deg.から15 deg.まで1 deg.ごとに変化させた. プラズマアクチュエータの駆動に使用する高周波高電圧電源はPSI社製PG1040Fを使用し, 全ての実験において電圧 $\pm 5$  kV, 周波数8 kHzの交流矩形波を連続的に印加している. この時のアクチュエータによる最大誘起速度は約1.4 m/sである.

#### 2.1 空気力の測定

風洞実験には, 吹き出し口寸法が0.3 m  $\times$  0.3 m, 縮流比13.4の回流型風洞を使用した. 測定部はアクリル製の固定壁である. アクチュエータを取付ける翼模型にはNACA0012翼型(翼弦長50 mm, 翼幅300 mm)を使用した. 翼に取付けるアクチュエータの電極には厚さ70  $\mu$ mの銅テープを, 誘電体には厚さ250  $\mu$ mのポリイミドテープを使用した. 図2にアクチュエータを取付けた翼型前縁部の拡大図を示す. アクチュエータの形状は, 上部電極長さを1 mm, 下部電極長さを10 mmとしている. この形状は著者らのこれまでの報告<sup>4), 5)</sup>より, アクチュエータによる誘起速度が最大となる形状である. アクチュエータの取付け位置は二宮らの報告<sup>6)</sup>を参考に, 翼の前縁から5 %翼弦位置に配置した. なお, 図2に示されるように, プラズマアクチュエータは翼表面に埋め込まれていないが, 翼に働く空気力の測定結果はアクチュエータの取付けの有無による差異はなく, その影響は小さいと考える. 空気力の測定には3分力検出器(日章電機社製, LMC-3501-20N)を使用した. 検出された法線方向成分 $N$ , 接線方向成分 $T$ は, 直流型歪増幅器(日章電機社製, DSA-100A-3ch)からA/D変換器(NI社製, PCIe-6251)を介してPCに記録される. 迎角の変更は, 検出器の下部に取り付けてあるステッピングモータ内蔵のターンテーブルによって行った(図3). サンプル周波数は1 kHz, 全サンプル数は20,000個である.

#### 2.2 翼後流の速度分布測定

翼後流の速度分布測定には定温度型熱線風速計を使用した. 翼後縁から下流側5 mmを原点とし, y方向に $\pm 40$  mmの範囲における速度分布を計測した. 熱線プローブは直径5  $\mu$ m, 長さ1 mmのタングステン線のI型プローブを使用した.

CTAユニット（ながれ研究集団製，CTA-004）の出力電圧は，遮断周波数1 kHzに設定したローパスフィルタ（NF回路設計ブロック社製，マルチファンクションフィルタ3611）およびA/D変換器（NI社製，PCIe-6251）を介してPCに記録される．サンプリング周波数は10 kHz，全サンプル数は50,000個である．

2.3 翼まわりの流れの可視化

翼まわりの流れの可視化にはスモークワイヤ法を用いた．ワイヤはニクロム線を二重によって使用し，翼の前縁から上流側30 mmの位置に，翼幅方向に対して垂直に配置した．ニクロム線に流動パラフィン塗布して通電させることで発煙する白煙をトレーサとしている．撮影の際はストロボを遅延させて発光させ，デジタルカメラで撮影を行った．

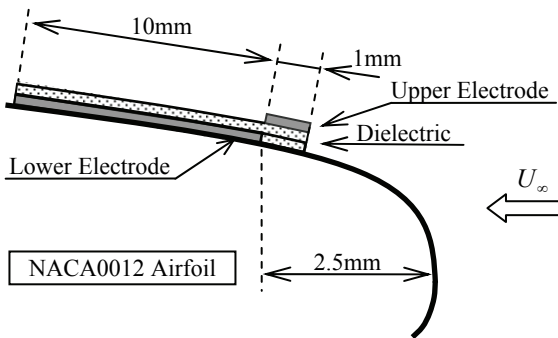
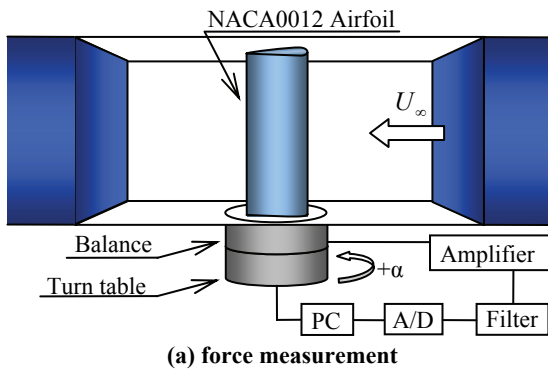
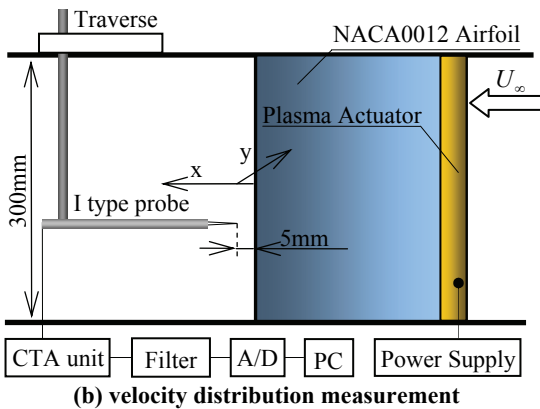


Fig. 2 Configuration of plasma actuator.



(a) force measurement



(b) velocity distribution measurement

Fig. 3 Block diagram of force (a) and velocity distribution (b) measurements.

3. 結果および考察

3.1 翼に働く空気力

アクチュエータ作動時と非作動時での空力特性を図4に示す．揚力係数は，アクチュエータの作動によって全ての迎角で増加した．低迎角( $\alpha = 0 \sim 5 \text{ deg.}$ )での揚力は，アクチュエータ非作動時では非線形的に増加するのに対し，アクチュエータ作動時では線形的に増加している．6 deg.以下の迎角については，アクチュエータ非作動時に迎角7 deg.で最大揚力係数( $C_{l \text{ max-off}} = 0.43$ )を取り，わずかな減少後に緩やかに増加していく．一方，アクチュエータ作動時では揚力が急激に増加し，迎角10 deg.で最大値( $C_{l \text{ max-on}} = 0.91$ )を取った後，緩やかに減少している．アクチュエータの作動により揚力は約2倍，最大揚力係数を取る迎角も3 deg.増加した．揚力が増加した要因は，アクチュエータによって層流剥離が抑制され，翼上面側の圧力の回復が生じていると考えられる．また抗力係数は，5 deg.以上の迎角でアクチュエータが効果的であることが確認された．抗力の低減率は， $\alpha = 6 \text{ deg.}$ のときに最大となり，約30%である．抗力が減少した要因は，剥離抑制による圧力抗力の減少が考えられる．これはアクチュエータが周囲の流体を一方に誘起させるため，層流剥離領域に対して速度を与え，運動量を増加させたことによるものと考えられる．揚抗比（図4(c)）も全ての迎角で増加していることから，定量的に空力特性が改善されたと判断できる．

3.2 翼後流の速度分布の変化

迎角5, 10, 15 deg.での翼後流の平均速度分布および速度変動分布を図5に示す．各々の迎角において，アクチュエータの作動によって翼上面側の境界層が薄くなり，乱れが減少していることが確認できる．特に迎角10 deg.では，アクチュエータ非作動時には剥離型の速度分布を示しているが，アクチュエータ作動時には剥離が大幅に抑制されていることが確認できる．したがって，翼上面側の流れ場は，後縁付近まで剥離が抑制されているため，圧力回復ならびに運動量の欠損を減少させていると考えられる．また，迎角5 deg.では乱れの減少が顕著に現れている．この現象は，アクチュエータの誘起する流れが，後縁付近における剥離せん断層の不安定現象を抑制することを意味する．迎角が増加するに従い，剥離せん断層による不安定現象は抑制されなくなり，剥離抑制効果も小さくなる．

3.3 翼まわりの流れ場

迎角5, 10, 15 deg.での翼まわりの可視化写真を図6と7に示す．アクチュエータを作動させることで最大揚力係数をとる迎角10deg.付近で最も前縁付近の剥離が抑制されていた．翼上面では主流とアクチュエータが誘起する流れによる Kelvin - Helmholtz 不安定から渦が生成され，層流剥離領域内で再付着する様子が確認される．この現象は，ボルテックスジェネレータに代表される乱流への遷移促進に類似すると考えられるが，流れ場の詳細な議論には至っていない．迎角5 deg.では，アクチュエータが誘起する流れが，翼上面側の剥離せん断層による不安定現象を downstream へ移動させ，周期的な渦の放出を抑制している．これは，図5(a)に示した乱れの減少を裏付けるものである．また，迎角15 deg.では，迎角10 deg.と比べてアクチュエータによる前縁付近の剥離抑制の効果は小さかった．以上のように，迎角に対してアクチュエータの剥離抑制効果は変化するが，迎角10 deg.以降も剥離せん断層を翼表面に近づけ，前縁で剥離した流れが再付着することで空力特性に影響を与える層流剥離領域そのものを抑制することには変わりない．したがって，高迎角においても空力特性が改善されたと考えられる．

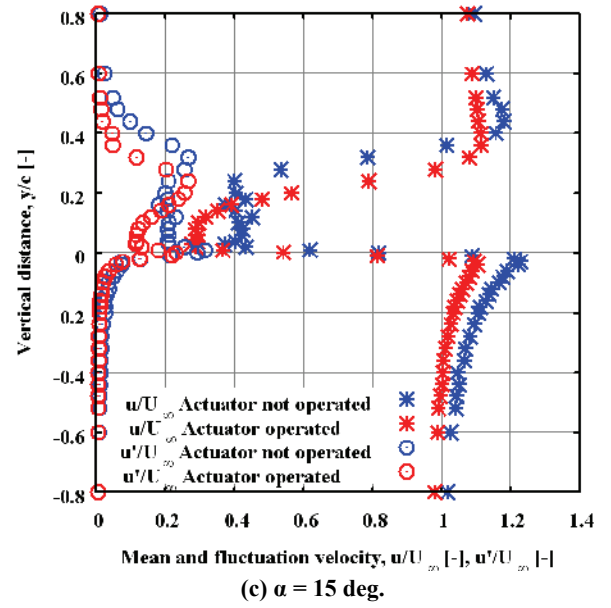
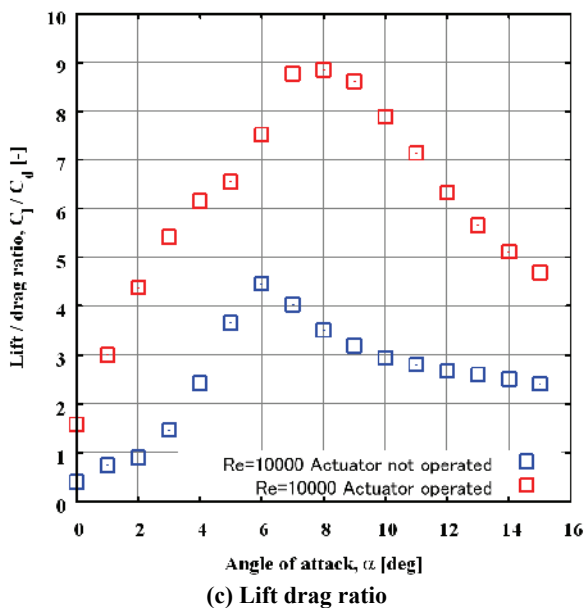
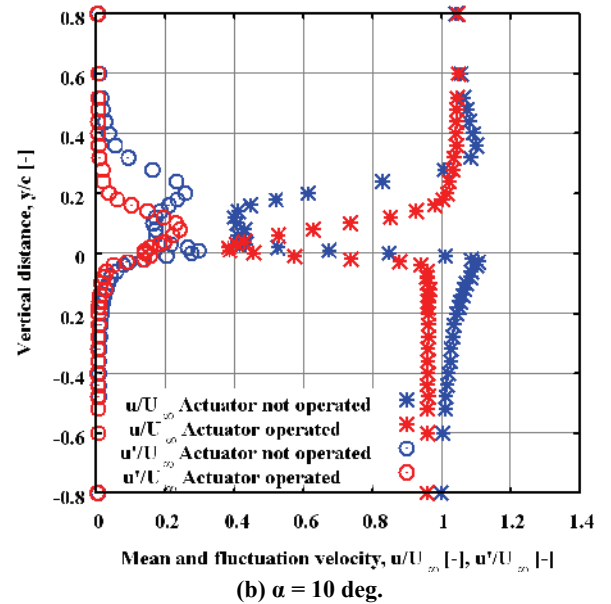
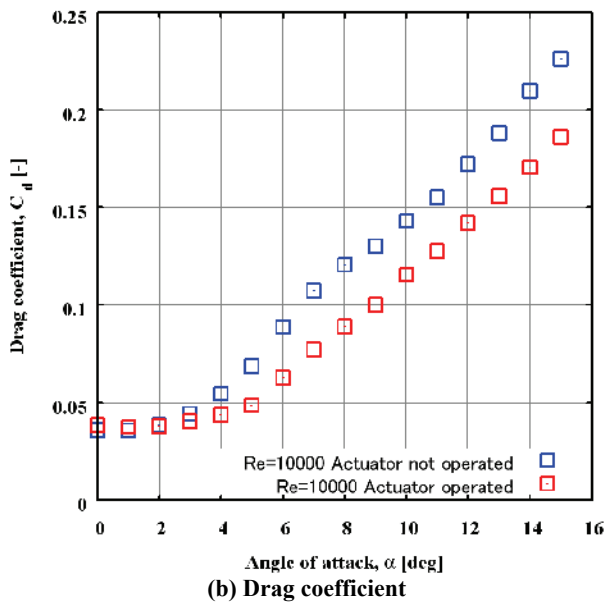
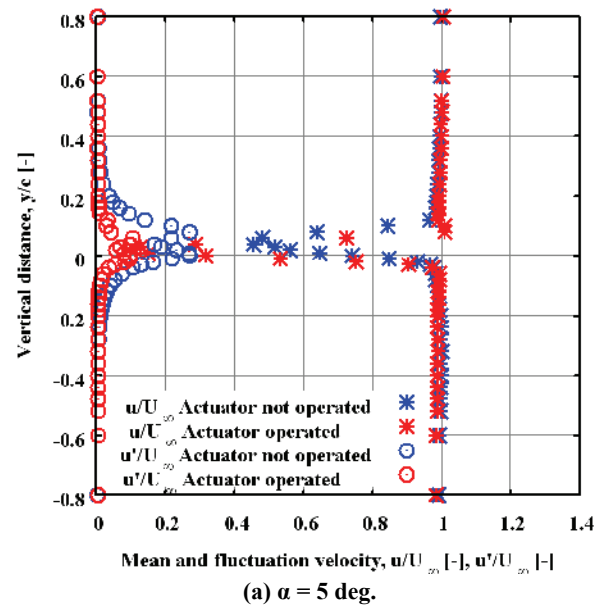
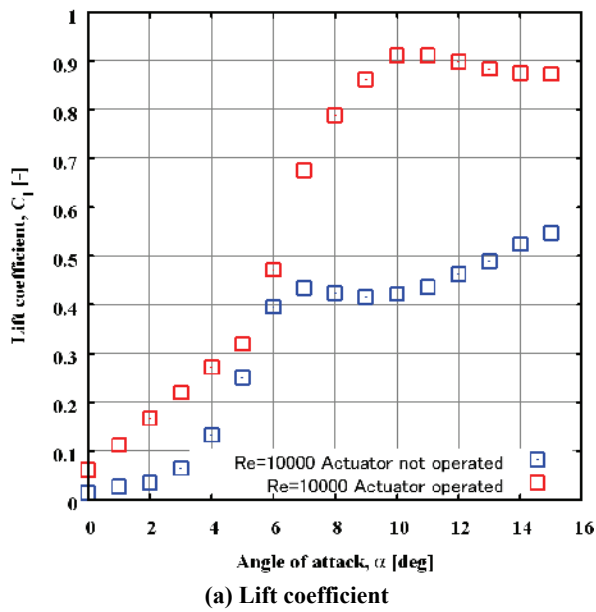
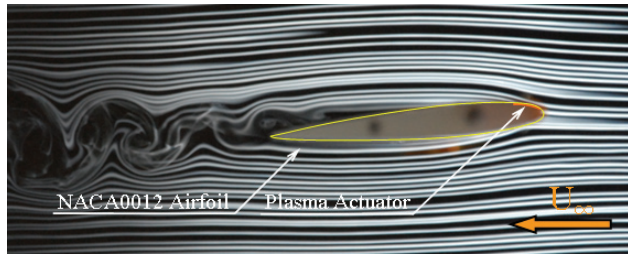
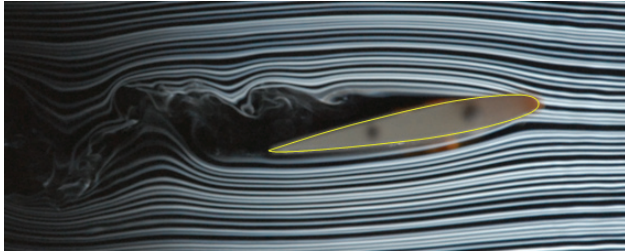
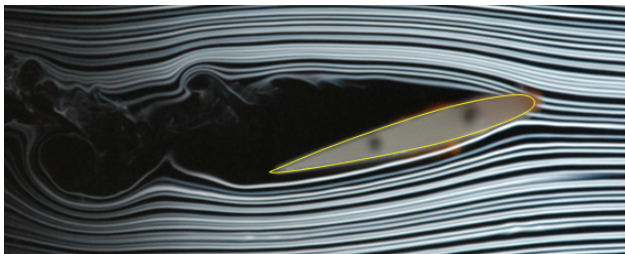
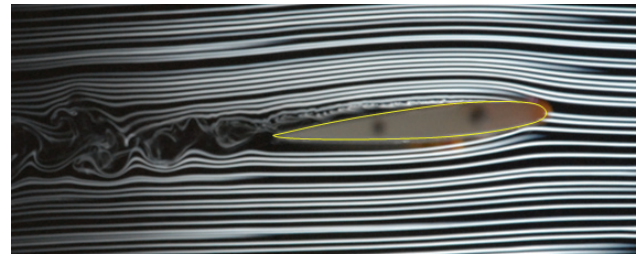
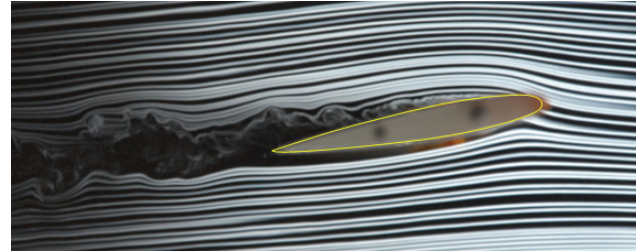
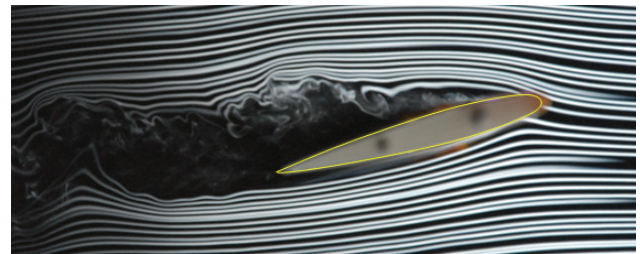


Fig. 4 Aerodynamic characteristics of a NACA0012 airfoil at  $Re = 10,000$ .

Fig. 5 Velocity distributions of the wake of a NACA0012 airfoil at  $Re = 10,000$ .



(a)  $\alpha = 5$  deg.(b)  $\alpha = 10$  deg.(c)  $\alpha = 15$  deg.Fig. 6 Flow visualization around a NACA0012 airfoil without the actuator operation at  $Re = 10,000$ .(a)  $\alpha = 5$  deg.(b)  $\alpha = 10$  deg.(c)  $\alpha = 15$  deg.Fig. 7 Flow visualization around a NACA0012 airfoil with the actuator operation at  $Re = 10,000$ .

#### 4. 結論

DBD プラズマアクチュエータが低レイノルズ数領域における翼の空力特性に与える影響を風洞実験より調べた。

(1) 3分力検出器により、翼に働く空気力を測定した結果、アクチュエータの作動が層流剥離領域を抑制することで、揚力は最大で約2倍に増加し、抗力は約3割低減した。また、迎角5deg.以下の低迎角領域における揚力係数の迎角に対する非線形的な増加は、アクチュエータの作動によって線形的な増加へと変化した。

(2) 翼後流の平均速度分布および速度変動分布を測定した結果、アクチュエータの作動によって翼上面側の境界層が薄くなり、乱れが減少していることが確認された。また、翼上面側の流れ場は、後縁付近まで剥離が抑制されているため、圧力回復ならびに運動量の欠損を減少させていると考えられる。

(3) 翼まわりの流れの可視化結果から、アクチュエータが誘起する流れによる前縁付近の剥離抑制、層流剥離領域内での再付着および剥離せん断層の不安定現象の移動が確認された。これらの現象が、空力特性の改善に寄与することも考えられる。

以上より、アクチュエータの作動による空力特性の変化が迎角に依存するものの、我々の実験条件下ではプラズマアクチュエータによって翼の空力特性が改善できることを確認した。

#### 参考文献

- 1) 佐宗章弘：“可動部のない流体制御装置：プラズマアクチュエータ”，日本機械学会誌，**110** (2007)，pp.58.
- 2) Y, Okita, T.N., Jukes, K-S, Choi and K, Nakamura：“Flow Reattachment over an Airfoil using Surface DBD Plasma Actuator”，AIAA paper 2008-4203.
- 3) 大竹智久，中江雄亮，本橋龍郎：“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，**55** (2007)，pp439-445.
- 4) 鈴木佑輔，眞鍋賢司，安原重紀，大竹智久，村松旦典，本橋龍郎：“プラズマアクチュエータの電極形状について”，第 46 回飛行機シンポジウム講演集(2008)，pp84-88.
- 5) 鈴木佑輔，築瀬祐太，木田大穂，大竹智久，村松旦典，本橋龍郎：“DBD プラズマアクチュエータを用いた翼の抵抗低減”，日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集(2009)，pp185-186.
- 6) 二宮由光，藤井孝蔵：“プラズマアクチュエータを用いた失速制御における周波数の影響”，第 45 回飛行機シンポジウム講演集(2007)，pp478-481.