

3C08 前縁に取りつけたプラズマアクチュエータが NACA0012翼周りの流れ場に及ぼす影響について

○山田貴史, 則本馳天（津山工業高等専門学校）

Effects of Plasma Actuator Attached to the Leading Edge on the Flow Field around NACA0012 Airfoil
YAMADA Takafumi, NORIMOTO Hayate(National Institute of Technology, Tsuyama College)

Key Words : Society Activities, ...

Abstract

Durability of plasma actuators currently used in research remains low. Thus, modifications were made to improve the durability. Then, wind tunnel experiments were conducted using the improved plasma actuators. The objective is to investigate how the plasma actuator affects the pressure on the airfoil. For durability, the three dielectric layers enabled the actuator to operate for a long period of time. But thrust was reduced. The wind tunnel experiments revealed that the plasma actuators had the effect of increasing the lift of the wing as the pressure on the upper surface was reduced during operation.

1. はじめに

近年、地球環境問題の深刻化に伴い、温室効果ガスの排出削減やエネルギー資源の有効活用が強く求められている。航空機分野においても、燃料消費量や二酸化炭素排出量の削減が喫緊の課題となっており、機体の軽量化や空力性能の向上が重要視されている。たとえば、ボーイング 787 型機などの最新鋭機では、従来のアルミニウム合金に代わって炭素繊維強化プラスチック (CFRP) が採用され、軽量化が図られている。

一方、現在の航空機には揚力を増加させるための高揚力装置（フラップ、スラットなど）や、それらを駆動する装置が搭載されており、これらが機体重量の増加要因となっている。このような背景の中で、次世代の空力制御技術として注目されているのが、誘電体バリア放電 (DBD : Dielectric Barrier Discharge) プラズマアクチュエータである。

DBD プラズマアクチュエータは、誘電体で隔てられた2つの電極に高周波高電圧を印加することで放電を発生させ、生成されたプラズマにより壁面に沿ったジェット流（プラズマ誘起流）を生じさせる流体制御デバイスである。（図1）可動部を持たないシンプルかつ

軽量な構造であるため、従来の機械式制御装置に比べて機体の軽量化に寄与でき、非稼働時の抗力増加も小さいことから、空力制御技術としての実用性が高い。

本研究では、NACA0012 翼型の前縁に DBD プラズマアクチュエータを装着し、迎角を変化させながら翼表面の圧力分布を測定するとともに、流れ場の可視化を行った。得られた結果をもとに、プラズマアクチュエータによる空力特性への影響を明らかにし、その有効性について検討を行う。

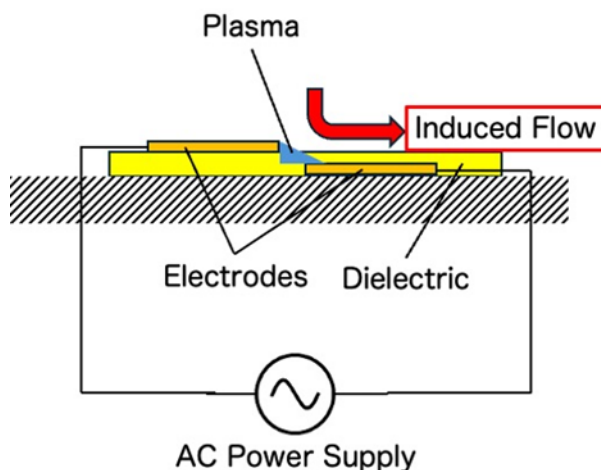


図1 プラズマアクチュエータの概略図

2. 実験装置および実験条件

2. 1. NACA0012翼面上の圧力計測実験

翼周りの圧力測定と流れの可視化の実験に使用した風洞を図2に示す。この風洞は英国TecQipment社製の吸引式風洞(AF-100)で、最大流速は36m/s である。テストセクションの大きさは、断面が 305 mm x 305 mm、長さ 600 mm である。実験に使用した NACA0012翼模型を図3に示す。コード長 $c = 150\text{ mm}$ で、上面と下面にそれぞれ 10 個の合計20個の圧力孔がある。圧力孔の位置を表1に示す。圧力孔の位置は、コード長 c ($c = 150\text{ mm}$)で無次元化した値 x/c である。図4は、この翼モデルの前縁にPAを設置した状態を示しており、PAを作動させると前縁から真上に気流が発生するように設置されている。翼面圧力の測定には、多管式傾斜マノメーターを使用した。



図2 吸込み式風洞（ TecQupment 社製AF-100）

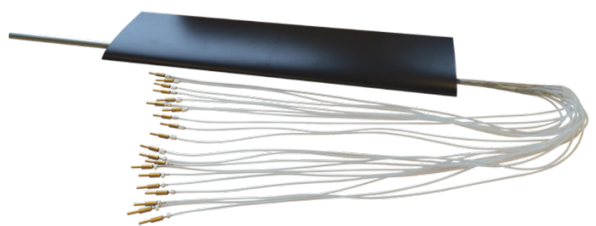


図3 NACA0012翼模型

表1 圧力孔の位置

No.	Upper	Lower
1	0. 00507	0. 0101
2	0. 0254	0. 508
3	0. 0762	0. 102
4	0. 127	0. 152
5	0. 253	0. 274
6	0. 413	0. 396
7	0. 538	0. 518
8	0. 676	0. 640

9	0. 813	0. 762
10	0. 914	0. 864



図4 PAの翼表面上の位置

2. 2. スモークワイヤー法による流れの可視化

翼模型周りの流れ場を可視化するために、スモークワイヤー法による流れ場の可視化を行った。風洞内のテストセクションに、直径0. 10mmのニクロム線を設置した(図5)。ニクロム線の上下端には、ワイヤーのたるみを防止し、一定の張力を保つためのスプリングを挿入した。流動パラフィン80%、ベンゼン20 %の混合液をニクロム線に塗布し、30Vの直流電圧を瞬間的に印加して霧状の煙を発生させ、カメラ（Canon EOS kiss X5）で撮影した。

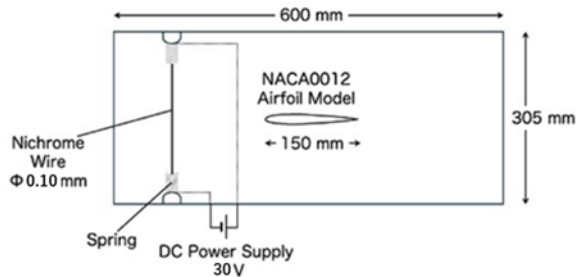


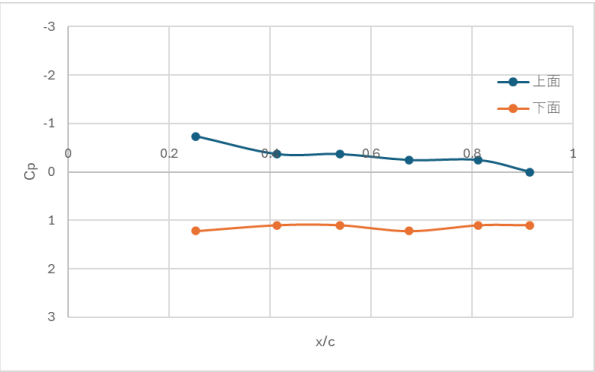
図5 スモークワイヤー法による流れ場の可視化

3. 実験結果および考察

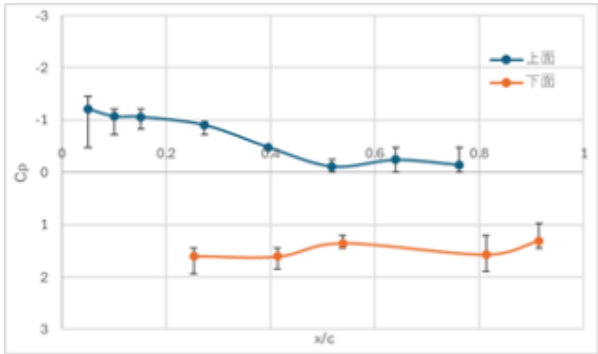
3. 1. NACA0012翼面上の圧力計測

迎角 $\alpha = 4\text{deg}$ 、 8deg 、 18deg において、PAを on/offにした場合の翼表面の圧力分布を図6～8に示す。このとき、PAは最大出力（11. 6kHz、7kV）で作動させた。グラフの値は5回の計測値の平均値であり、エラーバーは、これらの最大値と最小値を示す。

これらのグラフから、 $\alpha=8\text{deg}$ で上面の負圧が最大になることがわかる。その後、 $\alpha=18\text{deg}$ で負圧が減少し、 $\alpha=8\text{deg}$ から 18deg の間で失速が発生していることがわかる。

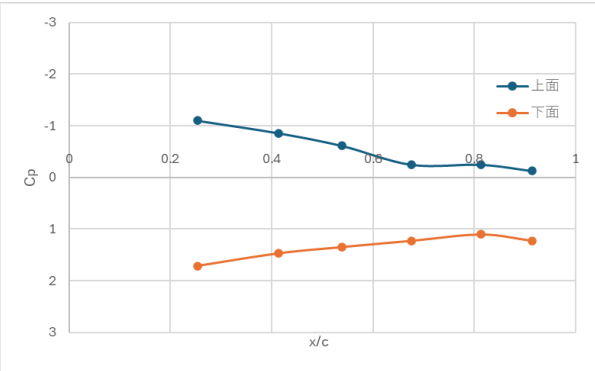


(a) PA off

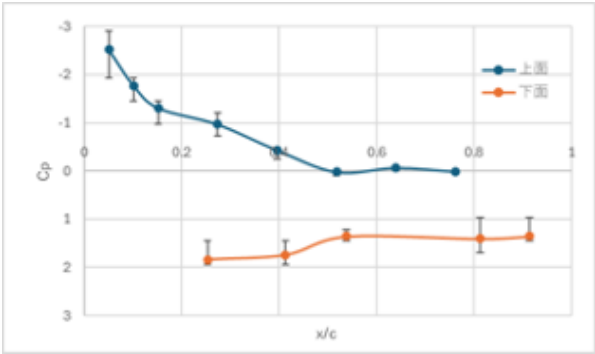


(b) PA on

図6 $\alpha = 4\text{deg}$ のときの圧力分布

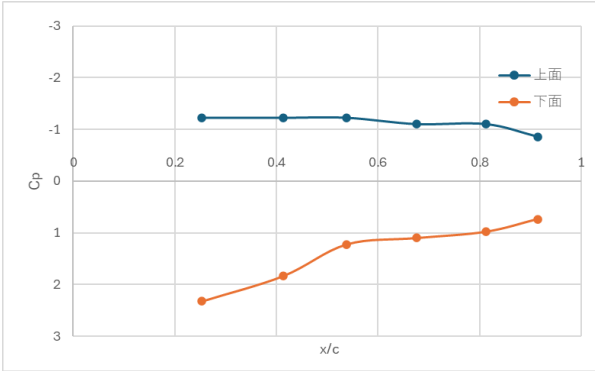


(a) PA off

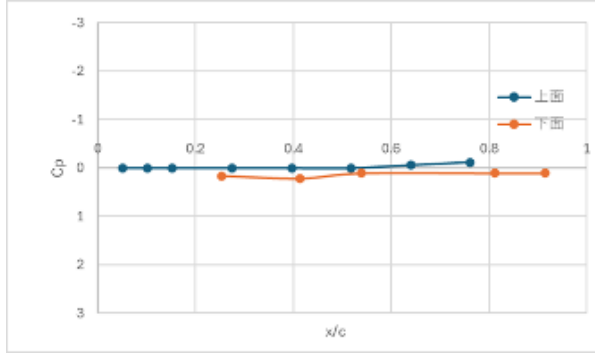


(b) PA on

図7 $\alpha = 8\text{deg}$ のときの圧力分布



(a) PA off



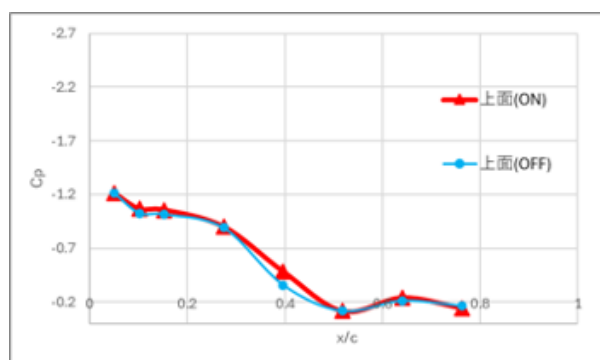
(b) PA on

図8 $\alpha = 18\text{deg}$ のときの圧力分布

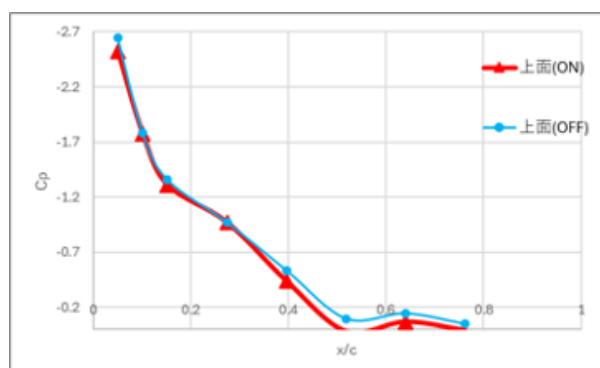
PA の on/off による影響が最も大きかったのは、 $\alpha=4\text{deg}$ と 8deg の翼上面であった。これらの角度の影響が顕著であった部分の拡大図を図9に示す。図9(a)より、PA を ON にしたときの方が OFF にしたときよりも翼上面の負圧が大きくなり、揚力が増加していると考えられる。これは、PA により発生した流れが翼上面の流れを加速し、翼上面の圧力が低下したのと考えられる。一方、図9(b)より、PA を ON にした場合は、OFF

にした場合に比べて負圧が減少し、揚力が減少していることがわかる。これは、PA により翼上面の流れが加速され、剥離に寄与したことが考えられる。

以上より、PA は迎角を大きくすることと同じ効果があると考えられる。したがって、 $\alpha = 4\text{deg}$ の場合、PA を ON にすると迎角が大きくなる効果がはたらい、揚力が増加したと考えられる。逆に、 $\alpha = 8\text{deg}$ の場合、PA を ON にすると $\alpha = 4\text{deg}$ の場合と同様に、迎角を大きくする効果がはたらき、流れが剥離して、失速の原因となったと考えられる。



(a) $\alpha = 4^\circ$



(b) $\alpha = 8^\circ$

図9 PA の on/off による翼上面の圧力分布の変化

図8において、迎角 $\alpha = 18\text{deg}$ での圧力分布は、PA を ON にすると主翼上下面ともに圧力分布が大きく変化していることがわかる。この変化の原因を明らかにするため、スモークワイヤー法による可視化を行った。

3. 2. スモークワイヤー法による流れの可視化

図10～12は、スモークワイヤー法による可視化の結果である。



(a) PA off



(b) PA on

図10 $\alpha = 4\text{deg}$ のときの翼上面における流れ場の可視化

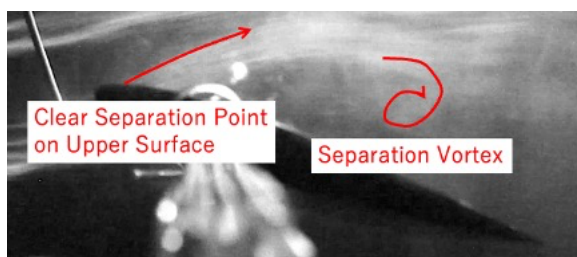


(a) PA off

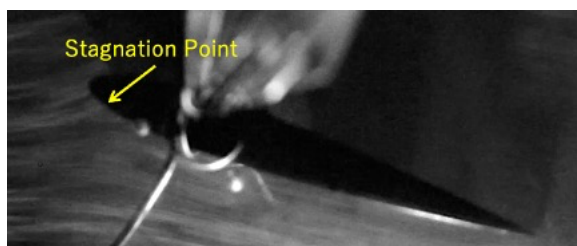


(b) PA on

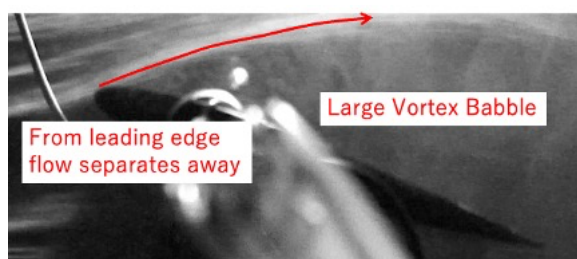
図11 $\alpha = 8\text{deg}$ のときの翼上面における流れ場の可視化



(a) PA off ・ 上面



(b) PA off ・ 下面



(c) PA on ・ 上面



(d) PA on ・ 下面

図 12 $\alpha = 18\text{deg}$ のときの翼周りの
流れ場の可視化

$\alpha = 4\text{deg}$ の場合、PA の Off/On による流れ場の大きな変化は見られなかった。これは、圧力分布で述べたように、PA オンによってのみ流れが加速され、これを可視化することができないためである。

$\alpha = 8\text{deg}$ において、PA を Off にすると、流れは翼の上面に沿って観察された。その後、PA を On に設定すると、流れは翼上面から翼中央部の後方に分離した。この分離は、翼上面の負圧が減少した結果と考えられ

る。

PA が Off の $\alpha = 18\text{deg}$ では、翼上面の前縁よりやや後方に明確な剥離点が存在し、そこから流れが剥離して剥離渦が発生した。主翼下面では、明確な淀み点が観察され、流れは淀み点で主翼に接触し、そこから主翼下面に沿って流れた。

PA を ON にすると、翼上面では、PA により前縁に誘起された流れにより、流れが前縁から大きく剥離し、翼上面が大きく剥離した気泡で覆われているのが確認された。その結果、翼上面はほとんど流れのない死水域となり、 C_p はほぼ 0 で一定であったと考えられる。翼下面では、Off 時に見られたような明確な淀み点は見られず、淀み点は振動していたと考えられる。また、淀み点での翼へのタッチによる流れ方向の変化は見られず、翼へのタッチの直前で翼に沿って流れ方向が変化していた。このため、翼の下面では圧力上昇が見られなかった。

概要・Abstract は、和文・英文を併記することとする。記載する順番は、和文題目、和文著者名、英文題目、英文著者名の後に英文概要 (Abstract) を記す。

4. まとめ

NACA0012 翼の前縁にプラズマアクチュエータを取り付け、翼表面の圧力分布を測定し、翼周囲の流れ場の可視化を行った。以下の結果が得られた。

- プラズマアクチュエータは、 $\alpha = 18\text{deg}$ のような大きな迎角でも翼の周りの流れ場に大きな影響を与える。
- 翼の上面では、プラズマアクチュエータの作動によって大きな分離気泡が発生し、死水領域が形成される。
- 翼の下面では、プラズマアクチュエータを作動させると淀み点が振動し、流れが翼に接触する前に流れが翼に沿うようになり、下面の圧力は上昇しなかった。

参考文献

- (1) Porter, C. O., J. W. Baughn, T. E. McLaughlin,

- C. L. Enloe, and G. I. Font (2012). Plasma Actuator Force Measurements. *AIAA Journal*, 45(7), 1562-1570.
- (2) Wang, Longjun, Chi Wai Wong, Zongyan Lu, Zhi Wu, and Yu Zhou (2017). Novel sawtooth dielectric barrier discharge plasma actuator for flow separation control. *AIAA Journal*, 55(4), 1405-1416.
- (3) Shen, Lu, Chih Yung Wen, and Hsin An Chen (2016). Asymmetric flow control on a delta wing with dielectric barrier discharge actuators. *AIAA Journal*, 54(2), 652-658.
- (4) Redchytz, Dmytro, Alejandro Ballesteros-Coll, Unai Fernandez-Gamiz, et al. (2024). Flow Structure Control Using Plasma Actuators. *AIAA Journal*, 62(7), 2548-2561. Stillman, J.P., "On Heuristics for Finding Loop Cutsets in Multiply Connected Belief Networks", Technical Report, General Electric Research and Development Centre, September, 1989.
- (5) Fukagata, Koji, and Shunsuke Yamada (2010). Plasma Actuators: Fundamentals and Research Trends. *Nagare*, 29, 243-250.