

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 -

丸山央貴¹⁾, 大竹智久²⁾, 村松旦典²⁾

1) 日本大学大学院, 2) 日本大学理工学部

Suppression of a boundary layer separation over an airfoil surface using a pulsed DBD plasma actuator at Re = 30,000 -Relationship between modulation frequency and behavior of vortexes flow-

by

Hiroki Maruyama, Tomohisa Ohtake and Akinori Muramatsu (Nihon University)

ABSTRACT

In low Reynolds numbers region's flow, a laminar separation region and separation bubble are observed on an airfoil surface, these separation flow contribute to deterioration aerodynamics of the airfoil. We intended to improve the aerodynamics of a NACA0012 airfoil using a pulsed DBD plasma actuator as a flow control device for suppressing the separated flow. We visualized the flow field around the NACA0012 airfoil and measured aerodynamic forces of the airfoil to examine an effect of induced flow by the plasma actuator at 30,000 of Reynolds number. The actuator was only driven in a pulsed modulation wave mode which both of the duty ratio DR and non-dimensional modulation frequency F^+ . As the results, we confirmed that a maximum lift coefficient and a stall angle were changed by flow field existing vortices on the airfoil surface which depend on F^+ changing.

1. はじめに

近年、UAV や MAV と呼ばれる小型無人航空機の開発・研究が著しく進歩している。小型無人航空機は翼弦長を基準とした Re 数が主に $10^4 \sim 10^5$ の範囲で運用される。このような低い Re 数領域で飛行する航空機は、高い Re 数領域 ($10^6 \sim 10^7$) で運用される航空機と比べて、翼周りの流れ場が複雑に変化することが分かっている¹⁾。その要因として、翼面上で現れる層流剥離や、剥離泡の形成が挙げられる。翼型周りの流れは翼の空力特性と深く関係しているため、低い Re 数で観察される翼周りの流れ場の変化により、揚力傾斜が非線形な変化を示し、空力特性も変化する²⁾。低い Re 数領域での翼の空力特性を改善させる方法として、翼面上の流れ場において、剥離剪断層に対して流体制御デバイスを用いて剥離を抑制する方法が考えられている。翼面上の剥離流れを抑制する流体制御方法の一つとして DBD プラズマアクチュエータ(以下 PA とする)を適用する手法がある³⁾。

築瀬らは、NACA0012 翼型の前縁から 5% 翼弦位置に PA を設置し空力特性の測定を行った⁴⁾。その結果、PA によって誘起された流れによる翼面上の流れ場の剥離の抑制効果がみられ、 $Re = 10,000$ における NACA0012 翼型の空力特性の改善効果が得られた。さらに、Greenblatt らは、平板翼と Eppler E388 翼型を用いた実験から、PA に電圧を間欠的に印加することで連続的に印加する方法よりも、より剥離の抑制効果があり空力特性が改善することを報告している⁵⁾。また、佐藤らは、NACA0015 翼型における剥離抑制の効果と変調周波数の効果の関係性を数値計算によって検証している⁶⁾。しかしながら電圧の間欠作動の際に用いられる無次元変調周波数において、greenblatt らによる実験結果では $F^+ = 1$ が最も空力特性が改善され、一方、佐藤らの数値計算によると $F^+ = 6$ 良いと示されているなど、十分な結論を得られていない。そこで空力特性と変調周波数との関係を明確にしていく必要があると考えられる。

本研究では、間欠的に PA に電圧を印加する条件を変調周波数と DUTY 比を用いて変化させた。剥離の抑制効果に与える変調周波数の影響を調査するため、NACA0012 翼型

の翼型周りの流れ場の可視化および空気力の測定を行った。その結果から、PA による翼の境界層の剥離の抑制効果について調査した。

2. 実験装置・方法

本実験で使用した風洞は回流型低速風洞であり、吹き出し口が 300 mm × 300 mm、縮流比 13.4 である。測定部はアクリル製の固定壁であり、測定部の長さは 800 mm、主流中の残留乱れは主流速度 $U_\infty = 5$ m/s において 0.1% 以下である。翼弦長を基準とした Re 数は $Re = 30,000$ に設定した。測定部に NACA0012 翼型(翼弦長 150 mm 翼幅 300 mm)を設置し、翼面上に翼弦長に対して前縁から 5% となる位置に PA を取り付け付けた。

PA は、2 枚の電極で誘電体を挟んだ構造で、上部電極は大気中に露出しており幅は約 1 mm、下部電極の幅は約 10 mm で PA 全体の厚さは約 0.5 mm 程度である。両電極に高電圧・高周波数の交流電圧を印加することで作動する。PA の装置概要図を fig. 1 に示す。本実験では、PA に 5 kV、8 kHz の矩形交流電圧を印加した。この時の誘起速度は約 1.5 m/s である。また、PA に印加する電圧の条件は連続モードと DUTY 比 DR と無次元変調周波数 F^+ を変化させた変調モードの 2 種類の方法で行った。DUTY 比は、低い場合においても十分な剥離抑制効果があることが明らかになっているため DR = 20% のみで行った⁵⁾。無次元変調周波数 F^+ は $F^+ = 2 \sim 10$ の条件で実験を行った。 F^+ は以下の関係式で表される。

$$F^+ = X_{te} f_m / U_\infty \quad (1)$$

X_{te} は PA の上部電極から翼型後縁までの距離を示す。

2-1. 翼周りの流れ場の可視化

実験装置概略図を Fig. 2 に示す。流れ場の可視化にはスモークワイヤー法を用い、ハイスピードカメラ (FASTCAM SA-X2, (株)Photron 製) により迎角、 $\alpha = 1 \sim 15$ deg. における翼面近傍の流れをそれぞれ可視化した。ハイスピードカ

メラのフレームレートは 5,000 fps とした。煙を発生させるワイヤーには直径 0.8 mm のニクロム線を 2 本よったものを使用した。トレーサには流動パラフィンを用いた。

2-2. 空気力の測定

実験装置概略図を Fig. 3 に示す。空気力の測定は 3 分力検出器 (LMC-3501-20N, 日章電機(株)製) を使用し、迎角は、 $\alpha = 0 \sim 25 \text{ deg.}$ まで 0.5 deg. 刻みで変化させた。3 分力検出器からの出力は、A/D 変換器を介して PC に記録した。サンプリング周波数は 500 Hz, サンプル数は 15,000 とした。

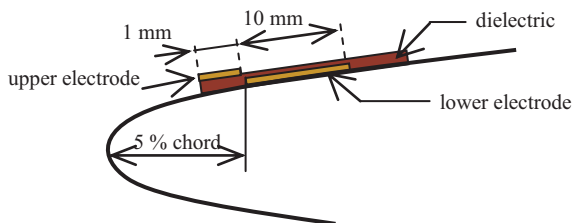


Fig. 1 Configuration of plasma actuator

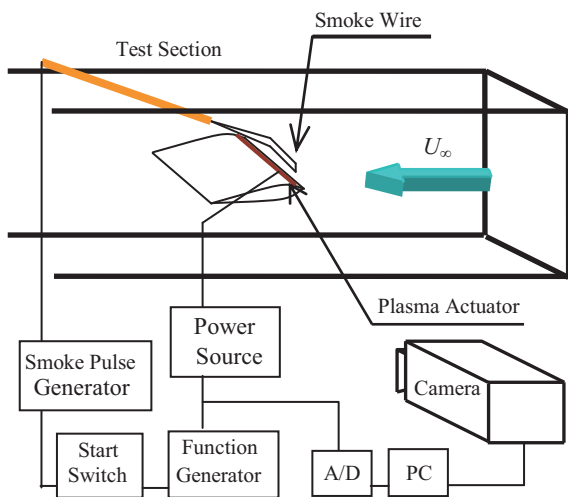


Fig. 2 Block diagram of flow visualization system

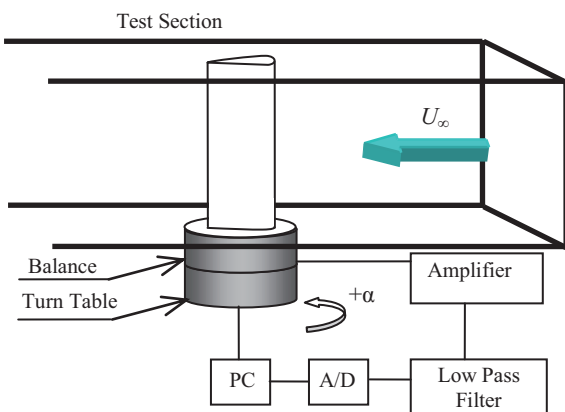


Fig. 3 Block diagram of force measurement system

3. 実験結果および考察

3-1. 翼周りの流れ場の可視化

Fig. 4 から 6 に代表例として PA 作動時の迎角 $\alpha = 1, 5, 15 \text{ deg.}$ の場合の可視化結果を示す。 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ の場合、PA 非作動時の翼面上の流れ場は、翼後縁付近において層流剥離する (Fig. 4 - (a))。層流剥離は、迎角 $\alpha = 5 \text{ deg.}$ 程度まで起こることが過去の研究結果から明らかになっている⁷⁾。PA を変調モードで作動させた時の翼周りの流れ

場は、上部電極付近で PA 作動による誘起流れが翼面上の剥離剪断層に変調周波数に同調した周期的な乱れを与える。周期的な乱れは後縁へ移流するにしたがい翼面を沿う反時計回りの渦に発達し、層流剥離は抑制されていることが Fig. 4 - (b) ~ (d) から確認できる。また、翼面上の渦は変調周波数 f_m に同調し、前縁から 40 % 付近で形成されている。 F^+ を増加させると、渦列の間隔は狭まり構造は小さくなるが、より明確な渦が確認された。

$\alpha = 5 \text{ deg.}$ の場合、PA 非作動時の翼面上の流れ場は、前縁から剥離した流れが、翼面上で再付着し剥離泡が形成されていることが確認できる (Fig. 5 - (a))。変調モードの場合、前縁から 25 % 位置から下流において、周期的な強いかく乱により乱された翼面上を沿う流れ場が確認でき剥離泡は縮小している。この時、 $\alpha = 1 \text{ deg.}$ の場合と同様に PA 電極付近の剥離剪断層に対して、PA 作動による誘起流れが乱れを与えたため、剥離剪断層に不安定性が生じ、より前縁付近で層流が乱れた流れに遷移したため再付着点が前縁方向へ移動したと考えられる。 F^+ の違いによる流れ場の変化については、翼面上の周期的に乱された流れは f_m に同調した反時計回りの渦を伴っている。 F^+ を増加させると、1 deg. 付近の時の流れ場に対する影響と同様に、渦構造が徐々に小さくなることを確認された。

$\alpha = 15 \text{ deg.}$ の場合、PA 非作動時の流れ場は前縁付近で大規模な剥離が確認できる (Fig. 6 - (a))。翼周りの流れ場が大規模剥離している場合、翼の空力特性は失速状態となり悪化する。よって、前縁付近の大規模剥離を抑制することができれば、空力特性の改善につながると考えられる。PA を作動させた場合、どの作動条件においても PA 非作動時と比較して剥離が抑制されていることが分かる。また、 $F^+ = 2$ の場合、剥離が抑制された流れは、 f_m に同調した渦による影響から乱れた流れとなり翼面に再付着している。再付着した流れは前縁から 75 % 付近で再び剥離していることが確認できる。一方、 $F^+ = 6, 10$ の場合、誘起した流れによる渦を伴った乱れた流れが前縁付近で確認できるが、翼面上に再付着した流れは前縁から 50 % 付近で剥離していることが確認できる。以上の結果から、 F^+ に応じた渦構造が、境界層内に境界層外部の流れを巻き込み翼面付近の境界層内部に運動量を与えることで剥離が抑制されていると推測される。

3-2. 空気力の測定

Fig. 7 に PA を連続モードと変調モードのそれぞれの揚力係数と迎角の関係を示す。PA を作動させた場合、非作動時の場合と比較すると、 $\alpha = 0 \text{ deg.}$ 付近の迎角において、揚力傾斜の非線形性が改善していることが分かる。非線形性が改善した要因として、翼後縁付近の層流剥離が抑制され、後縁付近の剥離領域が縮小したためと考えられる。しかし、 $F^+ = 10$ の場合は、揚力係数は増加しているものの非線形性が確認できる。非線形な揚力傾斜が再び現れた要因は、翼面上に形成される渦の構造が小さくなり、剥離剪断層に十分なかく乱を与えることができず、剥離した流れが翼に再付着しないため、 F^+ が低い場合に比べて剥離領域が大きいために要因の一つとして考えられる。

$\alpha = 5 \text{ deg.}$ 以降では PA 非作動時の場合、失速を起し揚力係数が減少するまで線形性を保ち揚力は増加する。PA を作動させた場合、揚力係数は全ての迎角において、約 15 % 増加していることが分かる。このとき、翼面上の剥離泡領域が減少したことが揚力増加の要因となっていると考えられる。 F^+ の違いによる揚力傾斜・揚力係数の変化が少ないことについて、剥離泡が形成される迎角の領域では、翼面上の流れ場に対する F^+ の違いの依存性が少ないと考えられる。

PA 非作動時における失速角 $\alpha = 8 \text{ deg}$.以降の高迎角領域の場合, PA を作動させた時, fig. 7, 8 より, $F^+ = 2$ で最大揚力係数と失速角は最大となることが分かる. さらに, F^+ の増加とともに揚力係数と失速迎角は徐々に減少している.

この結果から, F^+ に依存した渦間隔と渦構造が境界層剥離の抑制に与える影響を変化させることが分かる. 仮に, $F^+ = \infty$ とした場合, 渦間隔と渦の大きさは縮小し, 連続モードと同様の流れ場と空力特性になると推測される.

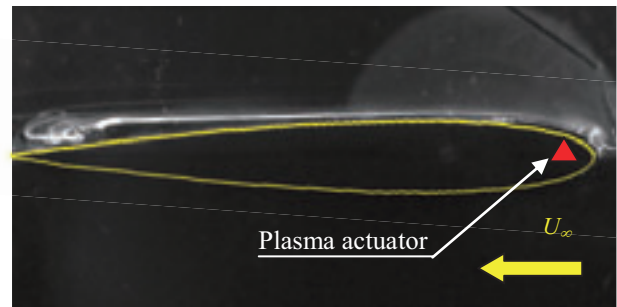
4. まとめ

$Re = 30,000$ において DBD プラズマアクチュエータを無次元変周波数 $F^+ = 2 \sim 10$ の条件で作動させた. 変調周波数が翼周りの流れ場や境界層剥離の抑制効果に与える影響を調査するため, NACA0012 翼型の空気力の測定と翼周りの流れ場の可視化を行った. そして以下の結果が得られた.

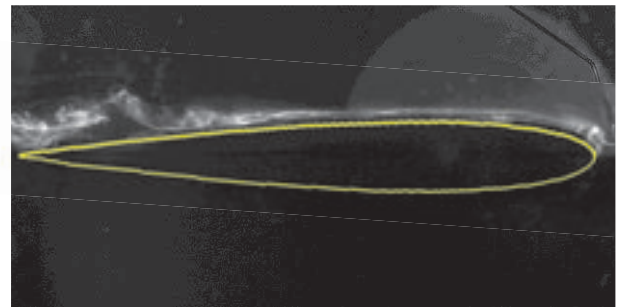
変調モードの場合, 変調周波数に同調した誘起流れが翼面上の剥離剪断層に周期的な乱れを与え, 反時計回りの渦が生じる. PA を変調モードで作動させると揚力係数は低迎角領域での非線形性が改善し, 最大揚力係数と失速角はともに増加する. 剥離流れに対する効果への F^+ の依存性は, 渦間隔, 渦構造に変化を与え, 特に高迎角領域での空力特性に大きな違いが生じる.

参考文献

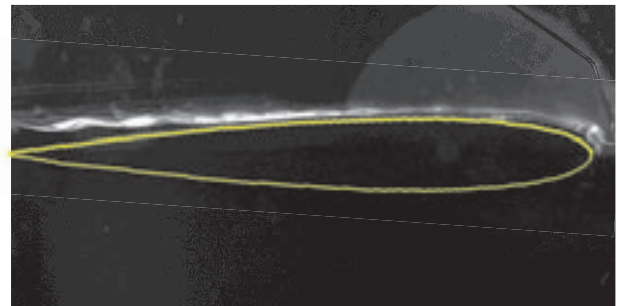
- 李家賢一: “翼型上に生ずる層流剥離泡”, ながれ, 22, pp.15-22, 2003
- 大竹智久, 他: “低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, 55, pp. 439-445, 2007
- Corke et al., Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators. AIAA JOURNAL, Vol. 42, No. 11, pp. 2177-2184, 2004
- 築瀬祐太, 他: “DBD プラズマアクチュエータを用いた低レイノルズ数領域における翼の空力特性の改善”, 第 42 回流体力学講演会, pp. 644-647, 2010
- Greenblatt et al., Dielectric Barrier Discharge Flow Control at Very Low Flight Reynolds Numbers. AIAA JOURNAL, Vol. 46, No. 6, pp 1528-1541, 2008
- 佐藤允, 他: “DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御の大規模パラメトリックスタディ”, ながれ, 32, pp145-148, 2013
- 山口裕太, 他: “低レイノルズ領域における NACA0012 翼面上の圧力分布”, 第 46 回流体力学講演会講演集, JSASS-2013-2111-F/A



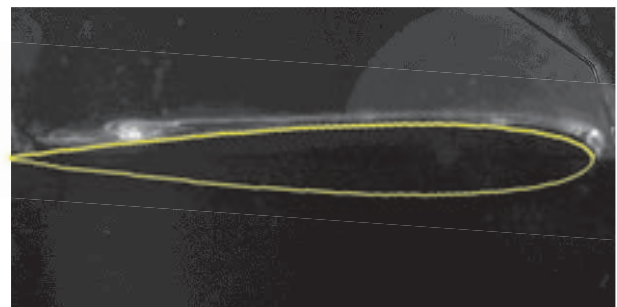
(a) Actuator not operated



(b) $F^+ = 2$

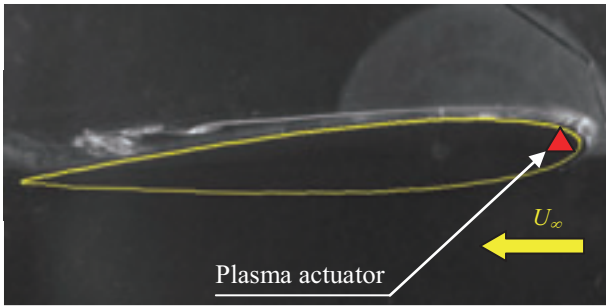


(c) $F^+ = 6$

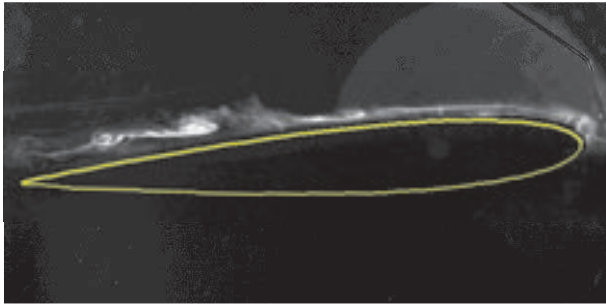


(d) $F^+ = 10$

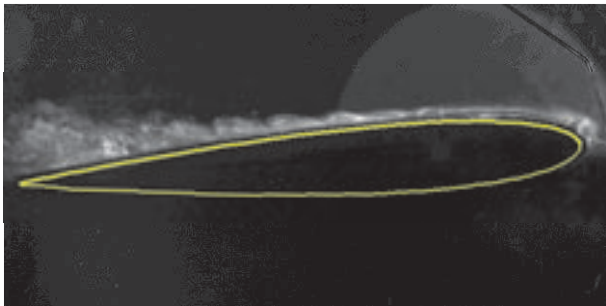
Fig. 4 Streak line with pulse modulation
($\alpha = 1 \text{ deg.}$, $Re = 30,000$)



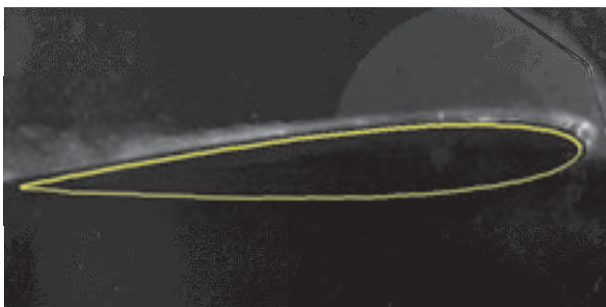
(a) Actuator not operated



(b) $F^+ = 2$

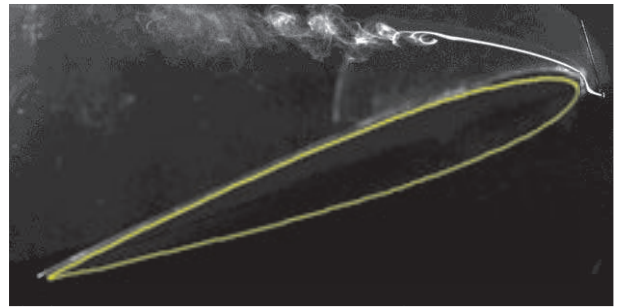


(c) $F^+ = 6$

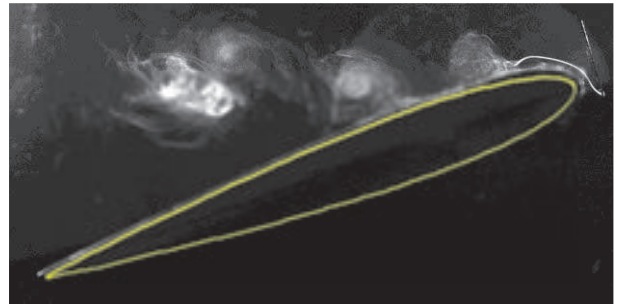


(d) $F^+ = 10$

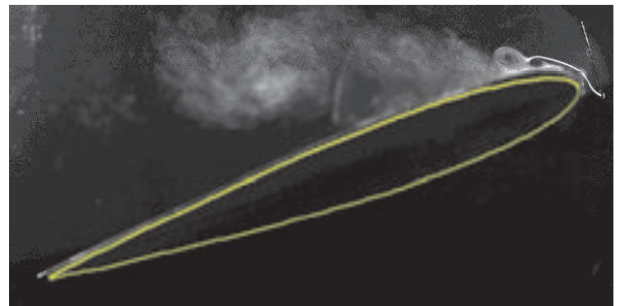
Fig. 5 Streak line with pulse modulation
($\alpha = 5$ deg., $Re = 30,000$)



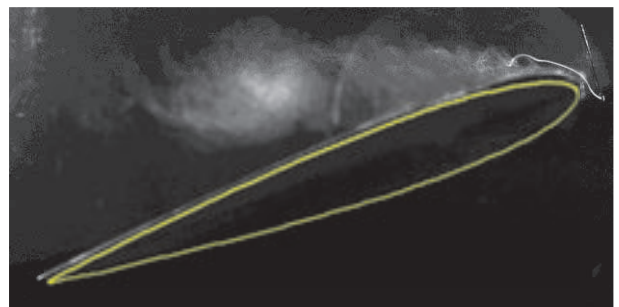
(a) Actuator not operated



(b) $F^+ = 2$



(c) $F^+ = 6$



(d) $F^+ = 10$

Fig. 6 Streak line with pulse modulation
($\alpha = 15$ deg., $Re = 30,000$)

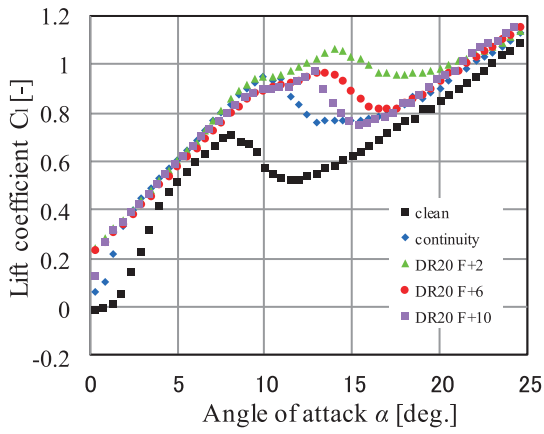


Fig. 7 Lift coefficient ($Re = 30,000$)

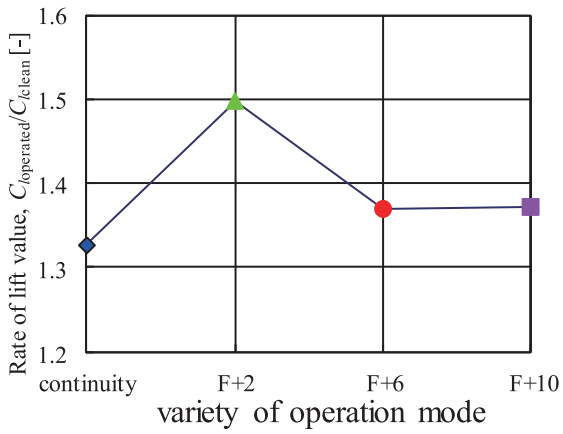


Fig. 8 Increase in maximum lift value for various operation modes ($Re = 30,000$)

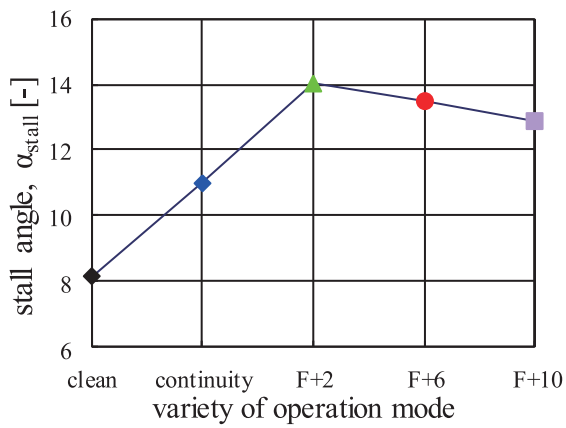


Fig. 9 stall angle for various operation modes ($Re = 30,000$)