

ピッチング翼周りの動的失速流れ制御における

DBD プラズマアクチュエータ設置位置の影響

Effects of DBD plasma actuator installation position on active flow control with dynamic stall over a pitching airfoil

- 福本 浩章, 東大院, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, fukumoto@flab.isas.jaxa.jp
- 浅野 兼人, 東大院, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, asano@flab.isas.jaxa.jp
- 青野 光, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, aono@flab.isas.jaxa.jp
- 渡辺 毅, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, watanabe@flab.isas.jaxa.jp
- 田中 元史, (株)東芝, 東京都府中市東芝町 1, motofumi.tanaka@toshiba.co.jp
- 松田 寿, (株)東芝, 東京都府中市東芝町 1, hisashi3.matsuda@toshiba.co.jp
- 大迫 俊樹, (株)東芝, 東京都府中市東芝町 1, toshiki.osako@toshiba.co.jp
- 野々村 拓, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, nonomura@flab.isas.jaxa.jp
- 大山 聖, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, oyama@flab.isas.jaxa.jp
- 藤井 孝藏, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, fujii@flab.isas.jaxa.jp
- Hiroaki FUKUMOTO, University of Tokyo, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Kento ASANO, University of Tokyo, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Hikaru AONO, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Takeshi WATANABE, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Motofumi TANAKA, TOSHIBA CORPORATION, 1 Toshiba-cho, Fuchu-Shi, Tokyo
- Hisashi MATSUDA, TOSHIBA CORPORATION, 1 Toshiba-cho, Fuchu-Shi, Tokyo
- Toshiki OSAKO, TOSHIBA CORPORATION, 1 Toshiba-cho, Fuchu-Shi, Tokyo
- Taku NONOMURA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Akira OYAMA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa
- Kozo FUJII, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa

The flowfield around a pitching NACA633618 airfoil at Re of 8.4×10^4 is simulated by large-eddy simulations. The detailed dynamic stall process and the interplay between the aerodynamic characteristics and fluid dynamics are investigated and discussed. Then a DBD plasma actuator is installed at various chordwise locations in order to control the dynamic stall. Results show no significant improvement in aerodynamic performances for all the cases considered in this study. This is because the dynamic flowfield has many transient flow phenomena such as a laminar separation bubble, a dynamic stall vortex, and trailing edge vortices and so a single actuator with a single control-target can disrupt the out-of-target flow phenomenon. The investigation of the dynamic flowfield and the results of the active control give us some suggestions on better installation position.

1. 緒言

流体機器において生じる剥離流を抑制することは流体機器の性能向上や振動抑制につながるため、多くの剥離制御技術が提案、検討されている。特に近年ではDBD プラズマアクチュエータと呼ばれるマイクロデバイスがその構造の単純さ、応答性の高さなど多くの利点を有することから注目を集めており、数多くの基礎研究や実用化に向けた実験が行われている⁽¹⁾。特に低レイノルズ数流れにおける基礎研究は非常に多く、DBD プラズマアクチュエータによる層流剥離制御の有用性はほぼ実証されている⁽²⁻³⁾。我々の研究グループでも、低レイノルズ数から高レイノルズ数 ($Re = 63,000 \sim 1,600,000$)まで幅広い範囲でDBD プラズマアクチュエータを用いた静止翼周り層流剥離制御の Large-Eddy Simulation (LES)を行い、剥離制御メカニズムや効果的なDBD プラズマアクチュエータ設置位置や駆動条件などの設計パラメータに関する知見を得ている⁽⁴⁻⁸⁾。また実用研究に関しては近年では様々な大きさの風車にDBD プラズマアクチュエータを取り付けた実験や試験が行われており、DBD プラズマアクチュエータにより軸トルクや発電量の増加が報告されている⁽⁹⁻¹²⁾。

上記の風車など、流体機器の多くは翼に対する流れの方向や速

度が変動する動的な流れ場において動作する。動的な流れ場での翼の性能は剥離流や失速流れに特徴付けられており、時定数の小さい流体変動に対応しうるDBD プラズマアクチュエータは他の流体制御デバイスに比べ、動的失速流れにおいてさらに優位性を持った剥離制御技術であると認識されている。しかしながら、上記の例のように基礎研究の多くは実験や計算の比較的容易な静止翼周りの静的な流れ場に対して行われており、動的失速流れに対してDBD プラズマアクチュエータを適用した場合の知見は比較的少ない⁽⁹⁻¹⁹⁾。一方、実用化においては更なる性能向上を実現するためには動的流れ場に対する理解とそれに対する剥離制御効果の関係を理解する必要がある。

本研究では、風車の効率改善を主目的とし、動的失速流れにおけるDBD プラズマアクチュエータの剥離制御メカニズム解明と効果的な設計パラメータの選定に関する知見を構築することを目的としている。本報告ではその目的に対して行った、DBD プラズマアクチュエータを用いた低レイノルズ数のピッチング翼周り剥離制御流れの Large-Eddy Simulation による動的失速流れの現象解明と空力性能改善におけるDBD プラズマアクチュエータの設置位置の影響、およびそれらから得られた知見について報告する。

2. 解析モデルと手法

2-1. 支配方程式および計算手法

支配方程式には連続の式、運動量保存式、エネルギー保存式を用い、補助方程式として理想気体の状態方程式を用いた。より詳細な計算方法については別文献を参照されたい^(20, 21)。計算には ISAS/JAXA で開発された圧縮性流体解析ソルバー-LANS3D を用いた。メトリックス、ジャコビアン、対流項および粘性項の離散化には従来の圧縮性スキームに比べて解像度が高い 6 次精度のコンパクト差分を用いた⁽²²⁾。境界から 1 点目と 2 点目は 2 次精度の陽的差分を用いた。高周波の数値振動を抑えるために 10 次精度 3 重対角フィルターを使用し⁽²³⁾、フィルター係数は 0.45 とした。時間積分法には 2 次精度 3 点後退差分に内部反復 3 回を入れた ADI-SGS 陰解法を用いた⁽²⁴⁾。無次元時間刻みは $\Delta t^+ = 0.1$ とする 0.001 とした⁽²⁵⁾。通常の LES であれば陽的なサブグリッドスケールモデルが必要であるが、今回は乱流のサブグリッドスケールモデルの効果は前述したフィルターが担うと考え、陽的なモデルを用いない Implicit LES を用いた。外部境界は静圧を一樣流圧力に固定し、壁面は滑り無しの断熱条件を用いた。計算ステップ毎に迎角を計算し、格子を剛体回転させた後メトリックスを更新することでピッチング運動をモデル化した。また解析対象が 2 次元形状なので側面の両端は周期境界条件とした。

計算手順はまず非制御時の流れ場を 1 ピッチ分に相当する 27 万ステップ計算し流れが十分発達していることを確認した後、その流れ場を複製しそれぞれのケースにおける初期解とすることで、初期解の違いによる効果を排除している。なお、結果の分析はさらにそれから 1 ピッチ分経過後からのデータを使用し、位相平均はその後の 2 ピッチ分のデータを用いた。計算は京コンピュータの 856 ノードを使用し、1 ケース 1 ピッチあたり 30 時間の計算時間を要する。

2-2. 計算対象及び計算格子

計算対象は風車のブレード断面形として用いられる NACA633618 翼周りの流れで、スパン方向が一樣である 2 次元翼形状とした。計算領域は翼弦長に対して 50 倍とし、スパン長は 0.2 倍とした。図 1 に各方向 4 点おきの計算格子を示す。計算格子には O 型格子を用い、翼周りの流れを解くための格子と DBD プラズマアクチュエータからの擾乱を高解像で解くためのアクチュエータ周辺のより細かい格子の重合格子法を適用した。各方向の格子点数はそれぞれの格子で 1, 111 × 202 × 431, 551 × 202 × 401 で、総格子点数は約 1.4 億点である。本解析での計算格子幅は

$$\Delta\xi < 29, \Delta\eta < 12, \Delta\xi < 0.7$$

を保持しており、乱流解析に十分な格子である。

2-3. 計算条件

一樣流マッハ数は圧縮性の無視できる $M_0 = 0.1$ に設定し、一樣流レイノルズ数はコード長を代表長として $Re = 8.4 \times 10^4$ とした。また、プラントル数は 0.72 である。

ピッチング運動は文献⁽¹⁸⁾を参考にし、以下の式で表される式によりピッチング運動を規定した。

$$\alpha = \alpha_m + \beta \sin(\omega t)$$

ここで $\alpha_m = 0^\circ$, $\beta = 15^\circ$, $\omega = 3.7 \times 10^6$ とし、ピッチング運動の中心は翼弦長に対し翼前縁から 25% の位置とした。

2-4. DBD プラズマアクチュエータ駆動パラメータ

過去の研究から、DBD プラズマアクチュエータのオンとオフを周期的に切り替えるパルス波を用いることで剥離制御をより効率的に行えることが明らかになっており⁽⁸⁾、本研究でもこれに倣いアクチュエータを駆動する。

表 1 に DBD プラズマアクチュエータの駆動条件を示す。これらの値は先行研究の同レイノルズ数域の静止翼において有効な剥離制御効果が見られ、さらに動的流れ場においても有効であると予想される値を採用した。なお、本計算での気流条件において $D_c = 1.0$ は一樣流速度に対し約 20% の速度を誘起する。

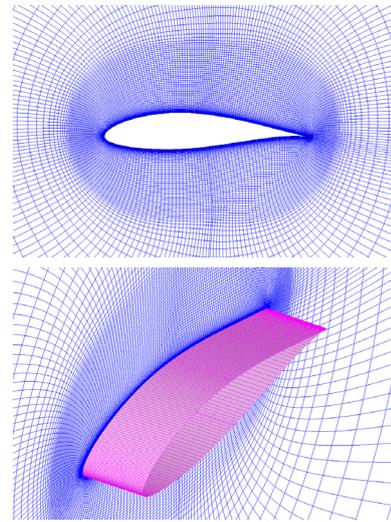


Fig. 1 Computational grid perspectives.
(Shown every 4 points)

Table 1. DBD plasma actuator parameters.

case name	position	D_c	F_{base}	BR	F^+
OFF	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
ON0p	0 %	1.0	500	10	1.3
ON2p	2 %	1.0	500	10	1.3
ON5p	5 %	1.0	500	10	1.3
ON10p	10 %	1.0	500	10	1.3

3. 非制御時の流れ場

3-1. 非定常流れ場から見る動的失速のプロセス

DBD プラズマアクチュエータによる制御効果の議論に先立ち、ここでは DBD プラズマアクチュエータを設置しない非制御のケース：ケース OFF について議論を行う。

図 2 にケース OFF の各瞬間場における速度勾配テンソルの第二不変量 (Q 値) の等値面を総圧係数で色付けた瞬間流れ場を示す。背景には主流方向速度を示している。ここではまず迎角が正の時の翼上面の流れ場について示す。

ピッチアップ時 $\alpha = 0^\circ$ 付近の翼上面では、流れは後縁側から剥離する。この後縁からの剥離はピッチアップ時 $\alpha = -5^\circ$ 付近から開始しており、図 2(a) に示した $\alpha = 0.0^\circ$ の段階では剥離位置は前縁から 50% 位置まで到達している。また、剥離した流れは翼下面後縁からの擾乱を受け速やかに乱流遷移する。

ピッチアップが進み $\alpha = 6^\circ$ 付近になると、剥離した流れは後縁付近に循環領域を形成し、渦として組織し負圧を発生する (図 2(b))。さらにピッチアップが進むと翼下面後縁から翼上面へ流れが回り込み、翼上面に新たな渦を形成する (図 2(c) : $\alpha = 11$ 付近)。このとき、翼上面の渦は前縁から 90% 付近の位置に留まる一方、翼下面からの流れによる渦は生成と伴流への移流を繰り返す。また、剥離点に関してはピッチアップに伴い前縁側に移動する。さらに、剥離点が前縁側に移動することで後縁側からの擾乱から遠ざかるためすぐには乱流遷移せず、剥離せん断層内の速度勾配による Kelvin-Helmholtz 不安定性によりスパン方向に軸を持つコヒーレントな渦を形成した後しばらく後縁側へ移流した後

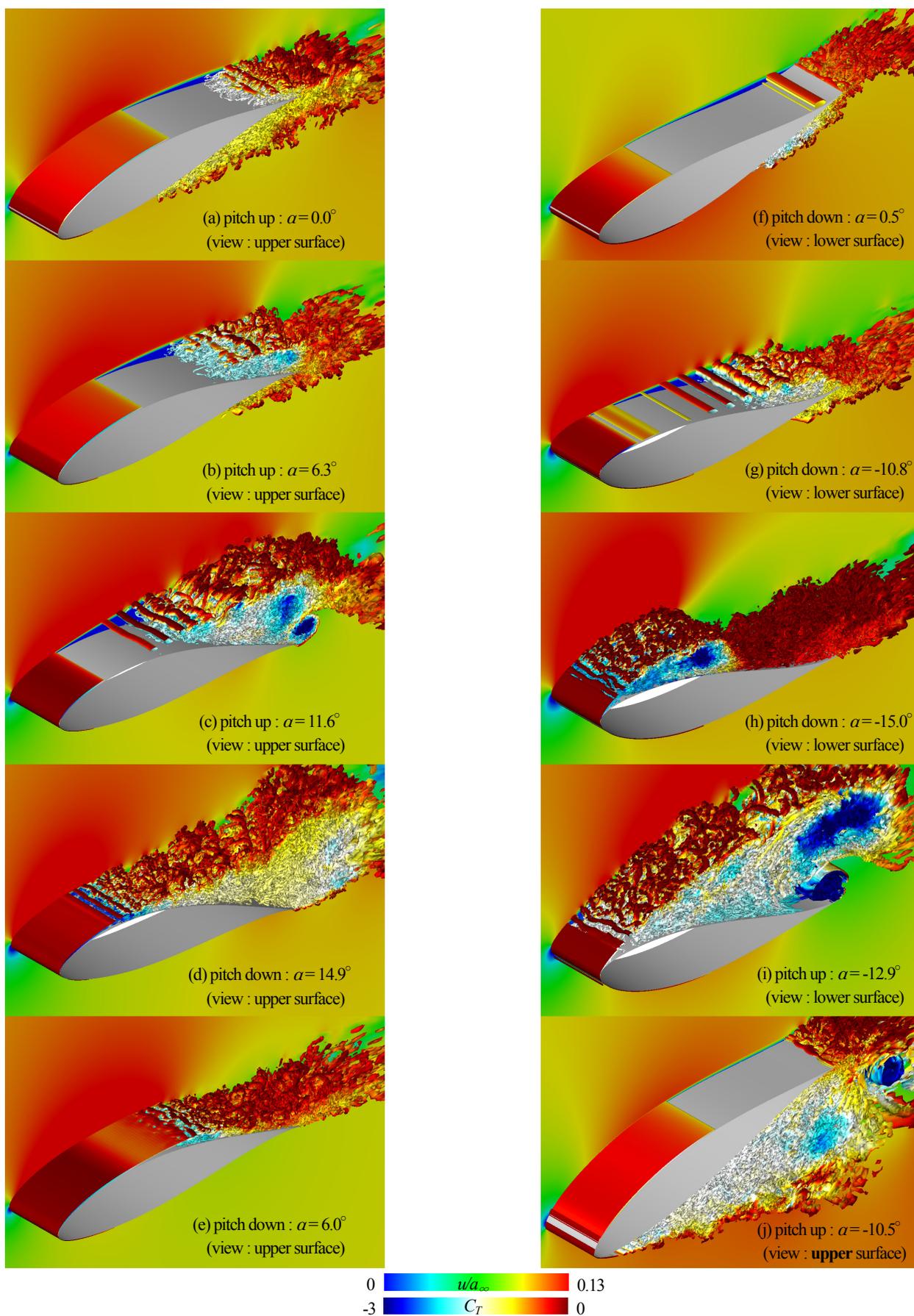


Fig. 2 Snapshots of instantaneous flow fields.

Every 2 points of LES calculation grid is visualized here. Color contour indicates magnitude of streamwise velocity. Isosurfaces indicate the invariant of the velocity gradient tensor ($Q = 1$) and its color shows total pressure coefficient.

乱流遷移する。

その後迎角が最大迎角を超えピッチダウンに転じると前縁から剥離した流れは前縁付近に負圧領域を形成する(図 2(d))。なお、この負圧領域は同迎角付近の平均場では剥離泡として観察される。以下では平均場で剥離泡と判断される領域に相当する瞬間場の負圧領域を、剥離泡として扱う。一度形成された剥離泡と、後縁付近に定在する渦はこの迎角付近では共にその位置と大きさを変えないため、後述のように空力性能の迎角への感度を下げる要因となっている。

最大迎角を超えたあたりで後縁付近に定在していた渦は散逸する。それとほぼ同時に、前縁の剥離位置は後縁側に移動し、剥離泡もそれに伴って移流する(図 2(e))。迎角が 0° に近づくにつれて剥離点、再付着点、再剥離点は連続的に後縁側へと移動し、次に述べるピッチダウン時の流れ場へとつながる。

ここまでは迎角が正の時の翼上面の流れ場について述べた、次は迎角が負の時の翼下面の流れ場について述べる。翼型が上下対称形であれば両者の流れ場は一致すると考えられるが、NACA633618 翼型は下面に凹キャンバーが付いているなど上下の非対称性が大きく、流れ場も大きく異なった様子を呈している。図 2(f)~(j)に迎角が負の時の翼下面側から見た瞬間流れ場を示す。

ピッチダウン時 $\alpha = 0^\circ$ 付近の翼下面(図 2(f))では、ピッチアップ時 $\alpha = 0^\circ$ 付近の翼上面と同様、前縁から約 50%位置で剥離する。但し、この段階では後縁付近で流れは乱流遷移せず、凹キャンバー形状部に小さく 2 次元的な循環領域を形成する。

ピッチダウンが進むにつれ剥離点は前縁側に移動し、後縁側の流れは翼上面後縁からの擾乱により乱流遷移するようになる(図 2(g))。このとき、翼上面の流れ場と同様、前縁から剥離した流れはスパン方向に軸を持つ渦構造を形成し、しばらく移流した後乱流遷移する。また、翼下面では最大迎角を迎える前に、前縁付近に平均場で剥離泡として観測される負圧領域を形成する。

図 2(h)に示した $\alpha = -15^\circ$ 付近までピッチダウンが進むと、前縁付近の剥離泡は成長し、翼面上から離れることでさらに成長するようになり、より大規模な渦となる。この大規模渦が動的失速流れにおいて特徴的な渦として一般的に動的失速渦(DSV : Dynamic Stall Vortex)と呼ばれるものである。後述のように DSV の生成・移流により揚力、抗力、ピッチングモーメントなどの空力特性に急激な増加が生じるため、動的失速において一般的でありながらも好ましくない現象である。

最大迎角を迎えピッチアップに転じた後も翼下面に発生した DSV は成長を続けながら後縁側に移流していく。さらに、後縁に近づくと DSV は翼後端に逆向きの強い渦を誘起しながら翼面上から離れていく(図 2(i))。この際翼後端に誘起される渦は翼上面の流れを加速させるために翼上面後縁の静圧を低下させ、後述する比較的大きな空力性能の変化を引き起こす。図 2(j)は伴流に移流しつつある DSV に誘起された翼後縁の渦により翼上面の流れが加速され後縁に渦が発生している瞬間となる。

その後 DSV に誘起され後端に発生した渦は何度か生成・移流を繰り返したのち、翼面上から伴流へと移流する。翼下面においては剥離泡が DSV として成長した後は新たな剥離泡の生成は観察されないため、DSV と DSV に誘起された大規模渦が翼面上から流れ去った後は翼下面は前縁失速型の流れ場となる。その後は、迎角の変化による流れ場の連続的な変化が観察される(図 2(a)に戻る)。

3-2. 空力特性のピッチング履歴

図 3 にケース OFF における揚力係数、抗力係数、ピッチングモーメントのピッチング角履歴を示す。図中破線は位相平均時の標準偏差を表している。また、図 2 での(a)~(i)の瞬間流れ場に対応する点も併せて示す。

前述した動的失速流れに特徴的であるとされる DSV は揚力の急激な増加を引き起こすことが知られており、本結果からも $\alpha = -15^\circ$ 付近に DSV による揚力等の急激な変化が見られる一方、反対側の $\alpha = 15^\circ$ 付近では急激な変化が見られないどころか揚力傾斜はむしろ穏やかである。このような翼上下面/迎角の正負での非対称性とピッチング履歴でのヒステリシスが図 3 全体から見てとれる。以下で各空力性能と図 2(a)~(i)の流れ場とを関連付けることでその要因について分析を行った結果について示す。

- (a)~(b) : 流れは後縁側から剥離し、迎角の増加に伴って剥離領域が単調に増加する。
- (b)~(c) : 翼上面に定在する渦によって翼上面に負圧が生じると同時に、翼下面の流れが後縁から翼上面へ回り込む際の速度上昇により翼下面の負圧が生じる。翼上面の渦は定常的に存在する一方、後縁から回り込む翼下面の流れを誘起している翼上面に形成する渦は生成と伴流への移流を繰り返すため翼下面の速度も加速と減速を繰り返し、空力特性に振動を発生させる。
- (c)~(d) : 翼下面から巻き込まれた流れが形成する渦が伴流へ移流し、その負圧による圧力抵抗で抗力が増大する。また、この間前縁付近に剥離泡が形成され始め、ピッチングモーメントが増加する。
- (d)~(e) : この間、翼上面前縁付近に形成された剥離泡と後縁付近の渦はその循環の大きさをほぼ変えずに定在する。そのため、翼面上圧力分布は迎角の変化の影響をあまり受けず、揚力傾斜がなだらかになる。また、その後、後縁付近に定在していた渦が散逸することで抗力傾斜がなだらかになる。それとほぼ同時に剥離泡はその循環を一度強めてから後縁側へと移流を開始するが、後縁付近の翼面上圧力の増加と前縁付近の翼面上圧力の低下が同時に起きるため、抗力とピッチングモーメントの傾斜が変化する一方、揚力傾斜はなだらかなままとなる。
- (e)~(f) : 剥離泡がその循環を弱めながら後縁側へと移流し、最終的に後縁付近で散逸した後は流れ場の様子は後縁剥離の流れのものへと変わり、揚力傾斜が次第に変化する。
- (f)~(g) : 翼下面の剥離点の後縁側から前縁側に連続的に変化するのみであり、空力特性も比較的単調な変化を示す。
- (g)~(h) : 後縁付近翼下面前縁付近で流れが負圧領域を生成、急激にその負圧を増すことで、揚力と抗力、およびピッチングモーメントの急激な変化を及ぼす。負圧領域から分離生成し後縁側に移流する多数の小さい渦により若干の空力性能の振動の後、この前縁付近の剥離泡に相当する負圧領域は DSV として成長し、後縁側に移流することで抗力とピッチングモーメントは急激に増加し始める。
- (h)~(i) : DSV は引き続き翼下面上を移流し、空力特性に引き続き大きな変化を及ぼす。DSV による空力特性の急激な変化のピークが去った後もなお翼下面表面の圧力は翼下面近くを移流する DSV により支配されており、各空力特性の傾斜は急なものとなる。
- (i)~(j) : DSV が翼下面後縁を過ぎる際に(b)~(c)と同様の空力特性の振動が観測される。また、DSV が伴流へ移流した後は前縁剥離の流れ場から後縁剥離の流れ場と連続的に変化し、(a)~(b)の流れ場へと戻る。

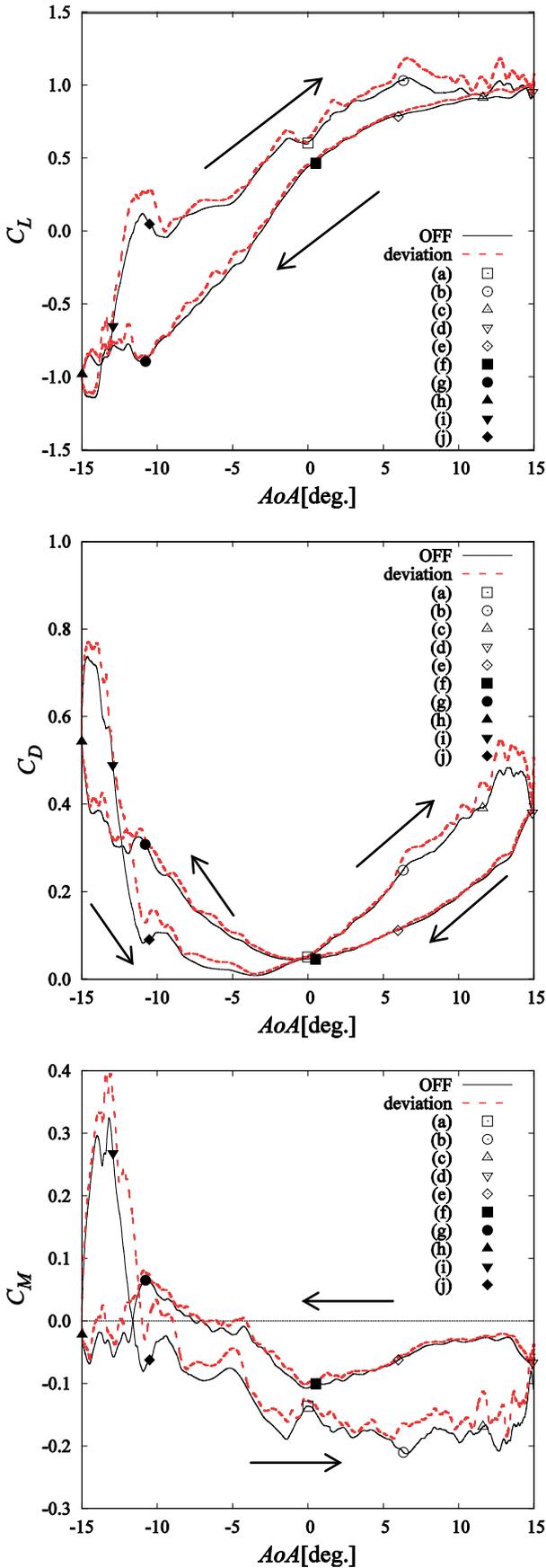


Fig. 3 Coefficients against angle of attack for the case of non-actuation.

(red dashed line : standard deviation of phase average)

また, 図3において各空力特性の分散値の上昇が(b)付近と(j)付近とに見られるが, 共に前述した後縁を回り込む流れの速度の振動による。この現象が見られる付近において揚力係数の分散の大きさは揚力係数に対し約15%程度あり, 流体機器の振動抑制の観点からはDSVなどの大規模渦の制御だけでなく翼後端の流れの制御も有効であると考えられる。

4. DBDプラズマアクチュエータによる流体制御効果

4-1. 空力特性

本節ではまず各計算ケースにおける平均空力特性の比較を行う。表2に全ピッチング行程での揚力係数, 抗力係数の平均値を示し, 図4に揚力係数, 抗力係数のピッチング角履歴を示す。

本報告にて検討したDBDプラズマアクチュエータ設置位置では, ケースON0p以外では空力性能の改善は見られず, 揚力係数, 抗力係数共に悪化するという結果が得られた。唯一空力性能の改善が見られたケースON0pでは抗力係数が悪化しているものの, 揚力係数の約8%の向上が見られる結果が得られた。ここで, 本計算ではピッチングを重ねても完全に周期的に繰り返されることはなく, 従ってここで示した平均空力は計算を進めるごとに多少変化するため, 注意が必要である。

Table 2. C_L , C_D , and L/D .

	C_L	C_D	L/D
OFF	0.241	0.269	0.896
ON0p	0.261	0.285	0.916
ON2p	0.207	0.280	0.739
ON5p	0.149	0.281	0.530
ON10p	0.189	0.275	0.687

表2からは特にON5p, ON10pのケースでの平均揚力係数の低下が目立つが, これは図4においてピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ における揚力係数の低下に対応している。以下, 本報告ではこのピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ における流れ場の変化に着目し, 考察を行う。

4-2. 翼面圧力分布と剥離点, 再付着点位置

ピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ の間の流れ場の変化を俯瞰するため, 図5に位相とスパン方向について平均処理された翼上面のコード方向圧力係数の分布について, ピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ における迎角の変化を連続的に示した。また, 同時にそれぞれのケースの位相平均流れ場における翼面上摩擦係数を用いて評価した剥離点, 再付着点, 再剥離点も併せて描いてある。なお, 再付着点と再剥離点についてはその検出と判別が困難であり, 再付着点と再剥離点を有意に評価できていない可能性がある。以下で言及していない再付着点と再剥離点については参考情報として扱われる。

まず, 第3節にて示した流れ場と関連付けてケースOFFにおける圧力分布を観察すると, 次のように圧力分布が変化している様子が分かる: (1)後縁付近に大規模な渦が定在し, 後縁付近の圧力係数が低下する, (2)前縁付近に剥離泡を形成し圧力分布が低下し始めると共に後縁付近の大規模渦が散逸することで後縁付近の圧力が上昇する, (3)剥離泡はその循環の大きさをほぼ一定に保ったまま前縁付近に滞留し, 圧力分布に空間的, 時間的に平坦な領域を形成する, (4)剥離泡がその循環の大きさを弱めながら後縁側に移流を始め, 圧力係数の分布が全体的に高くなる。

揚力係数に約8%の改善が見られたケースON0pでは, (3)の剥離泡の循環が強く, 剥離泡による平坦部の圧力係数がより低くなっていることが分かる。このとき, 剥離点, 再付着点をケースOFF

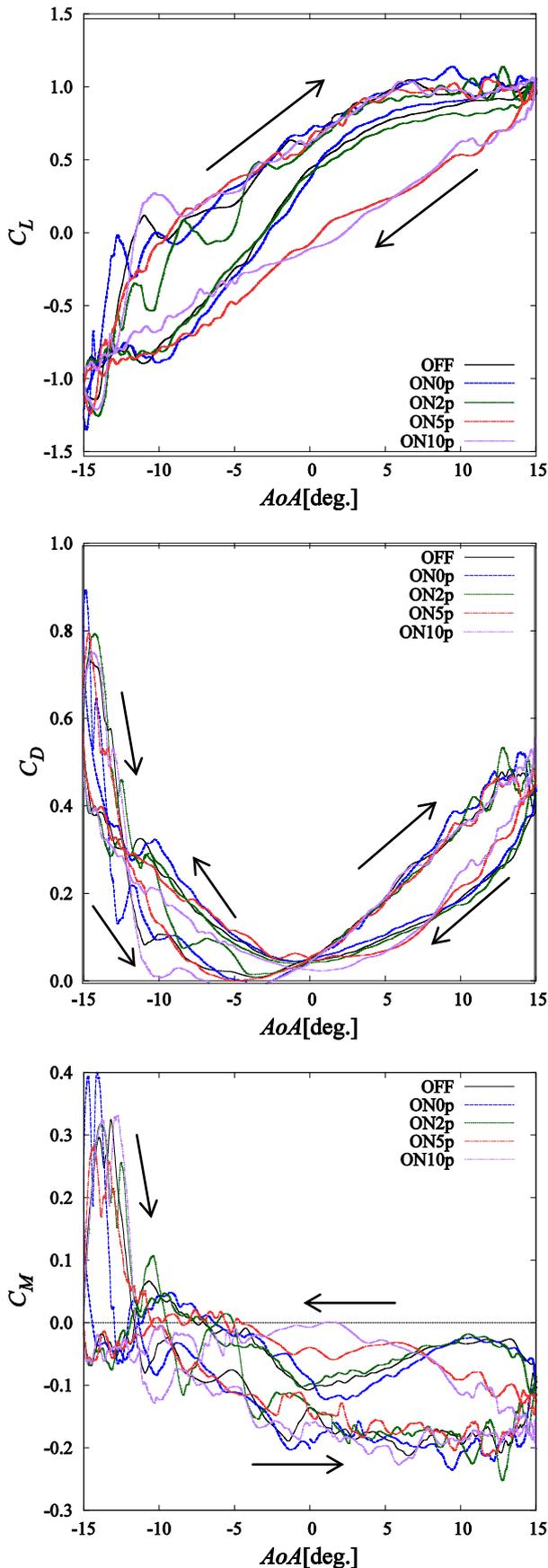


Fig. 4 Coefficients against angle of attack.

と比較すると共に前縁側に移動していることが分かり、ケース ON0p では DBD プラズマアクチュエータにより再付着の促進に成功している様子が分かる。但し、本報告では詳細は省くが、図 4 の迎角が負の場合に見られるように、ケース ON0p では翼先端に設置した DBD プラズマアクチュエータが発生した擾乱が翼下面にそのまま伝播し、翼下面前縁付近から発生成長する DSV の生成を促進することで揚力と抗力に悪影響を及ぼし、結果平均空力性能の大きな向上を果たせないでいる。また、流体機器への適用を考えると翼先端に DBD プラズマアクチュエータを設置することは DBD プラズマアクチュエータ露出電極の劣化の観点からは好ましくない。

次に、揚力係数の大きな低下が観測されたケース ON5p と ON10p について圧力分布を見ると、共に剥離泡による圧力係数の低下が弱い様子が分かる。特に ON10p では剥離泡による圧力係数の平坦部がほぼ観測されず、また翼後端での圧力回復も十分に行われていないことから前縁失速型の圧力分布となっている。また、非制御時に流れが翼上面で剥離する最前位置はコード方向 7%位置となっており、剥離点位置と DBD プラズマアクチュエータの設置位置が近い場合にはその他のケースと違うメカニズムで流れを制御している可能性がある。

剥離泡位置と DBD プラズマアクチュエータ設置位置との関係について、次で乱流運動エネルギーについて分析を行う。

4-3. 翼面圧力分布と剥離点, 再付着点位置

ピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ の間の流れ場の変化を俯瞰するため、図 5 に位相とスパン方向について平均処理された翼上面のコード方向圧力係数の分布について、ピッチダウン時 $\alpha = 15^\circ \sim -5^\circ$ における迎角の変化を連続的に示した。また、同時にそれぞれのケースの位相平均流れ場における翼面上摩擦係数を用いて評価した剥離点, 再付着点, 再剥離点も併せて描いてある。なお、再付着点と再剥離点についてはその検出と判別が困難であり、再付着点と再剥離点を有意に評価できていない可能性がある。以下で言及していない再付着点と再剥離点については参考情報として扱われる。

まず、第 3 節にて示した流れ場と関連付けてケース OFF における圧力分布を観察すると、次のように圧力分布が変化している様子が分かる：(1)後縁付近に大規模な渦が定在し、後縁付近の圧力係数が低下する、(2)前縁付近に剥離泡を形成し圧力分布が低下し始めると共に後縁付近の大規模渦が散逸することで後縁付近の圧力が上昇する、(3)剥離泡はその循環の大きさをほぼ一定に保ったまま前縁付近に滞留し、圧力分布に空間的、時間的に平坦な領域を形成する、(4)剥離泡がその循環の大きさを弱めながら後縁側に移流を始め、圧力係数の分布が全体的に高くなる。

揚力係数に約 8%の改善が見られたケース ON0p では、(3)の剥離泡の循環が強く、剥離泡による平坦部の圧力係数がより低くなっていることが分かる。このとき、剥離点, 再付着点をケース OFF と比較すると共に前縁側に移動していることが分かり、ケース ON0p では DBD プラズマアクチュエータにより再付着の促進に成功している様子が分かる。但し、本報告では詳細は省くが、図 4 の迎角が負の場合に見られるように、ケース ON0p では翼先端に設置した DBD プラズマアクチュエータが発生した擾乱が翼下面にそのまま伝播し、翼下面前縁付近から発生成長する DSV の生成を促進することで揚力と抗力に悪影響を及ぼし、結果平均空力性能の大きな向上を果たせないでいる。また、流体機器への適用を考えると翼先端に DBD プラズマアクチュエータを設置することは DBD プラズマアクチュエータ露出電極の劣化の観点からは好ましくない。

揚力係数の大きな低下が観測されたケース ON5p と ON10p について圧力分布を見ると、共に剥離泡による圧力係数の低下が弱い様子が分かる。特に ON10p では剥離泡による圧力係数の平坦部が

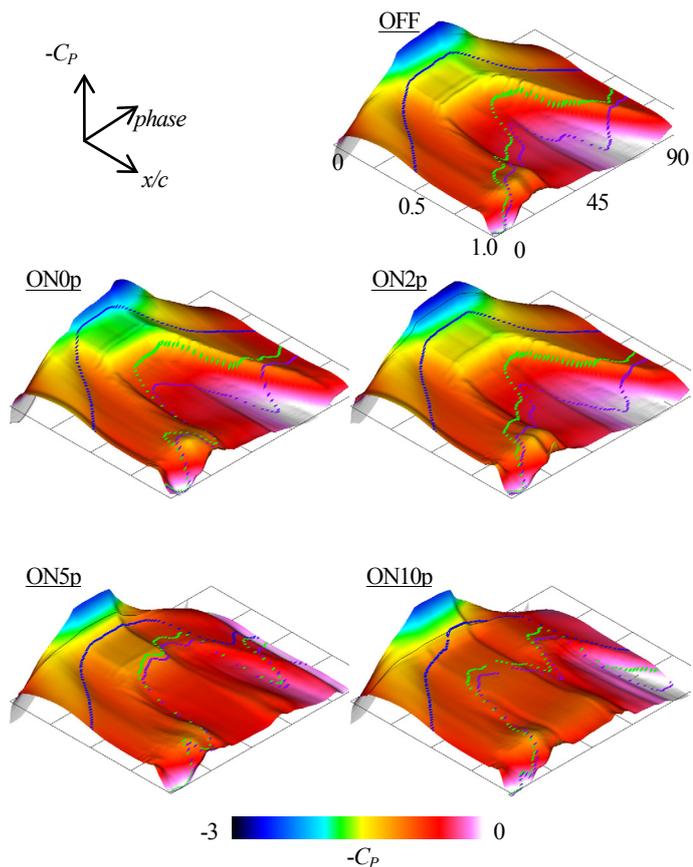


Fig. 5 Spatial-temporal distribution of coefficient of pressure on the upper surface.

The 1st separation point, reattachment point, and 2nd separation point are respectively depicted by blue, green, and purple line.

Chordwise position of the actuator is shown by black line.

The phase coordinate's "phase" is the phase of the pitching motion (here shown $0 \sim (100/180)2\pi$, which correspond to angle of attack $0^\circ \sim -5^\circ$).

Tick grid is for every 0.25 x/c and every $(22.5/180)2\pi$ phase.

ほぼ観測されず、また翼後端での圧力回復も十分に行われていないことから前縁失速型の圧力分布となっている。非制御時に流れが翼上面で剥離する最前位置はコード方向 7%位置となっており、剥離点位置と DBD プラズマアクチュエータの設置位置が近い場合には流れが制御されるメカニズムが異なっている可能性がある。

剥離泡位置と DBD プラズマアクチュエータ設置位置との関係について、次で乱流運動エネルギーについて分析を行う。

4-4. 乱流運動エネルギー

剥離泡が定在している位相における乱流運動エネルギー(TKE)を図6に示す。TKEは $\alpha = 15^\circ$ 付近での位相平均値をさらにスパン平均しており、また、渦の存在と関連付けて見えるように流線を併せて描いている。

剥離泡が形成されているケース OFF, ON0p, ON2pでは前縁付近のTKEが最大値をとる付近の前縁側で剥離泡が形成されている。これは、翼面上のTKEが高いところで境界層とその外部との間で運動量が交換され、流れの再付着が促進されることで剥離点とその再付着点との間に剥離泡が形成されることによる。特にケース ON0pではケース OFFよりも剥離点、再付着点を前縁側に移動させることに成功しており、剥離泡位置も前縁側に移動している、

一方、剥離泡の形成が阻害されているケース ON5pと ON10pでは前縁付近のTKEの最大値の大きさとその位置を見ると、剥離点位

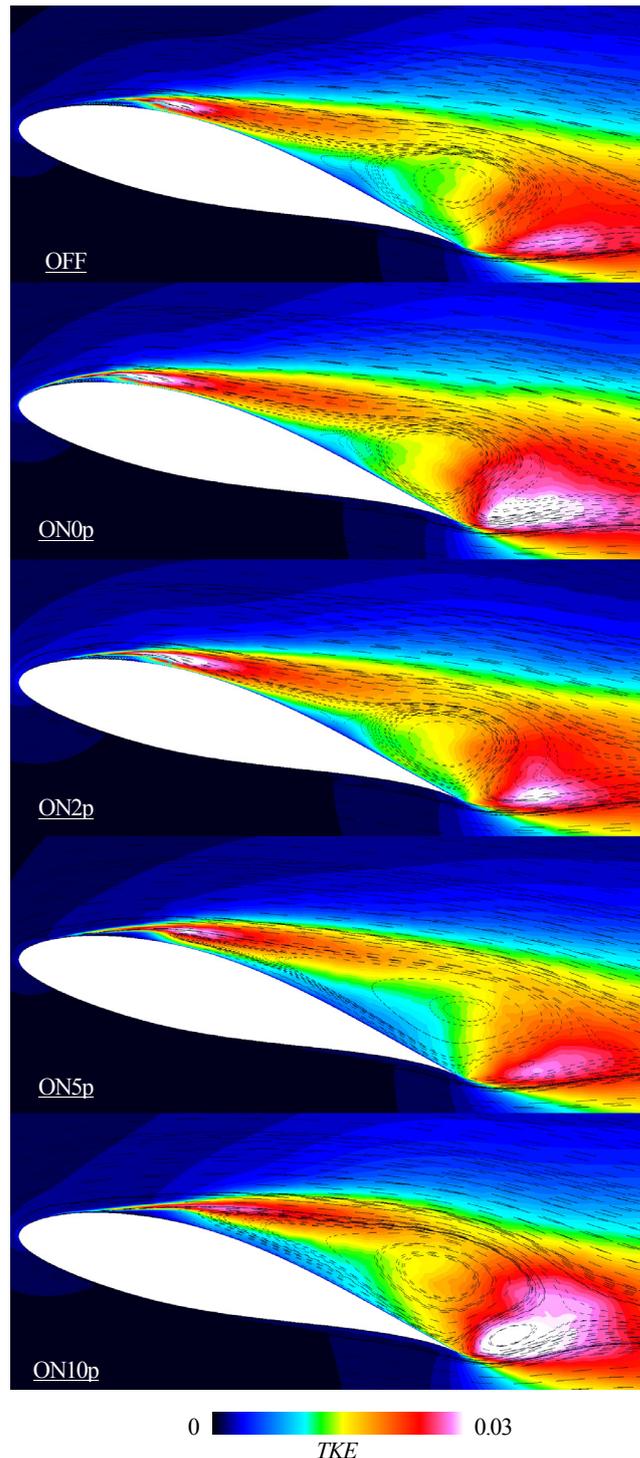


Fig. 6 Turbulent kinetic energy distributions for phase of $(45/180)2\pi$, which corresponds to $\alpha = 15.0^\circ$. Depicted with streamline.

置が後縁側に移動しているため翼型の曲率によってTKEが最大値をとる位置、すなわち乱流遷移が起き運動量交換が行われる位置が翼面上から離れてしまい、結果境界層との運動量交換にうまく寄与していないことが分かる。

5. ピッチング翼における DBD プラズマアクチュエータによる空力特性改善可能性

3, 4節で行ったDBDプラズマアクチュエータ非制御時と制御時の流れ場の観察結果をもとに、有効なDBDプラズマアクチュエー

タの設置位置についての検討を行った。詳細については付記に示し、ここでは DBD プラズマアクチュエータによる空力特性改善可能性についての検討結果を簡潔に述べる。

3 節で行った揚力と抗力を悪化させているそれぞれの流れ場の要素に対する分析から、下記 A~C) の可能性のある DBD プラズマアクチュエータの設置位置を提案する。

- A) 翼上面コード方向約 40%~60%: ピッチアップ時の低迎角で翼上面後縁付近に発生する渦の発生を抑制することができ、抗力の減少が見込める。
- B) 翼上面コード方向約 50%付近: 最大迎角付近での翼上面剥離泡後縁側の流れの再剥離を抑えることができ、抗力の減少が見込める。
- C) 翼下面コード方向約 2%付近: ピッチダウン時の低迎角で翼下面前縁付近に組織する剥離泡の生成を阻害することができ、各空力特性の振動の抑制が見込める。

6. まとめ

本報告では、風車のブレード断面形として採用されている NACA633618 翼に対し $Re = 8.4 \times 10^4$ におけるピッチング翼周りを流れの LES 解析を行い、動的失速プロセスの詳細と、動的失速流れにおいて空力特性を改善するために制御すべき流れの要素について議論を行うことで以下の結論を得た。

- (1) ピッチングする NACA633618 翼周りを流れでは剥離泡、翼面上に定在する渦、後縁で発生/移流を繰り返す渦、動的失速渦などいくつかの流れの要素がその時々々の空力性能を支配しており、それらの渦により空力特性のピッチング履歴に対する大きなヒステリシスが生じる。
- (2) 動的失速渦に成長しない剥離泡は揚力の迎角に対する感度を下げ、揚力の改善に貢献する。一方、動的失速渦に成長する剥離泡は空力性能の急激な変化を引き起こす。
- (3) DBD プラズマアクチュエータなどによる流体制御では制御する流れの対象を明確にすることが重要である。特に、ピッチング翼では空力性能を支配している流れの要素が動的に変化していくため、アクチュエータが設計対象外の流れの要素を悪化する方向に変化させてしまう可能性があり、より注意が必要となる。

今後は本検討にて得られた知見を適用して DBD プラズマアクチュエータの条件を設定、追加の検討を行うことで得られた知見についての実証を行うと共に新たな知見の獲得を試みる。

謝辞

本研究では、本部科学省の「HPCI 戦略プログラム 分野 4 次世代ものづくり 課題 1 『輸送機器・流体機器の流体制御による革新的効率化・低騒音化に関する研究開発』(課題番号 hp140207)」及び「HPCI 戦略プログラム 分野 4 次世代ものづくり 課題 4 『多目的設計探索による設計手法の革新に関する研究開発』(課題番号 hp140231)」の支援のもとに理化学研究所計算科学研究機構が保有するスーパーコンピュータ「京」を利用した。ここに記して謝意を表する。

Appendix.

ピッチング翼における DBD プラズマアクチュエータによる空力特性改善可能性

ここでは、5 節で行ったピッチング翼における DBD プラズマアクチュエータによる空力性能改善可能性についての検討の内容を記す。

ピッチングする NACA633618 翼周りを流れの空力特性を悪化させている流れの要素として、(1) 翼上面: 後縁付近に定在する渦、(2) 翼上下面: 大規模渦が翼後縁付近を通り過ぎる際に誘起される渦とそれに付随する翼反対側後縁付近で加速される流れ、(3) 翼下面: 翼前縁付近の剥離泡が翼面上から離れ成長することで組織される DSV、の 3 点が挙げられる。一方、空力特性を良い方向に変化させている流れの要素としては翼上面に定在する剥離泡があり、これにより揚力の向上及び空力特性の迎角に対する感度の改善が為されている。すなわち、この翼型周りにおいて空力特性の改善においては翼上面後縁付近に定在する渦、剥離泡、DSV、及び後縁付近に誘起される渦の 4 点に関する制御が効果的であると考えられる。

翼上面前縁付近の層流剥離流れに擾乱を与えることで乱流遷移を早め、再付着を促すという狙いのもと DBD プラズマアクチュエータのパラメータの条件設定を行った本解析からは空力性能の改善が見られない結果が得られた。これは DBD プラズマアクチュエータにより剥離が抑制され、結果剥離泡の生成を阻害したためである。この結果と上記 4 点の渦に関する観察の結果から、下記 A~C) のような制御可能性に関する知見が得られた。これに関し、図 A に非制御時、ケース OFF における翼上下面での剥離点、再付着点、再剥離点を示す。図 5 と同じく、それぞれの点は位相平均された流れ場に対し、翼面の摩擦係数を用いて評価している。

・翼上面:

- A) ピッチアップ低迎角時、流れの剥離を抑制し、翼上面後縁付近に生成/定在する渦の生成を遅らせることで抗力の増加を抑える。さらに後縁付近に定在する渦の負圧が弱まることで翼後縁を過ぎる流れの加速が弱まり、各空力特性の振動が弱まるのが予想される。

この場合、翼上面後縁付近の剥離した流れが渦として組織を始めるピッチアップ時 $\alpha = 5^\circ$ 付近までに剥離制御を行わなければならない。すなわち、DBD プラズマアクチュエータの設置位置は翼上面コード方向約 60%付近~40%付近が有効であると考えられる。

- B) 最大迎角付近、剥離泡直後再付着点の後縁側での流れの再剥離を抑制し、後縁での圧力回復を早めることで、抗力を減少させる。

この場合、再剥離点が後縁側に移動を始めるピッチダウン時 $\alpha = 14^\circ$ より前に再剥離を抑制する必要がある。すなわち、翼上面コード方向約 50%付近への設置が有効であると考えられる。

・翼下面:

- C) ピッチダウン低迎角時、翼下面前縁付近に形成する剥離泡の生成を阻害することで、揚力の低下を抑える。その場合、剥離泡が成長した結果である DSV の生成が遅れ、それに付随する各空力特性の変化が抑制されることが期待される。

翼下面で流れが剥離する最前の位置は翼下面コード方向約 2%となり、本報告では剥離点と DBD プラズマアクチュエータ設置位置に近い場合に剥離泡の生成が阻害された結果が得られていることから、翼下面コード方向約 2%付近への設置が有効であると考えられる。

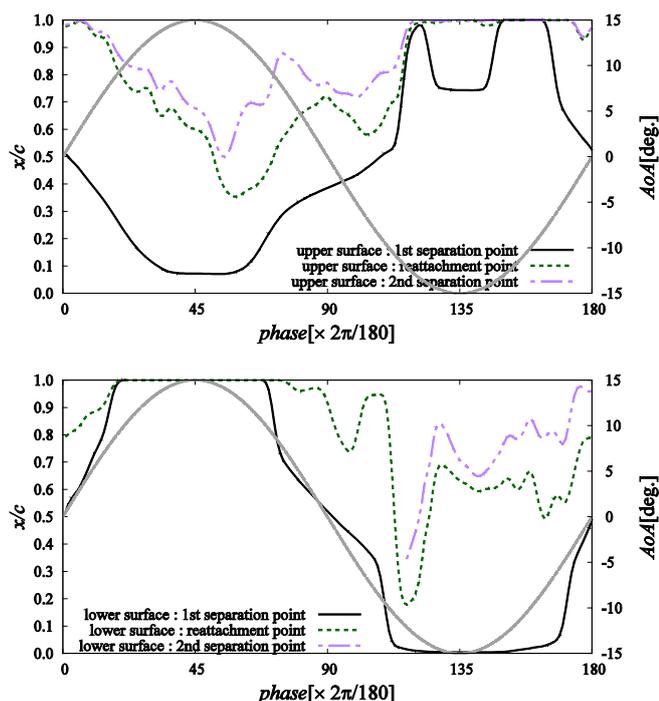


Fig. A Estimated separation points and reattachment point for the case of non-actuation.

参考文献

- (1) Post, M. L. and Corke, T. C., "Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators," AIAA Journal, Vol. 42 (2004), pp. 2177-2184.
- (2) Rizzetta, D. P. and Visbal, M. R., "Numerical investigation of plasma-based control for low-Reynolds-number airfoil flows," AIAA Journal, Vol. 49 (2011), pp. 411-425.
- (3) Vorobiev, A., Rennie, R. M. and Jumper, E. J., "Lift enhancement by plasma actuators at low Reynolds numbers," Journal of Aircraft, Vol. 50 (2013), pp.12-19.
- (4) Asada, K. and Fujii, K., "Computational analysis of unsteady flow-field Induced by plasma actuator in burst mode," AIAA Paper, 2010-5090 (2010).
- (5) Nonomura, T., Aono, H., Sato, M., Yakeno, A., Okada, K., Abe, Y. and Fujii, K., "Control mechanism of plasma actuator for separated flow around NACA0015 at Reynolds number 63,000 - Separation bubble related mechanisms -," AIAA Paper, 2013-0853 (2013).
- (6) Sato, M., Okada, K., Nonomura, T., Aono, H., Yakeno, A., Asada, K., Abe, Y. and Fujii, K., "Massive parametric study by LES on separated-flow control around airfoil using DBD plasma actuator at Reynolds number 63,000," AIAA Paper, 2013-2750 (2013).
- (7) 青野, 岡田, 野々村, 佐藤, 焼野, 藤井, "中レイノルズ数での DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御におけるバースト発振周波数効果," 日本機械学会流体工学部門論文集, G0405 (2013).
- (8) 佐藤, 浅田, 野々村, 青野, 焼野, 藤井, "後レイノルズ数における DBD プラズマアクチュエータを用いた翼周り乱流剥離制御の LES," 日本機械学会 2014 年度年次大会, S0550204(2014)
- (9) 松田, 田中, 雨森, 野村, 大迫, "風車性能に及ぼすプラズマ気流制御の影響", 機械学会 2012 年度年次大会, S056041(2012)
- (10) 満尾, 渡辺, 跡部, 塩原, 伊藤, 田中, "プラズマアクチュエータによる風力タービンの空力特性改善," 機械学会 2013 年度年次大会, S052023(2012)
- (11) 松田, 田中, 大迫, 鎌田, 前田, "プラズマ気流制御風車翼周り流れのタフト法可視化," 可視化情報学会, A215(2013)
- (12) 田中, 大迫, 松田, 山崎, 志村, 浅山, 近藤, 川上, 尾立, 吉田, "プラズマ気流制御による大型風車の出力向上," 第 35 回風力エネルギー利用シンポジウム, A26(2013)
- (13) Post, M. L. and Corke, T. C., "Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil," AIAA Journal, Vol. 44 (2006), pp 3125 - 3134
- (14) Patel, M. P., Sowle, Z. H., Corke, T. C. and He, C., "Autonomous Sensing and Control of Wing Stall Using a Smart Plasma Slat," Journal of aircraft, Vol. 44 (2007), pp 516 - 527
- (15) Bowles, P. O. and Corke, T. C., "Stall detection on a leading-edge plasma actuated pitching airfoil utilizing onboard measurement," AIAA Paper, 2009-93 (2009)
- (16) Mukherjee, S. and Roy, S., "Enhancement of Lift and Drag Characteristics of an Oscillating Airfoil in Deep Dynamic Stall Using Plasma Actuation," AIAA Paper, 2012-702 (2012)
- (17) Lombardi, A., Bowles, P. O., Corke, T. C., "Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator," AIAA Paper, 2012-0918 (2012)
- (18) Mistuo, K., Watanabe, S., Atobe, T., Kato, H., Tatsuro, U. and Tanaka, M., "Lift Enhancement of a Pitching Airfoil in Dynamic Stall by DBD Plasma Actuators," AIAA Paper, 2013-1119 (2013)
- (19) Visbal, M. R., "Numerical Exploration of Flow Control for Delay of Dynamic Stall on a Pitching Airfoil," AIAA Paper, 2014-2044 (2014)
- (20) Asada, K. and Fujii, K., "Burst frequency effect of DBD plasma actuator on the control of separated flow over an airfoil," AIAA Paper, 2012-3054 (2012).
- (21) 佐藤, 岡田, 阿部, 青野, 野々村, 藤井, "DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離流れ制御の非定常流れ場解析," 第 26 回数値流体力学シンポジウム論文集, (2012).
- (22) Lele, S.K., "Compact finite difference scheme with spectral-like resolution," Journal of Computational Physics, Vol.103 (1992), pp. 16-22.
- (23) Gaitonde, D. V. and Visbal, R. M., "Pade type higher-order boundary filters for the Navier-Stokes equations," AIAA Journal, Vol. 38, No. 11 (2000), pp. 2103-2112.
- (24) Chakravarthy, S. R., "Relaxation methods for unfactored implicit upwind schemes," AIAA Paper 84-0165 (1984).
- (25) Choi, H., Moin, P., "Effects of Computational Time Step on Numerical Solutions of Turbulent Flow," Journal of computational Physics, Vol. 113 (1994), pp. 1-4