

DBD プラズマアクチュエータを用いたフィードバック翼流れ剥離制御 の LES - 渦移流に伴う翼面圧力変動を利用した制御則の検討 -

LES of Feedback Flow Separation Control with DBD Plasma Actuator over NACA0015 Airfoil
-Feedback Control Strategy by using pressure variation associated with Vortex Passing over Airfoil Surface-

- 小川拓人, 東理大・院, 東京都 葛飾区 新宿 6-3-1, E-mail : 4416607@ed.tus.ac.jp
- 浅田健吾, 東理大, 東京都 葛飾区 新宿 6-3-1, E-mail : asada@rs.tus.ac.jp
- 関本諭志, 東理大, 東京都 葛飾区 新宿 6-3-1, E-mail : asada@rs.tus.ac.jp
- 立川智章, 東理大, 東京都 葛飾区 新宿 6-3-1, E-mail : tatsukawa@rs.tus.ac.jp
- 藤井孝蔵, 東理大, 東京都 葛飾区 新宿 6-3-1, E-mail : fujii@rs.tus.ac.jp

Takuto Ogawa, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijjuku, Katsushika-ku, Tokyo, Japan
Kengo Asada, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijjuku, Katsushika-ku, Tokyo, Japan
Satoshi Sekimoto, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijjuku, Katsushika-ku, Tokyo, Japan
Tomoaki Tatsukawa, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijjuku, Katsushika-ku, Tokyo, Japan
Kozo Fujii, Tokyo University of Science, 6-3-1, Nijjuku, Katsushika-ku, Tokyo, Japan

This paper proposes a new feedback separation-control model with a pressure and a dynamic threshold parameter by a dielectric barrier discharge plasma actuator around NACA0015 airfoil. The chord-based Reynolds number is set to 63,000 and the angle of attack is set to $\alpha = 12^\circ - 18^\circ$. The results show that the actuator drives once when each separated vortex shed from the leading edge passes through the pressure sensor, and the aerodynamics performances improve stably as compared with a existing model with a fixed threshold parameter.

1. はじめに

1.1 DBD プラズマアクチュエータ

航空機の翼をはじめとする流体機器周りで発生する流れの剥離抑制は、空力特性の向上や騒音の低減といった観点から極めて重要であり、これまでに様々な解決手法が提案されてきた。例えば、流体機器表面に突起物を配置するボルテックスジェネレータや、定常的な吸い込みや吹き出しを用いた定常ジェットといったものがある。これら既存デバイスは、様々な流れへ適用しようとすると構造が複雑になるといったトレード・オフの特徴を持つ。そのため、既存デバイスの有するトレード・オフを克服する新しい流体制御デバイスの研究が進められている。近年では、単純形状かつ高い応答性を持つ誘電体バリア放電 (DBD) プラズマアクチュエータ [1,2] やシンセティックジェット [3] などのデバイスに注目が集まっている。

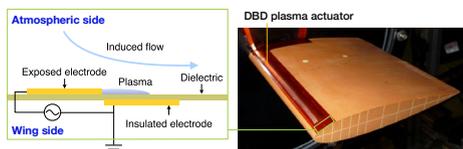


Fig. 1 Schematic of a DBD plasma actuator and an actual DBD plasma actuator installed on a NACA0015 wing model.

DBD プラズマアクチュエータ (以下 PA) は、対象とする流れ場に局所的な変動を与えることで大きな流れを制御するマイクロ流体制御デバイスで、2 枚の電極とそれに挟まれた誘電体からなる単純な構造を持つ (図 1)。全体の薄さは数百マイクロメートルで非常に薄く軽量である。流体制御を行う際には、電極間に高周波・高電圧の交

流電圧を印加する。電圧印加によって露出電極表面にプラズマが発生し、露出電極周辺に非定常な流体変動が誘起され、流体機器の性能を向上させる [1]。発生するプラズマをそのまま流体制御に用いるため、既存のデバイスと比較して時定数の短い制御を行うことが可能である。PA は、流体機器の空力特性向上に適した特徴を持つため、航空機の翼 [4] や自動車、風力発電タービンにおける剥離流れの制御や、ガスタービンエンジンの漏れ流れ抑制 [5] など、様々な分野で実用化にむけた基盤研究が進められている。

1.2 プラズマアクチュエータを用いた剥離制御

DBD プラズマアクチュエータが生み出す誘起流れは、印加する交流電圧の特性によって変化する。高い電圧ほど、また高い周波数ほどより強い誘起流れが生ずるが [6]、それに加えてデューティサイクルを利用したバースト波制御が高い効果を発揮することがわかっている。バースト波制御とは図 2 に示すように、一定周波数 (バースト周波数) で電圧印加のオンオフを繰り返すものである。シミュレーションおよび実験による筆者らのこれまでの研究は、誘起流れの特性と制御効果の関係を明らかにし、その結果からバースト波が有効である理由を明らかにしてきた [7]。なかでも、無次元バースト周波数 F^+ は最も重要なパラメータの 1 つとしてしばしば議論され、剥離制御に有効なバースト周波数に関する研究が行われている [7-9]。既存研究では、低レイノルズ数下の翼流れにおける無次元バースト周波数の最適値が $F^+ \approx 1$ であるとしている [10]。これは、 $F^+ \approx 1$ が剥離した流れの自然な渦放出周波数に近く、2 次元的な大規模渦構造の放出を促

進するためである．これらの渦構造は、自由流れの運動量を境界層に与え運動量交換を促進させる．しかし我々はこれらをより詳細に議論し、翼流れの条件に応じて適切な無次元バースト周波数が異なり、特に失速直後においては $F^+ \approx 1$ より高い周波数 $F^+ = 6$ を用いることで、効率的に空力特性を改善できることを示した [8, 9]．

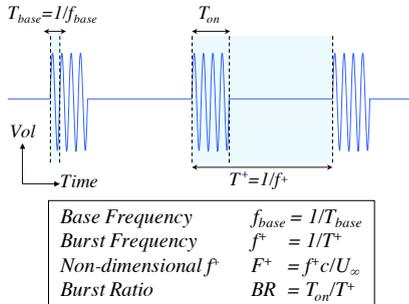


Fig. 2 Schematic of a burst waveform.

1.3 プラズマアクチュエータを用いたフィードバック翼流れ剥離制御

バースト波制御に関する研究の多くは、適切な無次元バースト周波数が流れ条件に依存するにもかかわらず、時間的な変化のない定常流れを対象としている．そのため、流れ条件が時々刻々と変化するピッチング翼非定常流れなどへ PA を適用するための知見が不足している．そこで、翼面センサなどで取得した流れ場の指標を用いて PA の駆動を変化させるフィードバック翼流れ剥離制御の研究が進められている [11, 12]．Plogmann ら [11] は、翼上面のマイクロフォンで検出した支配的な周波数を用いた制御則を提案している．彼らは、支配的な音響周波数を剥離剪断層内における不安定周波数と仮定して PA の駆動周波数に用い、風洞実験で揚力と抗力を改善する結果を得ている．Benard ら [12] は、風洞実験において翼面上の圧力センサから得た圧力係数の二乗平均平方根 (RMS) を用いて剥離を検出し、印加電圧の振幅を変化させることで揚力向上に成功している．いずれの制御則でも一定の翼流れ剥離制御に成功しているが、どのような物理的指標が剥離制御に最も効果的であるかは必ずしも明らかになっていない．また、流れ条件に応じて適切なバースト波を出力するような制御則については検討されていない．そのため筆者らは、翼面センサで取得した圧力分散値に応じたバースト波制御を模擬する制御則 Fixed Threshold Model (FTM) の提案 [13] を行い、3次元の Large Eddy Simulation (LES) [14] を実施した．その結果、FTM は流れ条件に応じて適切な制御パラメータ値が変化し、適切なパラメータ設定において、翼面付近を流れる前縁剥離渦の移流周期と PA の駆動周期に関連性があることを明らかにした．そこで筆者らは、FTM で課題となっていた制御パラメータを削減しつつ、前縁剥離渦を検知してバースト波制御を模擬する制御則 Dynamic Threshold Model (DTM) の提案を行い、簡易的な 2次元計算を実

施した [15]．本研究では、Dynamic Threshold Model についてより精度の高い 3次元の LES を実施し、本制御則の制御メカニズムと有効性をより詳細に検討する．

2. 問題設定

2.1 翼型と流れ場

翼型は NACA0015 翼とし、スパン方向が一様である 2次元翼形状とする．翼型の流れ場に対する迎角は、失速迎角 11° より高い 12° から 2° 刻みで 18° までの 4 ケースとする．流れ場はレイノルズ数 $Re = 6.3 \times 10^4$ の一様流とする．このレイノルズ数は、我々が所有する小型風洞において実験可能な数値であり、翼弦長 $c \approx 0.1$ [m]、主流速度 $U_\infty \approx 10$ [m/s] に相当する．マッハ数は $M_\infty = 0.2$ 、比熱比は空気の $\gamma = 1.4$ 、プラントル数は $Pr = 0.72$ とする．

2.2 フィードバック翼流れ剥離制御則

Fig. 3 に、提案する制御則 Dynamic Threshold Model (DTM) の概要を示す．PA を前縁の剥離点付近にスパン方向一様に、圧力センサを PA から見て後流のスパン方向中央 1 点に設置する．まず、圧力センサのサンプリング周期ごとに、センサで計測した圧力 p から圧力係数 C_p を計算する．続いて、現時刻から c/U_∞ [s] 遡った範囲の圧力データに FFT を用い、その周波数成分でピークを持つ周波数 $\hat{S}t$ を特定する．さらに、得られた周波数に対応する時間スケール $\Delta \hat{T} = 1/\hat{S}t$ を支配的な時間変動のスケールと考え、現時刻から $\Delta \hat{T}$ 遡った範囲の圧力係数の局所移動平均 $C_{p, movave}$ を計算し、これを閾値として用いる．圧力係数が局所移動平均より大きい場合に PA を駆動し、小さい場合には PA を駆動しない制御則である．つまり、局所移動平均の計算幅については固定パラメータとせず、センサで取得した圧力変動の周波数特性から自動的に設定する．これには、固定パラメータとして圧力係数の分散計算幅と閾値を持つ FTM (後述) に対して、固定パラメータを削減しつつ渦を検知する狙いがある．

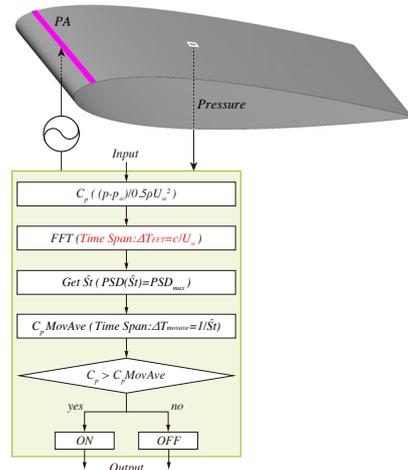


Fig. 3 Flowchart of a Dynamic Threshold Model (DTM).

Fig.4 に、既存の制御則 Fixed Threshold Model (FTM) の概要を示す。なお、PA や圧力センサの位置、圧力センサのサンプリング周期などの条件については、DTM と同様である。まず、圧力センサのサンプリング周期ごとに、センサで計測した圧力 p から圧力係数 C_p を計算する。続いて、現時刻から c/U_∞ [s] 遡った範囲の圧力データを用い、圧力係数の分散値 $C_{p\text{var}}$ を計算する。圧力係数の分散値が閾値 θ より大きい場合に PA を駆動し、小さい場合に駆動しない制御則である。(例えば、閾値を $\theta = 0$ に設定した場合 PA は連続駆動し、 $\theta = \infty$ に設定した場合 PA は駆動しない)。

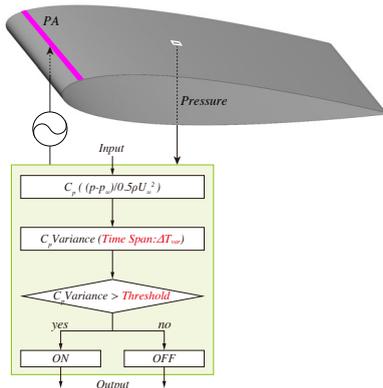


Fig. 4 Flowchart of a Fixed Threshold Model (FTM).

3. 計算条件

3.1 計算手法

流れ場の支配方程式には、3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用い、有限差分法により離散化して数値的に解く数値シミュレーションを採用する。メトリクス、ヤコビアン、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空間精度と解像度が高い 5 点 6 次精度のコンパクト中心差分法を適用した。また時間積分法については、2 次精度 ADI-SGS 陰解法を用いた。数値振動を抑えるフィルターには、10 次精度のものを用いた。なお、実際の計算においては、時間積分後の更新された保存量に対してフィルターが施される。これら計算法については文献 [7-9, 16] などの参考文献を参照されたい。PA による流れ場への運動量供給は、支配方程式に体積力項を導入することで模擬する。体積力のモデル化によるプラズマ効果と流体支配方程式のカップリングには、比較的単純なモデルである Suzen と Huzng ら [17] の定常体積モデル (以下 Suzen モデル) を非定常に拡張した体積モデル [18, 19] を用いる。なお、この修正モデルの数値計算への導入方法やその信頼性に関する詳細の記述、および数値計算の妥当性については既出論文を参照されたい [9, 20]。なお PA による最大平均誘起速度は、主流の 10% 程度となるようにする。

3.2 計算格子

図 5 に、使用する計算格子を示す。翼流れを解くための Zone1 (青色) と、PA 周りの擾乱を高精度で解くための高解像度の Zone2 (赤色) からなる重合格子法を適用する。Zone1 には C 型格子を採用し、翼表面から外部境界までの長さは翼弦長を c として $25[c]$ とする。また、翼のスパン方向の長さは $0.2[c]$ とする。Zone2 には、前縁 5% に設置した PA をモデル化した Suzen モデルの体積力分布が、前処理によって内挿されている。Zone1 の格子点数は約 1800 万点、Zone2 の格子点数は約 200 万点である。翼面直交方向における最小格子幅は、約 $0.00012[c]$ である。翼面上の格子には、固体壁条件を適用する。スパン方向の境界には周期的境界条件を適用し、計 5 つの格子点の計算値を補間なしに直接代入する。

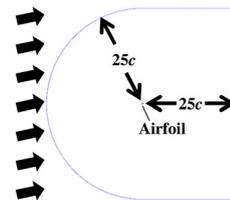
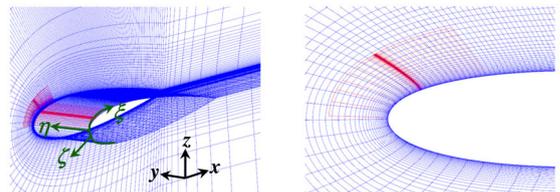


Fig. 5 Computational grids.

3.3 フィードバック翼流れ剥離制御則の計算条件

PA は前縁 5% に、圧力センサは 40% に設置する。PA の駆動周波数と圧力センサのサンプリング周波数については、我々が所有する小型風洞において実験可能な数値である $f_{\text{base}} = 6[\text{kHz}]$ と $f_{\text{sensing}} = 20[\text{kHz}]$ と同等の計算ステップを設定する。なおこれらの計算条件は、既存の制御則 FTM と同等である。なお PA の駆動周波数については、圧力センサで計測した圧力変動に影響を与えることを確認している。そのため DTM の特性上、圧力係数と局所移動平均がともに収束すると、PA の駆動周波数に応じて PA のオンオフが切り替わる可能性がある。そこで、圧力係数と局所移動平均の大小関係が $1/f_{\text{base}}[\text{s}]$ と同等の周期で変動する場合はこれを無視し、直前の PA の駆動状態を保持するように設定する。計算時間は、FTM の計算で確認された空力特性の時間変動などを参考に、無次元時間で $tU_\infty/c = 45$ とする。

4. 結果及び考察

図 6 に, DTM で得られた各迎角における揚抗比の時間変動を示す. 迎角 12° において, 揚抗比は制御開始後速やかに増加し, その後安定して推移する傾向にある. 無次元時間 $0 \leq (t - t_0)U_\infty/c$ (以下 T) $\lesssim 10$ にかけて, 揚抗比 L/D は 4 から 18 まで増加する. その後揚抗比は $17 \lesssim L/D \lesssim 18$ で安定して推移する. 迎角 14° においては, 揚抗比は長周期的な変動を示す傾向にある. 制御開始後速やかに揚抗比が増加し, $T \approx 5$ には $L/D \approx 11$ まで増加するが, その後減少に転じ, $T \approx 18$ には $L/D \approx 3$ まで減少する. その後も揚抗比は $f_{L/D} \approx 20$ の周期で変動する. 迎角 16° と 18° においては, 揚抗比は $2 \lesssim L/D \lesssim 3$ で安定して推移する傾向にある. これらの揚抗比の時間変動を考慮して, 以降の空力特性をはじめとする指標は $20 \leq T \leq 45$ の範囲でサンプリングを行う.

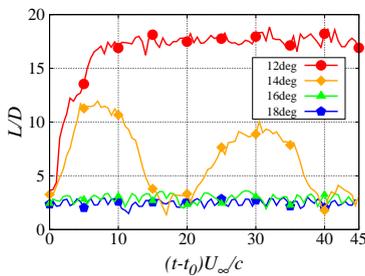


Fig. 6 Time variations of the lift and drag ratio by DTM in each angle of attack.

4.1 空力特性の評価

図 7 に, それぞれの制御で得られた各迎角における空力特性の時間平均値を示す. DTM は本研究の制御則 Dynamic Threshold Model を, FTM_{Peak} は閾値パラメータを有する既存の制御則 Fixed Threshold Model で最も高い空力特性をとった閾値ケースを表す. また, F^+ は既存研究 [8, 21] において高い空力特性を示したバースト波制御ケースを, OFF は非制御ケースを表す. なお, 迎角 14° の $F^+ = 6$ ケースについては, 計算時間の不足が考えられるため参考値とする. DTM は, いずれの迎角においても他制御ケースより比較的高い揚力係数をとる. 迎角 12° で $C_L \approx 1$ をとり, 迎角 14° と 16° で $C_L \approx 0.85$ と減少し, 迎角 18° で $C_L \approx 0.95$ と再び増加する. また抗力係数は, 迎角 12° において $C_D \approx 0.05$ と最も低いものに対して, 迎角が大きくなると相対的に高い値をとるようになり, 迎角 18° では $C_D \approx 0.37$ と高い値をとる. 結果 DTM の揚抗比は, いずれの迎角とも他制御ケースより比較的高くなる. FTM は, 迎角 12° において DTM より揚力係数が高いが, 抗力係数も高いため揚抗比は低い値をとる. また迎角 18° においては PA が非駆動となるため, 満足する空力特性を得られない. バースト波制御の $F^+ = 1$ と $F^+ = 6$ は, いずれの迎角においても非制御ケースより比較的高い空力特性を示すが, 全体的に DTM より低い値をとる傾向にある. また揚力係数を

ると, 迎角 12° と 14° では $F^+ = 6$ が高いのに対して, 迎角 16° と 18° では $F^+ = 1$ が高い. この流れ場条件に伴う空力特性の変動が, バースト波制御の現状の課題であり, 本研究では DTM を用いて課題の一つを達成したといえる.

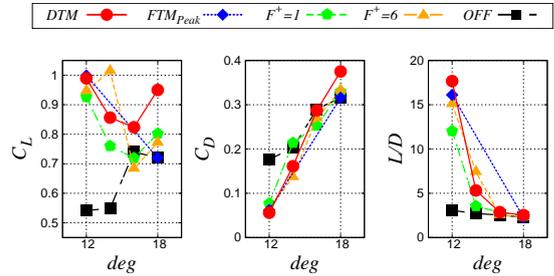


Fig. 7 Aerodynamic performances in each control strategy.

4.2 剥離制御効果の評価

図 8 と 10 に, それぞれの制御で得られた各迎角における平均翼面圧力係数分布と平均翼面摩擦抵抗係数分布を示す. また図 9 と 11 に, それぞれの迎角における DTM と非制御ケース (OFF) の平均主流方向速度場と乱流運動エネルギー (TKE) を示す. 迎角 12° において, DTM は前縁で最も大きなサクシオンピークをとり, また最も小さい剥離泡を形成する. 平均速度場をみると, 非制御ケースが前縁から大きく剥離しているのに対して, DTM は前縁の剥離泡領域と後縁の小さな剥離領域を除いて附着している. また TKE をみると, 非制御ケースが翼面から大きく離れた箇所に高 TKE 領域が分布しているのに対して, DTM は前縁の剥離泡付近に高 TKE 領域があり, またその後流でも翼面に沿うように分布している. FTM_{Peak} は, 前縁で DTM と同等のサクシオンピークをとるが, 剥離泡は若干大きい. 続いて迎角 14° においては, 参考値の $F^+ = 6$ を除くと DTM は最も大きなサクシオンピークをとり, また前縁に他ケースでは確認できない剥離泡を形成する. 平均速度場をみると, 非制御ケースと比較して若干剥離が抑制されているが, 全体的には剥離の傾向にある. TKE をみると, 非制御ケースが翼面から大きく離れた箇所に高 TKE 領域が分布しているのに対して, DTM は翼面から境界層付近まで広い範囲に高 TKE 領域が分布している. これは, 後述する翼流れの可視化結果から, 流れが剥離と附着を交互に繰り返す作用によるものと考えられる. また迎角 16° においては, DTM は最も大きなサクシオンピークをとり, 翼上面全体にかけて他ケースと比較して負圧をとる傾向にある. 平均速度場をみると, 非制御ケースと比較して大きな差異は確認できず, 前縁から後縁にかけて大きく剥離している. TKE をみると, 非制御ケースが翼面から大きく離れた箇所に高 TKE 領域が分布しているのに対して, DTM はその領域が後流まで至る. なお迎角 18° においては, いず

れのケースも 16° と同様の傾向をとる．以上から，DTM は迎角 12° において，FTM や効果的なバースト波制御と同等あるいはより高い剥離制御効果を得る．

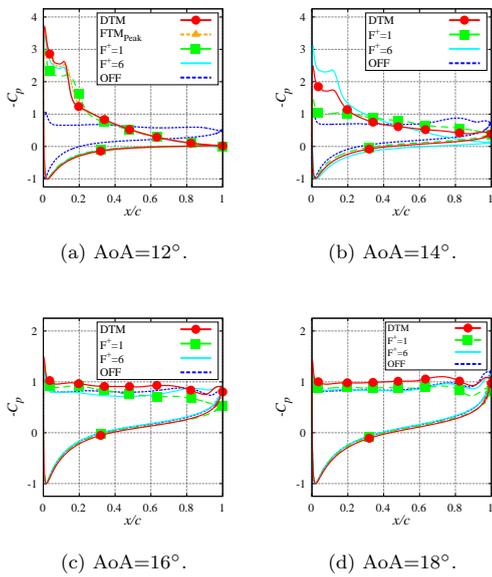


Fig. 8 Time- and spanwise-averaged pressure coefficients around the airfoil surface.

また迎角 14° においては，他ケースには見られない剥離制御効果が確認された．迎角 16° と 18° では，満足する剥離制御効果を得ない．

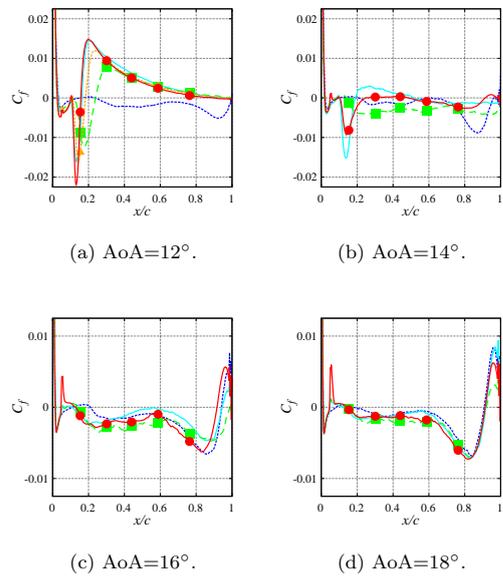


Fig. 10 Time- and spanwise-averaged friction coefficients around the airfoil surface.

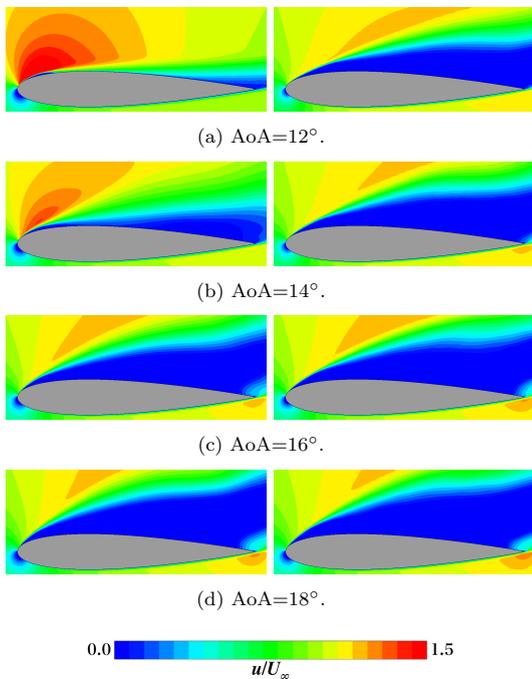


Fig. 9 Time- and spanwise-averaged distributions of the chordwise velocity around the airfoil (Left:DTM, Right:OFF).

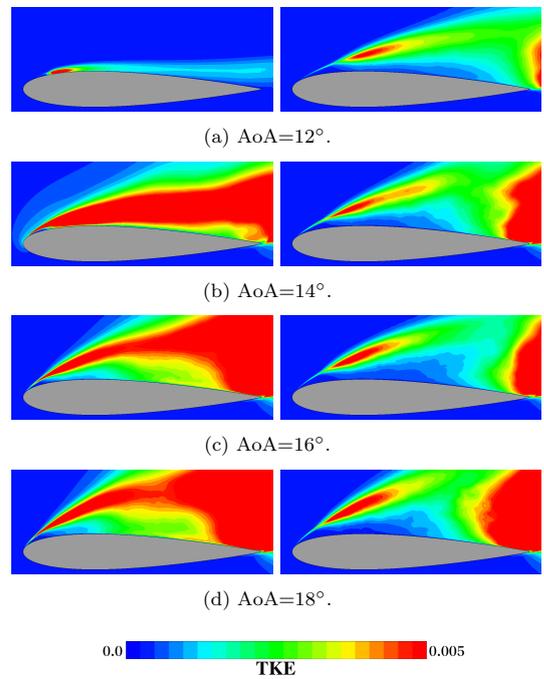


Fig. 11 Time- and spanwise-averaged distributions of the turbulent kinematic energy around the airfoil (Left:DTM, Right:OFF).

4.3 翼面圧力の時間変動

図 12 に, DTM で得られた各迎角におけるスパン平均翼面圧力係数分布の時間変動を示す. また図 13 に, センサ部 $x/c = 0.4$ における圧力係数の時間変動とその局所移動平均を, 図 14 に圧力変動の Wavelet 解析による無次元周波数分布を面塗りしたもの示す. 迎角 12° における翼面圧力について, 制御開始後 $0 \leq T \lesssim 5$ にかけて前縁 $0 \leq x/c \lesssim 0.15$ に負圧領域が形成され, 後縁で $C_p \approx 0$ をとり付着する. 以後 $5 \lesssim T \leq 45$ では, 圧力分布は安定化し付着を維持する. センサ部 $x/c = 0.4$ では, $0 \leq T \lesssim 5$ にかけて, 無次元周波数 $f_{C_p} \approx 10^0 \rightarrow 10^1$ と支配的な周波数のオーダーが推移しつつ徐々に圧力が減少する. その後 $5 \lesssim T \leq 45$ では, $f_{C_p} \approx 10^1$ を支配的な周波数に持ちながら圧力は安定する. なおこの安定状態において, 支配的な周波数として $f_{C_p} \approx 7, 9$ の 2 つのモードが存在する. これらの支配的な周波数は, 後述する翼流れの可視化結果から, 翼面付近の渦構造の移流周期と同等であることを確認している. 迎角 14° においては, $0 \leq T \lesssim 12$ までは迎角 12° と同様の傾向をとる. しかし続く $12 \lesssim T \lesssim 15$ にかけて, 前縁から後縁に大きな負圧領域が移動する. これは, 後述する大規模な 2 次元的渦構造の移流によるものである. $15 \lesssim T \lesssim 20$ にかけては中規模な 2 次元的渦構造が移流し, 後縁が剥離と付着を交互に繰り返す. センサ部では, $0 \leq T \lesssim 12$ にかけて $f_{C_p} \approx 10^0 \rightarrow 10^1 \rightarrow 10^0$ と支配的な周波数のオーダーが推移しつつ徐々に圧力が減少する. その後 $12 \lesssim T \lesssim 20$ では, $f_{C_p} \approx 0.2$ を支配的な周波数にとる急激な圧力変動が発生する. 以後 $20 \lesssim T \leq 45$ にかけても, $0 \leq T \lesssim 20$ と同様の傾向にあり, 大域的な圧力変動が $f_{C_p} \approx 20$ の長周期で発生する. 迎角 16° においては, いずれの時間においても前縁から後縁にかけて負圧領域が移動しており, 後縁では付着と剥離を繰り返している. 誌面の都合上省略させていただくが, これは大規模な 2 次元的渦構造の移流によるものである. センサ部では, $0 \leq T \lesssim 17$ にかけて, $f_{C_p} \approx 0.5$ を支配的な周波数にとりながら徐々に圧力が減少する. 続く $17 \lesssim T \lesssim 30$ にかけては圧力が回復し, 支配的な周波数は $f_{C_p} \approx 2$ に増加する. その後 $30 \lesssim T \leq 45$ にかけては, $f_{C_p} \approx 0.5$ を支配的な周波数にとり圧力が再び減少する. 迎角 18° は迎角 16° と同様の傾向をとる.

4.4 プラズマアクチュエータの駆動評価

制御則 DTM の特性として, PA は圧力指標をもとに時々刻々とオンオフを変化させる. そのため, DTM で得られた PA の駆動は, パースト波 (図 2) のパラメータであるパースト周波数 F^+ やパースト比 BR で表述することができない. そこで, 図 15 に示すような局所パースト周波数 \hat{F}^+ , 局所パースト比 \hat{BR} を定義する. 図 16 に, それぞれの迎角において DTM で得られた非定常パースト波の局所パースト周波数の時間変動を示す. また図 17 に, 非定常パースト波の Wavelet 解析による支配的な無

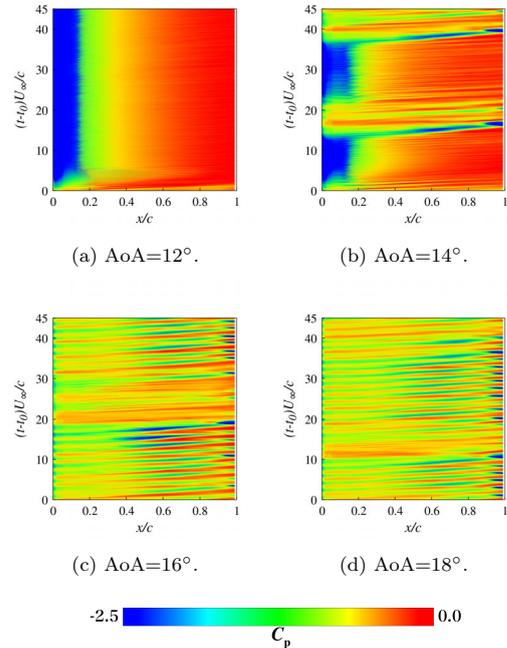


Fig. 12 Time variations of the spanwise averaged pressure coefficient on the suction side of the airfoil surface by DTM.

次元周波数分布を面塗りしたもの示す. 迎角 12° における非定常パースト波について, 制御開始後 $0 \leq T \lesssim 5$ にかけて局所パースト周波数はすみやかに $\hat{F}^+ \approx 8$ に収束する. 以後 $5 \lesssim T \leq 45$ では, 無次元周波数 $f_{F^+} \approx 7, 9$ を支配的な周波数に持ちながら局所パースト周波数は $5 \lesssim \hat{F}^+ \lesssim 40$ で推移する. 迎角 14° においては, 制御開始後 $0 \leq T \lesssim 20$ にかけて支配的な周波数・局所パースト周波数ともに $f_{F^+} \approx 10^0 \rightarrow 10^1 \rightarrow 10^0$ のオーダーで変動している. 以後 $20 \lesssim T \lesssim 45$ にかけては, $0 \leq T \lesssim 20$ と同様の傾向にあり, 長周期における PA の駆動の変動が $f_{F^+} \approx 20$ で発生していることがわかる. 迎角 16° においては, 瞬間的に $\hat{F}^+ \approx 0.25, 2$ を出力する場合を除き, 基本的に $\hat{F}^+ \approx 0.5$ で推移する. 迎角 18° においても, 迎角 16° と同様の傾向をとる. 以上から, DTM で得られた PA の局所パースト周波数は, センサ部における圧力変動の支配的な周波数と概ね一致する.

4.5 翼流れの変化に応じたプラズマアクチュエータの駆動

図 18 と 20 に, 迎角 12° と 14° における DTM で得られた翼流れの瞬間圧力場をそれぞれ示す. また図 19 と 21 に, 翼流れに対応する圧力係数 (赤色) とその局所移動平均 (黒色), PA の駆動, 局所パースト周波数 (14° ではさらに揚抗比) の時間変動をそれぞれ示す. 迎角 12° においては, 翼前縁から 2 次元的渦構造が周期的に放出されている. $t_1 \leq T \leq t_2$ はセンサ部を渦構造が移流した直後であり, 渦構造は負圧をとるため相対的に圧力係数が大きくなっている, 圧力係数が局所移動平均を下回るため PA は駆動しない. $t_2 \leq T \leq t_3$ では, センサ部

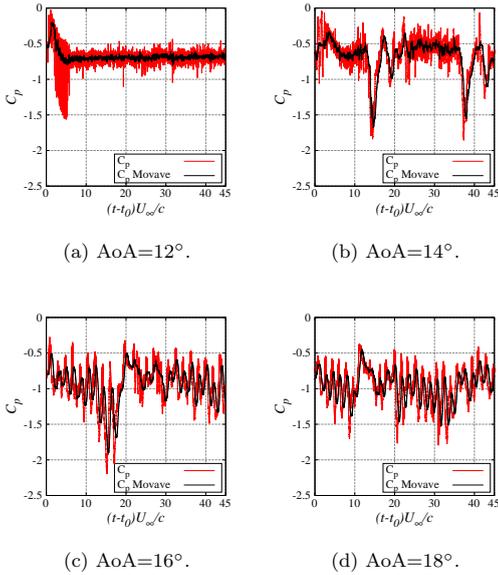


Fig. 13 Time variations of the pressure coefficients at the pressure sensor (40% of the suction side) and the instantaneous time averaged pressure coefficients by DTM in each angle of attack.

には渦構造が確認できず、その結果圧力係数が高く維持され PA が駆動する。 $t_3 \leq T \leq t_4$ では、前縁からセンサ部に 2 次元的渦構造が移流し、圧力係数が小さくなり PA が駆動しなくなる。この傾向は、空力特性の平均区間とした $20 \leq (t - t_0)U_\infty/c \leq 45$ のいずれの時間範囲においても確認される。また前述のように、局所バースト周波数は無次元周波数 $f_{F^+} \approx 7, 9$ を支配的な周波数に持ちながら $5 \lesssim \hat{F}^+ \lesssim 40$ で推移する。なお、誌面の都合上省略させていただいたが、迎角 16° と 18° においても大局的な傾向は同様であり、渦構造の移流に伴い PA が間欠的に駆動する。またその際の 2 次元的渦構造は迎角 12° と比較して相対的に大規模で、また局所バースト周波数は $\hat{F}^+ \approx 0.5$ で推移することを注記する。続く迎角 14° においては、前縁から放出される 2 次元的渦構造のスケールが時々刻々と変化している。 t_1 では、センサ部を大規模な 2 次元的渦構造が移流する。圧力振幅は非常に大きく、また局所バースト周波数は $F^+ \approx 10^0$ をとる。前述した翼面圧力係数の時間変動から、翼流れは剥離しており、揚抗比は $L/D \approx 5$ をとる。 $t_1 \leq T \leq t_3$ では、剥離の抑制の影響によってセンサ部を移流する 2 次元的渦構造のスケールが徐々に小さくなる。圧力振幅は徐々に小さくなり、また局所バースト周波数は大きくなる。翼流れは付着へと推移しており、揚抗比も増加する。 t_3 では、剥離が十分に抑制され、2 次元的渦構造のスケールがさらに小さくなる。圧力振幅は非常に小さくなり、また局所バースト周波数は $5 \leq F^+ \leq 20$ で推移する。このときの翼流れは付着しており、揚抗比は最大値 $L/D \approx 10$ をとる。 $t_3 \leq T \leq t_4$ において、揚抗比は減少に転じる。以後翼流

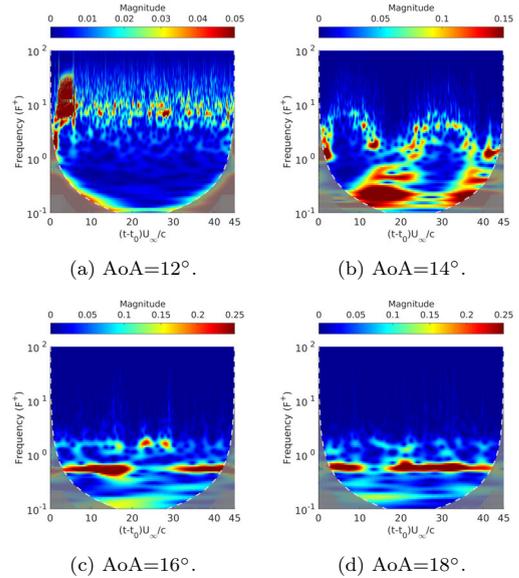


Fig. 14 Wavelet transforms of the pressure coefficients at the pressure sensor (40% of the suction side) by DTM in each angle of attack.

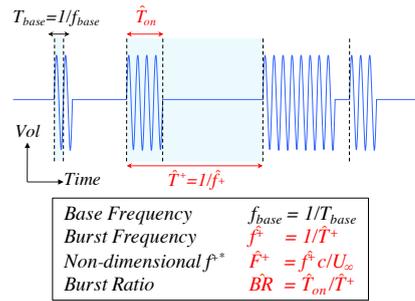


Fig. 15 Schematic of a instantaneous burst waveform.

れは剥離へと推移し、圧力振幅が徐々に大きくなり、センサ部を移流する 2 次元的渦構造のスケールも徐々に大きくなる。局所バースト周波数は t_3 と同等のため、翼流れの付着を達成した局所バースト周波数を用いても、付着を維持できないことが示唆される。 $t_4 \leq T \leq t_5$ で局所バースト周波数は徐々に小さくなり、揚抗比はさらに減少する。 t_5 では流れが再び剥離し、 t_1 と同様に翼面上を大規模な 2 次元的渦構造が移流する。圧力変動は非常に大きく、局所バースト周波数は $F^+ \approx 0.5$ をとる。大規模な渦構造の移流の後、揚抗比は $L/D \approx 2$ まで小さくなる。以上から、DTM はセンサ部を移流する 2 次元的渦構造の移流に応じて、PA が間欠的に駆動することがわかった。特に迎角 14° においては、翼流れが剥離と付着を繰り返すことによって、翼面上を移流する 2 次元的渦構造のスケールが変化し、それに伴い PA の局所バースト周波数も絶えず変化する。また、翼流れの付着を達成した局所バースト周波数を用いても以後付着を維持することができないことがわかった。

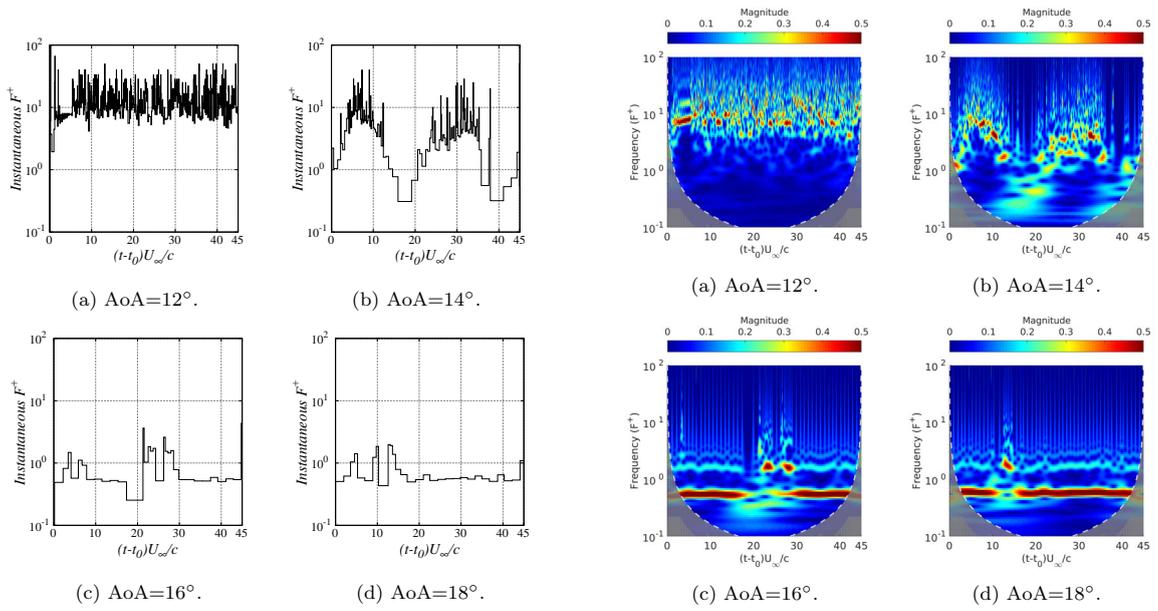


Fig. 16 Time variations of the instantaneous burst frequency by DTM Fig. 17 Wavelet transforms of the instantaneous burst frequency by DTM in each angle of attack.

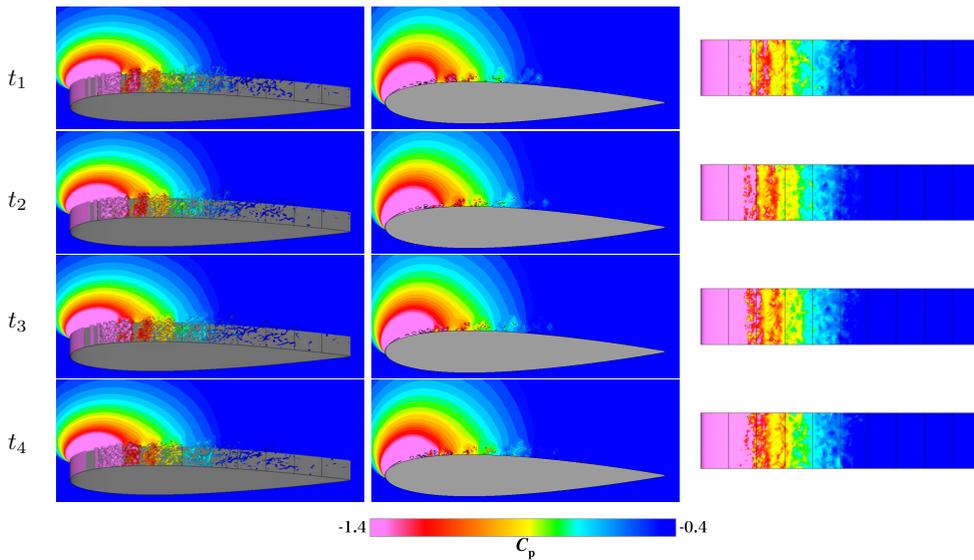


Fig. 18 Instantaneous flow fields by DTM for $\alpha = 12^\circ$.

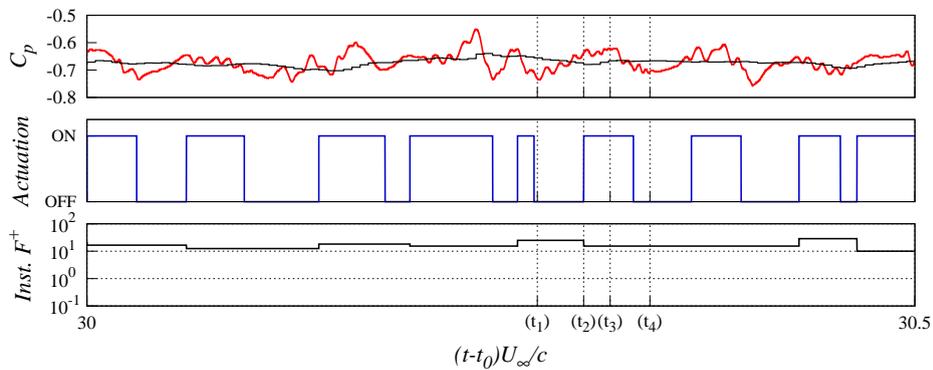


Fig. 19 Time variation of the pressure coefficient at the pressure sensor, the instantaneous time averaged pressure coefficient and the status of the actuation by DTM for $\alpha = 12^\circ$.

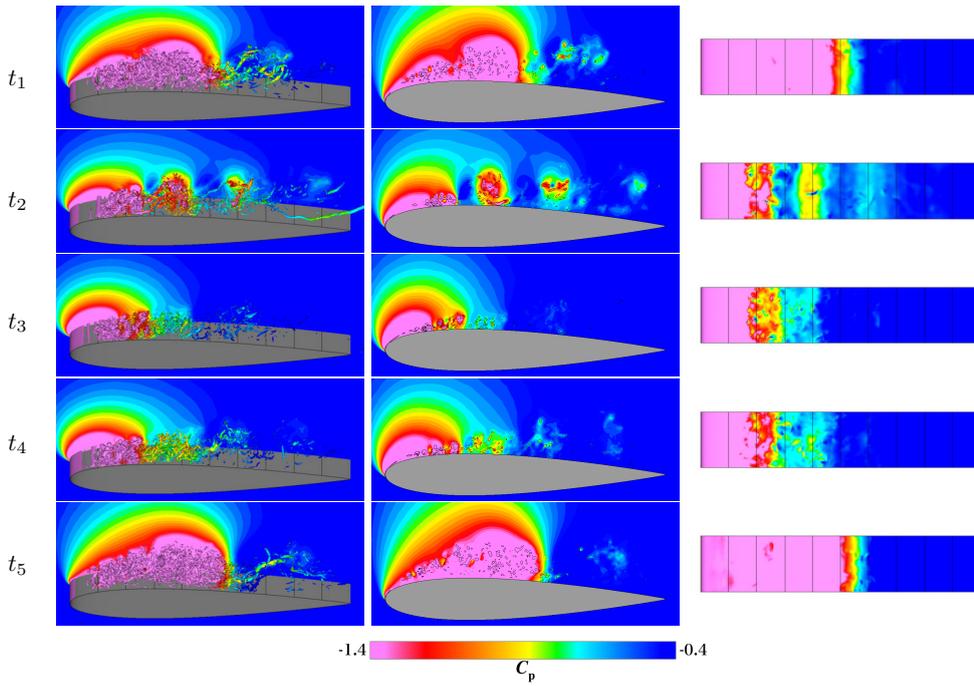


Fig. 20 Instantaneous flow fields by DTM for $\alpha = 14^\circ$.

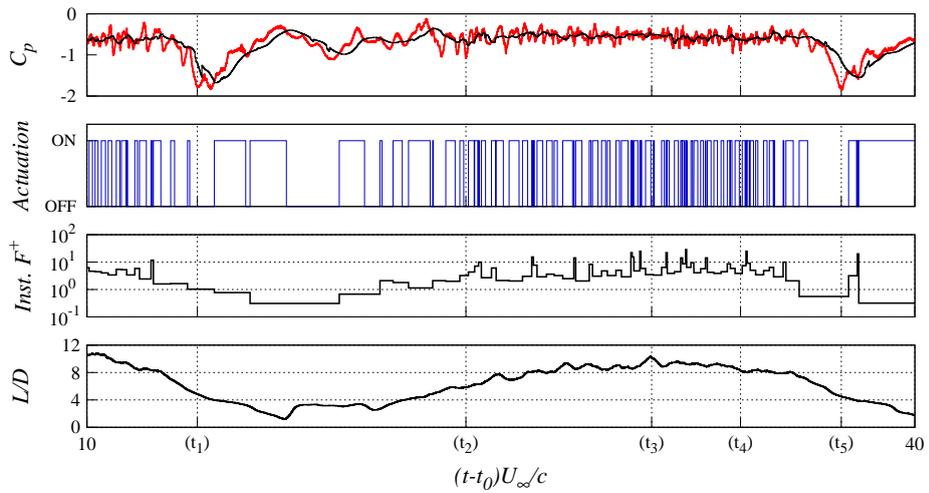


Fig. 21 Time variation of the pressure coefficient at the pressure sensor, the instantaneous time averaged pressure coefficient and the status of the actuation by DTM for $\alpha = 14^\circ$.

5. 結論

DBD プラズマアクチュエータを用いた NACA0015 翼流れの剥離制御について、翼面に設置したセンサから得る圧力係数とその局所移動平均を用いたフィードバック翼流れ剥離制御則 Dynamic Threshold Model (DTM) の LES を実施した。その結果、DTM はセンサ部を移流する 2 次元渦構造の周期に応じて DBD プラズマアクチュエータを間欠的に駆動させ、既存の制御則と比較して、固定の制御パラメータを削減しつつ一定の空力特性と剥離制御効果を得た。今後は、特定条件下の DTM で確認された翼流れ付着後の再剥離を検討し、これを抑制する新しい制御則を検討する。

謝辞

本研究は JSPS 科研費 15H02324, 同 18H03816, 東北大学サイバーサイエンスセンターの助成を受けたものです。

参考文献

- (1) Thomas C. Corke, C. Lon Enloe, and Stephen P. Wilkinson. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control. *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 42, pp. 505–529, 2010.
- (2) J. Reece Roth, Daniel M. Sherman, and Stephen P. Wilkinson. Electro hydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma. *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 7, pp. 1166–1172, 2000.
- (3) Ari Glezer and Michael Amitay. Synthetic jets. *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 34, pp. 503–529, 2002.
- (4) N. Bénard, J. Jolibois, and E. Moreau. Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator. *Journal of Electrostatics*, Vol. 67, No. 2-3, pp. 133–139, 2009.
- (5) Donald P. Rizzetta and Miguel R. Visbal. Simulation of plasma-based flow-control strategies for transitional highly loaded low-pressure turbines. In *AIAA-2007-4216*, 2007.
- (6) Thomas Corke, Martiqua Post, and Dmitry Orlov. Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications. *Experiments in Fluids*, Vol. 46, pp. 1–26, 2009. 10.1007/s00348-008-0582-5.
- (7) Kozo Fujii. High-performance computing-based exploration of flow control with micro devices. *Philosophical Transaction of The Royal Society A*, Vol. 372, No. 20130326, 2014.
- (8) Makoto Sato, Hikaru Aono, Aiko Yakeno, Taku Nonomura, Kozo Fujii, Koichi Okada, and Kengo Asada. Multifactorial effects of operating conditions of dielectric-barrier-discharge plasma actuator on laminar-separated-flow control. *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 9, pp. 2544–2559, June 2015.
- (9) Kozo Fujii. Three flow feature behind the flow control authority of dbd plasma actuator: Result of high-fidelity simulations and the related experiments. *Applied Science 2018*, Vol. 8, Issue 4, 2018.
- (10) M. L. Post and T. C. Corke. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators. *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 11, pp. 2177–2184, November 2004.
- (11) Benjamin Plogmann, Steffen Mack, and Hermann F Fasel. Experimental investigation of open-and closed-loop control for airfoil under low reynolds number conditions. In *39th AIAA Fluid Dynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, p. 4282, 2009.
- (12) N. Benard, J.P. Bonnet, E. Moreau, J. Griffin, and L. N. Cattafesta III. On the benefits of hysteresis effects for closed-loop separation control using plasma actuation. In *AIAA 2010-4259*, 2010.
- (13) Hiroki Kato, Makoto Sato, Hikaru Aono, Aiko Yakeno, and Kozo Fujii. Control mechanism of dbd plasma actuator for deep-stall flows around naca0015 airfoil. *European Draft Reduction and Flow Control Meeting EDRFCM*, March ,2015.
- (14) Takuto Ogawa, Satoshi Shimomura, Kengo Asada, Satoshi Sekimoto, Tomoaki Tatsukawa, Hiroyuki Nishida, and Kozo Fujii. Study on the sensing parameters toward better feed-back control of stall separation with dbd plasma actuator. In *AIAA Aviation Forum 2017*, Denver, 5 - 9 June 2017. AIAA 2017-3565.
- (15) Takuto Ogawa, Kengo Asada, Satoshi Sekimoto, Tomoaki Tatsukawa, and Kozo Fujii. Les of feed-back flow separation control by dbd plasma actuator over an naca0015 airfoil -investigation of the control strategy with pressure on the airfoil surface-. In *ISSN2433-2666 2017*, Katsushika, Tokyo, 30 August - 1 September 2017. ISSN2433-2666-274.
- (16) Hikaru Aono, Soshi Kawai, Taku Nonomura, Makoto Sato, Kozo Fujii, and Koichi Okada. Plasma-actuator burst-mode frequency effects on leading-edge flow-separation control at reynolds number. *AIAA Journal*, Vol. 55, pp. 3789–3806, 2017.
- (17) Y. B. Suzen and P. G. Huang. Simulations of flow separation control using plasma actuator. In *AIAA-2006-877*, 2006.
- (18) Kengo Asada and Kozo Fujii. Computational analysis of unsteady flow-field induced by plasma actuator in burst mode. In *AIAA-2010-5090*, June 2010.
- (19) K. Asada, T. Nonomura, H. Aono, M. Sato, K. Okada, and K. Fujii. Les of transient flows controlled by dbd plasma actuator over a stalled airfoil. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2015.
- (20) Hikaru Aono, Satoshi Sekimoto, Makoto Sato, Aiko Yakeno, Taku Nonomura, and Kozo Fujii. Computational and experimental analysis of flow structures induced by a plasma actuator with burst modulations in quiescent air. *Mechanical Engineering Journal*, Vol. 2, No. 4, pp. 1–16, 2015.
- (21) Makoto Sato, Koichi Okada, Hikaru Aono, Kengo Asada, Aiko Yakeno, and Taku Nonomura and Kozo Fujii. Les of separated-flow controlled by dbd plasma actuator around naca 0015 over reynolds range of $10^4 - 10^6$. In *AIAA 2015-0308*, 9 - 12 January 2015.