

[共同研究成果]

DBD プラズマアクチュエータを用いた フィードバック翼周り流れ剥離制御モデルの検討

— スーパーコンピュータを利用した高解像度シミュレーションに基づいて —

藤井 孝藏：東京理科大学工学部情報工学科
小川 拓人：東京理科大学大学院工学研究科経営工学専攻
浅田 健吾：東京理科大学工学部情報工学科

1. はじめに

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。

1.1 DBD プラズマアクチュエータ

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 [4]。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 [5] や自動車 [6]、風力発電タービンにおける剥離流れの制御 [7, 8] や、ガスタービンエンジンの漏れ流れ抑制 [9] など、様々な分野において実用化にむけた基盤研究が進められている。

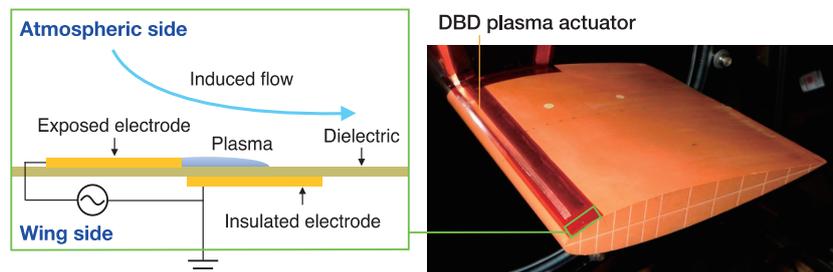


図 1 DBD プラズマアクチュエータの構造と翼型への設置例

図 2 に、PA を用いた翼周りの流れの剥離制御効果を示す。翼前縁に設置された PA を駆動させることで、翼面から大きく剥離した流れが翼面に付着し、翼の空力特性が向上する。

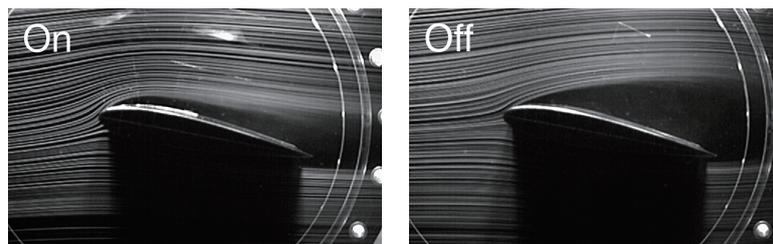


図2 DBD プラズマアクチュエータを用いた NACA0015 翼周り流れの剥離制御(制御/非制御) [12]

1.2 DBD プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れの剥離制御

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[10]，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3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[14]。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[14-17]。

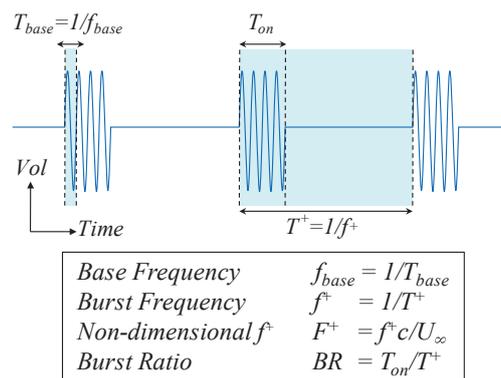


図3 DBD プラズマアクチュエータのバースト波制御における各種制御パラメータ

既存研究では、低レイノルズ数下の翼周り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[11]。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、翼周り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 $F^+ = 1$ 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[15, 17 など]。

1.3 DBD プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れのフィードバック剥離制御

バースト駆動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周りの非定常流れなどへPAを適用するための知見が不足している。そのため、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剥離制御モデルの研究が進められている[18, 19]。Plogmannら[18]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モデルを提案している。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[19]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。いずれの制御モデルでも一定の翼周り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モデルについては検討されていない。そこで我々は、翼面センサで取得した圧力分散値に応じたバースト駆動を模擬する制御モデル Fixed Threshold Model (FTM) の提案[20]を行い、簡易的な2次元計算[21]を実施した。その結果、FTM は流れ場条件に応じて適切な制御パラメータ値が変化することが明らかにされた。本研究では、より精度の高い3次元のLESを行い、本制御モデルの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 $\alpha = 11^\circ$ より高い $\alpha = 12^\circ$ 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 フィードバック剥離制御モデル

図 4 に、本研究で取り扱う制御モデル Fixed Threshold Model (FTM) の概要を示す。PA を誘起流れが主流と同じ方向に出るように露出電極側を上流にして設置する。また、フィードバック制御に用いる圧力センサを PA に対して下流側に設置する。圧力センサのサンプリング周期ごとに、センサで計測した翼上面圧力 p から圧力係数 C_p を計算し、更に圧力係数の時間履歴から圧力係数の分散値 $C_{p,var}$ を計算する。分散値が閾値 θ より高い場合に PA を駆動し、低い場合に駆動しないシンプルな制御モデルである。(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)。本研究では、PA を前縁 5%位置にスパン方向に一様に、圧力センサを前縁 40%位置のスパン方向中央の 1 点に設置する。

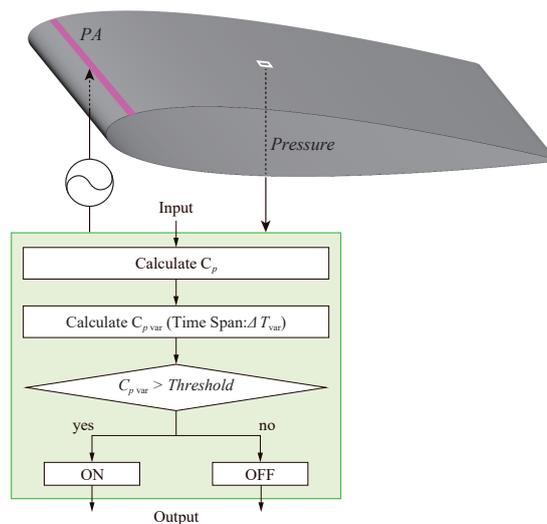


図 4 Fixed Threshold Model (FTM)

3. 計算条件

3.1 計算手法

表 2 に本研究で用いる計算手法を示す. 流れ場の支配方程式には, 3次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用い, 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. メトリックス, 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[14-17]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, 幾つかの種類が存在するが, 本研究では比較的単純なモデルである Suzen と Huzng ら[22]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[23, 24 など]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 [17, 25]. 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.

表 2 計算手法

支配方程式	3次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式
空間差分	6次精度コンパクト中心差分 +3重対角フィルター ($\alpha_f=0.40$)
時間積分	2次精度 ADI-SGS 陰解法 +内部反復5回
乱流モデル	Implicit LES

3.2 計算格子

図 5 に, 本研究で使用する計算格子を示す. 翼周りの流れを解くための 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の 25 倍とする. また, 翼のスパン方向の長さは翼弦長の 0.2 倍とする. Zone2 には, 翼前縁 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. 翼面上の格子には, 固体壁条件を適用する. また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.

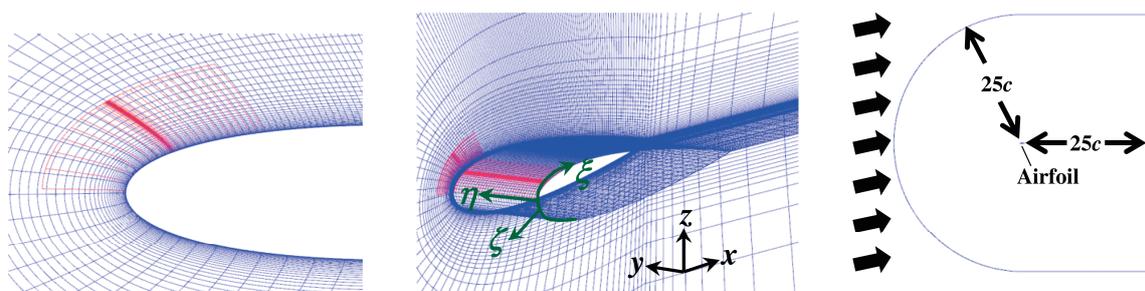


図 5 計算格子 (翼前縁/翼周辺/全体)

3.3 計算ケース

表 1 に本研究の計算ケースを示す．設定する閾値のオーダーは，本計算の事前に行われた簡易的な 2 次元計算[21]を参考に見積もっている．

表 1 本研究の計算ケースと用いる閾値

計算ケース名	FTM1	FTM2	FTM3	FTM4	FTM5
閾値	1.0-E04	5.0-E04	1.0-E03	2.0-E03	5.0-E03

3.4 計算機に関して

計算機には，東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータ SX-ACE を利用した．利用ノード数は，ケースによって多少前後するが主に 20 ノードである．実際の計算では，計算領域を分割して各ノードに割り当てて計算を行う．ノード内はスレッド並列（自動並列，一部 OpenMP を利用），ノード間は MPI による並列化を施した．1 ケースの計算時間はおおよそ 40 時間である．

4. 計算結果

4.1 剥離制御効果と閾値の関係

図 6 に，本研究において得られた FTM の各閾値ケースと，既存研究[14]で得られた効果的なバースト波制御ケース「Burst1」「Burst2」，連続制御「Normal」，非制御「OFF」の空力特性を示す．なお誌面の都合上，最も剥離制御効果の得られたケース「FTM4」を中心に議論する．まず本研究で取り扱うフィードバック剥離制御モデル「FTM」の特性上，閾値 $\theta=0$ のとき PA は連続制御（Normal）となり，閾値 $\theta=\infty$ のとき PA は非制御（OFF）となる．Normal と OFF では，揚抗比と揚力が $L/D\approx 3$ ， $C_L\approx 0.5$ と低く，抗力も $C_D\approx 0.15$ と高い値をとる．対して $0<\theta<\infty$ の範囲をとる他の閾値ケースでは，閾値に応じて空力特性に大きな差異が生じている．この傾向は，同等の流れ条件で行われた FTM の風洞実験[26]の結果と概ね一致する．空力特性は特定の閾値でピークをとり，特に FTM4 のケースにおいて，揚抗比と揚力は $L/D\approx 16.0$ ， $C_L\approx 1.0$ ，抗力は $C_D\approx 0.06$ とバースト波制御よりも高い空力特性を得る．なお，FTM5 では PA は駆動せず，各空力性能は OFF と同等の値となった．よって本制御モデル FTM は，得られる空力特性が閾値に大きく依存し，適切な閾値を設定することで効果的とされるバースト波制御よりも高い空力特性を得ることがわかった．

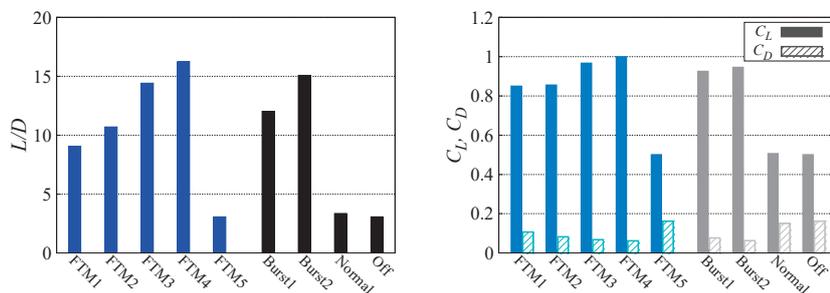


図 6 FTM の各閾値ケースにおける空力特性（揚抗比 L/D ，揚力 C_L ，抗力 C_D ）

図 7 に，FTM の各閾値ケースにおける翼面圧力係数分布と翼面摩擦抵抗係数分布を示す．また図 8 に，FTM の各閾値ケースにおける翼周り平均速度場を示す．圧力分布においては，閾値を FTM1 から大きくしていくと，翼前縁のサクションピークが大きくなる．また，摩擦抵抗分布は翼前縁の剥離泡が小さくなることからわかる．平均速度場からは，翼前縁の剥離泡の縮小に伴って剪断層が翼面に近くなり，低速度領域が小さくなることを確認できる．特に FTM4 では，翼前縁で最も大

きなサクシオンピークをとり、翼前縁の剥離泡が最も小さくなる。また平均速度場をみると、流れが翼後縁に至るまで付着していることが確認できる。制御結果が OFF と同等である FTM5 では、圧力分布が翼前縁で小さなサクシオンピークをとり、流れが大きく剥離していることがわかる。また摩擦抵抗分布から、翼前縁から後縁に至るまで負の値をとり続ける。また平均速度場をみると、翼上面に広く低速度の領域が形成されており、剪断層が翼面上から大きく離れ剥離していることが確認できる。よって本制御モデル FTM は、閾値の設定に応じて翼周り流れの剥離制御効果が大きく変化することがわかった。

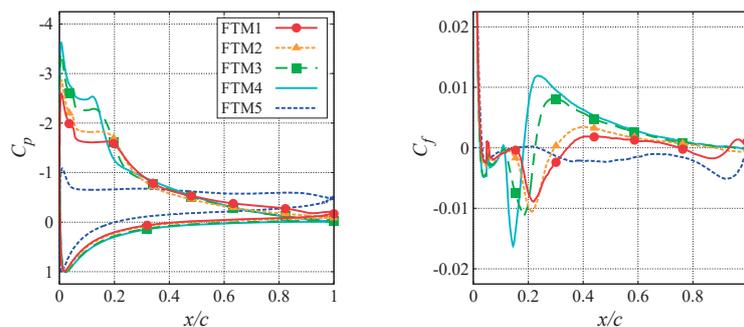


図 7 FTM の各閾値ケースにおける翼面圧力分布と翼面摩擦抵抗分布

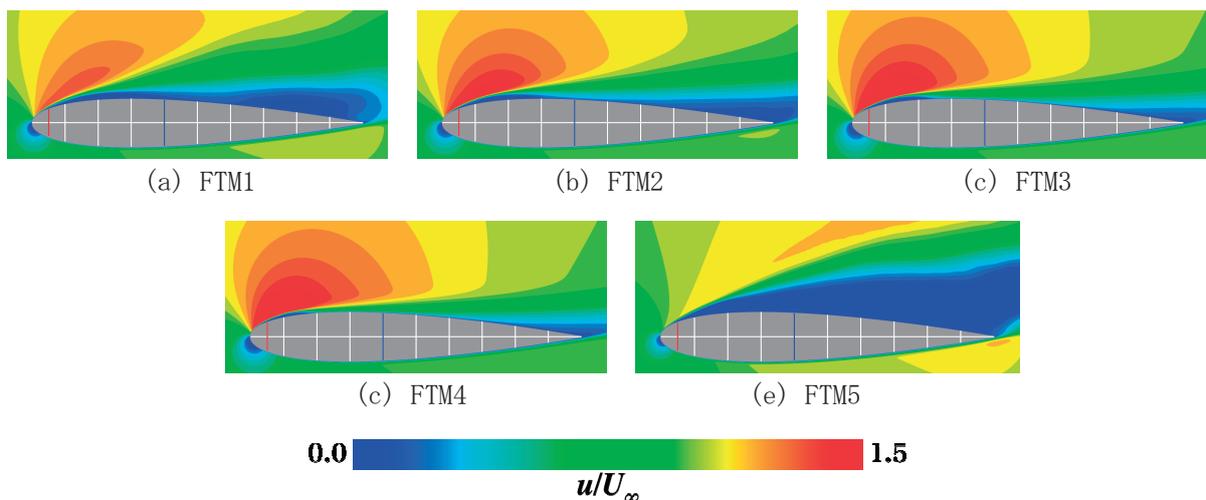


図 8 FTM の各閾値ケースにおける翼周り平均速度場

4.2 効果的な閾値ケース (FTM4) における瞬間場とプラズマアクチュエータの駆動

図 9 に、最も高い剥離制御効果をとる閾値ケース FTM4 における翼周り流れの瞬間圧力場と渦構造 (Q 値) の時間推移 ($T=tU_\infty/c=t_A, t_B, t_C, t_D$) を示す。また図 10 に、それに対応する PA の駆動を示す。なお、時間範囲 $74 \leq T \leq 75$ は、制御を開始した $T=0$ から十分に制御が進み、流れ場が発達したと考えられるものである。翼上面前縁から 2 次元な渦構造 (矢印: 黄緑) が放出されている。 $t_A \leq T \leq t_B$ では、センサ上部 (前縁 40%: 青) を渦が通過し、それに伴い圧力分散値が閾値を超えて PA (前縁 5%: 赤) が駆動している。続いて $t_B \leq T \leq t_C$ では、センサ上部に比較的渦構造が見られない。その結果、 $t_C \leq T \leq t_D$ において圧力係数分散値が小さくなり、PA が駆動しなくなる。なお、分散値計算時間幅の分だけ PA の駆動の変化には時間遅れが生じていることに注意されたい。最後に、 $T=t_D$ では $T=t_A$ と同様にセンサ上流に渦が移流しており、直後から PA の駆動が開始されている。よって適切な閾値を設定した場合、2 次元な渦構造のセンサ部通過に応じ

てPAが間欠的に駆動する．この間欠的な駆動は渦の移流に応じて準周期的なものとなる．誌面の都合上，他閾値ケースの議論は省略させて頂くが，本制御モデルFTMは，適切な閾値を設定することでPAが前縁から放出された2次元的な渦構造の移流に応じて間欠的に駆動し，それ以外の閾値を設定すると渦構造を捉えずPAが非定常に駆動するモデルであることがわかった．

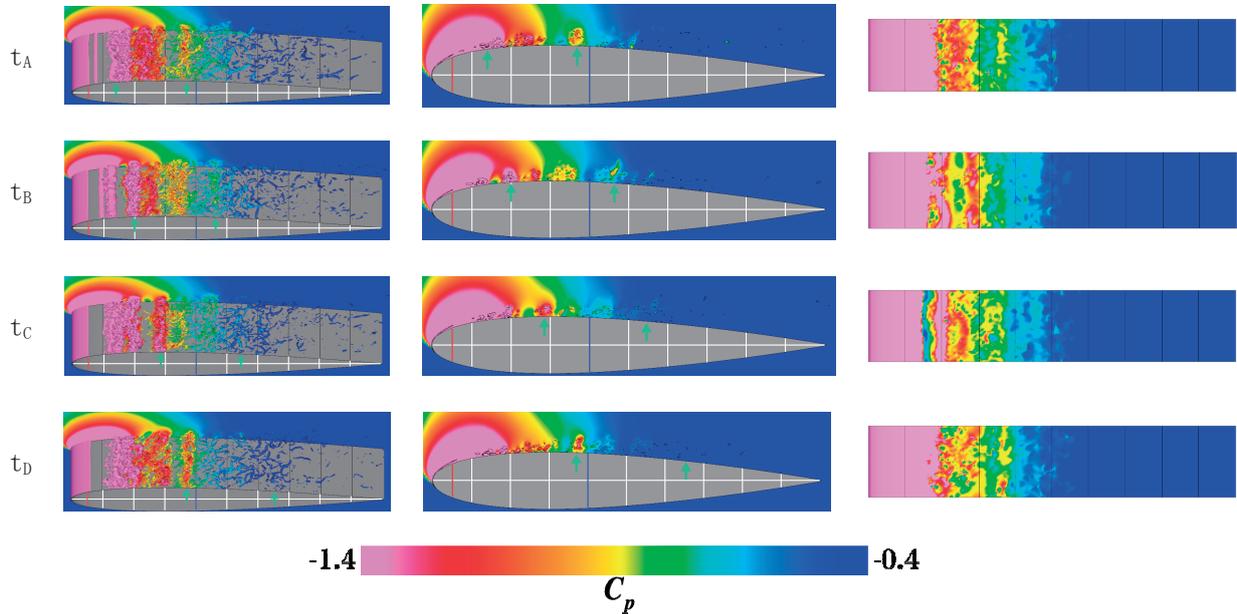


図 10 FTM4 における翼周りの瞬間圧力場と渦構造 (Q 値)

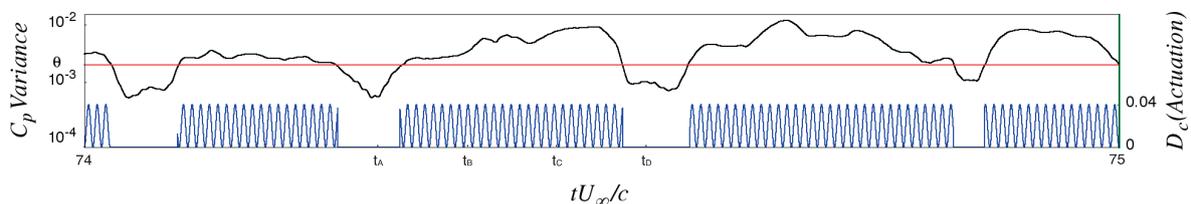


図 11 FTM4 におけるセンサ部の圧力係数分散値と DBD プラズマアクチュエータの駆動

4.3 今後の研究計画

本研究で取り扱った制御モデルFTMは，翼面圧力分散値と固定の閾値という単純な指標を用いているため，剥離制御に寄与すると考えられる2次元的な渦構造の検出が必ずしも達成されていない．そこで今後は，固定の閾値を用いずに渦構造を検出することが可能な Dynamic Threshold Model (DTM) の開発を進めていく．また，本研究では計算コストの都合上流れ条件（主流速度や迎角）については固定としている．そのため，時々刻々と流れ条件が変化する現実の流れにおいて剥離制御を達成するための知見が依然不足している．今後は，迎角や流速を動的に変化させるなど流れに擾乱を与えた計算を行うことで，制御モデルの有効性についてより深く検証していく予定である．

5. まとめ

DBD プラズマアクチュエータを用いた NACA0015 翼周り流れの LES を行い，翼面圧力係数分散値と閾値を用いたフィードバック剥離制御モデル Fixed Threshold Model (FTM) の有効性を検討し

た。失速直後の迎角 12° の翼周り流れに FTM を適用した結果、得られる空力特性は閾値に大きく依存することがわかった。このとき FTM に適切な閾値を設定すると、得られる空力特性は効果的とされる既存のバースト波制御よりも高くなった。また翼周り流れを観察すると、前縁から放出された 2 次元的な渦構造の移流に応じて DBD プラズマアクチュエータが間欠的に駆動し、翼周り流れの剥離が抑制されることが確認できた。

謝辞

ここに記載させて頂いた成果は、東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを利用することで実現することができたものである。また、研究にあたっては同センター関係各位に有益なご指導とご協力を頂いた。曾根秀昭センター長をはじめ、センターの皆様はこの場を借りて謝意を示したい。

参考文献

- [1] T. C. Corke, C. L. Enloe, and S. P. Wilkinson, "Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 42, pp. 505–529, 2010.
- [2] J. R. Roth, D. M. Sherman, and S. P. Wilkinson, "Electro hydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 7, pp. 1166–1172, 2000.
- [3] A. Glezer, and M. Amitay, "Synthetic Jets," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 34, No. 1, pp. 503–529, 2002.
- [4] T. C. Corke, M. L. Post, and D. M. Orlov, "Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Physics, Modeling and Applications," *Experiments in Fluids*, Vol. 46, No. 1, pp. 1–26, 2009.
- [5] N. Benard, 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.
- [6] 清水圭吾, 中島卓司, 関本諭志, 藤井孝藏, 平岡武宜, 中村優佑, 農沢隆秀, "プラズマアクチュエータを用いた三次元ブラフボディの空気抵抗低減," 日本機械学会流体工学部門講演会, 室蘭, 2018.11.29-30 (発表予定) .
- [7] H. Matsuda, M. Tanaka, S. Goshima, K. Amemori, M. Nomura and T. Osako, "Experimental Study on Plasma Aerodynamic Control for Improving Wind Turbine Performance," *Asian Congress on Gas Turbines 2012*, Shanghai, P. R. China, August 2012.
- [8] D. Greenblatt, A. B. Harav, and H. M. Vahl, "Dynamic Stall Control on a Vertical Axis Wind Turbine Using Plasma Actuators," *AIAA Journal*, Vol. 52, No. 2, pp. 456–461, 2014.
- [9] D. P. Rizzetta and M. R. Visbal, "Simulation of Plasma-based Flow Control Strategies for Transitional Highly Loaded Low- Pressure Turbines," *37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, Miami, Florida, June 2007.
- [10] T. C. Corke, M. L. Post and D. M. Orlov, "Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications," *Experiments in Fluids*, Vol. 46, pp.1-26, 2009.
- [11] M. L. Post and T. C. Corke, "Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators," *AIAA Journal*, Vol. 42 No.11,2004.
- [12] 二宮由光, 藤井孝藏, "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, 1F1, October 2007.

- [13] K. Asada, Y. Ninomiya, A. Oyama, and K. Fujii, “Airfoil Flow Experiment on the Duty Cycle of DBD Plasma Actuator,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, January 2009.
- [14] K. Fujii “High-Performance Computing Based Exploration of Flow Control with Micro Devices” *Philosophical Transaction A, The Royal Society*, Vol. 372, Article ID 20130326, 2014.
- [15] M. Sato, H. Aono, A. Yakeno, T. Nonomura, K. Fujii, K. Okada, and K. Asada, “Multifactorial Effects of Operating Conditions of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator on Laminar Separated Flow Control,” *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 9, 2015.
- [16] H. Aono, S. Kawai, T. Nonomura, M. Sato, K. Fujii and K. Okada, “Plasma-Actuator Burst-Mode Frequency Effects on Leading-Edge Flow-Separation Control at Reynolds Number 2.6 · 10⁵,” *AIAA Journal* Vol. 55, pp. 3789-3806, 2017.
- [17] K. Fujii, “Three Flow Features 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.
- [18] B. Plogmann, S. Mack, and H. F. Fasel, “Experimental Investigation of Open- and Closed-Loop Control for Airfoil Under Low Reynolds Number Conditions,” 39th AIAA Fluid Dynamics Conference, San Antonio, Texas, June 2009.
- [19] 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,” *Physics of Fluids* 23, Vol. 23, Issue 8, 2011.
- [20] H. Kato, M. Sato, H. Aono, A. Yakeno, and K. Fujii “Control Mechanism of DBD Plasma Actuator for Deep-Stall Flows around NACA0015 Airfoil,” *European Drag Reduction and Flow Control Meeting EDRFCM* March 2015.
- [21] T. Ogawa, S. Shimomura, K. Asada, S. Sekimoto, T. Tatsukawa, H. Nishida, and K. Fujii, “Study on the Sensing Parameters Toward Better Feed-Back Control of Stall Separation with DBD Plasma Actuator,” 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation Forum, Denver, Colorado, June 2017.
- [22] Y. B. Suzen and P. G. Huang, “Simulations of Flow Separation Control using Plasma Actuators,” 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, Reno, Nevada, January 2006.
- [23] K. Asada and K. Fujii, “Computational Analysis of Unsteady Flow-field Induced by Plasma Actuator in Burst Mode,” 5th AIAA Flow Control Conference, AIAA Paper, AIAA Paper 2010-5090, June 2010.
- [24] K. Asada, T. Nonomura, H. Aono, M. Sato, K. Okada, K. Fujii, “LES of Transient Flows Controlled by DBD Plasma Actuator over a Stalled Airfoil,” *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 29, 2015.
- [25] H. Aono, S. Sekimoto, M. Sato, A. Yakeno, T. Nonomura, and K. Fujii, “Computational and Experimental Analysis of Flow Structures Induced by a Plasma Actuator with Burst Modulations in Quiescent Air” *Bulletin of the JSME Mechanical Engineering Journal* Vol. 2, No. 4, 2015.
- [26] S. Shimomura, T. Ogawa, S. Sekimoto, T. Nonomura, A. Oyama, K. Fujii, and H. Nishida, “Experimental Analysis of Closed-Loop Control of Flow around Airfoil Using DBD Plasma Actuator,” *ASME* 2017, Paper No. FEDSM2017-69246, pp. V01CT22A004, Waikoloa, Hawaii, July 2017.