

[共同研究成果]

DBD プラズマアクチュエータを用いた

NACA0015 翼流れ剥離制御へのガーニーフラップの適用

浅田 健吾：東京理科大学工学部情報工学科

稲向 隆：東京理科大学工学部機械工学科

関本 諭志：東京農工大学工学部機械システム工学科

藤井 孝藏：東京理科大学工学部情報工学科

1. はじめに

流体機器における流れの剥離は機器の性能を著しく低下させる現象で、古くからこれを制御する試みがなされてきた。近年、DBD (Dielectric Barrier Discharge：誘電バリア放電)プラズマアクチュエータ (以下 PA) と呼ばれる流体制御デバイス[1, 2]が注目され、世界的に多くの研究がなされている。国内でも 2013 年から日本機械学会にプラズマアクチュエータ研究会が設けられ、実用化に向けて産業界を巻き込んだ議論が活発に行われている[3]。PA は、対象とする流れ場に局所的な変動を与えることで周囲の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と非常に薄く軽量で、取り付けることによる形状変化が極めて小さいために既存システムへの導入が容易であることが特徴である。電極間に高周波・高電圧の交流電圧を印加することで露出電極周辺にプラズマが発生し、非定常な流体変動が誘起される。この印加電圧の ON/OFF に対して瞬時に応答するのも利点である。他にも機械的な駆動部を持たない、消費電力が少ないなど多数の利点を有するために航空機の翼[4-10]、風力発電タービン[11, 12]、ガスタービン[13]、換気ダクト[14]、自動車[15-18]など様々な流れに適用するための基盤研究が進められている。

特に翼流れに対する研究は数多く存在し、限られた条件下ではあるものの剥離制御メカニズムや PA の適切な駆動条件などが明らかになってきている[8-10]。失速迎角付近の低レイノルズ数 NACA0015 翼流れにおいて、PA の ON と OFF を周期的に切り替えるバースト駆動を用いることで流れの剥離抑制が効果的に行えることがわかっている。駆動条件を表現するために無次元バースト周波数 F^+ が用いられるが、失速迎角付近では $F^+=6$ 付近の周波数が有効であることがわかっている。 $F^+=6$ を用いた制御は流れの乱流遷移を促進し、翼前縁からの大規模な剥離は抑制され、これによって揚抗比は大きく改善する。このように $F^+=6$ を用いたバースト駆動は翼性能を大きく改善するが、一方で、翼後縁付近で流れが再度剥離することが知られており、この後縁剥離を抑制できればさらなる性能向上が期待できる。翼後縁の圧力分布になんらかの方法で変化を加えられれば剥離を抑制できる可能性があるが、その一つの手段としてガーニーフラップがある。

ガーニーフラップ (以下 GF) は 1970 年代に Daniel Gurney がレースカー用に開発したフラップで、翼後縁において翼に対して垂直に突出する小さな固定タブである。航空機用の翼に対しては翼下面に GF を設置することで一定の揚力増加が得られる事がわかっている[19]。GF に関する研究は GF が揚力を増加させるメカニズムに関する研究[20-22]などが行われているが、PA を用いた前縁剥離制御と後縁のガーニーフラップを併用した研究はなく、その効果については明らかにされていない。そこで本課題では、高忠実度シミュレーションを実施することで PA と GF の併用が PA 単体での剥離制御に比べて効果的であるかどうかを検証し、空力係数と流れ場との関係を明らかにする。

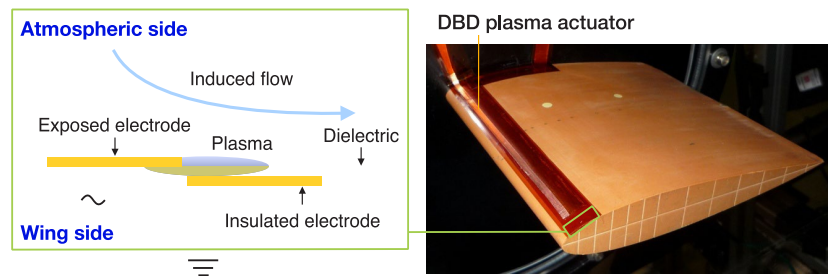


図 1: DBD プラズマアクチュエータの構造と翼型への設置例

2. 問題設定と計算条件

2.1 翼型とガーニーフラップ形状, 流れ条件, 計算条件

図 2 に対象とする GF を取り付けた NACA0015 翼を示す. NACA0015 翼はこれまで PA を用いた剥離制御に関して多くの研究がなされており[8-10], 筆者らも豊富な知見を有する翼型である. GF の形状は Troolin らによって行われた先行研究[19]と同一の形状とし, コード長に対して高さを 4%, 幅を 1%, 取り付け角度をコード方向に対して垂直とした.

翼型のコード長と一様流に基づくレイノルズ数は過去多くの実験[6]や数値計算[8]がなされている $Re = 6.3 \times 10^4$ とする. 迎角は失速前の 8 度と失速直後の 12 度とする. PA の設置位置は過去の研究[8]と同様に剥離制御効果が確認されている失速時の剥離点付近 (翼前縁からコード長の 5%位置) に設置する.

PA 制御も GF も用いないケースを “Clean”, PA 制御を行うケースを “PA”, GF を取り付けたケースを “GF”, PA 制御と GF を併用したケースを “GF&PA” とする.



図 2: ガーニーフラップ付き NACA0015 翼

2.2 プラズマアクチュエータのモデル化

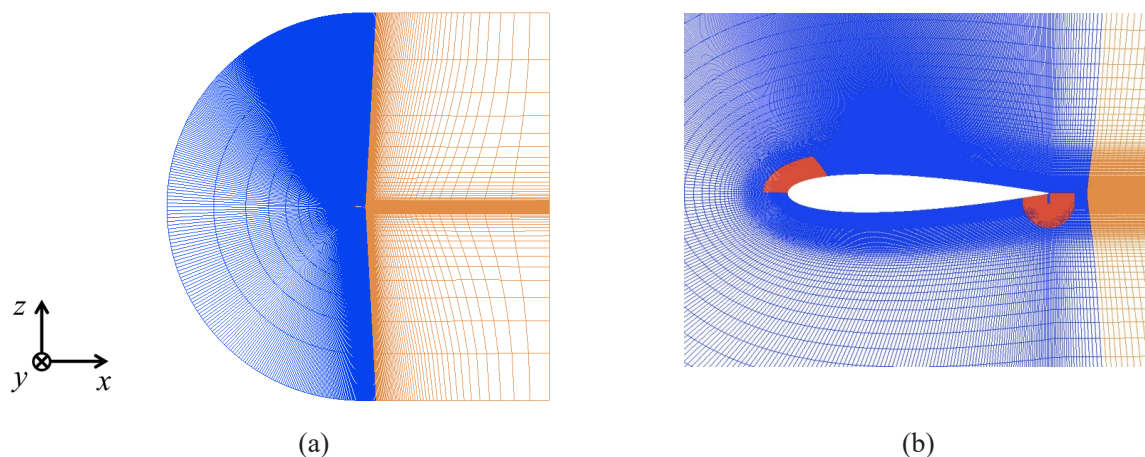
PA による流れ場への運動量供給は, 支配方程式に体積力項を導入することで模擬する. 体積力のモデル化によるプラズマ効果と流体支配方程式のカップリングには, 幾つかの種類が存在するが, 本研究では比較的単純なモデルである Suzen と Huang ら[23]の定常体積モデル (以下 Suzen モデル) を非定常に拡張した体積モデルを用いる. この修正モデルの数値計算への導入方法やその信頼性に関する詳細の記述, および数値計算の妥当性については既出論文を参照されたい[24, 25]. アクチュエータの出力を決めるパラメータ Dc を 0.4 とした. この値はこれまで行ってきた翼流れ制御[8]において一様流 U_∞ とアクチュエータの誘起流速 U_{DBD} の比が $U_{DBD}/U_\infty \sim 1$ となる現実的な値である. また, PA は連続駆動を用い, 周波数は一様流と代表長さを基準とした無次元周波数で 60 である.

2.3 計算手法

数値計算手法は基本的に過去の SENAC への寄稿[26]と同じである。3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を支配方程式とし、implicit LES (Large Eddy Simulation)によるモデル化を行った基礎方程式を差分法により離散化して数値シミュレーションを実施する。対流項および粘性項の離散化には高解像度スキームである6次精度コンパクト差分法[27]を用いる。メトリックス、ヤコビアンについても同様の評価を採用する。また、数値振動を抑えるために10次精度3重対角フィルタをともに用いる。時間積分にはADI-SGS[28]陰解法を用いるが、内部反復の導入によって大きな時間ステップ幅でも時間精度が維持されるようにしている。一様流とコード長基準の無次元時間刻みは 4×10^{-5} (クーラン数は約2)とした。

2.4 計算格子と境界条件

図3に計算格子を示す。計算格子は翼周り全体の流れを解く格子 (Zone 1)、後流を解く格子 (Zone 2)、PAが誘起する微小な変動を解像格子する格子 (Zone 3)、GF周りの流れを解く格子 (Zone 4) の4つゾーンからなる。各ゾーンの格子点数を表1へ示す。総格子点数は約2400万点である。翼面から外部境界までの距離はコード長基準で25、スパン方向領域は0.2である。翼とGFの表面は滑りなし断熱境界条件、スパン方向には周期境界条件、外部境界は静圧を一様流圧力に固定した流入流出境界条件を用いる。



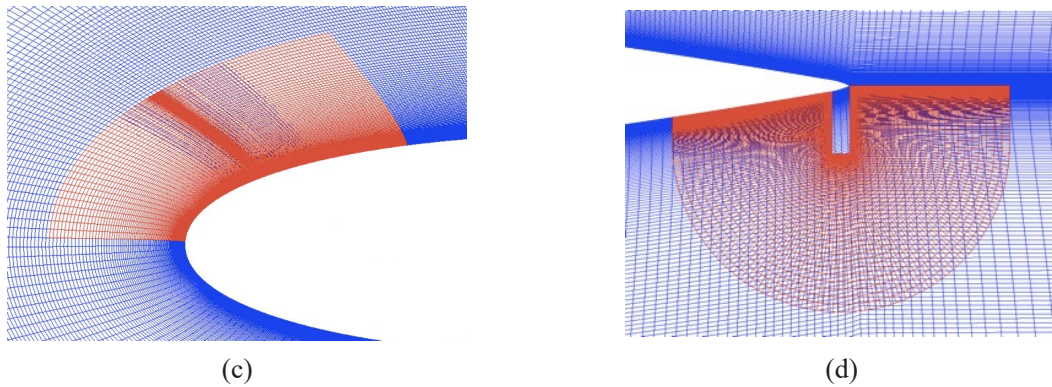


図 3 : 計算格子

表 1 : 計算格子点数.

	jmax x kmax x lmax	Number of grid points
Zone 1	693 x 179 x 134	16,622,298
Zone 2	71 x 357 x 134	3,396,498
Zone 3	149 x 111 x 134	2,216,226
Zone 4	250 x 60 x 134	2,010,000
Total	N/A	24,245,022

2.5 計算機に関して

計算機には、東北大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-Aurora TSUBASA を利用した。計算には 8VE を利用し、分割した計算領域を割当てて計算を実施した。ノード内はスレッド並列（自動並列）、VE 間は MPI によるハイブリッド並列を用いた。1 ケースの計算時間はおおよそ 50 時間である。

3. 計算結果

3.1 瞬間流れ場

図 4 に GF&PA ケースのシミュレーションで得られた瞬間流れ場を示す。迎角は 8 度である。等値面は速度勾配テンソルの第 2 不変量で、コード方向速度で色付けしている。流れは翼前縁では層流であるが、下流に向かって PA によって誘起されたスパン方向の渦が細かな 3 次元的な渦に崩壊していく様子が見てとれる。また、翼後縁のガーニーフラップ背後では流れがわずかに剥離しているのがわかる。このような非定常な渦崩壊や剥離現象を解像できるのは高解像度スキームを用いた LES を実施したためである。

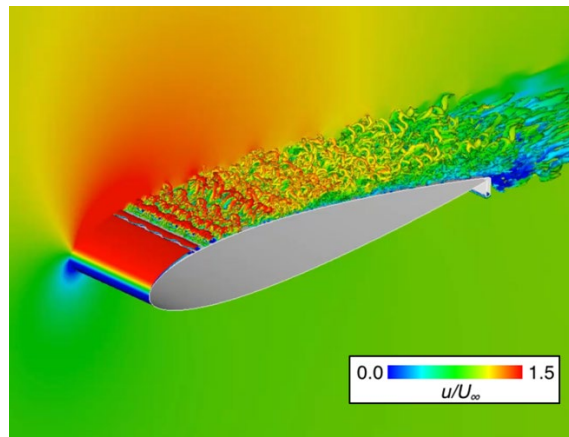


図 4: 瞬間流れ場 (GF&PA, 迎角 8 度)

3.2 GF と PA の併用による空力係数の変化

空力係数評価に用いる平均流れを取得するために準定常状態になってから無次元時間で 6 の区間 (15 万ステップ) の平均を行う。ただし、12 度における GF&PA ケースのみ、図 5 に示すように剥離が抑制され C_L の高い状態から流れが一時的に剥離した C_L の低い状態が現れるため、それらを合わせて平均をとった流れと付着した区間のみ平均した流れに分けて議論を行う。10 万から 90 万 step の流れを剥離領域を含めた平均とし、15 万から 30 万 step を付着した流れの平均区間とした。

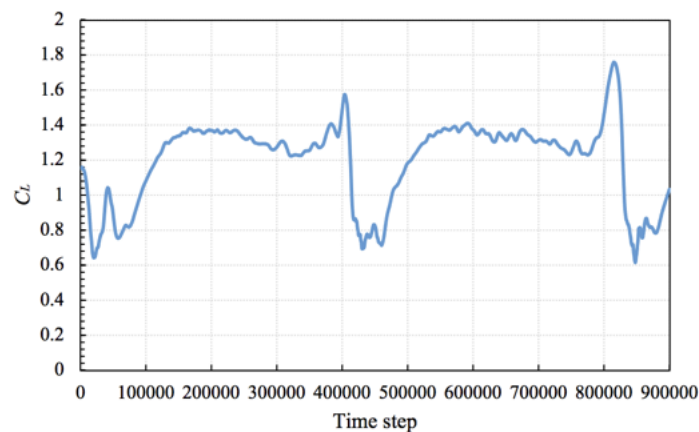


図 5: GF&PA 揚力係数の時間履歴 (12 度)

図 6-8 に平均流れから得られる空力係数と迎角 8 度, 12 度のコード方向平均速度分布をそれぞれ示す。図 6b の GF&PA ケースにおいて薄い色で表される値は流れの付着区間のみ平均した値である。迎角 8 度では GF も PA も付加していない NACA0015 翼流れ (Clean) は失速していない。そのため PA による流れ制御を行ったケース (PA) と比較しても C_L の値は高いが, L/D は PA ケースの方が高い。これは図 7a に示す翼前縁付近から形成される剥離泡が PA の駆動によって抑制され, C_D が減少したためである (図 7b)。また, PA を用いることで剥離泡が縮小する一

方で、後縁で剥離が生じているのがわかる。GF を用いたいずれのケース (GF, GF&PA) においても揚力が Clean に比べて大きく向上している。GF のみ付加した場合は抗力も増加するので L/D は低下しているが、GF と PA を併用した場合は剥離泡の縮小によって抗力が低減されるために L/D は4 ケース中で最も高くなっている。また、図 7d に示すように PA のみ使用した場合に見られた後縁剥離も縮小しているのがわかる。

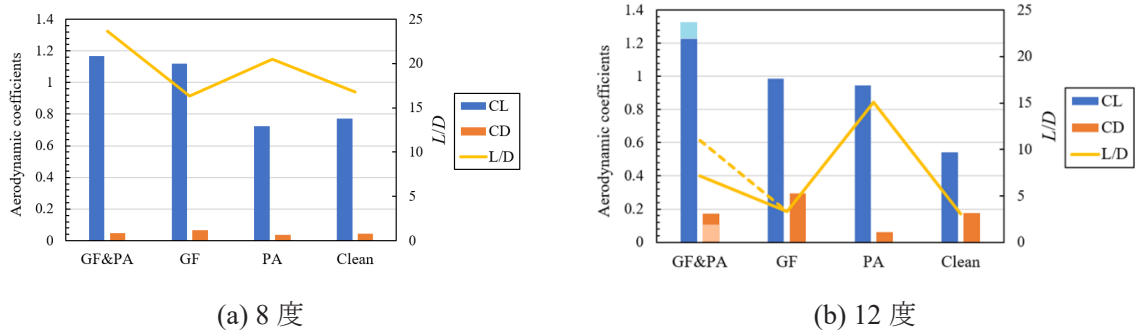


図 6: 空力係数比較

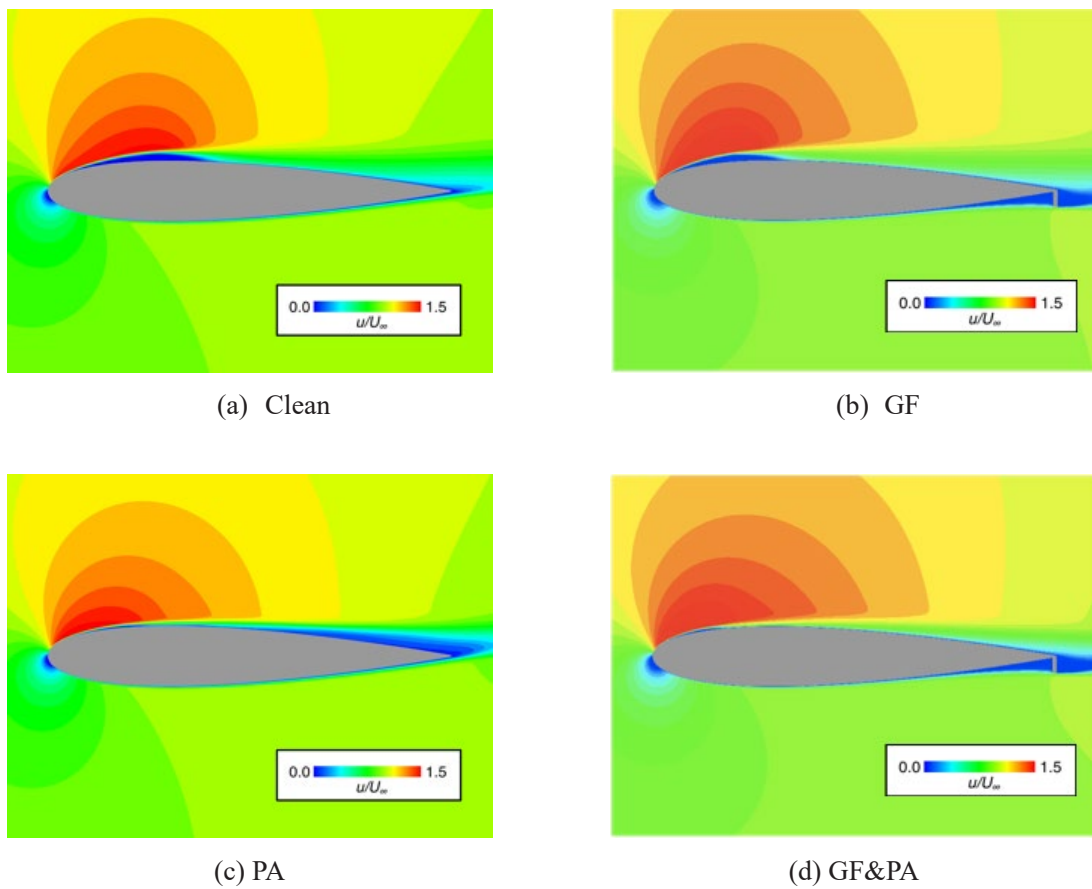


図 7: 平均流れ場 (コード方向速度分布, 8 度)

12 度において Clean ケースの流れは失速しており，図 8a に示すように前縁から流れが大きく剥離しているため， $C_L, L/D$ ともに 8 度の Clean ケースや 12 度における他のどのケースよりも低い値となっている．また，GF ケースも図 8b において流れが大きく剥離している．この剥離によって C_D が大きくなり， C_L が GF の効果で大きくなっているものの， L/D は Clean ケースに近い低い値となっている．一方で PA を用いたいずれのケース（PA, GF&PA）も図 8 に示すように平均場においては前縁からの大規模剥離は抑制されている． C_L の値は GF&PA のケースがもっとも高いが， L/D の値は PA ケースがもっとも高い（図 6b）．

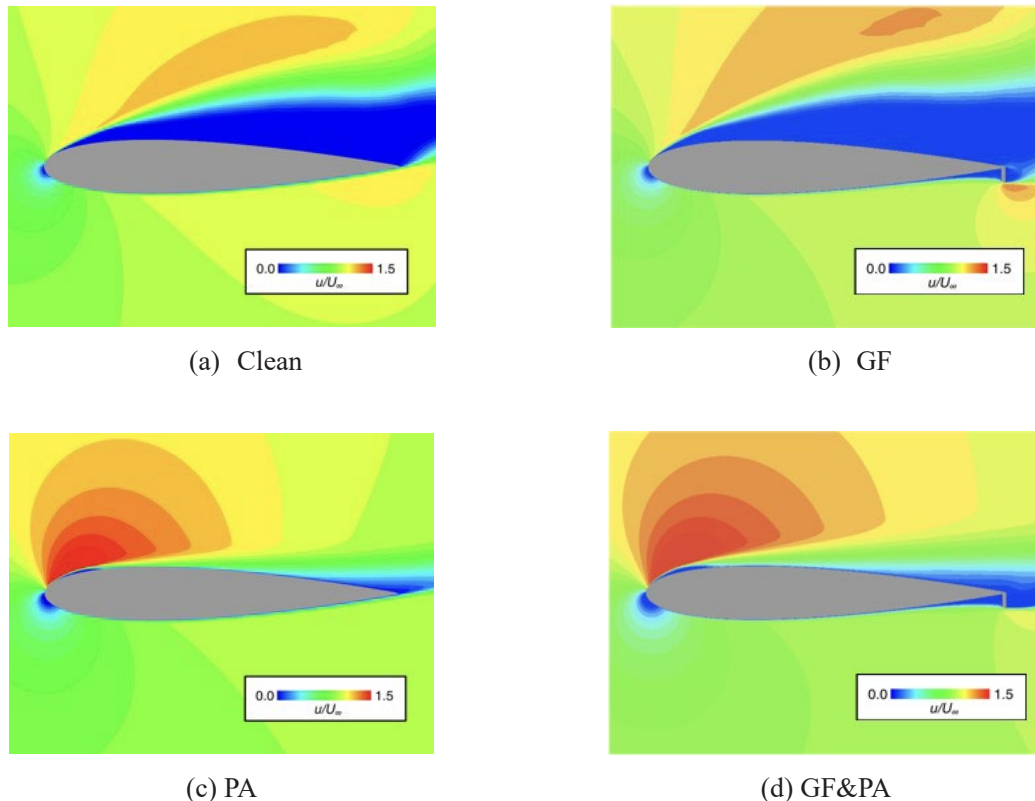


図 8: 平均流れ場（コード方向速度分布, 12 度）

ここまで GF や PA の使用によって空力係数が大きく変化することを示したが，それぞれの効果をもう少し理解するために図 9, 10 に 8 度，12 度における各ケースの翼面 C_p 分布を示す．8 度では Clean, GF ケースともに流れは大規模剥離せずに剥離泡が形成されているため， $x/c=0.1$ から 0.3 の範囲で平らな C_p 分布を示している．Clean と GF ケースの違いは翼前縁付近の負圧 ($-C_p$) の値が GF ケースの方が大きく，GF ケースの翼下面全体で GF が流れをせき止めることによって圧力が高いことである．このように下面と上面の圧力差が大きくなるために GF を用いたケースでは図 6 で示したように C_L が大きく向上する．さらにこの GF を付加した翼に PA を用いると翼前縁付近の剥離泡が抑制されるために図 9a で見られた平らな C_p 分布の領域が図 9b では縮小し，翼前縁の負圧のピーク値が大きくなっている．これによって C_L の値は大きくなり，剥離泡に伴う抵抗も軽減されるために図 6a において L/D が全てのケース中最も大きくなっている．

迎角 12 度においては Clean, GF ケースともに流れが大規模に剥離しているために翼上面の圧力係数分布は翼前縁から後縁にかけて平らである．一方で PA を用いたケースは大規模剥離が抑えられるために前縁に明確な負圧のピークが形成され， $C_L, L/D$ ともに非制御時に比べて高くな

る。GF&PA ケースでは流れが翼前縁から大規模に剥離する現象が定期的に生じるが、その原因について考えてみる。図 11 に迎角 8 度における翼下面前縁付近の淀み点周辺の C_p 分布を示す。GF を用いた場合のいずれのケースも淀み点 ($C_p=1$ の点) の位置が下流側に移動している。また、図 7 の(a)と(b)を改めて比較すると、GF を用いることで翼上面の速度が増加し、下面の速度が減少していることがわかる。これらの特徴は GF を用いない通常の翼型において迎角を大きくしたときに見られる特徴と似ている。すなわち GF は仮想的に迎角を上昇させる効果を持つと考えることができる。12 度においてはこの効果が PA による剥離抑制効果を上回るために前縁からの大規模な剥離が時折生じると考えられる。

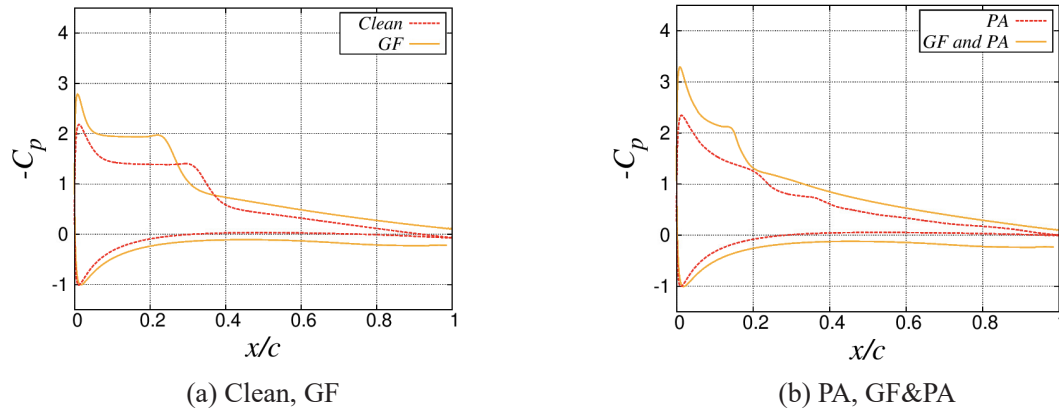


図 9: C_p 分布, 8 度

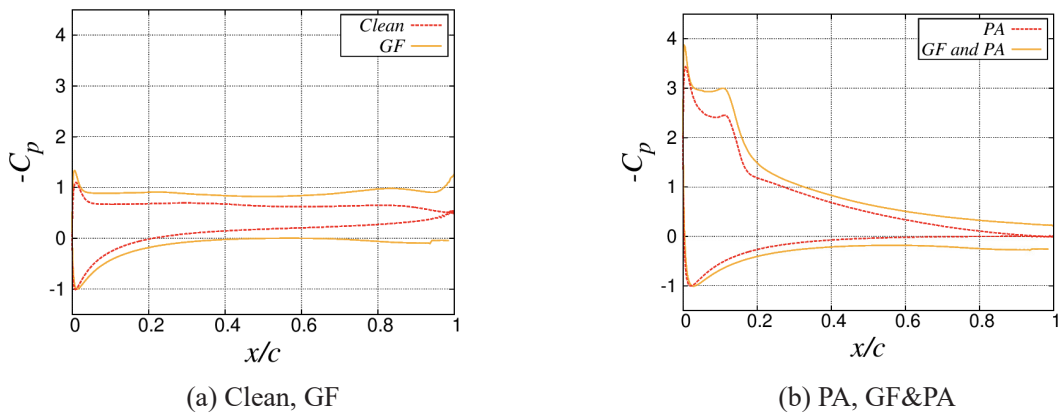
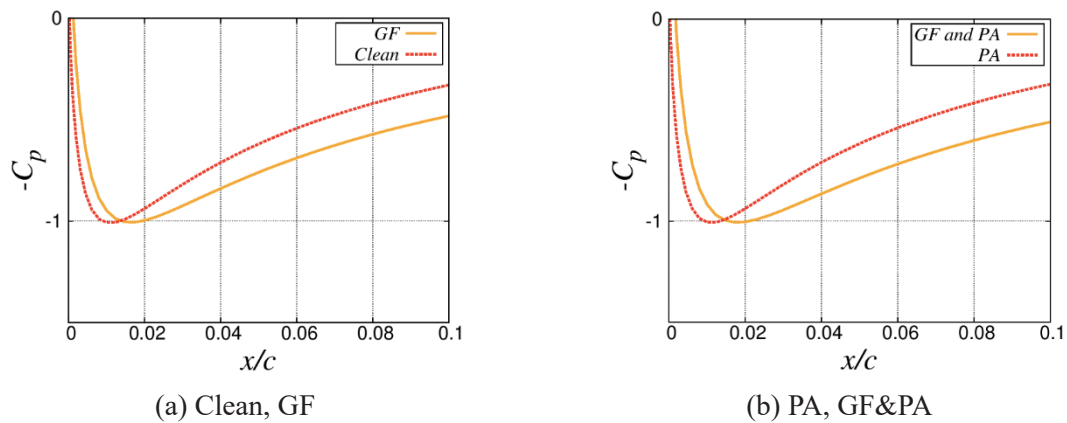


図 10: C_p 分布, 12 度

図 11: C_p 分布拡大図, 8 度

3.3 GF による後縁剥離抑制

前節 3.2 で PA に GF を併用することで後縁の剥離を抑制できることを示したが、詳しく流れ場を見ることでそのメカニズムについて議論する。図 12-14 に PA, GF&PA ケースの翼後縁付近の瞬間流れ場をコード方向速度、圧力係数、スパン方向渦度でそれぞれ色付けした分布を示す。図 12 のコード方向速度が青い部分は剥離領域であるが、PA ケースでは翼上面で後縁剥離する一方で、GF&PA ケースは上面での剥離が生じないかわりに GF の前後で剥離領域が生じている。図 13 の圧係数力分布を見ると翼後縁付近で PA ケースの圧力変化は少ないが、GF ケースでは翼上面と下面の圧力差が大きいことがわかる。特に、下面の GF 付近では流れがせき止められるために急激に圧力が高くなっている。また、GF 後方に局所的に圧力の低い箇所が見られるが、これは GF の先端付近から放出されるスパン方向の渦によるものである。図 14 に示すスパン方向の渦度で見るとよりわかりやすく、反時計回りの渦が下面の剥離剪断層から放出されている様子がわかる。これらの渦が後縁から吹き下ろす流れを作るために PA ケースで生じていた後縁の剥離が抑制されていると考えられる。

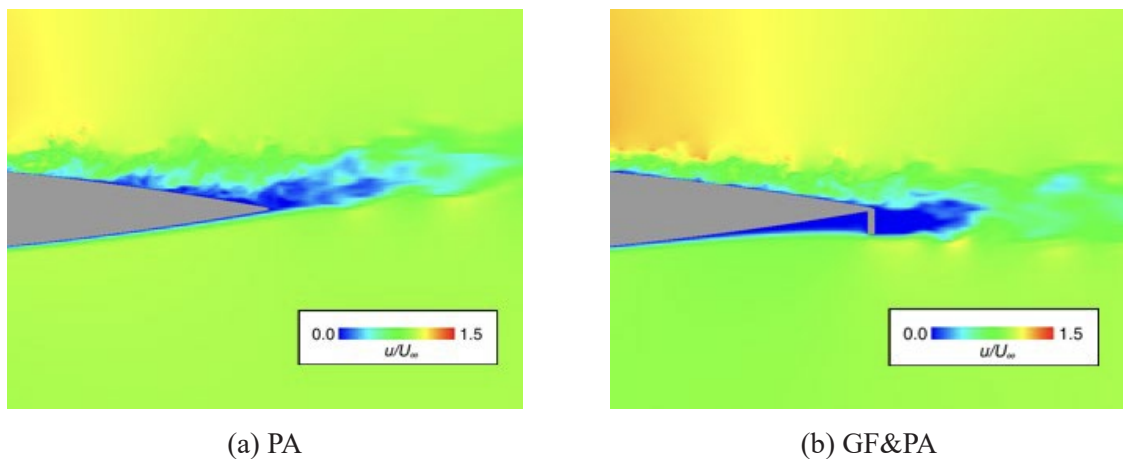
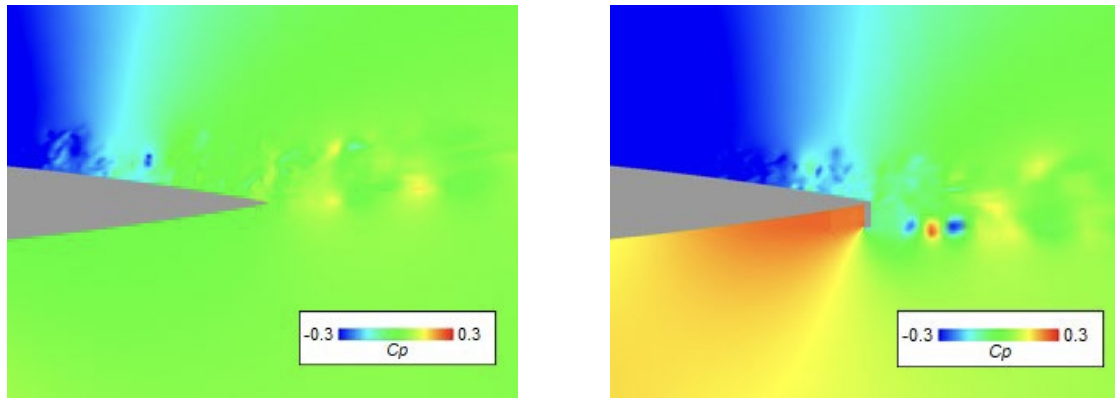


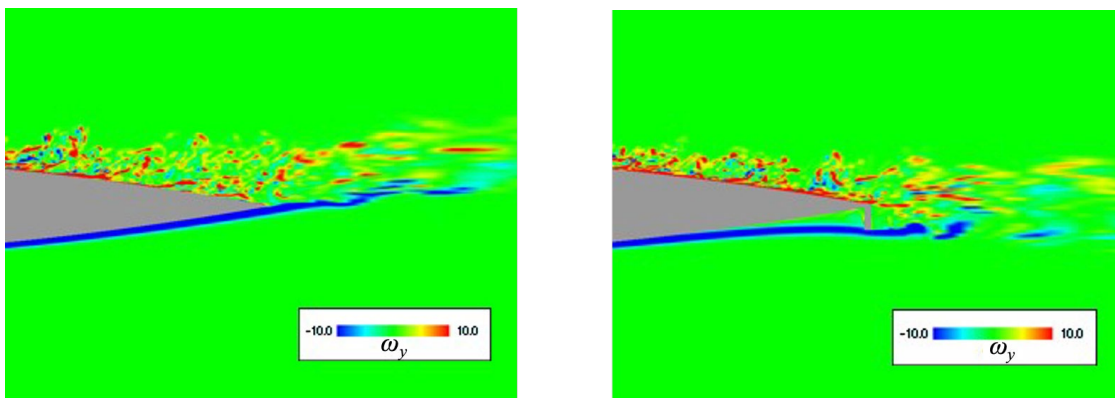
図 12: コード方向速度分布



(a) PA

(b) GF&PA

図 13: 圧力係数 (C_p) 分布



(a) PA

(b) GF&PA

図 14: スパン方向 (y 方向) 渦度分布

3.4 今後の研究計画

今回 12 度において PA 制御に GF を併用した場合、安定した付着流れは維持できなかった。しかしながら GF 形状は 1 種類しか検討しておらず、GF 形状を変化させることで適度に後縁剥離を抑えつつ付着を維持できる可能性があると考えられる。今後流れ条件に対して適切な GF 形状と調査するとともに GF の長さや迎角の違いによって後流渦がどう変化するのかとそれによって上面の後縁付近の流れの付着状態がどう変わってくるのかを明らかにしたい。また、GF の効果を PA によって仮想的に再現できれば動的にその高さも変更できるため、PA を用いた GF 効果の導入についても検討する。

4. まとめ

高解像度スキームを用いた NACA0015 翼周り流れの LES を実施し、PA を用いた流れ制御に GF を併用した際の有用性を評価するとともに空力係数と流れ場の関係を明らかにした。

失速前の 8 度においては PA と GF を併用することで C_L , L/D ともに大きく向上できた。GF を用いた場合、PA のみで剥離制御を行った場合に生じる後縁剥離は抑制することができたが、こ

これは GF の先端から放出された反時計回りの渦が翼後縁より下流で吹き下ろす流れを誘起するためであると考えられる。失速後の 12 度では PA のみ使用した場合は前縁からの大規模な剥離を安定して抑制できるのに対して GF を併用した場合、流れを一時的に付着させ C_L を大幅に向上させることはできるものの周期的に翼前縁からの大規模剥離を生じる流れとなった。これは GF が仮想的に迎角を上昇させる効果をもつためであると考えられる。今後 GF の長さを変化させるなどしてより適切な PA と GF の併用方法を検討するとともに GF の長さや迎角の違いによって後流渦と後縁付近の剥離がどう変化するかを明らかにしたい。

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。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] 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.
- [3] 日本機械学会, プラズマアクチュエータ研究会, <http://plasma-actuators.jp/>
- [4] 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.
- [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] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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 2.6×10^5 ,” *AIAA Journal* Vol. 55, pp. 3789-3806, 2017.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.

- [14] 渡部航太郎, 浅田健吾, 関本諭志, 藤井孝藏, “プラズマアクチュエータと付加物体を併用した直角曲がり部を有する大型流路内の流れ制御,” 日本機械学会 2022年度年次大会講演論文集, S051-17, September, 2022.
- [15] K. Shimizu, T. Nakajima, S. Sekimoto, K. Fujii, T. Hiraoka, Y. Nakamura, T. Nouzawa, J. Ikeda and M. Tsubokura, “Aerodynamic drag reduction of a simplified vehicle model by promoting flow separation using plasma actuator, JSME Mechanical Engineering Letters, Bulletin of the JSME, Vol.5, No. 19-00354,2019.
- [16] Z. Hui, X. Hu, P. Guo, Z. Wang and J. Wang, “Separation Flow Control of a Generic Ground Vehicle Using an SDBD Plasma Actuator,” MDPI, Open Access Journal, vol. 12, issue 20, pp. 1-14, 2019.
- [17] S. Shadmani, S. M. Mousavi Nainiyan, M. Mirzaei, R. Ghasemiasl and S. G. Pouryoussefi, “Experimental Investigation of Flow Control over an Ahmed Body using DBD Plasma Actuator,” Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 11, No. 5, pp. 1267-1276, 2018.
- [18] 浅田健吾, 藤井孝藏, “DBDプラズマアクチュエータを用いた自動車後流制御による抵抗低減,” SENAC, Vol. 53, No. 1, Jan. 2020.
- [19] Troolin, D.R., Longmire, E.K. and Lai, W.T., “Time resolved PIV analysis of flow over a NACA 0015 airfoil with Gurney flap,” Experiments in Fluids, Vol. 41, pp. 241-254, 2006.
- [20] Liebeck, R., “Design of subsonic airfoils for high lift,” J Aircraft, Vol.15, No.9, pp. 547-561, 1978. Neuhart, D. and Pendergraft, O., “A water tunnel study of Gurney flaps,” NASA TM 4071, 1988.
- [21] Jeffrey, D., Zhang, X. and Hurst, D., “Aerodynamics of Gurney flaps on a single element high lift wing,” J Aircraft, Vol.37, No.2, pp. 295-301, 2000.
- [22] Storms, B. and Jang, C., “Lift enhancement of an airfoil using a Gurney flap and vortex generators,” J Aircraft, Vol.31, No.3, pp. 542-547, 1994.
- [23] 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.
- [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] 藤井孝藏, 小川拓人, 浅田健吾, “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,” SENAC, Vol. 51, No. 4, Oct. 2018.
- [27] S. K. Lele, “Compact finite difference schemes with spectral-like resolution,” Journal of Computational Physics, Vol. 103, pp. 16-42, 1992.
- [28] K. Fujii, “Simple Ideas for the Accuracy and Efficiency Improvement of the Compressible Flow Simulation Methods.” Paper presented at International CFD Workshop for Super-sonic Transport Design, Tokyo, March, 1998.