[共同研究成果]

プラズマアクチュエータによる低迎角時の翼流れ制御と翼空力特性の改善

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 関本 諭志:東京理科大学 工学部 情報工学科

1. はじめに

流体力学の難しさは、その強い非線形 性と硬直性にある.非線形性の典型は、 音速近い流れ(遷音速)での局所衝撃波 と高い気流角における失速現象として現 れる.そして、そのどちらもが航空機の 空気力的な設計点(巡航迎角と巡航マッ ハ数)を決定する際に重要なバフェット バウンダリー(図1)の決定要因となる 現象である.後者の失速を防ぐデバイス はこれまでにも多数提案され、フラップ や前縁スロットといった離着陸時に利用 される高揚力装置は実際に利用されてい るデバイスの典型である.これらの高揚



図1 バフェットバウンダリー (模式図)

力装置は離着陸という決められた手順においては非常に有効な手段であるが、マニューバ(航空 機の運動)時に生ずる失速に対応するといった即応性には乏しい.また大規模で重いこともこれ ら装置の特徴である.

近年,UAV (Unmanned Aerial Vehicle)やMAV (Micro Aerial Vehicle)が注目されている.よ り具体的には、荷物配達や農薬散布などに利用されるドローンや急速な進展を遂げている空飛ぶ 自動車など、いわゆる輸送機とは比較にならない小型の飛翔機体が話題となっている.流れを特 徴づける流体力学的な無次元パラメータは速度スケールと形状サイズスケールで決まるレイノル ズ数であるが、このような飛翔機器周りの流れは、民間輸送機などに比して2桁、小型の航空機 からは1桁低い Re=10³から10⁵に届く程度の値となっている.高いレイノルズ数の流れには境界 層の薄さや乱流といった流体力学的困難さがあるが、低いレイノルズ数にも乱流遷移による強い レイノルズ数依存性などの困難さがあり、近年その研究が広がりをみせている[1-3].また、上 述の例からもわかるように、これらの小型の飛翔体は輸送機にはない多様な運動(マニューバ) を行うため、失速の制御や機体の安定性向上のための工夫が重要となる.

そんな中,15年ほど前からDBD(Dielectric Barrier Discharge:誘電バリア放電)プラズマア クチュエータ(以下,DBD-PA)と呼ばれる流体制御デバイス[4-8]が注目され,世界的に研究が 進められてきた.国内でも,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,アカデ ミックな研究者のみならず,その産業利用に期待する多くの産業界の方々が参加し,実用化に向 けた議論を進めている[9].DBD-PAは、常温プラズマの生成によって流れ場に局所的な変動を与 え,これにより大きな流れの制御を行う極薄の流体制御デバイスで,図2に示すように2枚の電 極とそれに挟まれた薄い誘電体からなる[10].厚さ数百マイクロメートルと非常に薄く,かつ軽 量であるため、既存の流体機器にも簡単に取り付けて利用することも可能である.バリア放電を 利用するため、流れる電流量は小さく、消費電力が極めて小さいこともその特徴である.プラズ マを発生させるために高電圧を生み出す電源 (昇圧装置)が必要となるが、多くの実験的 研究で利用される大型電源に対して、市販の 数ボルト程度のリポバッテリ数本と 300g を 切る小型電源によって代替できることが、最 近の著者らの研究で明らかになっている [11].

航空機を対象とした DBD-PA に関する研究 の多くが失速制御や揚力の増加に着目してき たのに対して,境界層の制御や抵抗低減への 利用も進んできた.著者らは,低レイノルズ





数域において,巡航に近い低迎角条件下では,所謂層流剥離泡の制御によって DBD-PA に翼の抵抗低減効果があることを明らかにした[10,12 など].ただ,これらの研究は迎角一点での結果のみに基づいたものであり,かつ最適な DBD-PA のパラメータの議論には至っていない.

本研究は、より幅広な低迎角状態においてもDBD-PAによる翼の抵抗低減効果が存在するの か、存在するとすればその効果はどの程度かなどを明らかにするもので、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などを利用して進められた.本報告は、著者らが文献 13 などで公開した成果に基づき、そこで得られた重要事項を整理すると同時に一部加筆したも のである. DBD-PAは、流れの非線形性を上手に利用して、時空間における局時流動を制御する ことで大きな流れをコントロールするデバイスである.そのため、数値シミュレーションにも局 所的な高い空間解像度、長時間のシミュレーションによる時間平均と時間変動場の創出などが不 可欠となり、結果として1つのケースのシミュレーションが多大な計算規模となる.また、複数 迎角など幅広い条件下での評価が必要となることからも全体計算量は大きなものであることを付 記しておく.

2. アプローチ

2.1 翼型, プラズマアクチュエータ, 流れ条件, 計算条件

翼型は私たちの研究グループも含め、多くのDBD-PA研究で採用されている NACA0015 翼を採用 する.スパン方向一様な2次元翼形状とするが、計算対象は乱れ成分の3次元性効果が評価でき る長さとして20%スパン長の翼としている.主流速度U∞≈10[m/s],翼弦長 c≈0.1[m]を意識し、 レイノルズ数は Re=6.3×10⁴とする.参考として図3に風洞試験の様子を示すが、DBD-PA は前

縁と並行に設置した.一般に失速制御に利用す る DBD-PA は剥離点位置近傍に設置するのが効果 的と言われていることから,本研究でも失速が 始まる迎角における翼面上流れの剥離位置に近 い場所として,前縁から5%コード長位置に露 出電極端が来るように設置した.シミュレーシ ョンにおいて一様流マッハ数は M_∞=0.2 と設定 しているが,効率的に低速の流れを模擬するた めの設定であり,主流と DBD-PA による誘起流れ の速度などをあわせることで,上述の通りに 10[m/s]の主流速度における DBD-PA の効果を模 擬している.迎角は,2 度から2 度おきに失速 に至る迎角までを対象とする.



図3 (参考)風洞内の翼模型に設置され たプラズマアクチュエータ³⁾

2.2 プラズマ誘起流のモデル化

交流(AC)電源を利用した周期的な電圧変化(AC-DBD)によるプラズマアクチュエータ(DBD-PA)に おいては、生成プラズマが供給する小さな運動量が流れ制御の主要因であるこの流れ場への運動 量供給を、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と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 Suzen & Huangの定常体積モデル(以下 Suzen モデル)[14]を非定常流れに拡張した体積モデ ル[15]を利用する.この修正モデルの導入方法、その信頼性、そしてこれを利用した数値計算の 妥当性については、著者らの既出論文を参照されたい[16,17 など].アクチュエータの出力を決 めるパラメータ Dc を 0.04 とした.Dc はいわば電圧高さに相当するパラメータであり、この値 は一様流 U_∞とアクチュエータの最大誘起流速 U_{DBD}の比 U_{DBD}/U_∞が 0.3 程度となる実験事実に整合 する値である.DBD-PA では Duty Cycle を利用して電圧印加を間欠的に行うバースト波利用の有 効性が確認されている無次元バースト周波数 6.0 を基本として利用、一部のケースで他のバー スト周波数も利用する.バースト比(バースト波1周期時間内で DBD-PA をオンにする時間)は 0.1 とした.

2.3 数值計算手法

数値計算手法は基本的に一昨年の SENAC への寄稿[18]と同じである.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、implicit LES (Large Eddy Simulation)に よるモデル化を利用した数値シミュレーションを実施する.基礎方程式を有限体積的な評価を利 用した差分法により離散化して数値計算を行う.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高い空間解像度を有する6次精度コンパクト差分を利用している[19].形状 メトリックス、形状ジャコビアンについても同様の評価法を採用する.時間積分は、2次精度 ADI-SGS 陰解法を用いているが、内部反復を導入することで大きな時間ステップにおいても時間

精度が維持されるような工夫を施している. コ ンパクト差分が生み出す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ている. こ れら計算法については文献[20-22]などの参考 文献を参照されたい.

2.4 計算格子

図4に計算格子を示す.ベースの格子として, 翼型周りに759×134×179点を,DBD-PA付近の 格子空間解像度を向上させる目的で,それに重 合してDBD-PA付近に149×134×111点の格子 を配置している.全体で,2千万点程度となっ ている.格子間のデータのやりとりは文献[23] などを参照されたい.



図4 計算格子¹³⁾

2.5 利用計算機

本計算では、主に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.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.利用ノード数は 20ノードである.ノード内はスレッド並列(自動並列、一部 Open MP を利用)、ノード間は 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よそ 40 時間である. ノード内とはいえ自動並列機能(もしくは openMP)が利用できることは旧来からのプログラムの活用,また新規プログラム作成の観点でユーザの負担を軽減し,結果として本来の目的であるシミュレーションと結果の分析に研究の主体を置くことを可能にしている.

3. 計算結果

3.1 空力特性の向上(マクロ面でのプラズマアクチュエータの効果)

最初に、各迎角条件下における計算結果からマクロなデータとして航空機の空気力学特性のグラフを図 5(a)-図 5(c)に示す.スパン方向に空間平均をとった上で一定時間内の時間平均をと

った結果で、図5(a)に航空機の巡航性能と なる揚抗比(L/D=C_L/CD)を,図5(b)と図 5(c)にはその成分でもある揚力係数(C_L)と 抗力係数(C_D)を、横軸を迎角としてプロッ トしている. 青色のマークが PA/OFF すなわ ちDBD-PAを利用しなかった場合、赤色のマ ークが PA/ON すなわち DBD-PA を利用した場 合である.黒色のデータは、当該レイノル ズ数域で高い空力性能を示すと言われ、模 型飛行機などでも広く利用されている石井 翼に対する計算結果である.総ての迎角に おいて石井翼の性能(値)を越えることが できれば、最大揚坑比を利用する巡航状態 でのDBD-PAの有効性を示すだけでなく、機 体のマニューバにおいても優位性があるこ とを示すことになる. 仮に同程度の値であ ったとしても、石井翼が約7%の厚み、 DBD-PA をつけた翼が NACA0015 で 15%の対 象翼であることから、構造的にも製造上の 優位性を保てることになる.

図 5(a)を見ると、PA/OFF と PA/ON の比較 から、迎角 6 度以上で DBD-PA の効果が確認 できる.また、石井翼の揚抗比を上回った 結果ともなっている.さらに最大揚坑比は 迎角 6 度において実現され、その値は迎角 4 度で実現される石井翼の最大揚坑比を越 えている.揚抗比の向上はせいぜい2割か ら3割程度であり、失速後迎角において得 られたような PA/ON によって PA/OFF の4 倍 とか5 倍の揚抗比といった格段の向上は見 られない.とはいえ、これら低い迎角でも 揚抗比の向上が実現できることの意義は十 分にある.なお、DBD-PA の動作パラメー タ、特にバースト周波数とバースト比は失 速後迎角で有効だったパラメータをそのま



ま利用しており、特段の工夫をしていない点に注意いただきたい.6度以上の迎角においては、 そのような条件下でも石井翼を越える揚抗比が実現されている.一方で、残念ながら迎角4度以 下ではDBD-PAの効果はほとんど確認できず、石井翼の性能に及ばない.特に迎角4度では、 PA/ONによって揚抗比の低下を招いてしまっている.

以下にこの要因と改善方法について述べるが、そのヒントになるデータとして図5(b)の揚力 係数と図5(c)の抗力係数を確認する. PA/ONの揚力はPA/OFF や石井翼と異なる奇妙な変化を示 している.2度、6度においてはDBD-PAの効果はあまり見られないが、4度、8度では揚力の低 下を招いている。図5(c)の抗力係数はどの迎角でもDBD-PAの利用が一定の抗力係数低下を示し ている。すなわち、失速後の迎角のようにDBD-PAによる揚力の増加ではなく、抗力の低下によ って揚抗比の向上を実現していることがわかる。この点は迎角1点だけのシミュレーションから 以前に得られた結果[11]と同様で、その主張が他の迎角でも共通であることがわかる。石井翼は 迎角の増加とともに急激な抗力増加を招くがNACA0015翼では増加が穏やかで、DBD-PAの利用は その増加をさらに妨げるように機能している。

3.2 翼面上圧力分布からの考察

図 6(a) と(b) に翼面上の圧力(係数)と翼上面の表面摩擦係数のコード方向分布を示す. PA/OFF, PA/ON そして石井翼に対する時間とスパン方向空間平均の結果をプロットしている. この条件下では,流れ場は小さな擾乱に敏感でかなり長くとっても時間平均には一定の変動が伴う. そのため,摩擦係数分布などはある程度定性的な結果であることを予め記しておく. 最初に PA/OFF の条件下での NACA0015 翼の空力特性について述べておく. 一般に,レイノルズ数が 10⁴ から 10⁵ の条件下では, このような翼の空力特性に強い非線形性が現れる. 迎角を 0 度から次第に上げていくと,最初は後縁剥離を起こすが,ある迎角で剥離剪断







(b) 表面摩擦係数 C_{f}

図6 時間平均した翼面上の圧力分布と剪断応力分布¹³⁾

層の再付着が起き,翼面上に層流剥離泡と呼ばれる再循環流れが形成される.層流剥離泡は,流れが層流状態で剥離し,そこで形成される剥離剪断層の流れ不安定(K-H

instability)によって乱流遷移が促進されることで生ずる.さらに迎角を上げていくと,層 流剥離泡は次第に前方に移動し,最後は前縁から剥離して再付着せず失速状態となる.図 6(a)の圧力係数分布においてすべての迎角における PA/OFF の結果に見られる圧力のプラト ー(一定値)は主としてこの層流剥離泡が作る再循環領域によるものである.図6(b)の翼 面摩擦係数で剥離領域(係数が負の領域)からもこの事実が確認できる.一方で,石井翼は 前縁の負圧ピークから滑らかな圧力上昇を示しており,圧力のプラトー領域はほとんど見ら れない.文献11,12でも述べたように,翼面付近の流れに内在する乱れの成長を確認する と,石井翼は層流状態を長く保つ特性があり,剥離しても層流のまま再付着し,乱流遷移を ほとんど起こさない点に特徴がある.結果として低い抵抗を維持し,巡航状態での高い揚抗 比を実現する.図5(a)からもわかるように,高い迎角ではこの優位性は失われていく.図 6(a),(b)ともにこのような事実をサポートしている.

図6におけるPA/ONの結果を見ると、アクチュエータの誘起流れによって、全体に巡航状態での石井翼と同様な圧力分布、すなわち層流状態を保とうとするように流れ場が変化していると考えられる. PA/ONの条件下では、どの迎角においても翼面上の剥離域はほとんど見られない. この結果は図5(c)にあるように、PA/OFF条件下からの抗力の減少と整合する. 一方で、負圧の維持が揚力に貢献していた前縁剥離泡を失うことで、翼面上圧力分布は揚力の減少が生じている.

では、図 5(a)において迎角 4 度で起きている PA/ON による揚抗比の低下の原因は何であ ろうか.図 5(c)からは抗力の増加に特別の様相はなく、図 5(b)からこの原因が迎角変化に 対する揚力増加の減少(むしろ若干の減少)に起因していることが確認できる.図 6(a)を 改めて見てみると、まず前縁付近のサクションピークが迎角 4 度と 6 度の間で大きく変化し ていることに気づく.PA/OFF では 2 度、4 度、6 度と迎角の増加に応じてサクションピーク は線形的に上昇しているようであるが、PA/ON では、2 度、4 度での変化は小さく、6 度にな ってはじめて急激な上昇がある.前縁付近のサクションピークは翼面全体の負圧につながる ため、これが揚力減少の一因となっていると考えられる.次に、PA/OFF の場合の高い揚力 の要因であった層流剥離泡を失うことで翼面上の負圧プラトー域が消滅したことが挙げられ る.この揚力低下を改善する方法を見いだすため、以上の 2 つの特徴を生み出している DBD-PA の誘起流れについて次の節で述べる.

3.2 流れ場からの考察

図7はPA/ON(バースト波)条件下での翼面上の圧力係数分布の時間変化を色で表示したものである.横軸はコード位置(左端が前縁,右端が後縁),縦軸は無次元時間となっている.前縁付近では高い負圧(青色),後縁側では相対的に高い圧力(赤)となっている.翼面上,赤色の中に



図7 PA/ON (バースト波)条件下での翼面上の圧力係数分布の時間変化¹³⁾



図8 翼周り流れのバースト波1周期の位相平均 ((スパン平均)速度勾配テンソルの第2不変量と速度ベクトルの発散)¹³⁾

斜めの筋として見えるところは相対的に負圧が生じていることを意味している.関連して,PA/ON の場合の迎角4度における翼周り流れのバースト波1周期の位相平均した速度勾配テンソルの第 2不変量(いわゆるQ値)と速度ベクトルの発散を図8に示す.位相平均はスパン方向の平均を とった上での時系列データを処理している.この図では,バースト波一周期の間の翼面上スパン 方向に延びる2次元的渦流れの時間変化を見ることができる.図8からもわかるように,図7に 見える筋状の相対負圧域はちょうどスパン方向に延びる2次元渦の軌跡に対応している.これま での研究[3,7,15など]でも明らかにされているように,バースト波が駆動される度にスパン方向 に設置した電極から2次元的な渦構造(actuation vortex)が誘起される.Actuation vortex は強 い乱れを伴っている.これらの渦が翼面上を輸送される過程で別の渦(natural vortex)が翼面上 に誘起される.図7(c)や図7(d)に明確に見えるように,双方の渦はコード上で合体して1つの渦 が形成される.これらの迎角では,形成された渦は小さな乱れ構造へと変化するため,図7(c)や 図7(d)には翼後方では明確な渦構造が見られない.一方で,図7(b)では50%コード位置あたりで 渦の合体が実現し,生成される渦構造は後縁近くまで維持される.図5(a)に見られる圧力係数の 小さなバンプと図6(b)に見られる小さな負の剪断応力はこの渦合体の伴うものと想像される.以 上,流れ構造と結果として起きる翼の空力特性との関係は明らかになったが,これらの流れ構造

が何故維持されるのか, PA/0N の条件下で前縁の サクションピークが迎角4度と6度の間で何故急 激に高くなるかは現時点で明らかになっていな い.4度,6度の迎角における結果のさらなる分析 は現在進行中であるが,次節では,この問題を解 決し,迎角4度での空力特性値を向上させるため の1つの試みを示す.

3.3 揚抗比改善への一提案

前節で述べたように,迎角4度での揚抗比の落ち込みを生み出すDBD-PAの誘起流れの作用要因は明確化できていないが,結果として現れているのが,(1)前縁サクションピークが低いままに留まっていること,(2)そのことと関係して,



図9 時間平均した翼面上の圧力分布

前縁からの圧力回復が比較的緩くなり,結果として翼面摩擦係数の減少が緩やかになっていること,の2点である.一点だけの巡航迎角を対象とした著者らの先行研究[12]では,利用するバースト周波数が高いほどサクションピークは高くなっている.また,高いバースト周波数で誘起される渦構造が持つ乱流成分は小さく,これが遷移を遅らせることに有効に機能しているという推測がある.これらの事実を考え,試行的なケースとして無次元バースト周波数Fを倍の12に,バースト比も倍の0.2に変更したケースを選び,対象とする迎角4度の条件下でシミュレーションを実施した.得られた翼面上圧力係数分布を図9に示す.図6(a)の結果もあわせてプロットしている.見てわかるように,サクションピークはかなり高くなり,負圧領域が翼面上に広がっている.得られた空力特性値を図10に示す.図5より高い迎角の結果も加えた結果である.緑に塗られたマークが今回の結果であり,DBD-PAのパラメータを変更することで迎角4度における揚抗比(L/D)が大きく向上している.

今回は議論しなかったが、迎角8度においても揚抗比の低下が見られる. PA/OFF のプロット からも想像できるように、失速迎角は12度付近にある. 12度もしくはそれ以上の迎角において は、DBD-PAは乱流遷移を促進することで(主に揚力を増加させ)揚抗比を向上させ、失速制御 を実現している.一方で、巡航から失速迎角に至る低い迎角ではDBD-PAが誘起する2次元渦が 逆に乱流遷移を遅らせ、それにより(主に抗力を減少させ)揚抗比を向上させている. 迎角8度 はその境界にあり、そこでの制御には迎角4度や6度と異なる戦略が必要となると予想される.

現在,筆者らは翼面上に数点の圧力セ ンサーを配置し,そこで得られるデータ をバースト周波数に反映させるという簡 単なフィードバック制御の利用によっ て,幅広い迎角における制御効果の向上 を図っている.風洞試験においては,機 械学習による判断を,数値シミュレーシ ョンでは位相平均を用いた判断をするこ とで研究が進みつつある.これらの技術 を組み合わせることで,ほとんどの迎角 において自動的に最適なバースト波のパ ラメータが選択され,残された課題が解 決できる可能性が十分にあることを付記 しておく.



図10 時間平均した翼面上の圧力分布

4. まとめ

高い迎角において優れた制御特性を示し、失速を制御できると言われる小型の電気的デバイ ス、プラズマアクチュエータ(DBD-PA)を低迎角の条件下のNACA0015 対称翼まわりの流れに適用 した.DBD-PA はバーストモードを利用し、剝離剪断層の再付着効果が高いと言われる無次元バ ースト周波数 F⁺=6,バースト比 BR=0.1 (10%)を利用した.著者らの既存研究において巡航迎 角ー点でのみ示されていた抗力低減効果は幅広い迎角で実現できることが確認され、巡航よりも 高い迎角においては揚抗比の改善が見られた.一方で、迎角2度では改善が小さく、また迎角4 度では揚力の低下を生ずることで揚抗比の低下が見られた.DBD-PA による誘起流れがどのよう に作用したかの詳細は更なる研究を待つ必要があるが、事実として前縁付近のサクションピーク とその後の圧力回復が起きていることが確認された.これまでのシミュレーション結果を元に、 サクションピークを高めることが期待できるより高いバースト周波数 F⁺=12,バースト比 0.2を 利用した結果、迎角4度における揚抗比を大きく改善する結果が得られた.低迎角における DBD-PA の作用は、大迎角の場合と異なり、むしろ乱流遷移を遅らせることで抗力低減を実現し ている.そこでは翼面上を移動するスパン方向2次元渦と渦の合体が強く影響していると考えら れるが,誘起流れの作用に関しては,今後の研究として位相平均に対する詳細な解析が必要と考 えられる.

謝辞

本研究では、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 を利用させていただいた.研究にあたってご協力頂いたセンターの皆様にこの場を借りて謝意を示したい.また、本研究の一部は科学研究費補助金基盤研究 A (JSPS 18H03816)のサポートにより実施したものである.

参考文献

[1] Winslow J. Otsuka H. Govindarajan B. and Chopra I., "Basic Understanding of Airfoil Characteristics at Low Reynolds Numbers (10⁴–10⁵)", AIAA J., Vol. 55, No. 3, pp. 1050–1061, 2018.

[2] Kojima R. Nonomura T. Oyama A. and Fujii K, "Large-eddy simulation of low-Reynolds-number ow over thick and thin NACA airfoils", J. Aircraft, Vol. 50 No. 1, pp. 187-196. 2013.

[3] 藤井孝藏,浅田健吾,"低レイノルズ数流れに対する CFD 研究の現状と将来",日本航空宇宙 学会誌, Vol. 67, No. 5, pp. 174-180, May 2019.

[4] Corke T. C. Enloe C. L. and Wilkinson S. P., "Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 42, pp. 505–529, 2010.

[5] Post M. L. and T. C. Corke, "Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators," AIAA Journal, Vol. 42 No.11,2004.

[6] Benard N. Jolibois J. and Moreau E., "Lift and Drag Performances of an Axisymmetric Airfoil Controlled by Plasma Actuator," Journal of Electrostatics, Vol. 67, No. 2-3, pp. 133–139, 2009.

[7] Sato M. Nonomura T. Okada Asada K., K. Aono H. Yakeno A. Abe Y. and Fujii K., "Mechanisms for laminar separated-flow control using dielectric-barrier-discharge plasma actuator at low Reynolds number," Physics of Fluids Vol. 27 (117101) 2015.

[8] Fujii K., "High-performance Computing Based Exploration of Flow Control with Micro Devices," Philosophical Transactions A, The Royal Society, Vol. 372, Article ID 20130326, pp. 1471-2962, 2014.

[9] 日本機械学会, プラズマアクチュエータ研究会, <u>http://plasma-actuators.jp/</u>

[10] Fujii, K., "Three Flow Features behind the Flow Control Authority of DBD Plasma Actuator", Applied Science, 8 (4), 546, 2018.

[11] Sekimoto S. Fujii K. Hosokawa S. Akamatsu H., "Flow-control Capability of Electronic-substrate-sized Power Supply for a Plasma Actuator", Sensors & Actuators: A Physical, Elsevier, Vol. 306, Article 111951, May 2020.

[12] Asano K. Sato M. Nonomura T. Oyama A. and Fujii K.," "Control of Airfoil Flow at Cruise Condition by DBD Plasma Actuator - Sophisticated Airfoil vs. Simple Airfoil with Flow Control -," AIAA Paper 2016-3624, June 2016.

[13] Ogawa T. Asada K. Tatsukawa T. and Fujii K., "Computational Analysis of the Control Authority of Plasma Actuators for Airfoil Flows at Low Angle of Attack", AIAA Scitech2020, Orland, Florida, USA, Jan. 2019.

[14] Suzen Y. B. and Huang P. G., "Simulations of Flow Separation Control using Plasma Actuators," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 2006.

[15] Asada K. Nonomura T. Aono H. Sato M. Okada K. Fujii K., "LES of Transient Flows Controlled by DBD Plasma Actuator over a Stalled Airfoil," International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 29, 2015.

[16] Aono, H. Sekimoto, S. Sato, M., Yakeno, A. Nonomura, T. and Fujii, K., "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 pp. 1-16 2015.

[17] Sato M. Aono H. Yakeno A. Nonomura T. Fujii K. Okada K. and Asada K., "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, 2015.

[18] 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.

[19] Lele S. K., "Compact finite difference schemes with spectral-like resolution," J. Comp. Phys., Vol. 103, pp. 16–42, 1992.

[20] Kawai S. and Fujii K., "Compact scheme with filtering for large-eddy simulation of transitional boundary layer" AIAA J. Vol. 46, No. 3, pp. 690-700, 2008.

[21] D. Lee S. Kawai T. Nonomura M. Anyoji, H. Aono, A. Oyama, K. Asai, and K. Fujii, "Mechanisms of surface pressure distribution within a laminar separation bubble at different Reynolds numbers," Physics of Fluids Vol. 27 (023602) 2015.

[22] Aono H. Kawai S. Nonomura T. Sato M. Fujii K. and Okada K., "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, DOI:10.2514/1.J055727

[23] Fujii K., "Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm," Journal of Computational Physics, Vol. 118, pp. 92-108, 1995.