

プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れの制御

椿野大輔^{*1}, 田中義輝^{*2}, 藤井孝蔵^{*3}

^{*1} 東京大学大学院, ^{*2} 東京大学大学院 (現・トヨタ自動車), ^{*3} 宇宙科学研究本部

Simulation of Flow Control with a Plasma Actuator Applied to a Wing Section

by

Daisuke Tsubakino, Yoshiteru Tanaka and Kozo Fujii

ABSTRACT

This paper investigates effective layout of a dielectric barrier discharge plasma actuator for a flow separation control on the NACA0012 wing using computational simulations. The flow condition of low speed and low Reynold number, $M_\infty = 0.1$ and $Re = 1.0 \times 10^5$ is considered. Three cases of locations of the actuators are simulated. The actuator is placed at the 5%, 10% and 20% chord from the leading edge for each case. When the low velocity is induced by the actuator, the location has little effect on the capability to suppress the flow separation. However, if the higher velocity is induced, the actuator placed near the separation point can provide the better capability. Further increasing the angles of attack, another separation occurs from the trailing edge. Then the actuator placed near the leading edge can not suppress such separation. This is the control limitation of the single actuator. The result motivates use of the multiple plasma actuators for effective separation control.

1 はじめに

現在, 火星探査において, これまでの衛星やローバーでの探査で行なえなかったような探査を目的として, 航空機タイプの探査機が注目されている。また, 地球の航空機に対しても, UAV (Unmanned Aerial/Air Vehicle) や MAV (Micro Aerial/Air Vehicle) が盛んに研究されている。これらの航空機は, 小型であることや火星航空機であれば密度が低いことから, 現行の航空機に比べて比較的低いレイノルズ数環境で飛行しなければならない。低レイノルズ数環境では粘性の影響が強く, 流れが剥離しやすいことが知られている。そのため失速にによる翼の性能低下がこれまで以上に問題となり, 必要な揚力を確保するのが難しくなる。揚力を速度で補うにしても, 小型であるために大規模な推進装置を搭載することは困難であり, 造波抵抗による抵抗増加を防止するため, 亜音速での飛行が強いられる。つまり, 揚力確保のためには翼面上の剥離を効率よく制御し失速特性を改善できる技術が重要となると考えられる。

剥離を抑制するような流れ制御デバイスとして, 現行の航空機ではフラップやスラット等の動的機構やボルテクスジェネレータのような静的機構が用いられている。実用を考えれば, 剥離や失速は航空機に常時生じている現象ではないので, 後者のような静機構はそのような現象が生じていない時に悪影響を及ぼす可能性があり, 必要な時のみに使用できるという点で, 前者のような動的機構が望ましいと考えられる。しかしながら, 上で述べたように小型であることや質量の制限から, 現行のフラップ等の複雑な機械機構を搭載するのは好ましくない。また, 同様な理由で, 気流の変動の影響を受けやすことから, 高い応答性が望まれる。

近年, 動的かつ簡素な動的流れ制御技術としていくつかのデバイスが提案されており, そのようなデバイスの1つにプラズマアクチュエータがある。これは, Fig. 1に示しているように, 2枚の電極で誘電体を挟みこんだだけの非常に簡単な構造をしている。この2枚の電極に数kVの交流電圧を加えることで, 電極間にバリア放電が生じ局所的に気体がプラズマ化される。電極の非対称な構造から, 入力電圧の正方向と負方向でアンバランスな力がプラズマに生じ, 時間平均的に露出電極方向から被覆電極方向に速度が誘起されることが知られている [1]。

プラズマアクチュエータで生じている現象は電磁気作用や電離・解離などの化学反応によるものであるので, 時間スケールが非常に短い。そのため非常に高い応答性をもつ。さらに入力電圧は数kVと大きい, 流れる電流が小さいため必要電力は数Wと小さく, 構造が簡素であり, さらに電圧入力を動的に変化させることができる特性を持つ動的装置である。

プラズマアクチュエータについての研究は実験・数値シミュレーションともに多く行なわれており, 様々な応用が報告されている [2-6]。翼面上の剥離制御はそのような応用の一つであり, 翼の失速特性を改善することができることが報告されている [2]。しかしながら, これまでの研究はその応用を示すことが多く, 有効な使用法という点で議論が少ないように思われる。実用を考えれば, 質量などの制約から消費電力は制限されるのが普通であり, また, ある入力電圧以降は, 速度が漸近的になっていくことが報告されているため [7], 限られた入力電圧のなかで, 効率的なアクチュエータの使用法を考えることは有効である。例えば, アクチュエータの性能を電極と絶縁体により最適な構成を考えることや, 入力電圧の波形を変えることで, 性能を向上させることも考えられるが [2, 7], 翼面上でどのような位置に配置した時に, より性能を発揮させることができるかということを考えることもできる。

そこで本研究では, 翼面上でのアクチュエータの配置を考えることで, 効率的な使用法を考察することを目的とする。対象とする流れとして, 前縁から生じる大規模な剥離を抑制することに主眼をおき, 翼は, 低レイノルズ数環境で前縁より大規模な剥離を起こし失速することが知られている NACA0012 翼を考える。アクチュエー

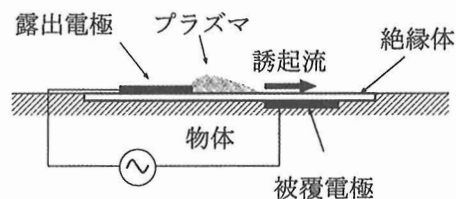


Fig. 1: Configuration of plasma actuator.

タは、前縁から 5%, 10% 及び 20% 翼弦位置に配置し、揚力係数 C_L 及び流れ場の変化から有効的な配置に関する知見を考察する。

2 数値計算法

2.1 支配方程式

支配方程式として通常の 2 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式にプラズマアクチュエータに依る効果をソース項として加えたものを用いた。それらは、質量保存則、運動量保存則、エネルギー保存則からなり、一様流条件及び翼弦長で無次元化を行った形で以下のように表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_k}{\partial x_k} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_k + p \delta_{ik})}{\partial x_k} = \frac{1}{Re} \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} + Dc \, q_c E_i \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial ((e+p)u_k)}{\partial x_k} &= \frac{1}{Re} \frac{\partial u_i \tau_{ki}}{\partial x_k} \\ &+ \frac{1}{(\gamma-1)PrReM_\infty^2} \frac{\partial q_k}{\partial x_k} + Dc \, q_c u_k E_k \end{aligned} \quad (3)$$

ここで、上式は和の規約を用いており、同一項内で繰り返される添字には 2 までの和を取る。 $u_i, q_i, \rho, p, e, \tau_{ij}, \delta_{ij}$ 及び t は、それぞれ無次元化された速度ベクトル、熱流束ベクトル、密度、圧力、単位体積あたりの全エネルギー、応力テンソル、クロネッカーのデルタ及び時間である。式 (2), (3) で、右辺最後の項はプラズマアクチュエータが単位体積あたりに流体へ与える力とエネルギーをそれぞれ表している。各項の意味や取り扱いは、2.3 節で詳しく述べる。

式中に現れている 3 つの基本的な無次元パラメータ Re, M_∞, Pr は、レイノルズ数、一様流マッハ数、プラントル数であり、以下のように定義される。

$$Re = \frac{\rho_\infty u_\infty L_{\text{chord}}}{\mu_\infty}, \quad M_\infty = \frac{u_\infty}{a_\infty}, \quad Pr = \frac{\mu_\infty c_p}{k_\infty} \quad (4)$$

ここで $\mu, L_{\text{chord}}, a, c_p$ そして k は、それぞれ粘性係数、翼弦長、音速、定圧比熱であり、添字 “ ∞ ” は、一様流状態を表している。

実際の計算中では、これらを一般座標系へと変換したものを用い、さらに乱流モデルを Baldwin-Lomax モデルとした RANS によるシミュレーションを行っている。剥離や失速という現象は、その非定常性、3 次元性が深く関わっていることが示されており、剥離点や失速角の予測などの定量的な議論は LES/RANS ハイブリット等を用いなければならないことが示されているが [8]、本研究では、そのような定量的な議論は行わず、大規模な剥離を伴う失速以前の付着状態をアクチュエータによって、どれほど伸ばせるかといった定性的な議論を目的にしているため、2 次元 RANS で十分であると考えている。

2.2 対流項離散化及び時間積分

対流項の離散化には、AUSM 系スキームである SHUS [9] を MUSCL 法を用いて高次精度化したものを用いた。時間積分には、使用計算機の特性を考慮し LU-ADI の各方向にスペクトル半径を用いた風上化を施した ADI-SGS 陰解法を用いた。

2.3 アクチュエータのモデル化

2.1 節において、プラズマアクチュエータの効果が、 $Dc \, q_c E_i$ 及び $Dc \, q_c u_k E_k$ という形で支配方程式に含まれることを述べた。 q_c 及び E_i は、アクチュエータが空間につくり出す電荷分布と電場ベクトルをそれぞれ表している。また Dc は、電磁力に関する無次元数で次のように表される。

$$Dc = \frac{q_{c,\text{ref}} E_{\text{ref}} L_{\text{chord}}}{\rho_\infty u_\infty^2} = \frac{q_{c,\text{ref}} \phi_{\text{ref}}}{\rho_\infty u_\infty^2} \quad (5)$$

ここで、添字 “ref” は参照量を表し、 ϕ は静電ポテンシャル (電圧) である。上式より、 Dc の物理的な意味は、アクチュエータから流体に加えられる電氣的なエネルギーと、流体の一様流状態における動圧のとの比である。つまり、入力電圧の大きさが大きい程 Dc の値は大きくなるため、 Dc は入力電圧の大きさを表すパラメータとして用いることができる。本研究においても入力電圧の大きさを表すのにこの Dc を用いることにする。

実際に数値計算を行うには、 q_c 及び E_i の空間の分布を知る必要がある。これらの分布を電離・解離を考慮した計算を行うことで求めることもできる [1, 10–12]。しかしながら、アクチュエータのつくり出す現象の空間スケールを考えれば、電極厚さ 10^{-1} [mm] (10^{-4} [m]) 程度に対して放電が生じるため、放電構造の厚さスケールはさらに小さくなり、流体の空間スケールに対して非常に小さいことが分かる。さらに入力電圧周波は数 kHz で変動しており、電離や解離といった反応はその間のさらに細かい時間間隔で起こっているため、時間スケールとしても流体より非常に小さくなり、電離や解離を考慮したシミュレーションを行なうことは、計算コストからみても容易ではない。

これとは別に、電磁気学的な見地からアクチュエータのつくり出す現象をマクロに見た計算モデルが研究されている [13–15]。アクチュエータの周波数特性等の微細なスケールの議論を行なわない限り、それらは実用上十分なデータを与えてくれる。そこで本研究ではそれらのなかから、Suzen らによって提案されたモデルを用いることにする [13]。

Suzen らによるモデルは、電荷分布 q_c と電場分布 E_i を次の 2 つの方程式の解に帰着させる。

$$\frac{\partial E_k}{\partial x_k} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\epsilon_r \frac{\partial \phi}{\partial x_k} \right) = 0, \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left(\epsilon_r \frac{\partial q_c}{\partial x_k} \right) = \frac{q_c}{\lambda_d^2}, \quad (7)$$

ここで、 ϵ_r は物体の比誘電率、 ϕ はスカラーポテンシャルであり、 λ_d はデバイ長である。式 (6) は、Fig. 2 の境界条件のもと、式 (7) は、Fig. 3 の境界条件のもとで解く。ただし、Fig. 2 中の $\phi(t)$ は、入力電圧であり、次式で与えられるとする。

$$\phi(t) = \phi_{\text{max}} f(t) \quad (8)$$

また、Fig. 3 中で、被覆電極上の誘電体表面の境界条件 $g(x)$ は、

$$g(x') = q_{c,\text{max}} G(x') f(t) \quad (9)$$

であり、 $G(x)$ は、Suzen らに基づき、正規分布で与えている。

$$G(x') = e^{-\frac{x'^2}{2\sigma^2}} \quad (10)$$

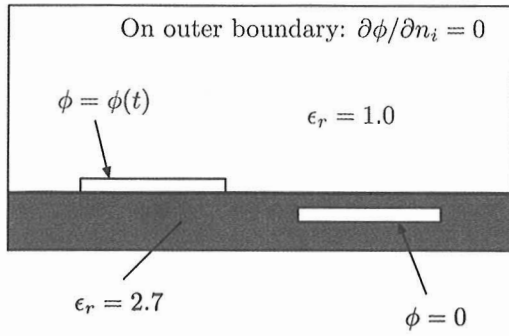


Fig. 2: Boundary conditions for Eq.(6)

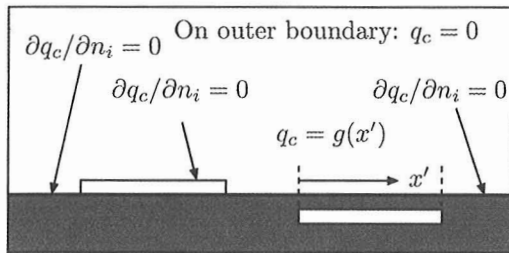


Fig. 3: Boundary conditions for Eq.(7)

ただし、 $\sigma = 0.003$ として計算を行った。このように求めた、 q_c, E_i を支配方程式に代入することで、アクチュエータの効果を取り入れている。さらに詳しい議論は、文献を参照して頂きたい [13]。

境界条件で現れた、入力電圧の式 (8) の ϕ_{\max} 及び電荷密度の式 (9) の $q_{c,\max}$ は、式 (5) の Dc の参照電圧、電荷密度 $\phi_{\text{ref}}, q_{c,\text{ref}}$ として用いる。実際の実験から計算で用いる適当な Dc 値を見積もることを考えた時、入力電圧から ϕ_{ref} は容易に与えることができるが、 $q_{c,\text{ref}}$ を与えるためには空間の電荷分布を計測する必要がある、その計測は極めて困難であることや、そもそも一様流が無い場合には定義できないことから現実的に難しい。そこで、本研究では一様流速に対して誘起速度がどれほど生じるかということから、この Dc 値の現実性を見積もることにする。検証から、一様流マッハ数 0.1 の条件でアクチュエータによりマッハ数 0.1 程度の速度を誘起するのは現実的であり、その時の Dc は、8 程度となる。

モデルの信頼性の検証のために、一様流マッハ数 $M_\infty = 0.2$ の中に置かれた平板に対し行った計算を行った。Figure 4 に、アクチュエータ直後 (約 $Re_x = 4.4 \times 10^3$ 位置) での速度プロファイルを示す。図中の u は平板に沿う方向の流速成分、 y は平板に垂直な方向位置、 u_∞ は一様流速をそれぞれ表す。アクチュエータが off の時は、通常のブラシウス解の速度分布となっている。アクチュエータが作用した場合、多くの実験や計算で示されているように、境界層下部の速度誘起を再現できている。また入力電圧を表すパラメータ Dc を増やすにつれ、誘起速度が増加する傾向も確認できる。よって、このプラズマアクチュエータの数値計算モデルは、実際のアクチュエータが作り出す現象を定性的に再現できているといえる。

2.4 計算格子

計算では、アクチュエータの位置をいくつか変えて行なう作業を効率的に行なうため重合格子法を用いている。

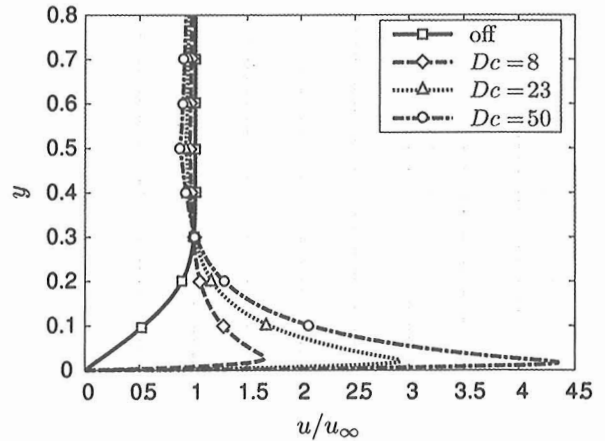
Fig. 4: u -velocity profile on the flat plate with and without actuator.

Figure 5 に、アクチュエータを前縁より 10% 位置に配置した時の計算格子を示す。翼の格子を Zone 1 (黒)、アクチュエータ用の格子を Zone 2 (白) とし、アクチュエータの効果を入挿している。格子点数は、翼格子 1023×121 点及び アクチュエータ格子 201×81 点である。他の位置に配置した場合も同様に Zone を重ねており、格子点数も同一である。

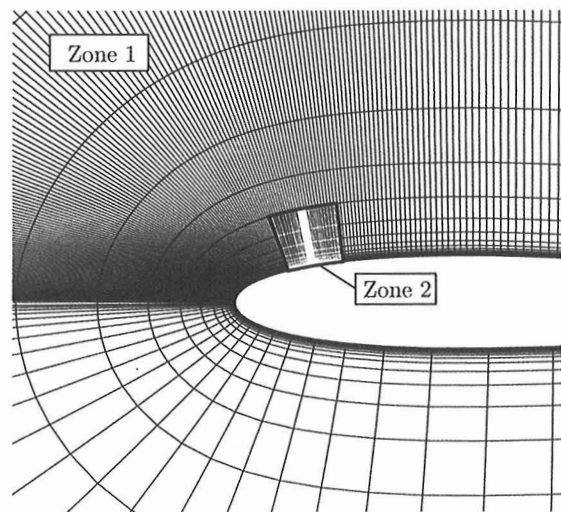


Fig. 5: Computational grids: Zone 1 (black) and Zone 2 (white).

3 数値計算条件

本研究では、火星大気中を飛行する航空機型の探査機への応用を考え、火星大気を低速で飛行するという飛行条件を考え、 $Re = 1.0 \times 10^5$, $M_\infty = 0.1$, $Pr = 0.72$ とした。また、剥離は非定常現象であるため、計算結果は全て時間平均を行ったものを用いる。そのため、アクチュエータの入力電圧波形として正弦波と実効値で一定にした場合では、時間平均値に大きな差が見らず、計算効率のため、入力電圧は全て実効値を与た。

4 結果及び考察

4.1 $D_c = 8$ の場合

まず、先程述べたマッハ数 0.1 の速度を誘起することができる $D_c = 8$ の場合を考察する。Figure 6 に、アクチュエータを作用させない場合と、アクチュエータを作用させたときの揚力係数 C_L の迎角に対する変化を各配置毎に示す。ただし迎角は 2 度おきに計算されており、8 度以前は計算を行っていない。対称翼ではあるが、アクチュエータが作用している場合はその影響で迎角 0 度でもわずかな揚力が発生することが考えられるが、今回の議論関係しないため、迎角 0 度で C_L を 0 としている。

この図により、アクチュエータを作用させない場合に比べ、5%、10%、20% のどの位置に配置した時も最大揚力が高い値まで伸びていることが見られる。また、アクチュエータが作用していない場合、今回の計算では迎角 16 度の流れ場で前縁からの大規模な剥離を確認できるが、同じ迎角でアクチュエータを $D_c = 8$ で作用させた場合の流れ場では、前縁からの大規模な剥離は確認されず、前縁で付着している流れとなっている。さらに、これらのことは、本計算が先行研究で述べられているようにプラズマアクチュエータの作用によって前縁からの大規模剥離が抑制され、失速特性が改善されることを定性的に捉えていることを表し、本計算結果が定性的な議論を行なうには十分な信頼性があるといえる。

次に、Fig. 6 における配置位置による影響を見ると、大きな違いが見られないことがわかる。実際、迎角 16 度はどの配置でも前縁からの剥離は抑制されていたが、迎角 18 度の時点では、全ての配置の流れ場において流れが前縁において大規模な剥離を起こしていることを確認された。つまり、今回対象とするようなレイノルズ数・翼型においては、 $D_c = 8$ 程度、つまり $M_\infty = 0.1$ に対してマッハ数 0.1 の速度が誘起できる程度の電圧では、前縁近傍であれば剥離制御性能にほとんど差がないと考えられる。

4.2 $D_c = 50$ の場合

ここから、より高電圧を入力した場合、つまり $D_c = 50$ の場合の性能を考察する。これは、 $M_\infty = 0.1$ の一様流に対して、マッハ数 0.3 の流速を誘起するような D_c 値である。Figure 7 は、Fig. 6 と同様に、各場合の C_L の迎角変化を表している。無入力状態と比較することで、より強い電圧を入力されたことで、 $D_c = 8$ の場合よりもはるかに最大揚力係数は上昇し、失速特性が改善されていることが分かる。さらに注目すべきなのは、先程ほとんど見れなかったアクチュエータの配置による差異が際立って現れていることである。つまり、20%、10%、5% と前縁に近づくほど失速特性がより改善される傾向を示している。

C_L の分布では剥離の有無が確認できないため、流れ場からの考察を行う。Figures 8(a)–(c) に、迎角 18 度での各アクチュエータ配置の翼弦に沿う方向の速度成分分布に流線を重ねたものを示す。20% 翼弦位置に配置した時、Fig. 7 では完全に失速状態であると考えられ、実際に Fig. 8(c) で流れが前縁より大きく剥離していることが確認できる。他の 5%、10% 位置に配置した場合での流れ場では、剥離が確認されず流れが付着していることから、より大きな電圧を入力する際のアクチュエータの剥離の制御能力は、同じ前縁近傍においても少しの配置の差によって大きく変化することが分かる。Figures 8(a),(b) だけでは、翼面上の剥離制御能力は 10% 翼弦と 5% 翼弦

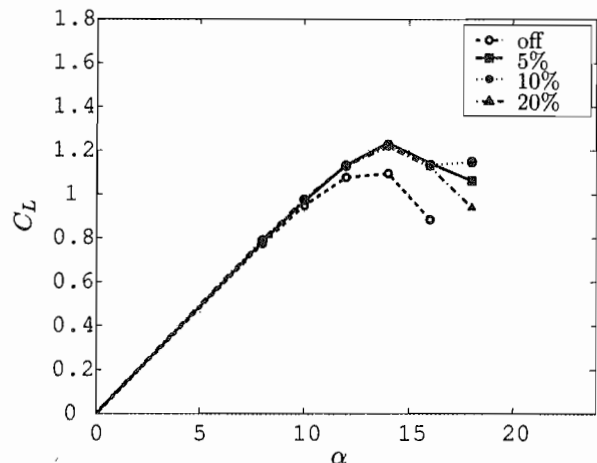


Fig. 6: C_L vs. angles of attack for each actuator location ($D_c = 8$).

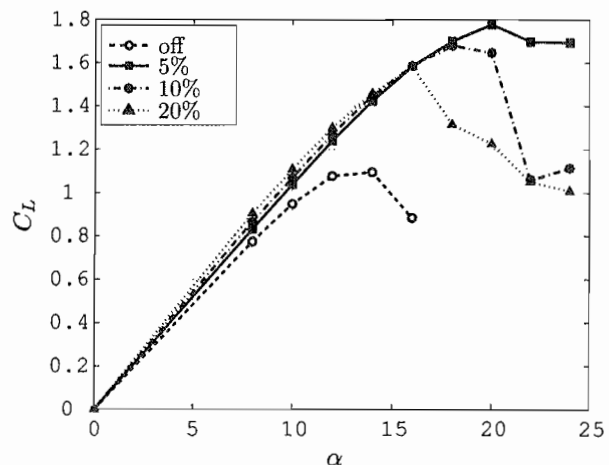


Fig. 7: C_L vs. angles of attack for each actuator location ($D_c = 50$).

位置での差はほとんどない。 C_L においても Fig. 6 からほぼ同程度の値を達成できている。 C_L では迎角 18 度以降においてそれらに差が現れ始めているため、流れ場に対して大きな差が現れた迎角 22 度における流れ場の様子を見ることにする。

迎角 22 度における、アクチュエータを 5%、10% 翼弦位置に配置した時の速度分布と流線を Fig. 9(a)–(b) に示す。ただし 20% 翼弦位置に配置した場合は、ほぼ同様なので省略する。このとき、Fig. 7 から予想できるように、10% 翼弦位置に配置した時は、流れが前縁から剥離しようとするのをアクチュエータの誘起速度が十分抑制しきれず、前縁から大きく剥離していることが確認できる。より注目すべき結果は、Fig. 9(a) の 5% 翼弦位置に配置したときの流れ場である。これまで確認した剥離の様子は全て前縁からによるものであったが、ここでは翼後縁からの剥離が確認できる。つまり、前縁近傍に配置されたアクチュエータによって前縁からの剥離が高迎角まで抑制されることで、流れは前縁で大きく加速される。そのため、後縁にかけて大きな圧力回復を強いられることになり、それに耐えきれず流れは後縁から剥離すると考えることができる。

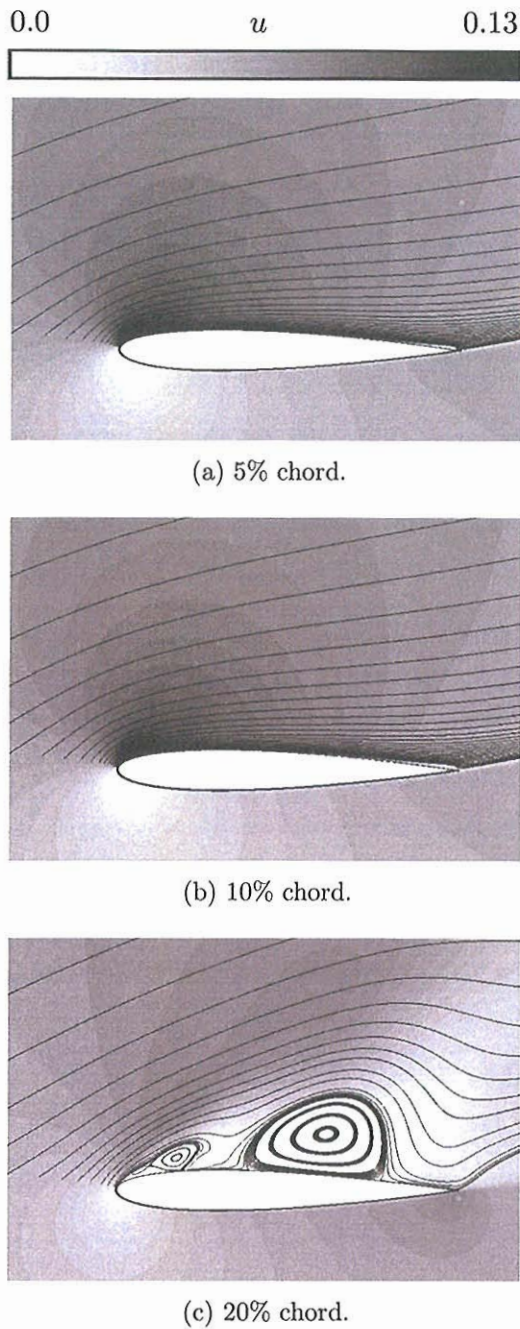


Fig. 8: Stream-lines and u -velocity contours at 18 degrees of angle of attack. ($Dc = 50$)

このことをより議論するために、Fig. 10 に 5% 翼弦位置にアクチュエータを配置した時の迎角 24 度での流れ場を示す。この図は、先程よりも後縁からの剥離が進行していることから、5% 翼弦位置に配置した時の失速特性は、典型的な後縁失速型の特性となっていることが分かる。また、このような現象は、10% 翼弦位置に配置した時に $Dc = 23$ でも同様に見られることができ、今回の計算精度では十分な定量性を持っていることはできないが、プラズマアクチュエータは翼の失速型を変えるような効果もある可能性を持っているのではないかと考えることもできる。また、単一のアクチュエータでは、いくら剥離点近傍に置いても他の部分からの剥離には追従

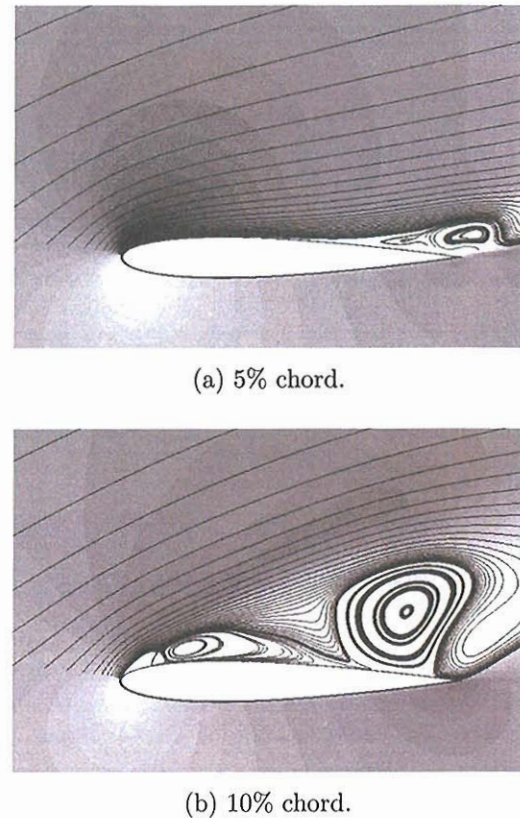


Fig. 9: Stream-lines and u -velocity contours at 22 degrees of angles of attack. ($Dc = 50$)

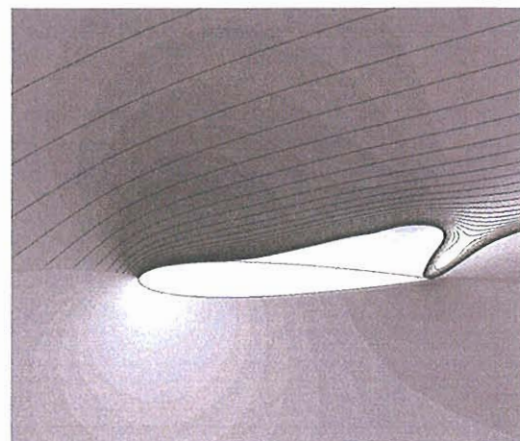


Fig. 10: Stream-lines and u -velocity contour at 24 degrees of angles of attack with the plasma actuator located at 5% chord. ($Dc = 50$)

できず、それが性能の限界であるといえる。つまり、後縁に別のアクチュエータを配置するといったことで、より高迎角まで翼面上の剥離を抑制することができ、さらに有効的な剥離制御が行える可能性を示唆している。

5 おわりに

本論文では、NACA0012 翼に対して、翼面上の流れの剥離制御におけるプラズマアクチュエータの有効的な使用法を、数値シミュレーションを用いて配置の面から考察した。単一のアクチュエータでは、入力電圧が低く比較的低速を誘起させる場合に前縁近傍でのアクチュエータ配置による差異はほとんど見られなかったが、高い電圧によって、より速い速度を誘起させる時は、剥離点近傍に配置することが最もよく性能を発揮する傾向が本計算から見られた。また、いくら剥離点近傍に配置しても、高迎角では後縁から進行する剥離による失速を避けることができず、単一アクチュエータ配置での制御性能は制限される。これは、物理的な直観とも一致しており、定性的に信頼性があると考えられる。

よって、今回の計算結果からより性能の向上には、剥離点近傍とは別に複数のアクチュエータを効率よく配置することが有効ではないかと考えることもできる。

参考文献

- [1] Font, G. I. and Morgan, W. L., "Plasma Discharges in Atmospheric Pressure Oxygen for Boundary Layer Separation Control," AIAA Paper 2005-4632.
- [2] Corke, T. C. and Post, M. L., "Overview of Plasma Flow Control: Concepts, Optimization, and Applications," AIAA Paper 2005-563.
- [3] Van Ness II, D. K., Corke, T. C., and Morrisz, S. C., "Turbine Tip Clearance Flow Control using Plasma Actuators," AIAA Paper 2006-21.
- [4] Samimy, M., Kastner, J., Kim, J.-H., Utkin, Y., Adamovich, I., and Brown, C., "Flow and Noise Control in High Speed and High Reynolds Number Jets Using Plasma Actuators," AIAA Paper 2006-2846.
- [5] Jukes, T. N., Choi, K.-S., Johnson, G. A., and Scott, S. J., "Turbulent Drag Reduction by Surface Plasma through Spanwise Flow Oscillation," AIAA Paper 2006-3693.
- [6] Visbal, M. R., Gaitonde, D. V., and Roy, S., "A Coupled Approach for Plasma-Based Flow Control Simulations of Wing Section," AIAA Paper 2006-1205.
- [7] Roth, J. R. and Dai, X., "Optimization of the Aerodynamic Plasma Actuator as an Electrohydrodynamic (EHD) Electrical Device," AIAA Paper 2006-1203.
- [8] Kawai, S. and Fujii, K., "Analysis and Prediction of Thin-Airfoil Stall Phenomena with Hybrid Turbulence Methodology," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 5, 2005.
- [9] Shima, E. and Jounouchi, T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) - AUSM Type Upwind Schemes -," *14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, 1997.
- [10] Roy, S. and Gaitonde, D. V., "Multidimensional Collisional Dielectric Barrier Discharge for Flow Separation Control at Atmospheric Pressures," AIAA Paper 2005-4631.
- [11] Roy, S., Singh, K. P., Kumar, H., Gaitonde, D. V., and Visbal, M., "Effective Discharge Dynamics for Plasma Actuator," AIAA Paper 2006-374.
- [12] Singh, K. P., Roy, S., and Gaitonde, D. V., "Modeling of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator with Atmospheric Air Chemistry," AIAA Paper 2006-3381.
- [13] Suzen, Y. B. and Huang, P. G., "Simulations of Flow Separation Control using Plasma Actuator," AIAA Paper 2006-877.
- [14] Shyy, W., Jayaraman, B., and Andersson, A., "Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics," *Journal of applied physics*, Vol. 92, No. 11, 2002, pp. 6434-6443.
- [15] Orlov, D. M., Corke, T. C., and Patel, M. P., "Electric Circuit Model for Aerodynamic Plasma Actuator," AIAA Paper 2006-1206.