プラズマアクチュエータを用いた翼前縁はく離の制御における 位置および個数の影響*

椿 野 大 輔^{*1}, 田 中 義 輝^{*1}, 藤 井 孝 藏^{*2}

Effects of Plasma Actuator Layouts on a Flow Separation Control over a Wing

Daisuke TSUBAKINO^{*3}, Yoshiteru TANAKA and Kozo FUJII

^{*3} Department of Aeronautics and Astronautics, Graduate School of Engineering, The University of Tokyo,
3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara-shi, Kanagawa, 229-8510 Japan

Effective location of plasma actuators for a flow separation control over a NACA 0012 airfoil is investigated by computational simulations. Single plasma actuator is located at 5%, 10% or 20% chord from the leading edge. The results indicate that the actuator located near the separation has a better capability to control flow separations. Separation is once avoided when a single actuator is located near the separation, another separation occurs from the trailing edge. This motivates to use multiple actuators and the separations are carried out for two actuators. The result shows the possibility that appropriate layouts of actuators can achieve high control performance with relatively low input voltage.

Key Words: Flow Control, Separation, Airfoil

1. は じ め に

流体現象に対する制御技術は、壁面抵抗の軽減や空力騒音低減など、構造物の特性向上という工学的要求から、多くの研究がなされており、いくつかの技術が実用化されている。例えば航空宇宙分野では、翼の高揚力化を目的としたボルテクスジェネレータや、フラップなどが挙げられる。これらの技術は、基本的に受動的かつ静的に行われるものが多く、構造的な要因から応答性が高くないものが多い。しかしながら、実際に工学的に問題となるような流れ場の多くは、非定常的な現象の変化を伴っており、各瞬間の流れ場に応じて瞬間に対応するような、動的かつ能動的な流れ制御技術が有効ではないかと考えられる。

近年、流れのはく離や乱流現象を中心として動的制御技術が研究され始めており、実際に多くの制御デバイスが考案されている⁽¹⁾。そのような動的制御技術の一つにプラズマアクチュエータがある。これは図1に

示されるように、2枚の電極が絶縁体を挟み、交流電圧が加えられるような、非常に簡単な構造をしている。入力された交流電圧は電極間にバリア放電を生じさせ、アクチュエータ表面の大気を局所的にプラズマ状態にする。それらが入力電圧による電場と生じた電荷がつくる電場によって加速させられることで、大気中の局所的な領域に露出電極から被覆電極へ向かって、流れが誘起される。この現象は、電磁気現象と電離・解離といった化学反応からなり、流体現象に比べて非常に短い時間スケールで生じている。そのため、従来の機械系の制御装置に比べて非常に高い応答性が期待できる。また、入力電圧は数kVと高いが、生じる電流は数十mAと低いので、消費電力は数Wと小さい値となる。これは、実用上非常によい性質の一つである。

プラズマアクチュエータに関して、現在さまざまな

Fig. 1 Configuration of plasma actuator

* 原稿受付 2006年7月5日.

^{*1} 東京大学大学院工学系研究科(〒229-8510 相模原市由野台3-1-1 宇宙科学研究本部).

^{*2} 正員, フェロー, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(〒229-8510 相模原市由野台3-1-1).

E-mail: tsubakino@flab.eng.isas.jaxa.jp

研究が進んでおり、多くの応用例が報告されている^{(2)~(9)}。その応用分野は広く、壁面の乱流抵抗の軽減⁽¹⁰⁾やタービン翼列のすきま流れへの適用⁽³⁾、ジェットや航空機のランディングギヤから生じる空力騒音の軽減への適用⁽¹¹⁾⁽¹²⁾など多岐に及ぶ。高迎え角飛行時の翼面上流れのはく離の制御はその応用例の一つであり、実際に翼の失速特性を大きく向上できることが示されている⁽²⁾。この制御技術は、アクチュエータの装置の簡素さもあり、従来の航空機だけでなく、近年注目されている超小形無人航空機(MAV)や、火星環境を飛行しながら探査する、火星航空機に対してもその有効性が期待される。

これまでのプラズマアクチュエータを用いた翼面上のはく離制御に対する研究は、単数のアクチュエータをある特定箇所に配置して、その効果を見るものが多い。確かに有効性は示されるが、実用を考えれば、アクチュエータの効率的な使用法を考えることが望ましい。アクチュエータにより誘起される速度は、入力電圧に比例することが知られているが、入力電圧は搭載する航空機の構造やその他の機器により制限されるのが普通であり、また、ある入力電圧以降は誘起速度は漸近的になることが示されているからである⁽⁷⁾。効率的な使用の観点では、アクチュエータの性能向上のため、電極などの構造を最適化させる研究や⁽⁷⁾、入力電圧波形を操作し、性能を向上させる研究もある⁽²⁾。しかし、翼面上のアクチュエータの配置に関する影響の考察や、複数配置したときの効果を見せたものはない。

そこで、本研究では、低レイノルズ環境($Re \sim 10^6$)で前縁から大規模なはく離を起こしやすい、NACA 0012 翼の翼面上のはく離制御に対して、位置に関する定性的な影響の考察を行う。そのため、はく離点が存在すると考えられる翼前縁付近のうち、前縁より5、10%および20%翼弦位置に単数のアクチュエータを配置したときのそれぞれの効果を二次元数値シミュレーションを用いて考察する。また、消費電圧の低減を目指し、複数のアクチュエータを同時に用いたときの効果を調べるために、前縁より5%と10%翼弦位置両方に配置した場合の考察も行う。

2. 数値計算法

2.1 支配方程式 支配方程式には、通常の二次元 Navier-Stokes 方程式に、アクチュエータの効果を考慮した方程式を用いた。それらは、質量保存則、運動量保存則、そしてエネルギー保存則からなり、一様流条件で無次元化を行った形で次のように表され

る。

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

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

$$\frac{\partial e}{\partial t} + \frac{\partial \{(e+p)u_k\}}{\partial x_k} = \frac{1}{Re} \frac{\partial u_i \tau_{ki}}{\partial x_k} + \frac{1}{(\gamma-1)Pr Re M_\infty^2} \frac{\partial q_k}{\partial x_k} + D_c q_c u_k E_k \quad \dots\dots\dots (3)$$

ここで、 u_i , q_i , ρ , p , e , τ_{ij} , δ_{ij} および t は、それぞれ速度ベクトル、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および時間である。また、繰返される添字は、和の規約を用いており、2までの和をとることとする。式中の3の基本的な無次元数 Re , M_∞ , Pr は、それぞれレイノルズ数、一様流マッハ数、プラントル数であり、次式で表される。

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

ここで、 μ , L_{chord} , a , c_p として 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。

アクチュエータの作り出す流れは、局時的なものであり、はく離や失速の構造は、非定常性が大きくかわることが示されている⁽¹³⁾。しかしながら、目的で述べたように、本研究で注目しているのは、失速の予測やはく離構造の解明ではなく、はく離抑制の傾向を把握することである。よって、定性的な議論に主眼をおいているので、RANSの二次元シミュレーションで構わないと考え、乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデルを用いた⁽¹⁴⁾。

式(1)、(3)の右辺の最終項がアクチュエータの影響を表す項であり、 q_c は、プラズマの電荷密度、 E_i は、電場ベクトルをそれぞれ表している。 D_c は電磁力項の無次元数である。これらについては、2.3節で扱う。

2.2 空間および時間の離散化 空間の離散化には、AUSM系のスキームである SHUS⁽¹⁵⁾を MUSCL法⁽¹⁶⁾により高次精度化したものを用いた。また、時間積分は、使用計算機の特性を考慮し FF-SGS⁽¹⁷⁾の考えを用いて、陰解法である LU-ADI⁽¹⁸⁾の各方向にスペクトル半径で風上化を施した ADI-SGSを用いた。

2.3 アクチュエータの計算モデル プラズマアクチュエータで生じる現象は、電子の反応がかかわる

Fig. 2 Boundary conditions for Eq. (5)

Fig. 3 Boundary conditions for Eq. (6)

ような、非常にマイクロで短い時間スケールの現象であるので、直接これらの効果を計算に取り込むのは困難である。電離・解離反応も考慮して計算を行った研究もあるが⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾、現象をマクロにとらえるような数値計算モデルが、実用上有用なデータを与えてくれる。現在さまざまな計算モデルが考案されているが⁽⁵⁾⁽⁸⁾⁽²¹⁾、本研究では、Suzen らによって提案されたモデルを用いる⁽⁸⁾。

このモデルでは、電荷密度分布 q_c および電場ベクトル分布 E_i を次の方程式の解として与える。

$$\frac{\partial E_k}{\partial x_k} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\epsilon_r \frac{\partial \phi}{\partial x_k} \right) = 0, \quad \dots \dots \dots (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left(\epsilon_r \frac{\partial q_c}{\partial x_k} \right) = \frac{q_c}{\lambda_d}, \quad \dots \dots \dots (6)$$

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。計算では、 $\lambda_d = 0.001$ とした。式(5)は、図2の境界条件のもと、式(6)は、図3の境界条件のもとで解く、ただし、図2中の $\phi(t)$ は、入力電圧であり、次式で与えられるとする。

$$\phi(t) = \phi_{\max} f(t) \quad \dots \dots \dots (7)$$

また、図3中で、被覆電極上の誘電体表面の境界条件 $g(x)$ は、

$$g(x') = q_{c,\max} G(x') f(t) \quad \dots \dots \dots (8)$$

であり、 $G(x)$ は、Suzen らに基づき、正規分布で与えている。

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

$$G(x') = e^{-x'^2/2\sigma^2} \quad \dots \dots \dots (9)$$

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、文献を参照していただきたい⁽⁸⁾。

次に、支配方程式(2)、(3)中の電磁力項の無次元数 D_c の扱いについて述べる。 D_c は次のように表される。

$$D_c = \frac{q_{c,\text{ref}} E_{\text{ref}} L_{\text{chord}}}{\rho_{\infty} u_{\infty}^2} = \frac{q_{c,\text{ref}} \phi_{\text{ref}}}{\rho_{\infty} u_{\infty}^2}, \quad \dots \dots \dots (10)$$

つまり、流れの運動エネルギーと電磁力からのエネルギーの比である。式中の ϕ_{ref} 、 $q_{c,\text{ref}}$ は、電圧、電荷の参照量であるが、本計算ではこれらの値として、式(7)、(8)の $\phi_{\max}$ 、 $q_{c,\max}$ を用いる。この決め方からわかるように、 D_c を変化させることは、入力電圧を変化させることに対応する。よって、以下 D_c の値を、電圧を表す指標とする。また、無風状態の実験では一様流が存在しないことと、 $q_{c,\max}$ の直接的な計測が困難であるため定義することが難しいことから、 D_c の値を定めることが難しい。そこで、誘起速度から D_c 値を見積ると、主流と同程度の速度を誘起する D_c は、8程度となる。

次にモデルの検証のために、マッハ数 $M_{\infty} = 0.2$ の一様流平板に対し行った計算結果を示す。図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。 u は流速の平板に沿う方向成分、 y は平板に垂直な方向の位置、 u_{∞} は一様流速をそれぞれ表す。アクチュエータが off のときは、よく知られているブラシウス解の速度分布となっている。この速度分布にアクチュエータによる流れの加速の効果が加わることで、多くの実験や計算で示されているように、本解析でも境界層下部に速度が誘起される現象

Fig. 5 Computational grid

を再現できている。また D_c (入力電圧) を増やすにつれ、誘起速度が増加する傾向があることも見て取れる。以上より、本解析で用いている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引き起こす流れ現象を定性的に再現できているといえる。

2・4 計算格子 前縁より 10% 翼弦位置に配置したときの計算格子を、図 5 に示す。計算ではアクチュエータの配置の変化を効率的に行うため、重合格子法を用い、翼部を Zone 1、アクチュエータ部を Zone 2 とした。他の配置条件も同様に取扱った。翼格子に関しては、揚力係数を対象にした格子収束性の確認を行っている。

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形の探査機への応用を考えているため、一様流条件は火星大気を低速で飛行するという条件を与えている。つまり、 $Re = 1.0 \times 10^5$, $M_\infty = 0.1$, $Pr = 0.72$ とした。また、火星大気を模擬し比熱比を $\gamma = 1.34$ としているが、 γ の影響はほとんどない。

はく離は非定常現象であるため、計算結果はすべて時間平均を行っている。また、使用モデルにおいて入力周波数の影響がほとんど現れないことが確認されたため、入力電圧はすべて実効値で一定値を与えている。

4. 結果および考察

4・1 単数のアクチュエータを用いた場合 単数のアクチュエータを翼上面の前縁より 5, 10% および 20% 翼弦位置に配置した結果を示す。まず、図 6 にアクチュエータを使用していない場合と、それぞれの位置に配置し $D_c = 50$ で使用した場合の揚力係数 C_L の迎え角変化を示す。アクチュエータ off の状態を見ると、迎え角が 15° を超えるころには失速していること

Fig. 6 C_L vs. angles of attack for each actuator location ($D_c = 50$)

がわかる。これと比較すると、プラズマアクチュエータを使用することで、失速特性を大きく改善できていることがわかる。失速角以後に、揚力係数が上昇しているものもあるが、それらは迎え角上昇に伴う下面の圧力上昇が一つの要因として挙げられるが、本論文の趣旨から逸れるため詳しい議論は避ける。位置に関しては、前縁近くにプラズマアクチュエータを配置したときのほうがより改善できていることがわかる。これは NACA 0012 翼が前縁から大きくはく離しやすいことを考えれば、はく離点が存在する位置近くに配置するほうが効果を発揮するということができ、直観的な予想と一致する。しかしながら、失速の様子としては、10, 20% 位置の場合と 5% 位置の場合では少し異なっており、5% 位置の場合では、失速後の C_L の下がり方が他の場合に比べて緩やかとなっている。

次に流れ場から考察する。図 7(a)~(c) に、それぞれの配置における、迎え角 18° での速度の翼弦方向成分を一様流速で無次元化したものおよび、流線を表示する。これらと図 6 を見ると、アクチュエータを使用しない場合迎え角 15° ですでに失速していたものが、アクチュエータを使用することで、迎え角 18° でも流れの付着を維持できていることがわかる。しかし、前縁より遠い 20% 翼弦位置に配置したときには、この迎え角では、前縁から大きくはく離している。

さらに迎え角を上げた 22° での同様な分布を図 8(a), (b) に示す。ただし、20% 翼弦位置に配置した場合の分布は、迎え角 18° の場合 [図 7(c)] とほぼ同様であるので省略する。この迎え角では、10% 翼弦位置に配置したとき、流れは前縁から大きくはく離しており [図 8(b)]、図 6 より予想できたとおりである。図 8(a) を見ると、5% 翼弦位置に配置した場合で

Fig. 7 Stream-lines and u -velocity contours (chord-wise component of the velocity vector u_i) at 18 degrees of angle of attack. Arrows point out actuator locations

は後縁から流れがはく離し始めていることがわかる。これが、図6において、5%翼弦位置にアクチュエータを配置した場合に C_L の下がり方が滑らかであった理由であると考えられる。前縁からはく離しようとする流れをアクチュエータにより迎えることで、流れ場は後縁にかけて大きな圧力回復を強いられる。その結果大きな逆圧力こう配が生じ、アクチュエータの影響が及びにくい後縁においてははく離を起こすと考えられる。

このように、単数のアクチュエータでは、はく離点近くに配置すると効率よくはく離の制御が行えるが、さらに迎え角を上げると別の位置からはく離が生じてしまい、そのはく離を制御できないことがわかる。単数のアクチュエータでは、それが限界であり、さら

Fig. 8 Stream-lines and u -velocity contours (chord-wise component of the velocity vector u_i) at 22 degrees of angles of attack. Arrows point out actuator locations

Fig. 9 C_L vs. angles of attack for actuator locations

に翼の性能を上げるには、異なる位置にいくつかのアクチュエータを配置することが必要となると考えられる。また、それらのうち迎え角等の気流条件に応じて動的にその一部を利用することで、より有効な動的制御が期待できる。4.2節では入力電圧低減を目的とし、二つのアクチュエータを配置した場合を示す。

4.2 二つのアクチュエータを用いた場合 ここでは、二つのアクチュエータを翼上面に配置した場合を考察する。翼上面に前縁より5%および10%翼弦位置両方にアクチュエータを配置する。このときの揚力係数 C_L の迎え角 α による変化を図9に示す。

$D_c=23$ で上記の二つの使用した場合と、5%位置に

Fig. 10 Stream-lines and u -velocity contours (chord-wise component of the velocity vector u_i) at 22 degrees of angles of attack with 5% and 10% actuators ($D_c=23$). Arrows point out actuator locations

単数配置し、 D_c を23, 50で使用した場合の結果を比較している。同じ D_c 値では、複数のアクチュエータを使用したほうが、より高い迎え角まではく離を抑制できることは予想通りである。単数のアクチュエータを $D_c=50$ で使用したときと複数使用の場合を比較すると、ほとんど同じ特性をしている。迎え角 22° での翼弦方向速度成分分布は図10のようになっており、図8(a)との比較により流れ場においてもほぼ同様であることがわかる。 D_c が、入力電圧の指標であったことを思い出せば、二つのアクチュエータを用いることで、単数の場合よりも低い入力電圧で同様な効果を得ることができる可能性を示唆している。ある程度以上の入力電圧で誘起速度が漸近的になるという報告⁽⁷⁾を考えると、複数のアクチュエータの利用が有効であることがわかる。しかしながら、後縁からのく離を生じてしまうことも同様に現れているため、別の対策を施す必要も生ずる。

5. おわりに

本論文では、NACA 0012 翼に対して、プラズマアクチュエータを用いたはく離制御におけるアクチュエータの配置について、数値シミュレーションを用いて考察した。単数のアクチュエータを使用するときは、はく離点に近いアクチュエータが最も効果を発揮することが確認できた。また、単数のアクチュエータでは、いくらかはく離点の近傍に配置したとしても、より高迎え角では別の部分から流れはく離し、そのはく離には追従できないことも示された。

二つアクチュエータを配置することは、単数の場合に対して低い入力電圧で同様な制御が行え、適切な配置を施すことで、より有効な流れ制御が行える可能性が示された。これらより、後縁も含めた複数のアクチュエータを翼面上に配置することは、流れ場に応じて

それらの入出力を個別に動的に制御することで、より高度な動的流れ制御の可能性をもつことが期待できる。

文 献

- (1) Schaeffler, N. W. et al., "Overview of Active Flow Control Actuator Development at NASA Langley Research Center", *AIAA Paper* 2002-3159 (2002).
- (2) Corke, T. C. and Post, M. L., "Overview of Plasma Flow Control: Concepts, Optimization, and Applications", *AIAA Paper* 2005-563 (2005).
- (3) Van Ness II, D. K. et. al., "Turbine Tip Clearance Flow Control using Plasma Actuators", *AIAA Paper* 2006-21 (2006).
- (4) Enloe, C. L. et al., "Frequency Effects on the Efficiency of the Aerodynamic Plasma Actuator", *AIAA Paper* 2006-165 (2006).
- (5) Orlov, D. M. et. al., "Electric Circuit Model for Aerodynamic Plasma Actuator", *AIAA Paper* 2006-1206 (2006).
- (6) Patel, M. P. et. al., "Autonomous Sensing and Control of Wing Stall Using a Smart Plasma Slat", *AIAA Paper* 2006-1207 (2006).
- (7) Roth, J. R. and Dai, X., "Optimization of the Aerodynamic Plasma Actuator as an Electrohydrodynamic (EHD) Electrical Device", *AIAA Paper* 2006-1203 (2006).
- (8) Suzen, Y. B. and Huang, P. G., "Simulations of Flow Separation Control using Plasma Actuator", *AIAA Paper* 2006-877 (2006).
- (9) Visbal, M. R. and Gaitonde, D. V., "Control of Transitional and Turbulent Flows Using Plasma-Based Actuators", *AIAA Paper* 2006-3230 (2006).
- (10) Jukes, T. N. et. al., "Turbulent Drag Reduction by Surface Plasma through Spanwise Flow Oscillation", *AIAA Paper* 2006-3693 (2006).
- (11) Samimy, M. et. al., "Flow and Noise Control in High Speed and High Reynolds Number Jets Using Plasma Actuators", *AIAA Paper* 2006-2846 (2006).
- (12) Thomas, F. O. et. al., "Plasma Actuators for Landing Gear Noise Reduction", *AIAA Paper* 2005-3010 (2005).
- (13) Kawai, S. and Fujii, K., "Analysis and Prediction of Thin-Airfoil Stall Phenomena with Hybrid Turbulence Methodology", *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 5 (2005), pp. 1265-1275.
- (14) Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", *AIAA Paper* 1978-257 (1978).
- (15) 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).
- (16) Van Leer, B., "Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme. 4, A New Approach to Numerical Convection", *Journal of Computational Physics*, Vol. 23 (1977).
- (17) Fujii, K., "Efficiency Improvement of Unified Implicit Relaxation/Time Integration Algorithms", *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 1 (1999), pp. 125-128.
- (18) Fujii, K. and Obayashi, S., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flow", *AIAA Paper* 1986-513 (1986).

- (19) Font, G. I. and Morgan, W. L., "Plasma Discharges in Atmospheric Pressure Oxygen for Boundary Layer Separation Control", *AIAA Paper* 2005-4632 (2005).
 - (20) Singh, K. P. et. al., "Modeling of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator with Atmospheric Air Chemistry", *AIAA Paper* 2006-3381 (2006).
 - (21) Shyy, W. et al., "Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics", *Journal of Applied Physics*, Vol. 92, No. 11 (2002), pp. 6434-6443.
-