

平成 21 年 5 月 29 日現在

研究種目：若手研究（A）
 研究期間：2007～2008
 課題番号：19686051
 研究課題名（和文）プラズマを用いた革新的流体アクチュエータの開発とそれを用いた剥離流の制御
 研究課題名（英文） Development of Plasma Actuators and Its Application to Separation Control
 研究代表者
 松野 隆（MATSUNO TAKASHI）
 鳥取大学・大学院工学研究科・講師
 研究者番号：90432608

研究成果の概要：本研究では航空機の空力舵や高揚力装置への応用を目的とし、プラズマを用いた新しい流体アクチュエータ（プラズマアクチュエータ）の開発を行った。この結果剥離流を制御するのに十分な空気制御力を発揮するアクチュエータの製作に成功した。これを大迎角剥離流の流体制御デバイスとして適用しその実用可能性を検証した。このとき、多パラメータに依存するプラズマアクチュエータの空気力制御性能をパラメータ設計法を用い最適化し空力性能を劇的に変化することに成功した。これらの成果は論文にまとめられ、現在投稿・執筆中である。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	4,600,000	1,380,000	5,980,000
2008 年度	3,000,000	900,000	3,900,000
年度			
年度			
年度			
総計	7,600,000	2,280,000	9,880,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体・構造・航法・制御・推進，流体制御

1. 研究開始当初の背景

ライト兄弟による初の飛行機の動力飛行より 100 年余が経過し、その間に航空機の技術は長足の進歩を遂げた。しかし、その機体制御に用いる空力舵は 100 年間ほぼ変化せず、エレベータ・ラダー・エルロンによる三軸制御法が使われ続けている。考えかたによってはライト兄弟の用いた **warping wing** よりも洗練されていない方法が旧態依然と使われているのである。

これら空力舵は駆動に大きな力を必要とし、質量も大きく、機体運動の反応が遅いなどの欠点があり、革新的な進歩が望まれている。特に、大迎角飛行・高機動飛行時のような機体の周りの流れが剥離する状況下では、空力舵の性能は大きく低下しほとんど用を成さなくなるにも関わらず、これらに替わる有効な機体制御デバイスは未だ開発されていない。

しかし、近年開発が始まったプラズマを利用した流体アクチュエータは、さまざまな利

点を持ち将来的には空力舵・高揚力装置を置き換える可能性を持つ候補として期待されている。このプラズマアクチュエータは大気圧非平衡プラズマの応用であり、誘電体バリア放電によって生成されたプラズマによる流体への体積力を利用し、周囲流体に速度を誘起するのが駆動の基本原理である（図1参照）。流体制御デバイスとしては、従来のものに比べ小型で制御が容易であり、表面に微細構造を持たないため非常に頑丈であるなど、さまざまな利点を持ち、今後の発展が非常に期待できる。研究は始まったばかりであり、現在はアクチュエータのプラズマの物理現象やその特性など、未解明な点が多い。

流体場について言えば、超音速機の離着陸時や高機動運動時など、機体の周りの流れが剥離し渦が生成されるような流れ場は従来の空力舵がもっとも効率を落とす状況である。プラズマアクチュエータのような小型でエネルギーをあまり使わないデバイスによる流体制御が可能になると、その実用化の可能性は高く、貢献度は学問分野のみならず航空宇宙産業に対して非常に大きいと期待される。研究開始時まで、プラズマアクチュエータの開発については、これまでに米国ノートルダム大学のチームに行われた研究によって二次元の剥離制御などにおける有効性が示されているが、三次元剥離流や実機形状に対する適用の可能性調査は限られている。

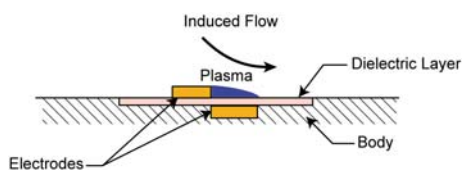


図1. プラズマアクチュエータ構造

2. 研究の目的

本研究は、本研究開始時までに行われていた予備研究の知見を生かした、プラズマアクチュエータ研究の基盤構築を行い、これを航空機前胴やデルタ翼などの三次元剥離流へ適用し、空気力制御の有効性の実証を目的とした。研究においては、プラズマ物理を基礎とした出力効率の高いプラズマアクチュエータ本体の駆動法・構造の開発を行う。これによって開発されたアクチュエータを流体力学の観点から制御効率の高い構造や設置法を考案し、航空機前胴に適用し、三次元剥離流の制御（大迎角飛行する航空機の空力制御）性能を実証する。

3. 研究の方法

(1) プラズマアクチュエータの開発

① アクチュエータ素子の性能評価と最適構造探索

本研究では、プラズマアクチュエータから

発生する推力をアクチュエータの発生する流体力とし、様々な駆動条件でプラズマアクチュエータを駆動したときに発生する推力を力天秤を用いて計測し、そこから得られる情報を元に性能を評価した。プラズマアクチュエータ駆動のための交流高電圧は信号発生器により生成した入力信号を電力増幅器・変圧器を介して増幅し生成した。実験では、プラズマアクチュエータに投入するシステム全体での消費電力、出力電圧および誘電体厚さとその推力の関係を調べた。また、プラズマアクチュエータに使用する誘電体の材質およびアクチュエータの構造に対する消費電力とその推力の関係を種々変えながら最適化構造を探索した。

② 空気力制御性能の安定化・効率化を目指した駆動パラメータの最適化

プラズマアクチュエータによる流体制御の性能には、素子の性能だけでなく、流体现象に関わるパラメータも大きく影響を及ぼす。本実験では代表的な剥離流れ場として円柱の境界層剥離を対象とし、流体现象・流体制御デバイス双方に関する数多くのパラメータに強く依存するプラズマアクチュエータの性能の安定化を図るために品質工学（タグチメソッド）、特にパラメータ設計法の手法を応用し、プラズマアクチュエータの最適駆動法探索手法を開発した。実験においては一様流中に置かれた円柱に対しプラズマアクチュエータを上下に設置し後流の剥離を抑制することにより空気抵抗の低減を行ったが、パラメータ設計の評価関数にはこの空力抵抗の低減量を用いた。最適化するパラメータには、円柱上のアクチュエータ設置角 θ 、プラズマ駆動周波数 f_p 、非定常駆動におけるモジュレーション周波数 f_{mod} 、非定常駆動の位相差 ϕ 、上下それぞれのアクチュエータ駆動のデューティ比 D_{upper}/D_{lower} を選択した。これらを独立に変化させたときの空力抵抗の変化から、パラメータ設計法における感度とS/N比の二つの指標を用いて多数の制御因子（制御変数）を最適化した。

(2) 三次元剥離流の制御

多くの小型機においては、胴体先端は先鋭で細長い前胴となっている。航空機の迎角の上昇に伴い、前胴周りの流れは剥離を生じ渦を生成する。迎角が高くなり渦が非対称となると、その非対称性により横力とヨーイングモーメントが生成されるため、方向安定性、およびそれに関わる航空機の操縦性能は迎角の増加によって低下する。このような飛行領域において、前胴渦の制御による空気制御のポテンシャルは高い。本研究では前胴渦の非対称性、およびその二重安定性を利用してヨーの発散を防ぐ手法を開発し、プラズマアクチュエータをこれに適用することによって

その有効性を実証する。実験では前胴先端の左右に設置したプラズマアクチュエータを左右片側のみ交互に駆動することによって、前胴渦を、二重安定な非対称配置のどちらかに任意に変更し、ヨー方向の空気力制御することを試みた。実験は鳥取大学およびノートルダム大学流体物理・制御センターの低速風洞を用いて行なわれた。実験には内挿式のスティング型5分力天秤を用いた空気力測定試験と、プロピレングリコールによる煙法を用いた流れの可視化を行なった。プラズマアクチュエータの構造・駆動条件には(1)で得られた知見を適用した。

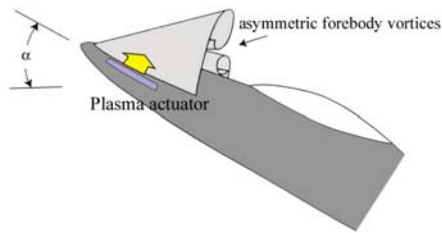


図2. 前胴渦制御のコンセプト

4. 研究成果

(1) プラズマアクチュエータの開発

ここではパラメータ設計法による最適化の結果を示す。図3は、被最適化パラメータを直交表に基づき種々変化させながら行った実験結果より、個々のケースでの特性からS/N比と感度を計算し制御因子ごとに分解した図である。これは一般には要因効果解析図と呼ばれ、パラメータ設計において目的とした情報全てを含んでいる。図右端のエラーは全ての実験ケースにおいて定数を与えて計算された仮想的なS/N比および感度であり、数値的な誤差を示している。図より誤差とのマグニチュードの比較によって不要な制御因子を排除し、残った因子に対し上記の通りS/N比が最大となり感度が最小となるパラメータを選ぶことによって最適な駆動条件を得ることができる。ここでは、影響の大きい要因としてモジュレーション周波数、下流側アクチュエータ設置位置、および(下流側)デューティ比が選択され、それぞれの最適値は $f_{mod} = 200\text{Hz}$, $\theta = 115\text{deg}$ および $D_{lower} = 30\%$ であることが予測された。

パラメータ設計法により予測された最適駆動条件において、ストローハル数 St による流速分布の変化を調べるために行った後流計測実験の結果を図4に示す。ここでは円柱後流の流速分布を、プラズマアクチュエータ非定常駆動のストローハル数をそれぞれ $St = 0.2 \sim 3.0$ に設定した場合について無制御時の流速分布を基準としてまとめた。この結果から剥離制御時の後流の変化は3パターンに分類できることが分かった。一つは、アクチュエータ駆動によって

後流速度が減少(抵抗が増大)する場合(I), 二つ目は無制御時より速度の減少量が小さくなる場合(II), 最後は、後流速度は大幅に回復する(抵抗は大幅に低減)が、その分布が上下対称とならない場合(III)である。本実験では $St = 0.2$ のときにパターンI, $St = 0.4 \sim 1.2$ および 3.0 のときにパターンII, $St = 1.4 \sim 2.0$ のときにパターンIIIが観測された。パターン間の後流の速度分布には大きな差異があるため、プラズマアクチュエータによる剥離制御には、ストローハル数に依存した何らかの流体现象が大きく影響していることが分かった。

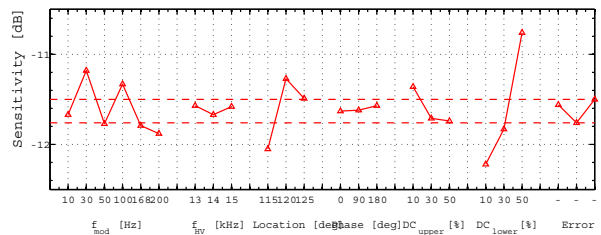
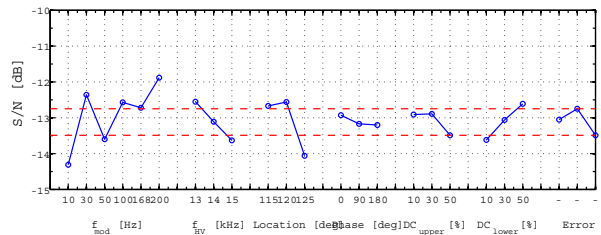
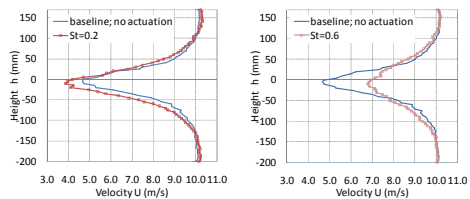
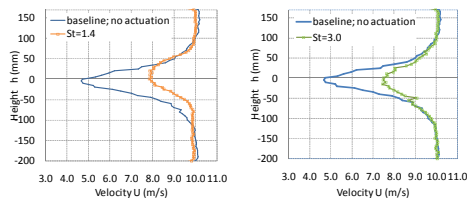


図3. 要因効果図: (上) S/N (下)感度



(a) $St=0.2$ (pattern I)

(b) $St=0.6$ (pattern II)



(c) $St=1.4$ (pattern III)

(d) $St=3.0$ (pattern II)

図4. プラズマアクチュエータによる非定常駆動制御時円柱後流の速度分布

(2) 三次元剥離流の制御

図5にプラズマアクチュエータを駆動したときの前胴渦を可視化した結果を示す。このとき、模型迎角は64deg、一様流流速は9.22m/s($Re=50000$)であり、プラズマアクチュエータは模型右舷(可視化写真は模型前方から撮影されているため、図中では左側となる)のみを駆動している。図から、渦配置がプラズマアクチュエータのオン/オフによって変化していることが分かる。この条件においては、アクチュエータを駆動することにより、アクチュエータ側(右舷)の渦が模型に再付着しており、駆動側舷の渦揚力が増していることがうかがえる。渦の二重安定性を利用しているため、アクチュエータの駆動により、ヨー方向の力は二値的に変化することが予想される。ここでプラズマアクチュエータに印加する電圧を変化させたときの横力の変化を図6に示す。このグラフにおいては、横軸中心をアクチュエータ非駆動時の値とし、左右にそれぞれ左舷(port), 右舷(starboard)のアクチュエータのみを駆動したときの入力電圧(p-p値)を取っている。図から左舷を駆動した場合には負の横力が生じていることが分かる。これは図5で示された結果と一致しており、アクチュエータ駆動によって渦が模型に近接したため、左舷側の渦揚力が増し、結果として左舷方向への力、負の横力が生じる。また、二値性に関しては、ある程度の傾向は認められるが、入力電圧の小さい領域では、入力に比例した横力の変化を示している領域も存在する。これはアクチュエータが安定点の遷移だけでなく、あわせて渦位置の連続的な移動も引き起こしているためと考えられ、この流体メカニズムはジェットなどによるコアンダ効果と類似しているものと考えられる。本実験から分かるように、定常駆動するプラズマアクチュエータによって横力/ヨーイングモーメントを任意の値に設定することは難しい。これを解決するためのコンセプトとして左右両舷に設置したアクチュエータの駆動デューティ比を変化させる方法がある。左右のアクチュエータをパルス状に駆動することにより、前胴渦は安定点まわりに二つの状態を交互に遷移する。このとき、左右の駆動時間に差をつけることによって、時間平均された空気力はデューティ比に比例すると期待される。可視化実験を行った結果、パルス状駆動の周波数と渦の移動の特性時間を適切にマッチさせることで、渦配置の安定点への遷移を自由に制御することが可能であることを確かめられた。これらの結果より、今後デューティ比変化による空力制御量の評価、適用可能な条件の確認を行うことによって、無人機・飛行試験模型へプラズマアクチュエータを適用し、大迎角飛行時の運動制御にこれを利用でき

ることが確認できた。

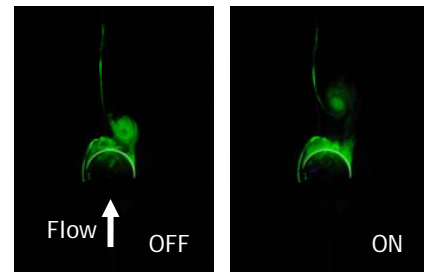


図5. アクチュエータ駆動による前胴渦位置の変化(定常駆動)

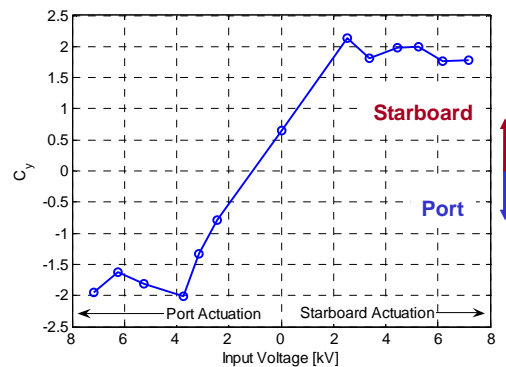


図6. アクチュエータ駆動による空力特性の変化(印加電圧に対する横力 C_y の影響)

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計8件)

- ① Matsuno, T., Kawazoe, H., and Nelson, R. C., Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Pulsed Plasma Actuators, AIAA paper 2009-697, 2009, 査読無
- ② Matsuno, T., Ota, K., Kanatani, T., and Kawazoe, H., Optimal and Robust Design of Plasma Actuator for the Control of a Cylinder Wake, Proceedings of the 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008, 査読無
- ③ Yamamoto, J., Shimoyama, K., Jeong, S., Obayashi, S., Matsuno, T. and Kawazoe, H., Unstructured-Mesh-Based Simulation for Subsonic and Supersonic Flow Control with a Plasma Actuator, Proceedings of the 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering,

- 2008, 査読無
- ④ Matsuno, T., Arahori, H. and Kawazoe, H., Active Control of Separation Shock Wave on a Compression Ramp Using Plasma Actuators, Proc. 5th International Conference on Fluid Dynamics, NO. OS5-7, 2008, 査読無
- ⑤ Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C., and Corke, T. C., Forebody Vortex Control On High Performance Aircraft Using PWM-Controlled Plasma Actuators, Proceedings of the 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, No. 2008-3.3.4, 2008, 査読無
- ⑥ 藤井 孝藏, 松野 隆, DBD プラズマアクチュエータ-バリア放電を利用した新しい流体制御技術, 日本機械学会流体工学部門ニューズレター流れ, 2007年12月号, 2007, 査読無 (総説記事)
- ⑦ Matsuno, T., Kawazoe, H., and Nelson, R. C., Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Plasma Actuators, Proceedings of the 2007 JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, pp. 44-47, 2007, 査読無
- ⑧ Matsuno, T., Kawazoe, H., and Nelson, R. C., Development of a Separation Control System Using Pulse-Width-Modulated Plasma Actuators, Proc. of the 4th International Conference on Fluid Dynamics, NO. 3-2-4, 2007, 査読無

[学会発表] (計6件)

- ① 金谷 高志, プラズマアクチュエータを用いた3次元剥離流の能動制御, 日本機械学会中国四国支部第47期総会・講演会, 2009年3月6日, 山口県宇部市 (山口大学)
- ② 松野 隆, プラズマを用いた超音速剥離流れの制御, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2008年12月4日, 神奈川県相模原市 (JAXA 宇宙科学研究本部)
- ③ 荒堀 宏典, プラズマアクチュエータによる超音速ランプ周り流れの制御, 日本機械学会岡山講演会, 2008年10月22日, 岡山県岡山市 (岡山大学)
- ④ 松野 隆, プラズマアクチュエータによるサイレント超音速機の衝撃波制御, 第46回飛行機シンポジウム, 2008年10月23日, 東京都大田区 (大田区産業プラザ)
- ⑤ 松野 隆, プラズマアクチュエータによる衝撃波位置の制御, 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2008年6月12日, 仙台市

(東北大学)

- ⑥ 松野 隆, プラズマアクチュエータを用いた円柱周り流れのPWM制御, 平成19年度科研費空力班シンポジウム, 2008年1月25日, 伊豆の国市 (伊豆長岡 KKR 千歳荘)

[図書] (計0件)

なし

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

なし

[その他]

なし

6. 研究組織

(1) 研究代表者

松野 隆 (MATSUNO TAKASHI)

鳥取大学・工学研究科・講師

研究者番号: 90432608

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし