

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 13 日現在

機関番号：11301

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2014～2015

課題番号：26889004

研究課題名(和文) プラズマ中の原子・分子過程を考慮した可変パルス制御型プラズマアクチュエータの開発

研究課題名(英文) Development of pulsed-driven plasma actuator with a consideration of atomic and molecular process.

研究代表者

小室 淳史 (Komuro, Atsushi)

東北大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：70733137

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究ではパルス放電で駆動するプラズマアクチュエータの開発を行った。従来のプラズマアクチュエータは交流電圧で駆動するものが多かったが、電源をパルスにすることによって、プラズマの特性を様々に変えてこれまでより制御能力の高いプラズマアクチュエータを開発することを狙った。結果として、コード長100 mm、スパン長300 mmのNACA0015翼型に対し、風速15-40 m/sの環境下で気流制御が可能であることを実証した。これまでのプラズマアクチュエータでは風速10 m/s以下での実験が多かったが、パルス型のプラズマアクチュエータではより高速域でも気流制御が可能であることを示した。

研究成果の概要(英文)：Pulsed-driven plasma actuator has been developed for active flow control. A plasma actuator is usually driven by alternative current power source, however, we used the pulse voltage power source to improve the availability of the plasma actuator in high speed flow condition. Wind tunnel experiments were conducted at various angles of attack and non-dimensional pulse frequencies. Force and surface pressure of the airfoil were measured to evaluate the availability of the plasma actuator. As a results, we successfully demonstrated the the availability of pulsed-driven plasma actuator in 15-40 m/s flow condition with using NACA0015 airfoil model whose span is 300 mm and chord is 100 mm.

研究分野：大気圧プラズマ応用

キーワード：大気圧プラズマ 気流制御

### 1. 研究開始当初の背景

大気圧プラズマの応用技術として、誘電体バリア放電を用いたプラズマアクチュエータ(DBD-PA: Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator)による気流制御技術が注目を集めている。DBD-PAとは、航空機等の翼表面上に誘電体を挟んだ電極をとりつけ、電圧を印加することで気体をプラズマ化し、さらにプラズマ化された流れを電場により加速することで、瞬間的な流れを誘起する方法であるDBD-PAを用いた気流制御は、翼の表面近傍のみの流れを誘起出来る、応答速度の早い電氣的制御が可能、機械駆動部がないため故障の可能性が低い等、様々な利点を有している。実際に、DBD-PAは乱流や流れの剥離の抑制に有効であることが、実験室レベルで既に実証されている。これらの研究は米国航空宇宙工学協会(AIAA: American Institute of Aeronautics and Astronautics)を中心に世界中で精力的に研究が行われており、日本でも日本機械学会や日本流体力学会にDBD-PA専門の分科会が出来るなど、国内外での研究が盛んに行われている。一方でDBD-PAによる気流制御は、現段階ではエネルギー効率が悪いことや、制御性のさらなる改善が必要なことなど、解決すべき問題も多い。これらの問題の根源となっているのは、DBD-PAの研究分野において、大気圧プラズマに対する知識が圧倒的に不足していることである。これまでのDBD-PAの研究は、主に流体力学の専門家により行われており、プラズマの専門家が少なかった。そのため、未だDBD-PAの“プラズマ”の物理モデルが確立されておらず、プラズマによる効果は全て現象論として扱っているのみである。このような状況では、実験が可能な限られた条件下でのみ、その技術の安全性や信頼性が担保されるものの、実際の航空機や高速鉄道といった人命の関わる機器に、DBD-PAを搭載することは不可能である。DBD-PAによる気流制御技術が世の中で広く用いられるためには、現象を定式化することで技術の安全性を担保し、さらに、制御性やエネルギー効率を大幅に改善していくことが必要不可欠である。

### 2. 研究の目的

これまでのプラズマアクチュエータの研究では、プラズマ発生用の電源として交流高周波電源が用いられることが多かった。このような状況に対し、本研究では電源としてパルス電源を用いる。パルス電源を用いることで生成されるプラズマの特性を様々に変え、プラズマアクチュエータの性能を格段に向上させることを狙う。特に、従来のプラズマアクチュエータでは不可能であった高速流中、高レイノルズ環境下での動作を行うことを目的とする。申請者はこれまで、大気圧プラズマの基礎過程であるストリーマ放電の物理機構モデリングに関する研究を行ってきており、プラズマの印加電圧波形にパルス

電圧波形を用いることで、発生させるプラズマのエネルギー状態を能動的に変化させることができることを見出している。このような背景から、プラズマアクチュエータでもパルス電圧を用いることでその性能が改善できるのではないかという着想に至った。

### 3. 研究の方法

本研究は2カ年計画で行われた。1年目はパルス電源の製作と放電の基礎実験を行った。基礎実験には高電圧パルスの電圧・電流測定に加え、シュリーレン法による衝撃波の観測も行った。シュリーレン法とは空気中の密度変化を可視化する手法で、放電によって発生する衝撃波や熱流を観測することが出来る。2年目は実際の風洞試験を行い、その性能を確かめた。使用した風洞は東北大学機械知能・航空工学科が所有する東北大学基礎空力研究用小型風洞(T-BART)と、流体科学研究所が所有する低乱熱伝達風洞で行った。風洞試験用にNACA0015型翼模型(スパン長300mm, コード長100mm)を準備し、プラズマアクチュエータを駆動させた時とさせない時の模型周りの気流変化を観測した。風速は模型の強度に合わせて、上限を40m/sとした。計測項目は、翼面上の圧力計測と、3分力天秤を用いた揚力・抗力の計測である。加えて、スモークワイヤ法を用いて翼型周りの気流の可視化実験も行った。

### 4. 研究成果

ここでは本研究で得られた研究成果を項目ごとに述べる。

#### (1) 高電圧パルス電源の作成

制作したパルス電源の回路図を図1に示す。大まかな構成は半導体スイッチング素子IGBTと可飽和トランス、SOSダイオードである。1次側のスイッチングでパルス電圧を2次側に伝送し、2次側のコンデンサが十分に充電されたところで磁気飽和を起こすように設計することで、2次側ではLC振動が発生する。その際のLC振動を用いてSOSダイオードに電流を流し、逆方向電流を急激に遮断することによって負荷側に高電圧パルスを発生させる。また、スイッチングするIGBTを切り替え、ダイオードの向きを変えることによって、正負のパルス電圧を発生させることが出来る。図2に負電圧を発生させた時の電流・電圧波形を、図3には正電圧を発生させた時の電流・電圧波形を示す。Vcで示してあるのは充電電圧である。負荷は、長さ30cmのプラズマアクチュエータ電極である。パルスピーク電圧が最大15kV、可動周波数10kHzのパルス電源を制作することに成功した。

#### (2) 放電基礎実験

次に放電基礎実験として、シュリーレン法による、放電衝撃波の観測を行った。シュリ

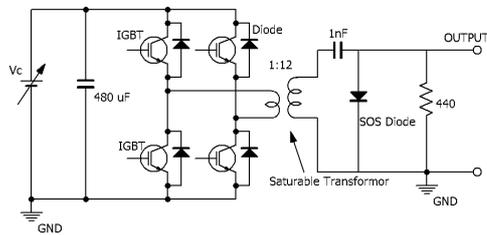


図 1 : パルス電源回路図

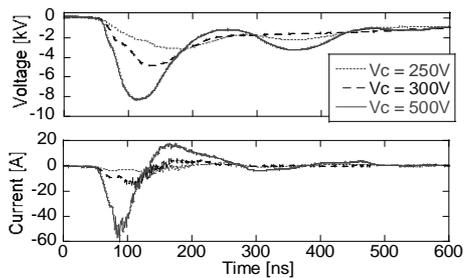


図 2 : 負電圧発生時の電圧電流波形

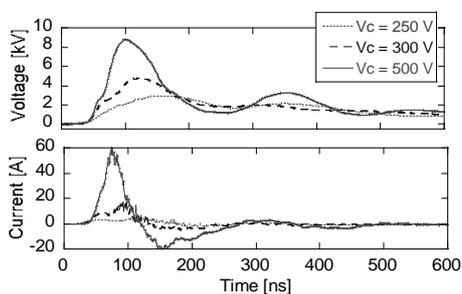


図 3 : 正電圧発生時の電圧電流波形

ーレン法の実験構成は、光源である緑色 LED、点光源を構成するピンホール、焦点距離 1000 mm の平凸レンズ 2 枚、ナイフエッジ、カメラである。LED はトリガ信号で自由に発光タイミングと発光時間を変えられるようにしてあり、放電へのトリガ信号と LED へのトリガ信号で時間をずらして計測していくことにより、衝撃波が進展する様子を可視化することが出来る。実際に撮影したシュリーレン図を図 4 に示す。図 4 の中心に影になって写っているのは翼型の前縁であり、プラズマ電極を貼り付けてある。前縁を中心に円状の影が見えるが、これが放電から 10us の衝撃波を可視化したものである。このように、プラズマアクチュエータ電極にパルス電圧を印加することにより、往來の交流高周波電圧では見られなかった衝撃波が発生しているのがわかる。

(3) スモークワイヤ法による気流の可視化  
ここからは実際に翼型を風洞に設置し、通風している中で実験を行った。風洞毎にセットアップは異なるが、例として、低乱熱伝達風洞で実験を行った時のセットアップを図 5

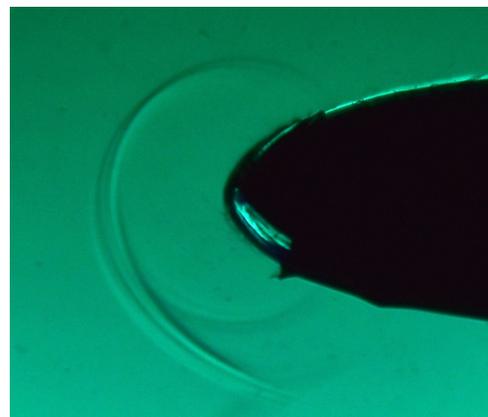


図 4 : 放電で発生した衝撃波

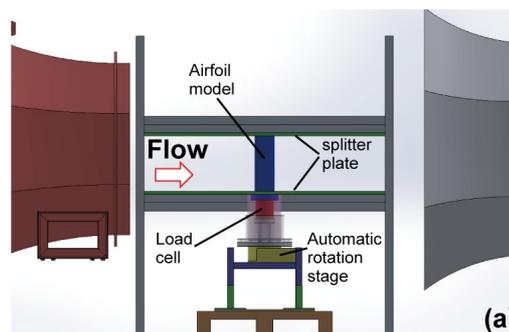


図 5 : 風洞への翼型の設置図



図 6 : プラズマ OFF 時



図 7 : プラズマ ON 時

に示す。翼型は縦に設置し、翼のスパン方向には翼端板を設置してある。翼の根本側には天秤を取り付け、翼にかかる揚力・抗力を測定できるようになっている。

スモークワイヤ法による気流の可視化実験は T-BART で行った。スモークワイヤ法と

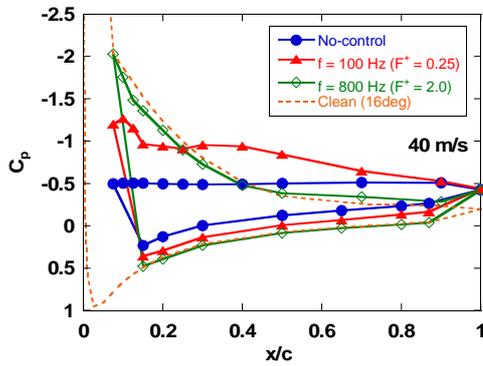


図 8：翼面圧力計測結果

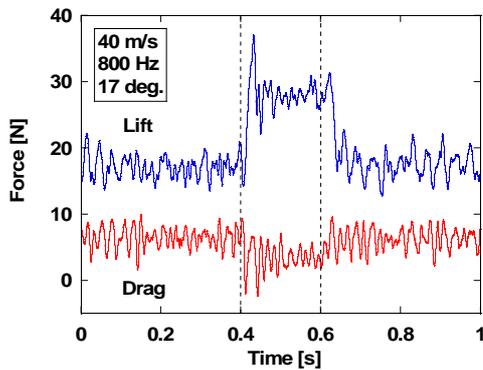


図 9：天秤から出力された各力成分の時間変化。点線の中の領域でプラズマをつけている。

は風動中に流動パラフィン塗布した電熱線を貼り、そこに電圧を印加してパラフィンを一気に蒸発させることによりスモークを発生させ、その流線を可視化する方法である。図 6 にプラズマアクチュエータを動作させていない時の図を示す。実験は風速 20 m/s、迎角は 20 度で行った。翼状面の流線が翼先端から剥離しているのがわかる。この状態を失速状態といい、揚力が発生していない状態に対応する。これに対し、同条件でプラズマアクチュエータを動作させた時の図を図 7 に示す。プラズマアクチュエータを動作させることにより、翼上面の流線が変化していることがわかる。図 6 で翼先端から剥離していた流れが、翼上面を沿って流れており、この状態では揚力が発生している状態であると考えられる。このように、プラズマを点けた時と点けない時とで、明確に気流に変化が生じていることが確認できた。

#### (4) 翼面上の圧力計測実験

スモークワイヤ法では定性的に気流に変化が生じていることが確認できた。より定量的に計測を行うために、翼面上の圧力計測を行った。翼模型には翼の中央部分、上面と下面の両面に計 29 つの圧力計測用の小孔が開けられており、それらをシリコンチューブを通して多チャンネル圧力センサに接続する

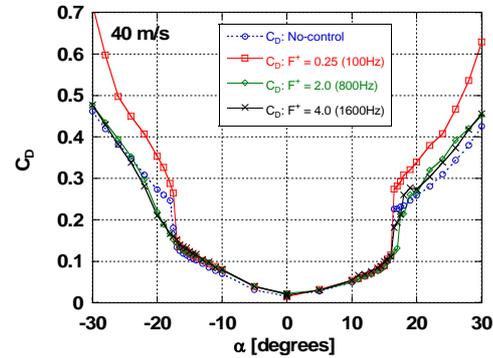


図 10：各迎角における抗力の計測結果

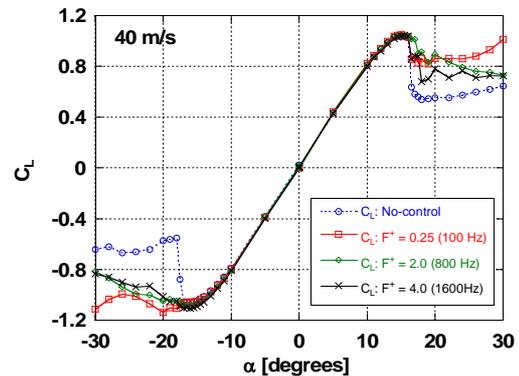


図 11：各迎角における揚力の計測結果

ことで計測を行う。計測の結果を図 8 に示す。縦軸の  $C_p$  は圧力係数であり、翼面上の圧力変化を動圧で無次元化したものである。またグラフ上の  $f$  は放電パルスの周波数、 $c$  はコード長、 $x$  は前縁を 0 とし後縁を 100 とした時の静圧孔の位置を表しており、また  $F^+$  は放電パルスの周波数とコード長を掛けて風速で除したものである。 $F^+$  はプラズマアクチュエータの分野ではよく用いられるパラメータである。実験は風速 40 m/s で行い、迎角は失速角直後の 17 度を選択した。参考までに、失速前の 16 度における  $C_p$  分布を示してある。失速前は前縁上面で大きな負圧が発生しており、上向きの力、つまり揚力が発生していることがわかるが、迎角を 17 度になると  $C_p$  分布は平らになり、翼上面においてほとんど負圧が発生していないことがわかる。この状態で、周波数を 100, 800 Hz のプラズマを発生させると、図 8 から分かる通り、失速以前の圧力分布まで圧力が回復していることがわかる。これは、翼型の迎角が大きくなり失速してしまった後でも、プラズマアクチュエータを動作させることにより揚力が回復することを意味している。これにより、パルス放電型のプラズマアクチュエータの有効性を定量的に確認することが出来た。

#### (5) 揚力・抗力の計測実験

翼面上の圧力計測では翼面上の中心部分の圧力しか計測していないため、実際に翼全

面で圧力が回復しているかどうか分からない。また、プラズマアクチュエータにおける圧力計測ではプラズマアクチュエータ電極により圧力計測ポートが被覆されてしまうため、翼周囲の圧力値から実際の揚力や抗力を算出することができない。これらの理由から、プラズマアクチュエータの効果をより定量的に評価を行うために、3分力天秤を用いて翼型にかかる揚力・抗力の計測を行った。計測した各力成分の時間変化を図9に示す。風速は40 m/sに設定し、迎角は失速直後の17度に設定してある。プラズマは図中の点線の間で稼働させている。図9より、プラズマを点けることにより揚力は上昇し、抗力は減少していることが分かる。このような計測をプラズマの周波数や電圧を様々に変え、プラズマを点けていない区間と点けている区間ごとの時間平均を取り、その値を迎角毎にプロットした。その結果を図10, 11に示す。図10には抗力係数、図11には揚力係数を示している。これらの係数はそれぞれ、抗力、揚力の値を動圧で除したものである。図の横軸は迎角を示しており、今回の実験では自動回転ステージを用いて、正の迎角と負の迎角の両方を同時に計測した。図10より、プラズマアクチュエータを動作させることにより抗力に変化が生じており、またそれはプラズマの周波数によって特性が異なることが分かる。特に抗力に関しては、プラズマの周波数が高い時は抗力が減少する傾向にあるが、周波数が低くなるに連れて抗力が増加してしまっていることが分かる。これらのプラズマ周波数による抗力の変化特性の違いにより、プラズマアクチュエータは周波数によって気流に異なる影響を与えているものと推測される。次に図11であるが、ほぼ全ての条件において、プラズマアクチュエータは効果を発揮し、失速角以降の角度領域において揚力が回復していることが分かる。こちらも抗力の時と同様に周波数による特性の違いが見られている。これらの結果は、パルス放電で動作するプラズマアクチュエータでは、駆動するパルス周波数によって異なる流れ場を生成している可能性を示唆している。パルス周波数によって揚力や抗力を変化させることができれば、これまでよりも広い動作領域で航空機の迎角や速度を制御出来たり、航空機自体の振動や騒音を抑制出来る可能性がある。

今回の研究においてはパルス放電型のプラズマアクチュエータが、従来の交流電圧型のプラズマアクチュエータでは不可能であった高い速度領域でも効果的であることを示すことに成功した。しかしながら、その原理解明までは至らなかった。実際にプラズマアクチュエータを航空機に応用するためには、原理解明は必要不可欠である。そのために、今後はシミュレーションモデルの構築にも力を入れ、実験とシミュレーションの両面から原理解明を進め、プラズマアクチュエー

タの実用化にむけて邁進していきたい。

## 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 2 件)

A. Komuro, K. Takahashi, and A. Ando, "Vibration-to-translation energy transfer in atmospheric-pressure streamer discharge in dry and humid air", *Plasma Sources Sci. Technol.*, 24, 55020(2015), 査読有.

doi: 10.1088/0963-0252/24/5/055020

A. Komuro, K. Takahashi, and A. Ando, "Numerical simulation for the production of chemically active species in primary and secondary streamers in atmospheric-pressure dry air", *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 48, 215203(2015), 査読有.

doi: 10.1088/0022-3727/48/21/215203

[学会発表](計 5 件)

今野海航、小室淳史、高橋和貴、安藤晃、"パルス放電型 DBD プラズマアクチュエータによる気流制御と流れの可視化", 平成 28 年電気学会全国大会、東北大学・仙台市・宮城県、2016 年 3 月 16-18 日

今野海航、小室淳史、高島圭介、田中直樹、樋浦広大、沼田大樹、金子俊郎、安藤晃、浅井圭介、"パルス放電型プラズマアクチュエータの放電特性と気流制御への影響", 第 17 回静電気学会春季講演会、東京大学・文京区・東京都、2016 年 3 月 7 日

小室淳史、田中直樹、今野海航、千崎貴大、高島圭介、沼田大樹、金子俊郎、安藤晃、浅井圭介、"ナノ秒パルス放電の基礎特性とプラズマアクチュエータへの応用", プラズマアクチュエータ研究会第 3 回シンポジウム、鳥取大学・鳥取市・鳥取県、2015 年 12 月 4-5 日

A. Komuro, K. Takashima, N. Tanaka, T. Senzaki, D. Numata, T. Kaneko, A. Ando, and K. Asai, "Flow separation control over a NACA0015 airfoil by nanosecond-pulse-driven plasma actuator", 9<sup>th</sup> International Conference on Reactive Plasmas 33<sup>rd</sup> Symposium on Plasma Processing 68<sup>th</sup> Gaseous Electronics Conference, Hawaii convention center Honolulu, U.S.A, 12-16. Oct. 2015.

小室淳史、松行柊人、今野海航、高橋和貴、安藤晃、"ナノ秒パルス放電による衝撃波の生成とそれによる気流制御効

果について”、第 39 回静電気学会全国大会、首都大学東京・八王子市・東京都、2015 年 9 月 24-25 日

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0 件)

取得状況(計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

6. 研究組織

(1)研究代表者

小室 淳史 (Atsushi Komuro)

東北大学・大学院工学研究科・助教

研究者番号：70733137