

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和元年6月3日現在

機関番号：11301

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2016～2018

課題番号：16K14207

研究課題名(和文)火星探査飛行機の実現に向けた高揚力生成プラズマアクチュエータの開発

研究課題名(英文)Lift enhancement by a plasma actuator for Mars exploration plane

研究代表者

小室 淳史(KOMURO, Atsushi)

東北大学・工学研究科・助教

研究者番号：70733137

交付決定額(研究期間全体):(直接経費) 2,900,000円

研究成果の概要(和文):本研究では、低圧環境における流体デバイスの確立に貢献するため、減圧環境における誘電体バリア放電プラズマアクチュエータ(DBD-PA)の基礎特性試験を始め、低圧流れ場においては剥離制御効果を定性的・定量的の両面から評価した。総圧20 kPaと10 kPaの環境下における風洞実験において、PAの駆動により翼型周りの圧力分布が変化することがわかり、低圧環境下においても気流制御が可能であることが示された。また、シュリーレン法を用いた流れ場の可視化計測より、PAの駆動に伴い、はく離せん断層が振動し、はく離領域に密度勾配が観測された。PAが作り出す密度変化と気流制御効果には相関があると考えられる。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究により、10-20 kPaといった低圧環境下においてもプラズマアクチュエータ(PA)は有効に動作し、翼周りの剥離制御を行える可能性が示された。現在までもPAによる剥離制御の実験は行われてきているが、そのほとんどが大気圧環境下であり、低圧環境下における剥離制御性能に関する知見はこれまでなかった。旅客機の巡航時における高度が約11 kmであり、大気圧が20 kPa程度であることから、圧力という観点では高高度でもPAは動作する事が示された。今後より現実的な検討を進めるためにはレイノルズ数を実機に合わせて実験を行う必要があるが、本研究結果はその第一段階としての学術的意義を有する。

研究成果の概要(英文):The effect of flow separation control under reduced pressure flow field has been investigated using a dielectric-barrier-discharge plasma actuator (DBDPA). We quantitatively measured pressure distribution around a flat plate immersed in the Mars wind tunnel, where a flow field is visualized by the Schlieren method qualitatively. Flow separation was suppressed under 10 and 20 kPa of gas pressure. Schlieren visualization shows that a large density fluctuation occurred in a separation shear layer according to the PA actuations. It seems that the intermittent actuation of PA causes the density fluctuation, resulting in the flow separation control.

研究分野：電気工学

キーワード：プラズマアクチュエータ 大気圧プラズマ 気流制御

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

文部科学省は2014年5月、2030年以降の火星探査に向けた検討を始めた。火星には長期滞在や資源利用などの可能性があり、挑戦する意義があるフロンティアだとしている(文科省:国際宇宙探査ロードマップ)。米国は2030年代半ばまで、中国は2050年代までに人類を火星に送る方針を既に公表しており、今後世界各国で火星探査競争が繰り広げられるのは想像するに難くない。

往來、火星の探査は主に探査衛星やローバー型探査機により行われてきた。これらに代わる火星探査方法として、近年、広範囲に高い解像度の情報を提供することが可能な火星飛行機が注目を集めている。火星飛行機の実現にあたり課題となるのは、火星特有の大気環境である。火星の大気密度は地球の約1/100であるために、得られる推力・揚力も1/100となってしまう、十分な飛行距離を稼ぐことが出来ない。したがって、火星飛行機を実現するためには、火星特有の環境下で揚力を大きく発生させることの出来る機構を開発する必要がある。これまでの研究の多くは翼の形状を工夫することで必要な揚力を達成しようとするものが多いが、申請者はそれらの翼に、放電プラズマを用いた気流制御デバイス(プラズマアクチュエータ)をとりつけることにより、揚力のさらなる増大が望めるのでないかと考えた。プラズマアクチュエータとは、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。これを火星飛行機に適用することが出来れば、揚力の増大が望めるだけでなく、飛行機重量の大幅な軽量化が可能、応答速度の早い高精度な気流制御が可能といった様々な利点を有している。火星大気環境は地球大気環境とは大きく異なり、また実際の環境で実験を行うことも不可能であるため、いかに火星大気環境を地球上で模擬するかが一つの研究のポイントとなるが、申請者の属する東北大学では火星大気風洞を既に有しており、いつでも何度でも火星大気環境下での実験が可能、世界でも稀に見る実験環境が既に整っている。この環境を利用して研究を進めることにより、火星飛行機に適した気流制御技術をプラズマアクチュエータを使って開発することが可能であると考えた。

2. 研究の目的

本研究では火星大気を模擬した風洞内でプラズマアクチュエータを動作させ、翼の性能を計測することで火星飛行機の実現可能性について検討を行うことを目的とする。まず、プラズマアクチュエータの基礎特性として、様々な圧力・ガス種条件下における放電発光計測と、静止気体中におけるシュリーレン法による可視化計測を行い、その結果から各ガス環境におけるプラズマの違いがどのように流体に影響を及ぼすのかを推察する。次に低圧流れ場を模擬できる東北大学流体科学研究科の火星大気風洞を用いて、平板翼にプラズマアクチュエータを貼り付けた場合の風洞試験を行い、はく離制御効果を調べる。また、これらの結果から、各圧力における違いをプラズマ・流体の両面から考察を行う。

3. 研究の方法

本実験では東北大学が所有する火星大気風洞(Mars Wind Tunnel ; MWT)で実験を行った。本風洞は真空チャンバ、バッファータンク、吸い込み式風洞、バタフライバルブで構成されている。吸い込み式風洞は真空チャンバ内に設置されており、これにより低圧環境、二酸化炭素へのガス置換環境での実験が可能となる。測定部の寸法は高さ150mm、幅100mm、長さ400mmである。風洞総圧は1~60kPaまで設定可能であり、空気条件下ではレイノルズ数を $2.6 \times 10^3 - 1.1 \times 10^5$ の範囲で変化させることが出来る。試験に用いる翼型として、本実験では3Dプリンターで製作したアクリル樹脂の平板翼型を用いた。模型の翼弦長は50mm、翼幅は100mmと、火星大気風洞の測定部に合わせて設計した。翼の上面のスパン長に対して中心の位置に、径0.8mmの静圧孔を16ヶ所空け、模型の中を径1mmの引き出し孔を通して圧力を引き出せるようにした。静圧孔の位置は前縁5%から95%の間に6%刻みに配置した。PAを貼り付けた平板翼の断面図1に示す。翼の先端からプラズマが発生するように電極を張り付けた。位置に貼り付けてあることが分かる。また、本実験においては露出電極から風洞壁などに放電が発生しないよう、被覆電極との間を除いて露出電極の上にポリイミドテープを貼り付けることで絶縁性を高めた。電極には厚さ0.04mmの銅テープを用いた。風洞壁との放電を防ぐため、放電有効幅は翼幅100mmに対し、85mmとした。誘電体には厚さ0.08mmのポリイミドテープを3枚重ね貼りしたものを使用した。PAを貼り付けると、前縁側の模型の静圧孔が一部塞がれてしまう。そのため、PAを貼った場合は翼弦長47%から95%の9ヶ所の圧力分布測定となる。

流れ場の可視化には、シュリーレン法を用い

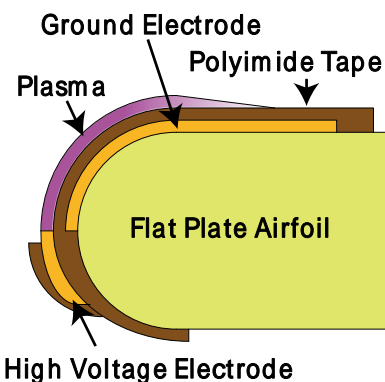


図1: プラズマアクチュエータ電極を平板翼に貼り付けた様子

た。光源にはLED点光源を用い、直流電源を用いて発光させた。真空チャンバ、風洞測定部を通る光路は全てガラスフランジを通してセットアップを行った。像を結ぶナイフエッジの手前にはアイリスを挟むことにより光源を絞り、放電発光などの余計な光を観測しないようにした。本実験のような低圧環境では密度が小さいため、密度勾配も小さくなり、強い明暗画像を取得しにくいと考えられた。そこで本実験では感度の高い高速度カメラ (Mini AX-200, Photron) を使用した。撮影速度を20000 fpsとしたので、1枚の画像には50 μ s 間の現象が写される。

4. 研究成果

風洞測定部の総圧を20, 10 kPaに減圧した場合それぞれに対し、無次元周波数 f^+ を0.25, 0.5, 1, 2, 3に変化させた場合の圧力分布を計測した。各パラメータはマッハ数 $M = 0.1$, 迎角 $\alpha = 8$ [deg.]で同じ条件とした。印加する電圧の交流波形は7 kV_{p-p}、ベース周波数 $f_{base} = 20$ [kHz], パースト比 BR=10 [%]で同じ条件とした。10 kPaにおける圧力分布計測結果を図2に示す。これらの結果から、PAを駆動することで圧力係数 C_p の値が全体的に0に近づいたことが分かる。翼弦長70%付近では高い周波数で大きな変化が見られた。また、無次元周波数 f^+ の値が大きいくほど C_p が大きく変化した。これらの結果から f^+ を横軸に取ることでPA駆動時と非駆動時の圧力係数の差 ΔC_p の f^+ 依存性のグラフを求める。その結果を図3に示す。図3より、 f^+ の増加に伴い、総圧が20 kPaと10 kPaの両方の場合で ΔC_p が大きくなった。20 kPaでは f^+ に比例して線形的に ΔC_p が増加したのに対し、10 kPaでは $f^+ = 1$ で飽和するような傾向が見られ、それ以上高い周波数では、 ΔC_p は緩やかに増加した。また、 ΔC_p はどの f^+ の値においても10 kPaのほうが高い値が得られた。

風洞内総圧の圧力を10 kPaと減圧した場合のPAによる流れ場の変化を観測した。総圧以外のパラメータはマッハ数 $M = 0.1$, 迎角 $\alpha = 8$ [deg.]で同じ条件とした。PAに印加する電圧波形は7 kV_{p-p}、 $f_{base} = 15$ [kHz], BR = 10 [%], $f^+ = 0.25$ で同じ条件とした。PA駆動直後からの1周期を20分割し、それぞれのデータを1~20 phaseとして放電後に流れ場に生じた時間変化を解析する。1 phaseにおける結果を図4に示す。翼の先端から明暗の層が生成されており、後縁に向かって伸びているのが分かる。これは、はく離せん断層であり、主流域とはく離領域の境界を表す。したがって、この段階では気流はまだはく離をしていることが分かる。図5に phase 3におけるシュリーレン画像を示す。Phase 3では翼の先端から上面にかけて明暗が生じていることが分かる。これはPAを駆動した場合の誘起流が被覆電極に沿って発生している様子であると考えられる。Phase 1と3を比べた時に、Phase 3の方がはく離せん断層の輝度が

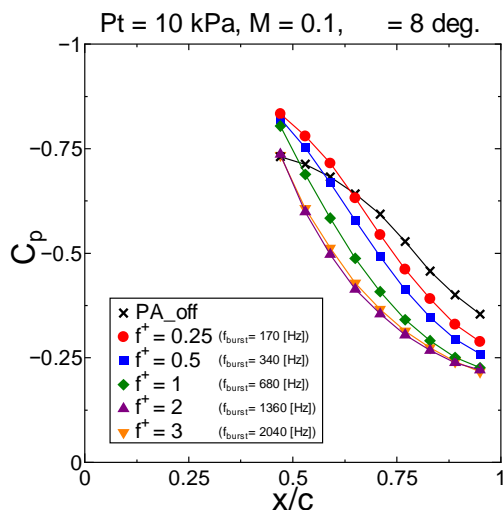


図2: 10 kPaにおける圧力分布計測結果

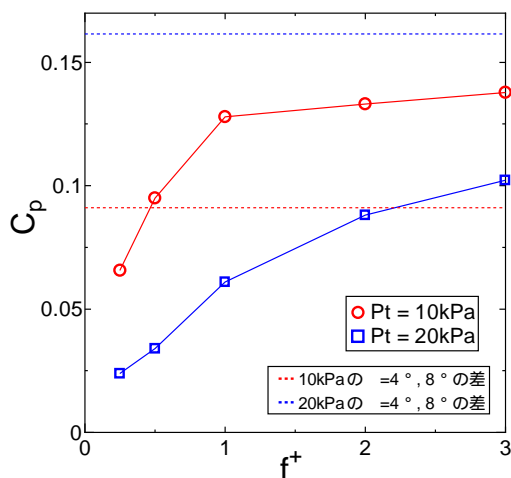


図3: ΔC_p の f^+ 依存性

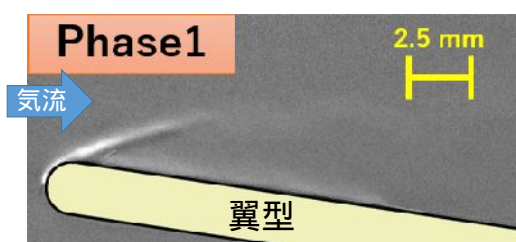


図4: 10 kPaにおけるシュリーレン画像 (位相 1/20)

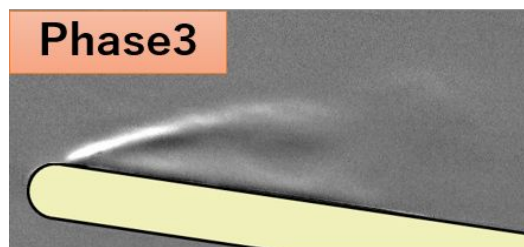


図5: 10 kPaにおけるシュリーレン画像 (位相 3/20)

上昇していることが分かる。これは、PA により発生した熱が剥離せん断層に沿って移流している結果生じたものであると考えられる。このはくりせん断層の輝度値の増加に伴い、Phase 2~5 にかけてはく離せん断層が波を打って振動していることがわかった。これより、PA の駆動によりはく離領域に密度勾配が生じていることが言える。Phase 12~14 までは微小なはく離せん断層の波打ちが確認できたが、Phase 15 以降はほとんど見られなくなり、はく離せん断層の輝度も徐々に減衰していることがわかった。以上のことから、PA を駆動した時に生じる現象は、各圧力共に以下のように整理できる。(1) 翼面に誘起流と思われる明暗が発生、(2) はく離せん断層の明暗が増加し、はく離せん断層が波打つ、(3) はく離領域に密度勾配が生じる。本研究によって翼面上の圧力計測と流れ場の可視化計測を行ったことにより、低圧環境下においてもプラズマアクチュエータは有効に動作する可能性が示された。現在までも PA による剥離制御の実験は行われてきているが、そのほとんどが大気圧環境下であり、低圧環境下における剥離制御性能に関する知見はこれまでなかった。旅客機の巡航時における高度が約 11 km であり、その時の大気圧力が 20 kPa 程度であることから、圧力という観点では高高度でも PA は問題なく動作することが示された。今後より現実的な検討を進めるためにはレイノルズ数を実機に合わせて実験を行う必要があるが、本研究結果はその第一段階として学術的意義を有するものであると考えられる。

5 . 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 6 件)

1. A. Komuro, K. Takashima, K. Suzuki, S. Kanno, T. Nonomura, T. Kaneko, A. Ando and K. Asai, Influence of discharge energy on the lift and drag forces induced by a nanosecond-pulse-driven plasma actuator, *Plasma Sources Sci. Technol.*, 査読有, accepted, 2019.
DOI: 10.1088/1361-6595/ab1daf.
2. A. Komuro, N. Ogura, M. Ito, T. Nonomura, K. Asai and A. Ando, Visualization of density variations produced by alternating-current dielectric-barrier-discharge plasma actuators using the background-oriented schlieren method, *Plasma Sources Sci. Technol.*, 査読有, Vol. 28, 2019, 055002.
DOI: 10.1088/1361-6595/ab1465.
3. 鈴木健人, 小室淳史, 菅野将輝, 小池一未, 南海昂輝, 高島圭介, 安田英将, 越智章生, 葉山賢司, 辻内智郁, 中北和之, 満尾和徳, 野々村拓, 金子俊郎, 安藤晃, 浅井圭介, DBDPA 用磁気圧縮パルス電源の開発と動的失速流れ制御への応用, 静電気学会誌, 査読有, Vol. 43, Issue. 1, 2019, 43.
<http://www.iesj.org/content/files/pdf/papers/43/43-1-43.pdf>.
4. A. Komuro, K. Takashima, K. Suzuki, S. Kanno, T. Nonomura, T. Kaneko, A. Ando and K. Asai, Gas-heating phenomenon in a nanosecond pulsed discharge in atmospheric-pressure air and its application for high-speed flow control, *Plasma Sources Sci. Technol.*, 査読有, Vol. 27, No. 10, 2018, 104005.
DOI: 10.1088/1361-6595/aae23c.
5. A. Komuro, K. Takashima, N. Tanaka, K. Konno, T. Nonomura, T. Kaneko, A. Ando and K. Asai, Multiple control modes of nanosecond-pulse-driven plasma-actuator evaluated by forces, static pressure, and PIV measurements, *Experiments in Fluids*, 査読有, Vol. 59, 2018, 129.
DOI: 10.1007/s00348-018-2584-2.
6. A. Komuro, K. Takashima, K. Konno, N. Tanaka, T. Nonomura, T. Kaneko, A. Ando, and K. Asai, Schlieren visualization of flow-field modification over an airfoil by near-surface gas-density perturbations generated by a nanosecond-pulse-driven plasma actuator, *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 査読有, Vol. 50, No. 21, 2017, 215202.
DOI: 10.1088/1361-6463/aa6a80.

〔学会発表〕(計 20 件)

1. A. Komuro, Numerical Simulation for Chemical Reactions in Atmospheric-pressure Streamer Discharge in Air, ISPlasma2019/IC-PLANTS2019, 2019.
2. 鈴木健人, DBD プラズマアクチュエータにおける気流制御効果と投入エネルギーの関係, 2019 年度静電気学会春季講演会, 2019.
3. 丸山善暉, 低圧環境下での DBD プラズマアクチュエータを用いた気流制御実験, 2019 年度静電気学会春季講演会, 2019.
4. 丸山善暉, 低圧下における AC 及びパルス DBDPA の気流制御効果, 第 6 回プラズマアクチュエータ研究会, 2018.
5. 菅野将輝, ナノ秒パルス駆動型プラズマアクチュエータを用いた剥離制御効果の翼型依存性, 第 6 回プラズマアクチュエータ研究会, 2018.
6. 鈴木健人, ac-及び ns-DBDPA により誘起される翼型前縁近傍流れ場の比較, 第 6 回プラズマアクチュエータ研究会, 2018.

7. 菅野将輝, 気流剥離様相とナノ秒パルス駆動型 DBD プラズマアクチュエータによる気流制御効果の関係, 第 42 回静電気学会全国大会, 2018.
8. 鈴木健人, DBD-PA 用磁気圧縮パルス電源の開発と動的失速流れ制御への応用, 第 42 回静電気学会全国大会, 2018.
9. 丸山善暉, Active flow control using dielectric barrier discharge plasma actuator under reduced pressure environment, 平成 30 年度 電気関係学会東北支部連合大会, 2018.
10. 野口暁人, シュリーレン法による圧縮性低レイノルズ数条件下における円柱周り流れの可視化, 第 46 回 可視化情報シンポジウム, 2018
11. Akito NOGUCHI, Schlieren visualization of compressible low-Reynolds number flow around a circular cylinder, 18th International Symposium on Flow Visualization, 2018.
12. 野口暁人, シュリーレン法による圧縮性低レイノルズ数流れの可視化, 機械学会東北支部第 53 期総会・講演会, 2018.
13. Atsushi Komuro, Evaluation of discharge energy for separation flow control around NACA0015 airfoil controlled by nanosecond-pulse-driven plasma actuator, 2018 AIAA SciTech Forum Meeting, 2018.
<http://dx.doi.org/10.2514/6.2018-0446>.
14. 佐藤響之介, 低圧環境下における AC-DBDPA による剥離制御効果の検証, 第 5 回プラズマアクチュエータ研究会, 2017.
15. 塚田萌太, Background-Oriented-Schlieren 法を用いた AC-DBD プラズマアクチュエータによる誘起流の可視化, 第 5 回プラズマアクチュエータ研究会, 2017.
16. 鈴木健人, 交流及びナノ秒パルス DBD プラズマアクチュエータによる剥離制御効果の放電電力依存性, 第 5 回プラズマアクチュエータ研究会, 2017.
17. 菅野将輝, NASA-CRM 翼型におけるナノ秒パルス駆動プラズマアクチュエータを用いた剥離制御効果の評価, 第 5 回プラズマアクチュエータ研究会, 2017.
18. 菅野将輝, Flow Separation Control around NASA-CRM Airfoil Model Using Nanosecond Pulsed Driven Plasma Actuator, 平成 29 年度 電気関係学会東北支部連合大会, 2017.
19. 今野海航, シュリーレン法を用いたナノ秒パルス駆動型プラズマアクチュエータ駆動時における翼前縁周りの可視化, 第 4 回プラズマアクチュエータ研究会, 2017
20. 佐藤響之介, 種々のガス環境下において ACDBD プラズマアクチュエータが生成する誘起流と放電の特性, 第 18 回静電気学会春季講演会, 2017.

6 . 研究組織

(1)研究分担者

研究分担者氏名：安藤 晃

ローマ字氏名：(ANDO, akira)

所属研究機関名：東北大学

部局名：大学院工学研究科

職名：教授

研究者番号 (8 桁): 90182998

研究分担者氏名：浅井 圭介

ローマ字氏名：(ASAI, keisuke)

所属研究機関名：東北大学

部局名：大学院工学研究科

職名：教授

研究者番号 (8 桁): 40358669

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。