

修士学位論文要約（令和2年3月）

低圧環境下における DBD プラズマアクチュエータによる揚力・抗力への影響

丸山 善暉

指導教員：安藤 晃， 研究指導教員：小室 淳史

Effect of DBD Plasma Actuator on Lift and Drag Forces on the Airfoil under Reduced Pressure Environment

Yoshiki MARUYAMA

Supervisor: Akira ANDO, Research Advisor: Atsushi KOMURO

Recently, a Mars exploration airplane is planned for enlarging the observation range of the Mars's surface and its resolution. However, the pressure and the Reynolds number on Mars are extremely different from those on the earth. Therefore, it is necessary to optimize the airplane's flight performance under the low Reynolds number condition and reduced pressure environment. In this study, we evaluated the performance of a dielectric barrier discharge plasma actuator (DBD-PA) as an active flow control device under reduced pressure environment using the Mars wind tunnel in Tohoku University. Measurements of lift and drag forces indicate that the DBD-PA is effective even under the low Reynolds number and reduced pressure environment and its performance depends on the shape of the airfoil.

1. はじめに

現在、火星探査に向けた研究が精力的に進められているが、なかでも広範囲に探査できる火星探査飛行機の開発が求められている。しかし、飛行機が飛行する火星大気の状態は、地球上とは大きく異なり、低レイノルズ数下での飛行となるため、低レイノルズ数で高い航行性能をもつ飛行機の実現が必要である。

揚抗比は翼の揚力と抗力の比で、この値が大きいことは飛行機の航行性能が優れていることになり、飛行機の燃費の向上につながる重要なパラメータである。この揚抗比は、翼周辺の気流のレイノルズ数によって変化することや、レイノルズ数に対して最適な翼型が異なることも知られている。レイノルズ数が変化する様々な大気条件下で、動的に翼の性能を変化させることができる気流制御装置は有用で、既存の飛行機にはスラットやフラップと呼ばれる装置が翼に取り付けられている。これらの気流制御装置は機械駆動であること、大きく、そして重いといった欠点を持つ。

従来の気流制御装置より小さく軽い気流制御装置として、プラズマアクチュエータ(PA)が注目され研究が進められている。PA は誘電体バリア放電を利用し、誘起流を生み出すことで流れを制御する気流制御装置である。しかし、PA は周囲の圧力や大気密度、温度によってその特性が変化することが知られている。従って、火星大気のような低圧環境下で PA が気流制御装置として有効かは、低圧環境下の流れ場で実験を行う必要がある。本研究は、低圧環境下に

おいて、PAによる気流制御効果を調べることを目的に、揚力および抗力計測による定量的な検証を行った。

2. 実験装置、および計測方法

本研究では低圧流れ場を作り出せる火星大気風洞(MWT)を用いて実験を行った。先行研究¹⁾で既に様々なレイノルズ数で行った実験結果がある平板翼とNACA0015の2つの翼型を用いた。これらの翼型の最前縁にPAを貼り付け、翼上面方向にプラズマが発生するよう取り付けられた。本研究では、このPAへの電圧印加法としてAC電圧印加の中でも、気流制御効果および電力効率の観点で優れているバースト駆動を採用した。本研究において揚力、抗力の計測のために2分力天秤を用いて、実験を行った。風洞内にロードセルを設置し、揚力、抗力を計測し、ステッピングモーターを用いて翼の迎角を変更できる構造となっている。

3. 放電特性計測

放電特性を計測するため、風洞チャンバー内にPAを入れ、内部圧力を100、20、10 kPaにした時の放電発光、電流-電圧特性、放電エネルギー特性を調べた。放電発光および放電エネルギー特性の計測結果を図1(a),(b)にそれぞれ示す。PA駆動条件は周波数15 kHz、であり、図1(a)はピーク電圧が5.0 kV時の放電の様子を、縦方向をコード長方向、横方向をスパン方向として示している。

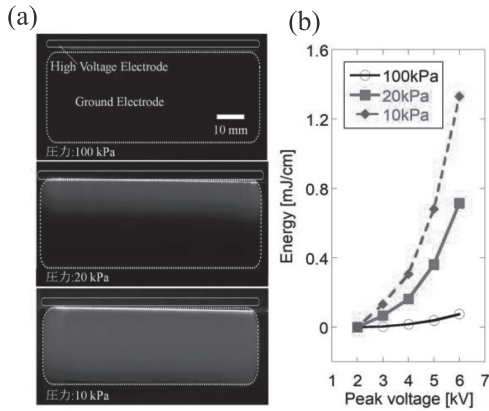


図 1：圧力を変化させた際の PA の放電特性

図 1(b)にピーク電圧と PA のスパン方向 1 cm あたりの放電エネルギーの関係を示す。まず、放電発光については圧力を下げるほどその発光の範囲が増大していることが分かる。また、放電エネルギー特性については圧力を下げるほど同じ電圧における放電エネルギーが増大している。このことから、低圧下では同じ電圧でも放電範囲が広がり印加エネルギーが増加し、より大きな PA での気流制御効果が期待できる。

4. 風洞試験

火星大気風洞を用いた試験においては、得られた揚力、抗力をそれぞれ揚力係数や抗力係数として評価した。ここで、バースト周波数 f を無次元した周波数 f^+ を、 f を翼のコード長 c 、流速 U_∞ で割った、 $f^+ = fc/U_\infty$ として定義する。翼の迎角 α を変化させた際の平板翼における揚力、抗力の変化を図 2 に、NACA0015 翼での変化を図 3 に示す。気流条件は風洞内圧力を 20 kPa、気流マッハ数を 0.1 とし、PA の駆動条件は、ピーク電圧を 5 kV、周波数を 15 kHz、バースト比を 10%、 f^+ を 1.0 として実験を行った。

平板翼における抗力には PA の効果はほとんどなく、揚力には失速角である 8 deg. 以降で効果があることが分かった。NACA0015 翼においては、同様に抗力に対してはほとんど変化がなかったものの、揚力には失速角である 10 deg. より小さい迎角においても PA 駆動による変化が見られている。このように低圧環境下では、PA の駆動による揚力、抗力への影響は翼型によって異なることが分かった。

この理由として、平板翼においては、失速角より低い仰角では、翼周辺流は付着流れに近いことに対し、NACA0015 翼においては、失速角よりも小さい迎角ですでに部分的な剥離が起きており、PA がその剥離

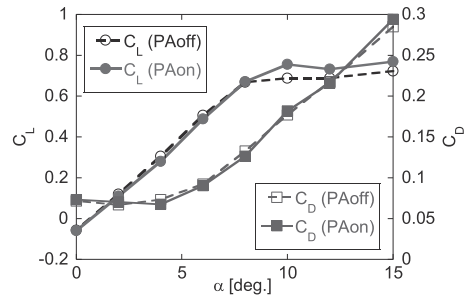


図 2：平板翼における PA を取り付けた場合の揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D の変化

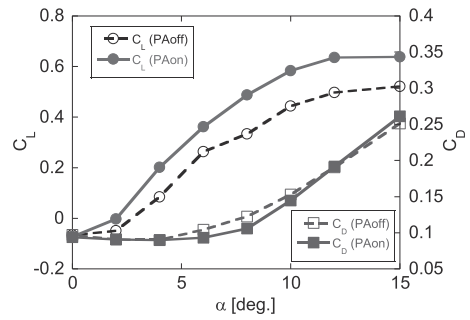


図 3：NACA0015 翼における PA を取り付けた場合の揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D の変化

を付着流れへと働きかけていることが原因であると考えられる。

5. まとめ

本研究では、火星大気環境下での飛行機開発を目指し、低圧環境下の流れ場において、DBDPA による気流制御効果の有無について、特に翼が受ける揚力、抗力の定量的な検証を行った。DBDPA 動作に伴う放電特性では、定圧になるとともに、同じ印加電圧での放電範囲、放電エネルギーが増加し、より大きな PA での気流制御が期待できることが示唆された。火星大気風洞での気流試験においては、低圧環境下における PA 駆動による揚力、抗力への影響が翼型によって異なることや揚力の向上に効果があることが分かった。以上から、PA は低圧下かつ低レイノルズ数下での気流制御装置として有効であると考えられる。

文献

1) A. Komuro et al, J.Phys. D: Appl. Phys., 53 (2020).