

# プラズマアクチュエータの間欠的バースト駆動による 駆動時間削減と空力性能改善

藤林 大晶, 大関 義弘 (早稲田大学大学院), 手塚 亜聖 (早稲田大学)

## Intermittent burst driving of Plasma actuator for reduction of drive time and improvement of aerodynamic performance

FUJIBAYASHI Hiroaki, OZEKI Yoshihiro, TEZUKA Asei (Waseda University)

### ABSTRACT

Transient response from attached to separated boundary layer on a NACA0012 airfoil at the angle of attack of  $1.5^\circ$  with vortices induced by a dielectric barrier discharge plasma actuator (PA) was investigated experimentally. The PA was attached on the surface of the airfoil at 65% of the chord length from the leading edge, and the Reynolds number based on the airfoil chord was  $5 \times 10^4$ . The height of separated flow from the airfoil was estimated using visualized flow images. When the PA was operated at the burst frequency of 100 Hz, the height became quasi-steady for 50-60 ms after the beginning of the PA driven, and the height became quasi-steady for 150 ms after the PA stopped. Considering these transient responses of the separated boundary layer, the PA was driven with the way which alternatively repeats continuous N times burst actuation and T ms stop. We compared the lift coefficient when the PA driven with the way and the lift coefficient when the PA driven with the burst actuation.

### 1. はじめに

近年の科学技術の進歩により電子部品の小型化が実現され、超小型無人航空機(MAV)の飛行が可能となった。MAVは、災害発生時の物資輸送や観測・監視システムとしての利用が期待されている。機体が小さく、飛行速度が低速というMAVの特性を考えると、レイノルズ数( $Re$ 数)が小さい領域での飛行が想定される。

$Re < 10^5$ の低 $Re$ 数領域では、境界層が乱流遷移する前に層流剥離、剥離剪断層が乱流遷移し翼面に再付着することによる層流剥離泡ができることがある<sup>1)</sup>。厚翼の場合、翼型後縁において流れが層流状態のまま剥離する層流剥離が起きることが知られている<sup>2)</sup>。低 $Re$ 数領域において、NACA0012翼型は低迎角時に翼型後縁近傍にて層流剥離し、揚力係数 $C_L$ が迎角変化に対し非線形となることが大竹ら<sup>3)</sup>によって報告されている。

翼性能改善のため、能動的な流体制御法の一つとして誘電体バリア放電プラズマアクチュエータ(Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator : DBD-PA, 以後 PA)の研究が進められている。翼型前縁に PA を設置し駆動することで高迎角での層流剥離を抑制し、失速を遅らせることができると報告されている<sup>3-9)</sup>。PAの駆動方法は常時電圧を入力する連続駆動に比べ、入力電圧のオン・オフを周期的に切り替えるバースト駆動の方が高い剥離抑制効果を示し、揚力係数を向上させるという多くの報告がある<sup>8,9)</sup>。Fujii<sup>10)</sup>は、PA がバースト駆動することにより、二次元的な渦構造が形成され、その渦構造が翼表面に沿って流れることで流れの剥離が抑制されるためと考察している。PA のバースト駆動による剥離抑制の効果は翼型後縁剥離に対しても報告されている。久保ら<sup>11)</sup>は、低  $Re$ 、低迎角において

後縁で層流剥離する NACA0012 翼型に対し、前縁から 65%位置に PA を設置した実験を行い、バースト周波数  $60 \text{ Hz} \leq f_b \leq 200 \text{ Hz}$  で揚力係数が増加する結果を得ている。

バースト駆動に関する研究の多くは、流れの時間的な変化のない定常流れを対象として行われてきた。PA の時間応答性の高さを生かし、非定常流れへの適用を目指した研究もなされている。流れ場の変化に応じて PA の駆動条件を変化させるフィードバック駆動は様々な方法で行われてきた<sup>13-16)</sup>。翼面に取り付けた圧力センサを指標とした方法は実験、計算の両面から行われ<sup>13-16)</sup>、間欠的な駆動によって揚力係数が向上することが示唆されている<sup>15)</sup>。また、フィードバック駆動を設計する際に流れ場の過渡的な現象の理解が必要であるため<sup>16)</sup>、PA の駆動と流れ場の時間応答の関係性についても調べられている<sup>17)</sup>。

本研究では、PA を駆動開始・停止させた直後から準定常状態に至るまでの流れ場の過渡現象を調べるため可視化実験を行った。低レイノルズ数、低迎角の条件下で後縁から層流剥離する NACA0012 翼型を用い、迎角  $\alpha = 1.5^\circ$  で実験を行った。翼型後縁流れの可視化画像を用いて剥離領域の翼面からの高さの時間変化を評価し、この時間変化をもとに翼後縁での剥離を可能な限り抑制する停止時間を検討する。その停止時間を踏まえて、PA 駆動時間の削減と空力性能改善を目指した周期的な停止時間を設けた間欠的バースト駆動を行い、バースト駆動と揚力係数の比較をすることを目的とする。

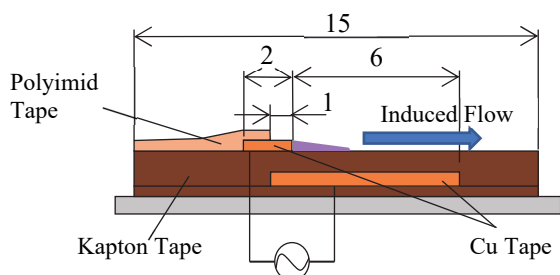
## 2. 実験装置

### 2.1. 小型吸い込み式風洞

本研究では、吹き出し口寸法が250 mm×150 mmの長方形、縮流比10の小型吸い込み式風洞を使用した。最大風速は20 m/sで、主流の残留乱れは一様流速度 $U = 5$  m/sにおいて約0.5%以下である。測定胴内の一様流速度は、縮流胴の前後にそれぞれ設けた壁面静圧孔の圧力差より設定した。使用した翼型は翼弦長 $c = 150$  mm、翼幅 $b = 150$  mmのNACA0012翼型である。翼弦長を代表長さとする $Re$ 数が $Re = 5.0 \times 10^4$ となるように一様流速を設定した。

### 2.2. DBD プラズマアクチュエータ

本研究で使用した PA の概略図を第 1 図に示す。電極には厚さ 80  $\mu\text{m}$  の銅テープ(住友スリーエム)を使用した。被覆電極の幅は 7 mm、露出電極の幅は 2 mm である。二枚の電極の間に幅 15 mm、厚さ 80  $\mu\text{m}$  のポリイミドテープ(寺岡製作所)を使用し、露出電極は幅 5 mm、厚さ 75  $\mu\text{m}$  のポリイミドテープ(住友スリーエム)で 1 mm 覆っている。ファンクションジェネレータ(SG-4321, 岩崎通信機)の出力を高圧電源(HOEPT-5 B20, 松定プレジジョン)で増幅した電圧を露出電極に印加し、被覆電極はアースに接続する。

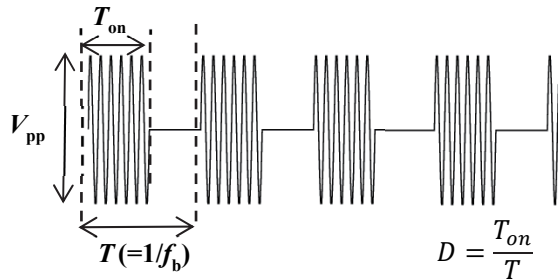


第 1 図 DBD-PA 概略図(単位: mm)

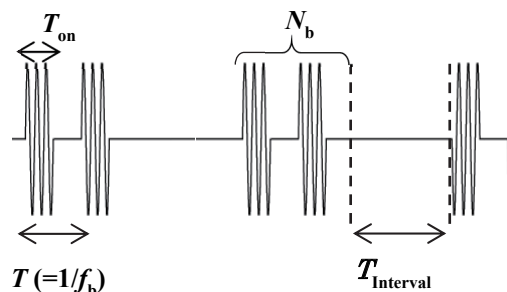
PA には電圧  $V = 5 \text{ kVpp}$ 、周波数  $f = 10 \text{ kHz}$  の正弦波交流電圧を基にする波形を入力する。本研究では PA の駆動方法として、バースト駆動および、周期的な停止時間を設けたバースト駆動を扱う。PA へ入力する電圧波形の概略を第 2 図で示す。第 2 図(a)で示す通り、バースト駆動はバースト周期  $T$  で周期的に電圧のオン・オフを繰り返す駆動である。実験ではバースト周波数  $f_b = 40, 100, 200 \text{ Hz}$ 、Duty 比  $D (= T_{\text{on}}/T) = 10 \sim 50 \%$  に設定した。 $T_{\text{on}}$  は一周期中の電圧入力時間である。第 2 図(b)は、周期的な停止時間を設けた間欠的バースト駆動を示す。①周期的に電圧を  $N_b$  回オン・オフするバースト駆動をし、②停止時間  $T_{\text{Interval}}$  間 PA の駆動停止を繰り返す駆動である。本稿では表記の簡略化のため、第 2 図(b)で示す駆動をバースト  $N$  - 停止時間  $T$  駆動とする。実験では、 $f_b = 40, 100, 200 \text{ Hz}$ 、 $D = 10 \sim 50 \%$  をバースト

としてバースト  $N$  - 停止時間  $T$  駆動を行う。

PA の設置位置は、PA 未使用時の剥離位置前方に設置すると剥離制御効果が期待できるという報告<sup>12)</sup>を参考に、翼前縁から翼弦長に対し 65 % ( $x/c = 0.65$ ) の位置に設置した。



(a) バースト駆動



(b) バースト  $N$  - 停止時間  $T$  駆動

第 2 図 PA への入力電圧波形模式図

## 3. 実験方法

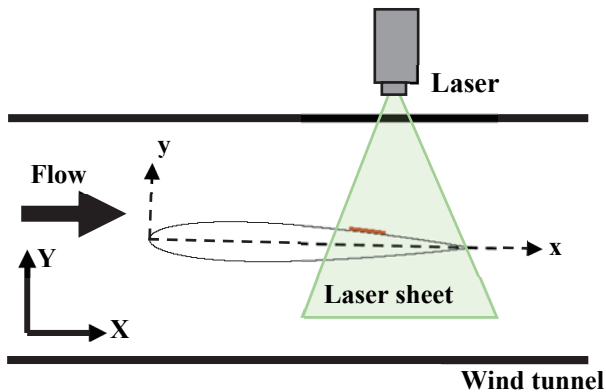
### 3.1. 翼周りの流れの可視化

実験に使用した NACA0012 翼型はアクリル製模型で、アリ式ゴニオステージに固定し翼弦長 25% 位置を中心に回転する。PA の駆動による翼後縁流れの可視化実験を行った。煙発生装置(Model 8304, 日本カノマックス)で発生したグリコールのトレーサ粒子を風洞内に流し、翼模型の中心スパン位置にレーザーシートを照射した。出力 3 W、波長 532 nm の CW レーザー (SSL-532-3000-10TM-10L, Sanctity Laser) を光源として測定胴上部に設置し、解像度  $1280 \times 1024$  の CMOS カメラ (VCC-10P1MHS, CIS) を用いて撮影をした。第 3 図に可視化実験の概略を示す。なお実験装置配置の都合上、装置概略図奥側から手前側へカメラで撮影しており、流れ方向が左から右となるように可視化画像は左右を判定して表示している。翼型後縁に設置した PA の駆動による流れ場の変化を調べるため、 $0.65 \leq x/c \leq 1.0$  を含む  $71 \times 13 \text{ mm}$  の領域を解像度  $1280 \times 240 \text{ pixel}$  で撮影した。撮影条件はサンプリング周波数 2439 Hz、露光時間 0.04 ms である。

### 3.2. 翼型表面圧力分布・揚力係数の算出

実験に使用した NACA0012 翼型はアルミ製模型で、アリ式ゴニオステージに固定し翼弦長 30% 位置を中心に回転する。PA の駆動による翼型特性の変化を評価するため、翼面上の圧力係数 ( $C_p$ ) を算出した。アルミ製 NACA0012 翼型模型の上下面に設置してある計 40 点の

静圧孔は、各々チューブを経由し微差圧トランスミッタ(KL17, 長野計器)に接続されている。縮流後の測定部入り口に設けた壁面静圧孔の圧力を基準と各翼面静圧孔の差圧を微差圧トランスミッタで出力し、データロガー(GL820, GRAPHTEC)で記録した。データの取得は、サンプリング周期5 Hz, サンプリング数51点の計10 s間行い、10 s間の平均値を用いて $C_p$ を算出する。静圧孔間において線形補間を行い積分することで、揚力係数 $C_l$ を得る。



第3図 可視化実験概略図

#### 4. PA 駆動開始・停止後からの流れ場の過渡現象

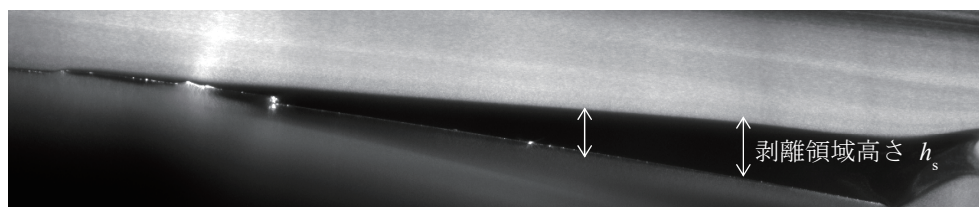
##### 4.1. 煙境界抽出方法

翼型後縁流れの可視化画像を定量的に評価するため画像処理を行う。可視化画像では翼型上流から流れてきたトレーサ粒子が多く存在する領域ほど輝度が高くなり、剥離領域のような前縁からの流れが少ない領域では輝度が低くなる。田中ら<sup>18)</sup>は輝度が256階調の可視化画像に対し輝度の閾値を設定することで輝度の低い領域から翼面までの鉛直方向距離の算出を行い、剥離領域の時間変化を定量的に評価している。神谷ら<sup>19)</sup>は前縁からの煙が流れる領域と煙が届いていない領域の境界を輝度値の偏差値を用いて判定することで、流れ場の時間変化の評価をしている。

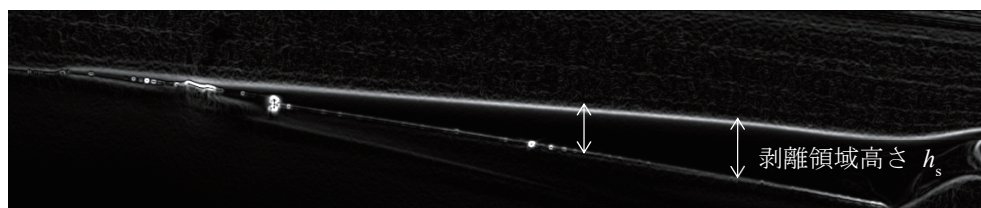
本研究ではこれらの手法を参考に、可視化画像を用いて前縁からの煙が流れる領域と煙が届かない領域の境界から翼面までの距離を算出した。剥離流れ(煙が流れる領域)と剥離領域(煙が届かない領域)との境界を抽出するため画像内の輝度の勾配に着目した。トレーサが多く輝度の高い剥離流れとトレーサ粒子が少なく輝度の低い剥離領域との境界で輝度の変化が大きいため輝度の勾配は大きくなる。5×5 ガウシアンフィルタにより平滑化した画像に対し、一次微分フィルタである3×3 Sobelフィルタを用いることで輝度の勾配を算出した。撮影画像とフィルタ処理後の画像を第4図に示す。第4図(b)は、第4図(a)における輝度の勾配が大きいところほど白く(輝度が大きく)なるため、煙の量が大きく変わる境界では輝度が大きい。そこで、第4図(b)において輝度が最大となる位置から翼面までの鉛直方向の距離(剥離領域高さ $h_s$ と呼ぶこととする)を算出することで、剥離領域の変化を定量的に評価することができると考えられる。次節では、この剥離領域高さをを用いて流れ場の時間変化について議論することとする。なお、各位置での剥離領域高さは第4図の矢印で示す通りとなる。

##### 4.2. PA 駆動開始後の流れ場の過渡現象

PAの駆動を停止状態からバースト駆動に切り替えた際の流れ場の過渡現象について議論する。PAを $f_b = 40, 100, 200$  Hz, Duty比50%で駆動開始した際の剥離領域高さの時間変化を第5図～第7図に示す。図番が小さいほうから順に、 $x/c = 0.75, 0.85, 0.95$ における剥離領域高さを示している。また、上側の横軸は時間をバースト周期で割った無次元時間である。いずれの位置においても、十分時間が経過すると $f_b = 100$  Hzの場合が最も剥離領域高さが小さくなる。また、PAのバースト駆動により誘起される振動により、剥離領域高さが駆動周波数に対応した周期で振動することが確認できる。第5図(a), 第6図(a), 第7図(a)より、 $f_b = 40$  Hzでバースト駆動させた場合駆動開始後振動が始まってからおよそ150 ms以降は準定常的な振動となっていることが確認できる。



(a) 可視化画像

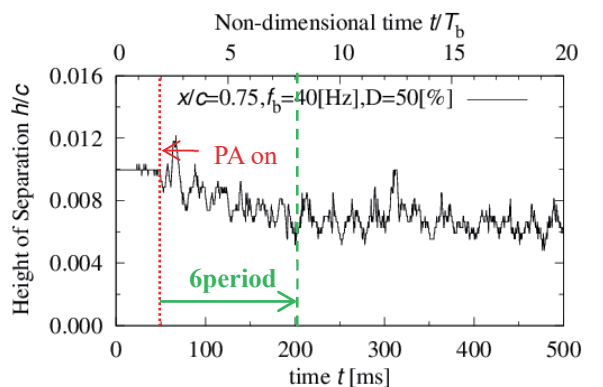


(b) Sobel フィルタ処理後画像

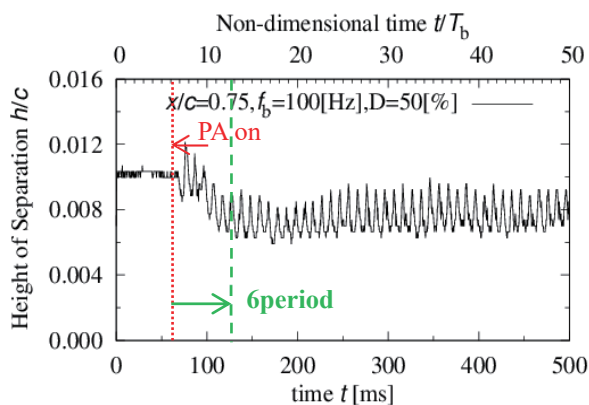
第4図 剥離領域高さ算出用フィルタ画像処理



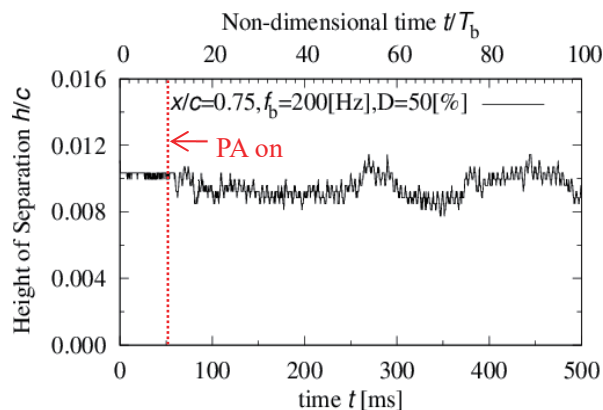
150 msは40 Hzの振動6周期分の時間であるから、 $f_b=40$  Hz, Duty比50%でバースト駆動を開始した場合、印加電圧のオン・オフを連続して6回以上繰り返すと剥離領域高さの時間変化は準定常的になると考えられる。 $f_b=100$  Hzでは、 $x/c=0.75, 0.95$  (第5図(b), 第7図(b)の場合)では、50~60 ms (100 Hzの振動5,6周期分),  $x/c=0.85$ では150 ms (100 Hzの振動15周期分)で剥離領域高さは準定常的な振動を示す。 $f_b=200$  Hzでは、いずれの位置においても剥離領域高さが準定常的な振動を示すまでにほとんど時間を要していない。 $f_b=200$  Hzは他の2つの場合と比較して、準定常状態における剥離領域高さが大きいことが要因と考えられる。



(a)  $f_b=40$ Hz, Duty=50%

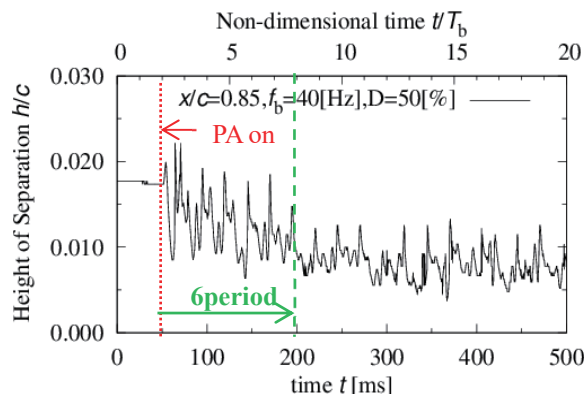


(b)  $f_b=100$ Hz, Duty=50%

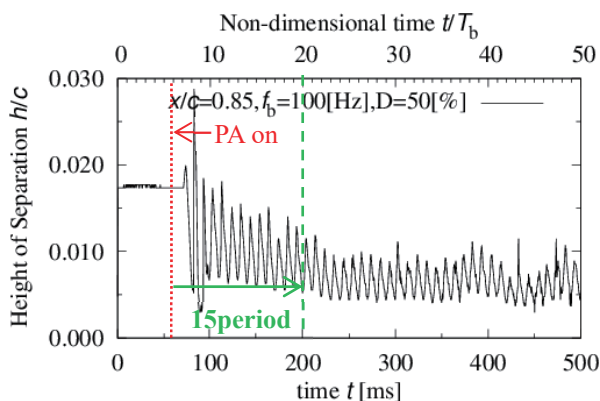


(c)  $f_b=200$ Hz, Duty=50%

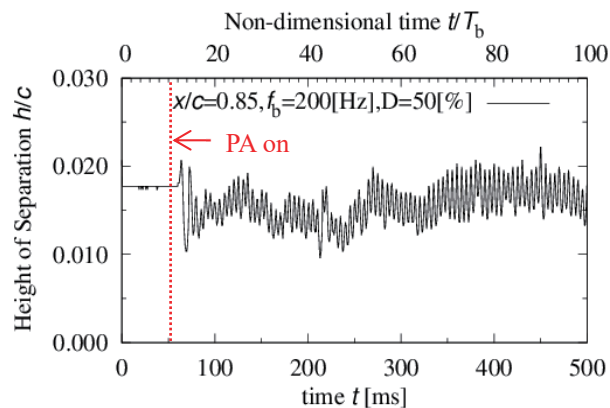
第5図 PA 駆動開始後剥離領域高さ時間変化 ( $x/c=0.75$ )



(a)  $f_b=40$ Hz, Duty=50%

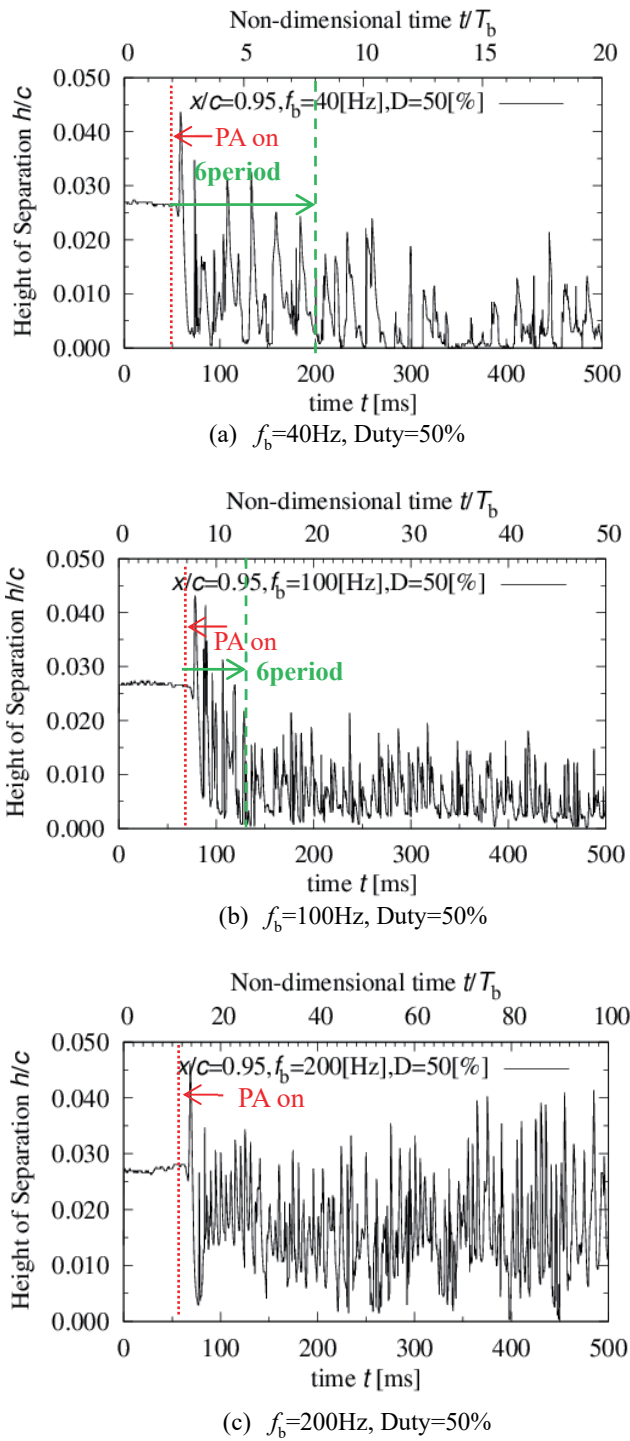


(b)  $f_b=100$ Hz, Duty=50%



(c)  $f_b=200$ Hz, Duty=50%

第6図 PA 駆動開始後剥離領域高さ時間変化 ( $x/c=0.85$ )

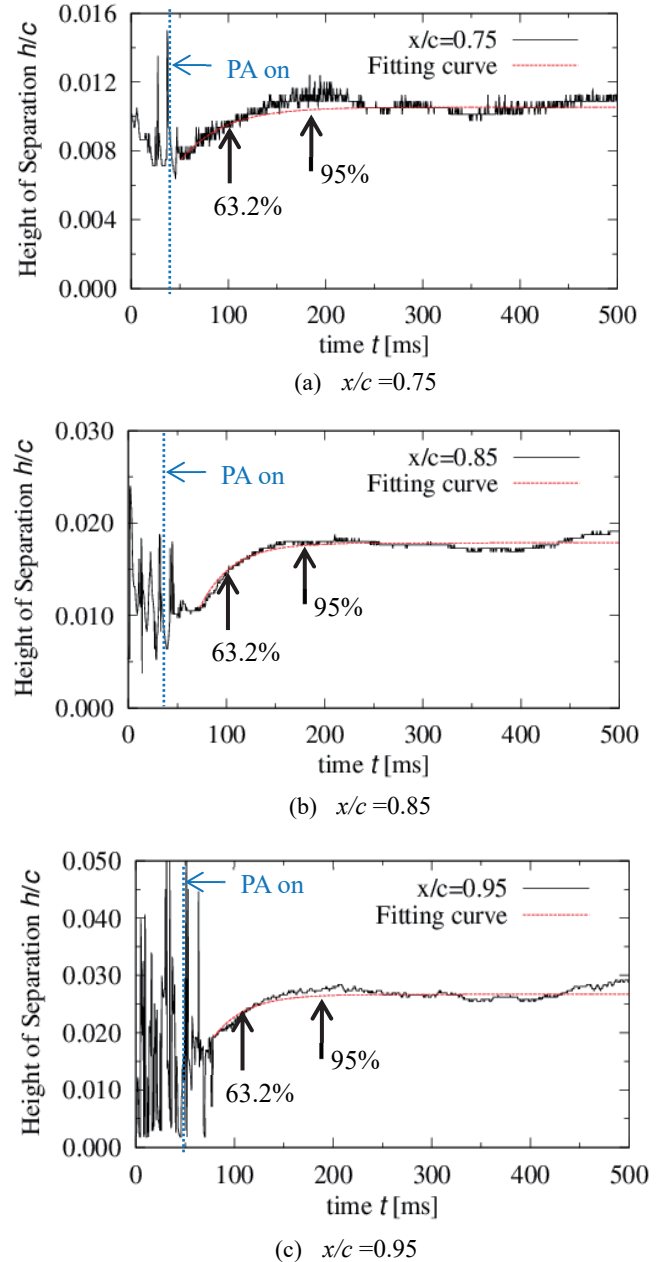


第 7 図 PA 駆動開始後剥離領域高さ時間変化 ( $x/c=0.95$ )

#### 4.3. PA 駆動終了後の流れ場の過渡現象

PAを $f_b=100\text{Hz}$ , Duty比50%で十分な時間バースト駆動した後, 駆動を停止する際の剥離領域高さの時間変化を調べる. PAをバースト駆動する時間は1.5sで, 前節の結果を考慮すると剥離領域高さが準定常的になるのに十分な時間である. 本稿では, 剥離領域高さの時間変化を定量化する目的で, 一次遅れ系による近似曲線を用い時定数, ゲイン及び整定時間の算出を行った.

一次遅れ系による曲線はPA駆動終了後, 剥離領域高さが時間変化し収束するまでの過程を定量的に理解するために用いている. PA駆動終了後十分時間が経過後の剥離領域の高さに対し63.2%となる時間より時定数を, 95%となる時間より整定時間を算出した. 可視化画像から算出した剥離領域高さの時間変化及び一次遅れ系の曲線を第8図に示す.



第 8 図 PA 駆動停止後剥離領域高さ時間変化 ( $f_b=100\text{Hz}$ , Duty=50%)

一次遅れ系の曲線により得られた時定数, 整定時間をもとにPA駆動停止後, 剥離領域高さが十分時間経過後 (PA非駆動時) の高さの50%, 63.2%, 95%となるまでに要する時間  $\Delta T_{50\%}$ ,  $\Delta T_{63.2\%}$ ,  $\Delta T_{95\%}$  は第1表に示す通りである.

第1表 PA駆動停止後剥離高さ収束までの時間

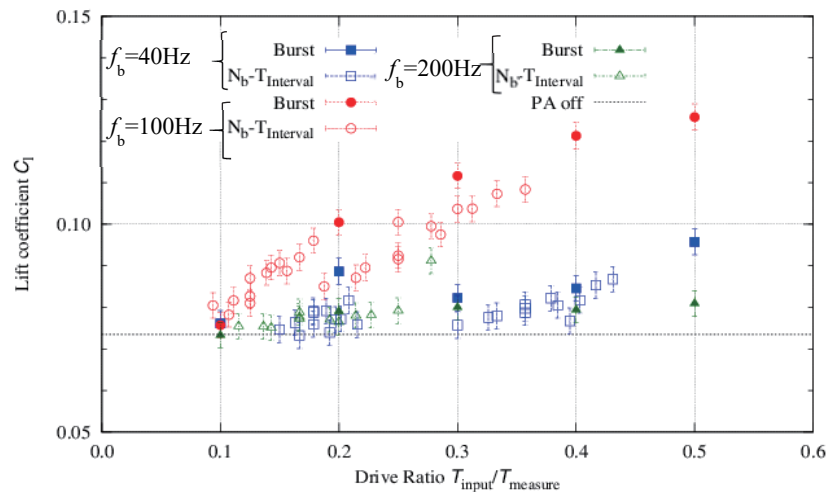
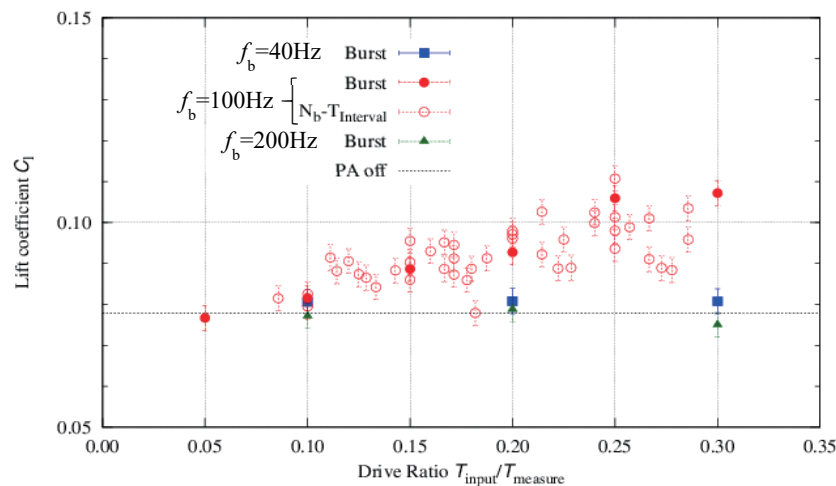
計測位置 x/c	0.75	0.85	0.95
PA非駆動時の50%高さ $\Delta T_{50\%}$ [ms]	49.5	63.4	68.3
PA非駆動時の63.2%高さ $\Delta T_{63.2\%}$ [ms]	63.0	73.3	78.6
PA非駆動時の95%高さ $\Delta T_{95\%}$ [ms]	151.2	139.7	143.8

第1表より、PAの駆動を停止してから、再び駆動を開始するまでの間隔を49.5 ms とすれば、剥離領域の高さをPA非駆動時に対して50%以下に抑えることができると考えられる。

### 5. 周期的な停止時間を設けたバースト駆動

第5図～第8図で見られる剥離領域高さの振動は可視化画像から、PAのバースト駆動が誘起する剥離流れの振動及び渦構造の形成に起因する。PAがバースト駆動することにより形成される二次元的な渦構造は、翼面近くを通過することで流れの剥離を抑制する効果があるという報告がある<sup>10)</sup>。

したがって、周期的にPAのバースト駆動を停止したとしても、停止後剥離領域の高さが大きくなる以前にPAの駆動を開始するという駆動を行えば、可能な限り翼面近くを渦構造が通過できるようにしながらPAの駆動時間も削減できると思われる。そこで、本研究では第2.2節で説明した、PAのバースト駆動間に周期的な停止時間を設けるバーストN-停止時間T駆動を行う。停止時間の中に連続的に駆動するバーストの回数( $N_b$ )、および停止時間( $T_{\text{Interval}}$ )は前章の結果を踏まえて設定する。可能な限り剥離領域を小さくする必要があると考え、本研究では第1表より剥離領域高さがPA非駆動時の50%以下となるように停止時間の設定を行うこととした。はじめに、バーストN-停止時間T駆動は、ベースとなるバースト駆動を $f_b = 40, 100, 200$  Hz、 $D = 25, 50\%$  ( $f_b = 200$  Hzは50%のみ)とし、 $N_b = 3, 4, 5$ 、 $T_{\text{Interval}} = 10, 20, 30, 40, 50$  msに設定(パラメータ設定①)し、ベースとなるバースト駆動による揚力係数の違いについて調べた。

(a)  $f_b$ の異なるバーストN-停止時間T駆動とバースト駆動(b)  $f_b = 100$  Hz のバーストN-停止時間T駆動とバースト駆動

第9図 駆動時間割合と揚力係数の関係

続いて、バースト N-停止時間 T 駆動は、(1)式により定義する PA の駆動時間の割合が 0.3 未満となるように設定(パラメータ設定②)した。具体的には、 $f_b=100$  Hz、 $D=20,30,40,50\%$ のバースト駆動をベースとし、 $N_b=3,4,5$ 、 $T_{Interval}=5,10,20,30,40$  ms( $D=40,50\%$ は、20,30,40 ms)に設定した。なお、PA の駆動時間の割合は、揚力係数算出に用いる圧力分布計測時間における PA の駆動を行う時間の割合を示して、バースト駆動の場合は、Duty 比と等しくなる。

$$\frac{T_{input}}{T_{measure}} = \left( \frac{1}{f_b} \cdot \frac{D}{100} \cdot N_b \right) / \left( \frac{1}{f_b} \cdot N_b + \frac{T_{Interval}}{1000} \right) \quad (1)$$

第 9 図にバースト N-停止時間 T 駆動、バースト駆動を行った際の揚力係数を示す。第 9 図においてエラーバーは、標準偏差  $\sigma$  の 2 倍を上下に表している。第 9 図(a)はバースト N-停止時間 T 駆動を前述のパラメータ設定①に設定した場合の結果、第 9 図(b)はバースト N-停止時間 T 駆動を前述のパラメータ設定②に設定した場合の結果である。バースト N-停止時間 T 駆動と比較のために第 9 図(a)では  $f_b=40,100,200$  Hz、 $D=10\sim50\%$ のバースト駆動、第 9 図(b)では  $f_b=40,100,200$  Hz、 $D=10\sim30\%$ のバースト駆動の結果を示す。第 9 図(a)より、駆動時間の割合、駆動方法によらず  $f_b=100$  Hz で駆動した場合が最も揚力係数が大きくなっている。これより、バースト N-停止時間 T 駆動の揚力係数を大きくするには、揚力係数が大きいバースト駆動をベースとする必要があると考えられる。また、駆動効率が 0.3 以上の場合、 $f_b=100$  Hz をベースとするバースト N-停止時間 T 駆動は、 $f_b=40, 200$  Hz のバースト駆動の揚力係数を上回る一方、同じ駆動時間割合の  $f_b=100$  Hz のバースト駆動に対しては揚力係数が小さい。第 9 図(b)で示すように、駆動時間の割合が 0.15~0.25 では、 $f_b=100$  Hz をベースとするバースト N-停止時間 T 駆動のほうがバースト駆動に比べわずかながら揚力係数が大きくなる場合も見られた。

## 6. まとめ

本研究では、PAの駆動開始・停止後における流れ場の過渡現象に着目し、駆動時間の削減と空力性能改善の両立を目指し、連続する $N_b$ 個のバースト駆動間に停止時間 $T_{Interval}$ を設けた駆動を行った。

PA駆動による流れ場の過渡変化について調べるため可視化画像の輝度値に着目し、翼面からの剥離領域までの鉛直方向の距離を算出する方法の検討を行った。PAのバースト駆動開始後の剥離領域高さの過渡現象を調べた結果、剥離抑制効果が高いバースト周波数では、準定常状態に至るまでの時間を要した。また、PAの駆動停止後の過渡現象については、可視化画像から算出した剥離領域高さの時間変化を一次遅れ系の曲線を用いて定量的に調べ、PA駆動停止後、剥離領域高さがPA非駆動時の50,63,2,95%に至るまでの時間をそれぞれ算出した。

PA駆動開始・停止による過渡現象を調べた結果をもとに、連続する $N_b$ 個のバースト駆動間に停止時間 $T_{Interval}$ を設けた駆動を行い、バースト駆動と揚力係数の比較を行った。バーストN-停止時間T駆動は計測時間に対

するPA駆動時間の割合が0.3以上の場合、駆動時間の割合が等しい $f_b=100$  Hzのバースト駆動を下回った。一方、駆動時間の割合が0.15~0.25では、 $f_b=100$  HzをベースとするバーストN-停止時間T駆動のほうがバースト駆動に比べわずかながら揚力係数が大きくなる場合も見られた。

## 参考文献

- (1) Tani, I.: Low-Speed Flows Involving Bubble Separation, Progress in Aeronautical Sciences, 5 (Pergamon Press, 1964), pp.70-103.
- (2) Thomas J. Mueller et al.: Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers, AIAA J., 20 (1982), pp.457-463.
- (3) 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: 低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性, 日本航空宇宙学会論文集, 55 (2007), pp.439-445.
- (4) Post, M. L. and Corke, T. C. : Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuator, AIAA J., 42 (2004), pp.2177-2184.
- (5) Sora, R., Artana, G. and Moreau E. : Stall control at high angle of attack with plasma sheet actuators, Fluids E., 42 (2007), pp.143-167.
- (6) Andrey, A. S., et al. : Pulsed Discharge Actuators for Rectangular Wing Separation Control, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007, AIAA2007-941.
- (7) Göksel, B. et al. : Steady and Unsteady Plasma Wall Jets for Separation and Circulation Control, 3rd AIAA Flow Control Conference, AIAA 2006-3686, 2006.
- (8) 二宮由光, 藤井孝蔵: プラズマアクチュエータを用いた失速制御における周波数の影響, 第 45 回飛行機シンポジウム講演集, 2007, pp.478-481.
- (9) 浅田健吾, 藤井孝蔵: DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御におけるバースト発振周波数効果, 第 24 回数値流体力学シンポジウム講演集, 2010.
- (10) Fujii K. : Three Flow Features behind the Flow Control Authority of DBD Plasma Actuator: Result of High-Fidelity Simulations and the Related Experiments, Applied Science 2018.
- (11) 久保俊介, 手塚亜聖, 原野純一, 川邊将史, 山田宗平: 翼型後縁付近に設置した PA のバースト周波数による低レイノルズ数領域空力特性の改善, 第 44 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 2012 講演集, 2012.
- (12) 小林俊策, 佐藤匠, 平田篤史, 大竹智久, 村松旦典, 本橋龍郎:DBD プラズマアクチュエータの翼面上設置位置が NACA0012 翼型まわりの流れ場に与える影響, 日本航空宇宙学会第 43 期年会講演集, 2012.
- (13) Andrew J. Lombardi, Patrick O. Bowles, and Thomas C. Corke: Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator, AIAA J., 51 (2013), pp.1130-1141.
- (14) Satoshi Shimomura et al. : Experimental analysis of closed-loop low control around airfoil using DBD plasma actuator, ASME 2017 Fluids Engineering Division Summer Meeting, 2017.
- (15) 藤井孝蔵, 小川拓人, 浅田健吾 : DBD プラズマア

クチュエータを用いたフィードバック翼周り流れ剥離制御モデルの検討—スーパーコンピュータを利用した高解像度シミュレーションに基づいて—, SENAC: 東北大学大型計算機センター広報 51(4), 2018, pp.14-22.

- (16) N. Benard, et al. : On the benefits of hysteresis effects for closed-loop separation control using plasma actuation, *Physics of Fluids*, 23(2011), art. no. 083601.
- (17) Yarusevych, S. and Kotsonis, M. : Steady and transient response of a laminar separation bubble to controlled disturbances, *J. Fluid Mech.*, 813 (2017), pp.955-990.
- (18) 田中啓之, 李家賢一, 砂田保人 : 失速付近の迎角において準周期的挙動を示す層流剥離泡の可視化実験, *日本航空宇宙学会論文集*, 52 (2004), pp.456-463.
- (19) 神谷拓, 藤林大晶, 手塚亜聖 : NACA0012 翼型後縁付近の流速変動に注目した プラズマアクチュエータの駆動効率化, 第 57 回 飛行機シンポジウム, 2019.