J. Inst. Electrostat. Jpn. 論文

# 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

鈴木 健人\*, 小室 淳史\*.<sup>1</sup>, 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\* (2018年9月13日受付: 2018年12月15日受理)

Development of the Magnetic Pulse Compression Circuit for DBD-PA (Dielectric-Barrier-Discharge Plasma-Actuator) and the Application for Dynamic Stall control. Kento SUZUKI<sup>\*</sup>, Atsushi KOMURO<sup>\*,1</sup>, Shouki KANNO<sup>\*</sup>, Motomi KOIKE<sup>\*</sup>, Kouki NANKAI<sup>\*</sup>, Keisuke TAKASHIMA<sup>\*</sup>, Hidemasa YASUDA<sup>\*\*</sup>, Akio OCHI<sup>\*\*</sup>, Kenji HAYAMA<sup>\*\*</sup>, Tomoka TSUJIUCHI<sup>\*\*</sup>, Kazuyuki NAKAKITA<sup>\*\*\*</sup>, Kazunori MITSUO<sup>\*\*\*</sup>, Taku NONOMURA<sup>\*</sup>, Toshiro KANEKO<sup>\*</sup>, Akira ANDO and Keisuke ASAI (Received September 13, 2018; Accepted December 15, 2018)

A nanosecond pulse-power supply has been developed for the nanosecond-pulsed-driven plasma actuator (ns-DBDPA) with 1 m in length, which was applied to the flow separation control on periodically oscillated NACA 0012 airfoil. The pulse-power supply consists of one saturable transformer and two saturable magnetic cores for the pulse compression and the special attention was paid for the output cable and electrodes of the plasma actuator to reduce electromagnetic noise. In a wind-tunnel experiment, the airfoil was oscillated with 4 Hz of periodic cycle and the ns-DBDPA was applied in 100 Hz of the discharge frequency. The lift increase was mainly observed when the angle of attack decreased, which is possibly synchronized with the vortex shedding induced by the ns-DBDPA actuation. The voltage amplitude applied to the ns-DBDPA did not affect the flow control effectively, because the plasma actuator effect might be already saturated in the investigated conditions. It is possible to optimize the pulse power supply in reducing its size and weight.

# 1. 緒言

流体機器の性能を著しく低下させる現象のひとつに流 れの剥離がある.航空機においては剥離が生じると揚力 が低下し抗力が増加することから重大事故を招く可能性 があり,剥離を防ぐための気流制御技術が研究されてい る<sup>1)</sup>.特に,ヘリコプターのローターや風車など,流体

**キーワード**:プラズマアクチュエータ,磁気パルス圧縮 回路,ナノ秒パルス放電,ダイナミックストール

\* 東北大学大学院工学研究科

(〒980-8579 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-05) Graduate school of Engineering, Tohoku University, 6-6-05, Aoba, Aramaki Aoba-ku, Sendai 980-8579, Japan

- \*\* 川崎重工業株式会社航空宇宙システムカンパニー (〒504-8710 岐阜県各務原市川崎町1番地) Aerospace Systems Company, Kawasaki Heavy Industries, Ltd., 1, Kawasaki-cho, Kakamigahara, Gifu 504-8710, Japan
- \*\*\* 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構航空技術部門 (〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1) Aeronautical Technology Directorate、JAXA, 7-44-1, Jindaiji-higashi, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan
  - <sup>1</sup> komuro@ecei.tohoku.ac.jp

機器の翼に対する流れの方向や速度が時々刻々と変化する"動的"流れに対しては時間応答の速い気流制御が必要となり、そのような技術として誘電体バリア放電を利用したプラズマアクチュエータ(Dielectric-barrierdischarge plasma-actuator: DBDPA)が着目されている<sup>23)</sup>. DBDPA に関する研究はこれまでも多数行われているが、 その多くは実験や数値解析の比較的容易な静止翼周りの 流れを対象としており、動的失速流れに対する DBDPA の効果の議論は十分でない、そのため、実用化に向けた 更なる性能向上には、動的失速流れとそれに対する剥離 制御効果の理解を深める必要がある.

満尾ら<sup>4</sup>は交流(ac)高電圧を用いてプラズマを発生 させる DBDPA (ac-DBDPA)を用いて動的失速流れに対 する気流制御を行い, 翼型のコード長を基準としたレイ ノルズ数 Re =  $1.28 \sim 6.4 \times 10^5$ 環境下において ac-DBDPA による気流制御が有効であることを示した.また,福本 ら<sup>5)</sup>は数値計算により動的失速流れに対する ac-DBDPA による空力特性の改善可能性について議論している.こ のような往来型の交流高電圧を用いた DBDPA に対し,近 年,ナノ秒パルスバリア放電を利用したプラズマアクチュ エータ(Nanosecond-pulsed-driven DBD-PA: ns-DBDPA) が着目されている<sup>69</sup>. 従来の ac-DBDPA では, 放電で発 生する誘起流を制御原理としていたのに対し, ns-DBDPA ではパルス放電により生じるガス加熱過程が気流に作用 すると考えられているため<sup>10</sup>, 高レイノルズ数環境下で も有効な気流制御技術として着目されている<sup>69</sup>. 本研究 ではこの ns-DBDPA の動的失速流れへの適用可能性を検 討するために, DBDPA 用の磁気パルス圧縮電源の開発 と動的失速流れに対する風洞実験を行った.

# 2. 実験装置について

# 2.1 磁気パルス圧縮回路の開発

本研究では DBDPA を駆動するための電源として,磁 気パルス圧縮回路を用いたナノ秒パルス電源を開発し た.回路構成を Fig. 1 に示す. C1~3 は高圧積層セラミ ックコンデンサを用いており,容量はそれぞれ 5.2 nF, 5.2 nF, 1.3 nF である.これらの静電容量は先行研究<sup>11)</sup> で示された DBDPA で消費される放電エネルギーを参考 にし,電源のインピーダンスが負荷のインピーダンスよ り小さくなるように設定した.過飽和リアクトル L1, L2 はコアとしてファインメットコア(日立金属,FT-3KM F3724E)を使用し,巻き数はそれぞれ 10 ターン, 5 ターンである.電源と負荷を繋ぐ伝送線路は同軸ケー ブル RG213 を使用した.DBDPA 用の電源を開発するに あたり,特に考慮した点を以下に示す.

- ・電極長が1m弱のDBDPAに対し十分な電圧を印加するために、電源のインピーダンスがDBDPA負荷のインピーダンスより十分に小さくなるようにC1,C2の合成容量及びC3の静電容量を設定した。
- ・電源から負荷(DBDPA電極)までの距離が4~5m 程と長く、線路長における減衰が生じる可能性がある. また、負荷が設置されている風洞カートが金属製であり、また負荷を貼り付けている翼型模型も金属導体であることから、電源の伝送線路と容量結合を生じる可能性がある.そのため、出力ケーブルに十分に静電シ



図1 磁気圧縮パルス電源回路図 Fig.1 Nanosecond pulse power supply circuit. ールドされた同軸ケーブルを用いた.

・負荷近傍に微弱信号を扱う非定常圧力センサが多数配置されているため、放電に由来する電気ノイズは計測に大きな影響を及ぼす。そのため、放電により放出された電荷が確実に電源に戻るようグラウンド電極幅を広めに設定し、電流の経路を定めることで電気ノイズの発生を防いだ。

半導体スイッチング素子には十分な電流容量が確保で きる IGBT (SEMIKRON, SKM400GB176D, 1700 V, 450 A) を使用した.2次側ではコンデンサを用いて倍電圧増幅 をし、可飽和トランスと可飽和コアを用いてパルス圧縮 を行った. また出力ケーブルには 50 Ωの RG213 同軸ケ ーブルを用い、十分なシールドを行った. 負荷に 50 Ω の無誘導抵抗を取り付け、充電電圧を1kVに設定し、 パルス電圧を発生させた時の1次側コイル両端の電圧波 形と、コイル電流をFig. 2(a)に示す. また、この時の2 次側の各部における電圧波形を Fig. 2(b)に示す. 電圧の 計測点はFig.1にVoltage 1~3と示されている通りである. IGBT へのゲート信号が t = 0.4 - 4.0 µs まで印加されてい るのに対し, Fig. 2(b)に示された Voltage 1 が t = 3.6 µs ほ どで負のピークに到達しているが、これは可飽和トラン スTがこの時間において飽和状態に達したことを意味 している. このとき, 可飽和リアクトル L1, L2 には逆 バイアスがかけられており、回路中を反時計回りの方向 (L2 => L1 => C2) で C2 も充電されている。飽和状態に 達したトランスTは急激にインダクタンスが減少し,か



図2 (a) 過飽和トランス一次側(b) 過飽和トランス二次 側電圧電流波形

Fig.2 Voltage and current waveforms for (a) primary side and (b) secondary side of pulse-power supply at 1000 V of charge voltage.

つ、トランスに並列に接続されたコンデンサ C1 と LC 共振することで電圧が急速に反転することになる. この ような Voltage1 の電圧極性の急速な反転に対し、コンデ ンサ C2 の電圧が重畳されることで Voltage 2 では倍電圧 が発生している. Voltage 2 の上昇により、可飽和リアク トル L1 に対して時計回りの方向に電流が流れ、飽和状 態に達したところで最終段のコンデンサ C3 が一気に充 電され、負荷へと電流が流れる. 負荷に並列に接続され た可飽和リアクトル L2 はパルス幅を調整するために取 り付けられている. 結果として、Voltage 3 のようなピー ク電圧 10 kV 程度、パルス幅 100 ns 程度のパルス電圧が 発生している. 開発した電源の最大繰り返し放電周波数 は1 kHz 程度となっており、出力電圧は最大約 10 kV, このときの立ち上がり時間は 180 ns 程度となる.

### 2.2 風洞実験

風洞実験は、JAXA が保有する 2 m × 2 m 低速風洞で 実施した.実験時の風洞カート内温度は約 31 度 ± 2 度, 相対湿度は約 39% ± 4%となる.風洞カート内に設置さ れた模型の様子を Fig. 3(a)に示す.翼型にはコード長 200 mm,スパン長 1000 mm,アルミ製の NACA0012翼 型を用い,風洞中の加振装置に取り付けた.加振装置は, 翼型の前縁から 50 mm の位置を回転中心とし,翼型の 流れ方向に対して 0~25 度の範囲で回転できるような設 定となっている.Fig. 3(b)には,翼型に貼り付けた DBDPA にパルス電圧を印加し,放電発光を撮影した写 真を示す.翼型のスパン方向に対して均一な放電が生成 されていることがわかる.実際に実験で使用した電極構 成については後述する.

翼型内部には翼面上静圧を計測するための微差圧計が 内蔵されている.Fig.4(a)に迎角9.6度,風速40 m/s に おいて計測された典型的な圧力係数分布を示す.圧力係 数 *C*<sup>*p*</sup> は,計測された翼面上静圧と一様流静圧の差分を 取り,大気密度,主流速度で無次元化した値である.翼 型上面に負圧,翼型下面に正圧が発生しており,これら を積分すると上向きの力が発生していることになる.翼 面上の静圧孔の位置の対応を示した図をFig.4(b)に示 す.これらの静圧分布を計測し,翼型の周方向に積分す ることによって翼型に生じる揚力を推定する.

本実験では翼模型に対して一様流速 40 m/s の気流条件 を与え、模型を迎角 0 – 25 度の範囲で 0.1-10 Hz の周波数 で動的に振動させた流れ場に対して流体制御実験を行っ た. このとき、気流速度と模型コード長からなるレイノル ズ数は 4.3×10<sup>5</sup>となる. 翼の振動条件は迎角をαとして

 $\alpha = \alpha_{\rm ave} + \beta_{\rm sin} \ (2\pi f_a t)$ 



図3 (a) 風洞実験セットアップ(b) ns-DBDPA の放電発光 画像 Fig.3 (a) Experimental setup for wind-tunnel test and (b)

corresponding discharge emission of light of ns-DBDPA.



図4 (a) 翼周りの圧力係数分布(b) 測定点に対応する差 圧計位置

Fig.4 (a) Distribution of pressure coefficient around the airfoil and (b) corresponding position of the differential pressure gauge.

と与えた. ここで $\alpha_{ave}$ は振動中心迎角であり, $\beta$ は迎角 振動の振幅, $f_a$ は加振周波数,tは時間を示す. $f_a$ は流速 Uとコード長cで無次元化された以下の無次元振動数kを気流条件パラメタとして決定した.

$$k = \frac{\pi f_a c}{U}$$

流体制御実験においては, ns-DBDPA のピーク印加電  $E V_{p}$ , 放電周波数  $f_{ds}$  を変化させ, 効果を確かめた. 放 電周波数は流速  $U \ge 1 -$ ド長 c で無次元化された値で ある  $F^{+}$  に基づいて決定される.

$$F^{+}=\frac{f_{dis} \times c}{U}$$

今回実験を行った範囲内においては $f_{dis}$ = 100 Hz の時の 気流制御効果が高かった.この時の $F^+$ は $F^+$ = 100 × 0.2/40 = 0.5 となる.以上により決定された実験条件を

| 表 1   | 実 | 験条件          |            |
|-------|---|--------------|------------|
| Table | 1 | Experimental | conditions |

| U [m/s]                         | k [-]  | $\alpha_{ave}$<br>[deg.] | β<br>[deg.] | $V_p$ [kV] | $F^{+}$ [-]                           |
|---------------------------------|--|--------------------------|-------------|------------|---------------------------------------|
| $\frac{40}{(Re=4.3\times10^5)}$ | $\begin{array}{c} 0.02 \ \pi \\ (f_a = 4 \ \mathrm{Hz}) \end{array}$ | 15                       | 10          | 8.8        | 0.5<br>( $f_{dis} = 100 \text{ Hz}$ ) |

Table 1 にまとめて示す.本実験条件においては  $f_a = 4$  Hz,  $f_{ds} = 100$  Hz であるため,迎角が 5 度  $\rightarrow$  25 度  $\rightarrow$  5 度と 1 周 期分変動する間に 100/4 = 25 回放電することになる.

### 3. 実験結果

## 3.1 ns-DBDPAの放電特性

実際に風洞実験で使用した DBDPA の電極構成を Fig. 5に示す. DBDPA は翼模型前縁部に貼り付けた. 金属 製の翼模型と高電圧電極が容量結合してしまうことを防 ぐために、厚さ70 µm,幅25 mmの銅テープをグラウ ンド電極として貼り付け十分にシールドした. その上に 厚さ 80 µm, 幅 30 mm のカプトンテープを 3 枚と, 厚さ 55 µm, 幅 3 mm の銅テープを高電圧電極として貼り付 けた. 高電圧電極がグラウンド電極の中央部に配置され ているため、放電は翼型の上面側と下面側の両方に進展 することになる. Fig.6には、DBDPAを負荷に接続し て計測した電圧電流波形を示す. 電圧電流波形の計測に は高電圧プローブ(Tektronix, P6015A)とロゴスキーコ イル (Pearson, Model2877) を用いた. このとき, 1次側 の充電電圧は900 V に対し、ピーク電圧 8.9 kV で立ち 上がり時間は約140 ns であった. また放電電流はピー クで45Aほど流れており、正負に値が振れていること から,1ショットのパルス放電で正負両極性の放電が生 じていることがわかる. Fig. 2 では負荷として無誘導抵 抗を用いたが、DBDPA は容量性負荷であるため、放電 により消費されなかったエネルギーが再び C3 にチャー ジされ再度 DBDPA に戻ってくることで Fig. 6 のような 波形になったと考えられる.このような放電電流特性は、 先行研究において既に報告されている<sup>11)</sup>. Fig. 7 に放電 エネルギーのピーク電圧依存性を示す.本研究では以下 に示す方法を用いて放電エネルギーの算出を行った.

# (1) <u>DBDPA 容量 C<sub>PA</sub>の推定</u>

**DBDPA** が放電しない印加電圧における電流を計測し, 放電電流が含まれない電流①(変位電流)を計測する. またこのときの電圧波形から *C*×*dV/dt* を算出し,電流 ①と一致する時の比例定数 *C* を DBDPA の静電容量 *C<sub>PA</sub>* とする.

### (2) <u>放電電流の算出</u>

放電が生じる印加電圧では、電流プローブで計測され



図5 翼模型前縁部に貼り付けた ns-DBDPA の電極構成

Fig.5 Electrode configuration of ns-DBDPA placed at the leading edge of the airfoil.



図 6 ns-DBDPA の放電電圧電流波形 Fig.6 Applied voltage and discharge current waveforms.



図 7 ns-DBDPA 放電エネルギーのピーク電圧依存性 Fig.7 Dependence of the discharge energy on the peak voltage of the applied pulse.

る電流に変位電流成分と放電電流成分が含まれる. その ため、(1) で推定した C<sup>PA</sup> を用いて各電圧波形から変位 電流成分を算出し、電流プローブで測定された電流から 減算することで放電電流成分のみの算出を行う.

# (3) 放電エネルギーの算出

電圧波形と放電電流波形を掛け合わせ、時間積分を取 ることにより放電エネルギーを算出する.



図 8 翼模型前縁中央部における放電発光拡大画像 Fig.8 Enlarged view of the discharge emission of light at the center of the airfoil.

先行研究に比べて<sup>11)</sup>,約2.4倍のエネルギーが投入されているが,これは、本実験で用いている DBDPA の電 極構成が,露出電極の両側に放電が生じるようになって いることに加え、金属模型の浮遊容量の影響を少なから ずとも受けているためであると考えられる.Fig.8には、 翼模型前縁中央部の放電発光を拡大して撮影した写真を 示す.筋状の放電が露出電極の上下に均等に形成されて いることが確認できる.

## 3.2 気流制御実験

風洞内に通風するとともに翼型を加振し, ns-DBDPA を駆動した場合としない場合との静圧分布を測定するこ とで, ns-DBDPA が動的失速流れに与える影響を調べた. Fig.9に Table.1の条件において風洞実験を行った場合 の結果を示す.縦軸は翼模型に生じる揚力[N]を翼面積, 大気密度,主流速度で無次元化した揚力係数 Cl である. 揚力は前述のとおり、翼周りの静圧分布から推定した. 迎角上昇時に図中上側の揚力係数、下降時に下側の揚力 係数を取り,時系列で追うと時計回りに揚力が推移する. ns-DBDPA を駆動していない時には迎角上昇時の  $\alpha = 21$ 度付近で揚力が急激に減少しているが、これは流れの剥 離が生じたためであると考えられる. その後, 迎角が下 降に転じるが、α=19度以下になっても揚力が回復せず、 迎角上昇時の同迎角の揚力に比べて低い値をとる. これ は動的失速流れのひとつの特徴である<sup>3)</sup>. このような基 本特性に対し, ns-DBDPA を駆動した場合には, 迎角の 下降時に違いがみられる. ns-DBDPA を駆動した場合に は、駆動しない時に比べて迎角下降時の揚力が回復して いることがわかる. また, ns-DBDPA を駆動した場合の 迎角下降時に揚力が振動しているのがわかるが、この振 動の周期が ns-DBDPA の放電周波数  $f_{ds}$  と一致している.



図9 揚力係数の迎角依存性

Fig.9 Dependence of lift force coefficient on angle of attack with and without plasma actuation.



Fig.10 Dependence of lift force coefficient on the peak voltage of the applied pulse.

これは ns-DBDPA の駆動に伴って形成された渦に起因す る揚力上昇であると考えられる.このような特性は先行 研究<sup>4)</sup> で行った ac-DBDPA における動的失速流れ制御実 験でも得られており、本研究結果により ns-DBDPA にお いても ac-DBDPA と同様に動的失速流れ場で渦を生成し 揚力を制御できることがわかった.

次に印加電圧を変化させた場合の結果を Fig.10 に示す. 本研究では  $V_p = 5.5 \text{ kV} \ge 9.7 \text{ kV} の 2 \text{ <math>5-5 \text{ kV} \ge 9.7 \text{ kV}$  の 2 ケースについて気流 制御実験を行った. これらケースでは印加電圧による効 果の差異はほとんどなく, 5.5 kVで十分に制御できてい ることが示された. 先行研究<sup>40</sup>では印加電圧の上昇に伴 い気流制御効果の上昇も確認できるため,本研究で用い た ns-DBDPA においても印加電圧の減少により気流制御 降下が低下することが予想された. しかし,本研究で調 査した範囲では印加電圧を 5.5 kV から 9.7 kV に上げても 気流制御効果の変化は見られず, 5.5 kV の段階で既に十 分な気流制御効果が得られている. このことから,本研 究で調査を行った 5.5 kV の時点で既に気流制御効果が飽 和していたと考えられる. 先行研究で用いた ac-DBDPA では,プラズマによる誘起流を発生させ,局所的な流れ の微小変動を擾乱源とすることで剥離流れを制御すると 考えられている<sup>2)</sup>. 一方,本研究で用いた ns-DBDPA では, パルス放電により急速なガス加熱を生じさせ,熱もしくは 密度擾乱により剥離流れを制御すると考えられている<sup>12)</sup>. 本研究において 5.5 kV の印加電圧で既に十分な気流制御 効果を得ることができたということは,5.5 kV の放電で十 分な強度の擾乱源として機能していたことを示唆してい る. このように, ac-DBDPA と ns-DBDPA では擾乱源と なる物理量が異なるため,印加電圧に対する気流制御性 能の依存性は異なることが予想される. 本研究で用いた 実験条件は先行研究における ac-DBDPA の実験とは厳密 には異なるため, ac-DBDPA と ns-DBDPA による制御性 能の違いについて詳細な比較を行うことはできないが, 異なる印加電圧—気流制御性能を示すことができた.

# 4. 結言

本研究では動的失速流れに対するナノ秒パルスバリア 放電を利用したプラズマアクチュエータ(ns-DBDPA) の適応可能性を調べるために,パルス電源を開発し,動 的失速流れに対する風洞実験を行った.パルス電源開発 においては,可飽和コアを用いたパルス圧縮回路を製作 し,放電長さ約1mのDBDPA電極に対して十分な電圧 を印加できることを確認した.風洞実験においては風速 40 m/s において,翼型を加振した時の揚力の変化を測定 し,DBDPAの駆動時と非駆動時の特性を調べた.風洞 実験により得られた知見を以下に示す.

- ・迎角上昇時には ns-DBDPA の制御有りと無しで差異が 少ない.
- ・迎角下降時にns-DBDPAによる制御時では非制御時と 比較して平均的に揚力係数が大きい.また,揚力には 振動現象が観測されたが,これは渦放出に伴って発生 したと考えられる.
- ・印加電圧の効果

印加電圧 5.5 kV と 9.7 kV では ns-DBDPA の効果は印 加電圧に依存しない. ns-DBDPA の効果は印加電圧 5.5 kV で既に飽和していたためと考えられる. そのた め, ns-DBDPA ではより低い印加電圧で十分な効果が 期待できると予想され, パルス電源をより小型軽量化 できると考えられる.

以上の結果により,ns-DBDPA においても先行研究で 行われた ac-DBDPA と同様に動的失速流れを制御出来る ことが示された.今回の実験においては,静圧計測を行 った測定点数の違いから ac-DBDPA と ns-DBDPA の性能 を十分に比較することはできなかったが,今後天秤等を 用いて揚力を直接計測することにより正確な比較が行え るようになるものと考えられる.本研究で得られた結果 は,DBDPAを用いた動的失速流れ制御を行うにあたり, 電源の最適化を考える上での重要な知見である.

## 参考文献

- L. N. Cattafesta and M. Sheplak: Actuators for Active Flow Control. Annu Rev Fluid Mech., 43 (2011) 247-272
- E. Moreau: Airflow control by non-thermal plasma actuators. J. Phys. D: Appl. Phys., 40 (2007) 605-636
- A. J. Lombardi, P. O. Bowles and T. C. Corke: Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator. *AIAA J.* 51 (2013) 1130-1141
- 4) K. Mitsuo, S. Watanabe, T. Atobe and H. Kato: Lift Enhancement of a Pitching Airfoil in Dynamic Stall by DBD Plasma Actuators. AIAA paper, AIAA (2013) 2013-1119
- 5) 福本浩章, 浅野兼人, 青野 光, 渡辺 毅, 田中元史, 松田 寿, 大迫俊樹, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝蔵: ピッチング翼周りの動的失速流れ制御における DBD プ ラズマアクチュエータ設置位置の影響. 第28 回数値流 体力学シンポジウム (2014) B12-3
- 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. 50 (2017) 215202
- J. Little, K. Takashima, M. Nishihara, I. Adamovich and M. Samimy: Separation Control with Nanosecond-Pulse-Driven Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators. *AIAA J.* 50 (2012) 350-365
- S. B. Leonov, I. Adamovich and V. R. Soloviev: Dynamics of near-surface electric discharges and mechanisms of their interaction with the airflow. *Plasma Sources Sci. Technol.* 25 (2016) 063001
- A. Singhal, D. Castaneda, N. Webb and M. Samimy: Control of Dynamic Stall over a NACA 0015 Airfoil Using Plasma Actuators. *AIAA J.* 56 (2018) 78-89
- 10) C. L. Kelley, P. O. Bowles, J. Cooney, C. He and T. C. Corke: Leading-Edge Separation Control Using Alternating-Current and Nanosecond-Pulse Plasma Actuators. *AIAA J.* 52 (2014) 1871-1884
- 11) K. Takashima, Y. Zuzeek, W. R. Lempert and I. Adamovich: Characterization of a surface dielectric barrier discharge plasma sustained by repetitive nanosecond pulses. *Plasma Sources Sci. Technol.* **20** (2011) 055009
- 12) A. Komuro, K. Takashima, K. Suzuki, S. Kanno, T. Nonomura, T. Kaneko, A. Ando and K. Asai : Gas-heating phenomenon in a nanosecond pulse discharge in atmospheric-pressure air and its application for high-speed flow control. *Plasma Sources Sci. Technol.* 27 (2018) 104005