

三電極プラズマアクチュエータによる ガスタービン翼流体制御に向けた小型二次元翼試験

Multi-Electrode Plasma Actuator for Flow Separation Control of Small-Scale Wing

松野 隆^{*1}
MATSUNO Takashi

菅原 正隆^{*1*2}
SUGAHARA Masataka

橘 一輝^{*1}
TACHIBANA Kazuki

川添 博光^{*1}
KAWAZOE Hiromitsu

浅海 典男^{*3}
ASAUMI Norio

松野 伸介^{*3}
MATSUNO Shinsuke

山口 方士^{*3}
YAMAGUCHI Masahito

ABSTRACT

The flow control performance of a trielectrode (TED) plasma actuator was evaluated in wind tunnel experiments. It was found that the thrust of the TED plasma actuator with small gap between the electrodes can be remarkably improved by optimizing the dielectric layer thickness and the driving conditions. In low-speed wind tunnel tests, the TED plasma actuator outperformed a conventional single dielectric barrier discharge (SDBD) actuator in terms of separation control, even on a relatively small NACA0015 airfoil model compared to the plasma actuator, at a Reynolds number of 6.0×10^4 .

Key Words : Gas Turbine Engine, Flow Control, Separation, Plasma Actuator

1. はじめに

近年、大気圧中での放電を利用した流体制御デバイス（プラズマアクチュエータ）が注目されている⁽¹⁾⁻⁽³⁾。これまで、剥離抑制等の流体制御が必要な問題においては、吸い込み・吹き出しや、突起物をボルテックスジェネレータとして境界層を乱し、剥離を抑制する方法が取られてきた。しかし、これらの手法は構造が簡単であるという長所がある反面、流れの制御が必要でない場合には性能を低下させてしまうなどの問題がある。これらに代わる新しい流体制御デバイスとして、プラズマアクチュエータは研究が進められている。最も一般的なプラズマアクチュエータは、局所的に発生する誘電体バリア放電（Dielectric Barrier Discharge: DBD）により大気圧非平衡プラズマを生成し、プラズマ中のイオンの移動によって周囲気体に噴流を誘起する。この手法は、機械的な構造がなく非常に薄いため、流れの制御が必要でないときに流体性能を低下させることがない。

これまでに、電極片側のみを誘電体被覆し生成される誘電体バリア放電（Single DBD: SDBD）を利用したプラズマアクチュエータについては、活発な研究が行われ

てきている。プラズマアクチュエータの駆動メカニズムについては、実験および数値解析によって主要な現象とその特性が解明されてきた⁽⁴⁾⁻⁽⁶⁾。常温常圧を含む種々の雰囲気環境下での特性調査により、印加電圧および、素子の誘電体厚さなどにより生成される噴流推力が制約されることが明らかになっている^{(3),(7)-(10)}。流体問題への応用については、剥離制御への適用に関する研究が数多くなされており⁽¹¹⁾⁻⁽¹⁵⁾、特に駆動・非駆動を周期的に切り替えるバースト駆動の有効性が報告されている^{(16),(17)}。その他にも遷移遅延⁽¹⁸⁾や流体音響制御⁽¹⁹⁾を対象に、流れへの有効な擾乱導入デバイスとして研究が行われている。

ガスタービンエンジン内の流体場に対しては、低圧タービンの剥離制御^{(20),(21)}や翼端漏れ流れの制御^{(22),(23)}への適用が行われており、実験により制御コンセプトの有効性が示されている。一方で、上記したようにSDBDプラズマアクチュエータは噴流の強さを素子寸法が制約するため、現状では、ガスタービンエンジン内部のような高速かつ空間的制約の多い環境に関しては、流体制御に必要な噴流強度を得られないことが多い。翼端漏れ流れに関してSDBDプラズマアクチュエータではほとんど変化を与えられなかった報告もあり⁽²¹⁾、限定された空間内でも効果的な流体制御が可能なデバイスが求められている。

プラズマアクチュエータの剥離制御の有効性向上のためには、バースト駆動の適用や噴流方向の変更による渦の導入⁽¹⁴⁾等の手法だけではなく、噴流自体を強める方法についても様々なアプローチが提案されている。プラズ

原稿受付 2016年12月21日

査読完了 2017年9月29日

* 1 鳥取大学大学院工学研究科 機械宇宙工学専攻
〒680-8552 鳥取市湖山町南4-101

* 2 現在 ゴベルゴ建機機

* 3 (株)IHI

マアクチュエータ駆動時の電圧波形について、放電プラズマの移動を誘起するように最適化するアプローチ²⁴⁾や、ナノ秒オーダーのパルスを入力することにより放電生成時間を制御する手法^{25), 26)}が提案され、噴流の増強や強い圧力波の生成が達成されている。また、プラズマアクチュエータ素子の構成に関しても種々の改良法が提案されており、電極の付加による電場強化についても効果的な手法が提案されている。

Sosaらは直流電圧印加のための電極を付与する三電極 (trielelectrode: TED) プラズマアクチュエータを提案し、放電と誘起噴流の増強を報告している²⁷⁾。また、TEDプラズマアクチュエータの電場強化は生成されたイオンの加速促進だけではなく、放電形態にも影響を与えることが明らかになっている²⁸⁻³⁰⁾。印加する電圧に依存して、DBDとは異なる、電極間にわたるスライディング放電の発生が観察されている^{28), 31), 32)}。また著者らによって、TEDプラズマアクチュエータが誘起する噴流はSDBD方式に対して10倍以上の推力を生成し、消費電力効率も数倍向上することが報告されている^{32), 33)}。またNishidaらの数値解析によって、電極間の電子移動と二次電子放出による電極近傍でのイオン生成が体積力を増強することが明らかにされている³⁴⁾。

TEDプラズマアクチュエータの利点には、上記のようにSDBDプラズマアクチュエータに比較して大幅に大きい推力が得られること、また消費電力効率も数倍と非常に良い点が挙げられる。噴流は露出電極間の電場の強化により増強されるため、誘電体厚さが印加電圧の制約となるSDBDプラズマアクチュエータと比較して、特に小スケールの素子の性能でアドバンテージがあると考えられる。

流体制御への適用については、これまでに浅海らが二次元翼剥離制御に対してTEDプラズマアクチュエータを適用した風洞試験を実施しており、SDBD方式より高い迎角まで剥離を抑制する性能を持つことが報告されている³⁵⁾。これらの知見から、ガスタービンエンジン内部のような環境においても高い流体制御性能を得ることが期待できる。

一方で、TEDプラズマアクチュエータは放電形態の変化により誘起噴流が壁面から離れて上方に偏向するため、壁面近傍流体の制御性能が損なわれる可能性が指摘されている^{31), 34)}。また、流体制御性能を支配する設計および駆動パラメータが多くなるため、特性と物理現象の理解が複雑となることも課題である。これまでに、プラズマアクチュエータ素子性能の電圧、誘電体厚さおよび材質や電極形状への依存性が調べられているが³³⁾、研究は主に40～50mm程度の寸法の素子について行われており、寸法、特に電極間距離の異なる素子の性能は詳細には調べられていない。ガスタービンエンジン内のような流体場に対してTEDプラズマアクチュエータを適用するためには、翼列の寸法を考慮に入れた上で、同ス

ケールの素子の性能を知り、効果的な流体制御を行うことが必要である。

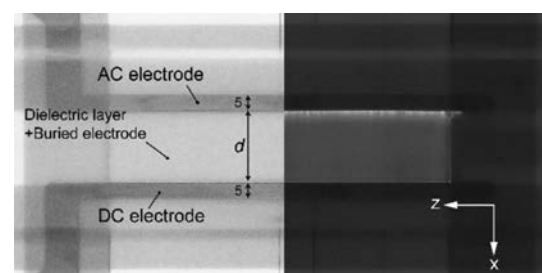
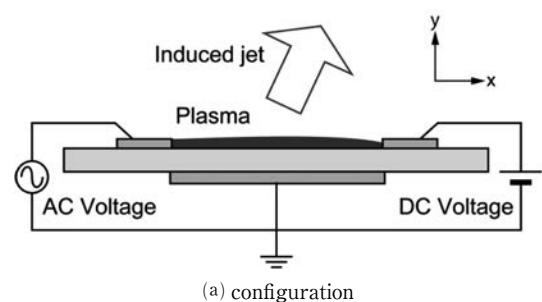
以上の点から、本研究では、翼列におけるTEDプラズマアクチュエータを用いた剥離制御を念頭に置き、小型二次元翼模型に適用可能なTEDプラズマアクチュエータを設計・試作し、プラズマアクチュエータの基本性能と風洞試験による剥離制御性能を調査した。

2. 実験方法および実験条件

2.1 プラズマアクチュエータ素子

図1に性能評価に用いたTEDプラズマアクチュエータの構成概要と写真を示す。図1(a)に概要を示すとおり、TEDプラズマアクチュエータも一般的なSDBDプラズマアクチュエータと同様に、誘電体を電極で挟んだ構成となっている。空気に露出する側の電極 (露出電極) は厚さ0.0275mmの銅テープによって形成されている。露出電極にはそれぞれ交流・直流の高電圧が同時・個別に印加されるため、本稿ではそれぞれの電極をAC電極・DC電極と呼ぶ。露出・埋設電極間にはPTFE樹脂により誘電体層が設置されている。図1(b)にはプラズマアクチュエータ素子を上方から見た際の写真と、AC・DC双方の電極に電圧を印加した際の放電状況の写真 (図右半分) が示されている。放電時には、電極に挟まれた誘電体層上面で大気圧プラズマが生成され写真のような発光を生じる。図中 d で示されるのは露出電極間の距離である。また埋設電極・露出電極の重なり幅は0mmとなるように設置してある。

プラズマアクチュエータの諸元、および実験条件について表1にまとめた。プラズマアクチュエータ駆動時にAC電極に印加する電圧の周波数は16.0kHzで固定した。印加するAC電圧およびDC電圧は種々変更して試験



(b) photograph of the test element and its discharge

Fig. 1 Schematics of the TED plasma actuator

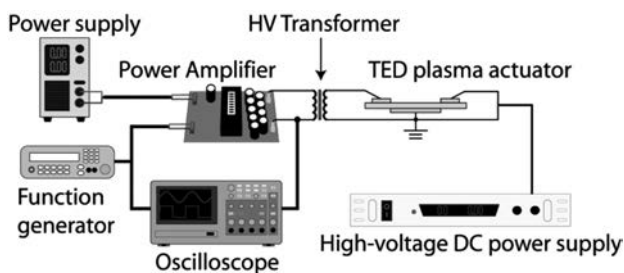


Fig. 2 Connection diagram of the power supply for TED plasma actuator

Table 1 Configurations of the TED plasma actuator

	Thrust test	Wind tunnel test
Dielectric material	PTFE	
Electrode material	Copper	
Dielectric layer thickness: t_d [mm]	0.54 ~ 2.0	0.54
Gap length: d [mm]	10 ~ 40	20
Exposed electrode width [mm]	5	
Overlap of electrodes [mm]	0	
Discharge length [mm]	200	
AC frequency [kHz]	16.0	
AC voltage: V_{ac} [kV _{pp}]	6.0 ~ 15.6	6.0
DC voltage: V_{dc} [kV]	-30 ~ 30	-14, 18

を行った。

本研究では翼列スケールの翼模型（翼弦長 30mm）にプラズマアクチュエータを設置するため、先行研究⁹⁵と比較して露出電極間距離の小さい素子が必要となる。本稿では露出電極間距離を変更した際の推力を計測し、その影響を調べた。また、上記の結果をもとに、風洞試験の翼模型へ設置するプラズマアクチュエータを設計・試作した。この素子について、プラズマアクチュエータ駆動条件による推力性能の影響を調査し、風洞試験時に得られる噴流強度について調べた結果についても示す。

2.2 駆動装置

TEDプラズマアクチュエータの駆動装置概要を図2に示す。駆動信号はファンクションジェネレータ（Agilent 33220A）により生成された信号を電力増幅器および変圧器により増幅・昇圧し、交流高電圧を得た。また、DC電極には高電圧直流電源によって生成された正負の直流電圧を直接印加した。

2.3 プラズマアクチュエータ単体の推力測定試験

小型二次元翼模型へ適用可能なTEDプラズマアクチュエータを設計・製作し、その性能を調査した。本研究では、プラズマアクチュエータの性能は生成される噴流の強さと方向により評価した。噴流の強さは、噴流の反作用としてプラズマアクチュエータ素子に加わる推力を直接計測し、これを指標とした。図3に実験装置の概略を示す。推力測定には分析天秤（島津製作所AUW320）を用い、プラズマアクチュエータに加わる推力は梃子を介して天秤に印加される。図に示すように、支持棒を2種類用意し、二分力の推力を測定することで

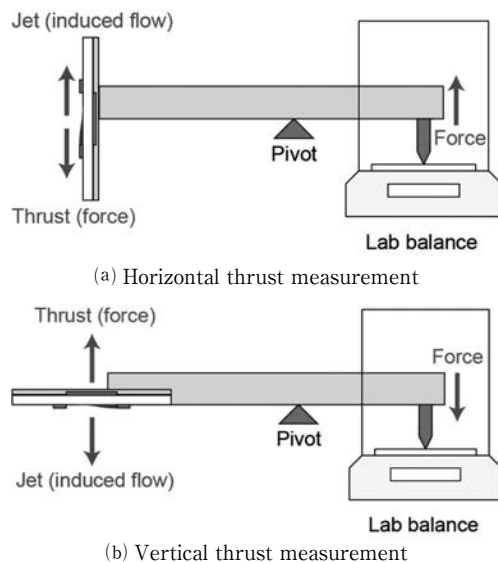


Fig. 3 Schematics of thrust measurement system

TEDプラズマアクチュエータが生成する偏向噴流の素子平行方向・垂直方向の力を両方計測した。プラズマアクチュエータ駆動は10秒間連続で行い、計測された推力の時間平均値を3回平均した値を各条件での推力値とした。一般に、分析天秤によるプラズマアクチュエータ推力計測時には放電による高周波ノイズが測定値に影響を与える。これを防ぐため、計測機器は金属板を用いて製作されたファラデーケージの中に設置し、計測値はケージ内でA/D変換し出力することでその影響を可能な限り抑制した。校正試験によって、推力値への高周波ノイズの影響は不確かさ以下であることを事前に確認してある。なお、計測装置の不確かさは $\pm 0.33\%$ であり、実験時に計測された推力値の標準不確かさは1.23mN/mであった。

2.4 風洞試験による剥離制御性能調査

小型の二次元翼模型にTEDプラズマアクチュエータを設置し、低速風洞で剥離制御性能調査のための試験を行った。図4に今回使用した二次元翼模型を示す。翼模型はNACA0015翼型で、翼弦長30mm、翼幅50mmである。材質はケミカルウッドである。流れの二次元性を確保するため、直径50mmの翼端板を取り付けてある。

使用したTEDプラズマアクチュエータは、後述するように単体の推力測定試験で性能の優れていた構成を使用した。TEDプラズマアクチュエータの設置位置および構成を図5に示す。本実験では前縁にAC電極を設置し、後述する素子性能評価の結果から露出電極間距離を20mmとしてDC電極を設置した。

風洞試験には鳥取大学流体工学研究室内の吸込型低速風洞を用いた。計測部断面は600×600mm、流れ方向に1800mmの固定壁となっている。

本研究では、翼面流れ場を時系列PIV計測により解析した。PIV計測システムの概要図を図6に示す。DOSからなるトレーサ粒子に高繰り返しNd:YAGレーザ

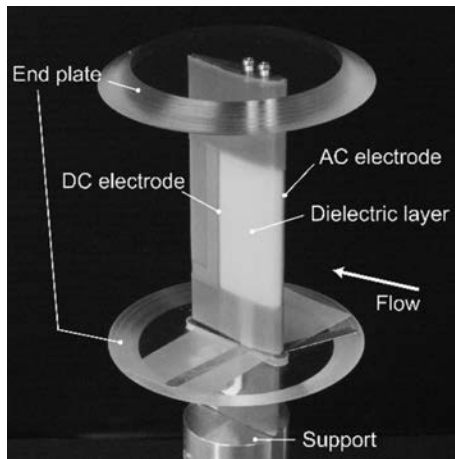


Fig. 4 NACA0015 two-dimensional wing model

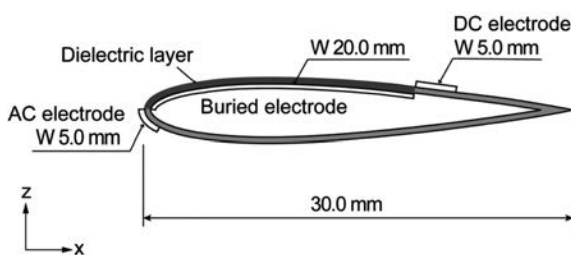


Fig. 5 Arrangement of TED plasma actuator on the wing model

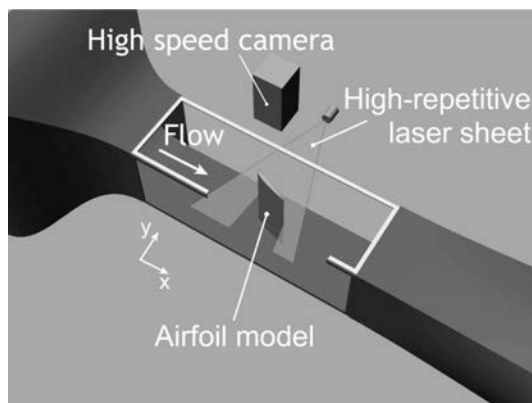


Fig. 6 Setup of the time-resolved PIV measurement

(Lee Laser LDP-100MQG) によって形成されるレーザーシートを照射し、粒子像を高速度カメラ（フォトリオン FASTCAM SA-X2）により1000ペア/秒の速度で撮影した。計測領域は模型を中心に200mm角の範囲に設定した。一様流流速は30m/s、迎角は0～30degの間種々変更して実験を行った。本試験における翼弦長基準のレイノルズ数は 6.0×10^4 である。なお、本研究でのプラズマアクチュエータ駆動条件は、推力測定試験の結果をもとに設定した。

3. 実験結果および考察

3.1 プラズマアクチュエータ単体の推力測定試験

3.1.1 露出電極間距離変更による推力特性への影響

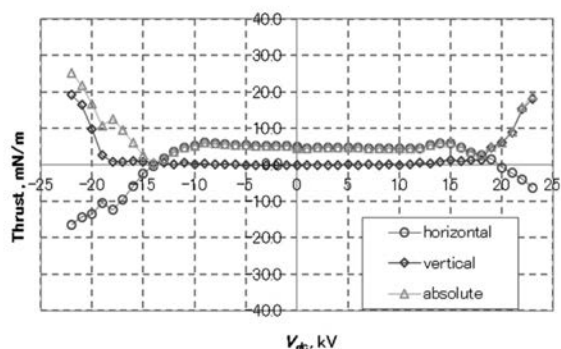
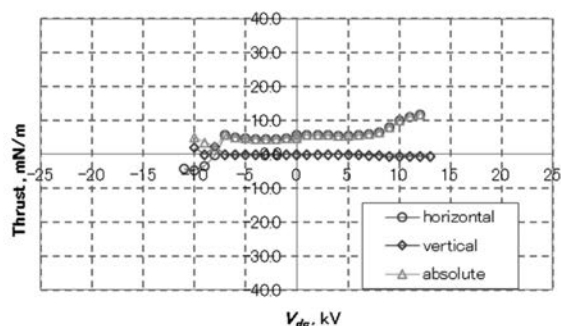
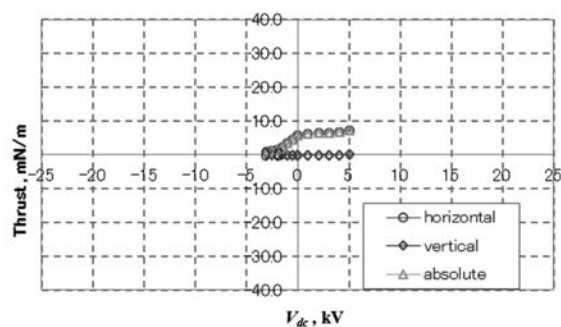
本節では、TEDプラズマアクチュエータの露出電極

間距離を変更した際の、推力と印加直流電圧の関係性を調査した結果について示す。図7は横軸が印加直流電圧、縦軸がプラズマアクチュエータの誘電体素子に対して水平方向・垂直方向の推力の二分量と、その二分量から求められる推力の絶対値を示している。直流電圧は露出電極間に異常放電が生じる寸前の電圧まで印加した。 $V_{dc} = 0$ kVでは、供試素子はSDBDプラズマアクチュエータと同一構成となるため、 $V_{dc} = 0$ kVでの推力をSDBDプラズマアクチュエータの推力として、比較を行った。露出電極間距離 d は(a) $d=40$ mm, (b)20mmおよび(c)10mmである。

まず、図7(a)の電極間距離 $d=40$ mmにおける推力の V_{dc} 依存性について述べる。 V_{dc} が正の場合、 V_{dc} が小さい場合はSDBDプラズマアクチュエータとほぼ変わらない推力を生成するが、 $V_{dc}=+10 \sim 15$ kVで水平方向推力が増加する。そして $V_{dc}=+15 \sim 23$ kVではこれが減少する一方で、垂直方向（上向き）の推力成分が急増した。最大電圧印加時（ $V_{dc}=23.0$ kV）には推力は19.0mN/mとなり、SDBDプラズマアクチュエータの推力（5.0mN/m）の4倍近くとなった。特に、垂直方向推力は、SDBDプラズマアクチュエータがほぼ0 mN/mであるのに対し、本条件では最大18.0mN/mとなり、上方へ強い噴流が形成されていることが分かる。これはAC電極・DC電極双方からの対向噴流が衝突し、上方へ偏向するためであると考えられている。

印加直流電圧が負の場合にも類似の推力特性を示すが、垂直上向きの推力は正の場合に比べ大きくなるのに加え、負の水平方向推力が観察されており、噴流はSDBDプラズマアクチュエータとは逆に、図1(a)におけるx軸負方向（DC電極からAC電極方向）上方に偏向していることがわかる。

次に、図7(b)および(c)に示される露出電極間距離がより短い素子の推力特性について述べる。露出電極間距離が短い場合には、電極間のアーク放電発生電圧が上記の条件と比較して低くなるので、他の寸法および条件が全く同一の場合、印加可能な最大直流電圧は小さくなる。 V_{dc} が正の場合には、 V_{dc} の増加に伴い水平方向の推力成分が微増するが、本条件では電極間距離が10mm, 20mmいずれの場合にも垂直方向の推力増加は生じなかった。 V_{dc} が負の場合に関しては、電極間距離が短い場合にも V_{dc} の増加に伴い水平方向の推力が急減する現象は生じた。図7(b)に示される電極間距離が20mmの場合には、40mmの場合と同様に、噴流のx軸負方向への偏向と垂直方向成分の生成が確認されるが、図7(c)の露出電極間距離が10mmの場合には推力減少は生じるが、印加直流電圧の上限に達するため推力の偏向・増加は確認できなかった。以上の結果より、露出電極距離が40mmの場合と比較すると、20mmおよび10mmの場合には、本条件では推力発生方向の偏向と大幅な増加を確認することはできなかった。また、推力増加のためには印加可能な最

(a) $d = 40$ mm(b) $d = 20$ mm(c) $d = 10$ mmFig. 7 Thrust of the trielectrode plasma actuator as a function of input DC voltage, at $V_{ac} = 15.6$ kV_{pp}

大 V_{dc} を上げることが有効と分かった。

この特性はプラズマアクチュエータの諸元や駆動条件に大きく依存するため、電極間距離が小さい素子でも大きな推力増加を得ることは可能である。印加可能な最大 V_{dc} を上げるためには印加交流電圧 V_{ac} を下げればよい。しかし、同一の素子構成では、一般に V_{ac} を下げると推力は低下する。これを防ぐためには、誘電体厚さ t_d を薄くする必要がある。

以上をまとめると、(1)印加交流電圧 V_{ac} の低減(2)誘電体厚さ t_d の低減の二つの条件・構成の変更によって、直流電圧印加による大きな推力増加と噴流の偏向を得ることができると予想される。

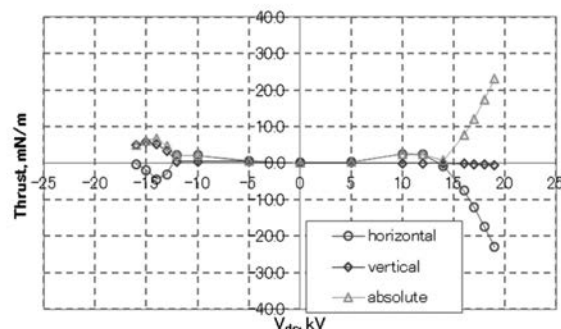
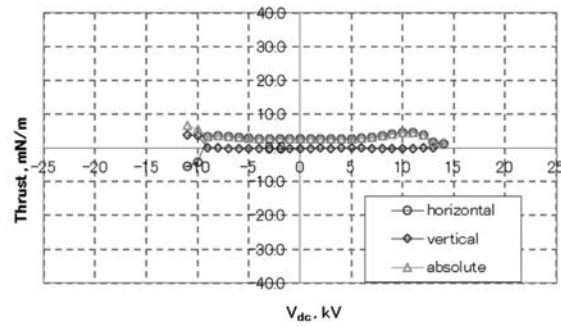
3.1.2 印加交流電圧の発生推力への影響

上記の知見に基づき、翼弦長30mmスケールの小型翼に搭載可能で、なおかつ高い推力生成が可能なTEDプ

ラズマアクチュエータの構成を決定するため、電極間距離は $d=20$ mmに固定し、誘電体厚さを $t_d=0.54 \sim 2.0$ mmの間で種々変更し推力試験を実施した結果、 $t_d=0.54$ mmの場合に、高い推力性能を得られることが分かった。以下にその特性を示す。

図8に示すのは印加交流電圧がSDBDプラズマアクチュエータに対する発生推力の比が最も大きい条件である $V_{ac}=6$ kV_{pp}の場合、および、比較対象である11kV_{pp}の場合それぞれの推力特性である。図8(a)より、印加交流電圧が6 kV_{pp}の場合には $V_{dc}=0$ ではほとんど推力は生成されていないが、 $V_{dc}=15$ kVまたは -12 kVを越えると大幅に推力が増加している。このとき、図7(a)に示した電極間距離40mmの素子を越える推力が生成されている。一方で、図8(b)の $V_{ac}=11$ kV_{pp}の条件では、推力の変化は生じているが、 $V_{dc}=14$ kVまたは -12 kVを越えると電極間で異常放電が生じてしまうため、 V_{dc} を上げることが出来ず、結果として高い推力を得ることができない。

本試験の結果によって、設置位置の制約からTEDプラズマアクチュエータの電極間隔を小さくしなければならない場合であっても、偏向噴流が発生可能な駆動条件および構成を探索することができれば、TEDプラズマアクチュエータは大幅な推力増加が期待できることがわかった。

(a) $V_{ac} = 6.0$ kV_{pp}(b) $V_{ac} = 11.0$ kV_{pp}Fig. 8 Thrust characteristics of the small-scale trielectrode plasma actuator for separation control ($t_d = 0.54$ mm, $d = 20$ mm)

3.2 剥離制御性能調査

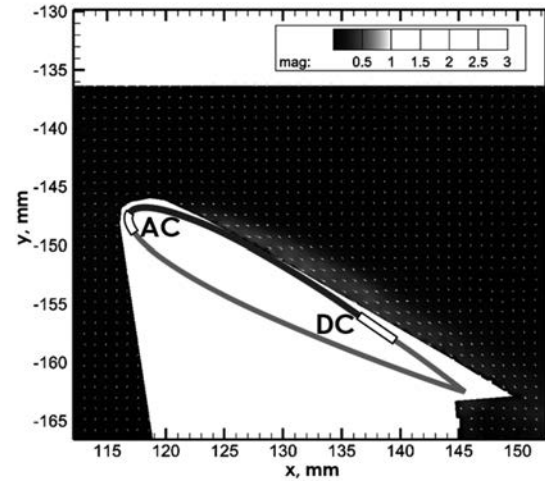
次に、前節の推力測定試験により構成および駆動条件が決定されたTEDプラズマアクチュエータを小型の二次元翼模型に設置し、剥離制御試験を行った結果について示す。

3.2.1 TEDプラズマアクチュエータの噴流

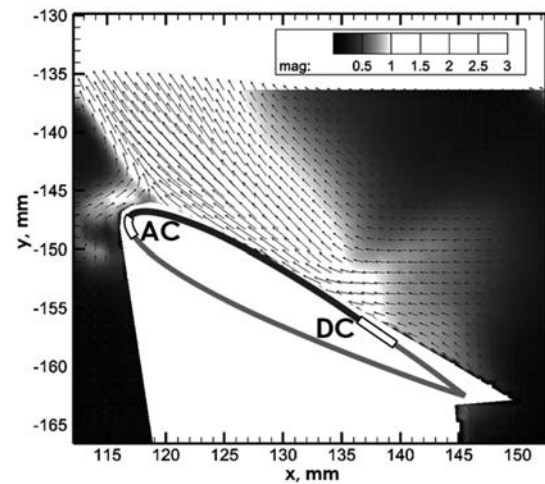
まず、翼面上に設置されたTEDプラズマアクチュエータの誘起噴流を静止流中においてPIV計測し、誘起噴流の速度場を得た結果について述べる。図9(a)~(c)に示すのは、SDBDおよびTEDプラズマアクチュエータを設置した二次元翼中央断面における、誘起噴流速度分布の時間平均等値面である。TEDプラズマアクチュエータに関しては、 $V_{dc}=18\text{kV}$ および -14kV の結果を示している。なお、翼模型下面側はレーザ照射の影となっているため値が欠損しているが、これは本試験の目的とする解析を妨げない。図9(a)に示されるとおり、SDBDプラズマアクチュエータは翼の前縁から後縁方向に壁面に沿う流れを生成している。これに対し、 V_{dc} を 18kV 印加した条件（図9(b)）では、前縁と後縁の中間付近から、SDBDプラズマアクチュエータと逆方向の噴流が上方に向けて生成されていることがわかる。このときの噴流速度はSDBDプラズマアクチュエータに比べ大幅に増加した。また、 $V_{dc}=-14\text{kV}$ を印加した条件（図9(c)）では、誘起噴流は翼前縁より翼面に対して垂直上向きに噴流が生成された。また $V_{dc}=18\text{kV}$ の場合ほどではないが、このときも噴流速度の向上が確認された。双方とも、図8(a)に示された同構成のプラズマアクチュエータの推力特性と対応して妥当な結果であり、TEDプラズマアクチュエータにより、噴流の偏向と推力・速度の増加が達成できていることが確認された。

3.2.2 剥離抑制効果

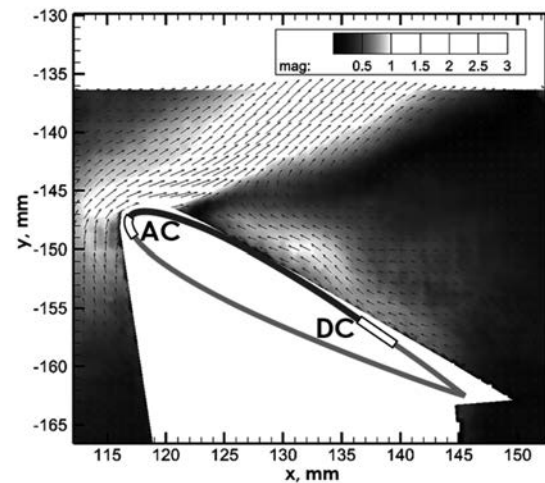
次に、TEDプラズマアクチュエータを用いた小スケールの二次元翼剥離抑制試験の結果について述べる。図10に示すのは、迎角 14° および 16° におけるTEDプラズマアクチュエータ非駆動時および駆動時の平均速度場である。等値面は平均の速度絶対値を示しており、翼背面の速度の小さい領域は剥離による逆流領域を示している。図より、プラズマアクチュエータ駆動により翼前縁からの剥離流れは完全に翼に付着させることが出来ること、壁面に垂直方向の噴流によっても剥離抑制が可能であることが分かる。図10(b)の迎角 16° の場合から分かるように、このとき剥離位置の後縁側への移動といった連続的な流れ場の変化はほとんど観察されず、剥離・付着は迎角に関して不連続に生じる前縁失速型の特性を示しており、これはプラズマアクチュエータ駆動時にも変わらなかった。なお、本試験の流れのレイノルズ数は 6.0×10^4 であり、類似条件下でのプラズマアクチュエータによる剥離制御研究は過去に多くの報告がある^{(17),(96)}。浅田らによるNACA0015翼を用いた実験⁽³⁷⁾においても、剥離迎角を挟んで不連続な剥離・付着が観察されており、本研究



(a) SDBD plasma actuator, $V_{dc} = 0$



(b) TED plasma actuator, $V_{dc} = 18\text{kV}$



(c) TED plasma actuator, $V_{dc} = -14\text{kV}$

Fig. 9 Time-averaged velocity field of the induced jet in quiescent air

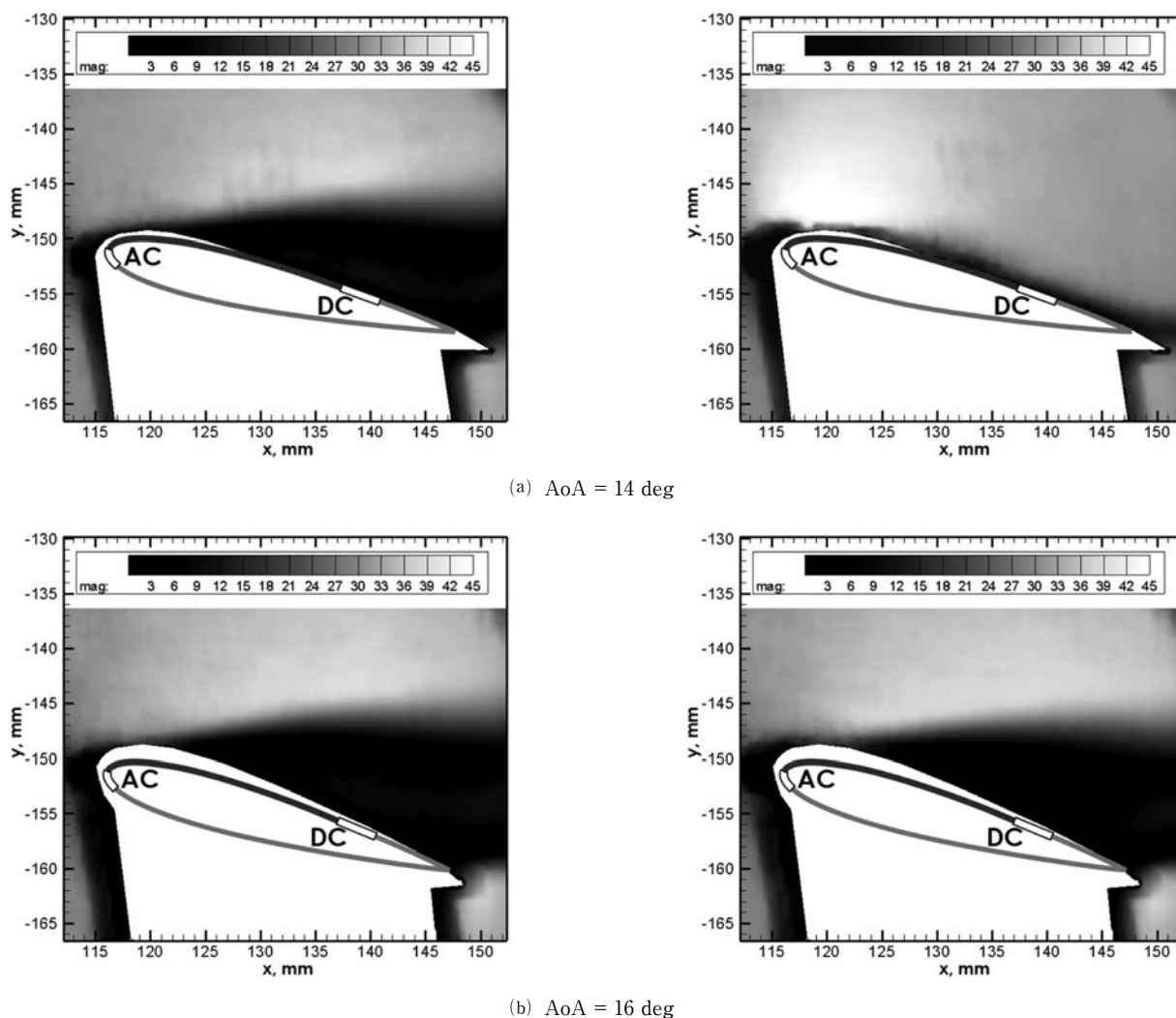


Fig. 10 Time-averaged flow field around the wing model;
(left) without plasma actuator (right) with the TED plasma actuator at $V_{dc} = -14$ kV

の結果はこれと一致する。ただし、本研究では一様流速が相対的に高く、模型スケールが小さい点がこれらの研究とは異なっており、プラズマアクチュエータが生成する噴流は物理的寸法に依存するため、その影響はこれらの先行研究とは異なると考えられる。

図11に示すのは、図10と同条件における $x/c=0.5$ 位置での翼面垂直方向の速度分布である。図11(a)の迎角14度の条件では、非駆動時に流れは大規模に剥離しており、翼面近傍では10m/s程度の強い逆流が生じている。このとき、文献(7)に示されるように翼前縁近傍から層流剥離が生じており、剥離剪断層は層流から乱流へ遷移することが知られている。プラズマアクチュエータ駆動時には、剥離が抑制され境界層が生成されるが、生成された境界層は同条件における層流境界層速度分布（点線）と類似しており、本条件では $x/c=0.5$ 位置で層流であることを示している。このことは、プラズマアクチュエータ駆動により流れに与えられる体積力が、擾乱の生成ではなく境界層の逆圧力勾配の直接的な緩和に寄与していることを示唆している。また迎角16度においては、プラズマ

クチュエータ駆動による剥離抑制は生じていないが、速度分布をみると、非駆動時に比べ剥離剪断層は翼面に近づき、逆流領域の速度は減少している。非定常な流れの剥離・付着が生じているため、時間平均値に変化が生じたものと考えられる。なお、プラズマアクチュエータを駆動している状態においては、迎角の増減による剥離角のヒステリシスは観察されなかった。

図12に、迎角を種々変更した場合のプラズマアクチュエータ非駆動時・駆動時それぞれの平均速度場をマトリクスとして示す。枠が太線となっている要素が流れの剥離が抑制されている条件を示している。図13には、図12から得られた剥離迎角を駆動時・非駆動時それぞれについてまとめて示した。これらの結果より、プラズマアクチュエータ非駆動時に対し、SDBDおよびTEDプラズマアクチュエータどちらも駆動によって高い迎角まで剥離が抑制可能であることを確認できた。剥離抑制効果はTEDプラズマアクチュエータを V_{dc} が負の条件で駆動した場合が最大となっている。また、本試験においてはSDBDプラズマアクチュエータでは、迎角13度まで剥離

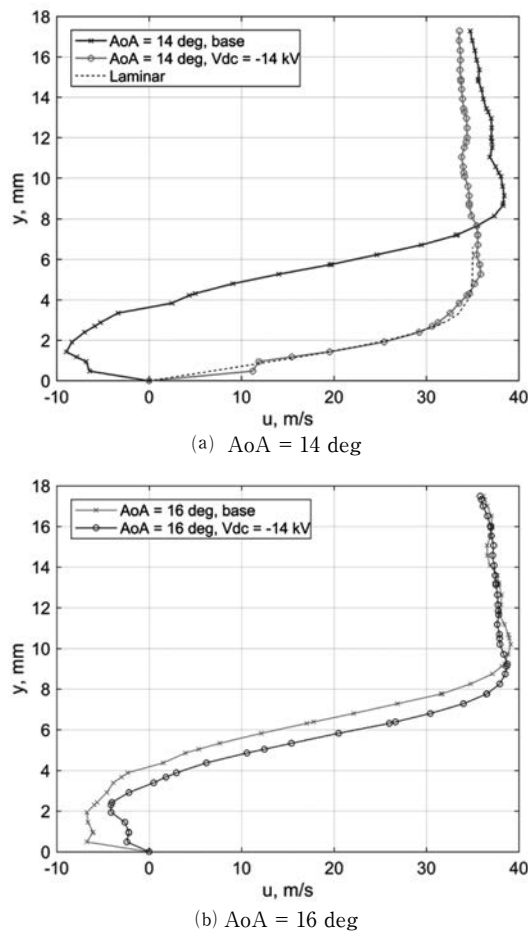


Fig. 11 Time-averaged streamwise velocity profiles at $x/c = 0.5$ on the wing model

抑制可能であるのに対し、TEDプラズマアクチュエータ駆動時は V_{dc} が負の条件では迎角15度まで剥離を抑制した。なお、この条件は時間平均速度場からは剥離・付着の判別が難しいが、時系列データを見ると、プラズマアクチュエータ駆動により流れが付着している状態が計測時間中大半を占めており、剥離抑制可能と判断できる。

噴流推力で比較すると、TEDプラズマアクチュエータの誘起噴流は V_{dc} が正の場合が最も強いが、剥離制御可能な迎角は V_{dc} が負の場合が最も高く、不一致が生じている。この理由は誘起噴流の発生位置の違いにあると考えられる。噴流の発生位置は翼型まわり流れの制御に大きな影響を与えることはよく知られており、一般には前縁付近の剥離点近傍において、一様流方向または上方へ噴流を形成することが剥離抑制に効果的であると知られている。一方で、 V_{dc} が正の場合には噴流は翼中央付近より上方に誘起されている（図9(b)参照）。これは、上述したとおり、本条件ではAC電極・DC電極双方からの対向噴流が衝突し、上方へ偏向するためである。このため、翼前縁近傍の流れへの効果的な干渉が行われず、剥離制御効果が低下したものと思われる。一方で V_{dc} が負の場合には強い誘起噴流が前縁近傍から生じており、これが高い剥離抑制性能を得られた理由と考えられる。

これらの結果はより大型の翼を用いた先行研究によっても確認されている³³⁾。

これらの結果から、小型翼の剥離制御にプラズマアクチュエータを適用する際には、誘起噴流の生成推力の最大化だけではなく、その形成位置を最適とするような駆動条件および構成が必要であることが分かった。

なお、前述の通り、プラズマアクチュエータの駆動・非駆動を周期的に切り替えるバースト駆動によって擾乱を与えた場合には、本稿で対象としている連続的な駆動と比較して、より高迎角まで剥離抑制効果が現れる。低レイノルズ数条件では、高い周波数でバースト駆動を行うことにより、境界層の遷移が促進され、高い剥離制御効果が得られる¹⁷⁾。この効果はTEDプラズマアクチュエータをバースト駆動する場合にも期待され、実際の流体問題へ適用する際には、バースト駆動により、更に高迎角でも剥離抑制効果が得られることが期待できる。また、バースト駆動時には放電を行わない時間があるため、時間当たりの消費電力はそのデューティ比に比例して低減する。TEDプラズマアクチュエータはSDBDプラズマアクチュエータと比較して高い推力・消費電力比を持つが、放電が生じていない瞬間の電力消費はSDBDタイプと同様にきわめて小さいため、バースト駆動により更に高い流体制御効率を持つことが期待できる。

しかし、バースト駆動を適用したとしても、ガスタービン内部の高速流を制御する際には、より高い流体制御力が必要となる。先行研究および数値解析の知見からは100mN/m～1N/m程度の推力が必要と考えられている。現在のところ、3.1.2節で示したように本素子の生成可能な推力は30mN/mに達していないが、誘電体の絶縁耐力の高いTEDプラズマアクチュエータでは100mN/mの推力生成を達成しており、高い推力を生成することは可能であると考えている。

さらに、ガスタービン内部流では、高速流・空間的制約が大という条件に加えて、適用対象によっては高温・高圧の環境下での駆動が求められる。これまでに、プラズマアクチュエータ推力の環境依存性についても研究が行われており、温度については比較的広い温度範囲で、温度に対して推力が線形に増加することが示されている⁸⁾。圧力については、雰囲気圧力が2～4気圧となる条件では性能が低下するが、それより高い圧力では大気圧条件と同オーダーの推力が得られることが報告されている。加えて高圧環境下では高い電圧印加が可能となるため、SDBDプラズマアクチュエータでは、得られる噴流は大気圧下に比べ強くなる³³⁾。一方で、TEDプラズマアクチュエータについての調査は行われておらず、今後の調査が必要である。

4. まとめ

三電極 (TED) プラズマアクチュエータを用い、翼列まわり流れの剥離を制御することを念頭に置き、小型二

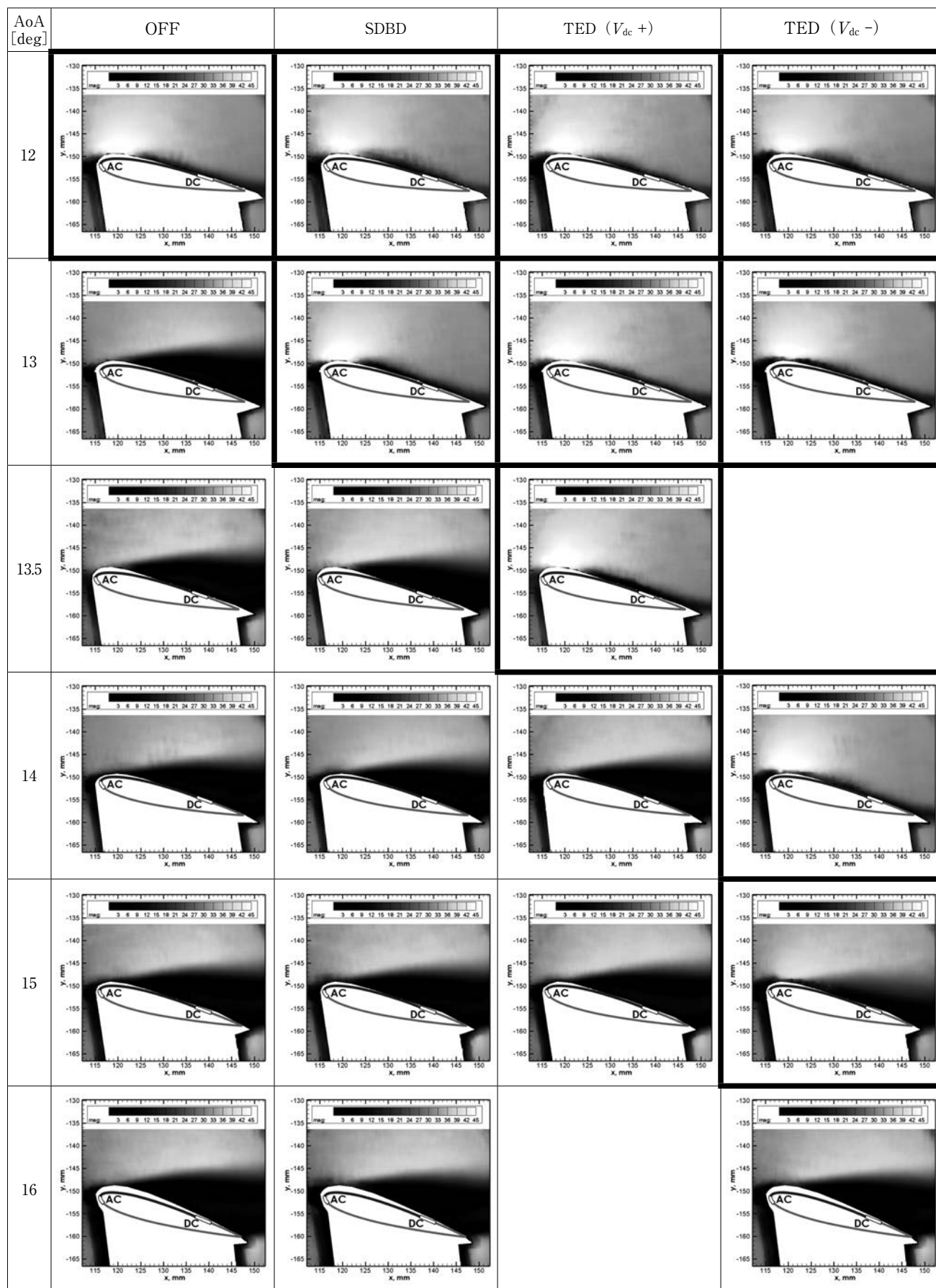


Fig. 12 Comparison of time-averaged flow field with and without plasma actuators for various angles of attack

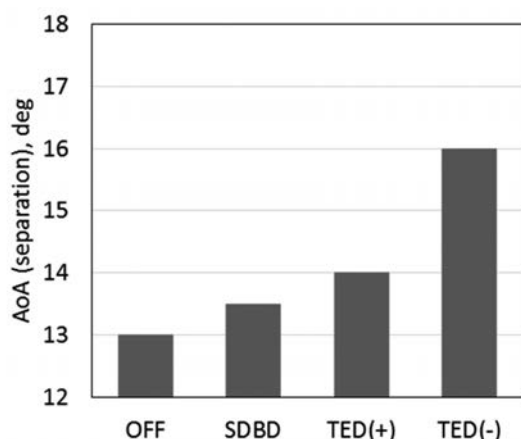


Fig. 13 Comparison of the separation angle of attack for SDBD/TED plasma actuator

次元翼模型にTEDプラズマアクチュエータを適用した際の剥離制御性能を実験により調査した。その結果、以下の知見を得た。

1. TEDプラズマアクチュエータの電極間隔を近づけると印加可能な直流電圧が低下するため、SDBD方式に対する推力向上効果が低下するが、小さい電極間隔の素子においても、誘電体厚さと印加交流電圧を適切に調整することによって、印加可能な直流電圧の最大値を高く保つことができる。これによって、小型素子においてもTED方式による大幅な推力向上を達成することができる。
2. 小型の二次元翼模型においてもTEDプラズマアクチュエータはSDBD方式に比べて高い剥離の抑制効果を発揮できる。一方で、小型翼の剥離制御にプラズマアクチュエータを適用する際には、誘起噴流の生成推力の最大化だけでなく、その形成位置を最適とするような駆動条件および構成が必要である。

参考文献

- (1) Corke, T. C., Post, M. L. and Orlov, D. M., SDBD Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization and Applications, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, No. 7-8 (2007), pp. 193-217.
- (2) 松野隆, プラズマアクチュエータを用いた剥離制御, *日本機械学会誌*, Vol. 115, No. 1127 (2012), pp. 692-696.
- (3) Wang, J.-J., Choi, K.-S., Feng, L.-H., Jukes, T. N. and Whalley, R. D., Recent Developments in DBD Plasma Flow Control, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 62 (2013), pp. 52-78.
- (4) Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., Corke, T. C., Post, M. L. and Haddad, O., Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 3 (2004), pp. 595-604.
- (5) Font, G. I., Boundary Layer Control with Atmospheric Plasma Discharges, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 7 (2006), pp. 1572-1578.
- (6) Nishida, H. and Abe, T., Numerical Analysis of Plasma Evolution on Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator, *Journal of Applied Physics*, Vol. 110, No. 1 (2011), pp. 13302-1-13302-9.
- (7) Corke, T. C., Enloe, C. L. and Wilkinson, S. P., Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 42, No. 1 (2010), pp. 505-529.
- (8) Versailles, P., Gingras-Gosselin, V. and Vo, H. D., Impact of Pressure and Temperature on the Performance of Plasma Actuators, *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 4 (2010), pp. 859-863.
- (9) Gregory, J. W., Enloe, C. L., Font, G. I. and McLaughlin, T. E., Force Production Mechanism of a Dielectric-Barrier Discharge Plasma Actuator, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-185 (2007), pp. 1-13.
- (10) Patel, M. P., Ng, T. T., Vasudevan, S., Corke, T. C., Post, M. L., McLaughlin, T. E. and Suchomel, C. F., Scaling Effects of an Aerodynamic Plasma Actuator, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 1 (2008), pp. 223-236.
- (11) Post, M. L. and Corke, T. C., Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 12 (2006), pp. 3125-3135.
- (12) Matsuno, T., Kawazoe, H. and Nelson, R. C., Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Pulsed Plasma Actuators, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009-0697 (2009), pp. 1-11.
- (13) 山田俊介, 石川仁, 瀬川武彦, プラズマアクチュエータによる円柱流れの制御に関する研究 (第2報, 後流構造の流れの可視化), *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 78, No. 788 (2012), pp. 734-744.
- (14) Jukes, T. N., Segawa, T. and Furutani, H., Flow Control on a NACA 4418 Using Dielectric-Barrier-Discharge Vortex Generators, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2 (2013), pp. 452-464.
- (15) Sato, M., Aono, H., Yakeno, A., Nonomura, T., Fujii, K., Okada, K. and Asada, K., Multifactorial Effects of Operating Conditions of Dielectric-Barrier-Discharge Plasma Actuator on Laminar-Separated-Flow Control, *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 9 (2015), pp. 2544-2559.
- (16) Sidorenko, A., Zanin, B., Postnikov, B., Budovsky, A., Starikovskii, A., Roupasov, D., Zavalov, I., Malmuth, N., Smereczniak, P. and Silkey, J., Pulsed Discharge Actuators for Rectangular Wing Separation Control, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-941 (2007), pp. 1-11.
- (17) Sekimoto, S., Nonomura, T. and Fujii, K., Burst-Mode Frequency Effects of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator for Separation Control, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 4 (2017), pp. 1385-1392.

- (18) Grundmann, S. and Tropea, C., Active Cancellation of Artificially Introduced Tollmien-Schlichting Waves Using Plasma Actuators, *Experiments in Fluids*, Vol. 44, No. 5 (2008), pp. 795-806.
- (19) 楠本誠, 横山博史, Angland, D., 飯田明由, プラズマアクチュエータによる平板列から発生する空力騒音の制御, *日本機械学会論文集*, Vol. 83, No. 847 (2017), pp. 1-16.
- (20) Bloxham, M., Reimann, D., Crapo, K., Pluim, J. and Bons, J. P., Synchronizing Separation Flow Control With Unsteady Wakes in a Low-Pressure Turbine Cascade, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 131, No. 2 (2009), pp. 21019-1-21019-9.
- (21) Stephens, J. E., Corke, T. and Morris, S., Blade-Mounted Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators in Turbine Cascade, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3 (2011), pp. 692-699.
- (22) Saddoughi, G., Bennett, S., Boespflug, M., Puterbaugh, S. L. and Wadia, A. R., Experimental Investigation of Tip Clearance Flow in a Transonic Compressor with and without Plasma Actuators, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, GT2014-25294 (2014), pp. 1-14.
- (23) 松沼孝幸, 瀬川武彦, リング型プラズマアクチュエータを用いた環状タービン翼列チップクリアランス流れの能動制御, *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 44, No. 3 (2016), pp. 108-115.
- (24) Nishida, H., Nonomura, T. and Abe, T., Characterization of Electrohydrodynamic Force on Dielectric-Barrier-Discharge Plasma Actuator Using Fluid Simulation, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, Vol. 6, No. 11 (2012), pp. 321-325.
- (25) Petrishchev, V., Leonov, S. B., Lempert, W. R. and Adamovich, I. V., Studies of Nanosecond Pulse Surface Ionization Wave Discharges over Solid and Liquid Dielectric Surfaces, *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014-0667 (2014), pp. 1-22.
- (26) Sekimoto, S., Sulaiman, T., Anyoji, M., Nonomura, T. and Fujii, K., Experimental Study of Nano-Second Pulse Plasma Actuator for Low Reynolds Number Flow Control, *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014-0767 (2014), pp. 1-22.
- (27) Sosa, R., Arnaud, E., Memin, E. and Artana, G., Study of the Flow Induced by a Sliding Discharge, *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, Vol. 16, No. 2 (2009), pp. 305-311.
- (28) Sosa, R., Artana, G., Moreau, E. and Touchard, G., Stall Control at High Angle of Attack with Plasma Sheet Actuators, *Experiments in Fluids*, Vol. 42, No. 1 (2007), pp. 143-167.
- (29) Lago, V., Grondona, D., Kelly, H., Sosa, R., Marquez, A. and Artana, G., Sliding Discharge Optical Emission Characteristics, *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, Vol. 16, No. 2 (2009), pp. 292-298.
- (30) Matsuno, T., Kawaguchi, M., Yamada, G. and Kawazoe, H., Development of Trielectrode Plasma Actuator and Its Application to Delta Wing Vortex Control, *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2011-3514 (2011), pp. 1-14.
- (31) Matsuno, T., Kawaguchi, M., Fujita, N., Yamada, G. and Kawazoe, H., Jet Vectoring and Enhancement of Flow Control Performance of Trielectrode Plasma Actuator, *6th AIAA Flow Control Conference*, AIAA 2012-3238 (2012), pp. 1-11.
- (32) Matsuno, T., Sugahara, M., Koyama, J., Fujita, N., Yamada, G. and Kawazoe, H., Vectored Jet Control for Trielectrode Plasma Actuator with Serrated Electrode, *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, *Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. ists30 (2016), pp. Pe_55-Pe_61.
- (33) Matsuno, T., Fujita, N., Yamada, G., Kawazoe, H., Matsuno, S., Asaumi, N. and Kouwa, J., Vectored Jet Control by Trielectrode Plasma Actuator for Turbomachinery, *Proceedings of the Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, AJCPP2014-155 (2014), pp. 1-5.
- (34) Nishida, H., Nakai, K. and Matsuno, T., Physical Mechanism of Tri-Electrode Plasma Actuator with Direct-Current High Voltage, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 6 (2017), pp. 1852-1861.
- (35) Asaumi, N., Matsuno, S., Matsuno, T., Sugahara, M. and Kawazoe, H., Multi-Electrode Plasma Actuator to Improve Performance of Flow Separation Control, *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems*, Vol. 9, No. 1 (2017), pp. 1-8.
- (36) 築瀬祐太, 木田大穂, 大竹智久, 村松旦典, 本橋龍郎, DBD プラズマアクチュエータを用いた低レイノルズ数領域におけるNACA0012翼の空力特性の改善, *第42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2010論文集* (2010), pp. 267-270.
- (37) Asada, K., Ninomiya, Y., Oyama, A. and Fujii, K., Airfoil Flow Experiment on the Duty Cycle of DBD Plasma Actuator, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2009-0531 (2009), pp. 1-14.
- (38) Valerioti, J. A. and Corke, T. C., Pressure Dependence of Dielectric Barrier Discharge Plasma Flow Actuators, *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 7 (2012), pp. 1490-1502.