

博士論文

ターボ機械応用に向けた多電極構成プラズマアクチュエータに関する研究

2018年1月

浅海 典男

目次

第 1 章 序論	1
1.1 背景	1
1.1.1 ターボ機械の性能特性.....	1
1.1.2 ターボ機械 (ガスタービン) の内部流体の特徴	4
1.1.3 流体制御技術デバイスの遷移	8
1.1.4 プラズマアクチュエータに関する過去の研究.....	11
1.1.5 三電極 (TED) プラズマアクチュエータ	25
1.2 研究目的	28
1.3 研究概要	29
第 2 章 プラズマアクチュエータに要求される推力の推定方法	30
2.1 はじめに	30
2.2 実験装置	30
2.2.1 風洞	30
2.2.2 実験装置と電源装置	32
2.2.3 計測装置	33
2.3 結果	33
2.3.1 失速迎角の調査	33
2.3.2 剥離抑制に最適な駆動条件 (無次元周波数条件) の調査	38
2.3.3 印加電圧の調査	41
2.4 本章のまとめ	47
第 3 章 Al_2O_3 誘電体の三電極プラズマアクチュエータの推力特性	48
3.1 はじめに	48
3.2 実験装置	48
3.2.1 プラズマアクチュエータの駆動装置	48
3.2.2 推力計測装置	49
3.2.3 可視化装置.....	53
3.3 実験条件	54
3.3.1 電子的耐久性評価および熱的耐久性評価	54

3.3.2	三電極プラズマアクチュエータの推力計測	56
3.4	結果と考察	56
3.4.1	耐久性評価	56
3.4.2	推力特性	60
3.4.3	三電極プラズマアクチュエータの推力発生効率	61
3.5	本章のまとめ	66
第4章	三電極プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れ制御	67
4.1	はじめに	67
4.2	実験装置	67
4.2.1	プラズマアクチュエータ駆動装置および推力計測装置	67
4.2.2	実験風洞.....	67
4.2.3	翼模型.....	68
4.2.4	PIV 計測.....	73
4.3	結果	75
4.3.1	三電極プラズマアクチュエータの基本性能.....	75
4.3.2	NACA0012 翼の剥離迎角の調査	79
4.3.3	プラズマアクチュエータ設置翼模型周りの誘起流特性	82
4.3.4	プラズマアクチュエータによる剥離抑制	88
4.4	本章のまとめ	96
第5章	三電極プラズマアクチュエータの小型化について	97
5.1	はじめに	97
5.2	実験方法および実験条件	99
5.2.1	プラズマアクチュエータ素子	99
5.2.2	プラズマアクチュエータ素子の推力測定実験	100
5.3	実験結果および考察	103
5.3.1	露出電極間距離変更による推力特性への影響	103
5.3.2	印加交流電圧の発生推力への影響	106
5.4	本章のまとめ	107
第6章	結論	108
	参考文献.....	112

謝辭.....118

研究業績.....119

第1章

序論

1.1 背景

1.1.1 ターボ機械の性能特性

流体と機械との間でエネルギーを変換する機械要素を流体機械 (fluid machinery) と呼ぶ。流体機械は作動原理によりターボ形 (turbo-type) と容積形 (positive displacement-type) に大別されるが、現在ターボ形が圧倒的に広い分野で使用されており、流体機械の中心的な存在であるため、このような機械を指してターボ機械 (turbomachine) と呼ぶことが多い^[1,2]。ターボ機械は回転する羽根車 (翼) を介して連続的にエネルギーを変換する流体機械である。ターボ機械の代表的な例として、航空用ジェットエンジン、産業用ガスタービン、ターボコンプレッサー (圧縮機)、車両用過給機、ターボポンプがある。これらの機械は内部に小型の翼 (翼列) を多数持ち、流体との間でエネルギーの変換を行う。ターボ機械はエネルギーの伝達方向により原動機と被動機に分類される。原動機は様々な機械を駆動する動力源として使われ、流体の持つエネルギーを利用して翼を回転させて動力を取り出す機械である。作動流体の種類により、水車 (水)、風車 (空気)、蒸気タービン (蒸気)、ガスタービン (燃焼ガス) などがある。これに対し、被動機としてのターボ機械は、電動機やタービンなどによって駆動され、翼の回転を通して流体にエネルギーを与える。作動流体の種類により、ポンプ (液体)、送風機・圧縮機 (気体)、真空ポンプ (気体) などがある。

ここで、ターボ機械の作動特性と性能の評価方法の基礎について述べる。ターボ機械 (ターボ形流体機械) は、翼の回転と流体の旋回流の変化、正確には絶対速度の回転方向成分の変化を使用して、翼と流体との間でエネルギーの交換を行う。例えばポンプの場合、動力 P (W) を得て回転速度 n (min^{-1}) で駆動される羽根車内を体積流量 Q (m^3/s) の流体が通過し、機械の入口から出口までの間に圧力変化 $p = \rho gH$ [Pa] (ρ [kg/m^3]: 流体の密度, g [m/s^2]: 重力の加速度, H [m]: 全揚程) をもたらす。機械運転時の能力である、

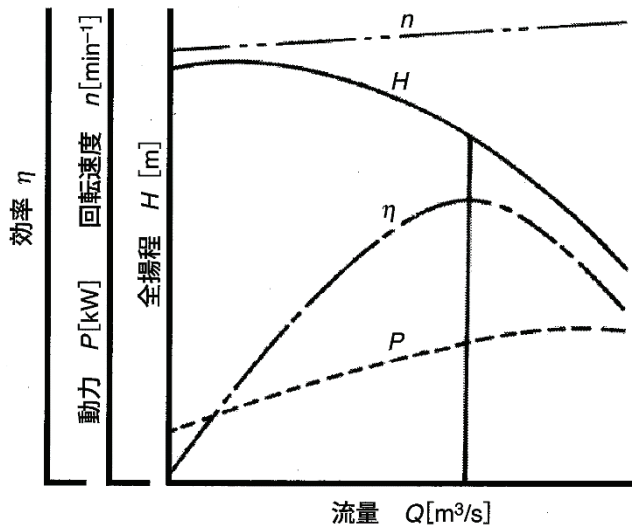
回転速度，動力，流量，全揚程，さらに効率 $\eta = \rho QH/P$ などの量的関係を性能 (performance) または特性 (characteristics) という．ここで，図1.1 (a) にターボ形ポンプの特性曲線の一例を示す．一般に，性能の表示は，ターボ機械の種類によって利便性を考慮し異なるものの，本質的な部分ではどのターボ機械においても同じである．例えば，ターボ形ポンプでは全揚程と吐出し量を用い，送風機では全圧比と体積流量を用いるなど，それぞれに応じた表示が行われている．また，圧縮機では，圧縮性流体における仕事率を算出する必要から，縦軸に全圧比 (吸込全圧に対する吐出全圧の比) を，横軸に修正質量流量を用い，修正回転数をパラメータとして，効率も等効率線として同時に示す方法が取られることが多い^[1]．図1.1 (b) にこのようにして得られた特性曲線の例を示す．なお，図中でのサージ線は運転可能な最小流量を示している．修正回転数 (n_0) と修正質量流量 (m_0) は以下の式で定義される．

$$n_0 = n/\sqrt{T} \quad (1.1)$$

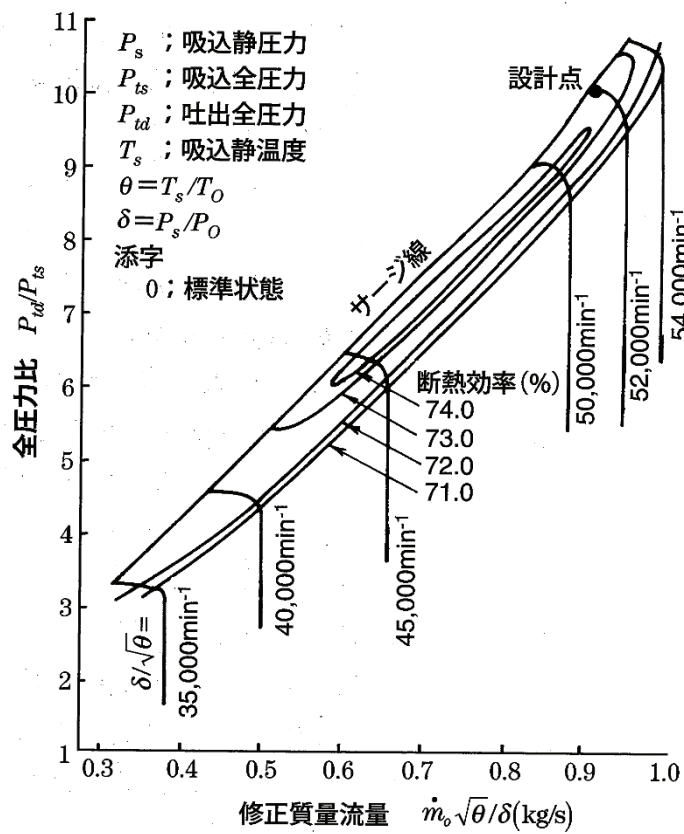
$$m_0 = m\sqrt{T}/p \quad (1.2)$$

ここで， T (K) および p (Pa) はそれぞれ温度および静圧である．圧縮機では通常，標準状態 (103.2 kPa, 293.2 K) での回転数および質量流量を基準とする．

ターボ機械の性能は，設計点での効率あるいは最高効率を向上させると同時に，広い流量範囲で良い性能を維持し，非設計点での性能低下を可能な限り低減することが要求されている．このような要求を満たす点において，ターボ機械は流体制御技術と親和性が高く，種々の流体制御を用いた性能向上が実験段階・実用段階問わず数多く実施されてきている^[3-5]。



(a) ターボ形ポンプ



(b) 遠心圧縮機

図 1.2 ターボ機械の特性曲線^[1]

1.1.2 ターボ機械 (ガスタービン) の内部流体の特徴

プラズマアクチュエータは空気の流れを制御する技術であるため、作動流体が空気であるターボ機械を対象とする。また、プラズマアクチュエータ (1.1.3 節に詳細な説明を示す) は航空用エンジンを含む航空関係で多くの研究開発が行われているため、ガスタービン (航空用エンジン) をアプリケーションと想定する研究事例も多い。そこで、ガスタービンについて内部の流体の特徴を見ていく。

ガスタービンエンジンの基本サイクルである、ブレイトンサイクルについて説明する^[6-10]。ここでは作動流体を完全ガスとして扱い、状態変化を断熱等エントロピー変化と仮定する。完全ガスとは、状態方程式 $p = \rho RT$ を満たし、定圧比熱 C_p および定容比熱 C_v が一定のガスである。ここで、 p は流体の圧力、 ρ は密度、 R はガス定数、 T は温度である。より現実性のあるサイクル解析には半完全ガスの仮定を用いる。これは状態方程式は $p = \rho RT$ であるが、比熱は一定とせず、温度の関数 $C_p = C_p(T)$ 、 $C_v = C_v(T)$ として定義するガスである。半完全ガスの仮定は、ガスタービンの流体を半完全ガスとする実際の結果と少し異なる結果であるが、ガスタービンの性能を簡単に概観できるメリットがある^[6]。基本形のガスタービンで、各要素のすべてに内部損失、圧力損失のない理想的なガスタービンのサイクルをブレイトンサイクル (Brayton cycle) という。図 1.2 の左下側はエンタルピー-エントロピー線図 (i - s 線図) である。この図がサイクル解析に用いられ、 i - s 線図上では縦軸方向の 2 点間の距離がその間の断熱仕事を表わす。図 1.2 の右下側は同じサイクルの圧力と体積の関係を表している。ブレイトンサイクルでは状態変化 $1 \rightarrow 2 \rightarrow 3 \rightarrow 4 \rightarrow 1$ の 1 サイクル中に以下の変化を行う^[6]。

① $1 \rightarrow 2$: 等エントロピー変化

$$r = p_2/p_1; \text{ 圧力比 (圧縮比) }, p_2 = r p_1, T_2 = (T_1 r(k-1))/k, k = C_p/C_v$$

$$\text{圧縮仕事 } i_2 - i_1 = C_p (T_2 - T_1) = C_p T_1 (r(k-1)/k - 1)$$

② $2 \rightarrow 3$: 等圧加熱 $p_3 = p_2$, 加熱量 $i_3 - i_2 = C_p (T_3 - T_2)$

③ $3 \rightarrow 4$: 等エントロピー膨張

$$p_4 = p_1, p_3/p_4 = p_2/p_1 = r, T_4 = T_3(1/r)(k-1)/k$$

$$\text{膨張仕事 } i_3 - i_4 = C_p (T_3 - T_4) = C_p T_3 \{1 - 1/r(k-1)/k\}$$

④ 4→1: 等圧冷却 $p_4 = p_1$, 冷却熱量 $i_4 - i_1$

ガスタービンの性能は熱効率と比出力 (単位流量当たりの出力) で評価される。熱効率 (Thermal Efficiency, η_{th}) は, [発生した仕事] / [消費燃料の熱エネルギー]で定義される。正味発生仕事はタービンで発生する膨張仕事から, 圧縮機で消費される圧縮仕事を除いたものであり, 消費燃料の熱エネルギーは上記加熱量に相当するので, 熱効率は以下の式であらわされることになる。

$$\begin{aligned}\eta_{th} &= i_3 - i_4 - (i_2 - i_1)/(i_3 - i_2) = 1 - C_p (T_4 - T_1)/\{C_p (T_3 - T_2)\} \\ &= 1 - (T_4 - T_1)/(T_3 - T_2) = 1 - 1/(r(k-1)/k) = 1 - 1/\theta\end{aligned}$$

ここで, θ は断熱温度比と呼ばれ, $\theta = T_2/T_1 = T_3/T_4 = r(k-1)/k$ で定義される。熱効率の式から分かるように, ブレイトンサイクルの熱効率は圧力比 (r) のみで決まる。

一方, 比出力 (Specific output) は熱効率の式の分子に相当し,

$$\begin{aligned}w &= i_3 - i_4 - (i_2 - i_1) = C_p \{(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1)\} \\ &= C_p T_3 (r(k-1)/k - 1)/r(k-1)/k - C_p T_1 (r(k-1)/k - 1) \\ &= C_p T_1 (r(k-1)/k - 1)(T_3/T_1 \times (1/r(k-1))/k - 1) \\ &= C_p T_1 (\theta - 1)(T_3/T_1 \times 1/\theta - 1) \\ &= C_p T_1 (\theta - 1)(\tau/\theta - 1)\end{aligned}$$

と表される。ここで, $\tau = T_3/T_1$ はサイクル最高最低温度比である。この式から τ を一定としたとき, 比出力を最大にする θ , ひいては最適な圧力比が存在することがわかる。

w は

$$\theta = r(k-1)/k = \sqrt{\tau}$$

のとき最大となる。図 1.3 にブレイトンサイクルの熱効率および様々な τ に対する比出力を示す。

以上より, 熱効率は圧力比 r が増すとともに良くなり, 比出力はサイクル最高最低温度比 τ (すなわちタービン入口温度) により向上することがわかる。航空用エンジンを例にとり, 圧力比とタービン入口温度の年代における推移をみる^{[10],[11]}。エンジン圧力比の向上を図 1.4 に示す。この図より, 年代とともに圧力比が概ね単調に向上していることがわかる。特に, 1990 年頃に登場した GE90 エンジンに注目すると圧力比が 40 以上

となっている。図 1.5 に示すタービン入口温度の変遷も同様に、年代と共に向上してきており、現在では、入口温度 1500℃のエンジンが実用化されている。

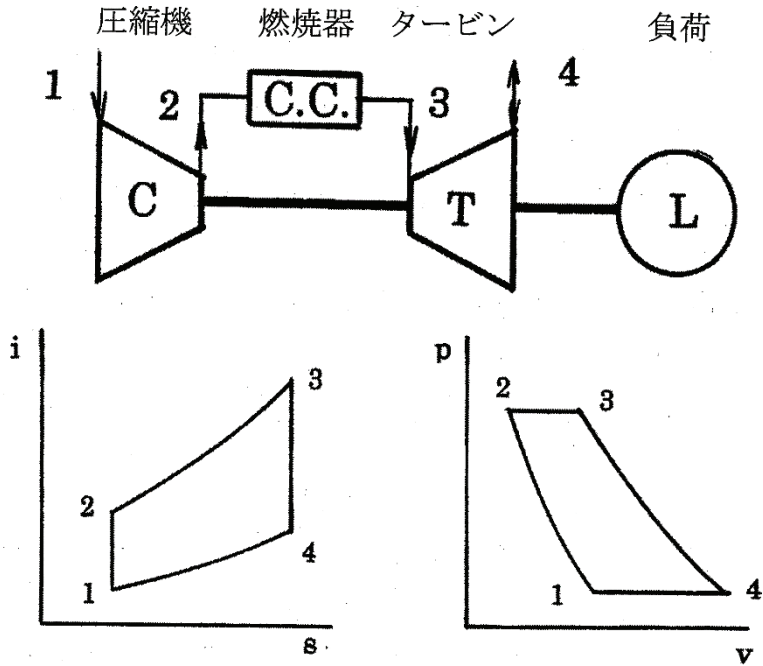


図 1.2 ブレイトンサイクル^[7]

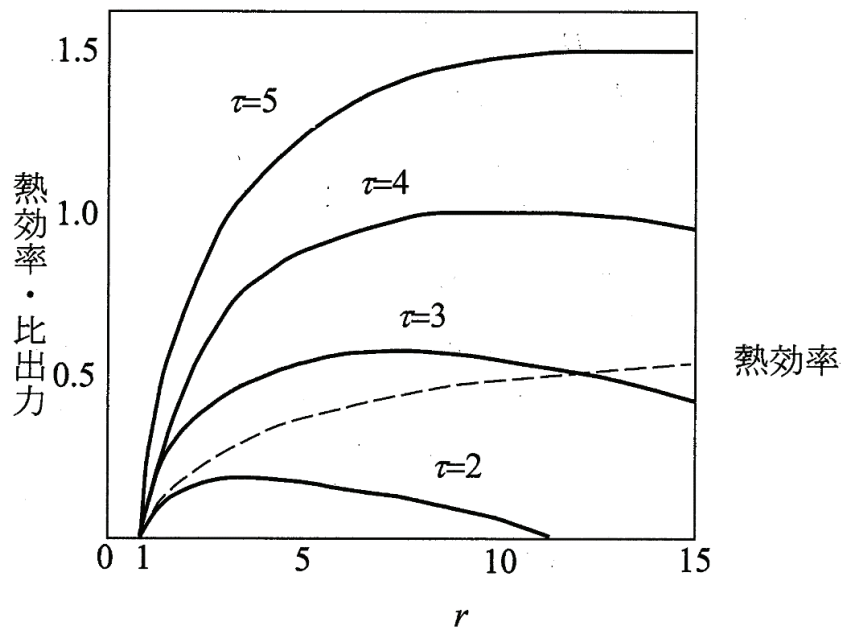


図 1.3 熱効率と比推力への最高最低温度比と圧力比の影響^[7]

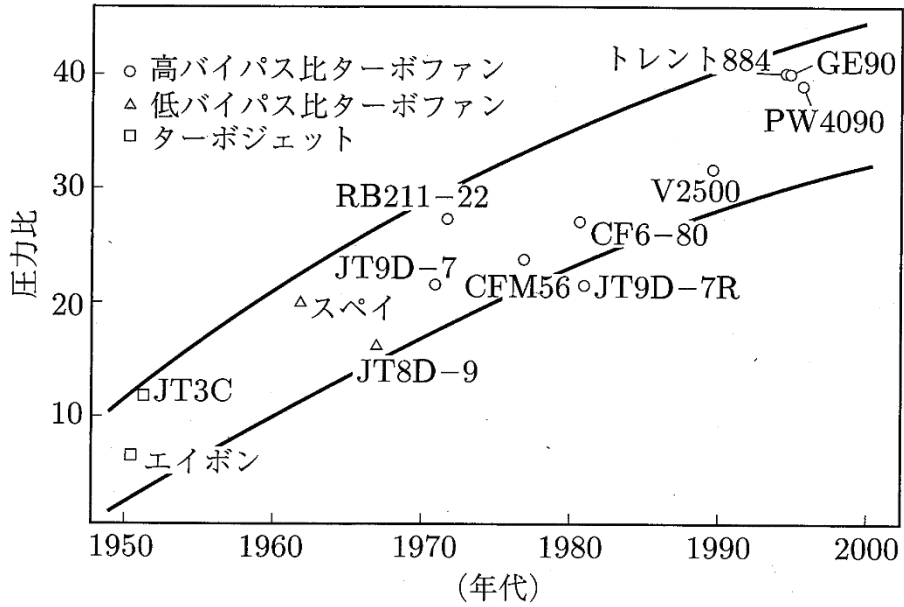
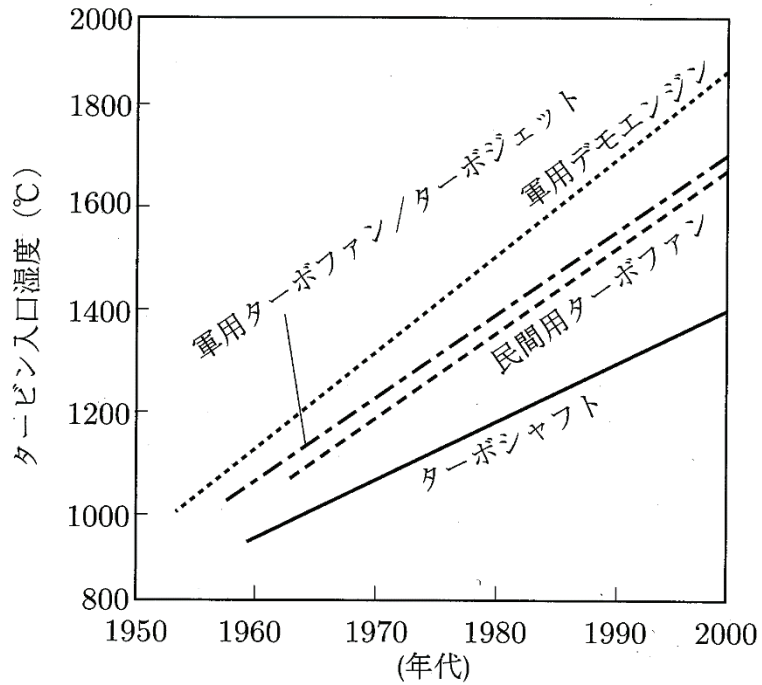


図 1.4 エンジン圧力比の影響^[11]



(最先端エンジンの場合)

図 1.5 タービン入口温度の遷移^[11]

1.1.3 流体制御技術デバイスの遷移

図1.6にターボ機械のみならず、より広い範囲の流体機器への適用を想定する流体制御デバイスの歴史を示す。この図には、過去 50 年の間に流れの制御に用いられたアクチュエータ (デバイス) が年代順に示されている^[12]。1950年代以降は、流れの剥離に対する受動的な流体制御 (Passive Flow Control) が採用されている。1980年代以降は、乱流の研究が増えたことを背景に乱流制御が大きな注目を集め、アクチュエータを利用した能動的流体制御 (Active Flow Control) 研究が実施されている。なお、本稿では能動的流体制御とは、流体制御デバイスは気流への影響が小さい形状・形態を採用し、流れの制御が必要時のみ流体制御アクチュエータを駆動させる手法を指している。

近年では、ジェット噴射^[13]、MEMSを用いた流体制御デバイス^[14,15]、ピエゾ素子などを用いたシンセティックジェット^[16,17]といった新しい流体制御デバイスが提案されてきた。これらの流体制御デバイスに対して2000年代初頭より研究が始められた大気圧非平衡プラズマを用いたプラズマアクチュエータは、軽量、小型であり、電氣的駆動を行うため高速制御が容易であることから大きな注目を集めている。

流体制御デバイスをその役割や目的等により分類した事例^[12,18]がある。文献[12]に記載された流体制御デバイス (アクチュエータ) 分類を図1.7に示す。この図では、流れの制御において、制御対象 (物理量) の視点からアクチュエータを分類している。運動量活性化型、周期的な擾乱により流れを活性化する型、それらの混合型に流れの制御用アクチュエータが大別されている。運動量活性化アクチュエータは、せん断応力や圧力勾配により運動量が低下した壁面の流れを高い運動量の流れに変える方式である。壁近傍の流体に高い運動量を付加する壁面噴出方式、そして渦発生器や渦発生ジェットなどのように境界層外層の高い運動量を有する流体に輸送する方式がある。ここでは、プラズマアクチュエータは運動量活性化および混合型のアクチュエータとして位置付けをされている^[12]。

プラズマアクチュエータは、誘電体を挟んで2枚の電極を設置するだけの非常に単純な構造をしている。一方の電極は空気に対して露出しており、もう片方は誘電体に埋め込まれている^[19-28]。10 kV, 10 kHz 程度の AC 電圧を印加することで誘電体バリア放電

が電極端で起こり、プラズマと呼ばれる弱いイオン化した気体が発生し埋没電極を覆う。イオン化した空気と電極周りの電場は体積力を発生させ、アクチュエータ上に誘起流れを引き起こす。上述の誘起流れを利用した空気力学の研究が多く行われている。なお上述の構造を持つプラズマアクチュエータは、SDBD (Single Dielectric Barrier Discharge) プラズマアクチュエータと呼ばれている (図 1.8 へ SDBD の構成を示す)。動作原理は以下のように説明されている^[25]。交流の 1 サイクルのうち前半の半周期に上部電極の電位が負だとすると、その半周期では上部電極から下部電極に向けて電子が放出される。しかし、下部電極の上側には誘電体があるため、電子は設置された下部電極には到達せず誘電体の上に留まるような格好になる。後半の半周期では逆に誘電体層の上にとまった電子が上部電極に向かって流れる。電子と対になる正イオンは電子と逆の挙動を示す。誘電体が存在することでプラズマの生成現象が非対称となり、一方向に偏った運動量が起こる。さらに、加速された荷電粒子がその他の大部分の中性粒子に衝突することでプラズマアクチュエータの周囲に誘起流を引き起こす。プラズマアクチュエータが流体制御デバイスとして優れている点を以下に示す^[27]。

- ・完全に電氣的に駆動され、可動部分を持たない。また非常に軽量である
- ・非常に薄いため、空力的な影響が小さい
- ・駆動が非常に高速であり、入力に対する追従性が優れている
- ・周囲の気流の状況に合わせて、駆動条件を調整できる
- ・シンプルな構造であるため製作が容易である

近年、高効率化や高機能化に優れた電動システムの利点を生かし自動車や航空機などの輸送機器の電動化が進んでいる^[29,30]。流体制御技術を用いた輸送機器の性能向上の研究も増えつつある。上述に示したプラズマアクチュエータの技術メリットだけではなく、電力を駆動力とするプラズマアクチュエータは電力システムと組み合わせて作動させることが容易な流体制御デバイスの 1 つと考えられている。

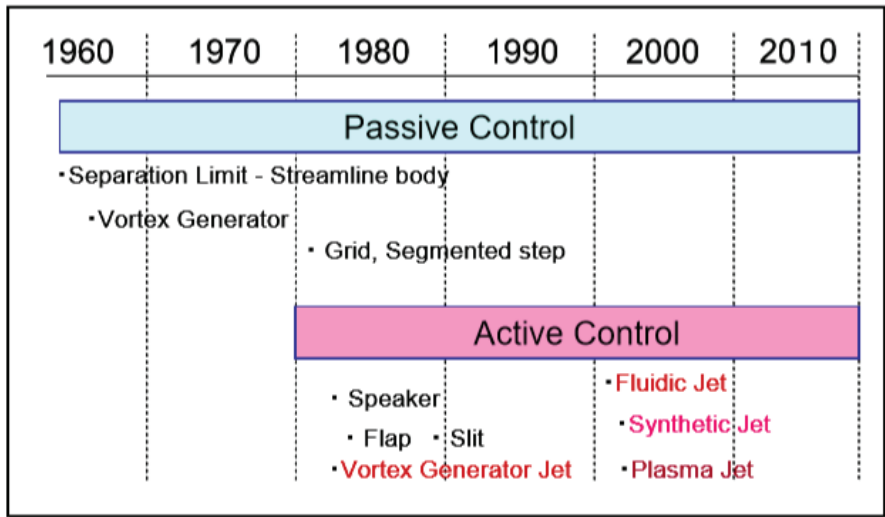


図 1.6 流体制御デバイスの遷移^[12]

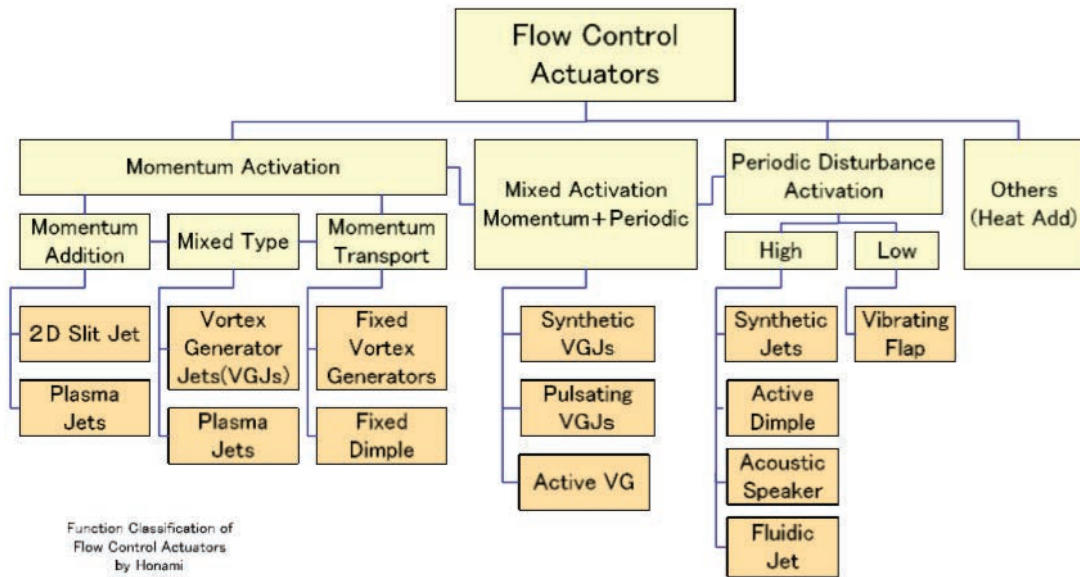


図 1.7 流体制御デバイスの分類の一例^[12]

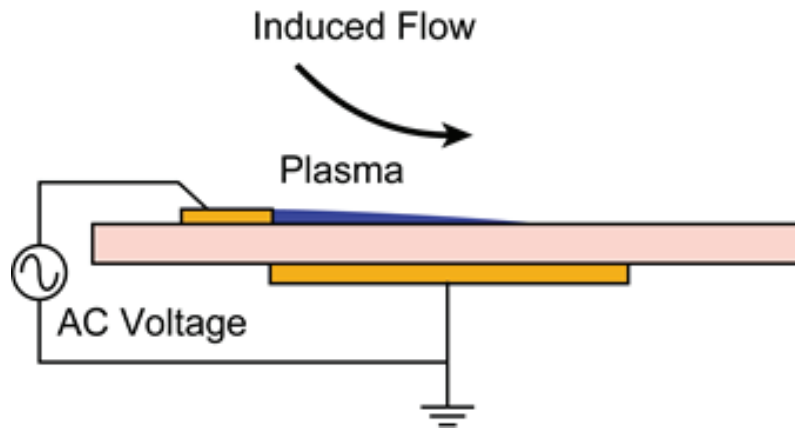


図 1.8 SDBD プラズマアクチュエータ

1.1.4 プラズマアクチュエータに関する過去の研究

現在のプラズマアクチュエータの研究においては SDBD プラズマアクチュエータの構成が主流であり，基礎特性について過去 10 数年間で数多くの研究成果が蓄積されている^[29,30]．前節で示したように，プラズマアクチュエータは運動量活性化アクチュエータであり，運動量が低下した壁面の流れへ運動量を与え流れ変える方式である．そこで，本研究に関わる，プラズマアクチュエータが発生する体積力 (推力) 特性の先行研究の結果について以下に概説する．

まず，プラズマアクチュエータが発生する誘起流の速度プロファイルを図 1.9 に示す．速度プロファイルは複数の研究チームにより計測されているが，おおむね同じ傾向があると考えているため，ここでは Forte らの結果を示す^[20]．

この図に示されるとおり，壁面垂直方向 (y 方向) へ高さ数 mm の範囲に，数 m/s 程度の誘起流速をプラズマアクチュエータが発生する．また，プラズマアクチュエータの露出電極端より流れ方向 (x 方向) へ 10mm 下流の位置において，速度のピークは壁面より高さ 1mm 程度の位置にある．下流へ向かうほど速度の最大値は減衰し，誘起流が

高さ方向へわずかに広がる。

また、速度の最大値は周波数と印加電圧への影響を受けることが報告されている^[19]。

図 1.10 に、周波数または印加電圧を固定した場合に、それぞれのパラメータに対する誘起流の速度の最大値が示されている。この図より、印加電圧と周波数に対して速度の最大値は単調に増加している。特に、周波数に対しては近似的に比例していることを読み取ることができる。

一般的に、SDBD プラズマアクチュエータの研究で用いられる電圧である 10 kV_{pp} 程度を印加した場合の SDBD プラズマアクチュエータが発生する推力は数 mN/m と弱い。プラズマアクチュエータが発生する体積力を精度良く計測するためにロードセルや天秤を用いることが多く、流速よりも推力を指標とした方が都合が良い。なお、SDBD プラズマアクチュエータの推力の単位には、スパン方向の長さで割った N/m (または、 mN/m) を用いて、スパン方向の長さが異なるプラズマアクチュエータの結果を比較されている。

SDBD プラズマアクチュエータが発生する推力についても複数のチームにより研究が行われており、複数の研究者において同様の傾向が確認されている。ここでは Kotsonis らによって報告された結果を示す (図 1.11) ^[21]。印加電圧が増加すると、周波数の場合よりも急峻に推力の値が増加する。なお、推力と誘起速度はともに SDBD プラズマアクチュエータの性能の指標とされているが明確に換算された事例はない。Kotsonis らによって流体の速度場計測手法である PIV (Particle Image Velocimetry) を用いて、SDBD プラズマアクチュエータの誘起する噴流分布より推力を算出した結果とロードセルにて推力を直接計測し比較した結果を示す (図 1.11)。この図の結果において、ロードセルの計測結果 (流れ方向, x 方向) と PIV の結果より算出した値を示す。なお、PIV の計測値より算出した結果は 3 種類ある (mom.balance は流速より運動量項のみで算出した場合。さらに reduced method および gradient method はせん断力と圧力に関する項を補正している) が、印加電圧および駆動周波数に依存する傾向は同じと考えた。ロードセル (x 方向) と運動量項のみで算出した場合の結果を比較すると、十分な精度とは言えないが流速と推力が印加電圧と周波数より受ける影響はそれぞれ定性的に一致

している。以上より、流速と推力のどちらも SDBD プラズマアクチュエータの性能の指標とみなせる。

図 1.12 に、SDBD プラズマアクチュエータが発生する推力への印加電圧の影響を示す^[24]。この結果は Thomas らにより報告されたもので、推力は印加電圧に対して近似的に 3.5 乗に比例することが示されている。そのため、SDBD プラズマアクチュエータの推力を向上するには、印加電圧を増加させることが比較的容易かつ影響が大きい方法として知られている。ただし、印加電圧を増加させると消費電力も増加するため、際限なく大きくすることはできない。

Moreau や大河内らの研究により、プラズマアクチュエータの電力から運動量エネルギーへの変換効率は 0.01~0.1% のオーダーと報告されており (図 1.13)^[32,33]、発生する流速 (推力) の高効率化も課題である。

SDBD プラズマアクチュエータへの印加電圧波形が推力へ影響を与えることが知られている。なお、一般的には正弦波やそれに準ずる波形を基準とした実験である。図 1.14 に印加する電圧波形が体積力 (Electrohydrodynamic force, EHD force) に与える影響を Nishida らによって報告された結果を示す^[34]。この図より、実験条件 (印加電圧) により影響の程度が異なるが、電源波形の影響は SDBD プラズマアクチュエータの発生する体積力 (推力) へ 10~20% 程度の感度があると考えられている。なお、この図の結果は、印加した電圧が 30 kV_{pp} および 40 kV_{pp} と高く、比較的高い推力値となっている。

プラズマアクチュエータの主要な構成要素である誘電体について示す。表 1.1 にプラズマアクチュエータに用いられることが多い誘電体の種類を示す^[35]。高電圧印加時の絶縁体の破壊原因には、電気的な理由と熱的な理由にて誘電体が破損することがわかっている^[36]。プラズマアクチュエータの誘電体は、耐熱温度と絶縁耐力に優れた素材が好ましい。ただし、誘電体はプラズマアクチュエータの壊れやすさだけでなく、誘起流の速度にも影響を与えることがわかっている (図 1.16)^[24]。

さらに、SDBD プラズマアクチュエータが周囲の環境の圧力や温度の影響を受けることがわかっている^[24]。図 1.15 と図 1.16 に圧力の影響を Thomas らによって実験にて調査された結果を示す。これらの結果より、SDBD プラズマアクチュエータは周囲の環境

圧力に対して、低圧側では推力が向上することがわかる。高圧側では2気圧付近で推力の大きな低下がある。その後、2~5気圧の間は単純増加を続けるが、5気圧以上では推力が低下することがわかっている。高圧側では圧力に対する推力の曲線は複雑であるが、概して推力の低下が起こると言える。次に、図 1.17 に Versailles らによって実験にて調査された温度の影響を示す^[36]。この図より、温度に対しては概ね比例して推力が大きくなるため、高温ほど推力発生に有利な環境である。

プラズマアクチュエータへの印加電圧と同様に、推力へ影響を与える大きな因子に電極の構成がある。本研究のメインである三電極 (TED) プラズマアクチュエータも電極構成の研究の1つに含まれると考えている。図 1.18 に Durscher らが調査した4つのプラズマアクチュエータ形態での推力の結果を示している^[37]。Durscher らは SDBD の構成を基本として、新たに埋没電極を追加し多電極のプラズマアクチュエータを構成することや、電極間に印加する電圧の位相を変える試みを実施し推力を向上させているが、電力消費量も大きく増大している。さらに、プラズマアクチュエータを複数並べ、多電極構成のプラズマアクチュエータ (multiple DBD) にすることで誘起流速と推力が向上することがわかっている (図 1.19)^[19,24]。Corke らは、multiple DBD を用いた実験にて約 0.4 N/m とプラズマアクチュエータとしては非常に大きな推力を発生させたと報告している (図 1.20)^[25]。しかしながら、SDBD プラズマアクチュエータを複数並べた場合、消費電極も個数に概ね比例して増えるため、電力効率の面では課題が残っている。

現在一般に用いられている SDBD プラズマアクチュエータの噴流の発生できる推力 (体積力) は数 mN/m と小さい。ここで、ターボ機械への適用を想定して、プラズマアクチュエータを用いて流れを変化させるために必要な推力を見積もった研究事例を2つ示す。Saddoughi らによる CFD を用いた検討では、プラズマアクチュエータで流れを改善するためには、低速の圧縮機 (翼端速度 63.3 m/s) では 0.29 N/m、遷音速の圧縮機 (翼端速 447.62 m/s) では 17.26 N/m の推力が必要であると報告されている^[38]。別の対象であるが、翼列の翼根元部での気流の剥離低減を対象に、CFD を用いて要求される推力を見積もった事例では、主流速度がマッハ数 0.3 に対して 0.3~0.4 N/m の推力を要求している^[39]。そのため、プラズマアクチュエータを高速気流へ適用するには、発生できる推

力の今後の向上が望まれている。

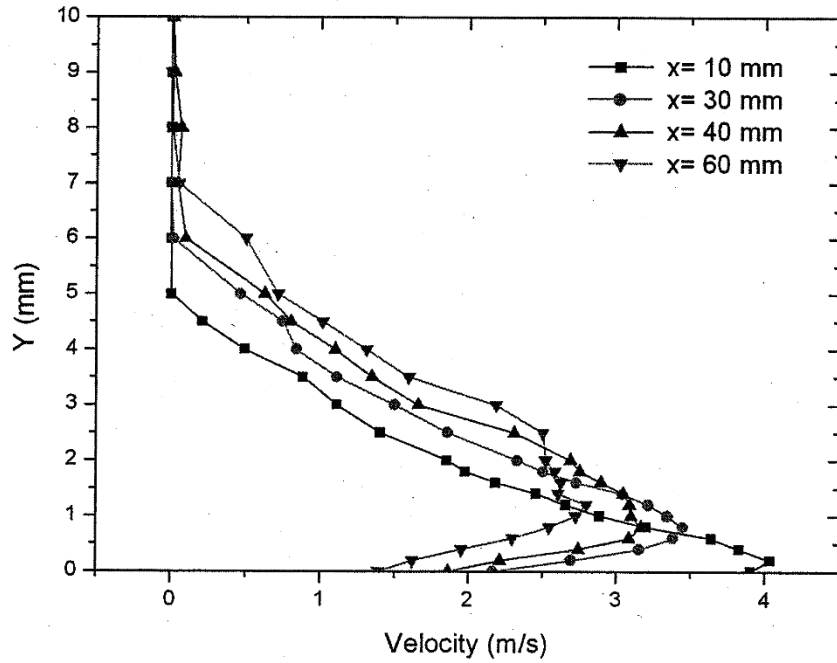


図 1.9 SDBD プラズマアクチュエータの誘起流の速度プロファイル^[20]

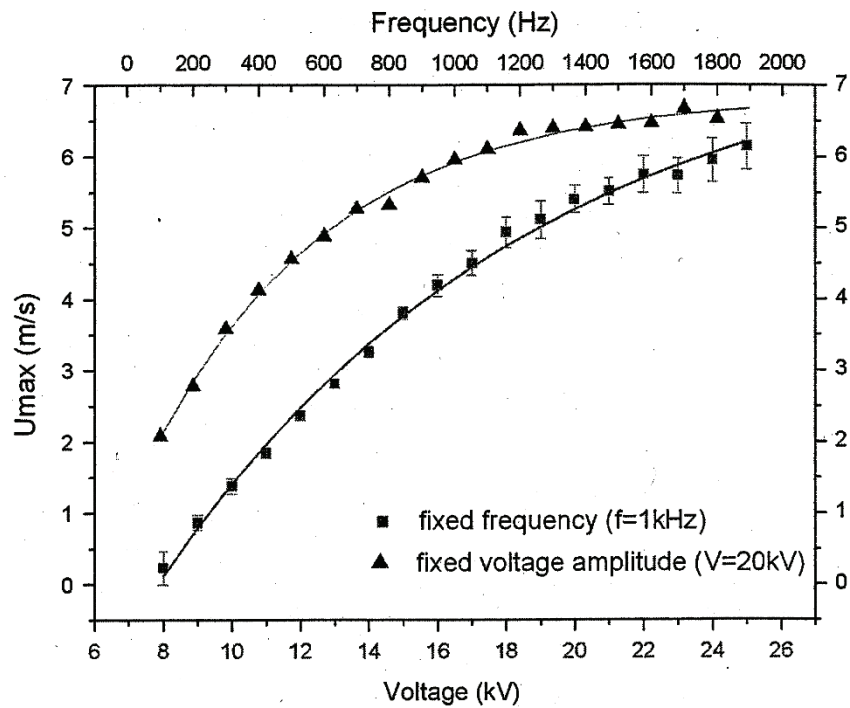
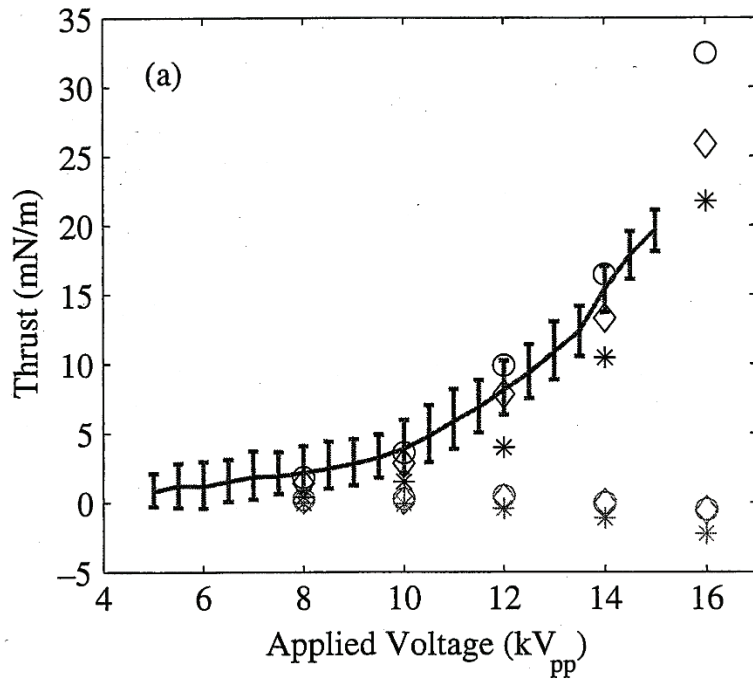
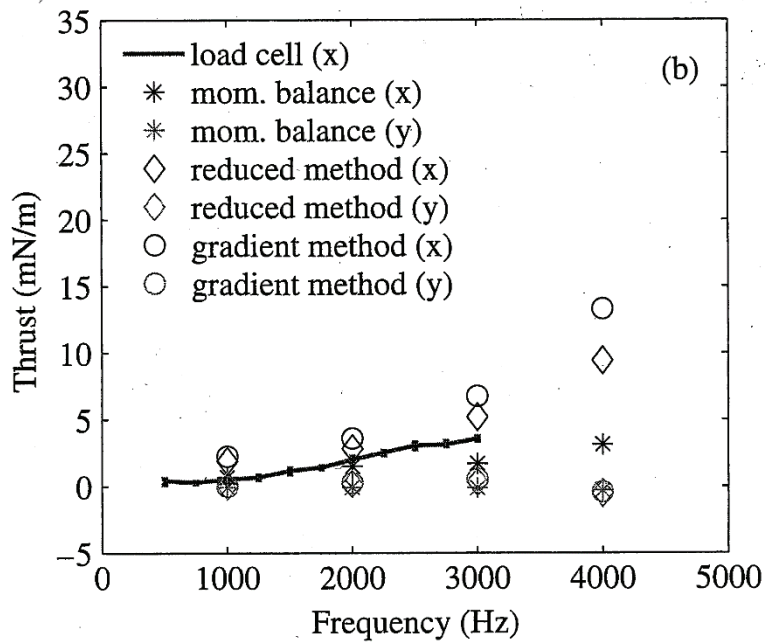


図 1.10 誘起流速と電圧または周波数の関係^[20]



(a) 駆動周波数依存性



(b) 駆動周波数依存性

図 1.11 SDBD プラズマアクチュエータの発生する推力のロードセルと PIV (mom:運動量項のみ) の比較^[21]

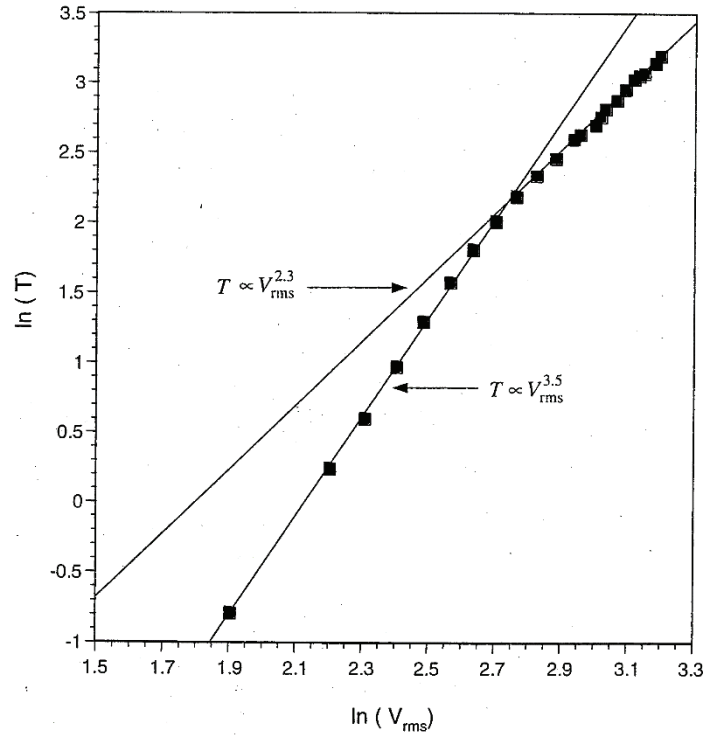
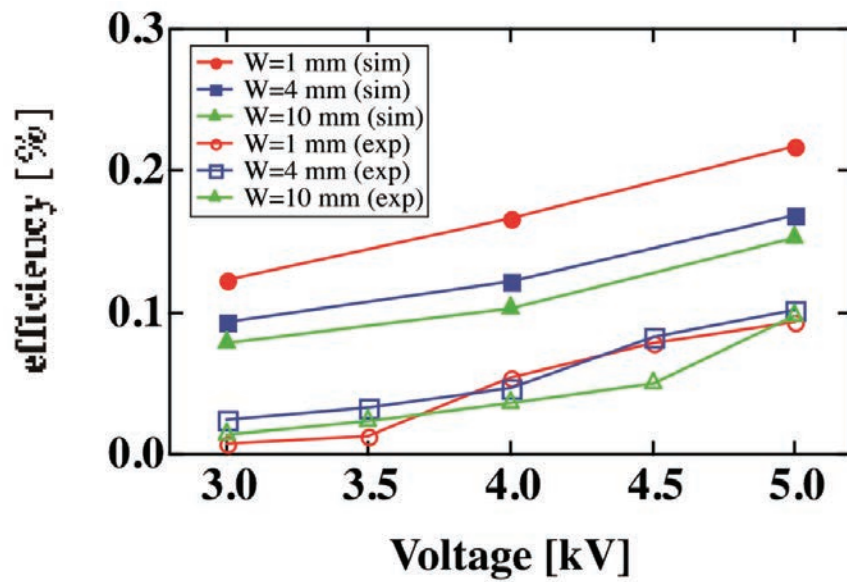
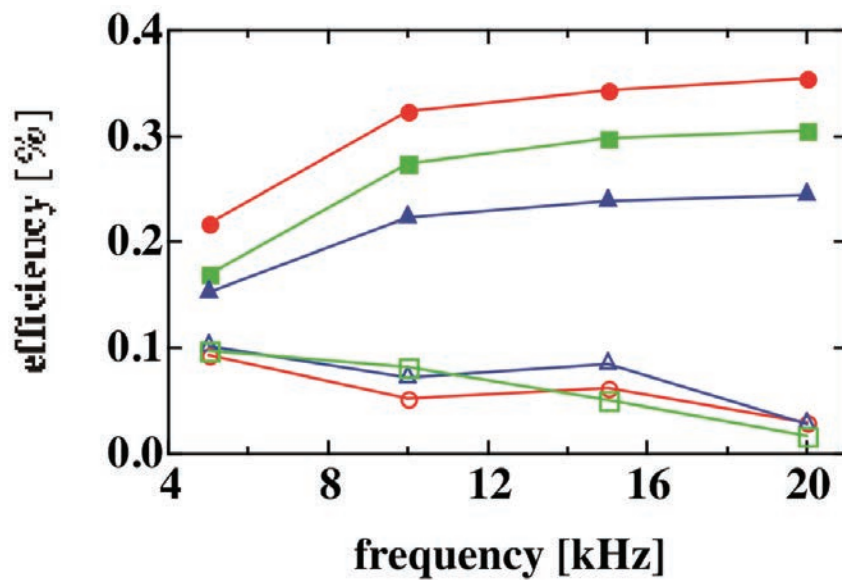


図 1.12 プラズマアクチュエータの生成する推力の印加電圧依存性と 3.5 (7/2)乗則^[25]

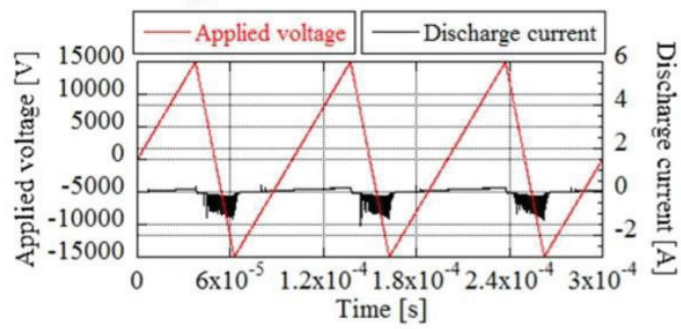
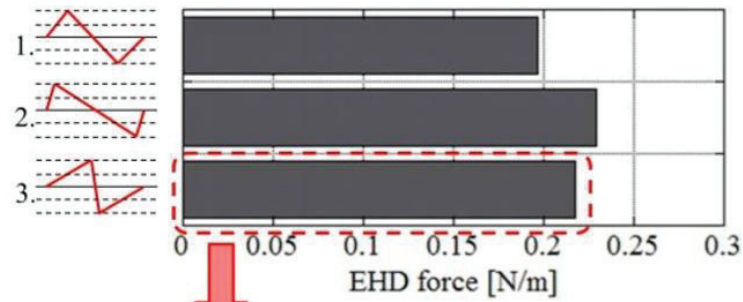


(a) 印加電圧依存性

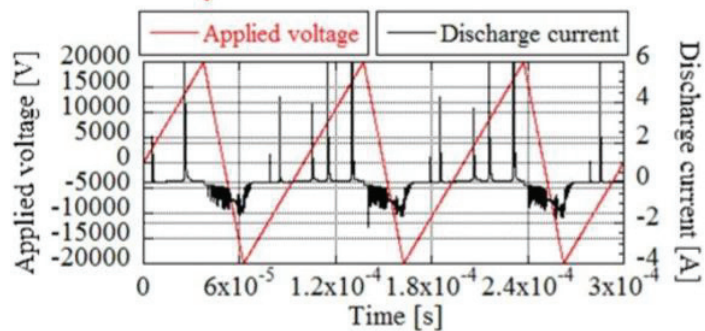
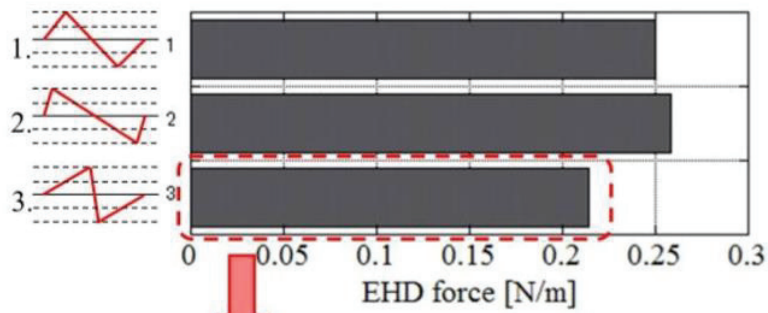


(b) 駆動周波数依存性

図 1.13 SDBD プラズマアクチュエータの効率^[33]



(b) Low voltage 印加時



(b) High voltage 印加時

図 1.14 印加電圧波形の体積力 (推力) への影響^[35]

表 1.1 誘電体の種類^[36]

Material	Dielectric Constant(ϵ_r)	Dielectric Strength(E)	Melting Point($^{\circ}\text{C}$)
	(room temperature)		
Kapton	3.5	154kV/mm	400
Teflon	2.1	1.2kV/mm	250
Aluminum Oxide	9.4	15kV/mm	2000
Quartz	5	25kV/mm	1600
Glass	3.8	10kV/mm	1200
Lexan	2.9	16kV/mm	125
Mica	4~9	25kV/mm	700
Pyrex Glass	4.1	15kV/mm	250
Bakelite	5~22	24kV/mm	80

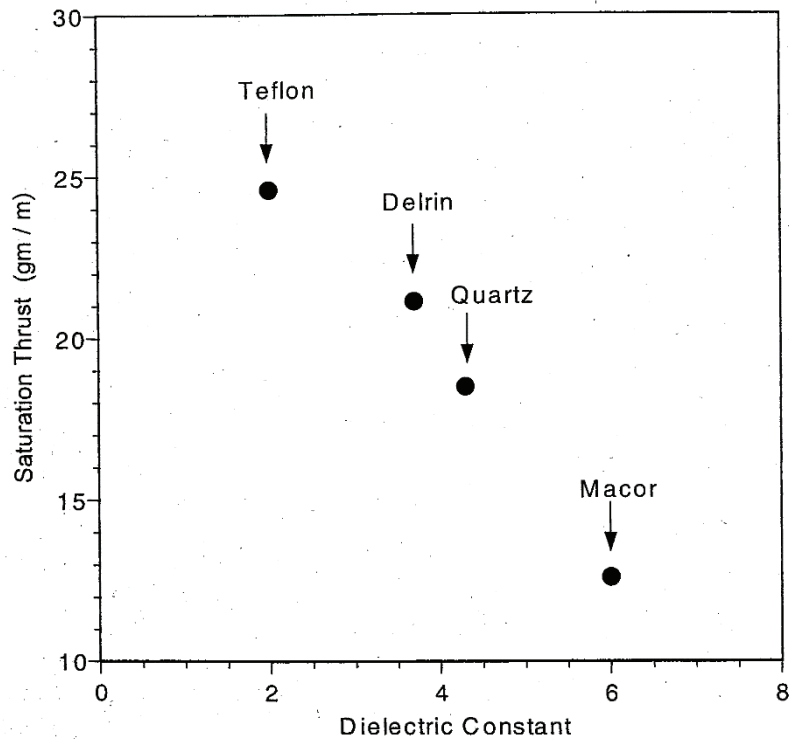


図 1.15 推力への誘電率の影響^[25]

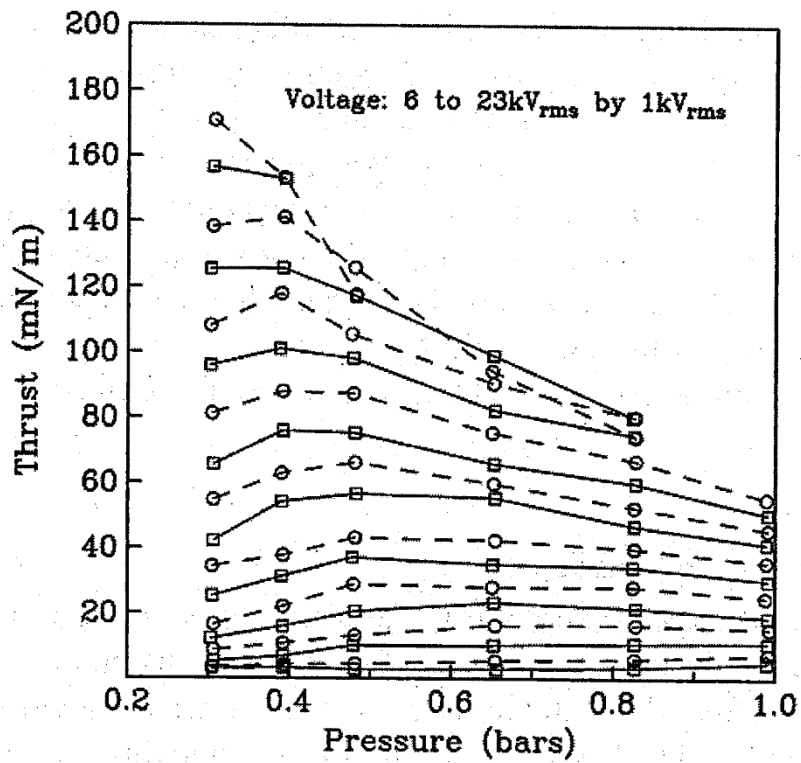


図 1.16 推力への圧力の影響 (低圧側)^[25]

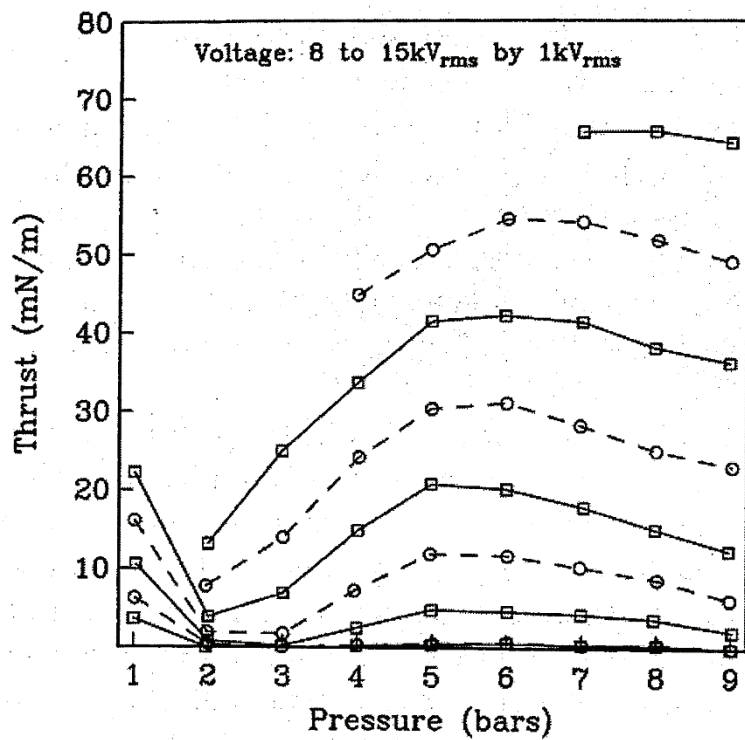


図 1.17 推力への圧力の影響 (高圧側)^[25]

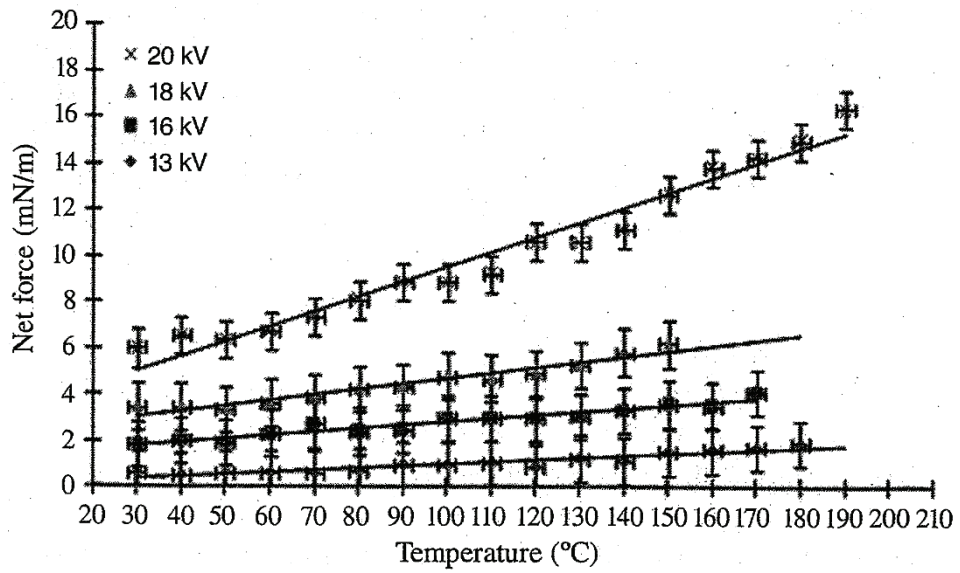
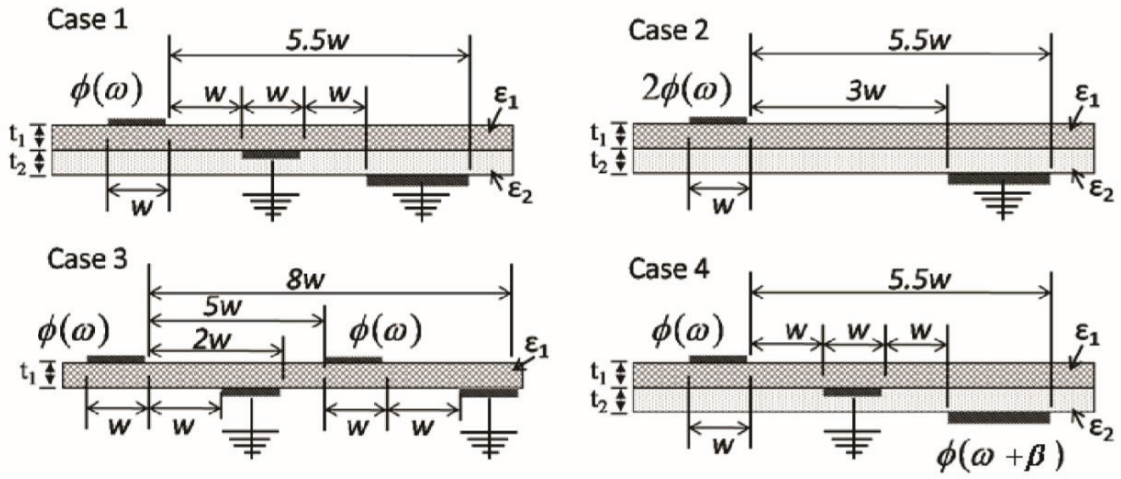
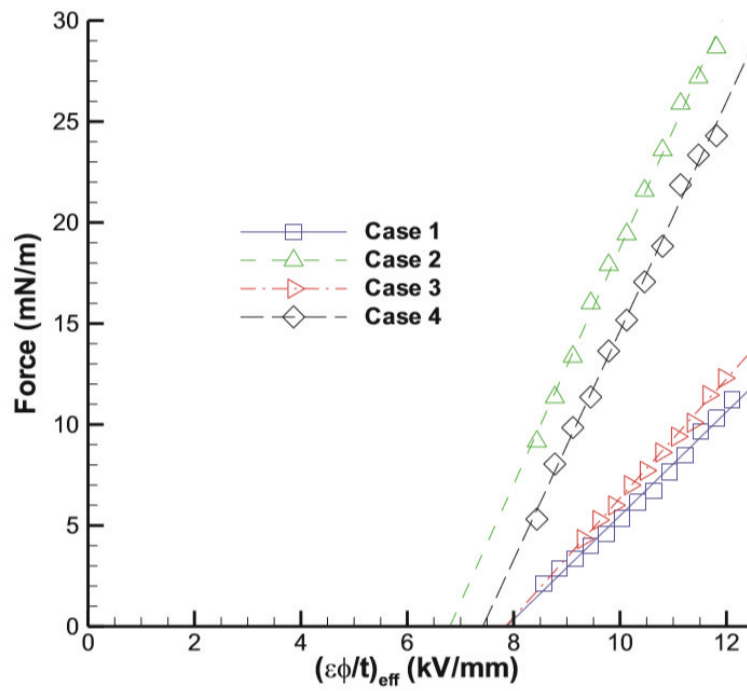


図 1.18 推力への温度の影響^[37]



(a) 電極構成



(b) 印加電圧と推力の関係

図 1.19 電極構成が推力へ与える影響 (一例)^[38]

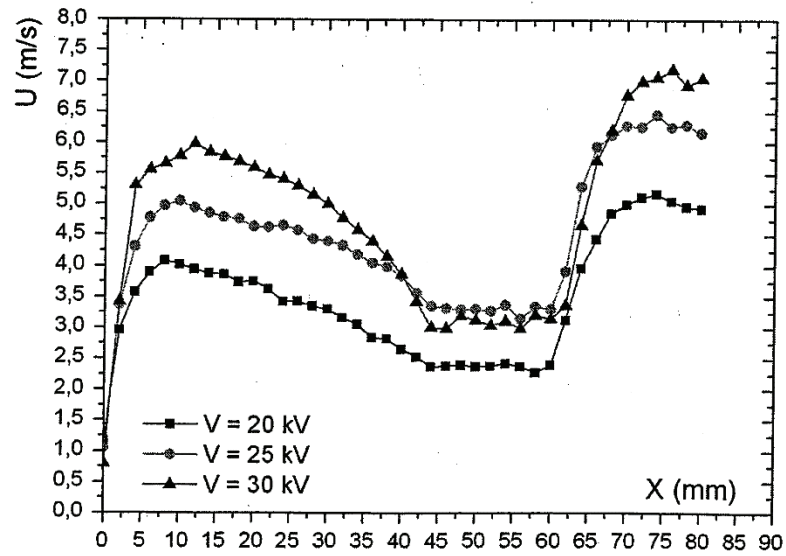


図 1.20 Multiple DBD の誘起流速特性^[20]

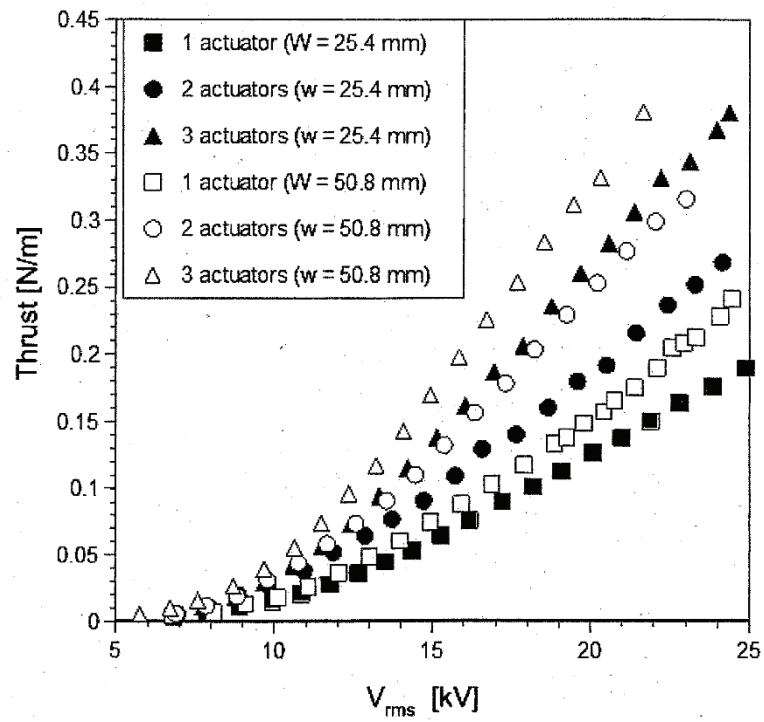
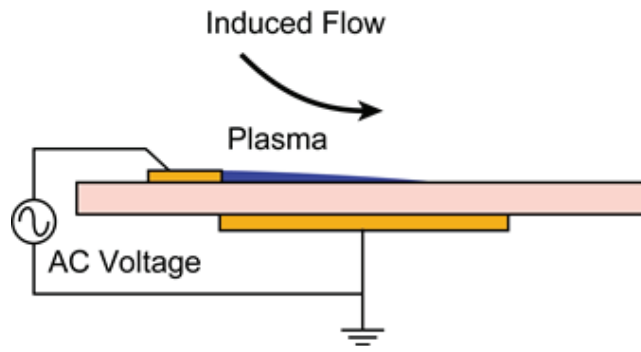


図 1.21 Multiple DBD の推力特性^[25]

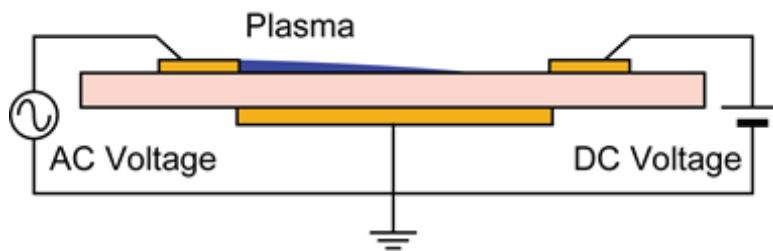
1.1.5 三電極 (TED) プラズマアクチュエータ

プラズマアクチュエータの推力を向上するために有望な方法の1つは、もう一つ高電圧のDC電極を露出側に追加し、空気中のプラズマ化したイオンなどを加速させて運動量を向上させることである^[40-45]。この形式は三電極 (Trielectrode Discharge : TED) プラズマアクチュエータと呼ばれている。図1.22にSDBDと三電極プラズマアクチュエータの形状を示す。SDBDは一对の電極を持ち、片方は空気に接しており、もう一つは誘電体で覆われている (図1.22 (a))。三電極プラズマアクチュエータは空気側に第二の追加電極があり、10 kV程度のDC電圧が印加される (図1.22 (b), (c))。空気側の電極はAC電極とDC電極とそれぞれ呼ぶことにする。TEDプラズマアクチュエータは印加するAC, DC電圧と電極の極性によってTEDプラズマアクチュエータの性能が大きく変化する。正のDC電圧を印加したとき、TED-DBDプラズマアクチュエータと呼び、反対に負のDC電圧を印加した場合は、Sliding Discharge (SD) が発生するため、TED-SDプラズマアクチュエータと呼ぶことにする。図1.23にはTED-SDプラズマアクチュエータの典型的な放電の様子を示す。TED-SDとSDBDプラズマアクチュエータに大きな違いがあり、Sliding Dischargeは誘電体の表面上全体を覆うように広範囲で発生する (4.2.3節の図4.5にTED-SDとSDBDプラズマアクチュエータの放電の様子を比較した結果を示す)。

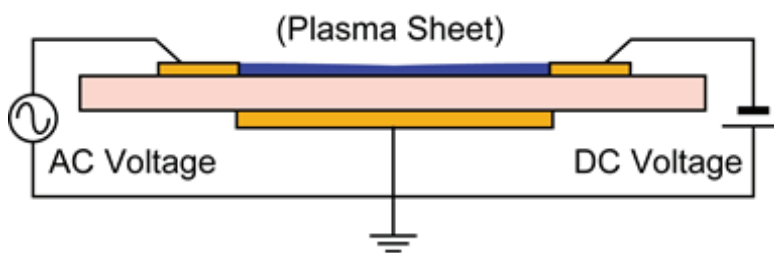
先行研究より、TEDプラズマアクチュエータは生成推力の大幅な向上が可能であり、SDBDプラズマアクチュエータに対して、数倍の推力を生成できることがわかっている^[40-45]。また、駆動条件等を最適化することにより、さらなる推力向上が可能であると考えられている。



(a) SDBD



(b) TED-DBD



(c) TED-SD

図1.22 SDBDとTED プラズマアクチュエータの構成

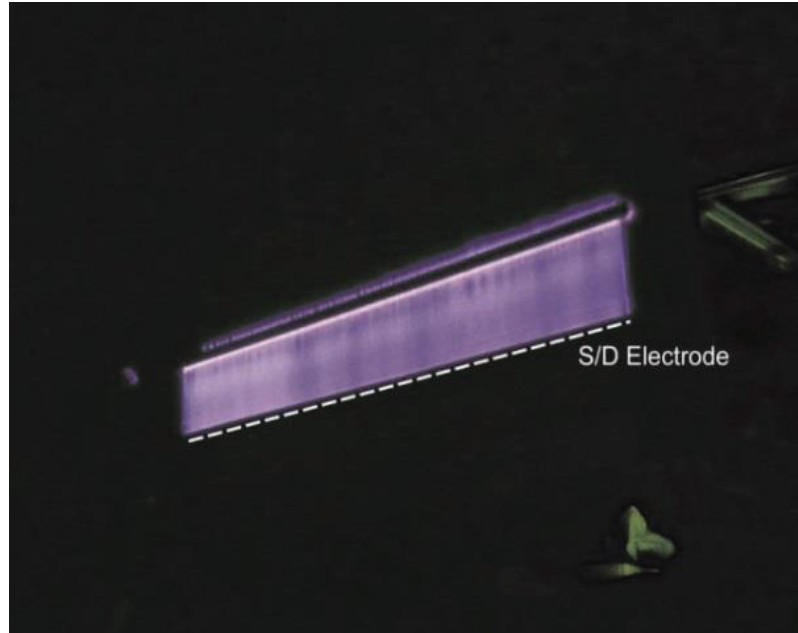


図 1.23 TED-SD プラズマアクチュエータの放電時の様子

1.2 研究目的

航空用エンジンなどのターボ機械へ適用できるプラズマアクチュエータの研究・開発を行うために、本研究の目的を以下の4点に設定する。

一般的にプラズマアクチュエータが発生できる推力は小さい。そこで1つ目の目的として、高速気流中でプラズマアクチュエータが流れ場を制御するために要求される推力を低速の実験時に要求される推力から外挿して推定する方法を調査する。2つ目に、ターボ機械の内部流れのような高温の環境下での使用にも適している酸化アルミニウム (Al_2O_3) を誘電体に採用した場合の三電極 (TED) プラズマアクチュエータの推力特性について調査する。3つ目に、発生できる推力の向上と消費電力の低減を見込め三電極プラズマアクチュエータを用いて気流中の物体周りの流れ場を制御できることを調査する。最後に、ガスタービンなどの翼に設置できるように三電極プラズマアクチュエータを小型化しても推力の向上をできるようにする。

本研究では、プラズマアクチュエータの推力計測、低速気流 ($\sim 60\text{m/s}$) での風洞試験および文献調査を行った結果の考察を組み合わせ、上述の目的を達成することを目指す。

1.3 研究概要

以下に、論文の構成を示す。

第1章では研究の背景と本研究の目的を述べる。

第2章では高速の気流を制御するために必要な推力を、低速の実験より外挿し推定した。翼面上の気流の剥離低減に必要な推力を実験・計測し、流速に対して要求される推力の曲線を算出した結果について示す。

第3章では酸化アルミニウム (Al_2O_3) を誘電体に持つ、三電極 (TED) プラズマアクチュエータの流体制御能力に焦点を当てる。この酸化アルミニウムは高い融点 (2,300 K) と高い絶縁耐力 (~ 15 kV/mm) というプラズマアクチュエータの誘電体として好ましい 2 つの特性を持つ。また、高い熱抵抗はターボ機械の内部流れのような高温の環境下での使用にも適している。本章では、 Al_2O_3 を誘電体に採用した三電極プラズマアクチュエータの体積力による反作用をアクチュエータからの推力として静止空气中で計測した結果について論じる。

第4章では三電極プラズマアクチュエータを用いて推力の向上と翼面からの気流の剥離抑制を実施した。三電極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すると、誘起流の向きが異なるという相違点がある。そこで、三電極プラズマアクチュエータを用いて翼面周りの気流の剥離の抑制を低速の風洞実験にて確認し、三電極プラズマアクチュエータもSDBDプラズマアクチュエータ同様に物体周りの流体制御ができることを実証する。さらに、三電極プラズマアクチュエータはより高迎角において剥離を抑制し、気流の制御能力の優位性を示す。

第5章ではガスタービンなどの翼列に設置できるように三電極プラズマアクチュエータを小型化しても、三電極プラズマアクチュエータの誘電体の厚みと電極間隔を適切に調整することによって、推力の大幅な向上が可能であることを示す。

第6章には結論をまとめる。

第2章

プラズマアクチュエータに要求される推力の推定方法

2.1 はじめに

プラズマアクチュエータが発生できる誘起流速は数 m/s と低く、推力も数 mN/m と小さいため、プラズマアクチュエータによる高速気流中での気流剥離の抑制等の制御を実現すること容易ではない。そこで、高速気流の制御にどの程度の推力が要求されるかを知る必要がある。しかしながら、プラズマアクチュエータのアプリケーションに必要な推力を推定する研究は少なく、過去の研究から気流制御に必要な推力値を推定することは困難と考えられる。そこで、低速気流実験において得られた気流制御に必要な推力データから外挿するにより、高速気流中において要求される推力値を算出する。

本章では、翼面からの気流剥離抑制のためにプラズマアクチュエータに要求される推力を推定するため、低速の風洞実験において流速に対して要求される最低推力の曲線を調査した。

2.2 実験装置

2.2.1 風洞

図 2.1 に風洞装置の概要を示す。この装置は2台のプロア (武藤電機, GLL-2050(41)) を Y 字型のダクトに連結し空気源としている。気流はハニカムと3枚の金網を備えた整流部を通過した後、約 6 m のダクトを助走しテストセクションへ導かれる。テストセクションの断面は 100 mm×100 mm であり、長さは 1,000 mm である。テストセクションの下流側は大気開放とした。図 2.2 に、流速 20, 40, 60 m/s における風洞テストセクションでの気流速度分布を示す。また、主流の乱流強度は約 3.0 % である。

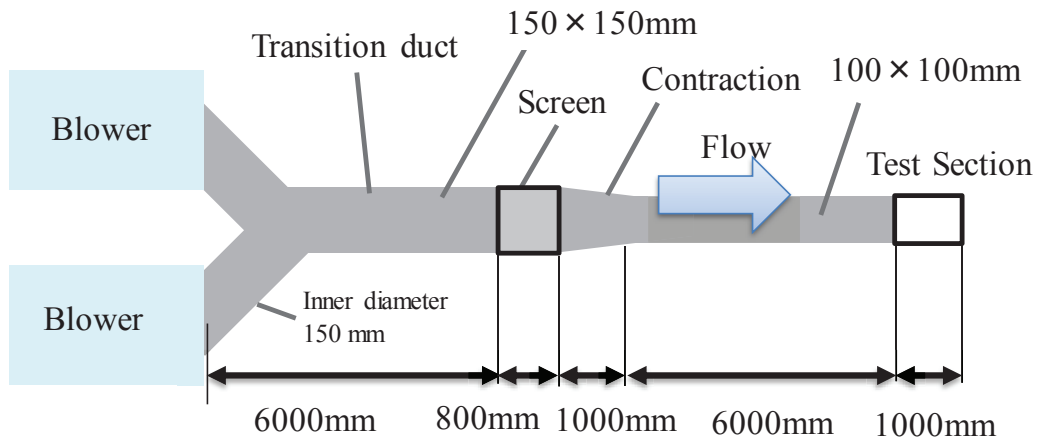


図 2.1 風洞装置の概要

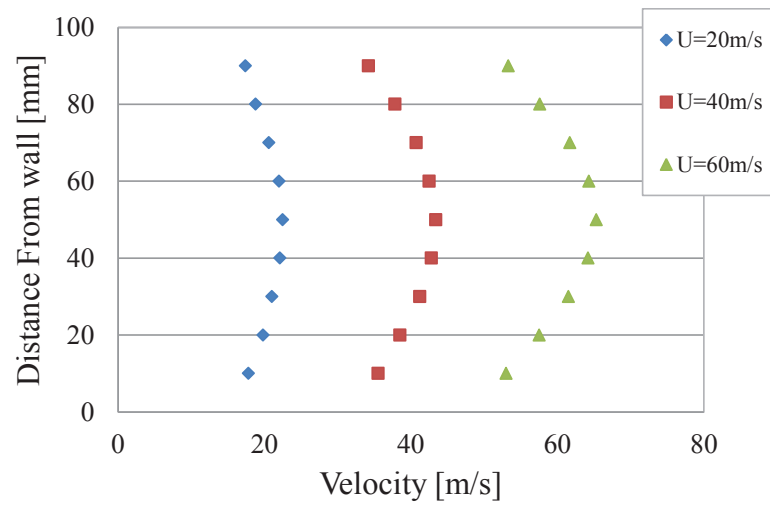


図 2.2 テストセクション入口での速度プロファイル

2.2.2 実験模型と電源装置

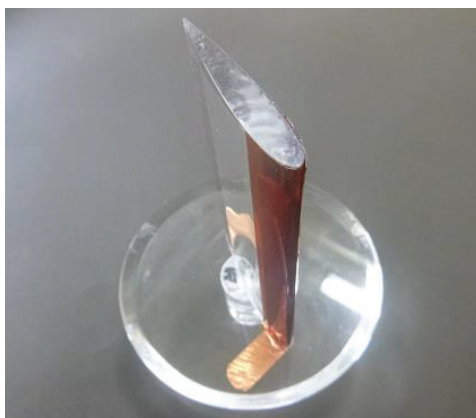
実験では，コード長 (c) 50mm の NACA0015 翼型の 2 次元翼模型を用いた (図 2.3). プラズマアクチュエータは翼の前縁 ($x/c = 0.0$) に設置した. プラズマアクチュエータの誘電体には幅 25mm, 厚み 0.24mm のカプトンテープを，電極には幅 6 mm (上部) と 10 mm (下部), 厚さ 0.07mm の銅箔テープをそれぞれ用いた.

翼の迎角を調整するためにはステッピングモーター (AZ66MAD-HS100) を用いて，実験では 1.0° ずつ調整した.

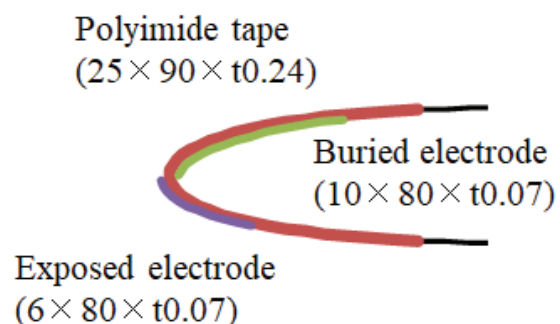
高電圧交流電源には PIS-PG1040F (ケーアイテック) を用いた. この電源装置は本体内部で生成した高電圧の疑似矩形波を出力する. 今回，ファンクションジェネレータ (NF 回路設計ブロック, WF1974) より高電圧交流電源へ外部入力信号を送りパルス変調制御を行った. 図 2.4 にパルス変調制御のイメージを示す. 電源の出力する基本周波数 (15 kHz) に低周波のパルス変調を加えてプラズマ放電を ON/OFF する^[47]. 全時間に対する放電 ON の時間の割合を Duty 比と呼ぶ. Duty 比は 20 % に固定して実験を実施した. また，周波数の無次元周波数である，ストローハル数 (St) が一定になるように主流流速に対してパルス変調周波数を決定した.

$$St = fc/U \quad (2.1)$$

ここで， f はパルス変調周波数 (Hz), c は翼のコード長 (m), U は主流流速 (m/s) である.



(a) 鳥瞰図



(b) プラズマアクチュエータの構成 (翼前縁)

図 2.3 NACA0012 翼模型

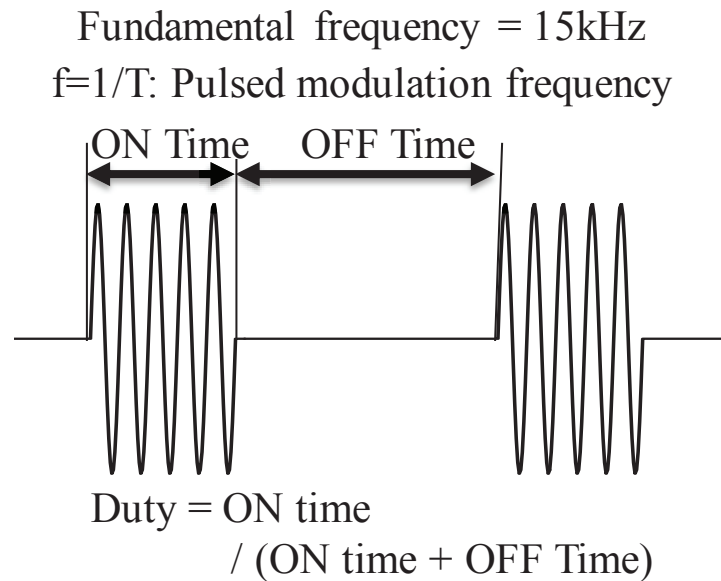


図 2.4 バースト駆動のイメージ

2.2.3 計測装置

本実験では、PIV はトレーサに平均 $1\mu\text{m}$ の DOS (セバシン酸ジオクチル), ダブルパルスの Nd:YAG レーザ (LEE LASER, LDP-100MQG) と高速度カメラ (PHOTRON, FASTCAM SA5) で構成される西華デジタルイメージ (株) 時系列 PIV システムを用いた。また、制御用のソフトウェアとして Koncerto II を利用した。本研究では PIV より得られた 200 ペアの画像を時間平均した流れ場 (流速) の結果を用いる。

2.3 結果

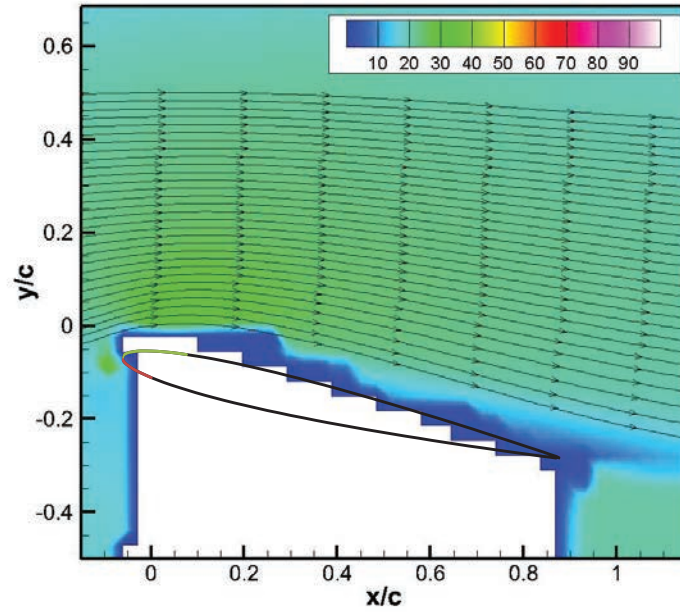
2.3.1 失速迎角の調査

プラズマアクチュエータを非駆動時の翼の失速迎角を調査した。図 2.5~2.7 に、主流速度がそれぞれ 20, 40, 60 m/s において、PIV 計測し、時間平均した流速コンターを示す。図 2.5 は、主流流速 20 m/s での迎角が 13° と 14° の結果である。この図より、 13° では気流は翼面に付着しており、 14° では気流が剥離していることがわかった。よって、流速 20 m/s の場合は翼の失速角を 14° であると判断した。

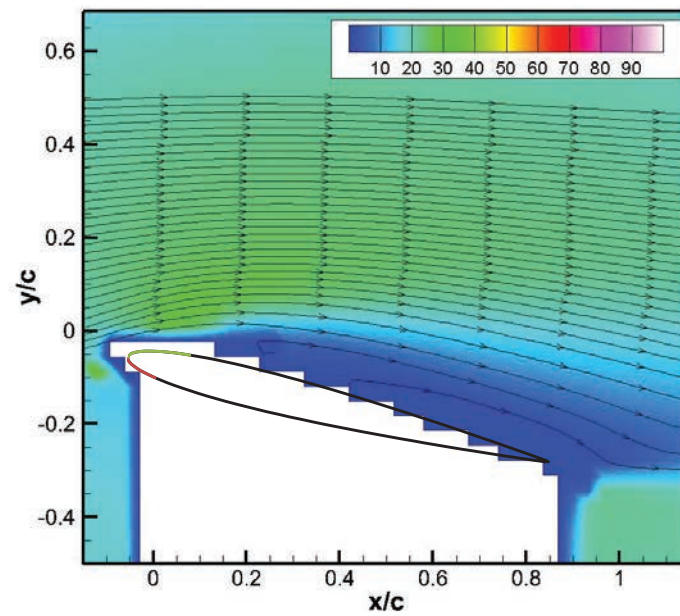
図 2.6 に、主流速度 40 m/s での翼の迎角が 14° と 15° の結果を示す。この図より、

14° では気流は翼面に付着しており，15° では気流が剥離していることから，流速 40 m/s の場合は，翼の失速迎角を 15° とした．図 2.7 に主流流速 60 m/s での迎角が 16° と 17° の結果を示す．この図より 17° で気流が剥離しており，翼の失速角を 17° とした．

以上より，主流流速 20, 40, 60 m/s での翼の失速角はそれぞれ，14, 15, 17° と判断した．

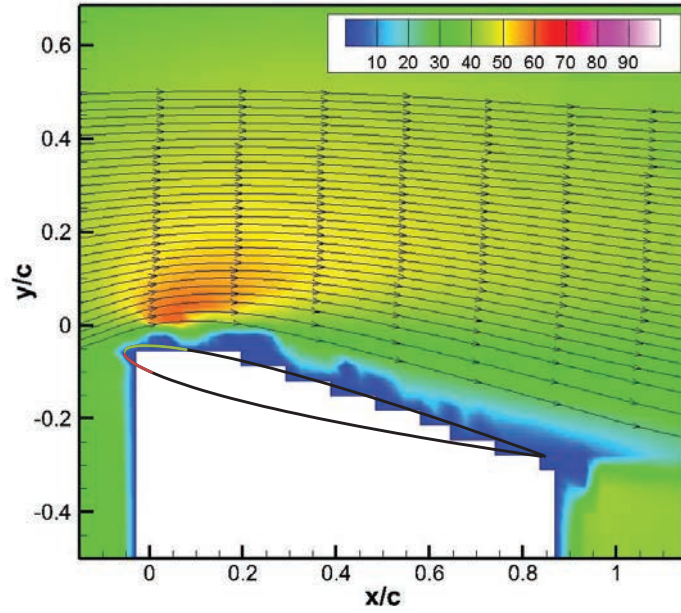


(a) AoA = 13 degrees

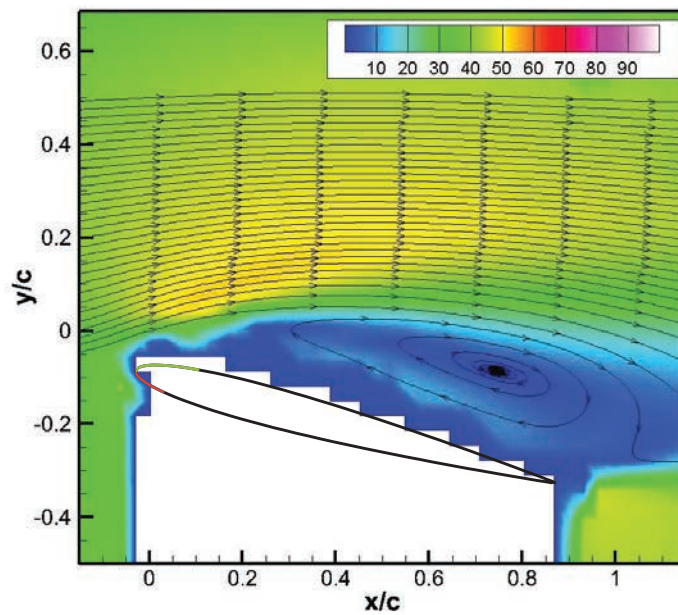


(b) AoA = 14 degrees

図 2.5 プラズマアクチュエータ非駆動時の流速等値面 (主流流速 20 m/s)

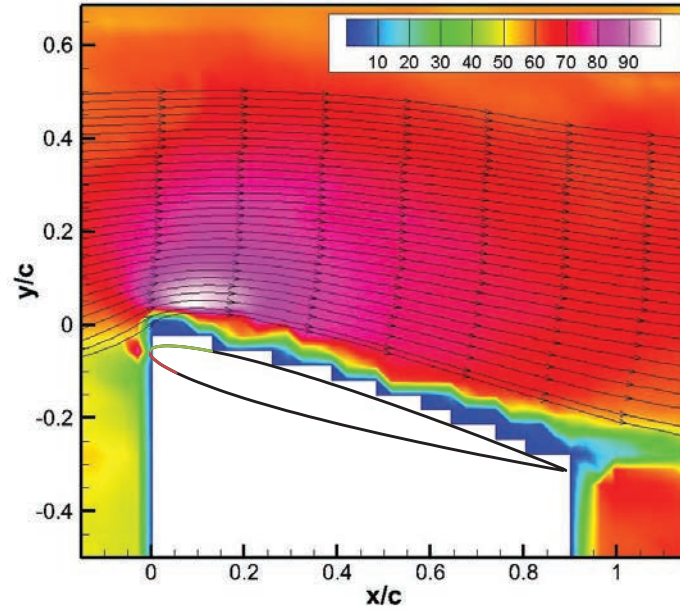


(a) AoA = 14 degrees

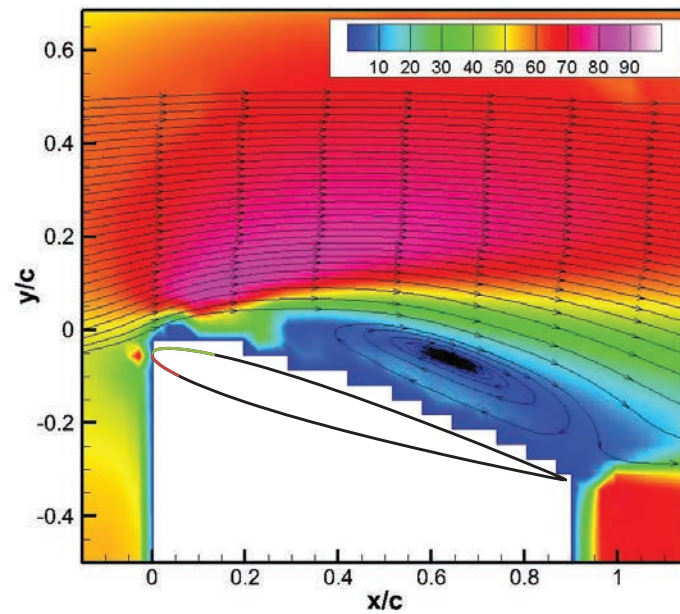


(b) AoA = 15 degrees

図 2.6 プラズマアクチュエータ非駆動時の流速等値面 (主流流速 40 m/s)



(a) AoA = 16 degrees



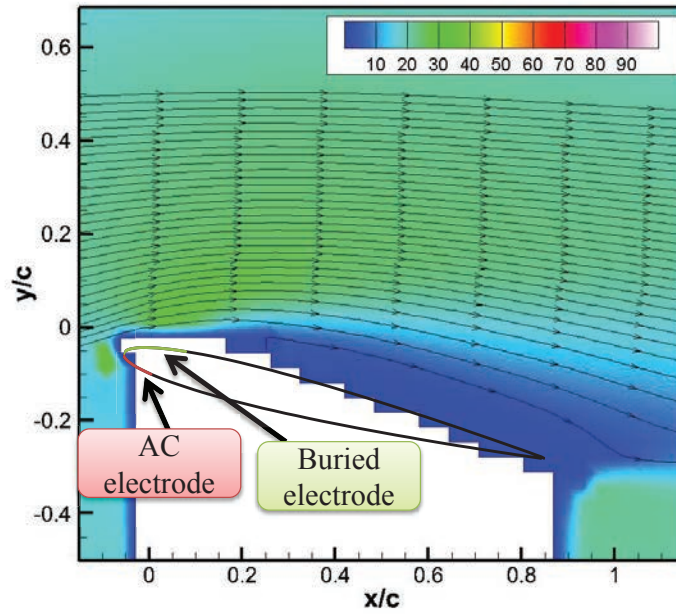
(b) AoA = 17 degrees

図 2.7 プラズマアクチュエータ非駆動時の流速等値面 (主流流速 60 m/s)

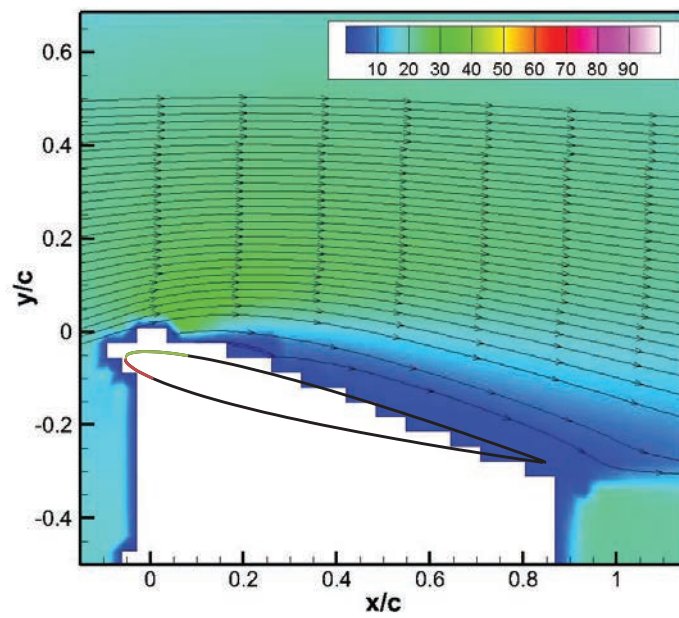
2.3.2 剥離抑制に最適な駆動条件 (無次元周波数条件) の調査

翼面での気流剥離抑制のために最適なプラズマアクチュエータ駆動周波数 (パルス変調周波数) を調査した. なお, 本研究ではプラズマアクチュエータの駆動周波数は無次元数 St (2.2.2 節 式(2.1) 参照) を用いて示す.

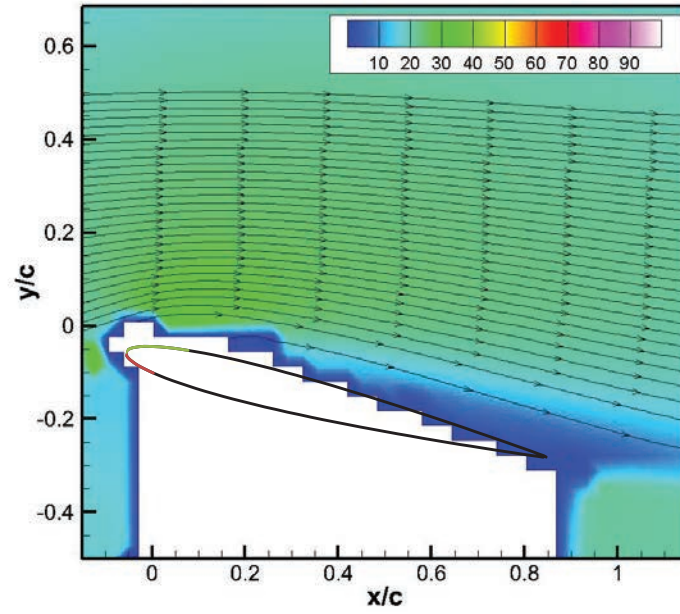
図 2.8 に主流流速 20 m/s で翼の迎角を 14° (失速角) に設定し, プラズマアクチュエータを $St=2, 3, 4, 5$ の条件での駆動した場合の時間平均した流速コンターを示す. これらの結果より, プラズマアクチュエータを $St=4$ の条件で駆動すると翼負圧面上の低速領域が減少し, 気流が翼面へ付着していることがわかった. $St=2, 3$ と 5 の駆動条件では, 翼面上の低速領域の広さがプラズマアクチュエータ非駆動時と大きな差がなかった. 以上より, $St=4$ の無次元周波数条件が翼面の剥離抑制効果が大きいことがわかった. なお, 翼面の剥離抑制に最適なプラズマアクチュエータの駆動 St 数は約 $1\sim 20$ と文献により差があるが^[1,48-55], $St=1$ を翼面での気流剥離改善に最適な駆動条件とする実験結果が多い. 文献[52]では, 翼の迎角によって最適な St 数が変化することを報告している. さらに, 流速や乱流強度といった気流の特性にも起因して翼近傍での流れに最適な駆動条件が異なると考えている.



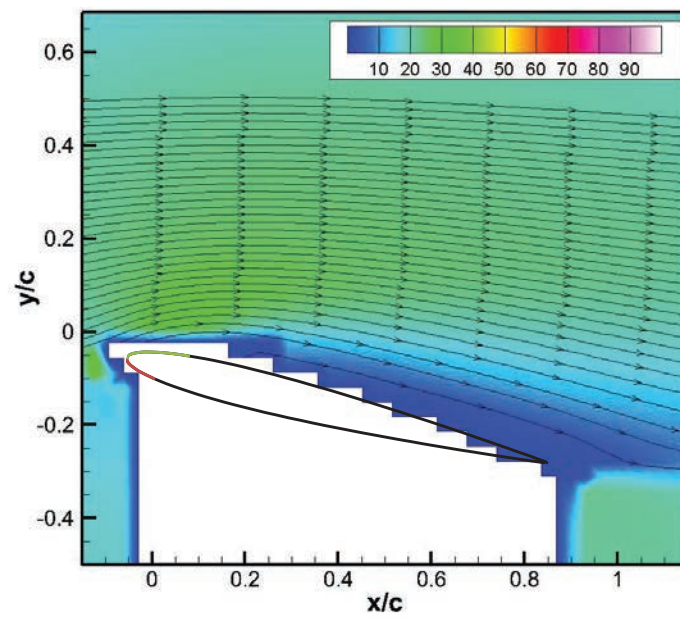
(a) $St = 2$



(b) $St = 3$



(c) $St = 4$



(d) $St = 5$

図 2.8 駆動周波数による流速分布の変化 (主流速度 20m/s)

2.3.3 印加電圧の調査

本研究では、主流流速 20, 40, 60 m/s のそれぞれの失速迎角において、翼面からの気流の剥離抑制に要求される推力を調査するために、プラズマアクチュエータへの印加電圧を 1 kV_{pp} ずつ変化させて失速角を調査した。なお、プラズマアクチュエータは $St = 4$ (主流流速 20, 40, 60 m/s) の駆動条件で実験を行った。松田らの先行研究より、NACA0015 翼 (翼弦長 180 mm) に対して主流速度 20 m/s の実験で最適な駆動条件は $St = 1.8$, 50 m/s では $St = 2.5$, 70 m/s では $St = 2.3$ であった。これら 3 つの流速条件に対して $St \approx 2$ であることが報告されている^[49]。本実験の範囲においても、プラズマアクチュエータの最適な駆動条件への主流速度の違いによる影響は小さいと考えている。

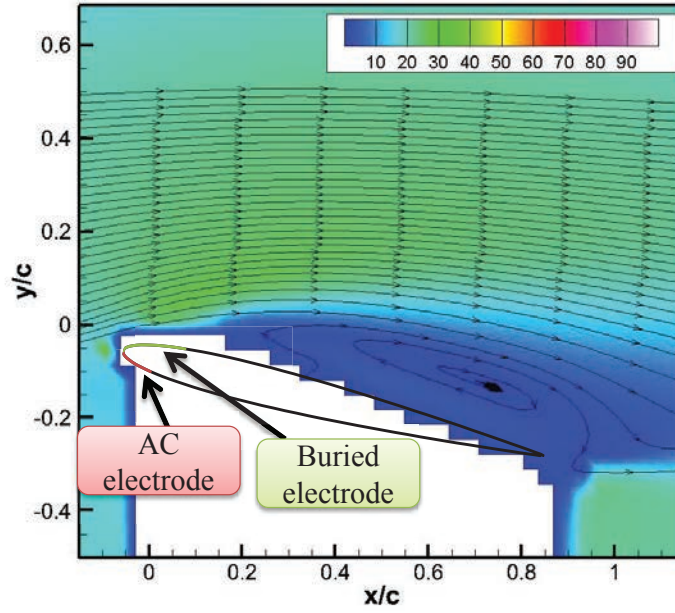
図 2.9 に、主流速度 20 m/s において、プラズマアクチュエータを $St = 4$ で駆動し、13 と 14 kV_{pp} の電圧を印加した場合の時間平均流速等値面を示す。13 kV_{pp} を印加した場合の時間平均流れ場は、プラズマアクチュエータ非駆動時の場合と同様に翼面では大きな低速領域 (剥離領域) が存在した。14 kV_{pp} を印加した場合、13 kV_{pp} の場合よりも剥離を抑制できることがわかった。以上より、14 kV_{pp} を剥離低減に必要な最低印加電圧と判断した。

図 2.10 に主流速度 40 m/s における、プラズマアクチュエータを $St = 4$ で駆動し 16 kV_{pp} と 17 kV_{pp} の電圧を印加した場合の時間平均流速コンターを示す。同様に、図 2.11 に主流速度 60 m/s におけるプラズマアクチュエータを $St = 4$ で駆動し、20 kV_{pp} と 21 kV_{pp} を印加した場合の時間平均流れ場を示す。主流速度 20 m/s と同様の判定方法で、主流速度 40 m/s と 60 m/s に対して、剥離抑制に必要な印加電圧をそれぞれ 17 kV_{pp} と 20 kV_{pp} とそれぞれ判断した。

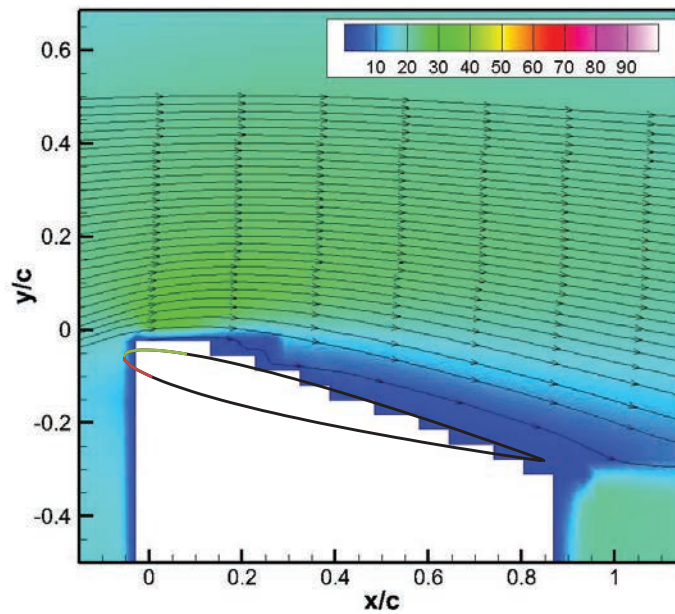
上述の実験結果より得られた剥離抑制に必要な印加電圧を整理して図 2.12 に示す。横軸は主流速度、縦軸は翼面の気流剥離抑制に必要な印加電圧である。この結果より、流速が増加すると要求される印加電圧がおおむね比例して増えていることがわかった。さらに、推力が印加電圧の 3.5 乗に比例することを利用し^[25]、印加電圧の比を推力比へ換算する。その結果を図 2.13 に示す。横軸は主流の流速を 20 m/s で無次元化した流速比、縦軸は 20 m/s の時に要求された印加電圧で無次元化し、さらに印加電圧の比を 3.5

乗し推力比へ換算した値である。この結果より、20m/s の速度と推力を基準（速度 U_{20} と推力 T_{20} ）として、速度 (U) に対して剥離抑制に要求される推力 (T) を算出する以下の近似 2 次曲線を得た。

$$T/T_{20} = 0.85(U/U_{20})^2 - 1.7(U/U_{20}) + 1.85 \quad (2.2)$$

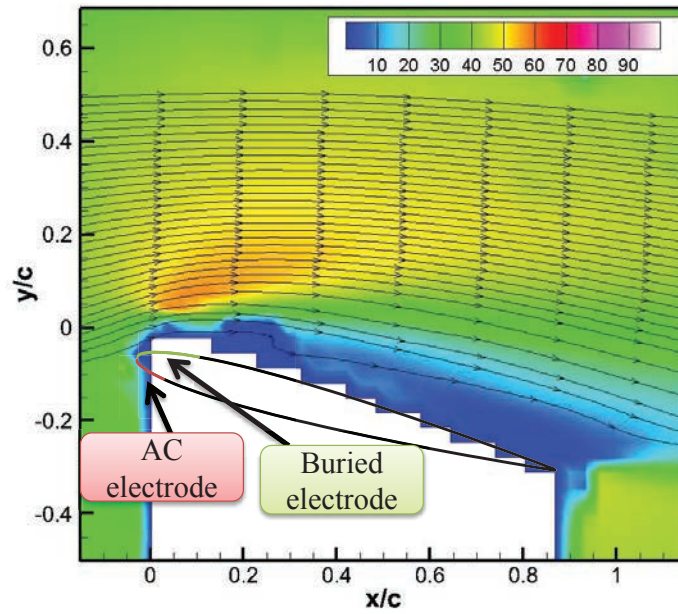


(a) Applied 13 kV_{pp}

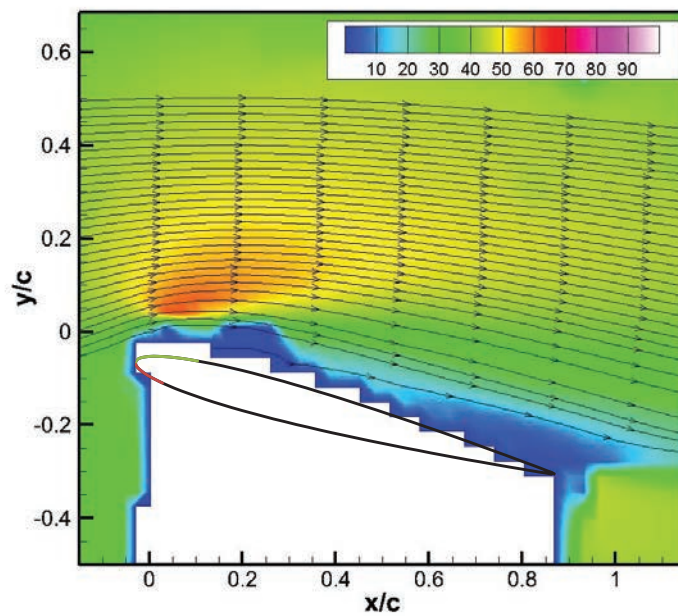


(b) Applied 14 kV_{pp}

図 2.9 流速 20 m/s での $St = 4$ での駆動時の流速等値面 (m/s)

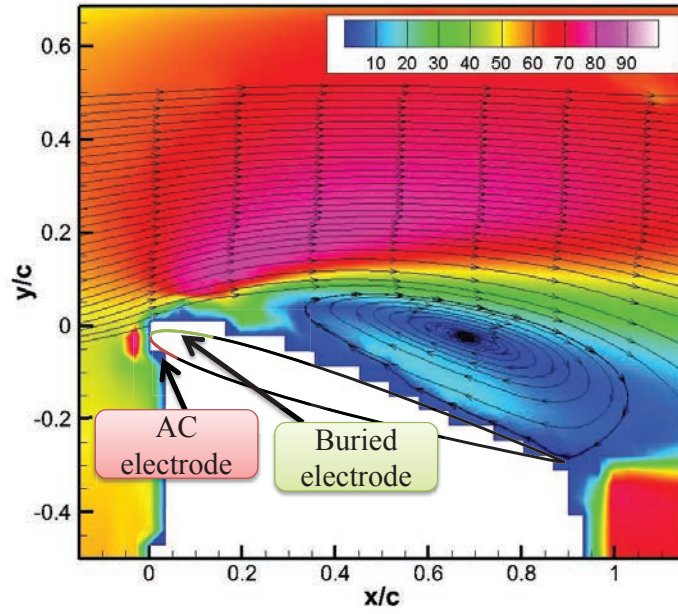


(a) Applied 16 kV_{pp}

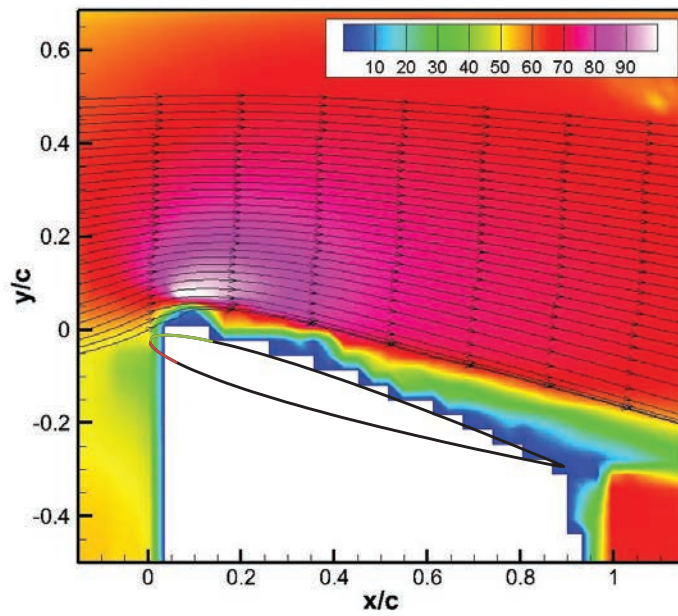


(b) Applied 17 kV_{pp}

図 2.10 流速 40 m/s での $St = 4$ での駆動時の流速等値面 (m/s), 失速迎角 15°



(a) Applied 20 kV_{pp}



(b) Applied 21 kV_{pp}

図 2.11 流速 60 m/s での $St = 4$ での駆動時の流速等値面 (m/s), 失速迎角 17°

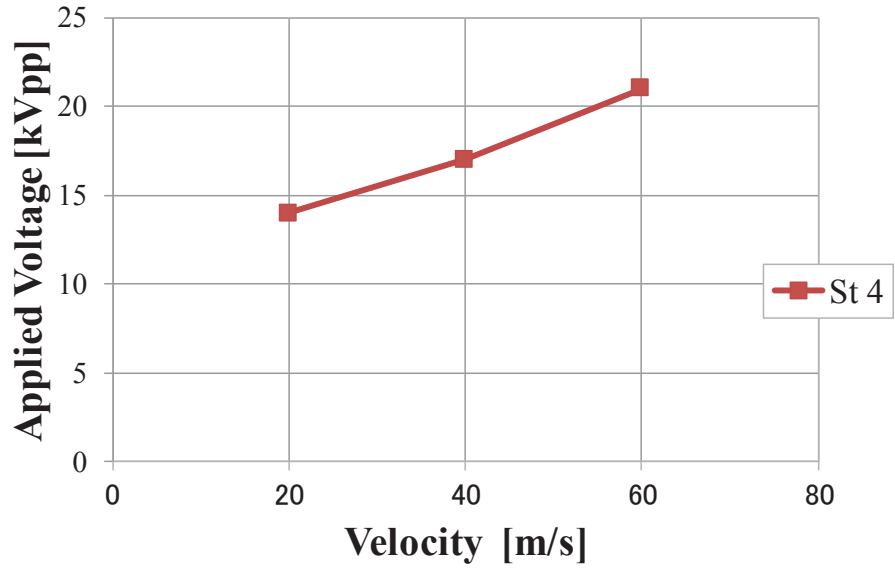


図 2.12 主流速度に対し剥離抑制に要求される印加電圧

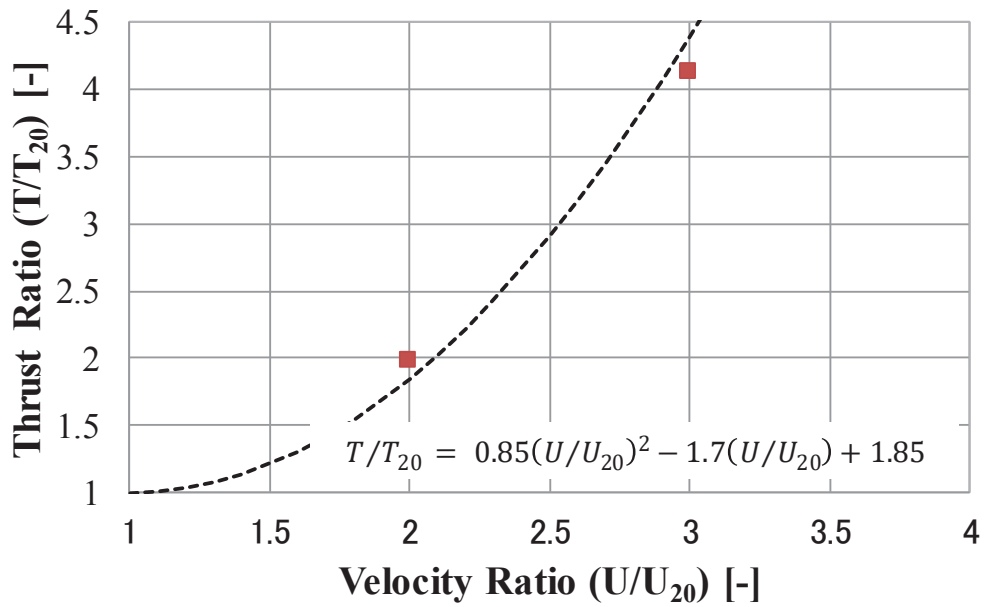


図 2.13 主流流速比と推力比の関係

2.4 本章のまとめ

本章では、NACA0015 翼の前縁に設置した SDBD プラズマアクチュエータを非定常駆動することで、主流速度 20~60 m/s の翼面の気流剥離を抑制する実験を実施し、PIV (Particle Image Velocimetry) を用いて計測した。さらに、気流の剥離改善に必要な推力比を電源からの印加電圧の比より算出し、流速比に対する推力のカーブを推定した。以下に結論を示す。

- ・気流剥離の抑制に最適なパルス変調制御の無次元周波数は、主流速度 20 m/s では $St = 4$ とわかった。この駆動周波数にて気流剥離抑制ができることを主流速度 20, 40, 60 m/s で確認した。
- ・主流速度 20 m/s とその結果の翼面の剥離抑制に要求される印加電圧の値を用いて 40 m/s と 60 m/s の結果無次元化し、さらに印加電圧の比を 3.5 乗し推力比へ換算することで、20 m/s の条件を基準として、速度に対して要求される推力を算出する近似 2 次曲線を得た。

第3章

Al₂O₃ 誘電体の三電極プラズマアクチュエータの推力特性

3.1 はじめに

本章では酸化アルミニウム (Al₂O₃) を誘電体を持つ、三電極 (TED) プラズマアクチュエータの流体制御能力に焦点を当てる。一般に SDBD プラズマアクチュエータの誘起ジェット推力は印加電圧のおおよそ 3.5 乗に比例することが知られており、流体制御力向上のためには高電圧を印加することが単純かつ有効なアプローチである。しかし、印加可能電圧は誘電体の絶縁耐力により制限されるため、大きな推力を得るためには高い電圧まで絶縁が保たれる誘電体材質を使用する必要がある。航空用エンジン等の内燃機関においてプラズマアクチュエータを使用するには、高い融点を持つ材料を用いてアクチュエータ素子を製作する必要がある。誘電体を使用する材料の候補は幅広く存在する (表 1.1 に誘電体の物性を示す) が、上述したように高い融点と絶縁耐力を同時に持つ材料として、セラミックスのひとつである Al₂O₃ が挙げられる。

本章では、Al₂O₃ 誘電体のプラズマアクチュエータの放電および熱に対する耐久性を調査し、実問題への応用可能性を確認する。さらに、Al₂O₃ を誘電体に採用した三電極プラズマアクチュエータの体積力による反作用をアクチュエータからの推力として静止空气中で計測した結果について解析する。

3.2 実験装置

3.2.1 プラズマアクチュエータ駆動装置

本実験におけるプラズマアクチュエータの駆動システム概要を図 3.1 に示す。プラズマアクチュエータの駆動信号はファンクションジェネレータ (Agilent 33220A) により 0-5 V の TTL 信号として生成される。この信号を電力増幅器および変圧器 (Minipuls4 および Minipuls6) により増幅する。この電力増幅器では 400 W, 70 V_{pp} まで入力値を増

幅する。さらに、変圧器では AC 電圧の振幅が 30 kV_{pp} まで強化でき、周波数 5-15 kHz の範囲まで対応できる。このようにしてプラズマアクチュエータを駆動する交流高電圧を得る。電圧波形はデジタルオシロスコープ (Tektronix, MSO 4034) により監視した。また、DC 電極には高電圧直流電源 (松定プレシジョン, HAR-30) によって正負の直流高電圧を直接印加する。高電圧直流電源と、交流高電圧印加用の直流安定化電源により消費される電力は電力計 (日置電機 クランプオンセンサ 9298) により測定した。

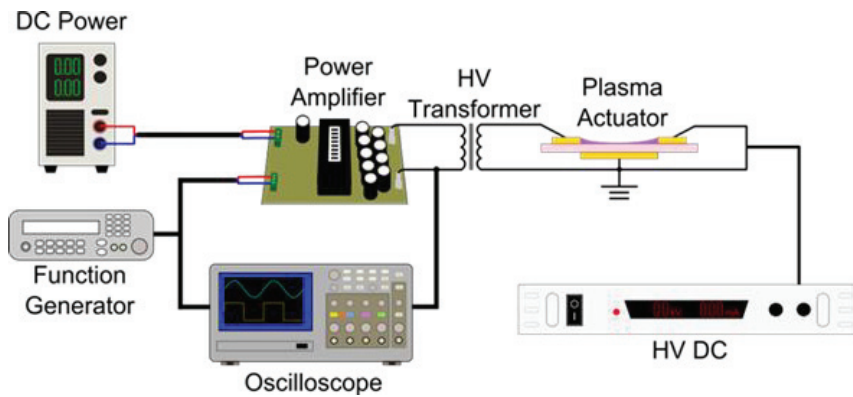


図 3.1 プラズマアクチュエータ駆動装置の概要図

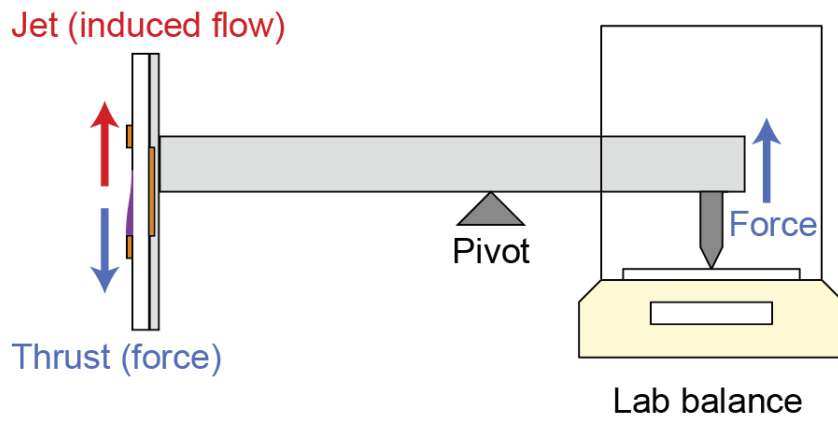
3.2.2 推力計測装置

本研究ではプラズマアクチュエータが発生する誘起流の推力を、アクチュエータへ作用する空気力の反作用として計測した。図 3.2 に推力測定実験に用いた実験装置の概略を示す。図 3.3 は使用したてこの写真である (図 3.2 では、てこの部分を灰色に色付けて示してある)。これらのでこを用いてプラズマアクチュエータより発生する推力を直接分析天秤で計測した。推力測定には図 3.4 に示す分析天秤 (島津製作所, A UW320) を用いた。プラズマアクチュエータ素子に平行方向の力と垂直方向の力を両方測定するた

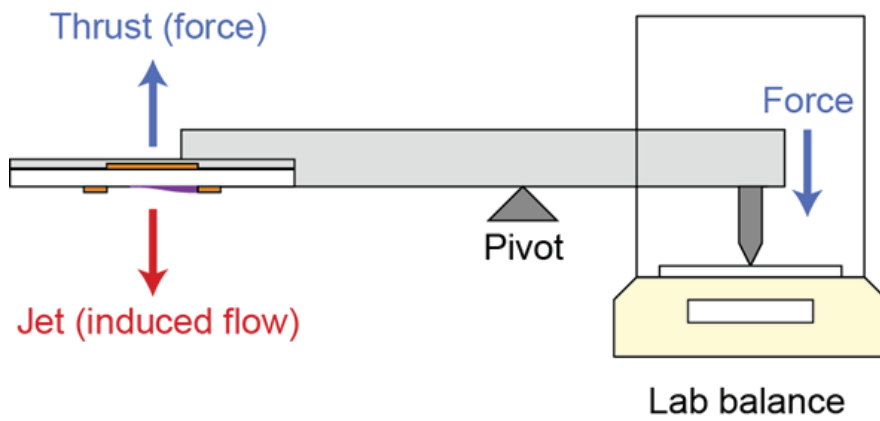
め、図 3.3 に示すように支持棒を 2 種類用意し、2 分力の推力を測定した。図 3.2(a)の場合、プラズマアクチュエータ素子に対して平行方向の推力を測定した。また、素子に対して垂直方向の推力は図 3.2 (b) のようにして測定した。支持棒の長さの比は支点を挟んで 1:2 となるように取り付けた。ただし、プラズマアクチュエータの基準点 (力点) は露出電極間の中心である。天秤の読みを W [g] とすると、推力は $T = Wg / 2L$ [N/mm] で算出できる。ここで、 L は放電区間 [mm], g は重力加速度 [m/s^2] である。天秤の測定値はシリアル通信により PC に取り込まれ、約 20 秒ごとに 2000 点の値を平均し計測値とした。

プラズマアクチュエータ素子に対し水平方向の推力を、 T_h [mN/m]、プラズマアクチュエータ素子に対し垂直方向の推力を T_v [mN/m] とする。SDBD プラズマアクチュエータにおいては、水平方向推力 ($T_h \geq 0$) のみ計測した。一般に、SDBD プラズマアクチュエータの推力は電圧の 3.5 乗に比例して大きくなる。このときの $T_h \geq 0$ の推力を、SDBD プラズマアクチュエータの順流方向の推力とする。さらに、推力の絶対値 (大きさ) T_a [mN/m] を水平方向および垂直方向の推力により算出した。この推力の絶対値 (T_a) は式 (3.1) のように算出した。

$$T_a = \sqrt{T_h^2 + T_v^2} \quad (3.1)$$

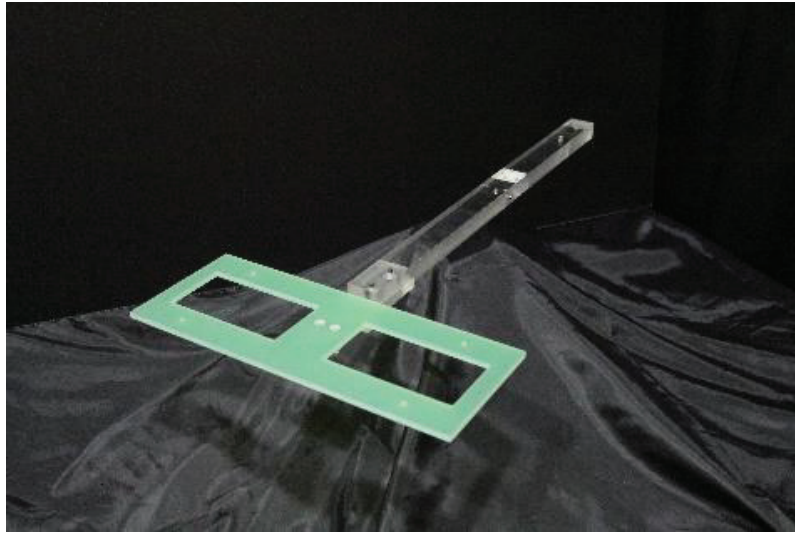


(a) 水平方向推力の計測システム

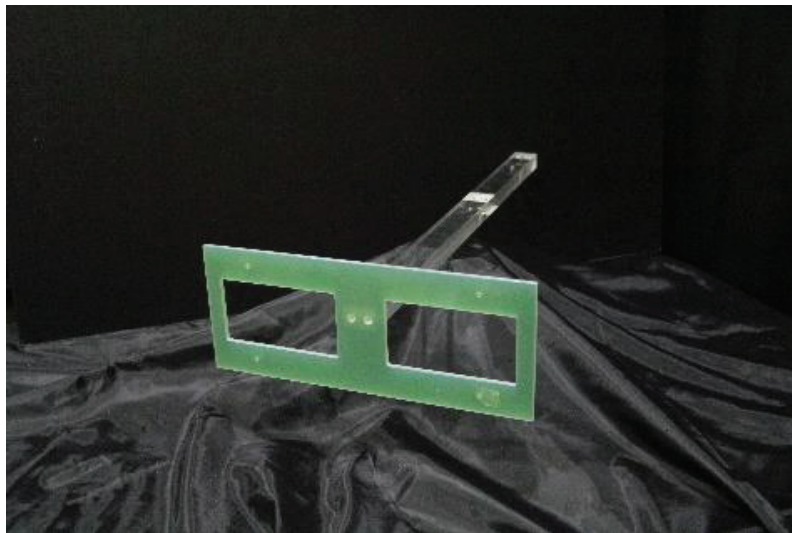


(b) 垂直方向推力の計測システム

図 3.2 推力計測装置の概要図



(a) 水平方向推力計測用のてこ



(b) 垂直方向推力計測用のてこ

図 3.3 各推力方向計測時に使用するてこ



図 3.4 島津製精密天秤の写真 (AUW320)

3.2.3 可視化装置

高速シュリーレン可視化装置を用いて流れ場の可視化を実施した。シュリーレン光学系での可視化は、PIV (Particle Image Velocimetry) などと比較すると油などの粒子をシーディングする必要が無いため、優れた可視化方法である。一般的に、シュリーレン光学系は密度変化が起こるような圧縮性の高速気流を可視化することに使われる技術である。本研究では気流の速度は遅い (~ 10 m/s) が、シュリーレン光学系を用いた可視化が可能である。これはプラズマアクチュエータによる放電が熱を生じ、誘起流と共に熱の移動が起こり、流れ場において密度勾配が観測されるためである。これらの ”Virtual Seeding (仮想的なシーディング)” は外部からのシーディング無しで誘起流をシュリーレン可視化することができる。表 3.1 に TED プラズマアクチュエータの推力計測のための実験条件を示す。シュリーレン光学系での高速の可視化のために、高速度カメラ

(Photron FASTCAM SA-X2) を用いて 1 秒間に 1000 フレームで流れを撮影した。

表 3.1 推力計測条件

AC frequency: f_{ac}	11 kHz, 16kHz
AC voltage: V_{ac}	10.0 – 20.0 kV _{pp}
DC voltage: V_{dc}	0 – ±30.0 kV
Electrode material	Copper
Dielectric layer material	Al ₂ O ₃
Dielectric layer thickness	2 mm
Buried electrode width	40 mm
Exposed electrode width	5 mm
Overlap of electrodes	0 mm
Discharge length	200 mm

3.3 実験条件

3.3.1 電子的耐久性評価および熱的耐久性評価

本実験においては、Al₂O₃ 誘電体プラズマアクチュエータの放電による電子的および熱に対する耐久性を高電圧・長時間駆動実験により評価した。

一般的に、プラズマアクチュエータ駆動時には、誘電体に穴が開くなど破損し上部と下部の電極が電氣的に短絡すると誘電体バリア放電が生じず、プラズマアクチュエータは駆動不能となる。誘電体である固体の高電圧印加による絶縁破壊は、放電による電子的破壊と、熱的な破壊に分けることができると考えられる^[56,57]。なお、電子的な破壊は瞬時に生じるのに対し、熱的な破壊は温度上昇に伴い時間を経過して生じるため、これらには時間スケールに違いがある。まず、誘電体バリア放電条件下における誘電体の絶縁耐力を調べる実験を行った。実験においては Al₂O₃ 誘電体の厚さが 0.2 mm, 0.5 mm お

よび 1 mm と 3 種類の異なる SDBD アクチュエータ素子を製作し、それぞれの素子へ印加する AC 電圧を約 5kV_{pp} ずつ増加させ、放電により誘電体が破損するまで駆動させ、駆動限界電圧を調べた。この実験より、Al₂O₃ 誘電体の印加可能電圧（絶縁耐力、kV/mm）を算出し、電子的な耐久性を満足する誘電体を以下の熱的な耐久試験へ準備する。

次に、熱的な耐久性を評価するためにプラズマアクチュエータの長時間駆動実験を行った。プラズマアクチュエータ駆動時には熱が生じ、静止流中では素子全体の温度が徐々に上昇するが、本実験で注目するのは流体制御時のプラズマアクチュエータにおける、局所的な温度上昇による絶縁破壊であるため、プラズマアクチュエータから発生する熱量全体は適切に放熱量とバランスさせなければならない。

本実験では、ダクト内に固定した Al₂O₃ 誘電体プラズマアクチュエータ素子を設置し、気流を流すことで上記のような状態を実現した。図 3.5 に示すのは長時間駆動実験の実験装置概略である。今回、強制対流による放熱量 (Heat Dissipation) をプラズマアクチュエータからの発熱量 (Heat Production) よりも大きい条件に設定し、Al₂O₃ 誘電体プラズマアクチュエータを長時間連続的に駆動し続け、破損するまでの時間を調査した。プラズマアクチュエータは、電気的なエネルギーから空気の運動量のエネルギーへの変換効率が 0.1% ~ 0.2%程度^[32,33]と言われている。本実験では、入力全電力量に対してプラズマアクチュエータ素子における発熱量の比が 1%を過大側に見積り、AC 電源の消費電力量 1 kW から 10 W がプラズマアクチュエータ素子上で発熱すると仮定した。次にプラズマアクチュエータから周囲の空気への放熱量を見積もった。今回は、誘電体の温度を気流温度+10°Cと仮定し、このときに気流による強制対流の放熱量 Q が約 10 W となるように流速等のパラメータを調節した。今回は、強制対流による放熱量を発熱量より大きくするために、流速約 80 m/s で気流を流し放熱を促進した。なお、放熱量の算出には、以下の式 (3.2) を用いた。

$$Q = h_{\text{air}} \times (T_{\text{heat}} - T_{\text{amb}}) \times A_{\text{heat-surface}} \quad (3.2)$$

ここで、 h_{air} は熱伝達率[W/m²k], $A_{\text{heat-surface}}$ は誘電体の表面積[m²] である。本検討では、熱伝達率は乱流境界層の場合の平板からの平均熱伝達率の式^[58,59]を用いた。

$$h_{\text{air}} = \lambda/L \times 0.037Re^{0.8}Pr^{1/3} \quad (3.3)$$

ここで、 L は代表長さ[m]、 λ は熱伝導率[W/mk]、 Re はレイノルズ数、 Pr はプラントル数である。また、レイノルズ数を算出する際には、平板の流れ方向の長さを代表長さとし、ダクト内の主流流速と空気の温度の密度を用いて計算した。具体的には、 $L=200$ mm、 $\lambda = 0.0287$ [W/mk]、 $Re = 3.2 \times 10^6$ 、 $Pr = 0.71$ の値を用いた。

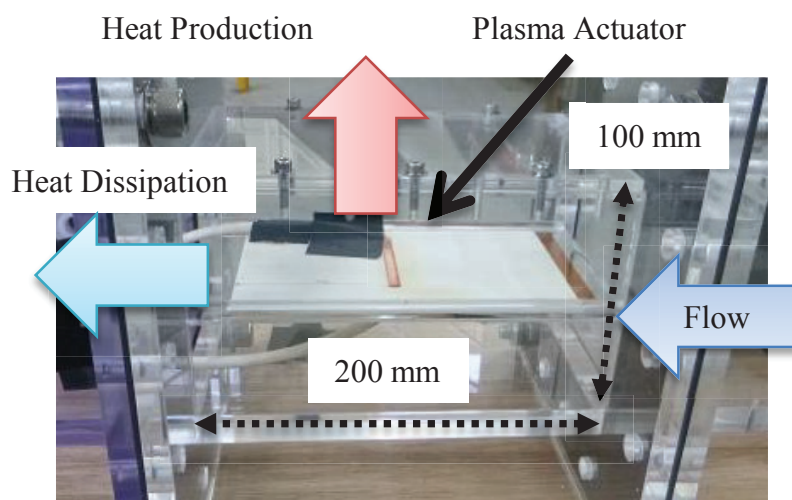


図 3.5 熱的耐久実験の実験装置写真

3.3.2 三電極 (TED) プラズマアクチュエータの推力計測

本実験では露出電極へ印加した電圧の影響を調査するため、AC 電極の周波数を一定に設定した。その状態で、AC 電圧と DC の電圧をパラメータとして変化させ推力への影響を調査した。上述の表 3.1 に、本実験で使用した三電極および SDBD プラズマアクチュエータの構成と実験条件を示している。なお、 $V_{dc} = 0$ kV 条件では、SDBD プラズマアクチュエータとして駆動する。

3.4 結果と考察

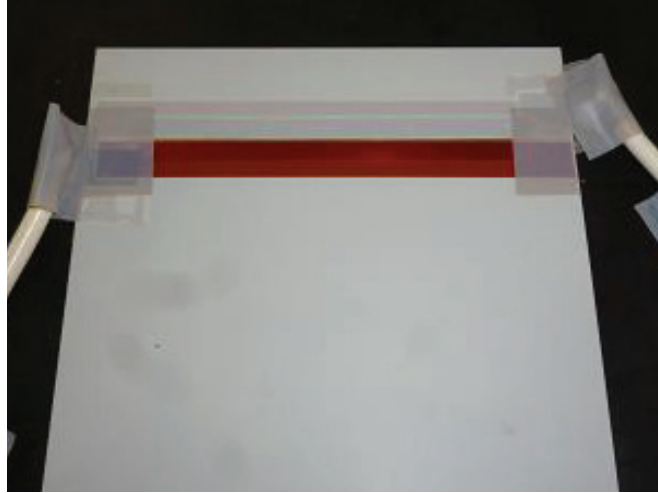
3.4.1 耐久性評価

図 3.6 に示すのは電圧印加前後のプラズマアクチュエータ素子表面の写真一例である。このとき、プラズマアクチュエータ誘電体の厚さは 0.2 mm であり、印加電圧 (V_{ac}) は 10 kV_{pp} である。図 3.6 (b) では電極近傍の誘電体に絶縁破壊が生じ、プラズマアクチュ

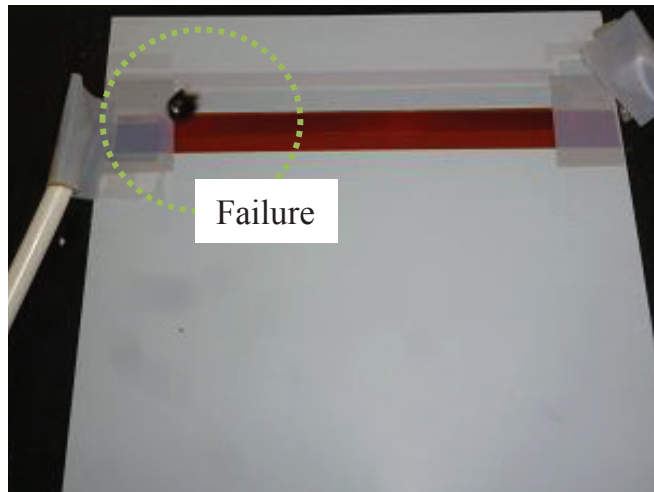
エータは駆動不能となっている。写真に示すように、絶縁破壊による損傷（および、損傷時の異常放電）は目視によって容易に判定できるため、本実験では電圧を印加後にプラズマアクチュエータに破損があるかどうか目視にて観察・評価した。

図 3.7 に、 Al_2O_3 誘電体によるプラズマアクチュエータの高電圧駆動実験結果をまとめて示す。図中では、誘電体が破損した条件と、破損せず駆動できた電圧条件の最大印加 AC 電圧を、誘電体厚さ毎に示している。厚み毎の最大印加可能電圧の数値を結び Al_2O_3 の絶縁耐力を算出する（計測した破壊電圧は参考値として載せている）。なお、この実験では印加電圧 (V_{ac}) を 5 kV_{pp} ずつ増加したが、 30 kV_{pp} の条件においては厚み 1.0 mm の素子は破損しなかったためプロットが無い。この結果より、厚み毎の最大印加可能電圧を結ぶ近似直線の勾配を算出し、 Al_2O_3 誘電体プラズマアクチュエータの誘電体バリア放電時の絶縁耐力は $25\sim 30 \text{ kV}_{pp}/\text{mm}$ であることがわかった。なお、三電極プラズマアクチュエータにおいても、誘電体破損は AC 電圧に依存するため、同様の結果が生じると考えられる。以後の実験では電源装置の出力限界である 40 kV_{pp} までを使用することを想定している。そのため、厚さ 2 mm の Al_2O_3 誘電体を用いることで十分な電子的な耐久性を確保できると考えた。

SDBD プラズマアクチュエータをダクト内に設置し長時間駆動した結果について示す。なお、上記の熱収支見積より、強制対流の気流速度を 80 m/s とし、印加電圧は $V_{ac} = 35 \text{ kV}_{pp}$ に設定した。また、上述の実験結果より、本条件は厚さ 2 mm の Al_2O_3 誘電体に対して絶縁耐力に問題がないことが分かっている。実験は電圧 60 分間印加し停止することを 1 サイクルとし、これを繰り返し実施したが、累積 700 分間（約 12 時間）駆動後もプラズマアクチュエータは問題なく駆動することを確認した。図 3.8 に実験時の写真を示す。



(a) 実験前の状況



(b) 実験後破損時の状況

図 3.6 電子的耐久性評価実験時の様子

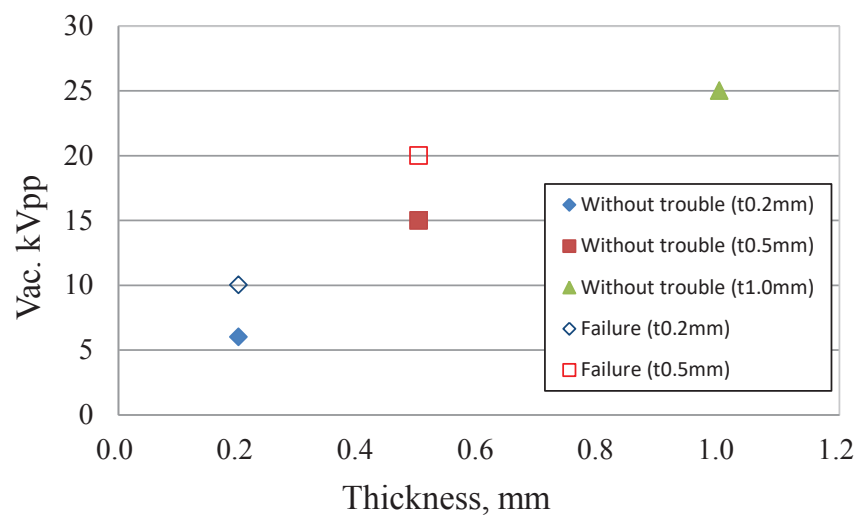


図 3.7 Al₂O₃ 誘電体プラズマアクチュエータの絶縁耐力と誘電体厚さの関係

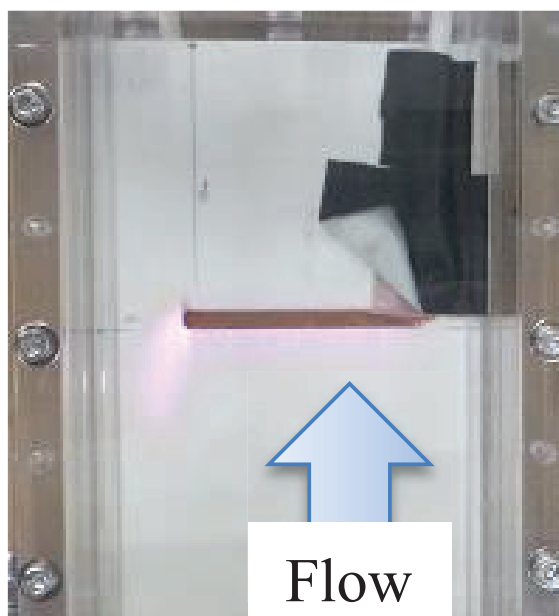


図 3.8 熱的耐久性評価実験時の様子：
駆動開始後 700 分経過時の駆動状況

3.4.2 推力特性

図 3.9 に三電極プラズマアクチュエータの駆動 AC 周波数が 11 kHz での DC 電圧に対する推力の依存性を示す。この節では AC 印加電圧が $V_{ac} = 15.0 \text{ kV}$ (図 3.9(a)) のときの結果について示す。この結果から、 $V_{dc} = 0 \text{ kV}$ では 7.18 mN/m の推力が発生している。なお、 $V_{dc} = 0 \text{ kV}$ のときは SDBD プラズマアクチュエータとして駆動している。次に、DC 電圧 (V_{dc}) に対する依存性を評価する。 V_{dc} が小さい範囲 ($|V_{dc}| < 0$) では SDBD プラズマアクチュエータと比較すると推力が徐々に向上することがわかった。さらに正の高 DC 電圧を印加すると、その推力は V_{dc} が最大条件 ($V_{dc} = 25.0 \text{ kV}$) まで推力が単調に増加する。 $V_{dc} = 25 \text{ kV}$ での絶対推力は 18.84 mN/m となり、SDBD プラズマアクチュエータに同じ条件の AC 電圧を印加した場合と比較して推力が 162% 向上した。なお、本実験での最大 DC 電圧の印加条件は、露出電極間でのアーク放電 (火花放電) が発生することを制限として受けている。プラズマアクチュエータの誘電体バリア放電がアーク放電に移行した場合、プラズマアクチュエータの放電と誘起流れのコントロールが安定的にできなくなる可能性があるため実験を止めている。

負の DC 電圧を印加した場合も推力は徐々に向上している。しかし、 V_{dc} が -23 kV を超えた際に水平方向の推力が急に落ち込み、垂直方向の推力が増加する。この傾向は V_{dc} の増加とともに大きく向上する。この急な推力の低下は、水平方向にこれまでと反対側への大きな推力の発生が原因である。

図 3.11 に、 $V_{dc} = -25 \text{ kV}$ 、 $V_{ac} = 15 \text{ kV}_{pp}$ での誘起流を可視化した例を示す。この駆動条件では噴流のような誘起流が発生していることがわかった。この場合、DC 電圧を印加したことで電極周りの電場が強化され推力が向上したと考えられる。上述のように反対方向の推力が発生し、偏向した噴流が発生することが Sliding Discharge 時の特徴である [40-45]。この実験中にある程度の時間 (一瞬から数秒) プラズマアクチュエータを駆動すると Sliding Discharge がアーク放電へ移行することがあったため、Sliding Discharge は不安定な現象の可能性がある。

三電極プラズマアクチュエータが発生する推力への印加する電圧の影響について以下に示す。図 3.9 と 3.10 より、印加したさまざまな条件の AC 電圧の結果において、印

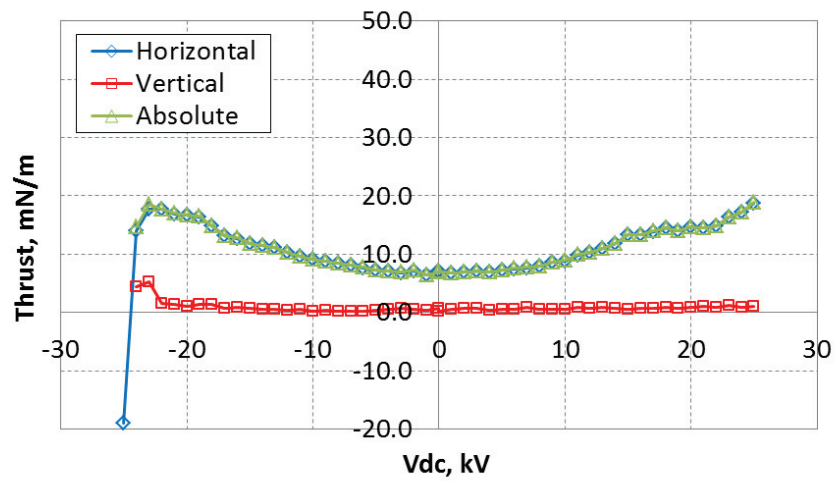
加した AC 電圧と DC 電圧に関わらず推力が向上していることがわかった。印加する DC 電圧の増加とともに推力の絶対値が増える傾向はすべての V_{ac} に対して同じであるため、高い V_{dc} を印加すると推力が大きく向上する現象は一般的傾向である。AC 電圧を増加した際に $V_{dc}=0$ での推力は大きくなった。しかし、DC 電圧を印加した場合の推力の向上は AC 電圧の増加と比べて単調ではない。 $V_{ac} = 13.0 \text{ kV}$ (図 3.9 (b)) と 20.0 kV (図 3.9 (c)) において高 V_{dc} 時に推力の大きな向上が観察された。特に、 $V_{ac} = 13.0 \text{ kV}$ では、推力の最大値が 46.79 mN/m に達した。これは、SDBD プラズマアクチュエータの同じ条件に対して 804%の推力向上となる。高い DC 電圧を印加した場合の誘起流れの挙動は、AC 周波数、電圧などのプラズマアクチュエータの要素により異なっている。今後、推力に影響を与える要素を実験と数値計算の両方から調査する必要があると考えている。

3.4.3 三電極プラズマアクチュエータの推力発生効率

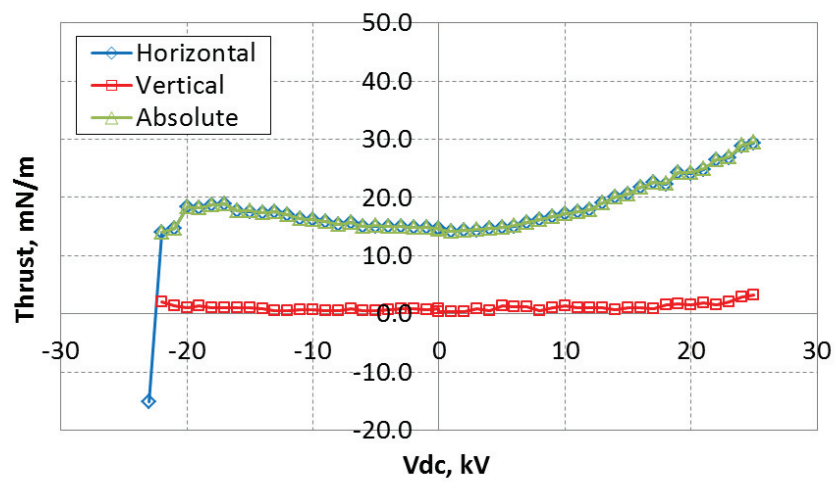
本節では、TED プラズマアクチュエータの消費電力と発生する推力の効率を調査した。図 3.12 に、TED プラズマアクチュエータが発生する推力の絶対値と三電極プラズマアクチュエータの電力消費量を示す。これらは $f_p = 11 \text{ kHz}$ の条件で計測した結果である。黒色の直線は、同条件の SDBD プラズマアクチュエータの結果を線形近似した結果である。負の DC 電圧を印加した場合 (TED-SD) の推力特性と消費電力の結果を図 3.12 (a) に示す。この図において、同一条件の AC 電圧 (V_{ac}) の結果結んだ線は V 字の形状となっている。これは、 V_{dc} を印加しても発生する推力の向上が小さいため、推力の発生効率が低い領域があることを意味している。なお、低い DC 電圧を印加した場合 SDBD プラズマアクチュエータの結果とほぼ同じ推力発生効率であった。また、高い V_{dc} を印加した場合は Sliding Discharge が発生すると推力が大きく向上するため推力の発生効率が急に回復する。これらの傾向はすべての V_{ac} の条件で同様となった。一方、正の電圧を印加した場合 (TED-DBD) は推力の発生効率が劇的に改善した (図 3.12 (b))。この結果は、わずかな正の DC 電圧を印加することで SDBD プラズマアクチュエータに比べて推力が向上することを示している。単位電力あたりの推力の発生効率は $V_{dc} = 22 \text{ kV}$,

$V_{ac} = 20.0$ kVにおいて、同条件の V_{ac} を印加した SDBD プラズマアクチュエータに対して約2倍になっている。

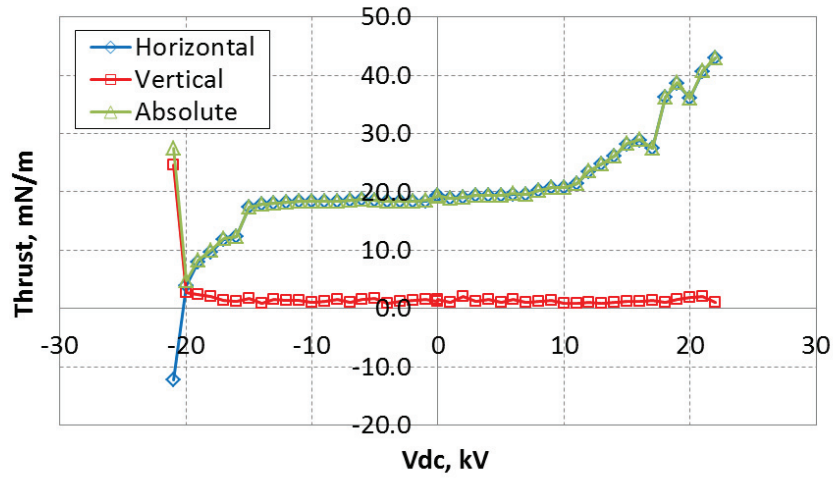
以上より、TED プラズマアクチュエータは従来用いられている SDBD プラズマアクチュエータに対して、推力とその発生効率の両方を向上できることが分かった。



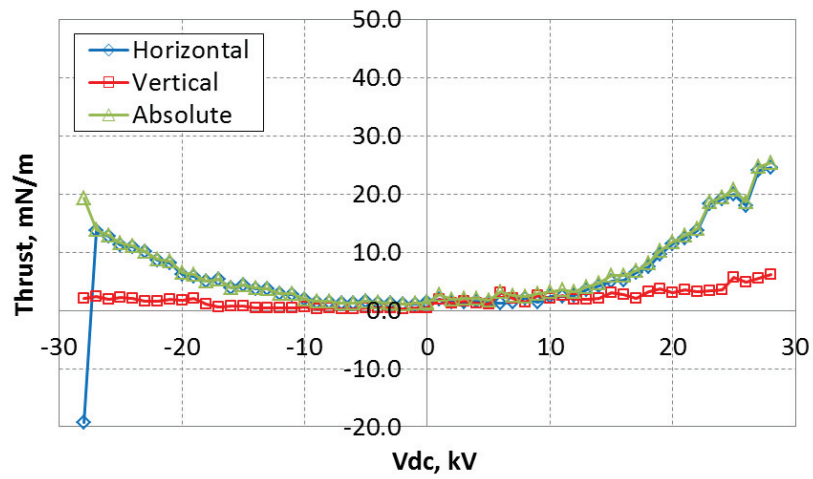
(a) $V_{ac} = 15.0$ kV, $f_p = 11$ kHz



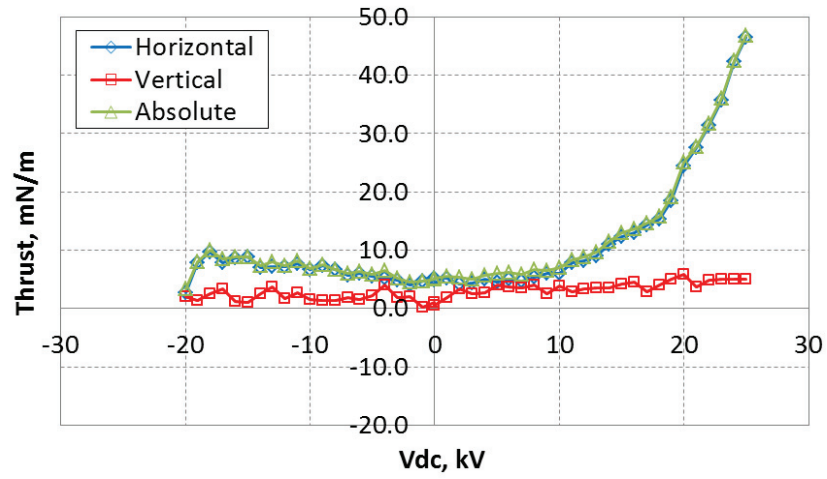
(b) $V_{ac} = 18.0$ kV, $f_p = 11$ kHz



(c) $V_{ac} = 20.0$ kV, $f_p = 11$ kHz



(d) $V_{ac} = 10.4$ kV, $f_p = 11$ kHz



(e) $V_{ac} = 13.0 \text{ kV}$

図 3.9 TED-SD プラズマアクチュエータが発生する推力の DC 電圧依存性

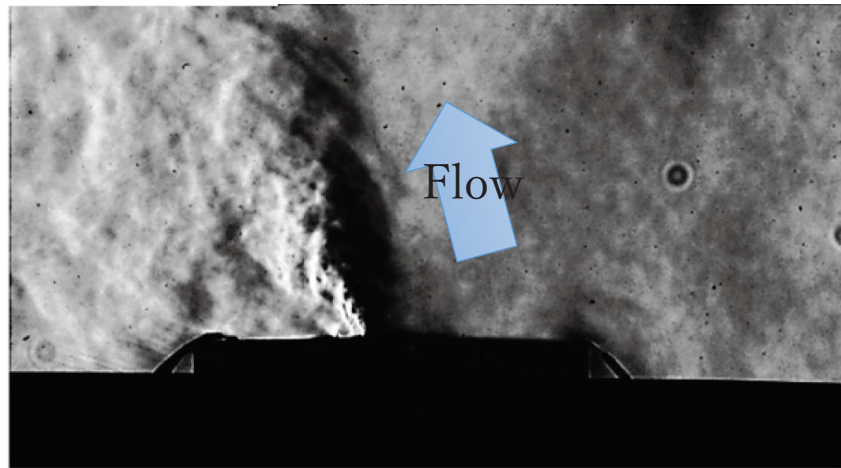
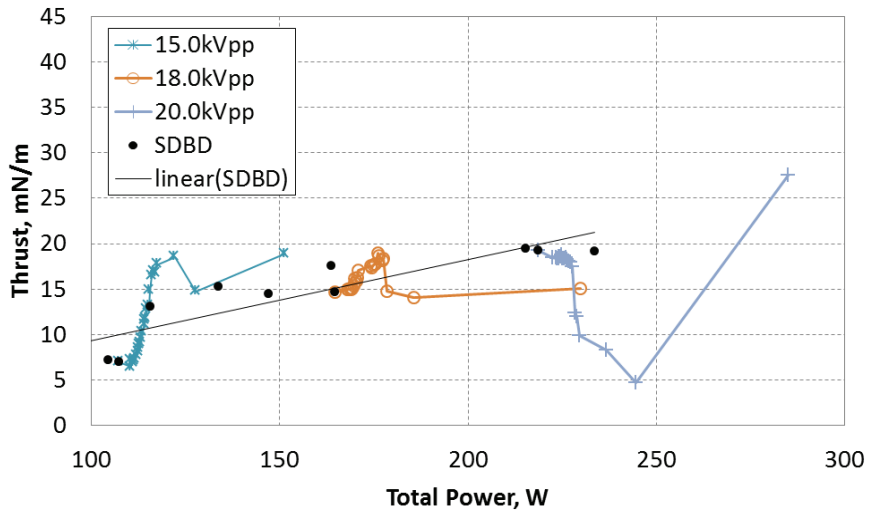
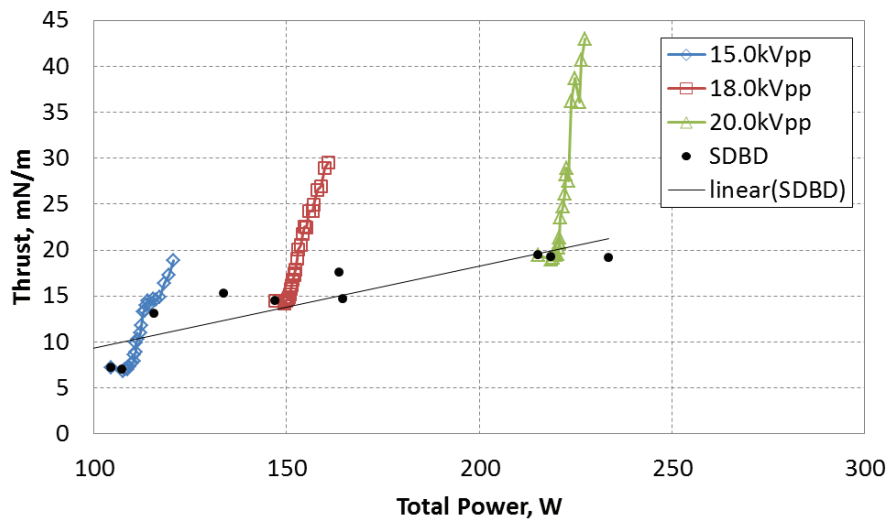


図 3.10 Sliding Discharge により誘起される瞬時の流れと放電の様子

($V_{ac} = 15.0 \text{ kV}_{pp}$ と $V_{dc} = -25.0 \text{ kV}$)



(a) Negative V_{dc} ($V_{dc} = -30 \sim 0$ kV)



(b) Positive V_{dc} ($V_{dc} = 0 \sim +30$ kV)

図 3.11 推力に対する駆動装置の消費電力の変化

3.5 本章のまとめ

本章では Al_2O_3 誘電体のプラズマアクチュエータの放電および熱に対する耐久性を調査し、実問題への応用可能性を確認するとともに、静止空気中での三電極 (TED) プラズマアクチュエータの噴流特性と流れのコントロール能力を調査した、これにより Al_2O_3 -TED プラズマアクチュエータのターボ機械への応用可能性について評価した。

放電および熱に対する耐久性調査においては、 Al_2O_3 誘電体プラズマアクチュエータの誘電体バリア放電時の絶縁耐力は $25 \text{ kV}_{\text{pp}}/\text{mm}$ 以上であり、三電極プラズマアクチュエータの駆動に支障がないことを確認した。また同条件における累積 700 分間の駆動においてもプラズマアクチュエータの劣化は生じないことが明らかになった。

また、三電極プラズマアクチュエータから発生する体積力を調べるために、プラズマアクチュエータにより引き起こされる誘起流の推力を計測し、またプラズマアクチュエータ周りの誘起流を高速シュリーレン法を用いて可視化することで、プラズマアクチュエータの推力生成特性を解析した。その結果、三電極プラズマアクチュエータが発生する推力は DC 電圧に依存する。DC 電圧が小さいときでは、推力は単調に増加することがわかった。一方、高い DC 電圧 ($> 20 \text{ kV}_{\text{pp}}$) においては、同一駆動条件の SDBD プラズマアクチュエータが発生する推力と比較して、生成推力は 804 % と大きく向上した。さらに、高い DC 電圧印加時には、TED プラズマアクチュエータは推力生成における電力効率が向上することを確認した。

以上の結果より、 Al_2O_3 -TED プラズマアクチュエータは高温に耐えられる誘電体の特性と、効率的に高い推力を発生できるメリットを持っている。

第4章

三電極プラズマアクチュエータを用いた翼 周り流れ制御

4.1 はじめに

三電極 (TED) プラズマアクチュエータが SDBD プラズマアクチュエータに比べて大きく推力が向上することがわかった。前章より, Al_2O_3 の誘電体を採用した TED-DBD プラズマアクチュエータの推力は SDBD プラズマアクチュエータに比べて約 800% と推力が大幅に向上することが確かめられた。

しかしながら, 三電極プラズマアクチュエータを用いて主流のある流れの制御を実施した研究はあまり行われていない。そこで, 三電極プラズマアクチュエータを用いて流体制御が可能であることを実証することを目的とし, 翼面周りの気流剥離を流体制御の対象として, 三電極プラズマアクチュエータによる剥離抑制が可能か調査した。

本章では, テフロンの誘電体の TED-DBD と TED-SD プラズマアクチュエータを NACA0012 翼へ適用した。今回, 低速の風洞において PIV を用いて翼周りの気流を計測し, SDBD プラズマアクチュエータに対し三電極プラズマアクチュエータによる翼面の剥離抑制の優位性について調査した結果を示す。

4.2 実験装置

4.2.1 プラズマアクチュエータ駆動装置および推力計測装置

プラズマアクチュエータの装置および推力の計測には 3 章 (3.2.1) に示した実験装置を用いた。

4.2.2 実験風洞

風洞試験には, 図 4.1 に概要を示す鳥取大学機械宇宙工学専攻流体工学研究室の吸込型低速風洞を用いた。計測部は断面積 $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$, 流れ方向に $1,800\text{ mm}$ の大き

さを持つ。この計測部は流れの可視化のために、側面は透明の亚克力板としている。計測部の上流にはハニカムと金網で構成された整流部を持っている。整流部から計測部への絞り比は 7 である。一様流流速は 0~30 m/s 間の任意の速度に設定可能であり、気流の乱流強度は 30 m/s 時に主流流速に対して 0.7%以下である。

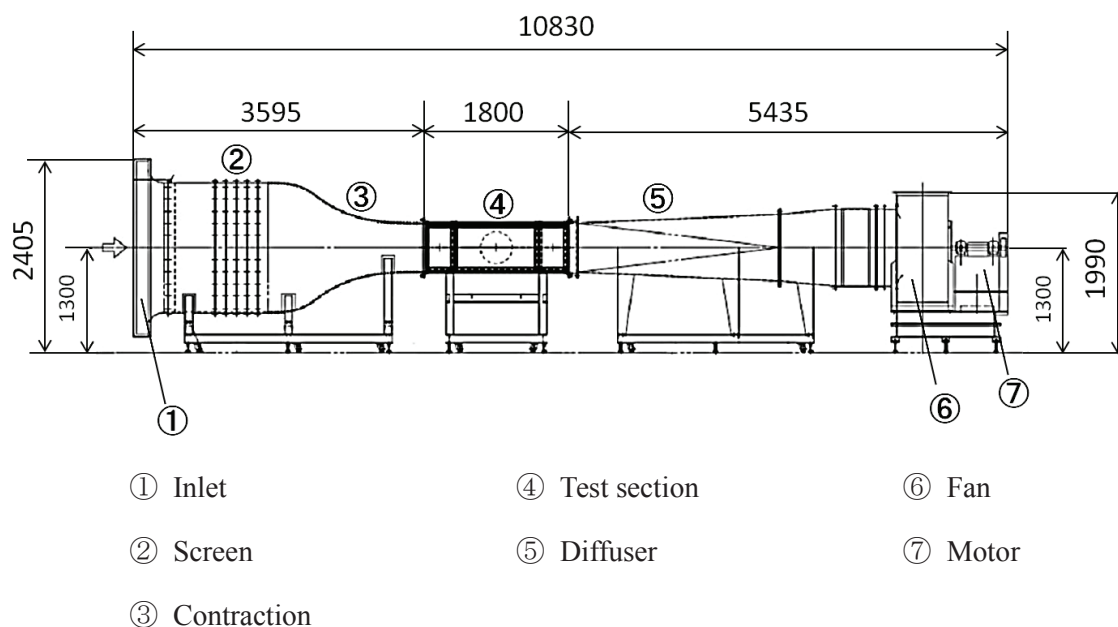


図 4.1 風洞概要

4.2.3 翼模型

本研究で使用する翼模型は、NACA0012 翼型を持つ二次元翼である。使用した模型を図 4.2 に示す。翼模型は翼弦長 300 mm，翼幅 300 mm を持ち，直径 400 mm，厚さ 5 mm で外周に 30° のベベル加工（端部にフィレットをつける）をした翼端板を設置した。図 4.3 に実験で用いた模型の写真を示す。

本実験で用いた三電極プラズマアクチュエータの概要および駆動条件を表 4.1 に示す。

プラズマアクチュエータの誘電体として PTFE テープを 6 枚重ねて 1.08 mm の誘電体を構成し、電極には厚さ 0.08 mm の銅箔テープを用いた。

図 4.3 に翼模型の前縁部へのプラズマアクチュエータの設置位置を示す。また、図 4.4 に SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータの放電の様子を示す。

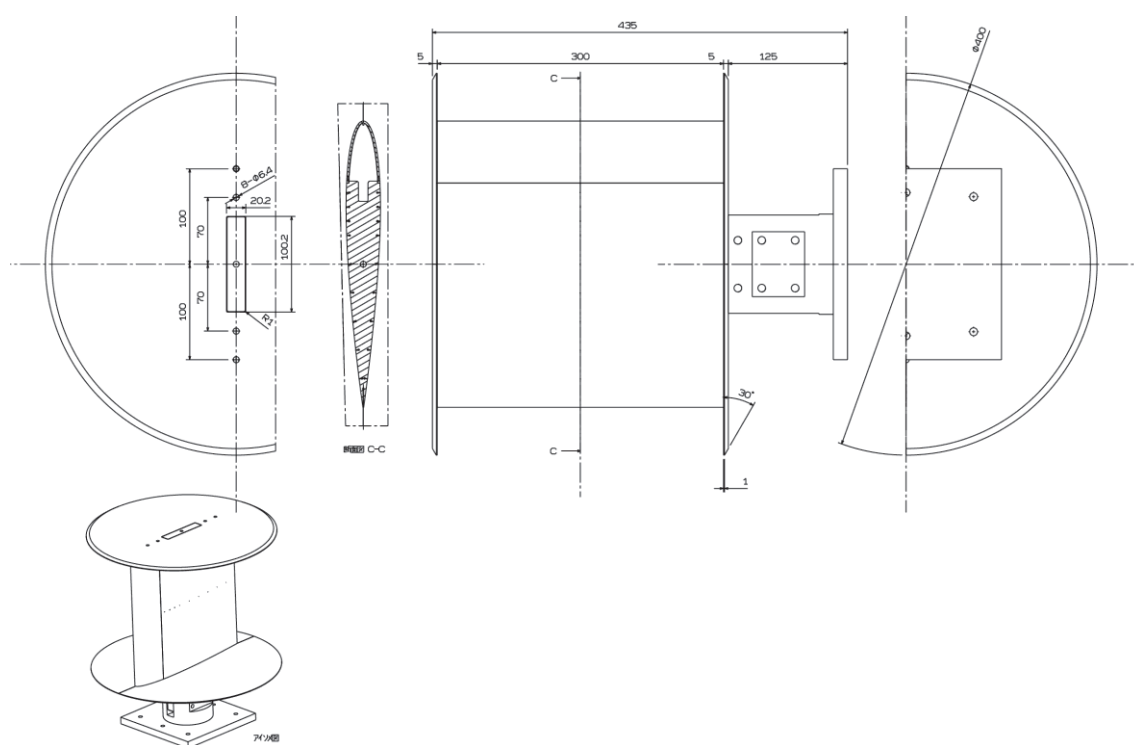
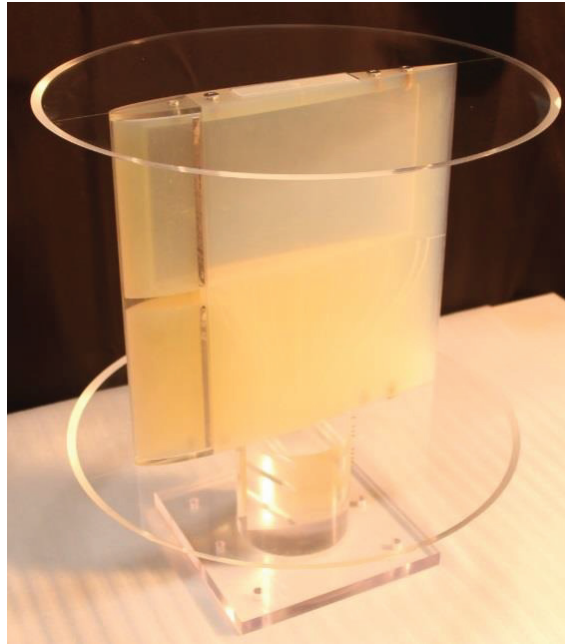
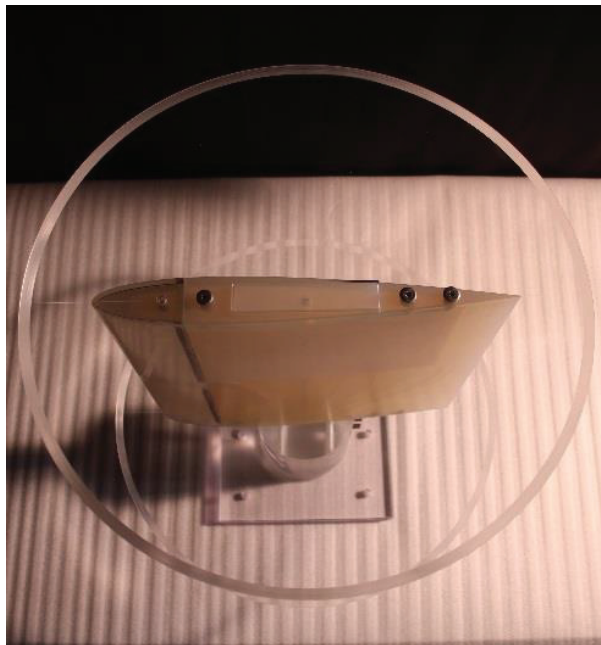


図 4.2 NACA0012 二次元翼模型の概略図



(a) 鳥瞰図



(b) 上面図

図 4.3 NACA0012 二次元翼模型の写真

表 4.1 プラズマアクチュエータの駆動および構成条件

Dielectric material	PTFE
AC frequency: f_{ac} [kHz]	13
AC voltage: V_{ac} [kV _{pp}]	15.6
DC voltage: V_{dc} [kV]	-20 ~ 15
Electrode material	Copper
Dielectric layer thickness [mm]	1.08
Buried electrode width [mm]	40
Exposed electrode width [mm]	5
Overlap of electrodes [mm]	0
Discharge length [mm]	255

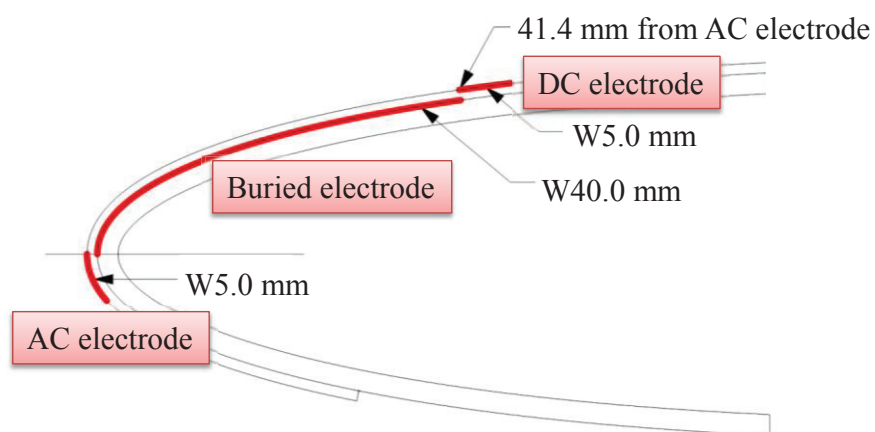
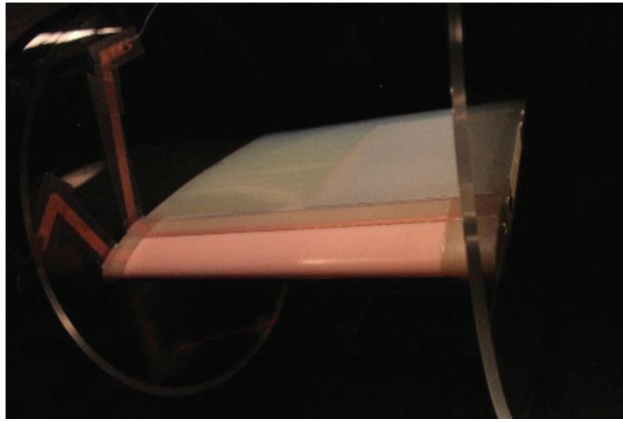
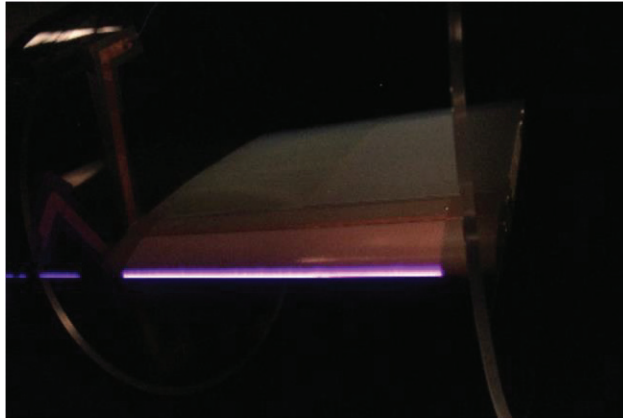


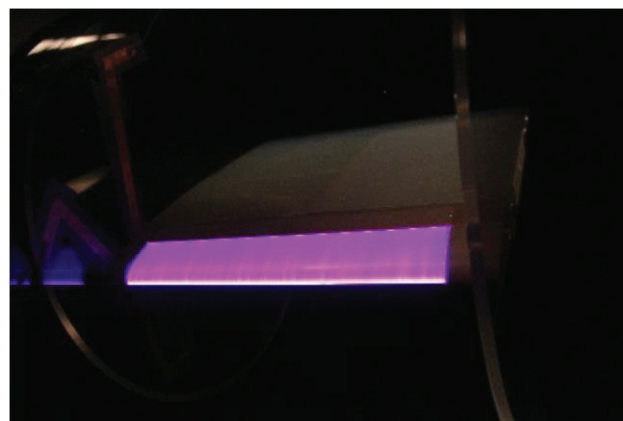
図 4.4 TED プラズマアクチュエータの取り付け位置



(a) P/A off



(b) SDBD



(c) TED-SD

図 4.5 翼面上でのプラズマアクチュエータの放電の様子

4.2.4 PIV 計測

プラズマアクチュエータの誘起噴流を計測することを目的とし、高速度カメラとレーザを用いた時系列 2 次元 PIV 計測を実施した。PIV 計測には Nd:YAG レーザ (LEE LASER LDP-100MQG) を用い、トレーサには DOS (Diocetyl sebacate) を使用した。粒子画像は高速度カメラ (フォトロン FASTCAM SA-X2) により高時間解像度で撮影し、得られた画像を PIV システムソフトウェア (西華デジタルイメージ Koncerto II) を用いて解析した。

図 4.6 に PIV 計測システムの概要を示す。図 4.7 に風洞実験での計測範囲のイメージを示す。この図のように、主流に平行方向を x 軸とし、2 次元計測断面における垂直方向を y 軸と設定した。可視化・計測範囲を、模型後流部を中心に 400 mm×400 mm の範囲に設定した。本実験では 1 秒あたり 2000 組の画像ペアを 0.1 秒間取得し、解析により得られた流速分布の時系列データを平均処理し、プラズマアクチュエータ駆動時の時間平均速度場の解析を行った。図 4.8 に示す PIV 計測例のように、翼模型周りの 2 次元断面の流れ場を十分な精度で空間分解できていることがわかる。

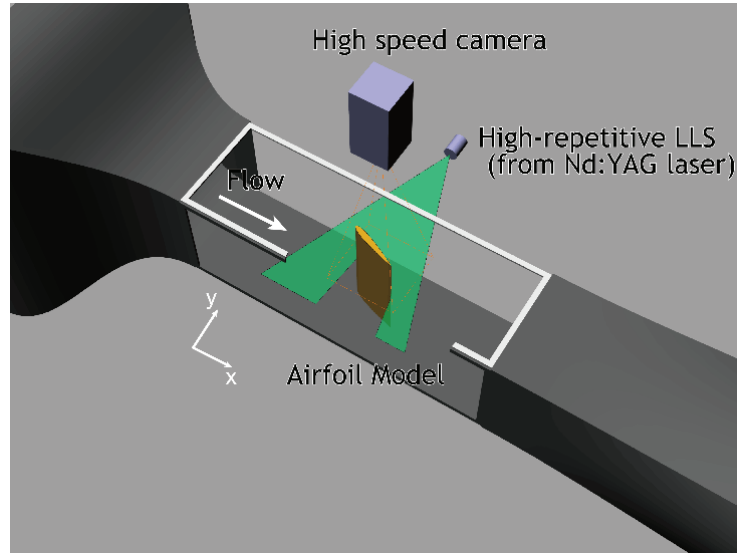


図 4.6 PIV 計測システムの概要図

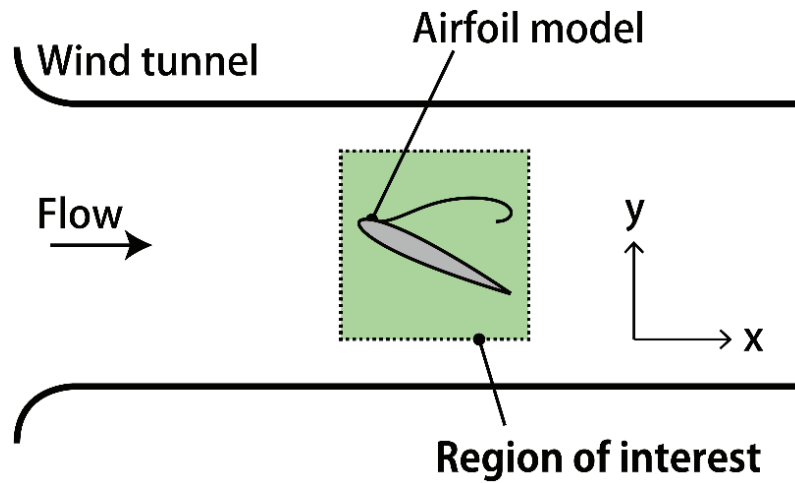


図 4.7 PIV 計測範囲

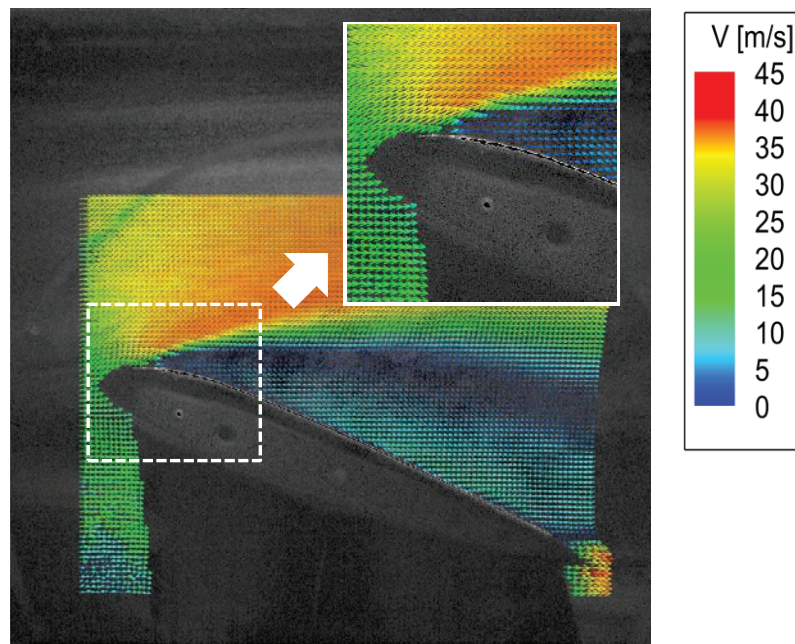


図 4.8 典型的な PIV の計測結果の一例 (右上：翼前縁付近の拡大図)

4.3 結果

4.3.1 三電極プラズマアクチュエータの基本性能

風洞実験の条件を決めるために TED-DBD ($V_{dc} > 0$) と TED-SD ($V_{dc} < 0$) のプラズマアクチュエータの推力特性について事前調査した. 図 4.9 に三電極プラズマアクチュエータが発生する推力の印加直流電圧 V_{dc} に対する変化を示す. これより, SDBD プラズマアクチュエータの推力の絶対値 (大きさ) は 11.3 mN/m であった. なお, $V_{dc} = 0$ kV の条件では, SDBD プラズマアクチュエータとして駆動することになる. 図 4.9 から, 印加電圧が低い領域 ($V_{dc} < 10$ kV) では, 水平方向の推力がほぼ一定であることがわかる. また, 低印加電圧領域では垂直方向の推力は 3~5 mN/m と小さい. 印加電圧を大きくすると, 推力は徐々に大きくなり $V_{dc} = 10$ kV では 13.1 mN/m, -10 kV では 11.1 mN/m の推力値に達する.

正の電圧を印加した場合 (TED-DBD の場合), 10 kV~15 kV の範囲では水平方向の推力は増加する. $V_{dc} = 15$ kV では, SDBD プラズマアクチュエータ ($V_{dc} = 0$ kV) に対して,

水平後方成分の推力が約 1.3 倍と向上した。さらに、印加電圧を増加していくと、水平方向の推力はその後単調に減少した。対照的に、印加電圧を増加させていくと垂直方向の推力は 10 kV ~ 20 kV ではほぼ一定となり、それ以上の電圧に対して推力の値が急速に増加した。推力の絶対値の最大値は $V_{dc} = 21$ kV で 17.5 mN/m であった。これは同条件の AC 電圧を印加した SDBD プラズマアクチュエータより推力の絶対値が 40 % 推力が向上している。なお、推力の絶対値は水平方向の推力と、垂直方向の推力の 2 乗和の平方根で定義している。

負の直流電圧を印加する場合 (TED-SD の場合), -10 kV 以下では正の直流電圧 (TED-DBD) の場合と同様に鉛直方向の推力はほぼ一定であるが、水平方向の推力が異なった挙動を示した。すなわち、-10 kV での 10.6 mN/m から -20 kV での -16.2 mN/m の間、単調に減少した。

$V_{dc} \leq -20$ kV を印加した場合は、Sliding Discharge が発生し前章で示したように鉛直方向の上向きの推力が急に大きくなる。 $V_{dc} = -20$ kV では推力 23.7 mN/m を発生し、SDBD プラズマアクチュエータの 2 倍ほど強い推力を発生している。本実験では、TED-SD プラズマアクチュエータは TED-DBD プラズマアクチュエータよりも強い推力を発生することがわかった。また、 $V_{dc} \leq -20$ kV の条件にて Sliding Discharge が発生している間は推力の方向と絶対値に大きな相違は見られなかった。

以上の検討結果、SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータの印加電圧に $V_{dc} = 0$ kV と -20 kV の試験条件を選択した。なお、 $V_{dc} = 0$ kV では TED-SD 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して作動する。さらに、水平方向成分の推力が大きく増加する $V_{dc} = 15$ kV の試験条件を追加し、SDBD ($V_{dc} = 0$ kV), TED-SD ($V_{dc} = -20$ kV) と TED-DBD ($V_{dc} = 15$ kV) の 3 つのプラズマアクチュエータについて風洞実験での流体制御力を調査する。

図 4.10 に SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータの消費電力を示す。SDBD プラズマアクチュエータは 114 W の電力を消費し、TED-SD プラズマアクチュエータは -20 kV_{dc} を印加時に 135 W を消費することがわかった。推力の絶対値を消費電力で割り、単位電力当たりの推力を比較すると、TED-SD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマ

アクチュエータに比べて 1.6 倍以上の高効率で推力を発生していることがわかった。図 4.11 に SDBD と TED-DBD プラズマアクチュエータの消費電力を示す。TED-SD の場合と比較すると、SDBD と TED-DBD プラズマアクチュエータでの消費電力と発生できる推力の絶対値は同程度であると言える。

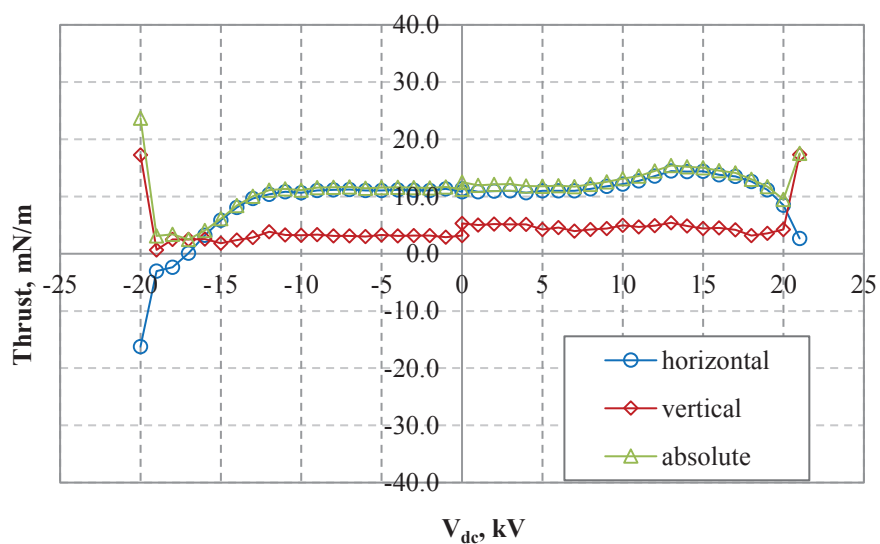


図 4.9 TED プラズマアクチュエータ推力の DC 電圧に対する変化
 $(V_{pp} = 15.6 \text{ kV}, f_{ac} = 13 \text{ kHz})$

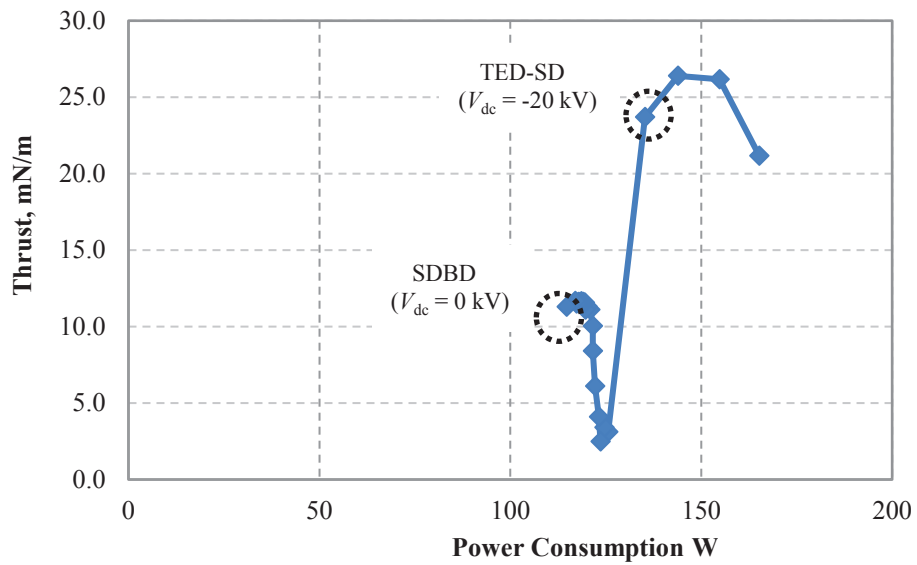


図 4.10 推力と消費電力の変化 ($V_{pp} = 15.6$ kV, $f_{ac} = 13$ kHz, $V_{dc} < 0$)

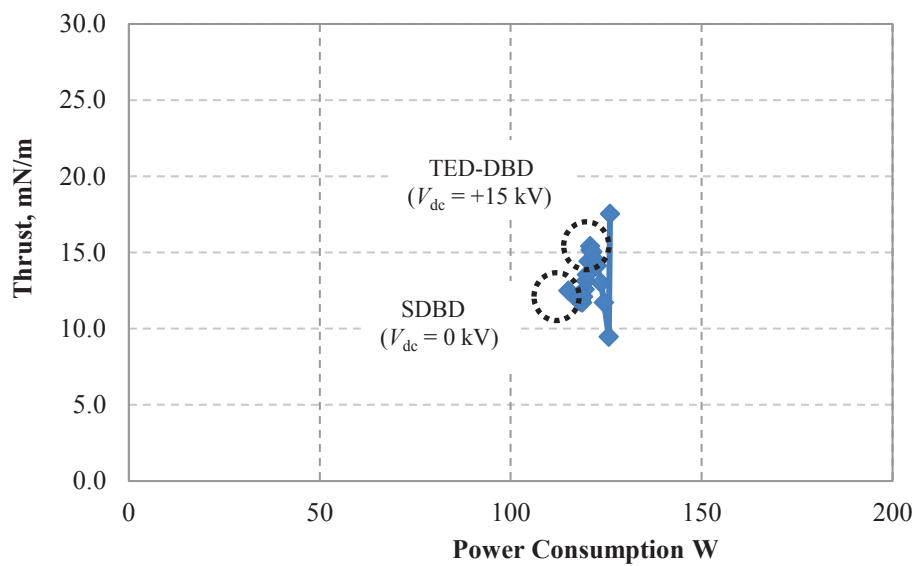
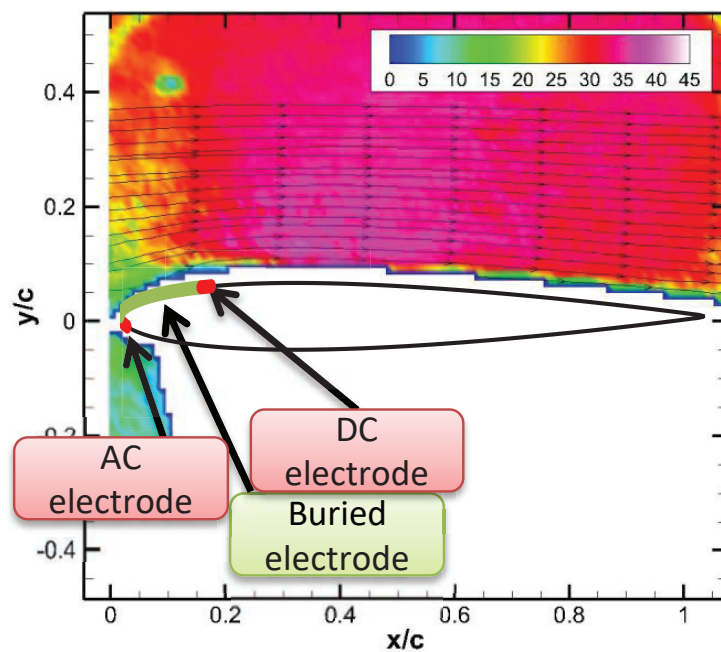


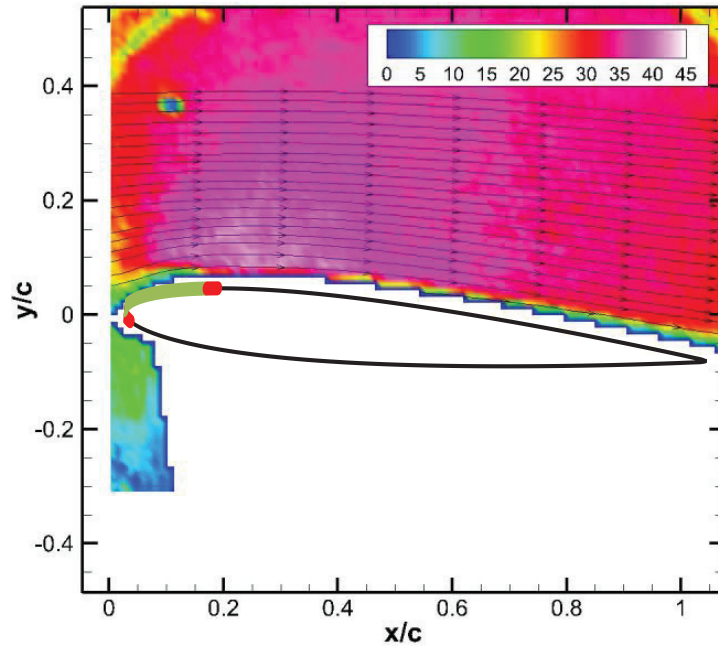
図 4.11 推力と消費電力の変化 ($V_{pp} = 15.6$ kV, $f_{ac} = 13$ kHz, $V_{dc} > 0$)

4.3.2 NACA0012 翼の剥離迎角の調査

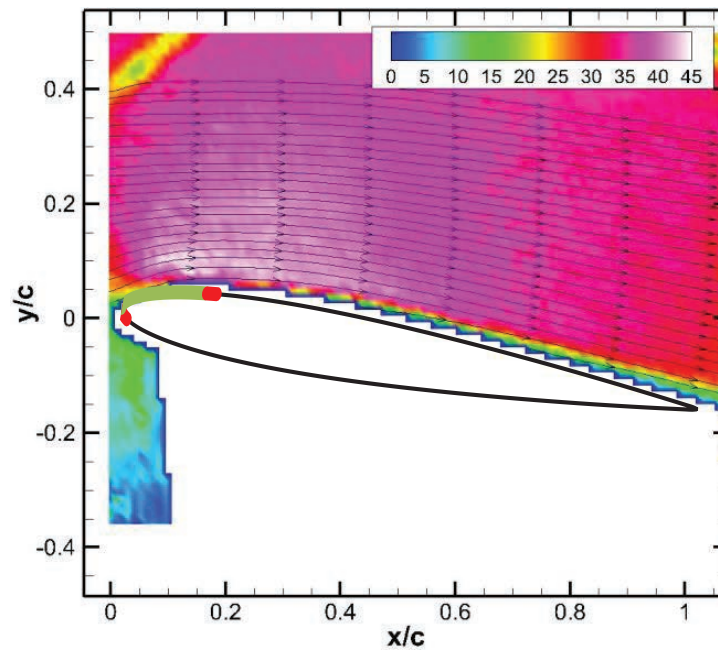
NACA0012 二次元翼においてプラズマアクチュエータ非駆動時の剥離迎角について PIV を用いて調査を行った。なおこの実験では、三電極プラズマアクチュエータを NACA0012 翼に取り付けた状態で行った。風洞実験は主流速度 30 m/s の条件で実施した。図 4.12 に PIV を用いて計測した翼周りの流速コンターを示す。この結果より、迎角 16° まで翼面に沿って気流が流れており、迎角 17° 以上では気流が翼前縁から大きく剥離を起こしていたため、 17° を失速角と判断した。



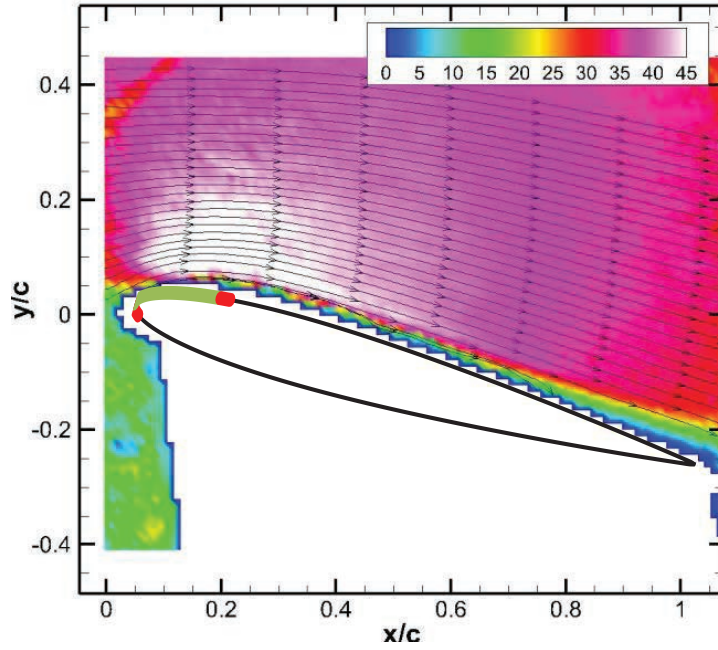
(a) AoA = 0 degrees



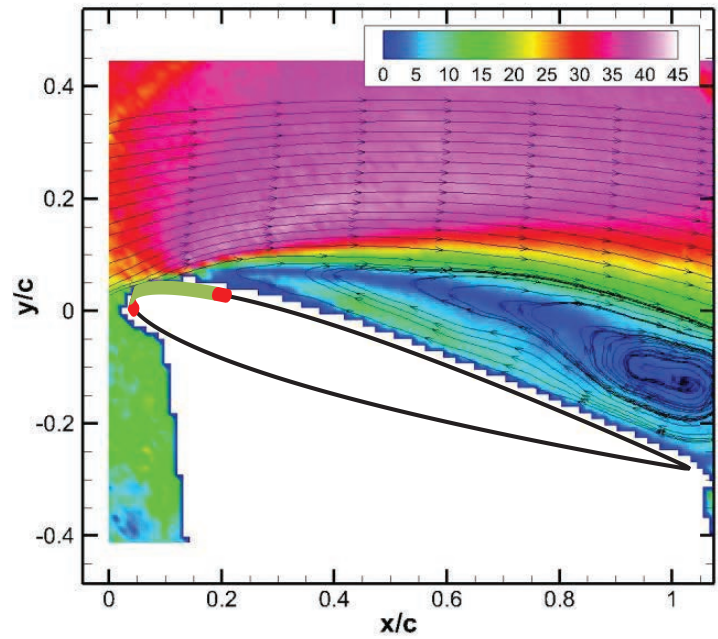
(b) AoA = 5 degrees



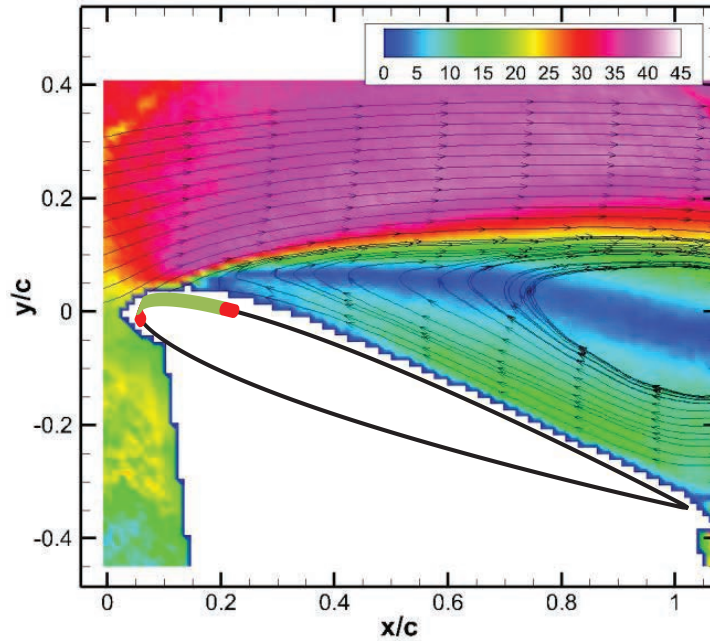
(c) AoA = 10 degrees



(d) AoA = 16 degrees



(e) AoA = 17 degrees



(f) AoA = 20 degrees

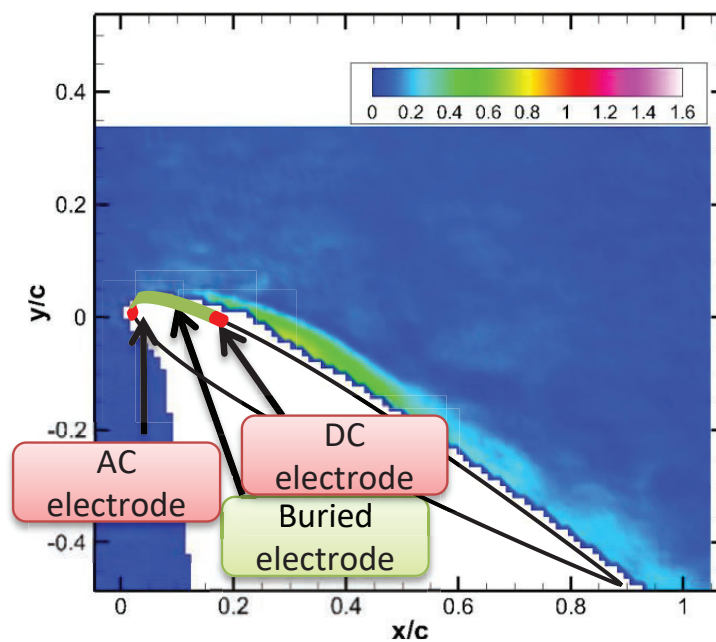
図 4.12 プラズマアクチュエータ非駆動時の流速等値面 (m/s)

4.3.3 プラズマアクチュエータ設置翼模型周りの誘起流特性

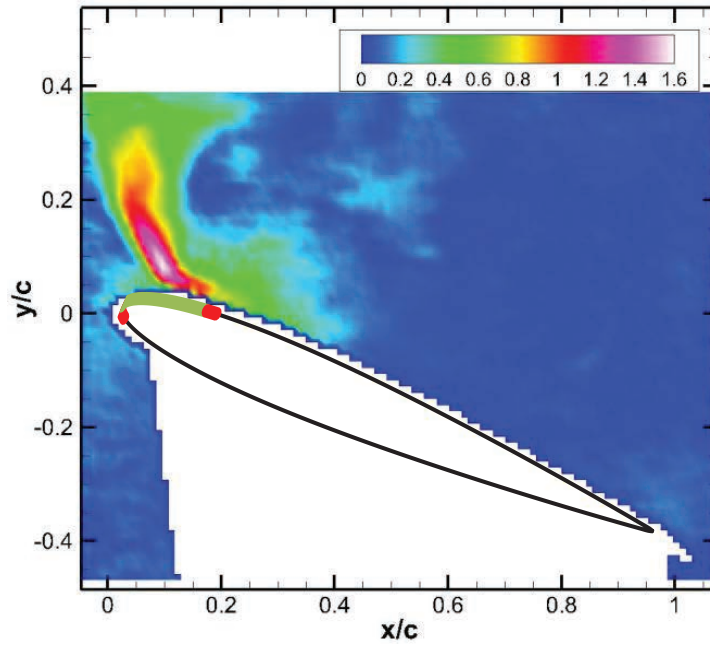
剥離抑制効果の実験に入る前に、静止空气中 (主流速度 0 m/s) での SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータの誘起流 (噴流) の挙動を比較する。図 4.13 に PIV を用いて計測し、時間平均した翼周り流速コンターを示す。図 4.13 (a) より、翼面に沿う噴流が SDBD プラズマアクチュエータにより発生していることが観察できる。一方、TED-SD プラズマアクチュエータでは壁面に垂直な噴流が発生していた (図 4.13 (b))。この結果、TED-SD プラズマアクチュエータでは Sliding Discharge が発生していることがわかった。図 4.13 (c) より、TED-DBD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータ (図 4.13 (a)) と同様に翼面に沿う噴流が発生していることがわかった。ただし、TED-DBD プラズマアクチュエータの方が高い推力を発生できるため、誘起する噴流の速度が速くなっていることがわかった。

図 4.14~4.16 に、静止空气中で SDBD, TED-SD と TED-DBD プラズマアクチュエー

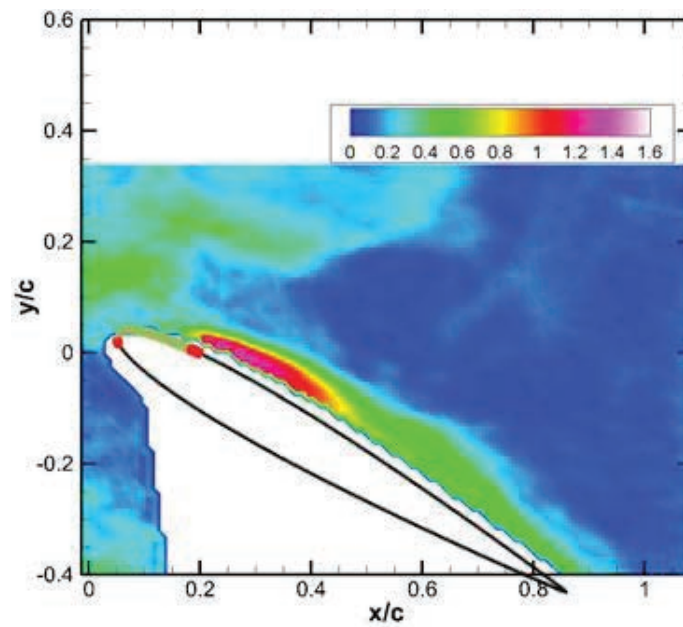
タを駆動させたときの、翼の前縁付近で計測した誘起流の x 方向と y 方向の速度プロファイルを示す。これらの結果より、TED-SD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータに比べ約 2 倍の誘起流を発生していることがわかった。この時、TED-SD プラズマアクチュエータの誘起流は SDBD プラズマアクチュエータとは反対方向 (翼上流方向) に発生している。また、TED-DBD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータと同じ方向に約 2 倍速い誘起流を発生していることがわかった。



(a) SDBD ($V_{pp} = 15.6$ kV, $V_{dc} = 0$ kV)

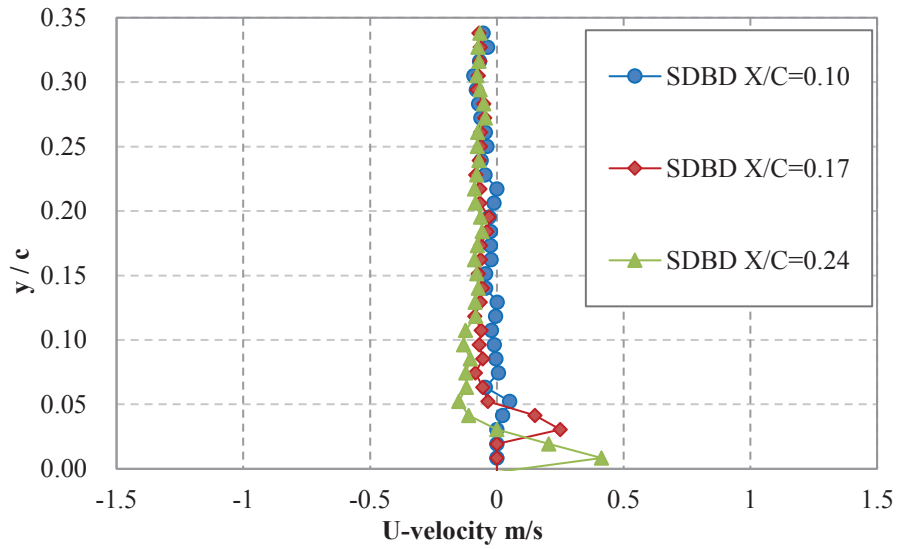


(b) TED-SD ($V_{pp} = 15.6$ kV, $V_{dc} = -20$ kV)

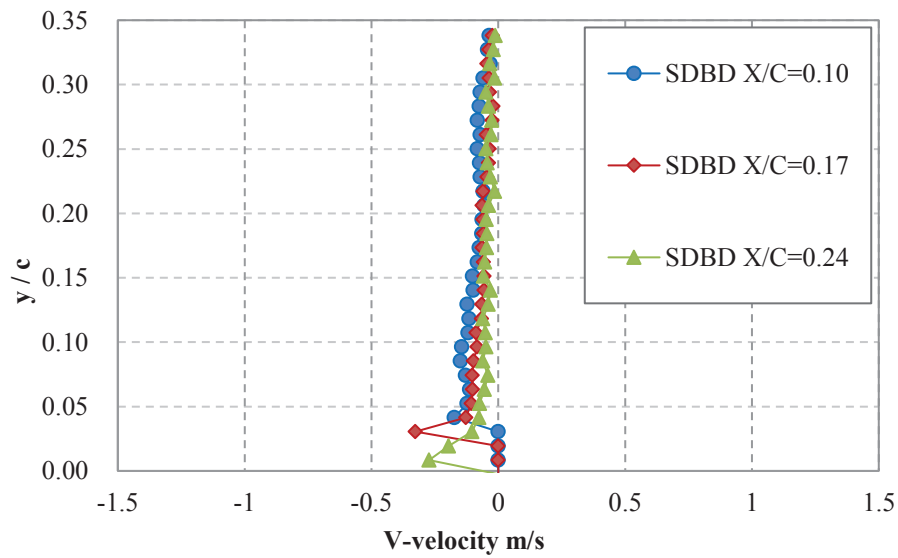


(c) TED-DBD ($V_{pp} = 15.6$ kV, $V_{dc} = 15$ kV)

図 4.13 静止気流中で発生したプラズマアクチュエータ誘起流れの流速等値面 (m/s)

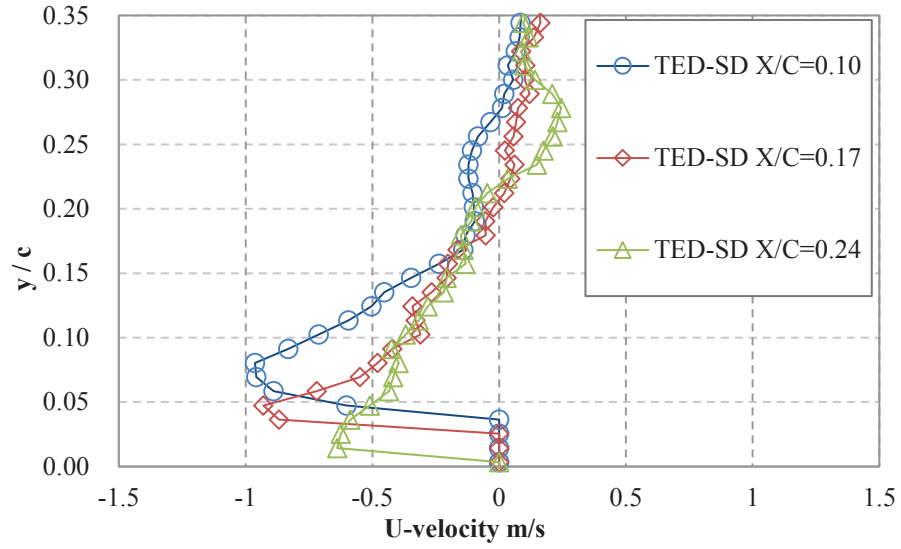


(a) 流れ方向 (x 方向) の速度

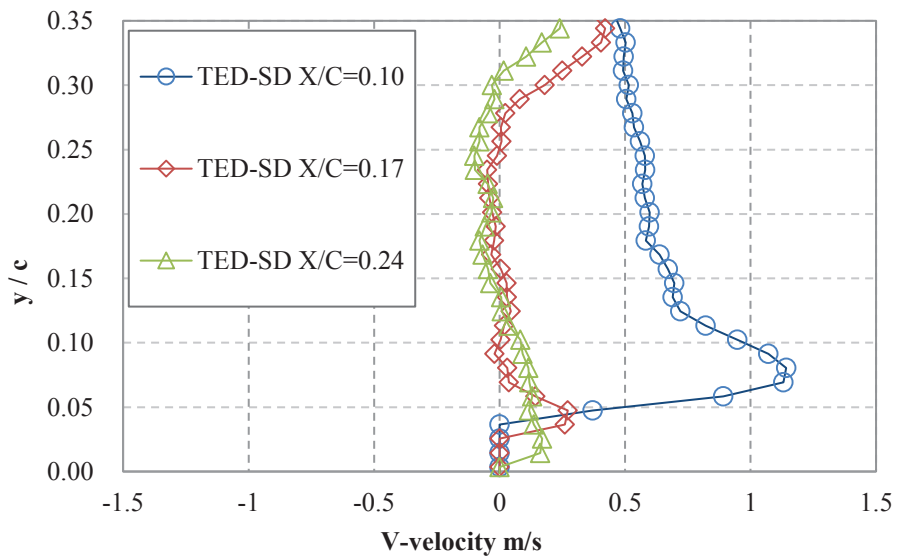


(b) 壁面鉛直方向 (y 方向) の速度

図 4.14 静止気流中での SDBD プラズマアクチュエータの誘起流速 (m/s)

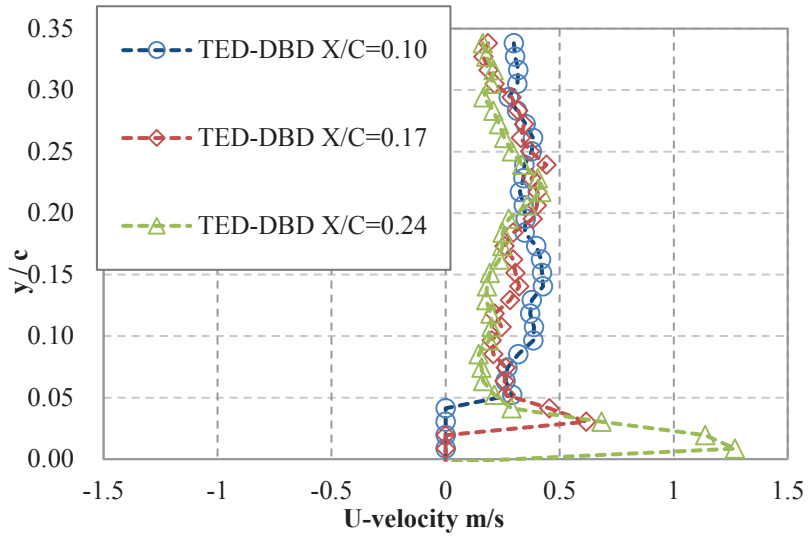


(a) 流れ方向 (x 方向) の速度

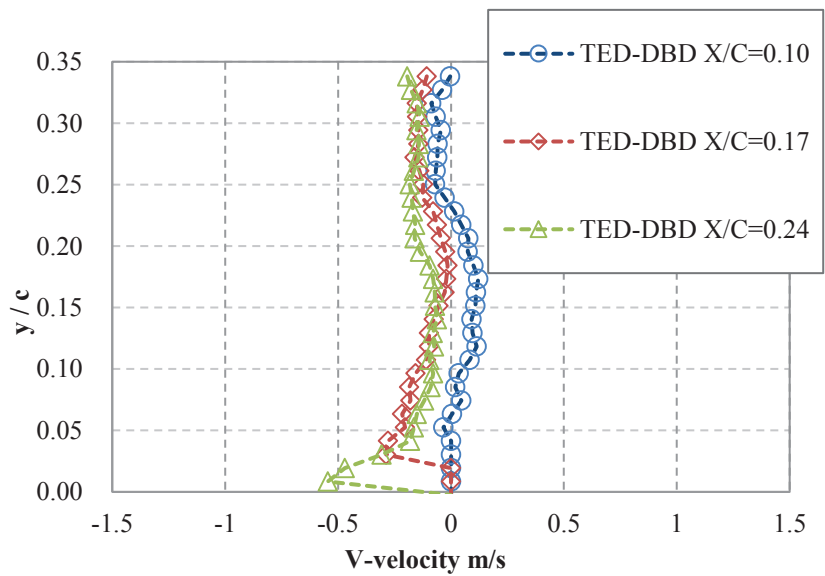


(b) 壁面鉛直方向 (y 方向) の速度

図 4.15 静止気流中での TED-SD プラズマアクチュエータの誘起流速 (m/s)



(a) 流れ方向 (x 方向) の速度



(b) 壁面鉛直方向 (y 方向) の速度

図 4.16 静止気流中での TED-DBD プラズマアクチュエータの誘起流速 (m/s)

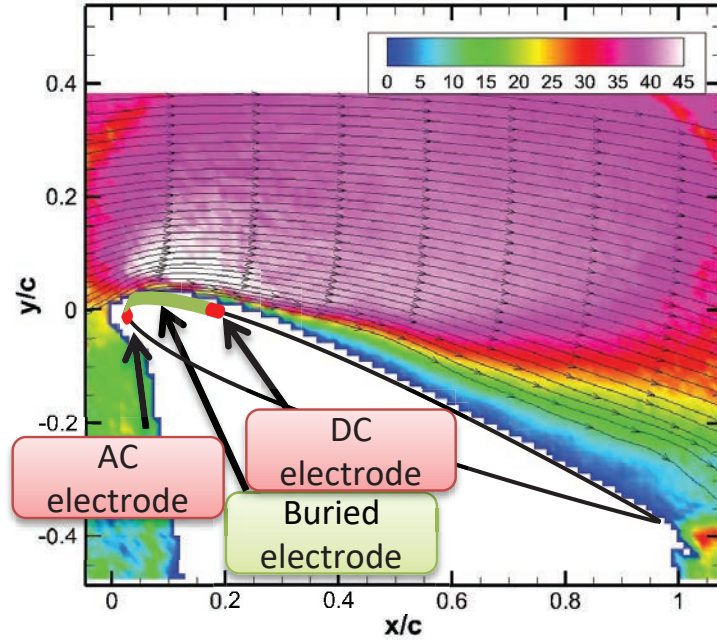
4.3.4 プラズマアクチュエータによる剥離抑制

図 4.17 に SDBD プラズマアクチュエータの $AoA = 22^\circ, 22.5^\circ, 23^\circ$ の PIV 計測結果を示す。 $AoA = 17^\circ$ では流れが付着した。 より高迎角では境界層が剥離していた。 従って、SDBD プラズマアクチュエータは 22° まで剥離の発生を抑制できる。 図 4.18 に TED-SD プラズマアクチュエータによる PIV 計測結果を示す。 TED-SD プラズマアクチュエータでは迎角 22.5° までの剥離の発生を抑制できることがわかった。 以上より、SDBD プラズマアクチュエータと TED-SD プラズマアクチュエータの結果を比較すると、わずかではあるが TED-SD プラズマアクチュエータの方が 0.5° 高迎角まで剥離を抑制できる。 図 4.19 に TED-DBD プラズマアクチュエータの $AoA = 22^\circ, 23^\circ$ の結果を示す。 迎角 22.5° の結果が取得できておらず、SDBD および TED-SD の結果と十分な比較することが出来ないが、迎角 22° まで剥離を抑制することができているため、SDBD および TED-SD プラズマアクチュエータと同程度の剥離抑制能力があると考えている。 図 4.20 に SDBD, TED-SD および TED-DBD プラズマアクチュエータの迎角 22° での翼前縁付近の速度分布を示す。 この結果より、3つのプラズマアクチュエータにおいて翼面からの気流の剥離を抑制できている場合は、翼前縁付近ではほぼ同じ速度分布になっていると言える。

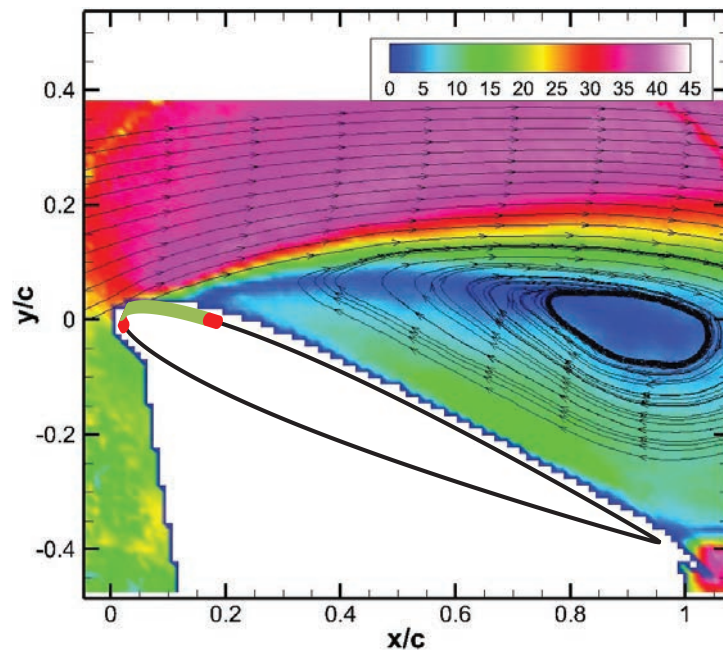
以下に、SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータでの剥離抑制メカニズムについて論じる。 静止空気中での駆動時には、SDBD プラズマアクチュエータと TED-SD プラズマアクチュエータは、それぞれ反対方向へ $0.5 \sim 1 \text{ m/s}$ 程度の誘起流を発生させた。 特に、TED-SD プラズマアクチュエータの誘起流は翼面に垂直な方向へ発生しており、主流がある場合には主流を翼面よりも遠ざける方向へ運動量が作用すると思われる。 ただし、主流速度 30 m/s と比較すると、誘起流の速度はとても遅いため、主流の運動量に対する誘起流の誘導量とても小さく誘起流の影響はほとんど現れないと考えられる。 このように定常的な (時間平均的な) 運動量のみに着目すると、プラズマアクチュエータが発生する誘起流による翼周りの気流の剥離抑制の効果を説明することは困難である。 参考文献[47]において、標準的な SDBD プラズマアクチュエータでの剥離コントロールのメカニズムは、(1) 直接的な運動量の増加 (定常現象) と (2) 主流からの運動量の引き

込み (非定常現象) に分類できると報告している。静止空気中での誘起流の計測から、TED-SD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータ比べると相対的に速い流速の誘起流を起こすことができることがわかったが、主流の流速に比べるとまだ遅いため、(1) の運動量の増加効果では、TED-SD プラズマアクチュエータが SDBD プラズマアクチュエータよりも高迎角において剥離抑制ができたことを説明できない。そのため、本実験で TED-SD プラズマアクチュエータが SDBD プラズマアクチュエータに対して剥離抑制の優位性を示した物理的なメカニズムは主流からの運動量の引き込みが寄与していると考えられる。TED-SD プラズマアクチュエータが発生する噴流 (誘起流) と主流の干渉が翼面上の境界層に発生し、気流の混合が起こって強いレイノルズ応力が発生することで、主流を境界層へ引き込んでいると思われる。

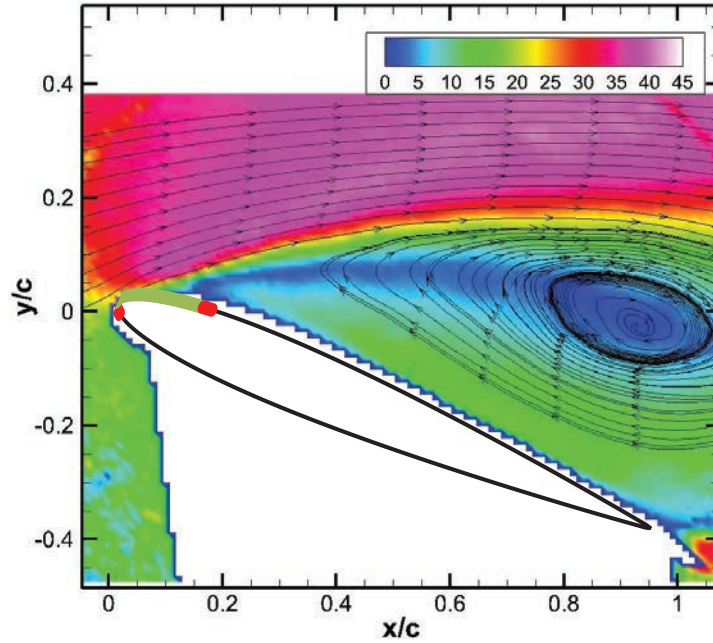
プラズマアクチュエータの設置位置は剥離抑制の性能へ影響を与える因子としてよく知られている^[47,48]。本章の研究では、両方のプラズマアクチュエータは比較のために同じ位置に設置した。また、SDBD プラズマアクチュエータでは非定常駆動 (パルス的な周期的なコントロール) は定常駆動よりもコントロール能力を強化することができる^[25]。そのため、TED-SD プラズマアクチュエータの設置位置の最適化、非定常駆動の導入により流れのコントロール性能はより向上すると推測される。



(a) AoA = 22 degrees

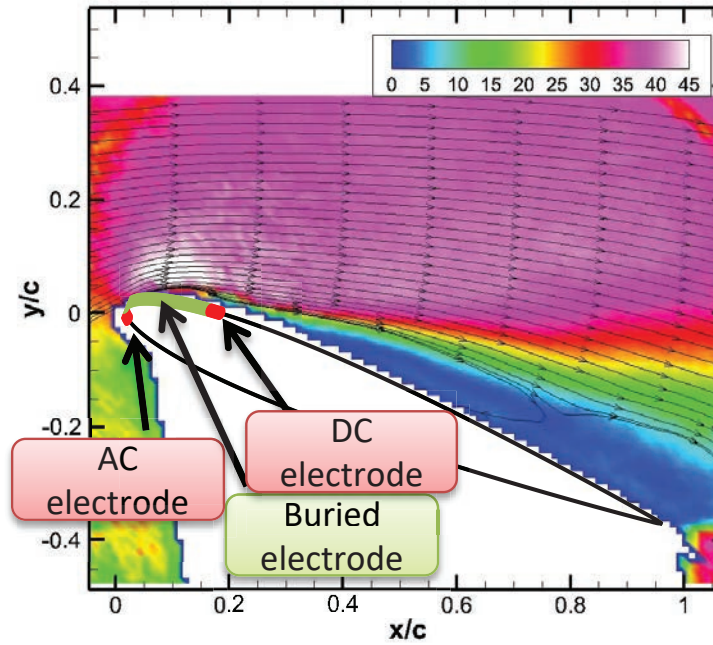


(b) AoA = 22.5 degree

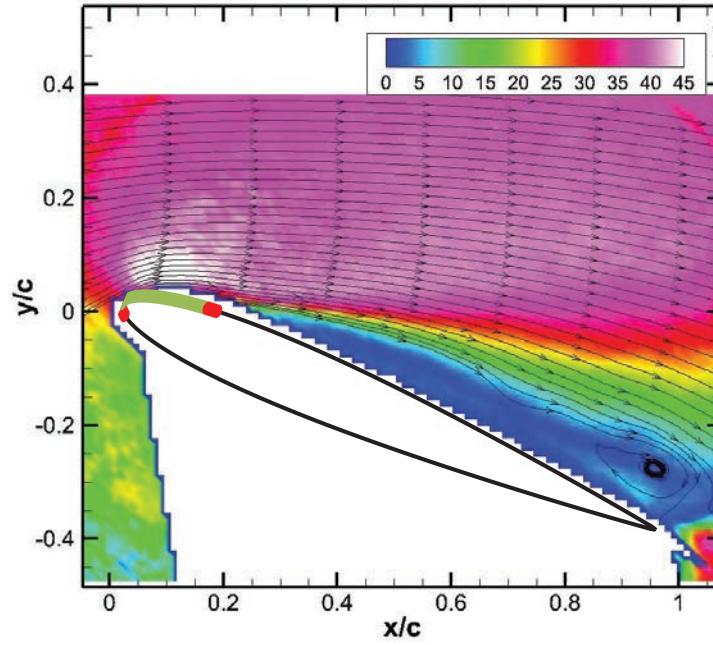


(c) AoA = 23 degrees

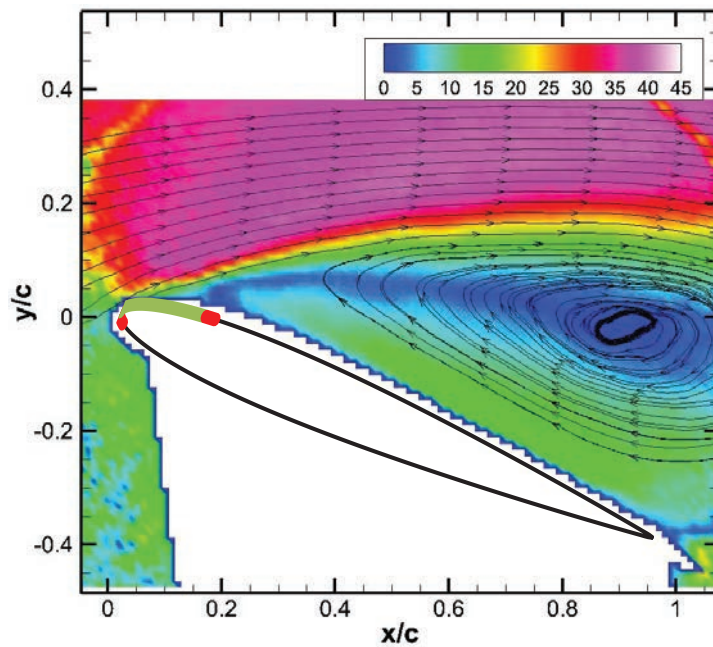
図 4.17 SDBD プラズマアクチュエータ駆動での流速等値面 (m/s)



(a) AoA = 22 degrees

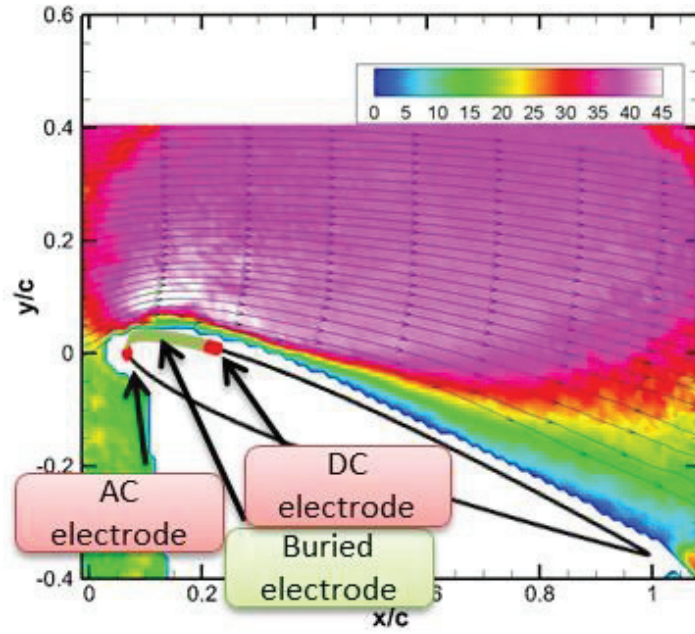


(b) AoA = 22.5 degrees

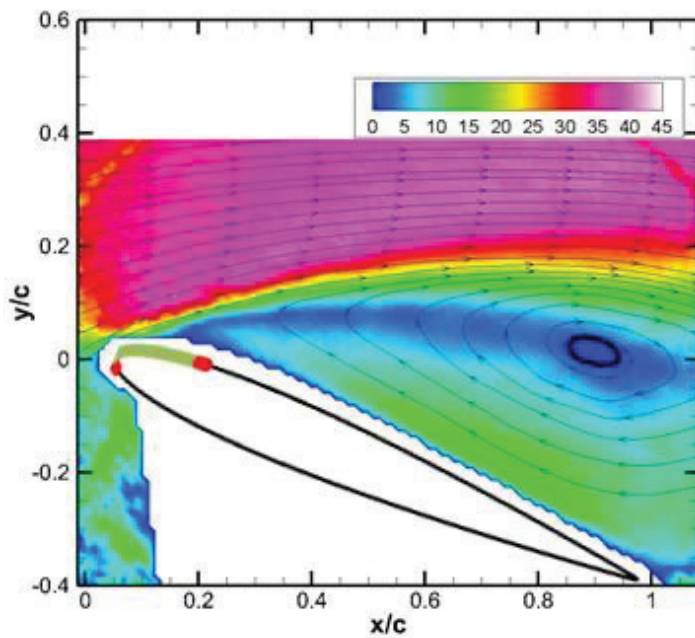


(c) AoA = 23 degrees

図 4.18 TED-SD プラズマアクチュエータ駆動での流速等値面 (m/s)

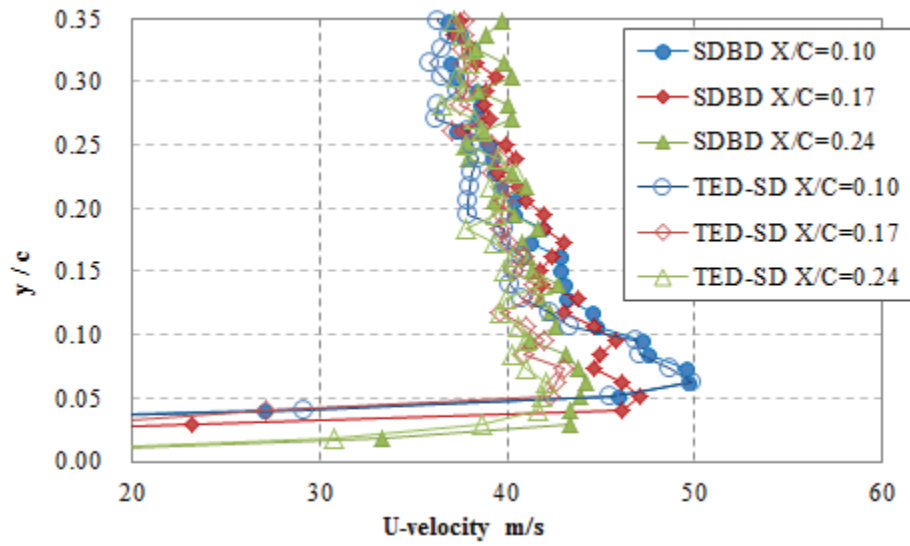


(a) AoA = 22 degrees

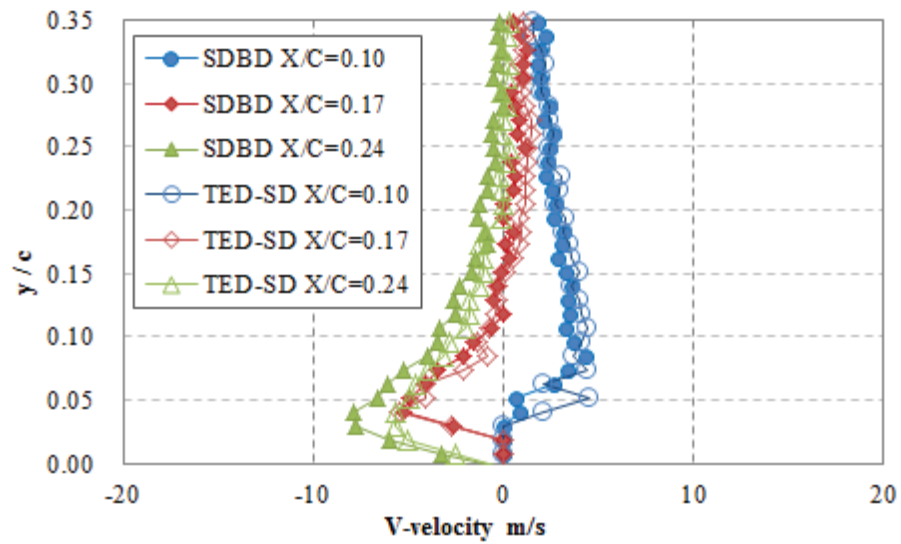


(b) AoA = 23 degrees

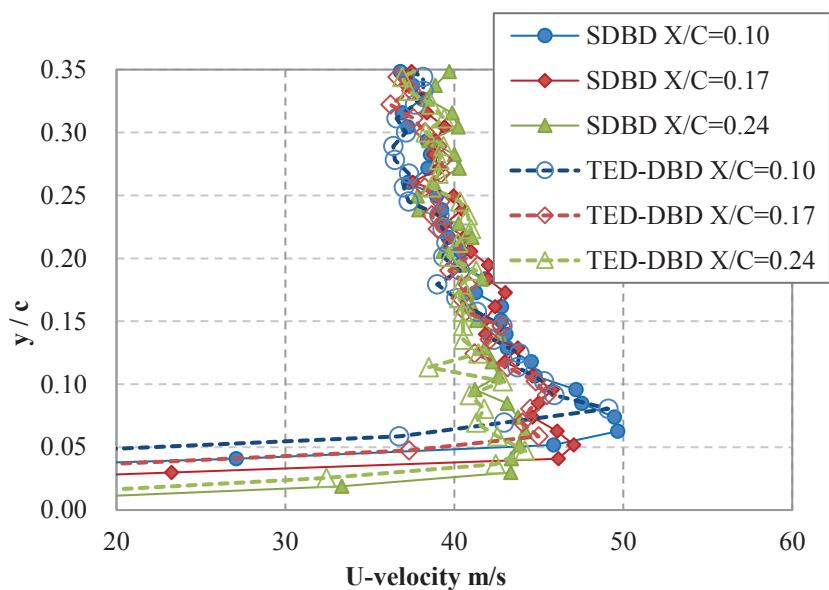
図 4.19 TED-DBD プラズマアクチュエータ駆動での流速等値面 (m/s)



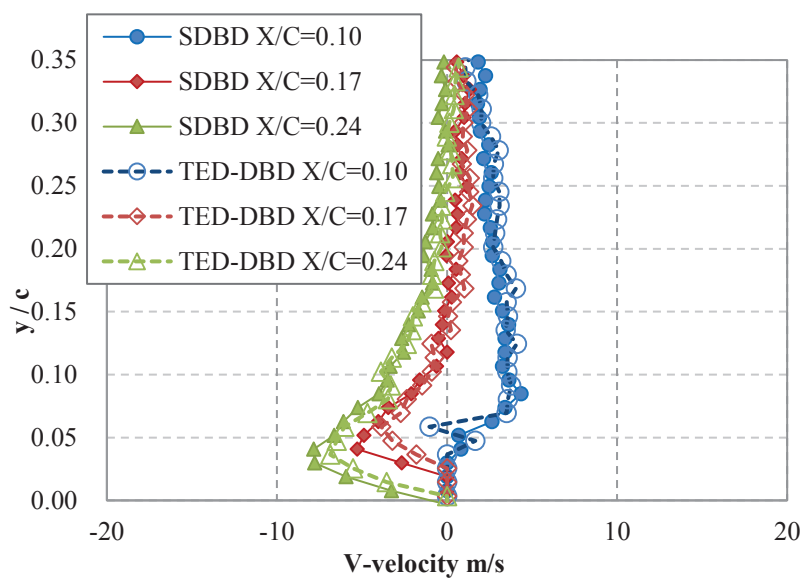
(a) 流れ方向 (x 方向) の速度 (SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータ)



(b) 壁面鉛直方向 (y 方向) の速度 (SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータ)



(c) 流れ方向 (x 方向) の速度 (SDBD と TED-DBD プラズマアクチュエータ)



(d) 壁面鉛直方向 (y 方向) の速度 (SDBD と TED-DBD プラズマアクチュエータ)

図 4.20 風洞気流 30m/s での SDBD, TED-SD, および TED-DBD プラズマアクチュエータ駆動による翼前縁付近の流速分布 (m/s)

4.4 本章のまとめ

三電極 (TED) プラズマアクチュエータによる翼周りの剥離抑制能力を評価する目的で、風洞実験を実施した。NACA0012 翼のレイノルズ数 6×10^5 の試験条件において、三電極プラズマアクチュエータを、SDBD プラズマアクチュエータと TED-SD プラズマアクチュエータの 2 つのモードで使用した。結論を以下にまとめる。

- ・ 先行研究において他の構成や誘電体の材料では明らかになっているが、TED-SD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータよりも高い推力を発生させることができる。その結果、TED-SD プラズマアクチュエータは静止空气中でより速い誘起流を起こすことができる。
- ・ 本研究では AC 電圧 15.6 kV、周波数 13 kHz に対して、 V_{dc} を -23 kV ~ +21 kV まで実験した。DC 電圧が $V_{dc} < -20$ kV の条件では、Sliding Discharge が発生するため高い推力を発生する。-20 kV を印加した際には、推力は SDBD プラズマアクチュエータの 2 倍まで向上した。推力を消費電力で割った指標で評価すると、TED-SD は SDBD プラズマアクチュエータに対して約 1.6 倍と優れている。
- ・ 定常駆動での SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータを翼の前縁に設定し、失速の抑制効果について調査した。TED-SD プラズマアクチュエータでも SDBD プラズマアクチュエータと同様に翼面の剥離改善が可能なことがわかった。また、この実験では SDBD プラズマアクチュエータは失速を迎角 17° から 22° まで抑制できた、一方、TED-SD プラズマアクチュエータは 22.5° まで抑制できた。

第5章

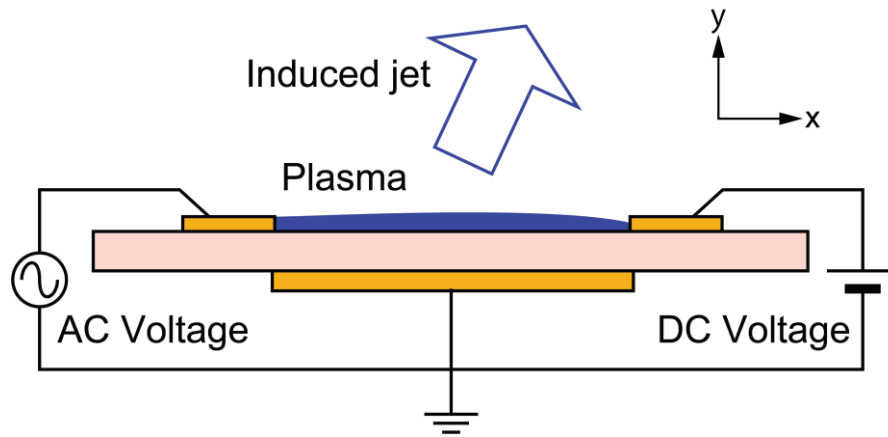
三電極プラズマアクチュエータの小型化について

5.1 はじめに

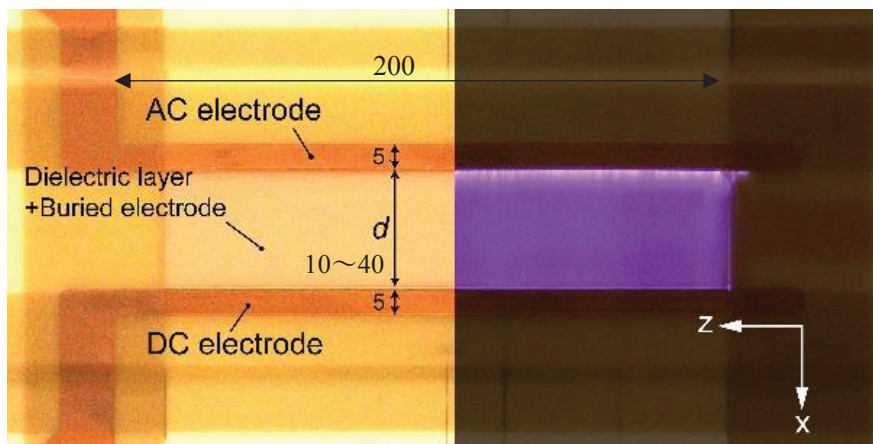
三電極 (TED) プラズマアクチュエータの利点には, SDBD プラズマアクチュエータと比較して大幅に大きい推力が得られること, また消費電力効率も数倍と非常に良い点が挙げられる. 誘起される噴流は露出電極間の電場の強化により増強されるため, 誘電体厚さが印加電圧の制約となり高電圧の印加が容易ではない SDBD プラズマアクチュエータと比較して, 特に小スケールの素子の性能でアドバンテージがあると考えられる. 一方で, 三電極プラズマアクチュエータは放電形態の変化により誘起噴流が壁面から離れて上方に偏向するため, 壁面近傍流体の制御性能が損なわれる可能性が指摘されている^[44,60]. また, 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. また, 露出電極間の距離が狭くなることで直流電圧を印加時に電極間で空気の絶縁破壊が起こりやすくなる. 高直流電圧印加時には露出電極間において過剰電流が流れアーク放電 (火花放電) が発生し, プラズマアクチュエータとして設計した適切な駆動を行えない状態となる可能性があり, 電極間距離が狭くなるデメリットがあると考えられている.

3章と4章にて, 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ているが, 研究は主に 40~50 mm 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三電極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, 本章では, 翼列における三電極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 (翼弦長 30 mm 程度) 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を調査した。



(a) TED プラズマアクチュエータの構成



(b) TED プラズマアクチュエータ素子の一例

図 5.1 TED プラズマアクチュエータの概要

5.2 実験方法および実験条件

5.2.1 プラズマアクチュエータ素子

図 5.1 に性能評価に用いた三電極 (TED) プラズマアクチュエータの構成概要と写真を示す。図 5.1 (a) に概要を示すとおり、三電極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 0.0275 mm 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、本研究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 5.1 (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 0 mm 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 5.1 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 16.0 kHz 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を行った。本研究では翼列スケールの翼模型 (翼弦長 30 mm) にプラズマアクチュエータを設置することを想定しているため、4 章の研究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。

表 5.1 TED プラズマアクチュエータの構成

Dielectric material	PTFE
Electrode material	Copper
Dielectric layer thickness: t_d [mm]	0.54 ~ 2.0
Gap length: d [mm]	10 ~ 40
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
DC voltage: V_{dc} [kV]	-30 ~ 30

5.2.2 プラズマアクチュエータ素子の推力測定実験

小型二次元翼模型へ適用可能な三電極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 5.2 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挺子を介して天秤に印加される。図 5.3 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三電極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（図 5.4）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。校正実験によって、推力値への高周波ノイズの影響

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 1.23 mN/m であった。

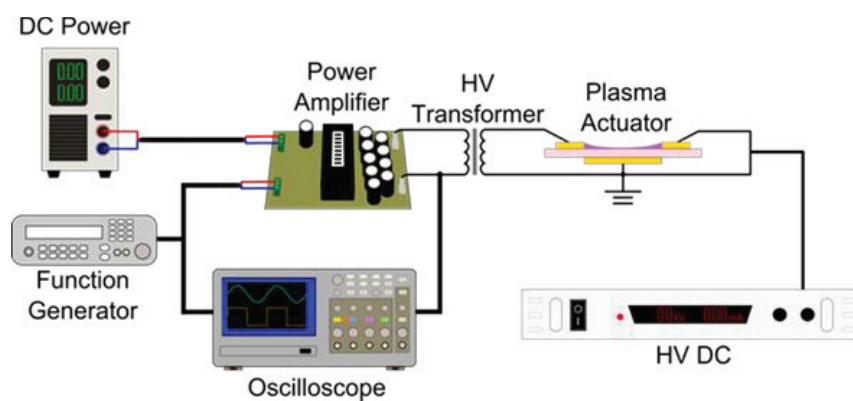
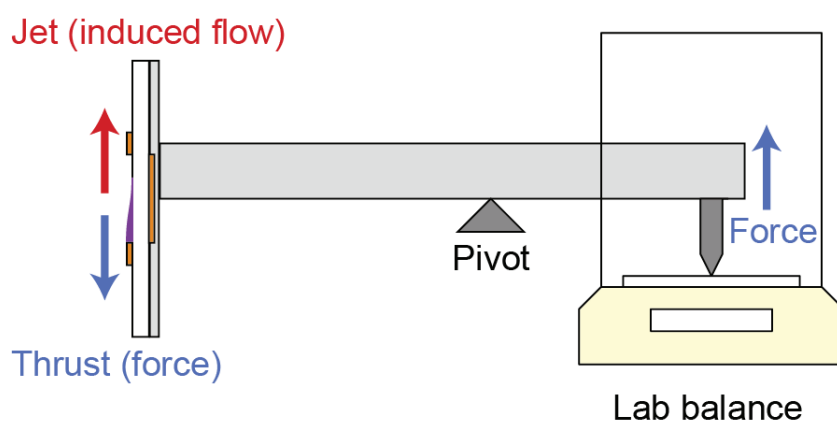
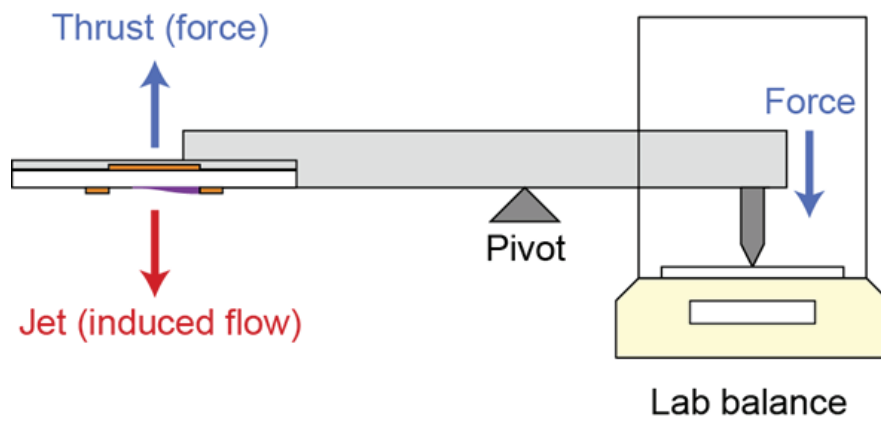


図 5.2 プラズマアクチュエータ駆動装置の概要図



(c) 水平方向推力の計測システム



(d) 垂直方向推力の計測システム

図 5.3 推力計測装置の概要図

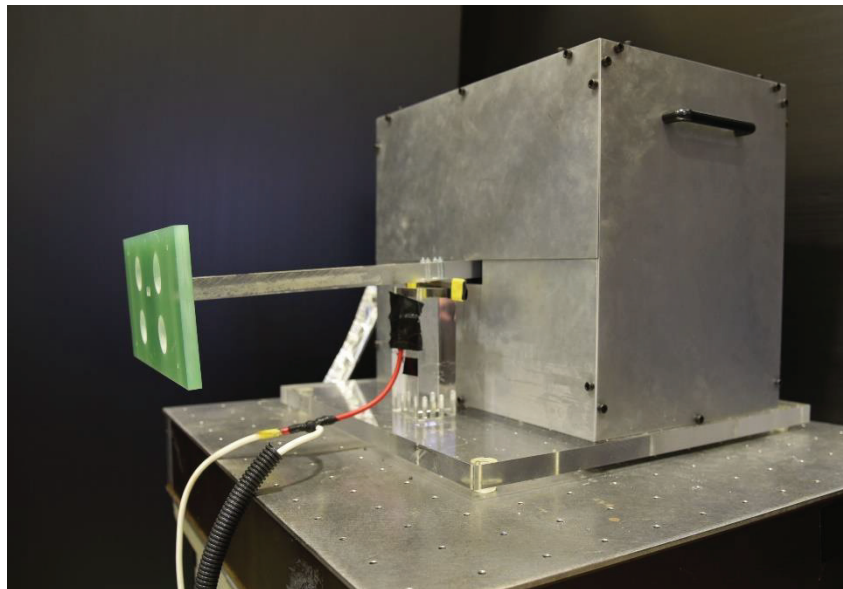


図 5.4 電子天秤を囲った状態のファラデーゲージ

5.3 実験結果および考察

5.3.1 露出電極間距離変更による推力特性への影響

本節では、三電極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を調査した結果について示す。図 5.5 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力と、その二分力から求められる推力の絶対値 (大きさ) 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) 20 mm および (c) 10 mm である。

まず、図 5.5 (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 19.0 mN/m となり、SDBD プラズマアクチュエータの推力 (5.0 mN/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 18.0 mN/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 5.5 (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。なお、文献[61]において高直流電圧を印加時の推力の増大のメカニズムが異なることが報告されている。負の場合は ($V_{dc} < 0$) は、AC 電極より乗じた正イオンが DC 電極と衝突することで DC 電極付近に電子が放出される (2 次電子放出)。この電子が DC 電極付近の電場で加速された後に、中性分子と触れることで負のイオンを発生させ、負のイオンが AC 電極へ向かう動きによる負の体

積力 (DC 電極から AC 電極へ向かう) を生じる。正の場合 ($V_{dc} > 0$) は、DC 電極により電子が引き付けられ正のイオンが移動することにより負の体積力が生じる。

次に、図 5.5 (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 10 mm, 20 mm 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 5.5 (b) に示される電極間距離が 20 mm の場合には、40 mm 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、本図 5.5 (c) の露出電極間距離 10 mm 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 40 mm の場合と比較すると、20 mm および 10 mm 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。これは直流電圧を印加し推力が大きく向上を始める前に、露出電極間にてアーク放電が発生し計測を止めたことが理由と考えている。三電極プラズマアクチュエータにて高直流電圧を印加するためにはある程度の露出電極間距離が必要と言える。

また、推力増加のためには印加可能な最大 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。

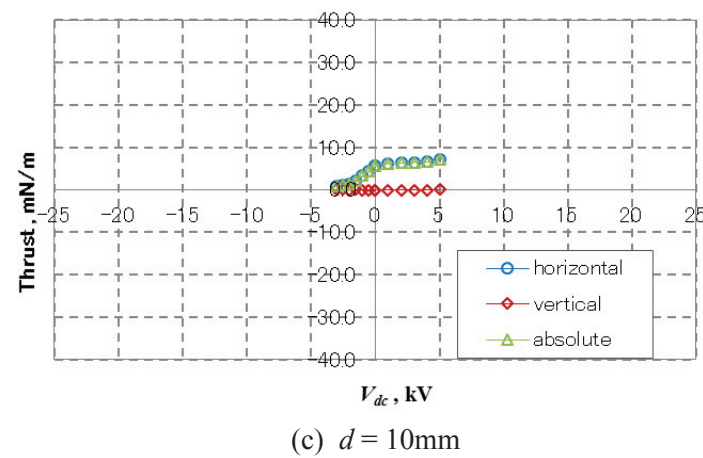
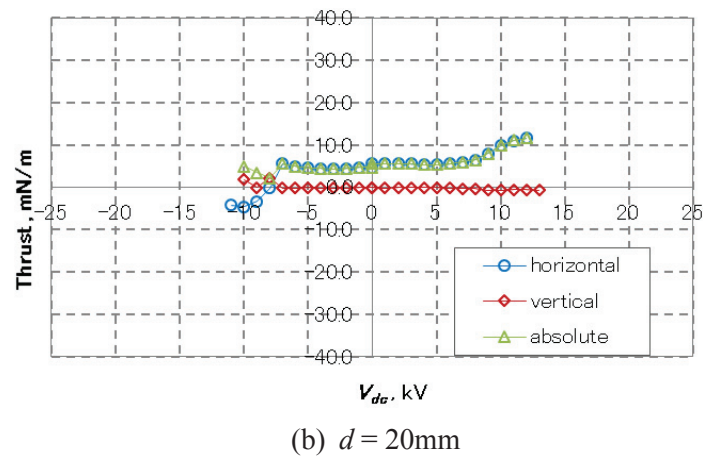
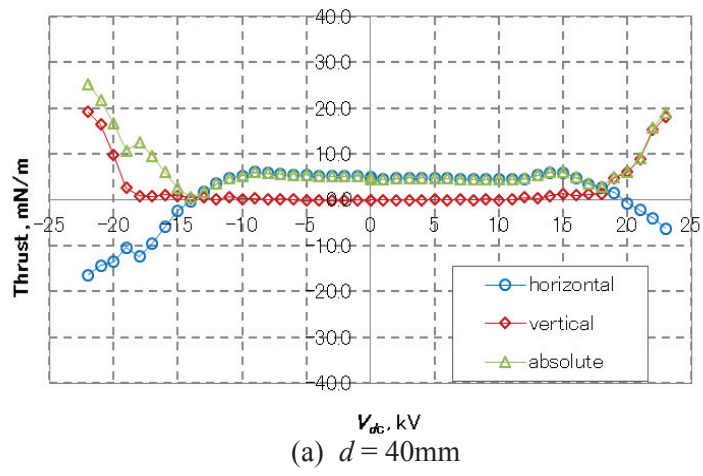
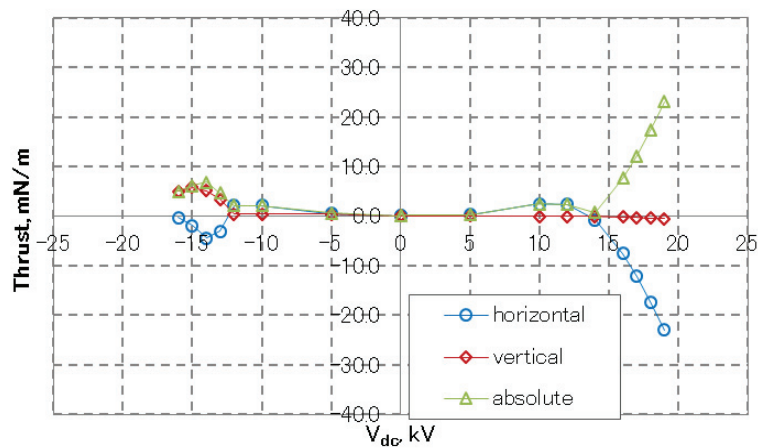


図 5.5 TED プラズマアクチュエータの推力の DC 電圧依存性 ($V_{ac} = 15.6 \text{ kV}_{pp}$)

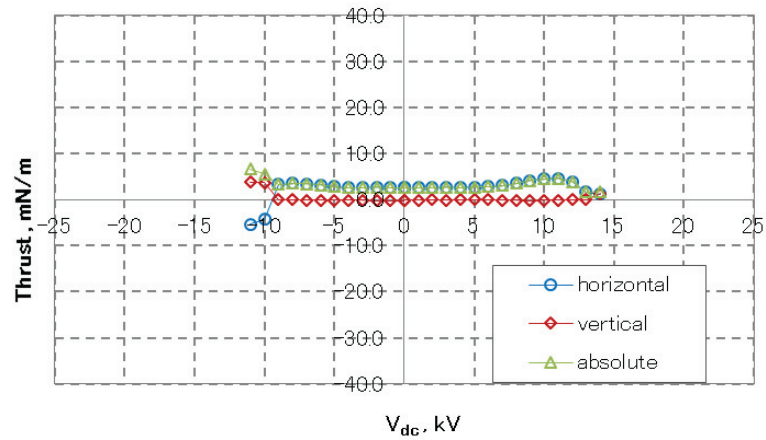
5.3.2 印加交流電圧の発生推力への影響

上記の知見に基づき、翼弦長 30 mm 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三電極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 $d = 20 \text{ mm}$ に固定し、誘電体厚さを $t_d = 0.54 \sim 2.0 \text{ mm}$ の間で種々変更し推力試験を実施した結果、 $t_d = 0.54 \text{ mm}$ 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 5.6 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 $V_{ac} = 6 \text{ kV}_{pp}$ の場合、および、比較対象である 11 kV_{pp} の場合それぞれの推力特性である。図 5.6 (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、 $V_{dc} = 15 \text{ kV}$ または -12 kV を越えると大幅に推力が増加している。なお、 6 kV_{pp} では印加電圧が弱く放電が始まっていないため推力が生成されていないと考えている。

このとき、図 5.5 (a) に示した電極間距離 40 mm の素子を越える推力が生成されている。一方で、図 5.6 (b) の $V_{ac} = 11 \text{ kV}_{pp}$ の条件では推力の変化は生じているが、 $V_{dc} = 14 \text{ kV}$ 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。



(a) $V_{ac} = 6.0 \text{ kV}_{pp}$



(b) $V_{ac} = 11.0 \text{ kV}_{pp}$

図 5.4 風洞試験模型での TED プラズマアクチュエータの推力特性

($t_d = 0.54 \text{ mm}$, $d = 20\text{mm}$)

5.4 本章のまとめ

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、小型の三電極プラズマアクチュエータの推力特性を実験により調査した。その結果、三電極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ことがわかった。しかし、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できることを確認した。

第6章

結章

本研究では、ターボ機械へ適用できるプラズマアクチュエータの研究・開発を行うために、本研究の目的を以下の4つに設定し、実験および解析を行った。

一般的にプラズマアクチュエータが発生できる推力は小さい。そこでまず1つ目に、高速気流中でプラズマアクチュエータが流れ場を制御するために要求される推力を低速の実験時に要求される推力より外挿して推定した。2つ目に、ターボ機械の内部流れのような高温の環境下での使用にも適している酸化アルミニウム (Al_2O_3) を誘電体に採用した場合の三電極 (TED) プラズマアクチュエータの推力特性について調査した。3つ目に、発生できる推力の向上と消費電力の低減を見込める三電極プラズマアクチュエータを用いて気流中の物体周りの流れ場を制御できるかどうか調査した。最後に、ガスタービンなどの翼列に設置できるように、小型三電極プラズマアクチュエータの推力の向上手法について検討した。

それぞれの項目について研究を行い、第2章～第5章にその結果を示した。以下に各章において得られた知見をまとめる。

2章のまとめ

本章では、NACA0015 翼の前縁に設置した SDBD プラズマアクチュエータを非定常駆動することで、主流速度 20~60 m/s の翼面の気流剥離を抑制する実験を実施し、PIV (Particle Image Velocimetry) を用いて計測した。さらに、気流の剥離改善に必要な推力比を電源からの印加電圧の比より算出し、流速比に対する推力のカーブを推定した。以下に結論を示す。

- ・気流剥離の抑制に最適なパルス変調制御の無次元周波数は、主流速度 20 m/s では $St = 4$ とわかった。この駆動周波数にて気流剥離抑制ができることを主流速度 20, 40, 60 m/s で確認した。

- ・主流速度 20 m/s とその結果の翼面の剥離抑制に要求される印加電圧の値を用いて 40 m/s と 60 m/s の結果無次元化し、さらに印加電圧の比を 3.5 乗し推力比へ換算することで、20 m/s の条件を基準として、速度に対して要求される推力を算出する近似 2 次曲線を得た。

3 章のまとめ

本章では Al_2O_3 誘電体のプラズマアクチュエータの放電および熱に対する耐久性を調査し、実問題への応用可能性を確認するとともに、静止空気中での三電極 (TED) プラズマアクチュエータの噴流特性と流れのコントロール能力を調査した、これにより Al_2O_3 -TED プラズマアクチュエータのターボ機械への応用可能性について評価した。

放電および熱に対する耐久性調査においては、 Al_2O_3 誘電体プラズマアクチュエータの誘電体バリア放電時の絶縁耐力は $25 \text{ kV}_{\text{pp}}/\text{mm}$ 以上であり、三電極プラズマアクチュエータの駆動に支障がないことを確認した。また同条件における累積 700 分間の駆動においてもプラズマアクチュエータの劣化は生じないことが明らかになった。

また、三電極プラズマアクチュエータから発生する体積力を調べるために、プラズマアクチュエータにより引き起こされる誘起流の推力を計測し、またプラズマアクチュエータ周りの誘起流を高速シュリーレン法を用いて可視化することで、プラズマアクチュエータの推力生成特性を解析した。その結果、三電極プラズマアクチュエータが発生する推力は DC 電圧に依存する。DC 電圧が小さいときでは、推力は単調に増加することがわかった。一方、高い DC 電圧 ($> 20 \text{ kV}_{\text{pp}}$) においては、同一駆動条件の SDBD プラズマアクチュエータが発生する推力と比較して、生成推力は 804 % と大きく向上した。さらに、高い DC 電圧印加時には、TED プラズマアクチュエータは推力生成における電力効率が向上することを確認した。

以上の結果より、 Al_2O_3 -TED プラズマアクチュエータは高温に耐えられる誘電体の特性と、効率的に高い推力を発生できるメリットを持っている。

4章のまとめ

三電極 (TED) プラズマアクチュエータによる翼周りの剥離抑制能力を評価する目的で、風洞実験を実施した。NACA0012 翼のレイノルズ数 6×10^5 の試験条件において、三電極プラズマアクチュエータを、SDBD プラズマアクチュエータと TED-SD プラズマアクチュエータの2つのモードで使用した。結論を以下にまとめる。

- ・先行研究において他の構成や誘電体の材料では明らかになっているが、TED-SD プラズマアクチュエータは SDBD プラズマアクチュエータよりも高い推力を発生することができる。その結果、TED-SD プラズマアクチュエータは静止空气中でより速い誘起流を起こすことができる。
- ・本研究では AC 電圧 15.6 kV, 周波数 13 kHz に対して、 V_{dc} を -23 kV ~ +21 kV まで実験した。DC 電圧が $V_{dc} < -20$ kV の条件では、Sliding Discharge が発生するため高い推力を発生する。-20 kV を印加した際には、推力は SDBD プラズマアクチュエータの 2 倍まで向上した。推力を消費電力で割った指標で評価すると、TED-SD は SDBD プラズマアクチュエータに対して約 1.6 倍と優れている。
- ・定常駆動での SDBD と TED-SD プラズマアクチュエータを翼の前縁に設定し、失速の抑制効果について調査した。TED-SD プラズマアクチュエータでも SDBD プラズマアクチュエータと同様に翼面の剥離改善が可能なことがわかった。また、この実験では SDBD プラズマアクチュエータは失速を迎角 17° から 22° まで抑制できた、一方、TED-SD プラズマアクチュエータは 22.5° まで抑制できた。

5章のまとめ

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、小型の三電極プラズマアクチュエータの推力特性を実験により調査した。その結果、三電極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ことがわかった。しかし、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できることを確認した.

以上

参考文献

- [1] ターボ機械協会, ターボ機械(入門編), 日本工業出版, 2015.
- [2] ターボ機械協会 HP, <http://www.turbo-so.jp/turbo-kids8.html>
- [3] 西 亮, "流体制御の世界," Vol. 21, No. 10, ターボ機械, 1993, pp. 623-627.
- [4] Ohanian III, J. O., Karni, D. E., Londenberg, K. W., Gelhausen, A. P., and Inman, T. D., "Ducted-Fan Forced and Moment Control via Steady and Synthetic Jets," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 2, 2011.
- [5] Jin, W. B., Kenneth, S. B., and Choon, S. T., "Active Control of Tip Clearance Flow in Axial Compressors," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 127 (2), 2005, pp. 352-362.
- [6] 日本ガスタービン学会, "ガスタービン工学," 日本ガスタービン学会, 2013
- [7] 谷田 好通, 長嶋 利夫, "ガスタービンエンジン," 朝倉書店, 2000.
- [8] 藤原 仁志, "ガスタービンの基礎と応用-発電用からジェットエンジンまで," 東海大学出版会, 2012.
- [9] ロールスロイス社, "ザ・ジェット・エンジン," 日本航空技術協会, 2011.
- [10] 太原 信之, "博士論文 航空用エンジン圧縮機の不安定作動に対する能動安定化のみ," 2007, https://waseda.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repository_view_main_item_detail&item_id=21262&item_no=1&page_id=13&block_id=21
- [11] 鈴木 弘一, 中村 佳朗, "ジェットエンジン," 森北出版, 2004.
- [12] 本阿弥 眞治, "アクチュエータ空力特性の向上に基づく流れの制御技術の新たな展開," Vol. 79, No. 808, 日本機械学会論文集(B 編), 2013, pp. 2670-2678.
- [13] Greenblatt, D., Wagnanski, K. I., "The Control of Flow Separation by Periodic Excitation," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol 36, 2000, pp. 487-545.
- [14] Ho, C.-M., Tung, S., Lee, G.-B., Tai, Y.-C., Jiang, F., and Tsao, T., "MEMS – A Technology for Advancements in Aerospace Engineering," *AIAA Paper 97-0545*, 1997.
- [15] Ho, C.-M. and Tai, Y.-C., "Reviews: MEMS and Its Applications for Flow Control," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 118, No. 3, 1995, pp. 43-447.

- [16] Seifeit, A., eliahu, S., Greenblatt, D., and Wyganski, I, “Use of Peizoelectric Actuators for Airfoil Separation Control,” *AIAA journal*, Vol. 36, No. 8, 1998, pp. 1535-1537.
- [17] Wood, J. N, Sadri, M. A., and Crock, A., “Control of Turbulent Flow Separation by Synthetic Jets,” *AIAA paper* 2000-4331, 2000.
- [18] Ibrahim, H. I., and Skote, M., “Simulations of the Linear Plasma Synthetic Jet Actuator Utilizing a Modified Suzen-Huang Model,” *Physics of fluids*, Vol. 24, 113602, 2012.
- [19] Forte, M., Jolibois, J., Pons, J., Moreau, E., Touchard, G., and Cazalens, M., “Optimization of a Dielectric Barrier Discharge Actuator by Stationary and Non-Stationary Measurements of the Induced Flow Velocity: Application to Airflow Control,” *Experiments in Fluids*, Vol. 43, 2007, pp. 917-928.
- [20] 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.
- [21] Mazouffre, S., and Moreau, E., “The 2017 Plasma Roadmap: Low Temperature Plasma Science and Technology, 12. Aerospace Applications: propulsion and flow control,” *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 50, 2017.
- [22] Wang, J., Choi, K., Feng, L., Jukes, N. T., and Whalley, D. R., “Recent Developments in DBD Plasma Flow Control,” *Plogress in Aerospace Sciences*, Vol. 62, 2013, pp. 52-78.
- [23] Moreau, E., “Airflow control by Non-thermal Plasma Actuators,” *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 40, 2007, pp. 695-636.
- [24] Thomas, O. F., Corke, C. T., Iqbal, M., Kozlov, A., and Schatzman, D., “Optimization of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Active Aerodynamic Flow Control,” *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 9, 2009.
- [25] 深瀬 康二, 山田 俊輔, 石川 仁, “プラズマアクチュエータの基礎と研究動向,” *日本流体力学会誌 ながれ*, Vol. 29, pp. 243-250, 2010.
- [26] 松野 隆, “プラズマアクチュエータによる空力制御：航空宇宙分野における研究動向,” *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 62, No. 11, 2014.
- [27] 機械学会ニューズレター 2007 年 12 月号 , <http://www.jsme->

fed.org/newsletters/2007_12/no2.html

- [28] 小濱 泰昭, 豊田 国昭, 佐藤 洋平, “機械工学最前線 6 巻 流体工学最前線,” 共立出版, 2011.
- [29] 西沢 啓, 小林 宙, 岡井敬一, 藤本博志, “電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来,” 日本航空宇宙学会 第 43 期 年会講演会講演集, JSASS-2012-1031, 2012.
- [30] 森岡 典子, 竹内 道也, 大依 仁, “航空機・エンジン電動化システムの現状と動向,” Vol. 53, No. 4, *IHI 技報*, 2013.
- [31] Kotsonis, M., Ghaemi, S., Vildhuis, L., and Scarano, F., “Measurement of The Body Force fields of Plasma Actuators,” *Journal of Physics D*, Vol. 44, 2011, pp.045204.
- [32] 大河内翔平, 笠木伸英, 鈴木雄二, “マイクロ・プラズマアクチュエータの特性,” 日本流体力学学会 ながれ, Vol. 29, 2010, pp. 271-276.
- [33] Moreau, E.: Airflow control by non-thermal plasma actuators, *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 40, No. 3, 2007, pp. 605-636.
- [34] 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.
- [35] Roth, R. J., Dai, X., “Optimization of the Aerodynamic Plasma Actuator as an electrohydrodynamic (EHD) Electrical Device,” *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings*, AIAA 2006-1203, 2006.
- [36] 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.
- [37] Durscher, R., and Roy, S., “Novel Multi-Barrier Plasma Actuators for Increased Thrust,” *48th AIAA Forum*, AIAA 2010-965, 2011.
- [38] Saddoughi S., Bennett, G., Boespflugm, M., Puterbaugh, S. L. Wadia, A. R.: Experimental Investigation of Tip Clearance Flow in a Transonic Compressor with and without plasma actuators, *ASME Turbomachinery Technical Conference & Exposition*, GT 2014-25294, 2014.

- [39] Akcayoz, E., Vo, D. H., “Controlling Corner Stall Separation with Plasma Actuators in a Compressor Cascade,” *Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*, GT 2015-43404, 2015.
- [40] 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.
- [41] 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.
- [42] 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.
- [43] 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.
- [44] Matsuno, T., Kawaguchi, M., Fujita, N., Yamada, G. and Kawazoe, H., 2012, “Jet Vectoring and Enhancement of Flow Control of Trielectrode Plasma Actuator Utilizing Sliding Discharge,” *6th AIAA Flow Control Conference*, AIAA 2012-3238, 2012.
- [45] Matsuno, T., Kawaguchi, M., Yamada, G., and Kawazoe, H., “Flow Control Characteristics of Trielectrode Plasma Actuators,” *Proceedings of the 28th ISTS*, No. 2011-e-28, 2011.
- [46] Sato, M., Nonomura, T., Okada, K., Asada, K. Aono, H., Yakeno, A., Abe, Y., and Fuji, K., “Mechanisms for Laminar Separated Flow Control Using Dielectric-Barrier-Discharge Plasma Actuator at Low Reynolds Number,” *Physics of Fluids*, Vol. 27, 2015, pp. 11710.
- [47] Sato, M., Okada, K., Nonomura, T., Aono, H., Yakeno, A., Asada, L., Abe, Y., and Fuji, K., “Massive Parametric Study by LES on Separated-flow Control around Airfoil using DBD Plasma Actuator at Reynolds Number 63,000,” *43rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, AIAA 2013-2750, 2013.
- [48] Sekimoto, S., and Nonomura, T., Fuji, K., “Experimental Study of Effects of Frequency for

- Burst Wave on a DBD Plasma Actuator for Separation Control,” *AIAA SciTech 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [49] 松田 寿, 田中 元史, 大迫 俊樹, “NACA0015 翼前縁剥離流れ制御に関する大型風洞試験,” *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 41, No. 4, 2013.
- [50] Kelley, L. C., Bowles, O. P., Cooney, J., He, C., Corke, C. T., Osborne, A. B., Silkey, S. J., and Zehnle, J., “Leading-Edge Separation Control Using Alternating-Current and Nanosecond-Pulse Plasma Actuators,” *AIAA Journal*, Vol. 52, No. 9, 2014.
- [51] Corke, C. T., Post, L. M., and Orlov, M. Dmitriy, “Single-Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization, and Applications,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 5, 2008.
- [52] Rethmel, C., Little, J., Takashima, K., Sinha, A., Adamovich, I., Samimy, Mo, “Flow Separation Control Using Driven DBD Plasma Actuator,” *International Journal of Flow Control*, Vol. 3, No. 4, pp.213-232, 2011.
- [53] Moreau, E., Debien, A., Breux, J., Benard, N., “Control of a Turbulent Flow Separated at Mid-chord along Airfoil with DBD Plasma Actuator,” *Journal of Electrostatics*, Vol. 83, 2016, pp.78-87.
- [54] Nonomura, T., Aono, H., Sato, M., Yakeno, A., Okada, K., Abe, Y., and Fuji, K., “Control Mechanism of Plasma Actuator for Separated Flow around NACA0015 at Reynolds Number 63,000 -Separation Bubble Related Mechanisms-,” *51st AIAA Aerospace Sciences including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA 2013-0853, 2013.
- [55] Asada, K., Sato, M., Nonomura, T., Kawai, S., Aono, H., Yakeno, A., and Fuji, K., “LES on Turbulent Separated Flow around NACA0015 at Reynolds Number 1,600,000 toward Active Flow Control,” *32th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2014.
- [56] 大久保 仁, “高電界現象論 基礎と応用,” オーム社, 2011.
- [57] 宇宙航空研究開発機構, “絶縁設計標準,” 宇宙航空研究開発機構, JERG-2-213A, 2012.
- [58] 日本機械学会, “伝熱工学資料,” 丸善出版, 2013.
- [59] 吉田 駿, “伝熱学の基礎,” 理工学社, 2008.

- [60] 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, pp. 1852–1861, 2017.

謝辞

本研究を進めるに、終始熱心なご指導をいただいた鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻の川添博光教授、松野隆講師には心より感謝の意を表します。この3年間で多くの貴重な経験をすることができ、研究者として成長できたと実感しています。どうもありがとうございました。

また、実験を行うにあたり、現・LIXIL 藤田上様、現・コベルコ建機 菅原正隆様、福田愛様、橋一輝様達 研究室のメンバーにはお世話になりました。共に研究ができとても刺激を受けることができました。

さらに、有益な助言をいただいた東京農工大学の西田浩之准教授、中井公美様、産業技術総合研究所の瀬川武彦様、松沼 孝幸様に深く感謝いたします。

そして、株式会社 IHI のみなさまには、本研究に関わることはもちろん、入社以来、上司、先輩としてあるいは同僚、共同研究者として、本当にお世話になりました。おかげさまでこのような成果をまとめることができました。漏れがあることを恐れお一人お一人のお名前を挙げることは控えさせていただきますが、本研究をまとめるに当たって惜しみなく協力をして下さったみなさまにこの場でお礼を申し上げたいと思います。

最後に、日頃から著者を支え励ましてくれた家族にも感謝したいと思います。

みなさん、どうもありがとうございました。

2018年2月15日

浅海 典男

研究業績一覧

原著論文

1. Norio Asaumi, Shinsuke Matsuno, Takashi Matsuno, Masataka Sugahara, and Hiromitsu Kawazoe, “Multi-Electrode Plasma Actuator to Improve Performance of Flow Separation Control,” *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems (JGPP)*, Vol. 9, No. 1, pp.1-8.
2. 松野 隆, 菅原 正隆, 橘 一輝, 川添 博光, 浅海 典男, 松野 伸介, 山口 方士, “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,” *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 45, No. 6, 2017.

国際会議プロシーディング

1. Takashi Matsuno, Noboru Fujita, Gouji Yamada, Hiromitsu Kawazoe, Shinsuke Matsuno, Norio Asaumi and Junya Kouwa, “Vectored Jet Control by Trielectrode Plasma Actuator for Turbomachinery,” *Proceedings of AJCPP2014 Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP)*, AJCPP2014-155, 2014.
2. Norio Asaumi, Shinsuke Matsuno, Takashi Matsuno, Masataka Sugahara, and Hiromitsu Kawazoe, “Multi-Electrode Plasma Actuator to Improve Performance of Flow Separation Control,” *International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo*, 2015, pp.973-978.

学会発表

1. 菅原 正隆, 松野 隆, 浅海 典男, 松野 伸介, 山口 方士, “プラズマアクチュエータ多電極化による気流剥離制御性能の向上,” *第43回日本ガスタービン学会定期講演会 (米子)*, 2015.
2. 松野 隆, 菅原 正隆, 橘 一輝, 川添 博光, 浅海 典男, 松野 伸介, 山口 方士, “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,” *第44回日本ガスタービン学会定期講演会 (酒田)*, 2016.

3. 福田 愛, 松野 隆, 浅海 典男, 山口 方士, “耐熱性三電極プラズマアクチュエータの耐久性と流体制御力の向上,” 第 57 回 航空原動機・宇宙推進講演会 講演論文集, JSASS-2017-0079, 2017.
4. 浅海 典男, 山口 方士, 松野 隆, 川添 博光, “翼面の気流改善のためにプラズマアクチュエータへ要求されるスラストの調査,” 第 45 回日本ガスタービン学会定期講演会 (松山), 2017.
5. 福田 愛, 松野 隆, 浅海 典男, 山口 方士, “高電圧印加時の多電極プラズマアクチュエータ推力特性,” 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017.