三重大学大学院工学研究科

システム工学専攻博士論文

水平軸風車に対する
プラズマ気流制御の実験的研究

平成２８年３月

田中　元史

三重大学　大学院工学研究科

目次

第 1 章　緒論 1
1.1　風力発電における課題 1
1.2　風車の空気力学の特徴 5
1.3　風車におけるアクティブ空力制御 10
1.4　プラズマ気流制御とは 13
1.4.1　非平衡プラズマとそれに伴う誘起流 13
1.4.2　プラズマによる流体制御 20
1.5　プラズマ気流制御の風車適用 24
1.6　本研究の目的と研究手法 27
1.7　論文構成 28

第 2 章　プラズマ誘起流の実験的検討 29
2.1　緒言 29
2.2　電力と誘電体材質の影響 30
2.3　印加電圧半値幅の影響 34
2.4　プラズマ誘起流の時間分解計測 36
2.5　結言 41

第 3 章　風洞実験による流体制御の検討 42
3.1　緒言 42
3.2　パルス変調制御の効果と可能性 43
3.3　高速流れにおける効果 47
3.4　風車翼型に対する効果 54
3.5　動的流れ場における効果 60
3.6　回転場における効果 65
3.7　結言 71

第 4 章　30kW 風車を用いたフィールド検証 72
4.1　緒言 72
4.2　試験装置および方法 73
4.2.1　テストサイト 73
4.2.2　供試風車 74
4.2.3　プラズマシステム 76
4.2.4　風況測定装置 79

4.3　試験結果及び考察 82
4.3.1　出力向上効果 82
4.3.2　タフトを用いた流れの可視化 86
4.3.3　電圧および変調周波数依存性と剥離制御メカニズム 88
4.3.4　減速緩和効果 96
4.4　結言 100

第 5 章　大型風車への適用にむけて 101

第 6 章　結論 105

参考文献 107

謝辞

第 1 章　緒論

1.1 風力発電における課題

近年、風力発電は、再生可能エネルギーの中での主要電源として急速に普及してきている。2014 年の設備導入量は過去最高の 51GW を記録し、世界の全設備容量は 370GW に達している［図 1.1.1］。地域別に見ると、中国とインドを擁すアジア圏での導入量が、従来の市場であった欧州・北米を上回っており、今後パキスタンやフィリピン等でも導入が進むと言われている [Global Wind Energy Council, 2014] 。

地球温暖化防止の観点のみならず、エネルギーセキュリティの観点、原油価格上昇リスク対策の観点からも、再生可能エネルギーを用いた発電を普及させることは重要である。再生可能エネルギーには、太陽光・地熱・小水力等、複数の方式があるが、風力発電は潜在量が多く発電コストが最も安価なことから、最も期待されている電源といえる。風力発電がより一層普及するためには、下の式で示す発電コスト(LCOE: Levelized cost of energy)において、火力等の従来電源に対する競争力を高める必要がある。

$$\text{発電コスト} = \frac{\text{設置コスト＋運転操業費}}{\text{総発電電力量}} \tag{1.1.1}$$

風力発電の発電コスト低減策として大型化がある。大型化することで受風面積が増加してより多くの風のエネルギーを得られ、また、発電量に見合った高いタワーを建てることで上空の高速で乱れの少ない風を利用できることから、発電電力量を増やすことができる。また、建設基数を減らすことで敷地面積や設置コストを低減でき、メンテナンス効率も上がり、運転操業費を低減できる。これらの理由から、風車が商業利用されて以来、各風車メーカは次々と風車の大型化を図っている。特に洋上風力発電では、天候に左右される建設費やメンテナンス費がかさむため、できるだけ大型の風車が望まれている。

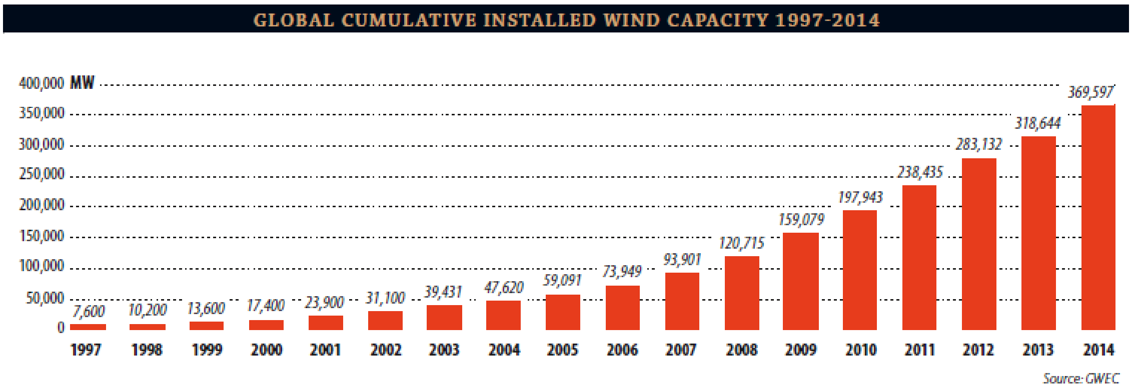


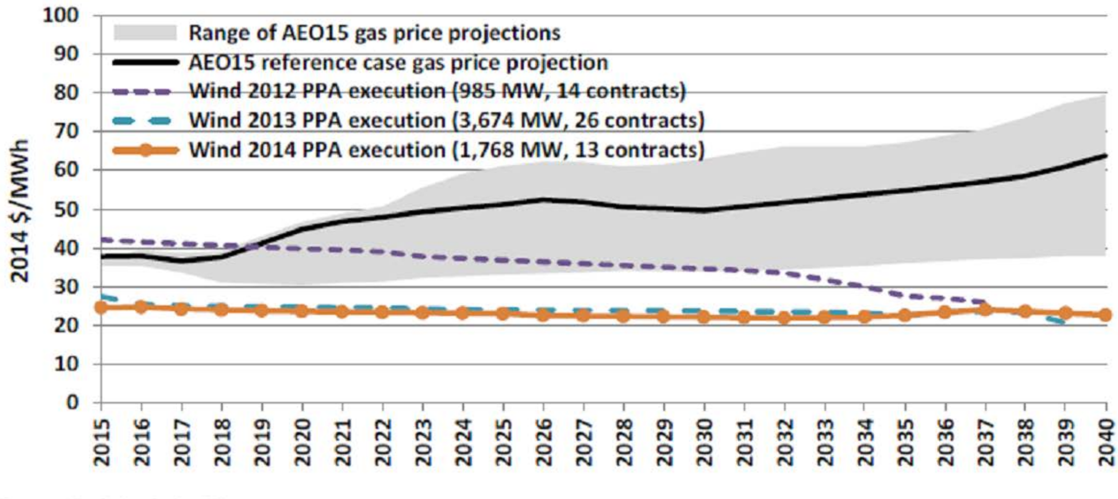
図 1.1.1　世界の風車の設備容量の推移 [Grobal Wind Energy Council, 2014]

風車には主に、回転軸を水平に持つ方式（水平軸風車）と垂直に持つ方式（垂直軸風車）がある。垂直軸風車は、大型化すると長大な主軸を地上付近の軸受で片持ちに支持せざるを得ず、構造的に問題があるため、これまで主に水平軸風車で大型化が進んでいる。最近では MHI Vestas 社が世界最大出力の V164-8.0MW（ロータ直径 160m、タワー高さ 140m）のプロトタイプを試運転開始したほか、各社が 5MW 以上の機種を揃えつつある。

大型化の結果、風力発電の LCOE は、英国［図 1.1.2］や米国［図 1.1.3］では、天然ガスや石炭火力等の従来電源とほぼ互角に戦えるレベルとなり、風力発電の発電コストは安いという認識が一般的になりつつある。しかし、洋上風力発電はまだ高く、水平軸風車のさらなる大型化に寄与する技術開発が求められている。

	発電コスト ユーロ/MWh
原子力	79
石炭	115
天然ガス	83
太陽光	105
陸上風力	55
洋上風力	95

図 1.1.2　英国の 2025 年時点での各電源の発電コスト
(GWEC 報告書記載の数値を使用して田中作成)　[Grobal Wind Energy Council, 2013]



Source: Berkeley Lab, EIA

Figure 49. Average long-term wind PPA prices (by vintage) and natural gas fuel cost projections over time

図 1.1.3　米国における風力と天然ガスの発電単価予測の比較 [Wiser and Bolinger, 2015]

一方、日本は世界に比べて風力発電の導入が非常に遅れており、2014 年までの導入量は 294 万 kW である。東日本大震災での原子力発電所事故による、エネルギーミックスに関する国民的な議論の高まりを受け、最新の長期エネルギー需給見通しに示された 2030 年度の電源構成のうち、再生可能エネルギーは全電源の 22～24%を占めるが、風力発電の割合は 1.7%と最低レベルである [経済産業省, 2015] 。

国内で風力発電の導入が進まない原因のひとつに、発電コストが高いことが挙げられる。図 1.1.4 は、上記したエネルギーミックス検討の過程で、コスト等検証委員会がまとめた各電源の発電コストである。風力発電は火力や原子力に比べてまだかなり高いレベルにあることがわかる[内閣府,2011]。自然エネルギー財団が各国の陸上風力発電コストを比較した調査結果が 2013 年にまとめられている。これによると、山岳地であるがゆえの輸送・インフラ整備費と、環境影響評価にかかる費用、乱流・落雷・暴風といった自然災害による故障に対する修繕費が、他国に比べて高い傾向が見られる。また、設備利用率（設備利用率＝発電電力量／(発電機出力×運転日数×24 時間)）は、国際比較でかなり低いレベルにとどまっており、総発電電力が下がる結果、発電コストを押し上げていることもわかっている [水野, 2013] 。

洋上風力発電に関しては、NEDO が着床式で銚子沖と北九州市沖、経産省が浮体式で福島沖の実証研究を進めているが、建設コストの見通しが立たない現状では事業性の見極めが困難であり、洋上風力発電の導入拡大にはまだしばらく時間がかかると考えられる、まずは陸上風力発電の LCOE 削減の施策が急務である。

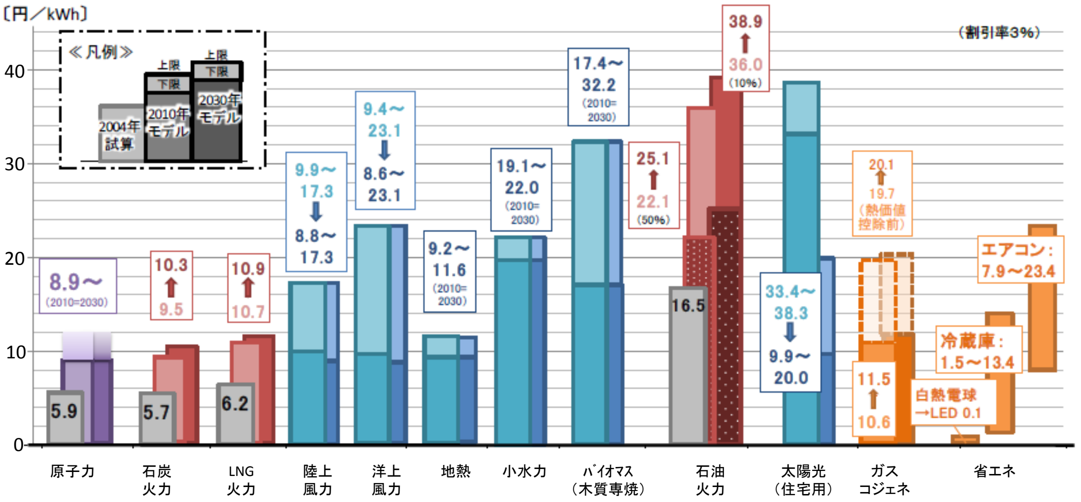


図 1.1.4　主な電源の発電コスト（2004 年試算／2010 年・2030 年モデルプラント）
（コスト等検証委員会報告書（平成 23 年 12 月 19 日）」（内閣官房ホームページ）
（http://www.cas.go.jp/jp/seisaku/npu/policy09/pdf/20111221/hokoku.pdf）の（図３６）
をもとに田中作成）[内閣府, 2011]

日本の風力発電の設備利用率が低い原因として、日本特有の複雑地形に起因する風況の影響が大きいと考えられる。欧米の平原や洋上などの平坦地形に比べて、山岳の多い複雑地形では、風は、様々なスケールの渦を含んだものとなる。そのため、風車ロータに流入する風速・風向の、時間的・空間的変動が大きくなる。このことは、これまで平坦地での利用を前提に最適制御されてきた風車では、適切な制御ができなくなることを示しており、時間的・空間的な風の局所変動に追随して、風車を制御する変動風対策技術は、その解決策となりうる。

このような変動風対策技術は今後、日本だけでなく欧米でも必要となる。欧米でも昨今、風速の高い好風況地域が少なくなり、風況の悪い地域に風車を建設せざるを得なくなってきている。図 1.1.5 は米国で年間に建設される風車の IEC クラスを示している。過去 15 年間で、風速の高いクラス 1 から風速の低いクラス 3 地域に移行していることがわかる。

また、ウィンドファームでは、ある風車が他の風車の後流に入る場合は、後流変動風の影響を受けて、性能が低下したり、振動で故障が発生したりすることがわかっている。

以上で述べたように、風力発電の導入拡大を進めるため、風車の大型化に資する技術や、変動風に対応する制御技術の開発が必要とされている。

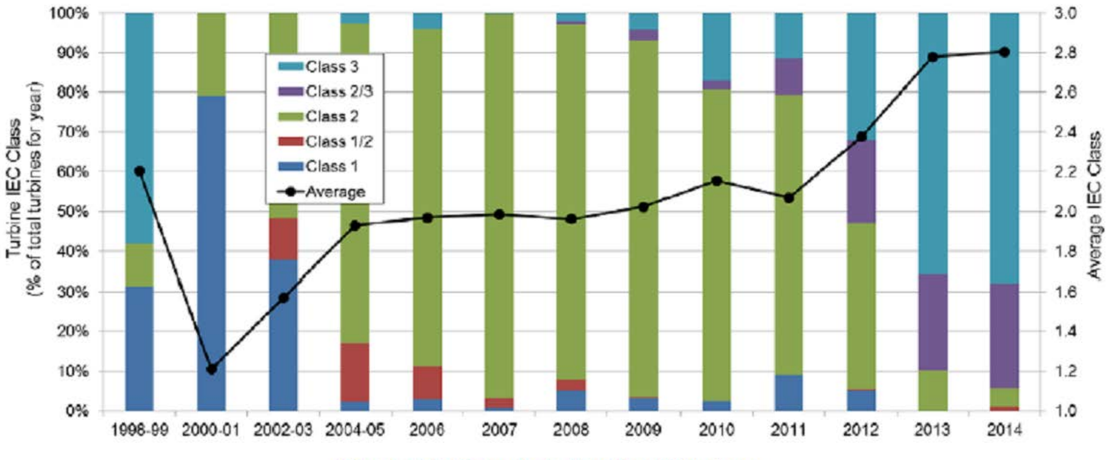


図 1.1.5　米国の年間新設風車における IEC クラスの割合 [Wiser and Bolinger, 2015]

1.2 風車の空気力学の特徴

図 1.2.1 に、水平軸風車の概略構造を示す。風車は、翼で風を受けるブレード（翼）、複数枚のブレードを連結するハブ、ハブに連結された主軸とそれに接続されたギアボックスおよび発電機、それらの機器を搭載するナセル、ナセルを上空に保持するタワー、その他周辺機器で構成されている。現在主流の水平軸風車では、主にピッチ角（翼の、翼軸まわりの回転角度）、発電機回転数、ヨー角（主軸の、風向きに対する角度）で制御されている。

図 1.2.2 に、一般的な風車の運転状態を、風速をパラメータにして示す。風車が風を受けて発電を始める風速をカットイン風速、発電出力が発電機の定格に達するまでを部分負荷領域、発電機の定格出力を維持して運転する状態を定格領域、安全のため風車の回転を停止させる風速をカットアウト風速と呼んでいる。

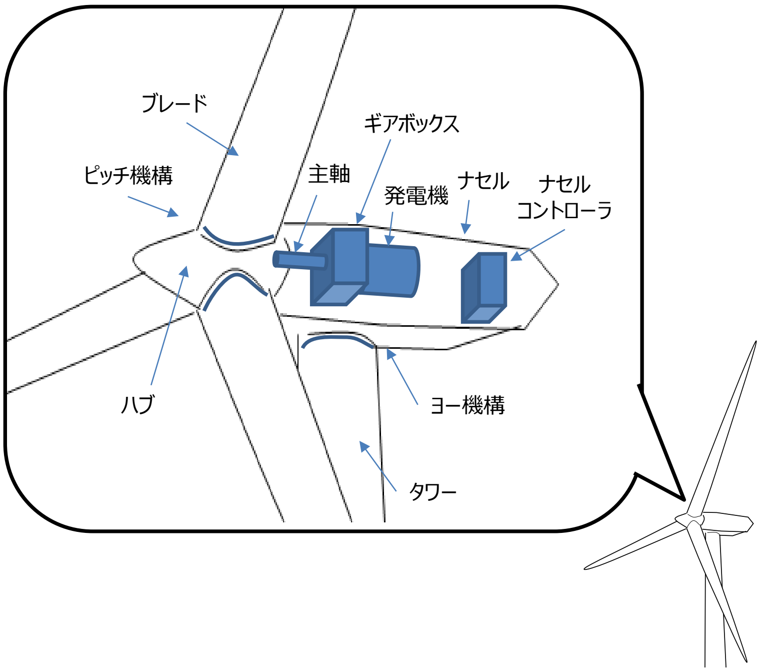


図 1.2.1　風車の構造

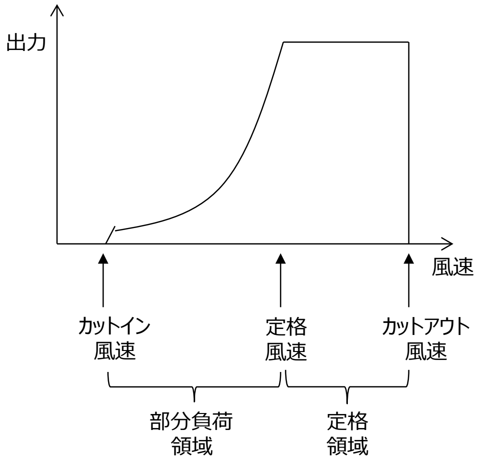


図 1.2.2　風車の運転状態

風からエネルギーを抽出するためには、風のエネルギーを物体の運動エネルギーに変える必要がある。これには、揚力を利用して、風速に対して垂直な方向に翼を回転させる方式と、抗力を利用して、風速の方向に翼を回転させる方式がある。水平軸風車は揚力型風車の代表例である。

風車ロータの空気力学的性能を検討する方法として、3 次元形状の翼を、翼幅 δr の各部位（翼素）に輪切りにし、各翼素を 2 次元翼と考えて 2 次元の空気力学的特性をあてはめる、翼素理論が代表的である。図 1.2.3 は水平軸風車の翼素を抜き出して、風速と揚力の関係を示したものである。翼素の翼弦長を c、半径位置を r、角速度を ω、流入風速度を U とすると、翼素は $r\omega$ と U の合成風 U' から力を受ける。U' と翼弦線のなす角が迎角 α である。U' と回転面のなす角を ϕ とする。翼の揚力 δL および抗力 δD は、U' に垂直および平行な方向の力として

$$\delta L = \frac{1}{2}\rho U'^2 c Cl \delta r \tag{1.2.1}$$

$$\delta D = \frac{1}{2}\rho U'^2 c Cd \delta r \tag{1.2.2}$$

と書ける。ここで、Cl、Cd は揚力係数および抗力係数である。これらを用いて、この翼を回転させるトルクは

$$\delta Q = (\delta L \sin\phi - \delta D \cos\phi) \tag{1.2.3}$$

と書ける。これを翼根から翼端まで、翼枚数分積分すると、ロータトルクが計算できる。

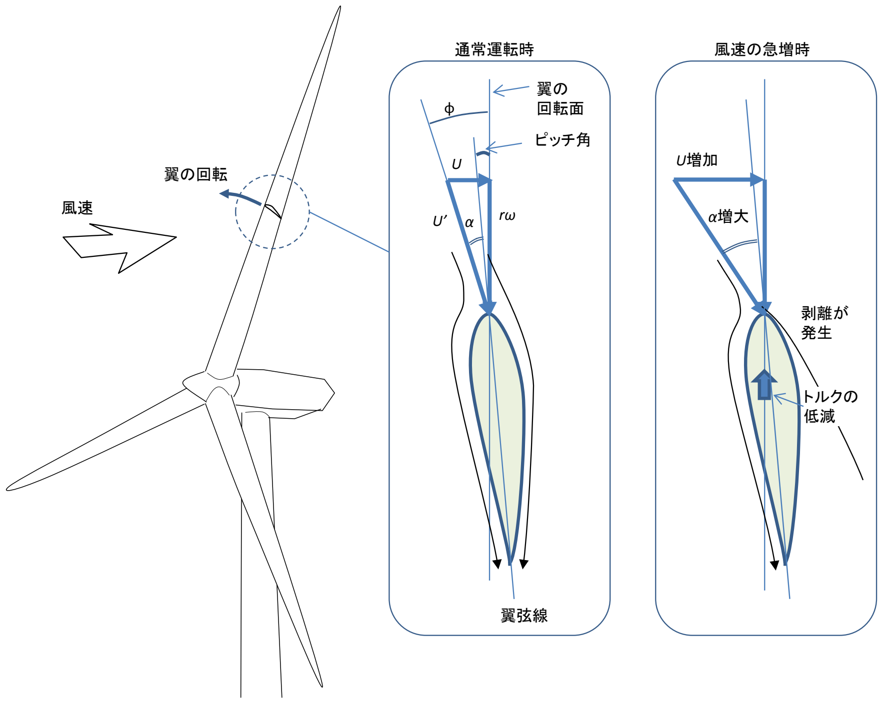


図 1.2.3　翼素と迎角の関係

図 1.2.3 から、$r\omega$と U の比が変化すれば、迎角 αが変化することは自明である。近年主流となっている大型風車においては、ロータの慣性モーメントが大きいため、周速変化の時定数は数秒～10 秒程度であるのに対し、自然風である流入風速度は秒オーダから日オーダの幅広い変動成分をもっており、このうち短時間の変動は迎角変動に大きく寄与する。

また、大型風車においては、翼端速度は 60m/s～80m/s 程度であるのに対して自然風の速度は 5m/s～15m/s 程度のため、翼端付近では、相対風速 *U'*に対する周速の寄与が大きい。しかし、翼根側では、相対風速 *U*' に対する自然風 *U* の寄与が大きくなり、自然風が変動すると翼素は大きな迎角変動を被ることになる。

静的な流れ場での 2 次元翼の α と *Cl* の関係の一般的な特性を図 1.2.4 に点線で示す。αが増加すると徐々に *Cl* が増加するが、所定の α で急激に低下する。これは、翼の負圧面側の流れが、翼表面から剥離したからであり、*Cl* が急低下する迎角を失速角と呼ぶ。

次に、αを正弦波的に変化させた場合の動的な *Cl* 特性を図 1.2.4 に実線で、そのときの流れ場の模式図を図 1.2.5 に示す。翼の αが失速角を越える場合は、αの増減に対してヒステリシスをもつ特性となることが分かっている。αが静的な失速角を超えた時点で、動的失速渦(DSV)とよばれる大規模な横渦（翼幅方向に軸をもつ渦）が前縁に生成され、翼の負圧側表面付近を、後縁に向かって移流していく。この DSV は負圧を生じるため、DSV が後縁に達するまでは揚力が高く維持される。しかし DSV が後縁に達すると揚力は劇的に減少する。その後、αが静的な失速角に比べて十分小さくなってようやく、流れは付着して、揚力係数が回復する [Leishman, 2002]。

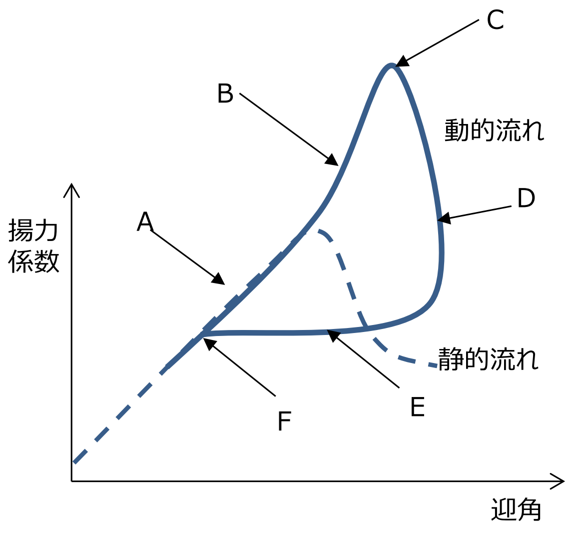


図 1.2.4　静的（点線）および動的（実線）流れにおける迎角と揚力係数の関係

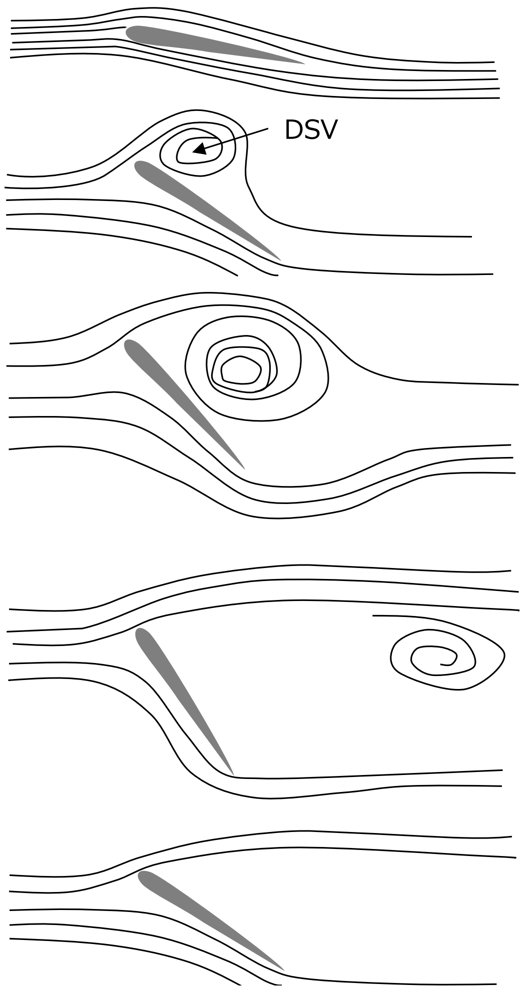


図 1.2.5　動的失速時に発生する動的失速渦(DSV)の模式図

上記した動的失速現象は、自然風の中で回る風車でも実際に発生していることが明らかになっている。Schreck らは、NASA Ames の 80ftx120ft 風洞において、直径 10.1m の風車の風洞実験で翼面静圧計測を行い、翼素の迎角が静的失速角を超えるような条件では、翼面上で実際に DSV が移流することを確認している。また、そのような条件では、乱れの少ない風洞実験であるにもかかわらず、翼弦線に垂直方向の荷重係数 *Cn* に、高乱流風況下に相当するような大きな変動が観測され、動的失速が風車の疲労荷重に大きく影響することを示した [Schreck and Robinson, 2007]。また、Medina は、Schreck らとともに、コロラド州にある NREL のサイト NWTC で、Siemens の 2.3MW 風車 SWT-2.3-101 の翼面圧力計測を実施し、大型風車の実機翼上で DSV が移流する現象が発生していることを報告している [Medina et al., 2012]。

上記したように、動的失速渦は流入風変動に起因する迎角変動で発生するが、流入風変動の要因としては以下のようなものがあげられる。(1)ウィンドシア：地表面の摩擦の影響で発生する水平風速の高度方向分布。翼素は周期的に上空と低空を通過するため、翼素へ

の流入風速は回転数に同期した変動を受ける。(2)ヨーエラー：風車はヨー制御により主軸の向きと風向との差（ヨーエラー）が 0 になるようにナセル方位を制御して運転されているが、頻繁な制御はヨーモータやヨーギアを痛めるため、ある程度のずれは許容している。主軸と風向にずれがあるヨーエラー状態では、翼素は 1 回転ごとに、風速の増減を受ける。(3)吹上角：山頂に立てられた風車などでは、風が水平面に対して吹上角又は吹下角を持って流入してくる。この場合も、翼素は 1 回転ごとに、風速の増減を受ける。(4)ロータ面内の風速分布：自然風の 3 次元性から、同じ高度でも場所によって風速は一様ではないため、翼素は回転に伴って流入風速の変動を受ける。(5)大気状態のもつ種々のスケールの渦に起因する風速の時間的変動。

前節で述べたように、風車の技術的課題のひとつは風車の大型化に資する技術であるが、風車の更なる大型化に伴い、翼の受ける荷重も増大するため、構造や材料の開発とともに、荷重を低減するための制御手法の開発が課題となる。また、ロータの面積が大きくなるため、1 回転で経験する速度差が大きくなり、ロータ面内の速度分布の影響も受けやすくなる。

また、もうひとつの課題として変動風に対応する制御技術開発が挙げられる。日本などの複雑地形や欧米の低風況地域、ウィンドファームの後流側の風車などで、上記したロータ面内の速度分布や風速の時間的変動、乱流強度が大きくなり、流入風の変動や局所性が大きくなることで、風車の性能を低下させたり荷重変動が大きくなったりすることへの対応が求められる。

このように頻繁に失速域に陥るような運用に対応しなくてはならないという点は、航空機やガスタービン等、風車以外の流体機器とは異なっており、風車の空気力学の特徴といえる。今後の大型化・変動風対策として、変動する風況で発生する剥離と荷重変動に対して適切に翼の特性を制御できる技術の開発が重要である。

1.3 風車におけるアクティブ空力制御

不均一に変動する流れ場において運用される風車翼で、局所的に変化する流れに対応して翼の空力特性を最適化し、風車全体の効率を上げたり荷重を低減したりする技術は、Smart Rotor と呼ばれ、デルフト工科大学、デンマーク工科大学、サンディア国立研究所、ベルリン工科大学等で、さかんに研究開発が進められている [Barlas and Kuik, 2010、Johnson et al., 2008、Burl et al., 2005、 Pechlivanoglou et al., 2011]。具体的には、翼の空力特性を局所的にアクティブに制御可能なアクチュエータとセンサを翼上に分散的に配置し、高度な制御を行って風車全体への効果を得る技術である。同様の回転場であるヘリコプターロータで先行して検討された技術を、風車に転用する検討も進められた。

使用するデバイスとしては表 1.3.1 に示したような多種多様なものが検討されている [Johnson et al., 2008]。この表では、次の 4 つの基準で分類されている。(1)流体制御のメカニズム：形状の変更／作動流体を使用／プラズマを使用 (G/F/P)、(2)デバイスの設置場所：前縁／後縁／その間 (LE/TE/MC)、(3)流体制御効果：揚力向上／抗力低減／失速遅延 (L/D/DS)、(4)動作状態：定常／非定常 (S/U)である。以下に各技術の概要を記し、図 1.3.1 には各技術の機構を表す図を示した。

表 1.3.1　風車向けアクティブ制御デバイスの一覧 [Johnson et al., 2008]

Table 1 Classification chart used to label each AFC device.

	Devices	Geometric (G) Fluidic (F) Plasma (P)	Leading Edge (LE) Trailing Edge (TE) Mid-Chord (MC)	Inc. Lift (I) Dec. Lift (D) Delay Stall (DS)	Steady (S) Unsteady (U)
1	Traditional Trailing-Edge Flaps	G	TE	I / D	S / U
2	Nontraditional Trailing-Edge Flaps	G	TE	I / D	S / U
3	Microtabs	G	TE	I / D	S / U
4	Miniature Trailing-Edge Effectors	G	TE	I / D	S / U
5	Microflaps	G	TE	I / D	S / U
6	Active Stall Strips	G	LE	D	S
7	Vortex Generators	G	LE	DS	S
8	Blowing and Suction	F	LE / TE	DS	S / U
9	Circulation Control	F	TE	I / D	S
10	Plasma Actuators	P	LE	DS	S
11	Vortex Generator Jets	F	LE	DS	S / U
12	High-Frequency Micro Vortex Generators	G	LE	DS	U
13	Synthetic Jets	G / F	LE	DS	U
14	Active Flexible Wall	G	LE	DS	U
15	Shape Change Airfoil	G	MC	I	S / U

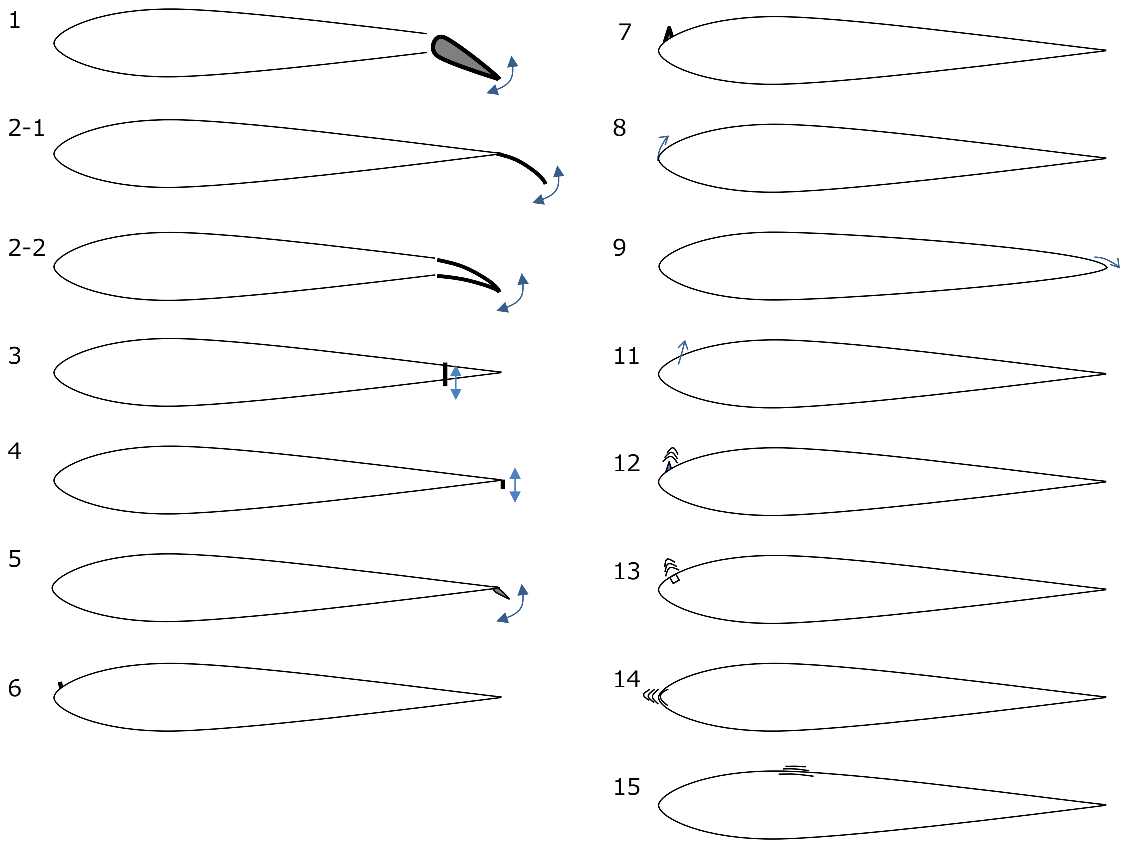


図 1.3.1. 風車向けアクティブ制御デバイスの模式図（表 1.3.1 に対応）

1,2 の Traditional Trailing-Edge Flap、Nontraditional Trailing-Edge Flap は、航空機で実用化されているのと同様の後縁フラップであり、最も早くから検討されている。これらは揚抗力を自在に制御できる。風車適用ではデンマーク工科大学が Vestas 製の 225kW の実機で検証を行っている [Castaignet et al., 2013]。また、サンディア国立研究所は 65kW の Micon65/13 を用いて検証を行なっている [Berg et al., 2013]。

3〜5 の Microtabs、Miniature Trailing-Edge Effectors、Microflaps は、後縁フラップの働きをするものを分散配置したもので、翼から小板を出し入れするマイクロタブも含まれる[Chow and van Dam, 2007] 。

6,7 の Active Stall Strips、Vortex Generators は、前縁に設置して、乱流遷移を促進させ、失速を早めたり抑制したりするものである。

8,9 の Blowing and Suction、Circulation Control は、翼内に空気配管を通して、前縁や後縁から空気を噴出したり吸い込んだりするものである [Kara et al., 2013]。

11〜13 の Vortex Generator Jets、Hifh-Frequency Micro Vortex Generators、Synthetic Jets は、スピーカ等の小型の振動デバイスを用いて前縁に擾乱を与えることで失速を遅らせることができるものである。

14,15 の Active Flexible Wall、Shape Change Airfoil は、翼を変形可能なゴム等で製造し、駆動機構を用いて翼の外形を滑らかに変化させるものである [Pechlivanoglou et al., 2010]。

以上のデバイスは、いずれも機械的駆動部を備えているため、耐久性に課題がある。また、翼に駆動部を内蔵する方法は、新製の翼ならば可能であるが、既設風車にレトロフィットして効率向上させることは難しい。後縁フラップについては上述したように実機検証も行われ、荷重低減への効果も検証されてはいるが、デバイスの実用化の動きは確認できていない。実証試験結果を記した論文の中でも、検証の目的は、後縁フラップの開発ではなく、風車性能解析コードの構築だとされている [Berg et al., 2013]。

10 のプラズマ気流制御は、唯一、機械的機構をもたない電気的制御であり、耐久性およびレトロフィットの可能性から、実用化の可能性を秘めたデバイスといえる。その特徴は、

１．故障の原因となる機械的駆動部をもたない
２．非常に薄い噴流を利用して境界層の深部に影響を与えられる
３．電気的制御なので流れの変動への追従性が高い
４．デバイスを薄く作れるため、故障しても抵抗にならない

などがある。

上記の理由から、本来なら最も有効性が期待されるデバイスであるが、デバイスの機能と気流制御メカニズムがクリアになっていないため、高レイノルズ数での効果が未知数であること、構成する誘電体の耐久性が低いことなどの理由から、これまでの Smart Rotor 研究ではほとんど採用されていなかった。このデバイスが大型で高速の実機流れを、確かに制御できる、ということが示されれば、Smart Rotor 研究は、デバイスとしてプラズマを採用したものに集約していくと思われる。

次節以降で、このプラズマ気流制御で使用される電極、それにともなって発生する誘起流、プラズマ誘起流を利用した流体制御技術、その風車への適用検討の現状について述べる。

1.4　プラズマ気流制御とは

1.4.1　非平衡プラズマとそれに伴う誘起流

プラズマとは、気体の分子がイオンと電子に電離した状態のことで、太陽や雷など、身近に存在している。プラズマ状態には、電離度が高く、ガス温度が数千度～1 万℃にもなる熱平衡プラズマ（熱プラズマ）と、ガス温度は常温程度で、電子だけが高エネルギーで運動する非平衡プラズマ（低温プラズマ）とがある。熱プラズマは、主に、物質の溶融、加工、核融合など、その高温場を利用したい場合に用いられる。一方、非平衡プラズマは、電気エネルギーを主に電子の運動エネルギーに変え、電子そのものや、電子衝突により生じるイオンやラジカル等の反応性を利用したい場合に用いられる。

非平衡プラズマの利用用途は、排ガス処理、半導体製造、オゾン発生、有害物処理、空気清浄、表面改質、医療応用等、多岐にわたる。中でも、大気圧で発生する大気圧非平衡プラズマは、常温常圧のプロセスで容器も要らず取り扱いが容易なため、種々の産業応用が進められている [水野他, 2007]

プラズマを発生させる方法は種々あるが、まず最も簡単な方法として、大気中で金属の針と平板を対向させて DC 電圧を印加した場合を図 1.4.1.1 に示す。印加電圧を増加させていくと、針先端付近が非常に高電界になる。この状態で、電極間に存在する偶在電子が、高い電界からのクーロン力を受けて運動する。この高エネルギーの電子が窒素や酸素などの気体分子に衝突して、気体分子を電離させる。電離して生じた電子は再び加速される。こうして電子が増殖する過程は電子なだれと呼ばれる。電子なだれが部分的に生じている状態がコロナ放電である。大気圧中では、電子の拡散係数が小さく、電離係数は高いので

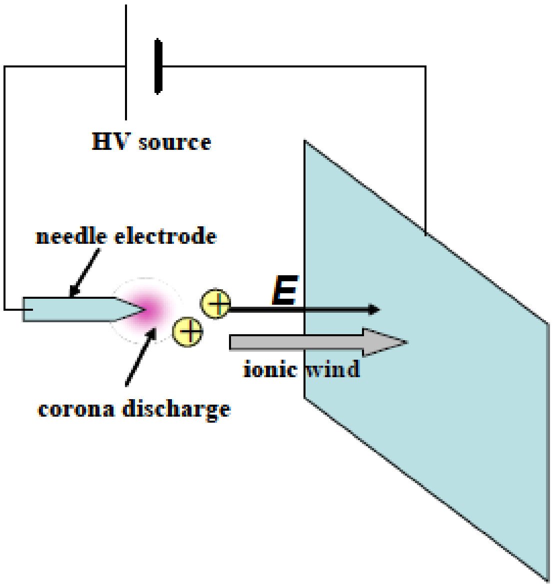


図 1.4.1.1　針対平板の電極構成

電子なだれが半径方向に広がらずに急峻に成長して、ストリーマと呼ばれる直径数 100 μm 程度の導電性の放電柱に転換され、フィラメント状の光が観測される。このストリーマの先端にはイオンや電子などの荷電粒子が集中しており、外部電界に比べて非常に高い電界となる。さらに電圧を増加させていくと、電子なだれによってできた大量の電子およびイオンで金属電極間の導電率が増大し、金属電極間に導電路が形成され、大電流が流れる。この状態をアーク放電とよび、ほとんどの電気エネルギーは熱エネルギーに変わってガス温度が上昇する。アーク放電が生じると、電源に大きな負荷がかかり、電極も熱により損傷するため、長期間安定にプラズマを発生させることができない。

1857 年に Siemens がオゾン発生器用に、ガラスをはさんだ 2 枚の電極の間に高周波電圧を印加する方式を考案して、上記のアーク放電の問題を解決した。電子なだれで生じた電子―イオン対のうち、その質量の違いから電子が先に誘電体に到達し、誘電体上に蓄積され電極に流れない。蓄積された電子は元の電界と逆の電界を生じるため、電子の蓄積量が増えると放電は自動的に停止する。この段階で、印加電圧の極性を反転させると、逆方向の電界によって電子なだれが開始される。これを繰り返すことで、アーク放電に転換することなく安定的、断続的にプラズマを発生させることができる。この方式は、誘電体バリア放電とよばれ、その安定性から広く利用されている。図 1.4.1.2 に種々の誘電体バリア放電電極を示す [Kogelschatz et al., 1999]。

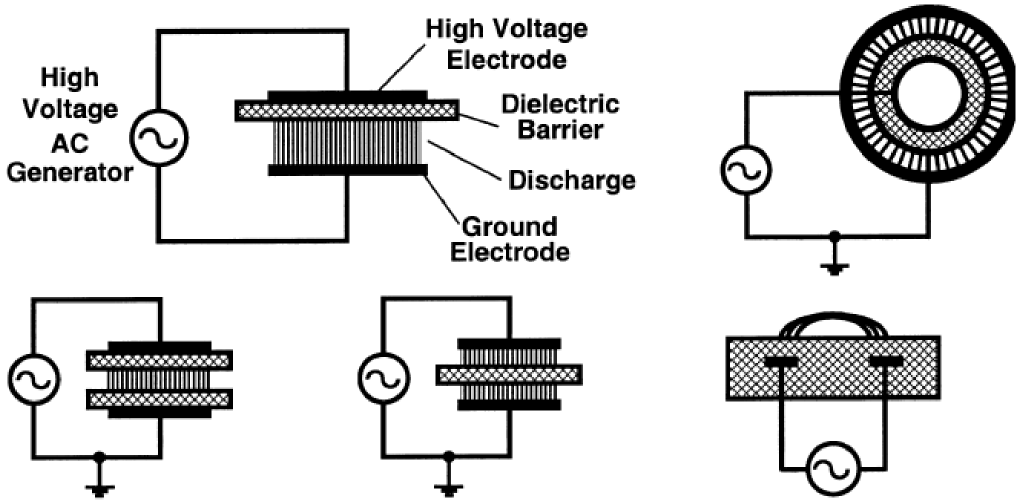


図 1.4.1.2　種々の誘電体バリア放電電極構成 [Kogelschatz et al., 1999]

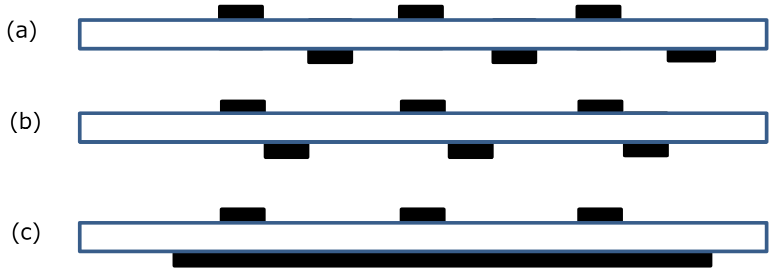


図 1.4.1.3　Roth らの使用した誘電体バリア放電電極の模式図
（Roth らの論文を元に田中作成）[Roth et al., 1998]

図 1.4.1.1 に示した針対平板のコロナ放電において気流が発生する現象は、イオン風と呼ばれ、古くは 1700 年ごろに既に発見されていた [Yabe et al., 1977、足立,川崎,1978]。イオン風の発生するメカニズムは以下で説明できる。針電極近傍で発生したプラズマのうち、電子は正極に移動して消滅し、空間に正イオンのみが残る。正イオンは、平板との間に存在する電界から力を受けて移動する。これをドリフト運動と呼ぶ。ドリフトしている正イオンが衝突によって中性気体分子に運動量を与えることで、電界の向きにイオン風が発生する。空気中のイオン風では、極性が反転しても、同じ方向に気流が発生することが知られており、O_2^-イオン等の負イオンが関係していると思われる。イオン風のエネルギー効率は高々1%以下であり、送風器として使用するには効率が低い。

針対平板電極によるイオン風発生装置は、上記したアークの発生によって安定性を阻害される。Roth らは、図 1.4.1.3 に示したように、誘電体の両面に複数の帯状の電極を貼り付けたバリア放電電極に交番電圧を印加して連続的にプラズマを発生させ、プラズマに伴って一方向の気流が発生していることを示した [Roth et al., 1998]。その後、図 1.4.1.4 のような単純な一対の帯状の電極でも誘起流が発生していることが示され、広く使用されている。

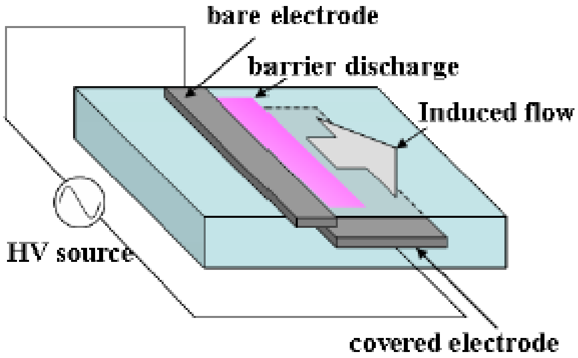
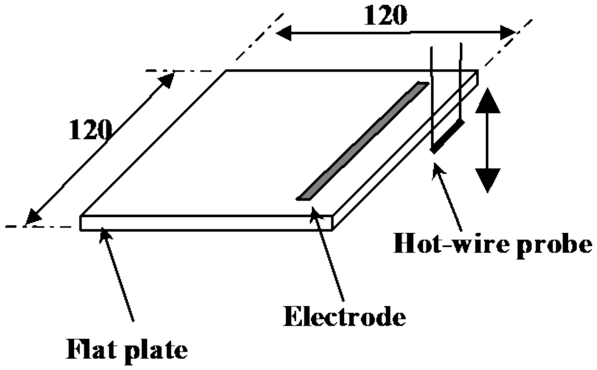


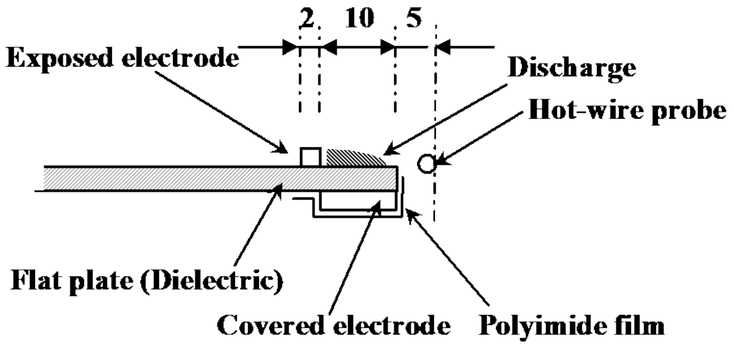
図 1.4.1.4　誘電体バリア放電電極から発生する誘起流

ここで、筆者らが行なった、プラズマ誘起流の可視化実験の結果を紹介して、プラズマ誘起流の典型的な特性を示す [田中他, 2008]。

図 1.4.1.5 に、実験に使用した電極の構造と流速計測の方法を示す。厚み 1mm の石英板を誘電体とし、厚さ 25μm の銅テープで幅 2mm の露出電極、および幅 10mm の被覆電極を構成し、被覆電極側は放電が生じないようにポリイミドで被覆した。露出電極のエッジから 15mm のところに熱線流速計のプローブを設置し、高さ方向にトラバースして、速度分布を計測した。印加電圧波形は図 1.4.1.6 に示したような 3kHz の両極性パルス電圧とし、被覆電極側を接地電位とした。図 1.4.1.7 に、印加電圧 $9kV_{0p}$での誘起流速の分布を示す。電極表面から、高さ 1mm のところにピークをもつ分布となっており、最大速度は約 1.4m/s である。高さ方向の流体のエネルギーを積分し、それが、露出電極の厚みと同じ 0.1mm 程度の厚さの発生源から拡散してきたと考えると、発生源での流速は約 3m/s となる。図 1.4.1.8 に、印加電圧を変化させた場合の高さ 1mm における誘起流速と、そのときの放電電力を示す。電圧が高いほど誘起流速が高く、放電電力の消費も大きいことがわかる。



(a) Schematic layout



(b) Configuration of electrodes

図 1.4.1.5　プラズマ誘起流の可視化に用いた電極

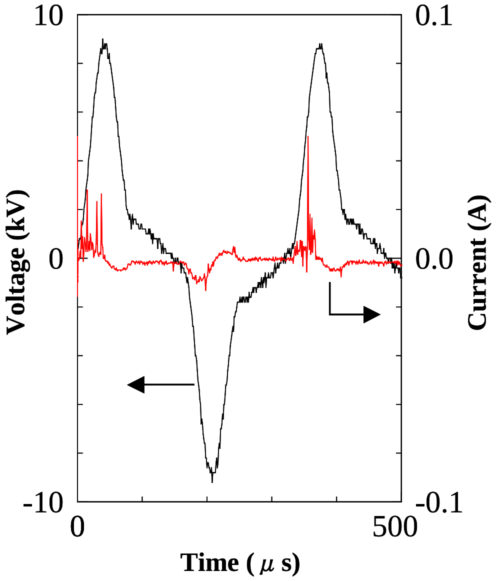


図 1.4.1.6　使用した印加電圧波形

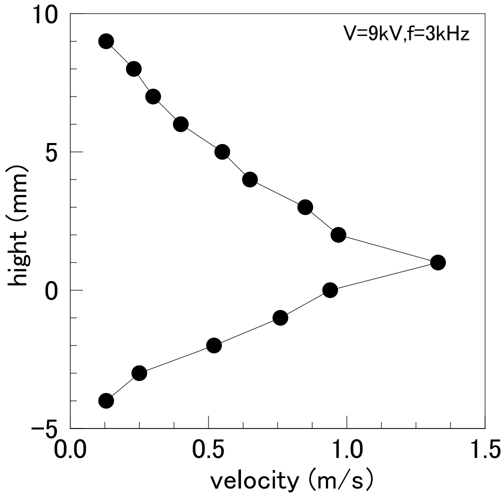


図 1.4.1.7　誘起流速の高さ方向分布

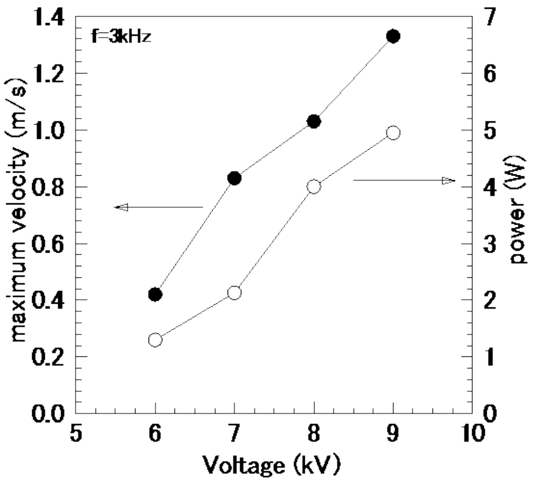


図 1.4.1.8　誘起流速の電圧依存性（電極表面からの高さ 1mm における流速）

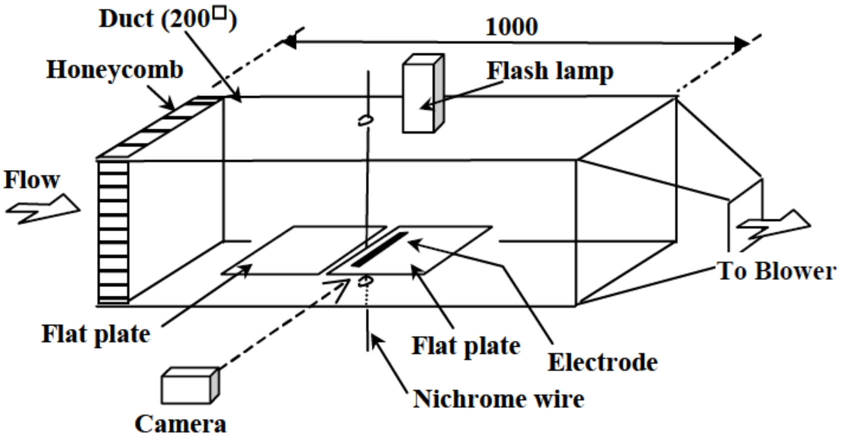


図 1.4.1.9　スモークワイヤ実験の装置構成

次に、スモークワイヤ法を用いて観測した、主流への作用を示す。図 1.4.1.9 に示すようなダクト内に 0.5m/s の低速の流れを発生させ、流れ中においた平板に放電を発生させた。平板として石英板を 2 枚水平に並べて用い、下流側の石英板の上流側端部に電極を構成した。2 枚の石英板の間にニクロム線を垂直に設置してスモークを発生させ、ストロボを 25 μs 間発光させてデジタルカメラで撮影した。電極は、露出電極が上表面、上流側にくるように設置した。図 1.4.1.10(a)はプラズマ OFF、(b)は ON の状態である。誘起噴流の厚みは約 1mm、速さは約 3m/s であり、プラズマ誘起流が、平板直上の速度の遅い境界層部分に大きく影響していることがわかる。

イオン風のモデルから推定される気流発生のモデルを図 1.4.1.11 左に示す。電荷 *q* のイオンが電界 *E* から受けるクーロン力 *F* は、$F=qE$ で表される。露出電極のエッジ付近では電界が高くなるので、まずこの付近で電離が生じ、荷電粒子（イオンと電子）が生じる。荷電粒子のうち、一方が露出電極に移動して消滅し、残った荷電粒子が電界によって加速され、空気分子に運動量を与える。このモデルでは、電極の極性が変わっても運動量の伝達を担う荷電粒子の種類が変わるだけで力の向きは変化しない。実際の誘電体バリア放電は、図 1.4.1.12 に示すように、表面電極のエッジ付近から内挿電極に向かって伸びる 3 次元性の高いストリーマ放電である。ストリーマ先端付近では、イオンの集中によって静電界をはるかに超える強電界が発生するため、この電界によってもイオンが加速されている可能性がある。ストリーマ先端付近でのイオン加速を考慮すると、図 1.4.1.11 右のような模式図になる [田中,野田, 2008]。プラズマ誘起流においてイオンを駆動している電界が、外部電界なのかストリーマ先端電界なのか、についてはまだ議論の途上であり、明らかになっていない。

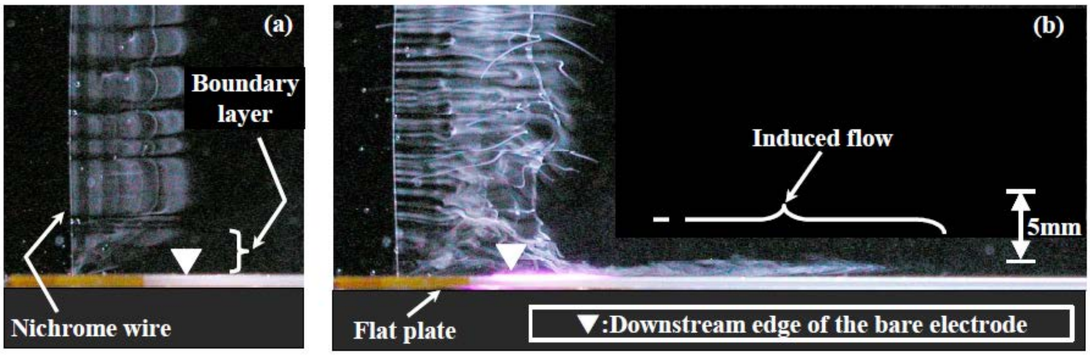


図 1.4.1.10　平板境界層中のプラズマ誘起流 (a)プラズマ OFF (b)プラズマ ON

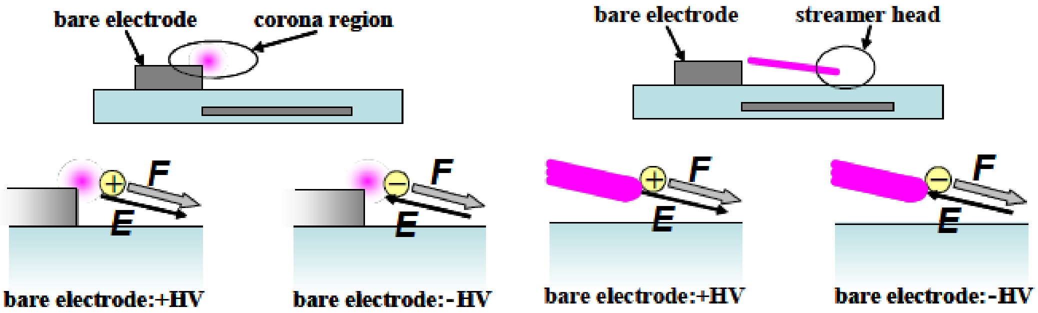


図 1.4.1.11　誘起流発生のモデル

左：外部電界による加速モデル、右：ストリーマ先端電界による加速モデル

誘電体バリア放電によって発生するイオン風の速度については、種々のパラメータサーベイが成されている。Enloe らは種々のパラメータサーベイ実験を実施して、放電の広がり方や電力依存性を調べ、電圧波形によって誘起効率が変わることを明らかにし、周囲空気の酸素濃度を変えて、酸素濃度が低くなると、誘起流の効率が下がることを示した。また、気圧が下がると効率が下がることや、周波数の影響なども調べられている。[Enloe et al., 2003, 2004,2005,2006、VanDyken et al., 2004、Gregory et al., 2007、Borghi et al., 2005、Singh et al., 2006]。Roth は誘電体材質を変えて誘起流の特性を調べた [Roth and Dai, 2006]。Benard らは、周囲空気の湿度を 40%から 98%まで変化させて誘起流の発生効率を計測し、高湿度では効率が下がるものの、誘起流の発生は可能であることを示した [Benard et al., 2009]。

誘電体バリア放電では、放電を継続するために交番電圧を印加する必要がある。電界が反転しても、誘起流の向きは反転せず、平均流速としては一方向であるかどうかが議論となり、交番電圧に応じて体積力が反転する Push-Pull 説と、反転しない Push-Push 説が提案された。Porter は、振り子を用いた実験で、push-pull 説を指示するデータを示した [Porter et al., 2007]。数値解析においては、Jayaraman が、正イオンと電子を考慮した 2 次元の数値解析により、交番電圧印加中には力が反転するというモデルを提唱したが [Jayaraman et al., 2008]、Likhanskii は正負の両イオンを考慮した 2 次元の数値解析で、正負極性の両方で正方向の力が生じることを示した。イオンが露出電極に移動する際には若干の逆方向の運動量を生じるが、距離が短いために、逆流を起こす程ではないとしている [Likhanskii et al., 2008]。

従来から誘電体バリア放電のストリーマ解析の実績を持つ Boeuf は、ストリーマ先端の高電界領域とその進展を考慮した詳細な放電基礎過程の解析を 2 次元で行い、実験によって得られた誘起流速を再現できたとしている[Unfer et al., 2008、Boeuf et al., 2009]。ただし、ストリーマの進展は 3 次元で局所性が高いため、定量的な予測には 3 次元でのストリーマ進展解析を行う必要があり、上記の議論には決着がついていない。

他にナノ秒オーダのパルスを使用することで衝撃波を発生させ、高レイノルズ数での流体制御を狙う試みもなされているが、強い誘起流が出るわけではない [Starikovskii et al., 2009]。

このように多くの研究者が誘電体バリア放電の現象解明と、誘起流の高速化を試みているが、これまでのところ、デバイスの耐圧や周辺の絶縁の取り回しも含めて、現実的な印加電圧（10kV$_{0p}$程度）の範囲での誘起流速は高々数 m/s 程度と考えられる

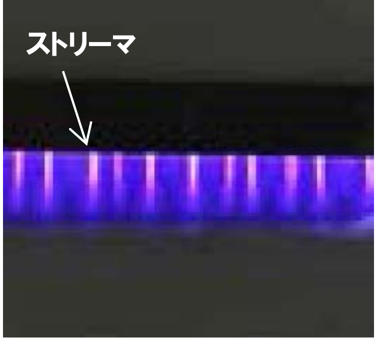


図 1.4.1.12　プラズマ電極に発生したストリーマ放電

1.4.2 プラズマによる流体制御

2000 年初頭ごろ、非平衡プラズマを翼表面に設置すると剥離していた流れが引き寄せられるという現象が流体研究者の間で注目を集めた。図 1.4.2.1 に示す模式図のように、翼に電極を配置してプラズマを生成すると前縁剥離が抑制される現象である。電極の配置方法は、前縁に 1 本設置する方法と、翼の負圧面側に複数の電極を設置する方法が提案された。プラズマによる気流制御研究については、Moreau のレビュー論文にまとめられている [Moreau, 2007]。ここでは、本研究の対象を絞るに至る動機を説明するために、関連研究の動向を概説する。

プラズマによる流体制御の研究は、はじめに DC コロナによるイオン風を用いた方式が検討された [Ketcham and Velkoff, 1968、El-Khabiry and Colver, 1997、Göksel,1997、Artana et al.,2002]。航空機の研究では従来から、乱流境界層を制御して摩擦抵抗を減らしたいという動機があり、はじめは平板上の速度境界層をプラズマで加速したり、乱流遷移させる方法として検討されていたが、2000 年に Göksel らによって、翼の前縁付近にコロナワイヤを設置して、前縁失速を抑制できることが示された [Göksel, 2000]。

次に、より安定に高密度のプラズマを平面状に生成する方法として、誘電体バリア放電を用いた方式が検討された。平板境界層に一面に大気圧プラズマを生成する方法として大気圧グロープラズマという方式を検討していた Roth らが、平板の表面上に複数ならべた電極によって平板境界層の速度分布を変えられることを示した [Roth et al., 1998、Hultgren and Ashipis, 2003、Wilkinson, 2003]。

その後、Corke らのグループが、前縁に 1 本だけ電極を設置する構成で、翼の前縁剥離抑制の研究を精力的に実施した [Corke et al., 2002]。複数のグループが、連続的な高周波電圧の印加により、剥離流れを制御できることを示した [小河原他, 2003]。

翼の剥離点付近に高速の流体を導入することで流れを引き寄せる技術は、従来から空気噴出しなどで利用され、飛行艇等で実用化されている。制御対象の流速が上がると、当然ながら噴出し流速も速くする必要がある。しかし、前節で述べたように、プラズマによる誘起流の速度は高々数 m/s であり、一般産業で扱われる 100m/s 以上、レイノルズ数で 10^6 にもなる主流を制御することは困難であると考えられた。

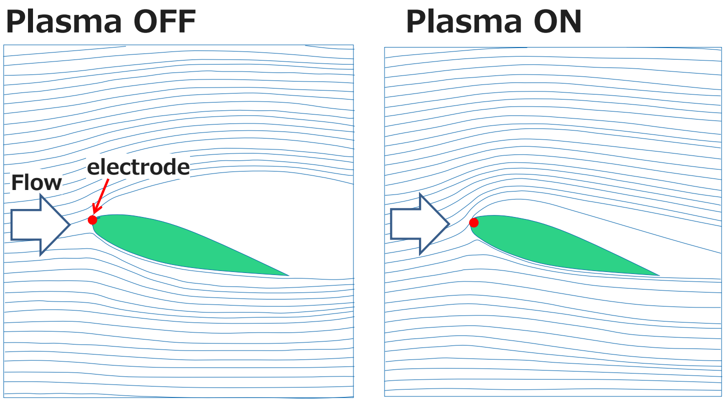


図 1.4.2.1　プラズマによる剥離流れ制御の模式図

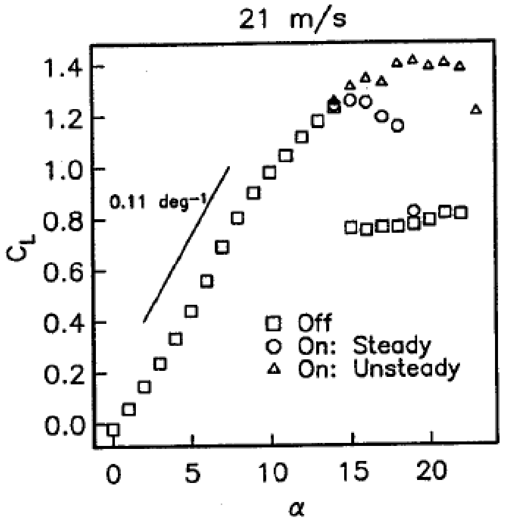


図 1.4.2.2　パルス変調による剥離流れの制御 [Corke and He, 2004]

これに対し、Corke らが行ったパルス変調制御の実験 [Corke and He, 2004]は、プラズマ気流制御の可能性を大きく広げたといえる。図 1.4.2.2 は、Corke らが風洞実験で、NACA0015 に対する剥離抑制効果をレイノルズ数 2～3×10^5で調べたものである。プラズマ Off では 15°で失速を起こすのに対し、連続放電では 18°まで失速を遅らせることができる。さらに、低い周波数で断続的に ON／OFF を繰り返すパルス変調制御を行うと、失速域に入っても揚力が高く維持されることがわかった。このときのデューティ比は 10%、つまり全時間に対する ON 時間の割合はわずか 10%である。また、パルス変調周波数を f(Hz)、翼弦長を C(m)、主流速度を U(m/s)とし、$St=f\cdot C/U$ で表されるストローハル数が $St=1$ になるように変調を制御したときに、最も効果が大きくなることが示された。パルス変調制御は、プラズマ電力のコントロールのために従来から用いられている技術 [作田他, 1999]だが、Corke らの結果は、単なる省電力のためだけではなく、パルス変調により、連続放電とは異なる剥離抑制メカニズムが可能であることを示唆している。

Corke らの実験は、それまでに行われていたシンセティックジェットの研究にヒントを得たものであった。剥離点付近に設置した微小な穴から、スピーカ等の振動子を用いて、空気を出し入れする技術は、Zero-net mass デバイスとして研究されていた。特に Greenblatt らは、出し入れする空気の量等をパラメトリックに変化させて、連続噴出しに比べて非常に大きな効果を得られることを示していた [Greenblatt and Wygnanski, 2000]。NATO はこれを採用して垂直離着陸機のダウンロードの低減への応用を試み、モデル試験を経て、図 1.4.2.3 のように実際の実機にアクチュエータを搭載して、ホバリング中の燃費を向上できること示した[McVeigh et al., 2011]。このようにシンセティックジェットは実機実証のレベルまで到達しているデバイスであるが、剥離制御のメカニズムについてはまだ研究途上であり、このデバイスで大型風車の流れを制御できるかどうか予測できるレベルには至っていない。また、風車翼の前縁にシンセティックジェットのデバイスを埋め込むことはメンテナンス上現実的ではない。

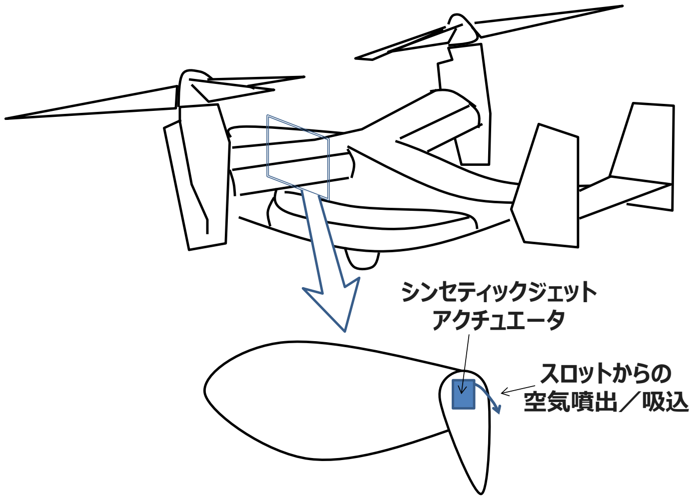


図 1.4.2.3　垂直離着陸機へのシンセティックジェット適用例のイメージ図
（McVeigh らの文献を元に田中作成）[McVeigh et al., 2011]

Corke の実験をうけ、Post らは、レイノルズ数 76,000 で、振動する翼の動的失速状態に対しても剥離制御が有効であることを示した [Post and Corke, 2006]。主流を高速化する試みとしては、Opatis が負圧面側に複数の電極を並べるコンセプトで翼弦長 90mm の NACA0015 に対して、速度 70m/s でも効果があると発表した[Opatis et al., 2005]。しかし Vorobiev は、低迎角でのプラズマによる *Cl* 増大効果はレイノルズ数依存性が大きく、高速では使えないとしている[Vorobiev et al., 2006]。また、Sunneechurra は、前縁での剥離制御は乱流遷移を利用しているだけなので、乱れ度が大きくなる実機では効かなくなるだろうと予測しており[Sunneechurra and Crowther, 2007]、高レイノルズ数下での効果は未知数のままであった。

一方、藤井らのグループは、Corke らの実験が実施された当初から、幅広いレイノルズ数帯で、種々のマイクロデバイスを用いた最適設計を LES 解析で扱う試みを続けてきた[藤井,2004]。プラズマ気流制御を正確に数値解析しようとすると、数 ns オーダのプラズマの進展と、パルス変調の数 Hz オーダの変動、そして流体機器全体を捉える大きな流れと、幅広い時間オーダにわたる非定常解析が必要である。同様に、プラズマを形成するストリーマの数ミクロンの空間から流体機器のスケールまで、空間的にも数桁のオーダの領域を解析する必要があり、大規模計算機の活用が有効となる。

浅田らは、低レイノルズ数 63000 でのパルス変調実験を数値解析で再現することに成功した。剥離にともなって前縁から放出される細かな渦に対してプラズマのパルス変調を同調させると、横渦が強化され、強化された横渦同士が干渉して縦渦が発生し、これによって運動量の混合を促進することで乱流遷移を引き起こしていることを明らかにした[浅田,藤井,2009, 2010]。彼ら自身の風洞実験で得られた *St*=6 程度という、最適 *St* 数を再現することはできたが、Corke らの提唱している *St*=1 とは異なるものであった。それまでの多くの解析では、プラズマ誘起流速度を主流速度と同等まで増やして、定性的に現象を確認する

程度のものであったが、藤井らのグループの高解像度解析では、わずかな誘起流で流体制御効果を再現できており、実機設計に必要な定量的検討に耐えうるものとなっている。

彼らの最新の解析では、10^6 レベルの高レイノルズ数域の解析が行なわれている。低レイノルズ数に比べて高レイノルズ数では渦のスケールが細分化され、制御性は悪くなるが、10^6 レベルでもプラズマの効果が確認できた。具体的には、*St*=6 では高次の細かい渦が翼の表面上に並び、乱流遷移を促進することができるのに対して、*St*=1 では、大規模な横渦が関与する、別のメカニズムが存在することを示した。*St*=1 では境界層は完全には付着していないが、大規模な横渦が発生して境界層を混合するとともに、渦の減圧で翼の揚力が向上することが明らかになった [Nonomura et al., 2013、Aono et al., 2014]。この結果は、第 3 章で述べる動的流れ場における筆者らの実験結果と定性的に非常によく整合する結果であり、今後、実機設計の際に重要な知見を提供するものとなろう。

ただし、現状ではまだパラメータが多く、実機との整合性を都度検証していかなくてはいけないこと、超大規模解析のため、2 次元翼程度の解析が現実的で、変動風下で利用される大型風車の解析を設計用に用いるのは現実的でないことから、現状ではすべてを解析で予測できるレベルには達していないと考える。藤井らの解析で詳細な流れ場を再現した上で、その翼特性を、実機風車を扱える粗さのモデル解析にフィードバックして風車設計を行うという手法の構築が重要である。

プラズマ気流制御を、レイノルズ数が 10^6 の後半に入るレベルの大型風車の流れ場に適用しようとする場合、プラズマ発生用電源のサイズや配線の現実的なサイズを考えると、連続放電で流れを強制的に引き寄せることは不可能であり。パルス変調制御のメカニズムを利用して、できるだけデューティ比を低くして前縁剥離抑制効果を利用するのが最適であると考えられる。

前縁剥離流れに対するパルス変調制御については、これまでの数多くの基礎研究により低レイノルズ数での剥離抑制効果については理解が深まってきたが、高レイノルズ数の 3 次元非定常流れである大型風車への適用性を検討できるレベルにはない。

大型風車での実験は、多額の資金と時間を必要とするため、簡単には実施できない。しかし、数値解析も単独で結果を予測できるレベルにはない。そこで、段階的に種々の流れや大型化の実験的検証を行って、数値解析の妥当性を検証しながら、その数値解析の知見を得て次の実験的検証の内容を定めていくというステップが必要となってくる。

その意味で、本技術を風車に適用していくために、段階的な実験的検証を進めていくことが重要であると言える。

1.5 プラズマ気流制御の風車適用

筆者らは、山岳性気象の日本で風車の導入を進めるための施策として、プラズマによる気流制御装置を風車のアクティブ空力制御に適用するアイデアを提案している[田中, 2006]。図 1.5.1 のように、翼の前縁付近に複数の電極を設置し、風速・風向等の情報から翼における前縁剥離の有無を判断して運用するコンセプトである。その後、風洞実験等によってこのコンセプトが検証・修正され、最新のコンセプトは図 1.5.2 のようになっている。

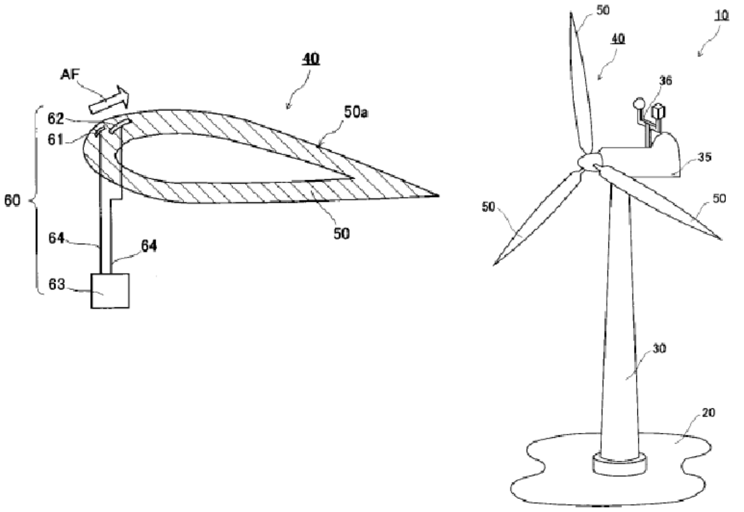


図 1.5.1　プラズマ気流制御風車[田中,2006]

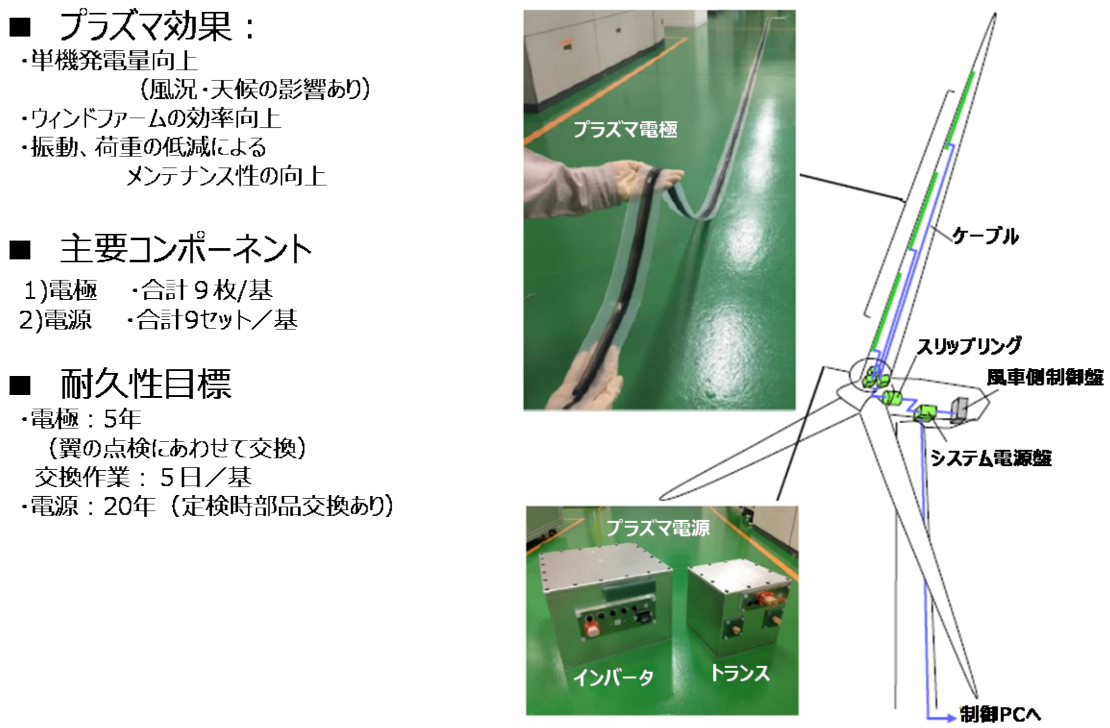


図 1.5.2　2MW クラスへの適用コンセプト

プラズマ気流制御の風車適用に関しては、筆者ら以外のグループでも検討が進められてきている。

Corke らは、2 次元翼の風洞実験でコンセプトの検討を行い、S827 と S822 翼型を用いて、10^5代のレイノルズ数で前縁剥離抑制および後縁剥離抑制による荷重低減のコンセプトを検討している [Patel et al., 2008、Nelson et al.,2008、Cooney,2009]。

2 次元翼の風洞実験による検討は、他の複数の研究者によっても実施されている。

Eisele は、DU97-W-300 翼型を用いて前縁 10～20%の正圧側と負圧側に電極を設置して剥離抑制が可能であること、レイノルズ数が上がると効果が低減することを示している[Eisele et al., 2010]。Segawa らは、MEL001 翼を用いてレイノルズ数～10,000 で、剥離抑制の様子を PIV で計測し、その後、NACA4418 翼を用いて、レイノルズ数～95,000 でファイバーブラッグセンサによる失速検知との組合せ試験に成功している [Jukes et al., 2012、Walker and Segawa, 2012、Jukes et al., 2013、Segawa et al.,2013]。Potočar らは、NACA4421 翼型を用いてレイノルズ数～10,000 で、負圧面側に複数の電極を設置して、剥離抑制効果を確認している [Potočar et al., 2012]。Ghosh らは、NACA0024 翼型を用いたレイノルズ数～360,000 の風洞試験で、負圧面側に電極を設置して剥離抑制効果を確認したが、レイノルズ数を増加させると効果が低減することを示している [Ghosh, 2011]。Versailles らは DU96-W-180 翼型を用いて、レイノルズ数～300,000 で負圧面側に電極を設置して、誘起流れを主流と逆向きに発生させることで、失速の助長を狙い、効果を確認している [Versailles et al., 2011]。

これらの 2 次元翼の剥離抑制の効果を拡張して 3 次元の小型風車形状での試験も実施されている。Jukes らは、NRELS822 を設置した小型風車を回転させ、翼断面での剥離抑制を PIV で捉えることに成功している [Jukes, 2015]。

剥離抑制によって、水平軸風車の荷重を低減するコンセプトがデルフト工科大学によって検討されている。通常の風車においては、翼端付近ではほとんど剥離しないように設計されているため、プラズマによる制御力が発揮しにくい。そこで、翼端の一部だけ迎角を大きくした部分をつくり、そこでプラズマの制御効果を持たせることで、風車全体の荷重低減につなげるコンセプトである[図 1.5.3]。

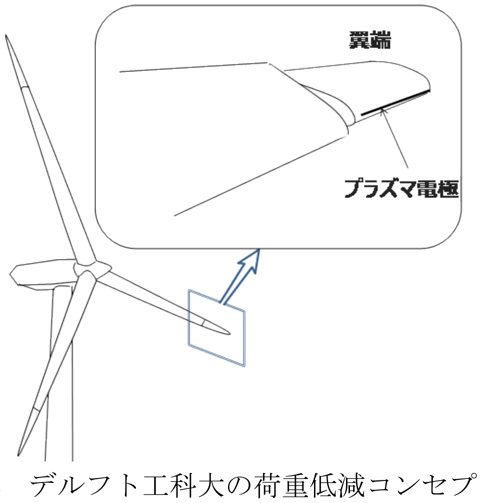


図 1.5.3　デルフト工科大の荷重低減コンセプト

(Athanasios の文献をもとに田中作成)　[Athanasios, 2014]

彼らは 2 次元の風洞実験で NACA0018 翼での効果を検証し、得られたプラズマ効果を、翼素運動量理論を用いた解析コードに導入することで、実機での疲労低減効果を示すことに成功している [Athanasios, 2014]。

これまでの研究のほとんどは風洞実験等のモデルを用いた研究であり、風車実機への適用の例はほとんどない。筆者ら以外では唯一 Fine らが 20kW 風車の、翼の負圧面側に 2 本の電極を設置して、実風況でのデモンストレーションを試みている。これまでに、非常に短期間のデータを用いて、パワーカーブの増大効果があったと報告されているが、データのばらつきが大きく、実機での制御効果は今後継続して検証していくとされている [Fine et al., 2013]。

一方、垂直軸風車においては、シンセティックジェットの研究を精力的に進めてきた Gleenblatt らの検討が進んでいる。実際の垂直軸風車にプラズマを設置した風洞実験を行って λ-Cp 特性に対して効果があることを示し、PIV 計測によって、剥離が抑制されていることを示している。垂直軸風車は一般に小型風車として使用されるため、彼らの知見は、デバイスの耐久性だけをクリアすれば、商用実機で使用できるレベルと考えられる[Greenblatt et al., 2012,2015]。

以上のように、プラズマ気流制御の風車適用に関しては低レイノルズ数での 2 次元翼を用いた風洞実験での検討はなされているが、高速条件、動的条件、回転場条件等での検証、乱れた自然風下での検証等が不足しており、3 次元非定常の大型風車での効果を示せるレベルには至っていない。1.1 節で述べた水平軸大型風車の課題を解決するためには、上記したような複数の実験的検討を進める必要がある。

1.6 本研究の目的と研究手法

以上の議論を踏まえて、本研究では、風力発電の大型化と変動風対策に資する技術として、水平軸風車に対するプラズマ気流制御技術の実用化可能性を明らかにすることを目的とした。

実際の商用風車での実用化を実現するための大きな課題として

１．実機風車の流れ条件下で、流れの制御が可能か

２．実機風車の使用環境下で、実用に耐えうるデバイスが実現可能か

を検討する必要があるが、本論文では前者を検討対象とする。

流れ制御の可能性を検討するアプローチとしては、数値解析による方法と、実験による方法があるが、現在の技術レベルでは、誘電体バリア放電電極から発生するプラズマ誘起流の特性も、パルス変調時の前縁剥離抑制効果も、数値解析だけで予測できるレベルにはないため、本研究では、種々の流れ場における効果を、ひとつひとつ実験的に検証していく手法を採用した。

風車翼における流れ制御の方法は種々考えられるが、これまでの２次元翼での知見を生かして最短期間での実用化を目指すため、下記の制約条件を設けた。

・プラズマ電極の構成：
屋外でもアークに移行せず安定使用が可能な誘電体バリア放電電極

・電圧印加方式：
消費電力を抑えられ、高レイノルズ数への適用が期待できるパルス変調制御

・制御対象とする流れ：
少なくとも低レイノルズ数領域で研究実績が多くある、前縁剥離の抑制

そのうえで、商用実機の翼まわりの流れの特徴として

・高速流れ

・風車翼型

・動的流れ

・回転場

・乱れの大きい実風況

・実際の風車制御状態

に対して、プラズマ気流制御が可能かどうかを調べる。

具体的には、まず、誘電体バリア放電で、できるだけ効率よくプラズマ誘起流を発生させるための手法を探索する。次に、翼に対する高速流れでの効果、風車翼型における効果、動的流れにおける効果、回転場における効果を風洞実験によって確認する。そして、30kW のフィールド風車を用いて、実際の乱れた風況下での風車への効果を確認し、最後に、大型機向けに開発したデバイスを搭載した 1.75MW 風車での実機試験を行い、本格的な商用化への課題抽出を行う。

1.7 論文構成

本論文では、第 2 章において、誘電体バリア放電から、できるだけ効率よくプラズマ誘起流を発生させるための手法を実験的に探索するとともに、電圧をパルス変調制御した場合の誘起流の特性を把握した結果を示す。

第 3 章では、翼の前縁剥離抑制を対象に、高速流れでの効果、風車翼型における効果、動的流れにおける効果、回転場における効果を、風洞実験によって確認した結果を説明する。

第 4 章では、30kW のフィールド風車にプラズマを適用して、変動する実風況下で、出力向上ほか、いくつかの風車への効果を検証したことを詳述する。

第 5 章では、これらの知見を踏まえて 1.75MW の大型風車での検証を行い、大型実機における可能性を検討して課題抽出を行ったことを記す。

最後に、本研究で得られた結論を、第 6 章にまとめる。

第 2 章　プラズマ誘起流の実験的検討 (*2)

2.1 緒言

プラズマ誘起流を発生させるためのイオンの駆動力は、誘電体バリア放電に伴って発生するイオン q と局所電界 E を用いて、$F=qE$ という単純な式で表される。q と E の時空間進展は、ストリーマ放電のシミュレーションによって原理的に求めることは可能だが、q と E の 3 次元非定常性が高く、正確なシミュレーションが実施されていないことが、誘起流発生メカニズムの直感的な理解を妨げている。特に、イオンを駆動している電界が、主に外部電界なのか、主にストリーマ先端電界なのか、については、電源や電極を最適化する上で重要であるが、明確な答えは出されていないのが現状である。

パルス変調制御による翼前縁剥離の抑制効果については、流体制御のメカニズムがまだ十分にクリアになっていないため、本研究で対象とする風車流れに対してどの程度のプラズマ誘起流速が必要かを数値解析で予測することは難しい。強い誘起流速ほど高い剥離抑制効果を有むのかどうかも、はっきりとはわかっていない。しかし、流体制御のメカニズムが、境界層を加速することだったとしても、境界層に擾乱を与えることだったとしても、より少ないエネルギーでより高い誘起流速を出せる方法が見出せれば、実用上望ましいと考えられる。

そこで本章では、電極の設計に必要な種々のパラメータに対する、プラズマ誘起流速の依存性を調べた。具体的には、電力・誘電体材質・電圧波形が、時間平均の誘起流速に与える影響を調べることで、より効率的に誘起流を発生させる方法を検討した。また、これらのパラメータ依存性から、誘起流の発生メカニズム、特にイオンの駆動に影響を与えている電界について考察した。さらに、パルス変調制御時に発生しているプラズマ誘起流の時間分解計測も実施した。

(*2) 本章で記載する内容は、NEDO 平成 22 年度～平成 24 年度　省エネルギー革新技術開発事業「動的流れ場に対するプラズマ気流制御最適化の研究開発」にて実施したものであり、NEDO 成果報告書 [NEDO, 2014]に報告したものである。

2.2 電力と誘電体材質の影響

まず、誘起流速度への、誘電体材質の影響を調べた。図 2.2.1 に、実験のレイアウトを示す。誘電体の厚み 1mm の両面に幅 2mm の露出電極と幅 10mm の被覆電極を銅テープで構成し、被覆電極側は放電が生じないようにポリイミドテープで被覆した。露出電極のエッジから 15mm のところに熱線流速計（カノマックス製 6162）のプローブを設置し、高さ方向（電極表面に垂直な方向）にトラバースして、速度分布を計測した。印加電圧・電流波形は、高電圧プローブ(Tektronix6015A)・電流モニタ(Pearson4100)を用いて測定した。印加電圧波形は図 2.2.2 に示したような両極性パルス電圧とし、裏面電極側を接地電位とした。放電電力は、電圧と電流の積を次の式で時間積分して求めた。

$$P = \frac{\int VIdt}{T}\ (\mathrm{W}) \qquad (2.2.1)$$

印加電圧を 3～7kV、周波数を 1～6kHz で変化させ、平板表面から高さ 1mm の点での誘起流速を調べた。誘電体をテフロン®、石英ガラス、ホウ珪酸ガラス、アルミナ（比誘電率は順に 2,4,4.7,10）の 4 種類とした。

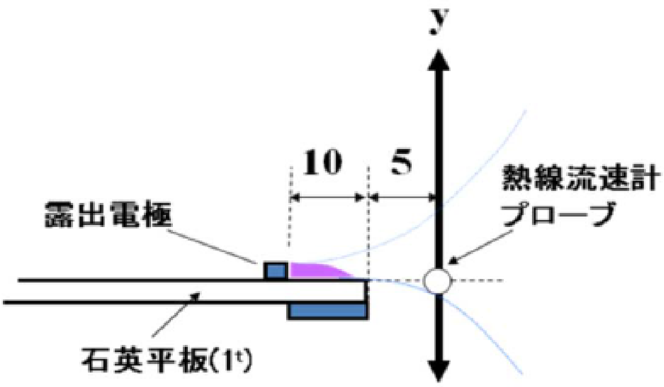


図 2.2.1　実験のレイアウト

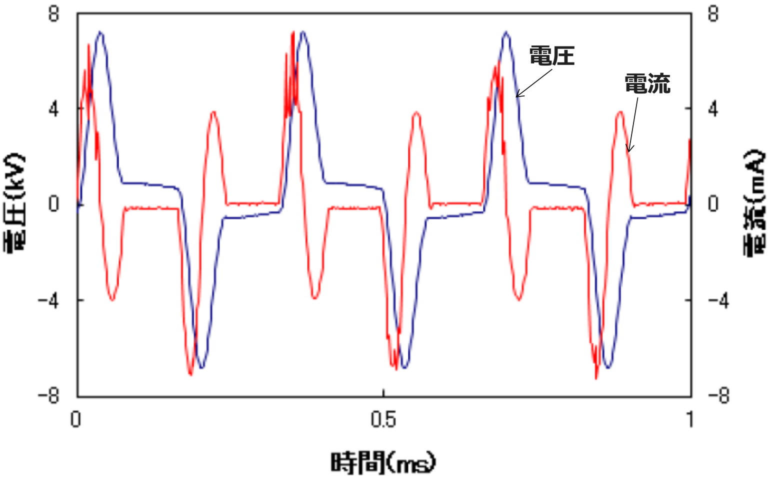


図 2.2.2　典型的な電圧電流波形

図 2.2.3 に、6kHz での電圧と誘起流速の関係を示す。誘起流速は、誘電体の材質によらず、電圧に比例している。図 2.2.4 に、電圧と、電極 1m あたりに規格化した放電電力を示す。同じ電圧でも誘電体によって電力が異なるのは、比誘電率の違いにより空間に分担される電圧が異なるためである。さらに、図 2.2.5 に電力と誘起流速の関係を示す。この結果から、プラズマ誘起流速は放電電力とともに増大するが、電力を大きくすると飽和する傾向にあること、同じ放電電力では誘電体の比誘電率が低いほうが、誘起流速が高いことがわかる。

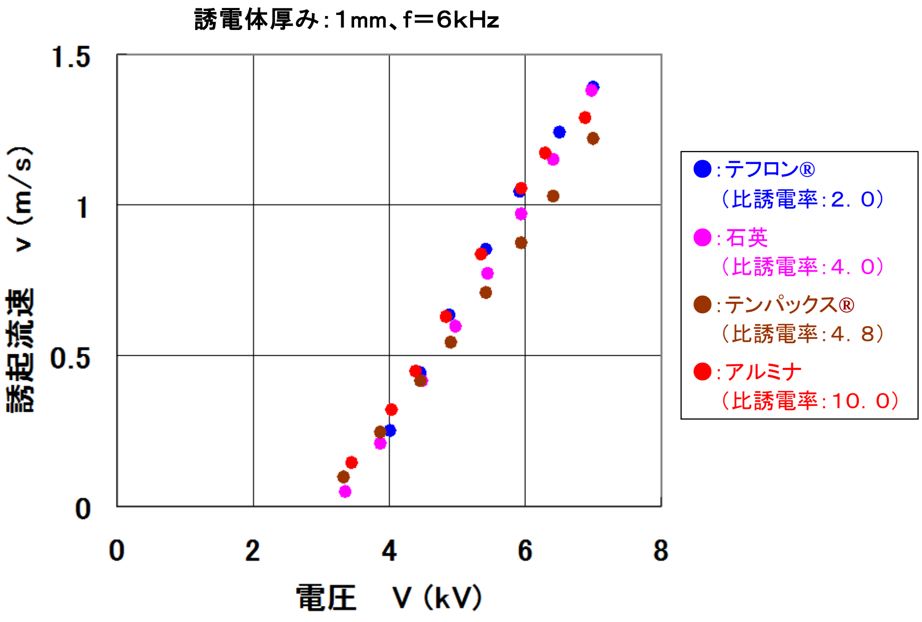


図 2.2.3　電圧と誘起流速の関係

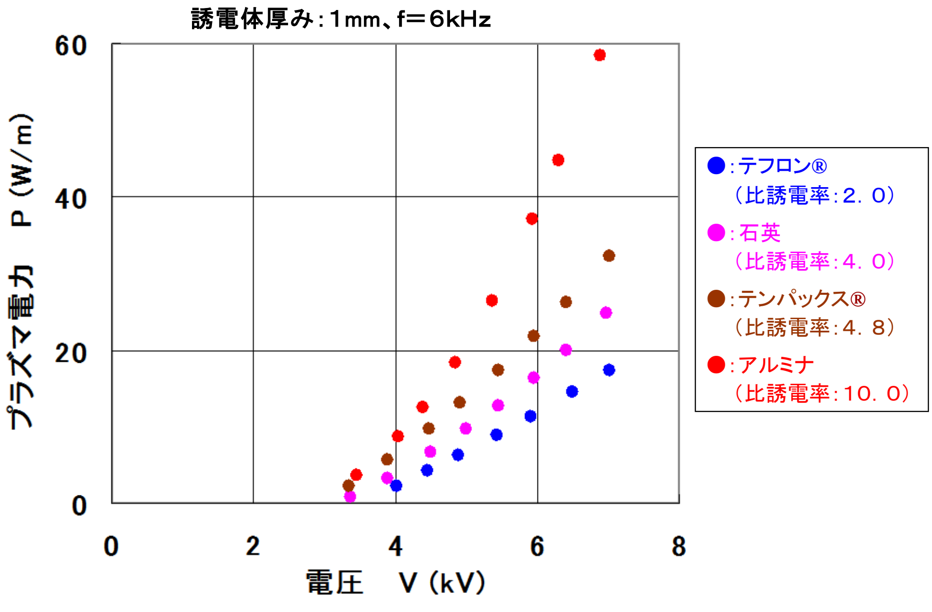


図 2.2.4　電圧と電極単位長さあたりの放電電力の関係

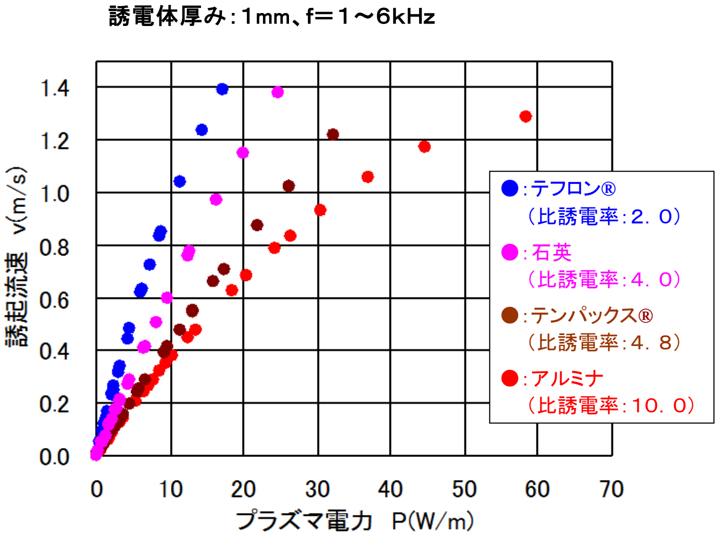


図 2.2.5　電力と誘起流速の関係

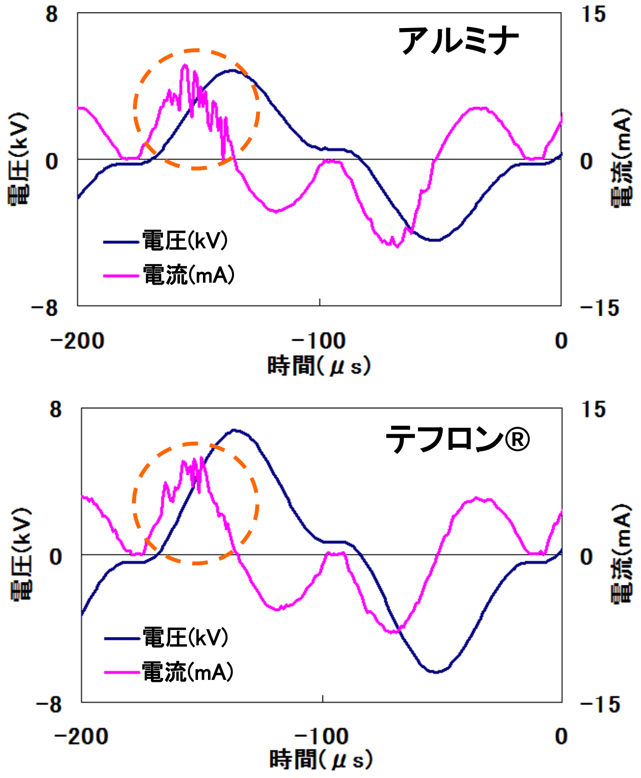


図 2.2.6　アルミナとテフロン®での電圧電流波形

図 2.2.6 に、アルミナとテフロン®での、同じ放電電力のときの電流波形を比較する。電流波形の赤破線で示した部分において、小刻みに変動している部分が放電電流であるが、アルミナでは、電圧が正勾配でピークに達するまでの間、放電電流が流れ続けているのに対し、テフロン®では、電圧がピークに達する前に放電が停止していることがわかる。

誘電体バリア放電では、電界が閾値を超えた時点から放電が開始されるが、放電に伴って誘電体表面がチャージアップして電界が弱まり放電が自動的に停止する。しかし、電圧

が正勾配になっている期間は、チャージアップした電荷を打ち消すようにまた電界が増大するので、再び放電が開始される。アルミナでは、電圧がピークに達するまでこの現象を繰り返している。一方、テフロン®では、電圧がピークに達する前に放電が停止し、それ以降放電が開始されない状態となっている。テフロン®は誘電率が低く、電極全体の静電容量も小さいため、すぐにチャージアップされて、次の放電が起きにくいと推定できる。放電電流が流れている時間帯は、ストリーマが発生している。ストリーマは、先端部分の電界は非常に高いが、後続する導電柱の部分はプラズマ化して電界は弱くなっている。一方、テフロン®のように電圧上昇中に放電が停止した場合、その後の電圧上昇期間中、放電開始に至らない範囲で、電極間の外部電界は増加し続けていると推定される。テフロン®のほうがアルミナより誘起効率が高かったことは、イオンを駆動する電界は、ストリーマ先端電界より外部電界のほうが寄与が大きいことを示唆している。

2.3 印加電圧半値幅の影響

次に、同じ電極構造・同じ電力で、両極性パルス電圧の半値幅を変えて影響を調べた。図 2.3.1 に、計測に用いた装置を、図 2.3.2 に印加電圧波形を示す。基本周波数は 3kHz および 10kHz とした。

図 2.3.3 に、基本周波数 10kHz で、半値幅を変化させたときの誘起流速を示す。同じ電力でも、半値幅が大きいほうが誘起流速が大きい。つまり基本周波数 10kHz では、誘起流速は電力だけでは決まらないことが分かった。

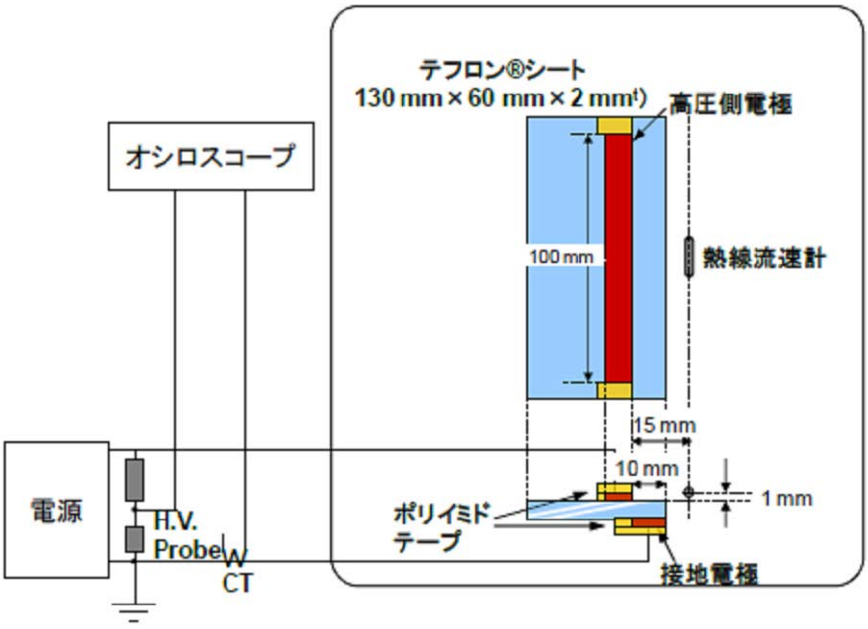


図 2.3.1　プラズマ誘起流速の計測に用いた装置

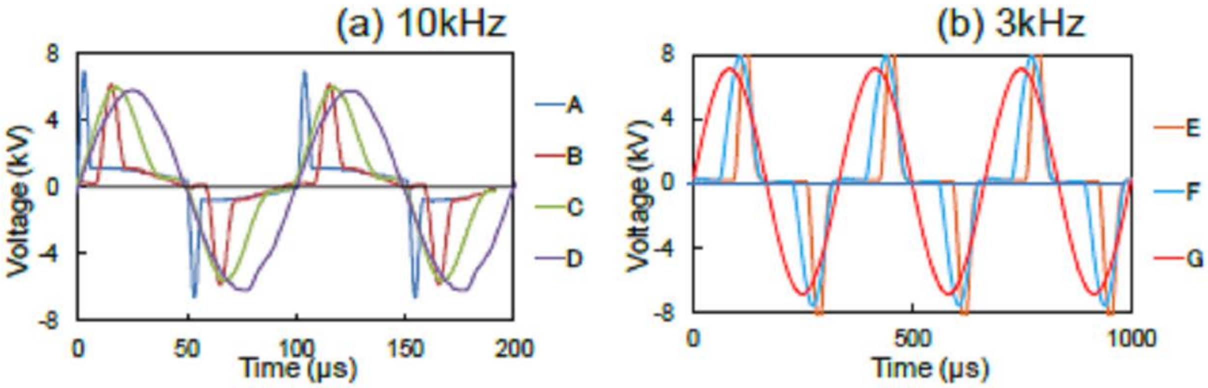


図 2.3.2　印加電圧波形

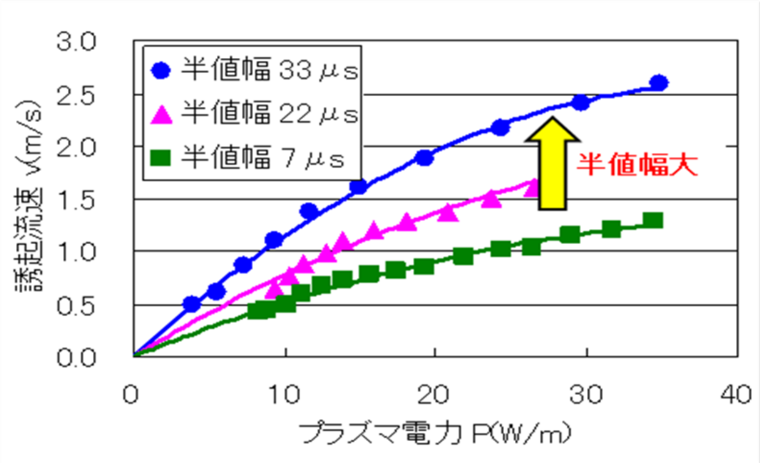


図 2.3.3　基本周波数 10kHz での誘起流速への印加電圧半値幅の影響

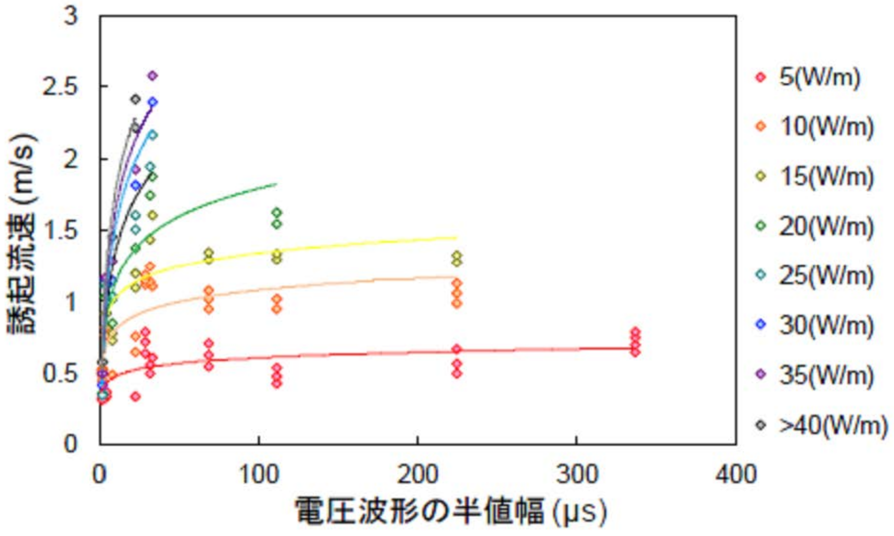


図 2.3.4　誘起流速の電圧波形依存性

そこで、基本周波数 3kHz と 10kHz で、電圧を種々に変化させて、電力一定下で、電圧の半値幅を変えた計測を実施した。図 2.3.4 に結果を示す。電力を一定に保って、半値幅を増加させていくと、半値幅が約 30μs 以下のあいだは誘起流速が増加しているが、それ以上ではほとんど変わらなくなることが分かる。

簡単なモデルとして、プラズマ誘起流の形成が、イオンの発生と、外部電場によるイオンのドリフトの過程を経ていると仮定する。イオンの発生は、ストリーマと呼ばれる 1μs 程度の現象で完結することから、電圧の半値幅は、その後のイオンのドリフトの時間を支配していると考えられる。イオンのドリフト速度は約 10^4cm/s 程度であり、30μs では 3mm 程度移動する。これは、内挿電極の幅 10mm と同じオーダである。よって、今回の結果は、イオンが内挿電極の幅程度の加速領域に居る間は外部電界が有効に作用することを示している。

以上のことは、イオンを駆動する電界は、ストリーマ先端電界より外部電界のほうが寄与が大きいことを示唆している。

2.4 プラズマ誘起流の時間分解計測

次に、シュリーレン法を用いて、プラズマ誘起流の時間分解計測を行った。シュリーレン法は、光路内に生じた空気の密度変化を、画像の濃淡として撮影する方法である。図 2.4.1 に実験装置の概略を示した。電極構成は図 2.3.1 と同様としたが、誘電体としてはポリイミドテープを使用した。シュリーレン光学系の光軸は電極の長手方向にとっている。可視化された密度変化の撮影には 1 μ s の時間分解能を持つイメージインテンシファイアつき高速カメラを使用した。電圧波形は休止時間のない正弦波および三角波とし、三角波では、電圧勾配が正の時間（dV/dt>0）が全体に占める時間割合を変えて、電圧波形の依存性を調べた。対比のために、熱線流速計を用いて電極表面から高さ 1mm での平均流速も測定した。

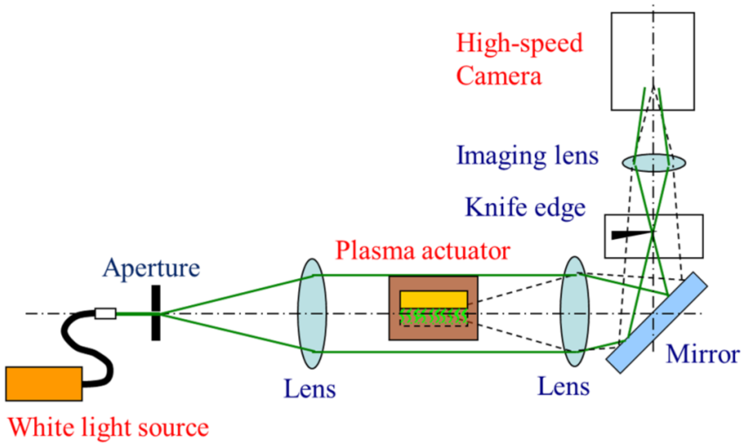


図 2.4.1　シュリーレン光学系

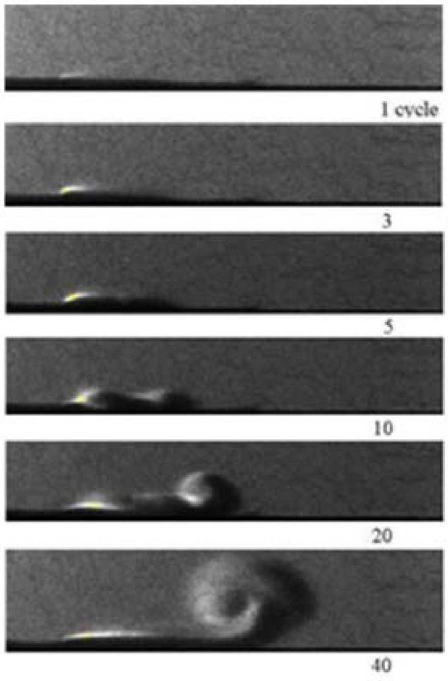


図 2.4.2　7.5kV,10kHz でのシュリーレン画像

図 2.4.2 に、電圧 7.5kV、10kHz で得られた典型的なシュリーレン画像の例を示す。図は上から、それぞれ電圧印加開始から 1、3、5、10、20、40 周期後の様子を示している。この条件では、数周期で密度変化は現れるものの、平均流速と呼べるほどには成長していない。10 周期程度で渦が形成され始め 40 周期後では完全に渦が成長している。

この現象を、正弦波 5kHz を印加した場合に、より細かく調べた写真を図 2.4.3 に示す。電極の先端付近から発生した密度変化（写真では黒い影）が、アーチ状に広がり 3 周期（600 μs 程度で誘電体表面のごく薄いところに紙面右向きの誘起流が発生していることが分かる。誘起流はやがて渦を形成し始め、10 周期でははっきり確認できるようになる。

これらの観測から、誘起流は、少なくともこの条件においては 0～1ms 程度の時間スケールで発生することが分かった。逆に、たとえば、流体制御に用いられる変調周波数が 100Hz、デューティ比 10%程度であれば ON 時間が 1ms 程度となり、誘起流が発生するオーダであるが、それ以上の変調周波数やそれ以下のデューティ比では、ほとんど誘起流と呼べるほどの流れは発生していないことになる。

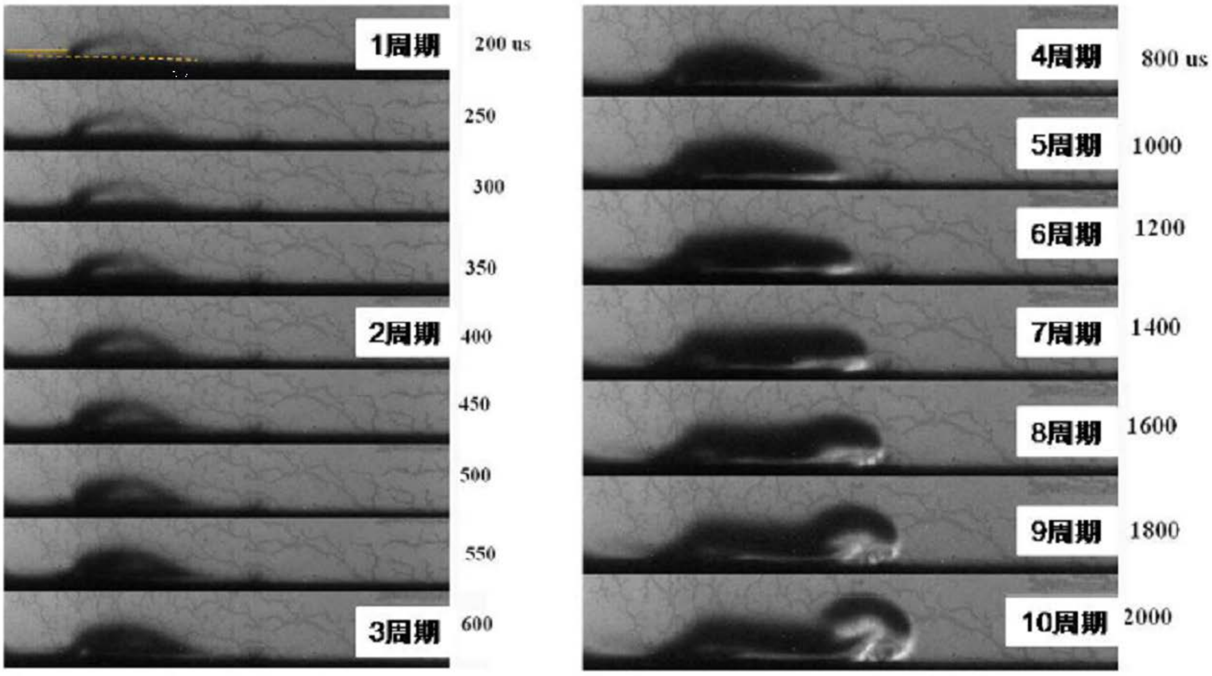


図 2.4.3　7.5kV,5kHz でのシュリーレン画像

さらに、1 周期内のどの電圧位相で誘起流が発生し始めるのかを調べるために、電圧印加直後の密度変化を調べた。図 2.4.4 に、電圧の勾配 d*V*/d*t* を 20V/100ns と固定し、勾配が正の場合と負の場合で誘起流発生の違いを観測した結果を示す。勾配が正（d*V*/d*t*>0）の条件では、電圧が-10kV から+10kV まで変化する間に密度変化は観測されていない。一方、勾配が負（d*V*/d*t*<0）の場合では、+10kV から-10kV まで変化する間に、アーチ状の薄い影が撮影され、密度変化が形成され始めていることが分かる。この結果から、プラズマ誘起流は主として勾配が負の位相で発生していると考えられる。

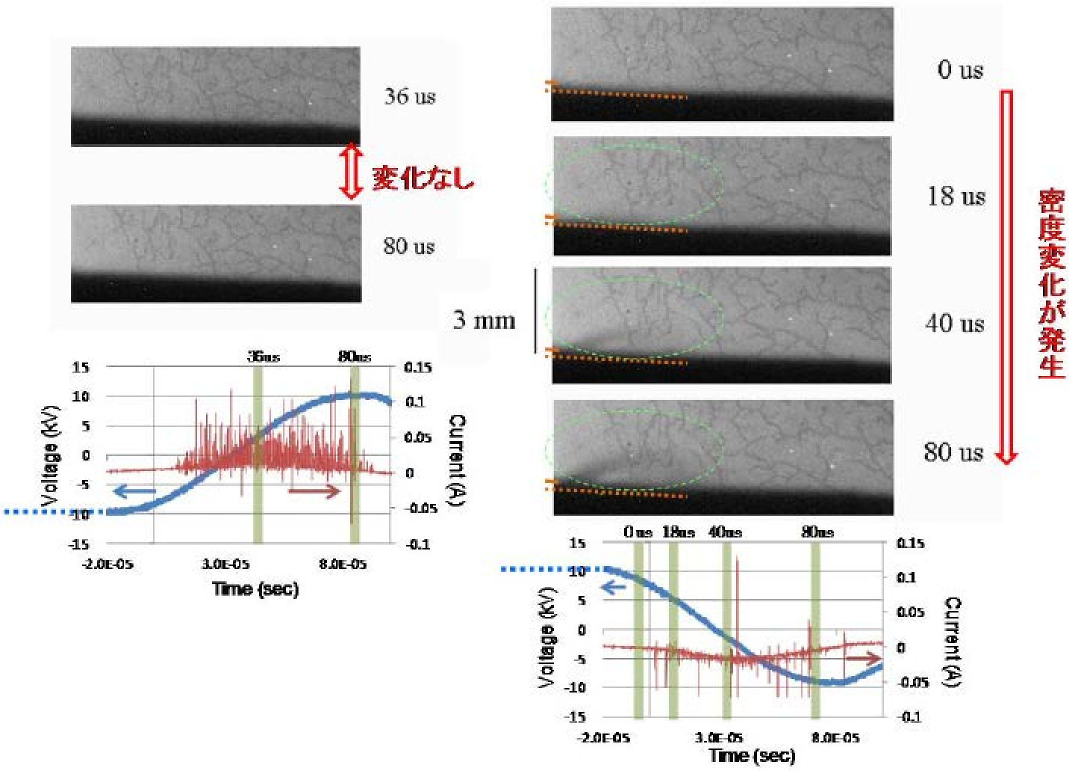


図 2.4.4　dV/dt の影響 10kV,5kHz.|dV/dt|=20V/100ns

（左）dV/dt>0、（右）dV/dt<0

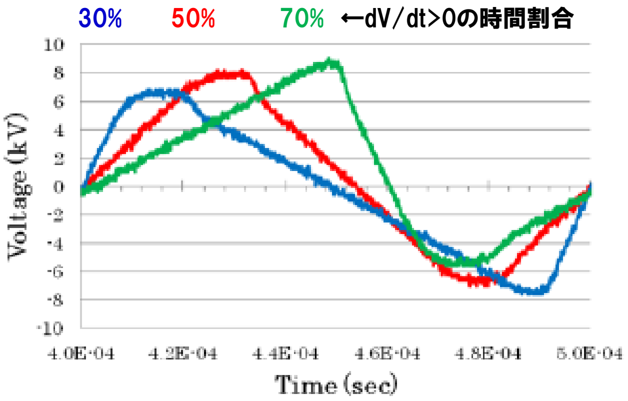


図 2.4.5　三角波にて 1 周期内に dV/dt＞0 が時間的に占める割合

この結果を踏まえて、図 2.4.5 に示すように、電圧波形の全幅と周期を同じ条件にして、正勾配時間の 1 周期における割合を 30、50、70%に変化させた三角波電圧を印加した。この条件でのシュリーレン画像を図 2.4.6 に示した。正勾配の時間割合を変えることで流体に与える影響が変化していることが分かる。すなわち時間割合が短いほうが、シュリーレン画像で密度変化エリアが大きくなっていることが分かる。実際に熱線流速計で誘起流速度を測定しても、正勾配が 30%のほうが速い速度が計測された。

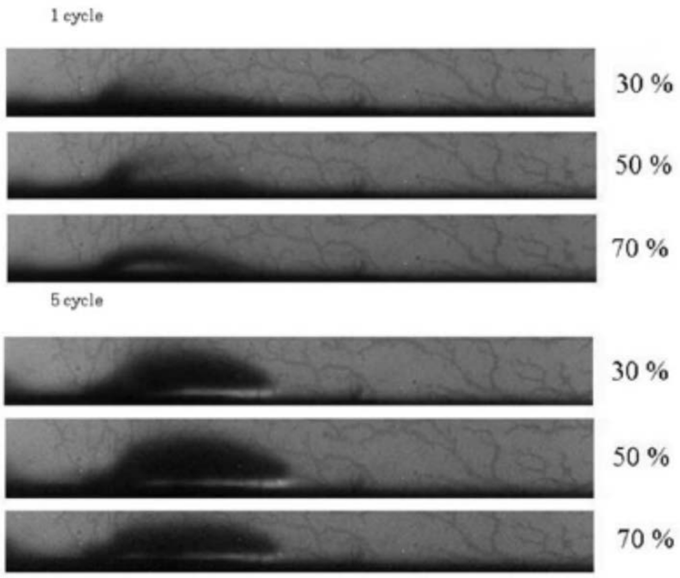


図 2.4.6　d*V*/d*t*>0 の時間割合を変化させた影響（8kV,5kHz,三角波）

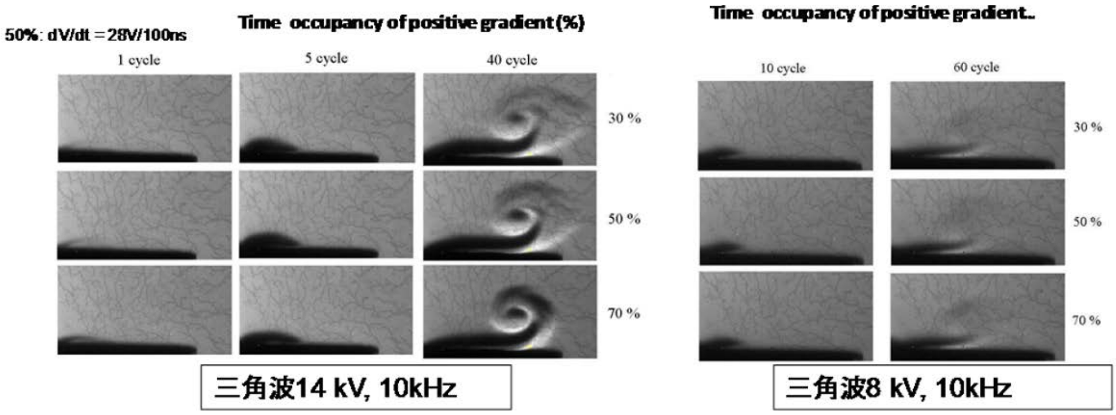


図 2.4.7　d*V*/d*t*>0 の時間割合を変化させた影響（8kV,10kHz,三角波）

さらに、電圧をパラメータとし、測定した結果を図 2.4.7 にまとめて示した。正勾配時間が短いほうが、同一電力あたりの誘起流速は速く、渦などの流れの空間的な変化が大きいことが分かった。

電圧勾配 d*V*/d*t* の正負で誘起流の形成の有無が変化する理由は以下のように説明できる。熊田らの実験(図 2.4.8)および杤久保らの数値解析(図 2.4.9)によると、d*V*/d*t* の正負によってプラズマ生成の時間発展が全く異なる。d*V*/d*t* が正の場合は、ストリーマが進展しやすく、放電領域が露出電極エッジから遠いところまで進展するが、d*V*/d*t* が負の場合は、ストリーマは進展しにくく、露出電極エッジ付近に局所化されたプラズマが生成する。よって、d*V*/d*t* が正の場合は、誘電体表面の広い部分が瞬時にチャージアップされて電界が打ち消されてしまうので、プラズマは生成されるが電界が弱いため誘起流の形成に寄与できない。一方、d*V*/d*t* が負のときはプラズマは露出電極エッジ付近に限定されており、誘電体表面のチャージアップも限定的なので外部電界は打ち消されず、露出電極エッジ付近で生成した負イオンが、下流方向にむかって移動するので、効率的に誘起流を形成することができる。

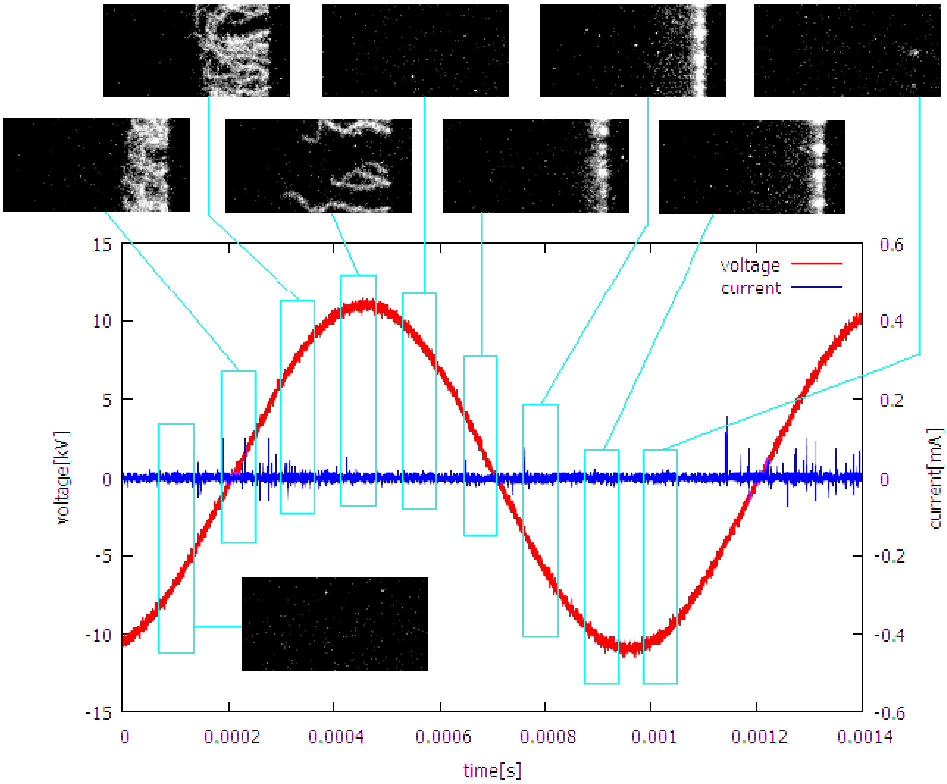


図 2.4.8　正弦波印加時の各位相における放電進展様相
提供：東京大学　熊田亜紀子准教授[NEDO, 2014]

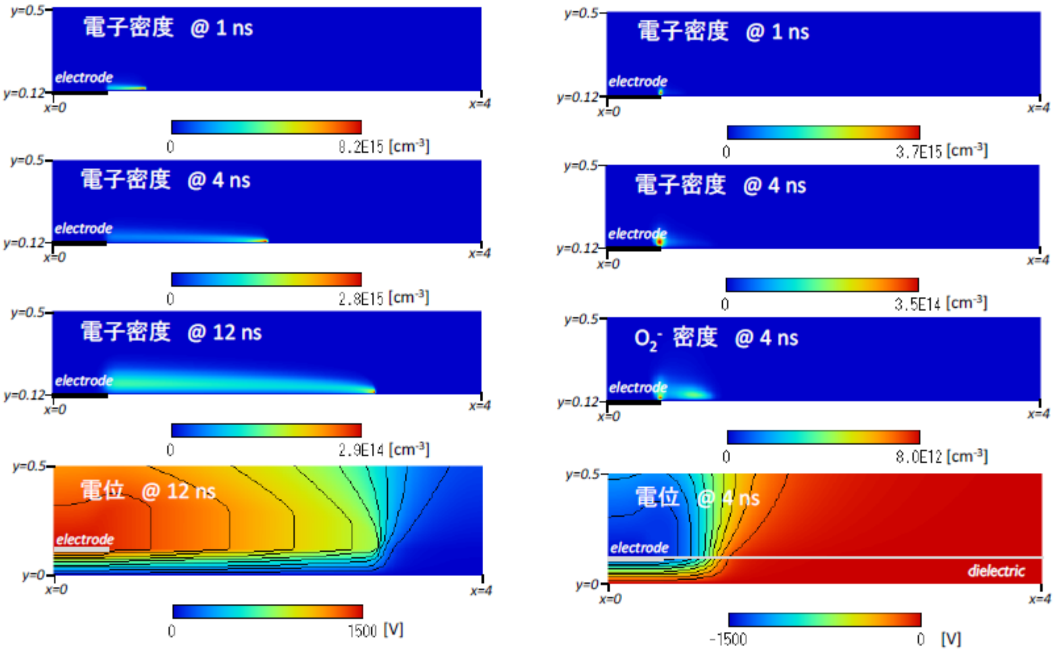


図 2.4.9　放電進展のシミュレーション結果
（左）正極性 DC 電圧印加（右）負極性 DC 電圧印加
提供：首都大学東京　杤久保文嘉教授［NEDO, 2014]

2.5 結言

本章では、電極の設計に必要な種々のパラメータへのプラズマ誘起流速依存性を調べ、以下の結論を得た。

（1）プラズマ誘起流の速度は電力を増加させると増加し、誘起効率は、誘電体の誘電率を小さくすると高くなる。

（2）休止時間のある両極性パルス電圧波形では、印加電圧の半値幅を所定の閾値まで広げた場合が最も誘起効率が高くなる。

（3）電圧の勾配が正よりも負のときのほうが、誘起効率は高くなる。

また、シュリーレン法による誘起流の時間分解の結果、以下のことがわかった。

（4）プラズマ誘起流は、電圧の勾配が負の時間帯に、顕著に生成されている。

以上のことは、プラズマ誘起流の発生メカニズムにおいて、イオンを駆動する電界としてストリーマ先端電界よりも外部電界の寄与が大きいことを示唆している。

他に、シュリーレン法による計測の結果以下のことがわかった。

（5）誘起流が形成される時間スケールは約 1ms 程度であり、それ以下の時間では、密度変化を生じるほどの誘起流は生じていない。

これらの結論は、プラズマ気流制御の電極および電圧波形の最適化にあたって、非常に有意義なものである。

第 3 章　風洞実験による流体制御の検討 (*3)

3.1 緒言

本章では、プラズマ気流制御の、大型風車翼における前縁剥離抑制への適用を狙い、翼に対する高速流れでの効果、風車翼型における効果、動的流れ場における効果、回転場における効果を、それぞれ風洞実験によって確認する。

まず 3.2 節では、本研究でとりあげているパルス変調制御について、筆者らが過去に実施した実験例をあげて、パルス変調制御の特徴と可能性を示す。その後、3.3 節以降で、各種流れに対する検討結果を記載する。

*3) 本章の各節の内容は、それぞれ下記に記載する論文にて報告したものである。

第 3.3 節：日本ガスタービン学会誌 [松田他, 2013]

第 3.4 節：Proceedings of Asian Congress on Gas Turbine,ACGT2014 [Matsuda et al., 2014]

第 3.5 節：日本機械学会 2012 年度年次大会　講演論文集 [満尾他, 2012]

第 3.6 節：日本風力エネルギー学会論文集 [松田他,2014]

3.2 パルス変調制御の効果と可能性

本研究テーマ選定の動機となった研究として、1 章で述べた Corke らのパルス変調制御の研究が上げられる。翼の前縁剥離制御において、電圧の印加方法を連続にするよりもパルス変調制御としたほうが揚力係数向上効果が大きいことが示されている。筆者らは、風洞実験によって現象の再現を試みた[松田他,2008]。

風洞は定格風量 115m^3/min、定格圧力 9.8kPa のエッフェル型風洞であり、試験部は幅 100mm×高さ 200mm×長さ 300mm、試験翼はアクリル製の翼幅 100mm×翼弦長 90mm の NACA0015 翼型である。主流速度は 20m/s、主流乱れは 0.3%であり、レイノルズ数は Re=1.2×10^{5}である。試験装置の構成を図 3.2.1 に示す。

試験翼にはスパン中央周囲にφ0.5mm の静圧孔が前縁に 1 点、背側に 10 点、腹側に 5 点設けられており、多点圧力センサを用いて計測した圧力分布から、揚力係数を求めた。また、後流域の周波数特性を計測するため、I 型熱膜プローブをとりつけた熱線流速計を用いてサンプリング周波数 5kHz で風速を計測し FFT 解析を実施した。

翼の前縁には図 3.2.2 に示されるようなバリア放電電極を構成した。誘電体として厚さ 80μm（うち粘着層 30μm）のポリイミドテープを 3 枚重ねたものを用い、露出電極として 2mm×80 mm、被覆電極として 5mm×80mm の銅テープ（厚さ 25μm）を設置した。露出電極の下流端は翼の前縁と一致するように設置されており誘起噴流は前縁から翼背側に沿って吹き出される。

図 3.2.3 にパルス変調制御の電圧波形のイメージを示す。電圧 4kV$_{0p}$、基本周波数 5kHz の両極性パルス電圧に、低周波のパルス変調を加え、プラズマを ON-OFF させた。パルス変調周期に対する ON 時間の割合をデューティ比と呼ぶ。電圧、電流を高電圧プローブと電流モニタで測定し、それらの積を時間平均して放電電力を求めた。デューティ比 100%時の放電入力は約 1.8W であった。

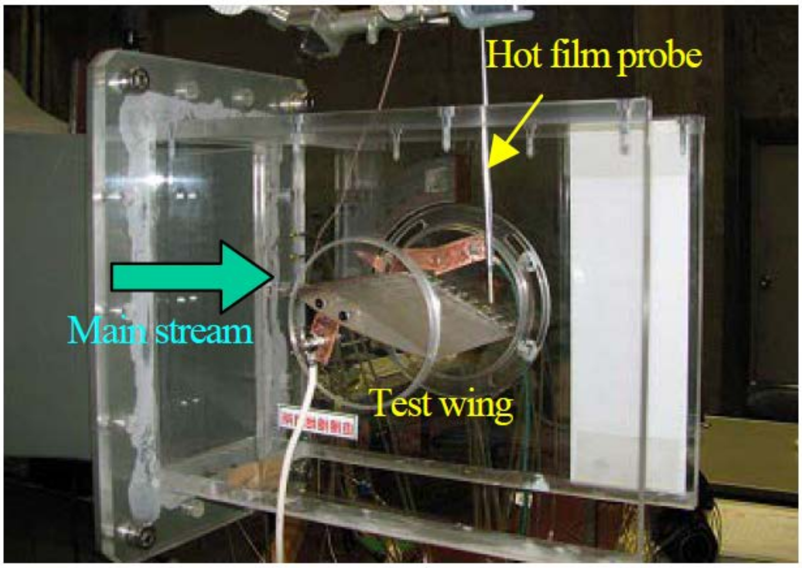


図 3.2.1　NACA0015 剥離抑制効果検証の試験装置

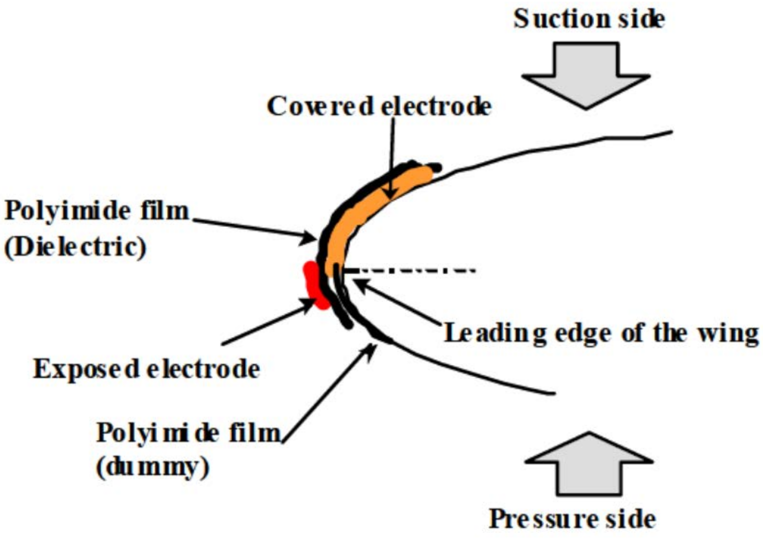


図 3.2.2　前縁の放電電極の構成

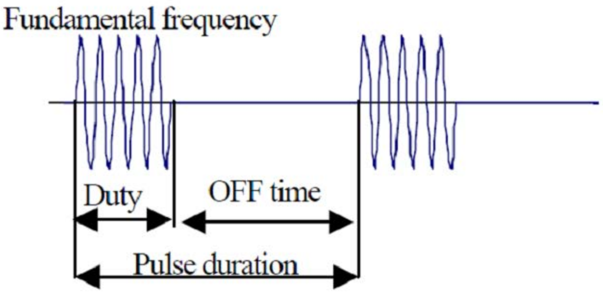


図 3.2.3　パルス変調制御の電圧波形

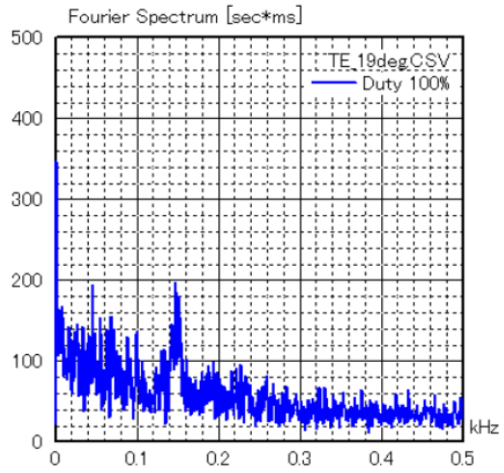


図 3.2.4　NACA0015 における剥離抑制効果

プラズマ OFF で迎角を 1°ずつ大きくして、負圧面の翼面静圧を見ながら失速角を調べたところ、17°で前縁剥離となった。次にデューティ比 100%（連続放電）でプラズマ ON としたところ、失速角は 21°となった。失速直前の迎角 19°で後流域での速度変動を熱線流速計で計測して FFT 解析したところ図 3.2.4 に示すように 140～150Hz を中心に特徴的な周期的構造が観測されることがわかった。そこでパルス変調周波数を 140Hz に設定し、デューティ比を変えて迎角の変化に対する C_p の変化を調べた。

図 3.2.5 に結果を示す。プラズマ Off 時では失速角 17°に対し、連続放電(デューティ比 100%)では失速角は 20°まで増大した。消費電力を低減させるためデューティ比を低下させていったところ、デューティ比 60%までは 100%と同様の傾向であったが、デューティ比 20%まで低下させたところ失速時に見られる急激な *Cl* の低下が見られず迎角 26°まで *Cl* はほぼ平坦になる。この実験ではデューティ比 10%がもっとも *Cl* の増大が大きかった。

デューティ比を低下させることは、消費電力を下げられる反面プラズマ誘起流の平均速度も低下させることを意味している。にもかかわらず、連続放電よりも良好な特性が得られており、剥離抑制効果が極めて非定常な現象であることを示している。

次にデューティ比を 10%に固定してパルス変調周波数の影響を調べた。Corke ら[2004]および Göksel ら[2005]が推奨している *St*=1.0(220Hz)を含め、パルス変調周波数を 60Hz (*St*=0.28)～260Hz(*St*=1.21)に変えて静圧分布を計測し、翼力係数を比較した結果を図 3.2.6 に示す。この実験では 100Hz(*St*=0.47)でもっとも顕著な効果が得られた。この状態で、後流中の流速変動のスペクトルを計測したところ、もともと 140Hz にあった周期構造が、パルス変調周波数の付近に収斂していく現象も観測された。

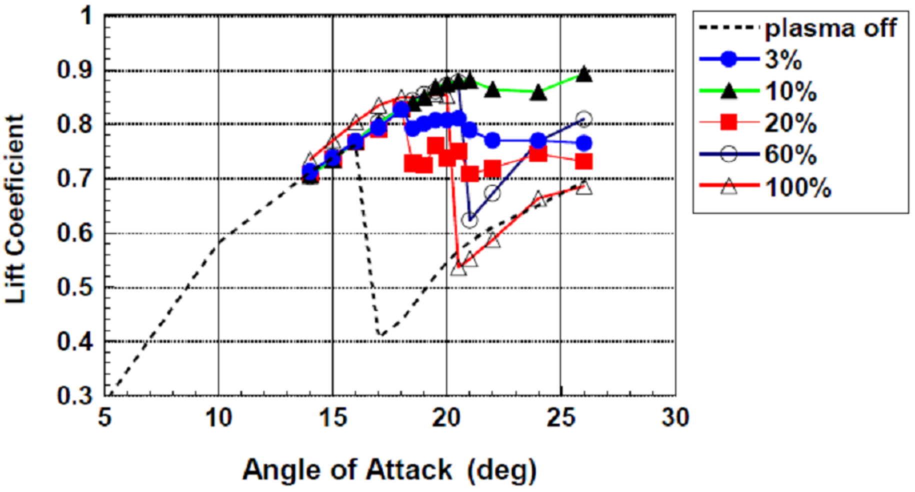


図 3.2.5　前縁失速時の揚力係数に対する連続放電とパルス変調制御の効果

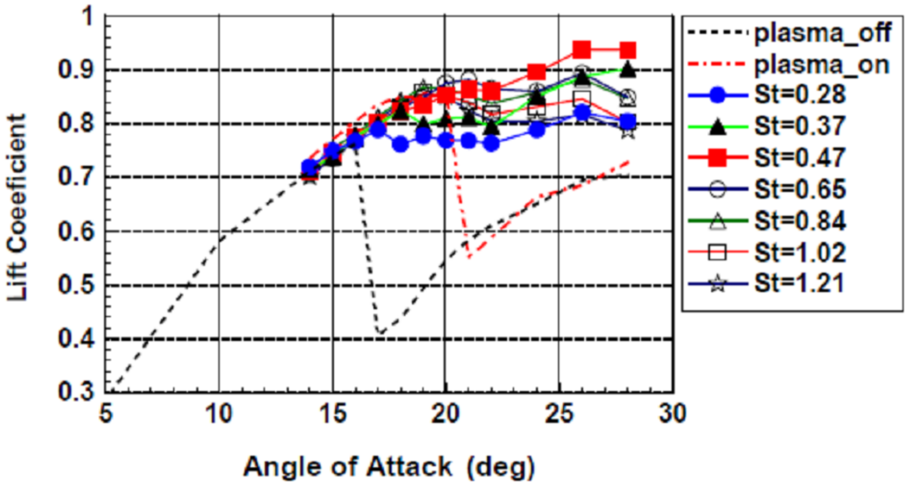


図 3.2.6　パルス変調周波数の、失速角への効果

筆者らは当初、プラズマ誘起流による剥離抑制のメカニズムとして、図 3.2.7 に示すように、物体表面に沿った速度境界層の速度分布において、剥離の原因となる逆流部分に誘起流を与えて加速し、速度分布を改善することで剥離を抑えていると考えていた。別の言い方をすれば、誘起流によるコアンダ効果で流れを引き寄せているとも言える。このメカニズムでは、主流速が増加するとそれだけプラズマ誘起流速度も増加させる必要がある。しかし、プラズマ誘起流の流速は高々数 m/s が限界で、これを数倍にもすることは現状では困難であり、高レイノルズ数流れへの適用は難しいと想定された。

しかし、平均誘起流速が減少しているはずのパルス変調が、連続放電よりも高い揚力向上効果を示すということは、図 3.2.7 とはまったく異なる剥離抑制メカニズムが働いていることを示唆しており、パルス変調制御ならば高レイノルズ数流れへも適用できる可能性が出てくると思われた。

そこで、高レイノルズ数でも効果が出る可能性を秘めたパルス変調制御に的を絞って、種々の流れ場に対する効果を実験的に確認していくことにした。

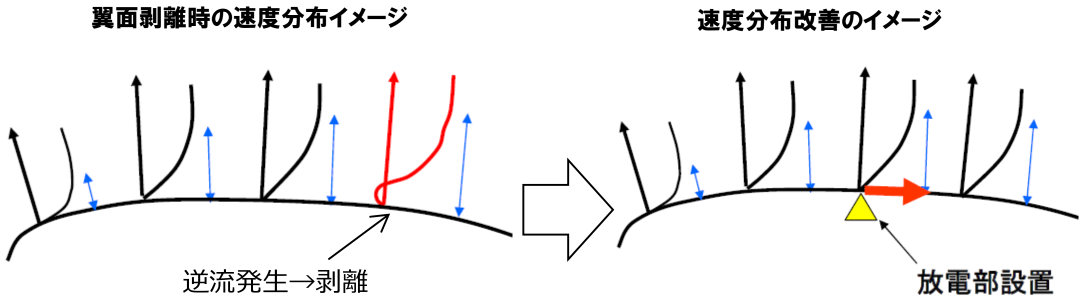


図 3.2.7　当初予想していた境界層加速による剥離抑制のイメージ

3.3 高速流れにおける効果

はじめに、実機適用条件に近い風速で、剥離抑制効果が得られるかどうかを検証した。風車では、騒音防止の観点から、翼端周速が約 70m/s 程度以下になるように運用されている。そこで、風速 70m/s までの範囲で風洞試験を実施した。

風洞は、定格風量 1200m^3/min、定格圧力 11.8kPa のエッフェル型風洞であり、試験部は、間口が幅 400mm×高さ 600mm であり、内部に試験翼が設置してある。翼の迎角を大きくしたときのブロッケージの影響を避けるため、試験部は上下壁を設けない構造とした。試験装置の構成を図 3.3.1 に示す。

試験翼は ABS 樹脂製の翼幅 400mm×翼弦長 180mm の NACA0015 翼型であり、スパン中央にφ0.5mm の静圧孔が合計 40 点設けられている。静圧計測には多点圧力センサ（スキャニバルブ製 ZOC33）を用いた。500μs 間隔で静圧孔 1 点あたり 256 点の計測を 5 フレーム繰り返して合計 1280 個のデータを測定し、時間平均値を求めた。また、後流域の周波数特性を熱線風速計(Dantec 社製 Streamline)により計測した。センサーには I 型の熱膜プローブ(HR21)を用い、サンプリング周波数 5kHz で取得したデータで FFT 解析を実施した。

翼の前縁には図 3.3.2 に示されるような誘電体バリア放電電極を構成した。誘電体として厚さ 80μm（うち粘着層 30μm）のポリイミドテープを 3 枚重ねたものを用い、露出電極として、ポリイミドを基材とするエッチング電極（基材厚さ 25μm、幅 20mm、パターン厚さ 21μm、幅 2mm）を，被覆電極として幅 5mm の銅テープ（厚さ 80μm）を設置した。露出電極の下流端は翼の前縁と一致するように設置されており誘起噴流は前縁から翼の負圧面側に沿って吹き出される。電極の放電長さは約 380mm である。

電圧 4kV$_{0p}$、基本周波数 15kHz の両極性パルス電圧に、低周波のパルス変調を加えてプラズマを ON-OFF させた。デューティ比は 10%固定とした。電圧、電流は、高電圧プローブ(Tektronix P6015A)、電流モニタ(Pearson 4100) により測定し、それらの積を時間積分して放電電力を求めた。デューティ比 10%時の放電電力は約 2W であった。典型的な電圧電流波形を図 3.3.3 に示す。

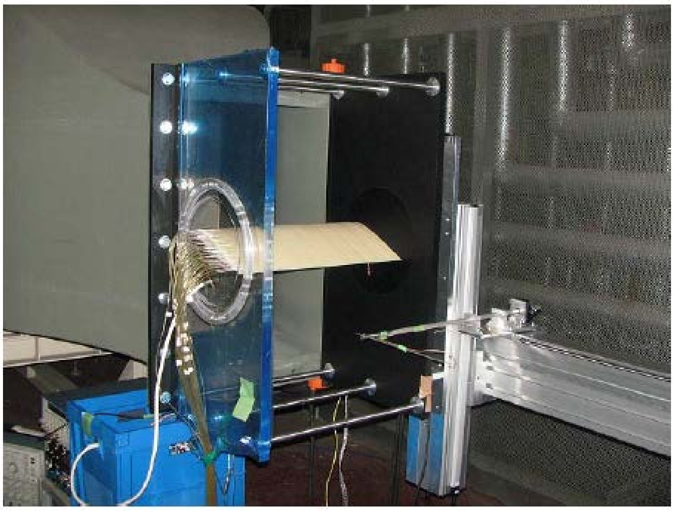


図 3.3.1　NACA0015 翼と風洞試験装置の構成

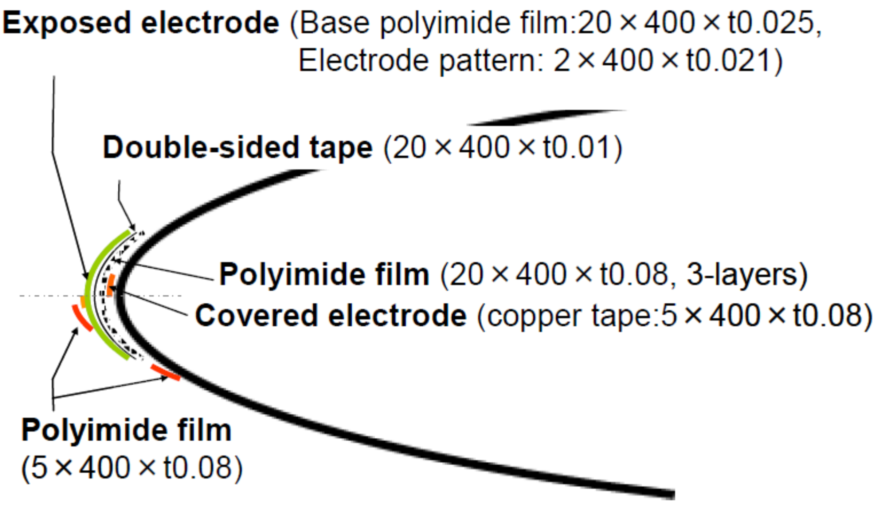


図 3.3.2　電極構成

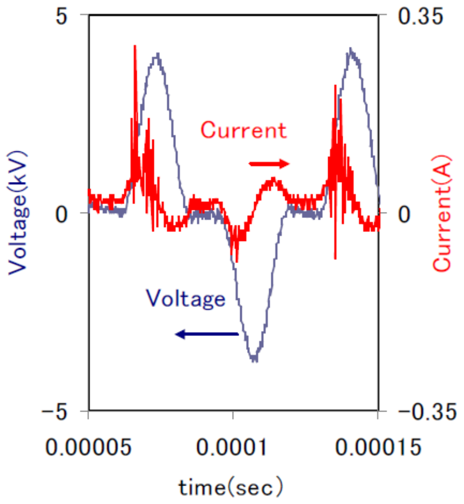


図 3.3.3　典型的な電圧電流波形

揚力係数は表面圧力の鉛直方向成分を翼周り全体にわたって積分して求めた。電極を設置した前縁部については圧力を計測することができないので、最も前縁よりの静圧と同じになると考えた。

主流速度条件は約 20、50、70m/s とした。レイノルズ数は Re=2.3、5.5、7.6×10^5である。70m/s のときの主流乱れは 0.58%であった。

まず、風速 20m/s、プラズマ OFF で、迎角を 1°ずつ大きくして負圧面の翼面静圧分布（C_p分布）を見ながら失速角を調べた。ここで、C_pは、空気密度 ρ、静圧孔で計測した壁面静圧を P_sとして下の式で定義した。

$$C_p = 2P_s / \rho U^2 \tag{3.3.1}$$

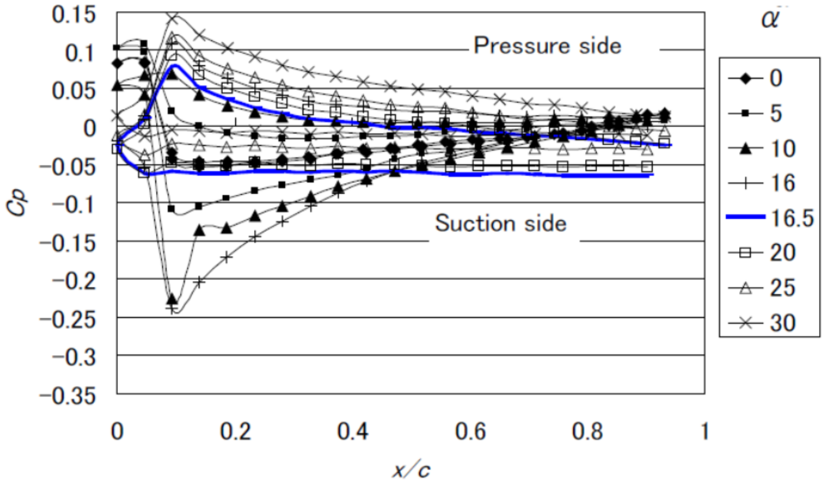


図 3.3.4　風速 20m/s での静圧分布（プラズマ OFF）

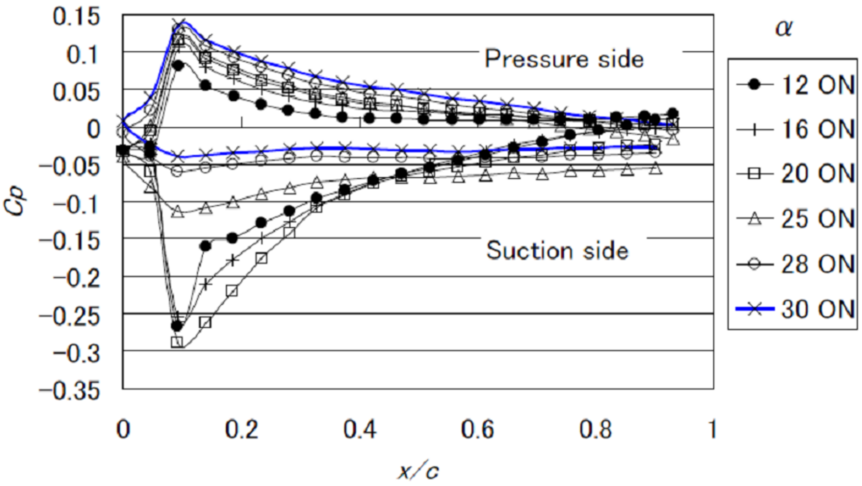


図 3.3.5　風速 20m/s での静圧分布（プラズマ ON）

結果を図 3.3.4 に示す。迎角 10°を超えると負圧面側前縁寄りの圧力が大きく低下した分布となっていき、迎角 16.5°で負圧面側の C_p分布がほぼ平坦になり、大規模な前縁剥離流れとなったことがわかる。プラズマ OFF 状態で後流域での速度変動を熱線流速計で計測して FFT 解析したところ 200Hz に特徴的なピークが見られた。

次に、デューティ比 10%でプラズマを ON にした。パルス変調周波数は OFF でのスペクトルにあわせて 200Hz とした。結果を図 3.3.5 に示す。迎角を増大させると、25°を超えても負圧面側前縁寄りの C_p分布には負のピークが認められ，迎角 30°でようやくほぼ平坦な分布となり、失速角が 30°まで改善されたことがわかる。

続いて主流速度 50 m/s で同様に計測を実施した。図 3.3.6 に示すように、50 m/s では 20 m/s のときより失速角度が増大し、負圧面側の C_p分布がほぼ平坦になる失速角は 18.5°であった。50 m/s のプラズマ OFF 時に計測した静圧のばらつき誤差は平均 4.3 Pa (平均静圧の 1.5%程度)であり、十分な精度での計測といえる。プラズマ OFF 状態で後流域での速度変動を熱線流速計で計測してみたが、プローブの振動の影響か、明瞭な周期構造が見られなかった。

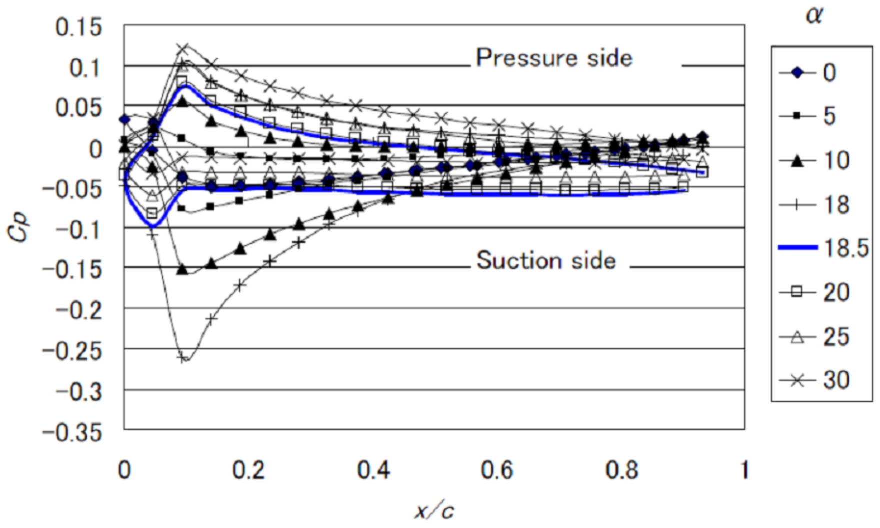


図 3.3.6　風速 50m/s での静圧分布（プラズマ OFF）

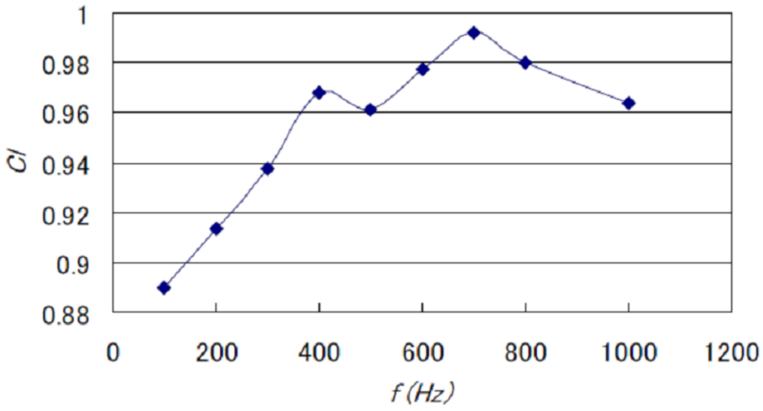


図 3.3.7　揚力係数のパルス変調周波数依存性（風速 50m/s、迎角 19°）

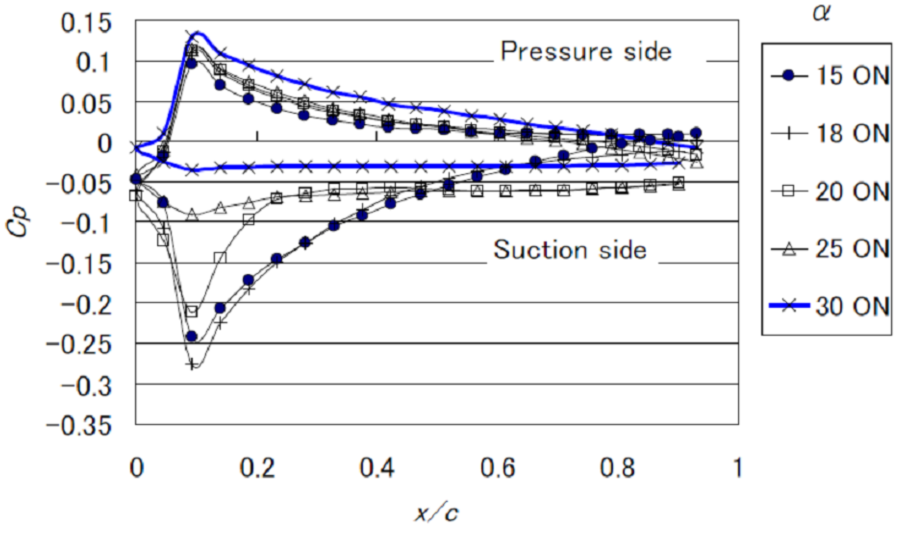


図 3.3.8　風速 50m/s での静圧分布（プラズマ ON、変調周波数 700Hz）

次に、パルス変調制御した場合の、迎角の変化に対する C_p分布の変化を調べた。図 3.3.7 に示すように、迎角を 19°に固定したままパルス変調周波数 f を変えて揚力係数の変化を調査し、最も効果的なパルス変調周波数として 700 Hz (デューティ比 10%)を選定した。駆動電圧 4 kV$_{0p}$の時の入力電力は約 2 W であった。図 3.3.8 に示すように、パルス変調制御した場合の C_p分布には負圧面側前縁寄りに負のピークが α＝28°に至るまで認められ、α＝30°でようやくほぼ平坦な分布となることがわかった。このことからプラズマによって剥離流れを抑制できたことが明らかである。なお静圧のばらつき誤差はプラズマ OFF 時よりも増大し、平均 7.1 Pa であった。

次に主流速度 70 m/s において同様の計測を行った。図 3.3.9 にプラズマ OFF での結果を示す。風速 70 m/s では 50 m/s のときより更に失速角度が増大し、負圧面側の C_p分布がほぼ平坦になる失速角は 20°であった。70 m/s のプラズマ OFF 時の静圧のばらつき誤差は平均 11.2 Pa(平均静圧の 1.8%程度)であった。

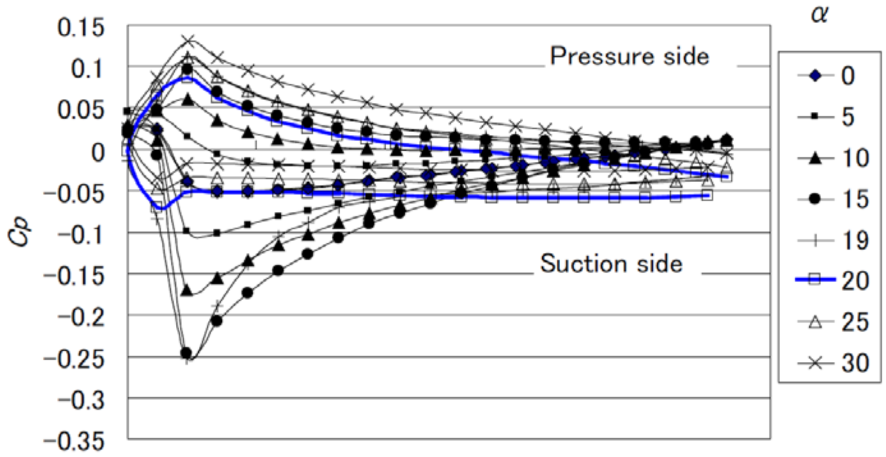


図 3.3.9　風速 70m/s での静圧分布（プラズマ OFF）

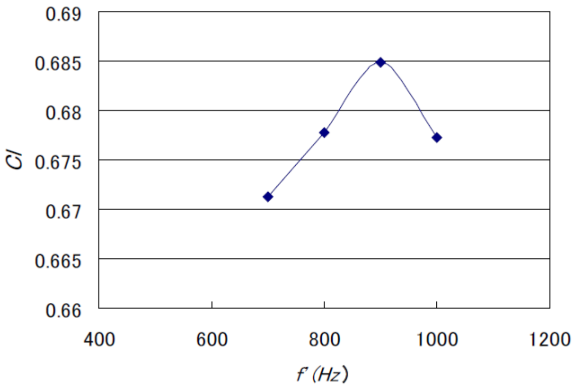


図 3.3.10　揚力係数のパルス変調周波数依存性（風速 70m/s、迎角 21°）

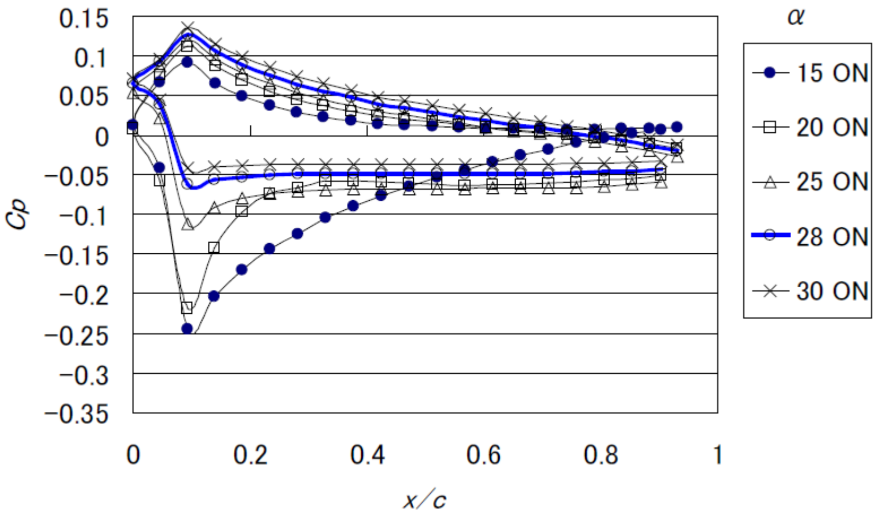


図 3.3.11　風速 70m/s での静圧分布（プラズマ ON、変調周波数 900Hz）

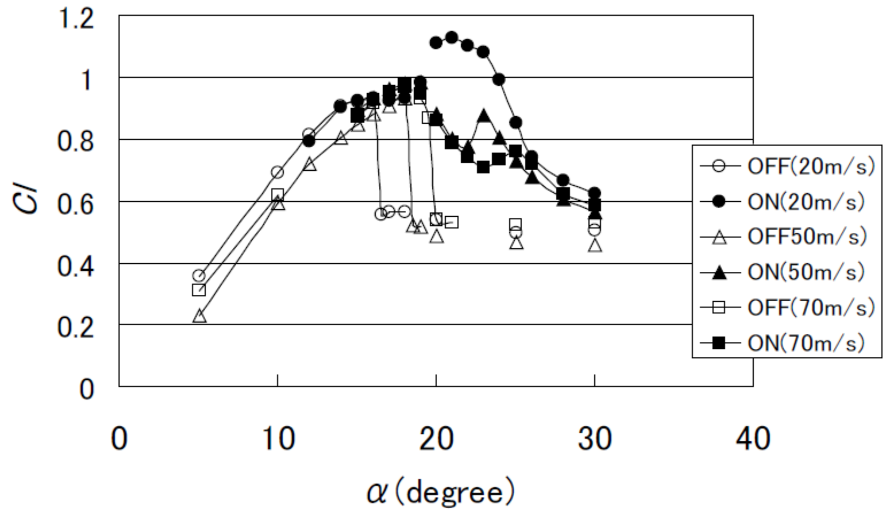


図 3.3.12　各風速における迎角と揚力係数の関係

次にプラズマ ON した場合の迎角の変化に対する C_p分布の変化を調べた。U = 70 m/s においても負圧面側で計測した熱膜流速計信号に明瞭な周期構造が認められなかったため，迎角を失速直後の 21°に固定したままパルス変調周波数を変えて，揚力係数の変化を調査した。図 3.3.10 に示す結果から、70m/s の最適制御条件としてパルス変調周波数 900 Hz (デューティ比 10%)を設定した。ここで、駆動電圧 4 kV$_{0p}$では十分な剥離抑制効果が認められなかったため、70 m/s 時は駆動電圧を 5 kV$_{0p}$に上げげた。放電入力は約 5 W であった。

プラズマ ON での静圧分布の変化を図 3.3.11 に示す。プラズマ OFF で前縁剥離した迎角 20°を超えて 25°辺りに至るまで負圧面側前縁寄りの C_p分布には負のピークが認められ，28°でようやくほぼ平坦な分布となることがわかった。70 m/s のパルス変調制御時の静圧のばらつき誤差は平均 12.7Pa (平均静圧の 3.5%程度)であったが、プラズマ OFF 時の C_p分布とは誤差範囲を超えて明らかな違いが認められる。

以上の結果から、70 m/s (= 252 km/h)という高速域においても、パルス変調による前縁剥

離流れの制御が可能であることが明らかになった。

なお今回の試験ではデューティ比 10%でプラズマを駆動しているので，50 m/s および 70m/s 時のパルス変調制御時には、それぞれ 2.1 周期および 1.7 周期の電圧波形しか無い。2.3 節で述べたシュリーレン計測の結果から、この時間帯では空気の密度変化は観測されるものの、誘起流と呼べるほどの流れは形成されていないと推定される。よって、パルス変調制御が前縁剥離流れ制御に効果的なのは，プラズマ放電電極から発生する誘起流の影響というより、もっと瞬時の外力による擾乱が影響していると推察される。

各主流速度における揚力係数の変化を図 3.3.12 に示す。前述のように主流速度 20 m/s（$Re=2.3\times10^5$）でプラズマ OFF 状態の場合は迎角 16.5°で失速して急激に揚力係数が低下し、それ以上の迎角では揚力係数は 0.5 程度に保持されるようになる。一方、パルス変調制御でプラズマ ON（f = 200 Hz、デューティ比 = 10%、ストローハル数 $St = fc/U = 1.8$）した場合は、急激な失速はみられなくなり、迎角 22°で最大揚力を取り、その後迎角の増大とともに緩やかに揚力係数が減少していくパターンとなる。

主流速度 50 m/s（$Re = 5.5\times10^5$）でプラズマ OFF の場合は 20 m/s の場合よりも失速角がいくらか高迎角側に移るものの、迎角 18.5°で失速し急激に揚力係数が低下する。それ以降で揚力係数が 0.5 程度に保持されるのは 20 m/s の場合と同様である。一方、パルス変調制御でプラズマ ON(f = 700 Hz、デューティ比 = 10%、St = 2.5)した場合は，プラズマ OFF 時の失速角を過ぎても揚力係数が急激に低下することはなく緩やかな変化を示すようになる。

主流速度 70 m/s ($Re = 7.6\times10^5$）の場合も，プラズマ OFF 状態の場合は、Cl は失速角である 20°付近まで増大した後急激に低下し、それ以降の迎角では Cl =0.5 程度を示す。これに対してパルス変調制御でプラズマ ON(f = 900 Hz、デューティ比=10%、St = 2.3)した場合は、プラズマ OFF 時の失速角を過ぎても揚力係数が急激に低下することはなく、迎角の増大に対して緩やかな減少傾向を示すようになる。

本研究で用いた NACA0015 翼型は薄い対称翼であるが、迎角変動が激しく頻繁に失速角に到達する風車においては、薄翼のもつ急激な揚力係数変化をともなう失速特性により、翼や風車全体に大きな荷重変動を引き起こす。そこで、急激な揚力係数変化を緩和できる、風車専用の翼型が開発されてきている。風車用の翼型には NREL の S8XX 翼や、デルフト工科大学の DU 翼等があり、翼厚が厚く鈍頭なものが多い。しかし、これらの翼型は、高迎角での揚力係数変化を少なくした分、揚力の絶対値を犠牲にしている。プラズマによって、薄翼の高迎角での揚力特性を緩やかにすることができれば、より軽くしなやかな風車翼が実現でき、風車の大型化に貢献することが可能になる。

なお、先行研究での知見での最適変調条件は St = 0.5～1.0 程度であるが、今回の実験では St＝2 前後に好適条件が認められ､最適範囲を決める機構については今後の解明が待たれる。

本実験により、パルス変調制御した誘電体バリア放電プラズマによって主流速度 70 m/s (=252km/h)という高速条件においても剥離流れの制御が可能であることがあきらかになった。70 m/s という速度域は大型風車の先端速度に匹敵する速度であり、航空機の着陸速度に相当する。今回の試験における入力電力は 70 m/s 試験時でも放電電極長 1m 辺り 13W 程度であり，小さな電力で高速流れを制御ができることは工業上極めて有効な制御技術である。

3.4 風車翼型に対する効果

ここまでは NACA0015 翼に対する効果を検証してきたが、次に、風車用に開発された翼型に対する効果を検証した。風車用翼型の例として、ここでは米国再生可能エネルギー研究所（NREL）の開発した S825 翼を使用した。

風洞は定格風量 115m^3/min、定格圧力 9.8kPa のエッフェル型風洞であり、風洞出口に試験部を設置した。試験部は幅 800mm、高さ 1200mm であり、内部に金属製の試験翼を設置した。翼の迎角を大きくしたときのブロッケージの影響を避けるため、試験部は上下壁を設けない構造である。試験装置の構成を図 3.4.1 に示す。

試験翼はアルミ製の翼幅 800mm、翼弦長 400mm の NREL825 翼型である。スパン中央周囲にはφ0.5mm の静圧孔が全周にわたって設けられている。静圧計測には多点圧力センサ（スキャニバルブ製 ZOC33）を用いた。500μs 間隔で静圧孔 1 点あたり 256 点の計測を 5 フレーム繰り返し、合計 1280 個のデータを測定し、時間平均値を求めた。また、翼後流域の速度分布を、各迎角条件ごとに熱線風速計(Dantec 社製 Streamline)により計測した。センサーには I 型の熱膜プローブ(HR21)を用い、3 軸のトラバース装置(Dantec 社製 41T333)を用いて計測した。迎角 0°のときの後縁から下流側に 200mm(0.5c)の位置で、縦方向にトラバースして 106 点計測した。サンプリングは 5kHz とし、2048 回の計測値を平均化して 1 点のデータとした。

翼の前縁には図3.4.2 に示されるようなバリア電極が構成されている。誘電体として 20mm×800 mm で厚さ 250μm のポリイミドフィルムを用い、露出電極として厚さ 25μm のポリイミドに 2mm×800 mm で厚さ 21μm のパターンをエッチングで形成したものを用いた。アルミの翼体自体を接地極として使用した。この場合、露出電極の両端で放電が点弧してしまうので、露出電極の正圧面側の端部をポリイミドテープで被覆して放電がつかないようにした。翼体、誘電体、露出電極間を、それぞれ厚さ 50μm の両面テープで固定した。露出電極の下流端は翼の前縁と一致するように設置されており誘起噴流は前縁から負圧面側に沿って吹き出される。

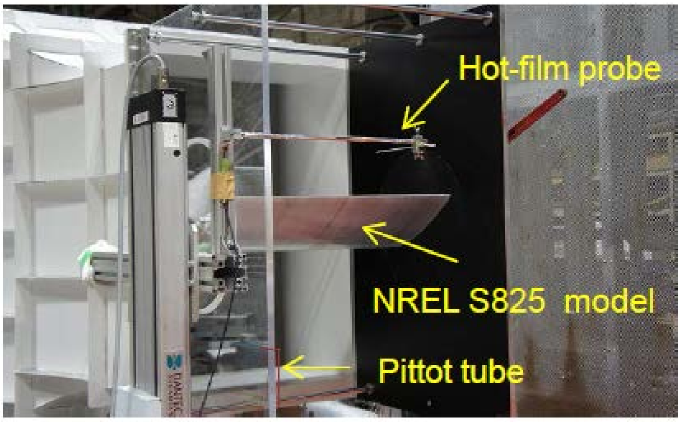


図 3.4.1　風洞試験装置の構成

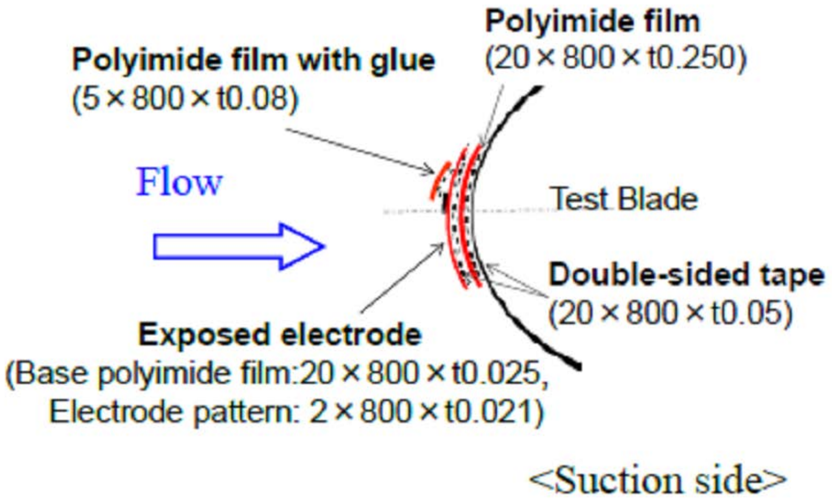


図 3.4.2　電極構成

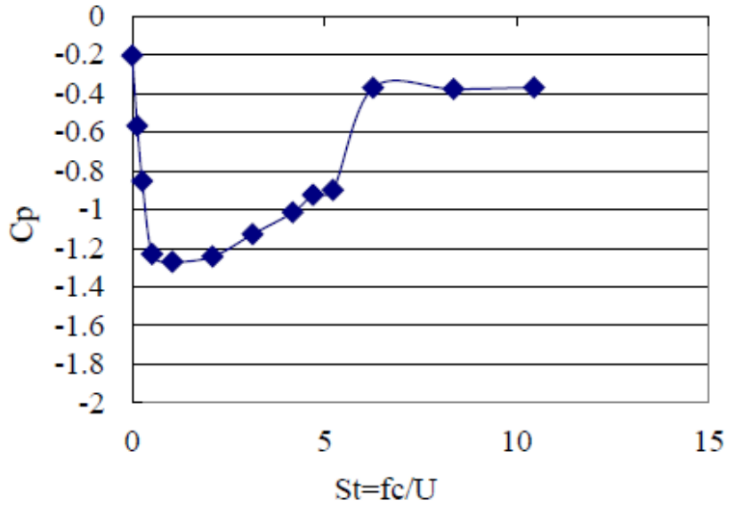


図 3.4.3　モニタ点の C_pへの *St* 依存性

電圧 5.5kV$_{0p}$、基本周波数 15kHz の両極性パルス電圧に、低周波のパルス変調を加え、デューティ比は 10%とした。

パルス変調の変調周波数条件を定めるために、*Re*=7.5×10^{5}で、失速角である迎角 26°に おいて、負圧面の上流側から 3 点目の静圧孔（電極が被らない最前列）の静圧をモニタして、変調周波数をサーベイした。図 3.4.3 に結果を示す。*St*（=*fc*/*U*）が 0.5〜2 で C_pが最低になっていることが分かる。この結果から、今回の試験は、St=0.5 で実施した。

揚力係数は表面圧力の鉛直方向成分を翼周り全体にわたって積分して求めた。電極を設置した前縁部については圧力を計測することができないので、前後の静圧孔の平均値を用いた。迎角を増大方向に増加させながら、各迎角での静圧を計測して揚力係数を求めた。

主流速度は 32m/s、42m/s、レイノルズ数は 7.5 および 9.1×10^{5}である。試験部入口中央で計測した乱れ度はそれぞれの速度で 0.56%および 0.98%であった。

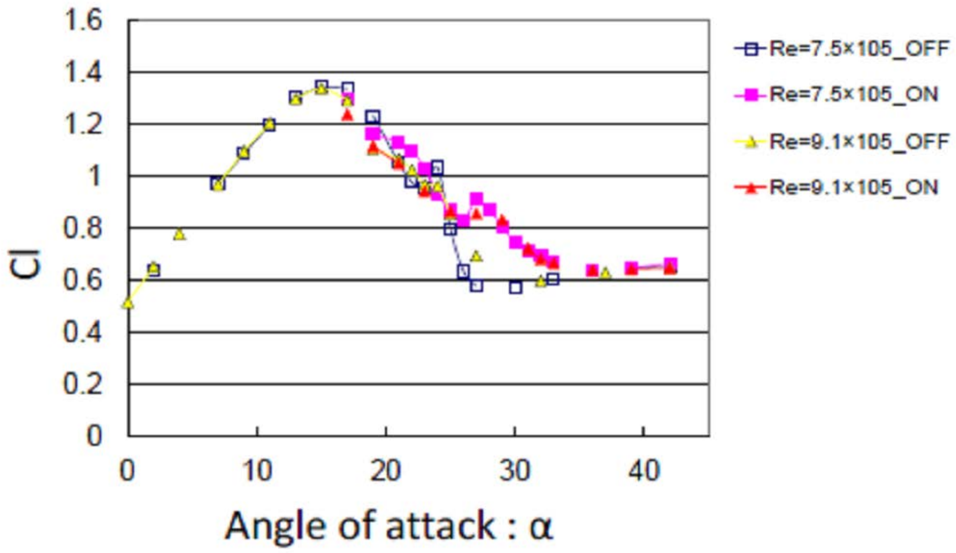


図 3.4.4　S825 における剥離抑制効果

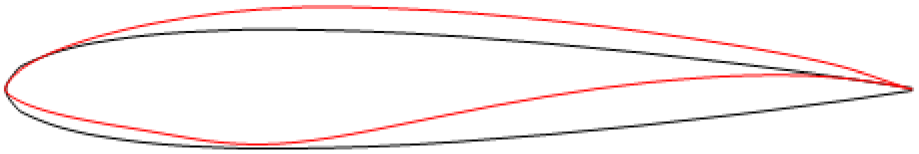


図 3.4.5　NACA0015（黒）と S825（赤）の翼型の違い

図 3.4.4 に両レイノルズ数での結果を示す。いずれのレイノルズ数でも最大揚力は 15°で あり、17°以降で揚力係数は低下してくる。このとき翼面静圧分布から、後縁剥離が生じていることが確認できた。

図 3.4.5 に、NACA0015 と S825 の翼型の比較を示す。S825 は NACA0015 に比べて、前縁剥離しにくいように設計されている。しかし、26～27°では、揚力係数が急激に低下し、このとき翼面静圧分布から、前縁剥離が発生していることを確認した。

プラズマを ON にすると、26°より低い迎角では効果はあまり見られないが、26～36°の範囲において、揚力係数の大幅な改善が見られた。

今回の試験によって、このような後縁失速型の翼型においても、迎角が大きくなると前縁剥離が生じること、剥離が生じれば、大型風車のレイノルズ数範囲でも、プラズマによって揚力特性が大きく改善されることが判明し、大型風車への適用可能性があると言える。

次に、プラズマ気流制御の、抗力に対する効果を調べる。最も抗力算出への影響の大きい前縁の静圧孔が電極でふさがれている状態で、抗力係数を表面圧力だけから求めることはできない。そこで今回は、後流の速度分布を計測することにより、後流速度欠損に対するプラズマの効果を見積もった。

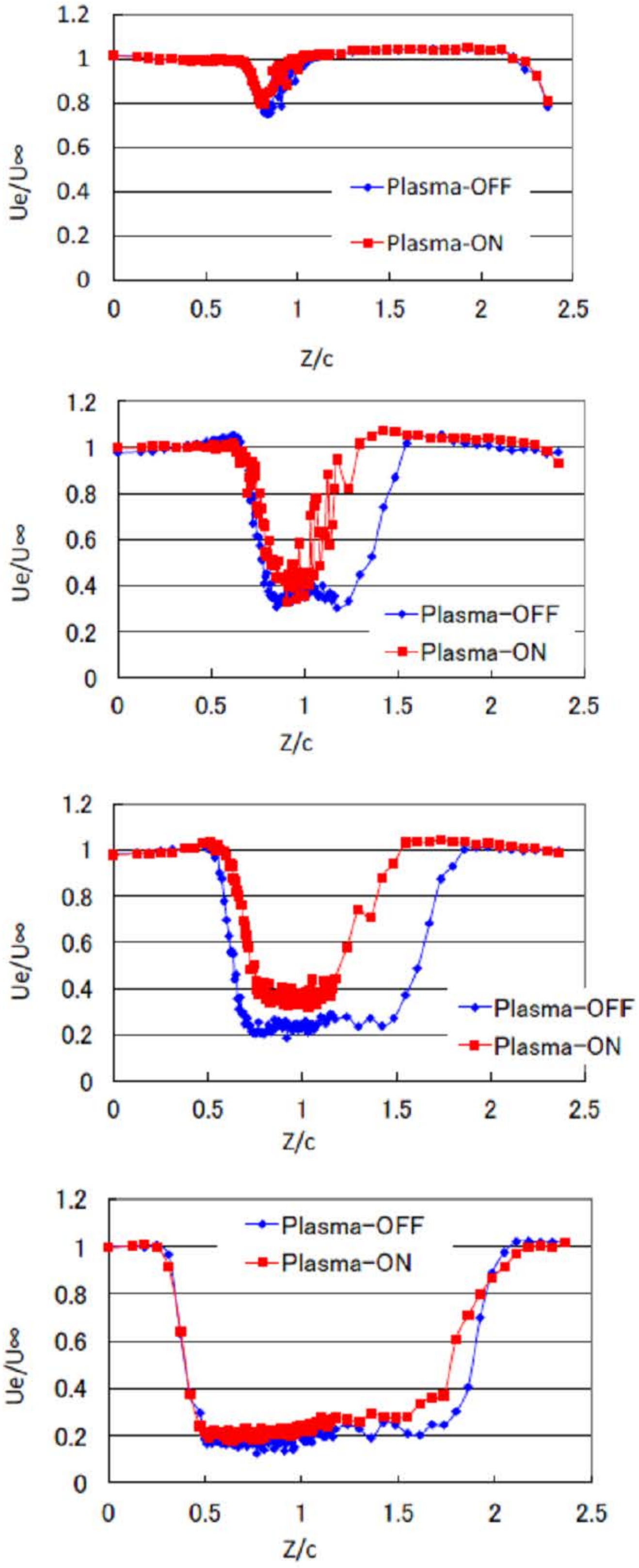
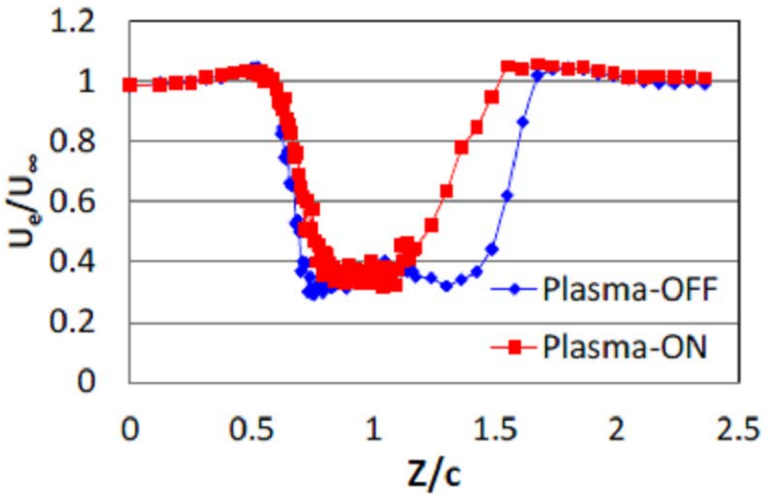


図 3.4.6　プラズマによる速度欠損縮小と迎角依存性
（Re=7.5×10^5、上からα=16°、22°、26°、40°）

図 3.4.6 は、レイノルズ数 7.5×10^5、迎角 16°で、トラバース計測した、後流の速度分布である。後流速度 U_eを、試験部入口でピトー管で計測した一様流速度 U_∞で規格化してある。Z は高さ方向の位置を示す。迎角 16°でプラズマ ON と OFF を比較すると、わずかに ON のほうが速度欠損領域が縮小している。迎角を大きくしていくと、プラズマ ON で、速度欠損領域が縮小しているのが明らかである。

同様に、レイノルズ数 9.1×10^{5}での計測結果を図 3.4.7 に示す。このレイノルズ数領域においても、プラズマ ON による速度欠損領域の縮小が見られ、プラズマによって抗力を低減することが可能であると言える。



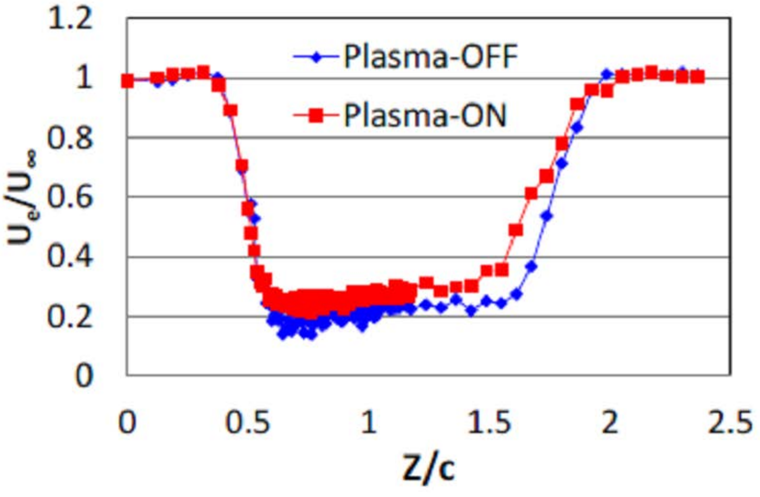


図 3.4.7　プラズマによる速度欠損縮小と迎角依存性
（Re=9.1×10^5、上からα=26°、34°）

以上をまとめると次のようになる。2 次元 NREL S825 翼に対するプラズマ効果を、主流速度 32、42m/s（レイノルズ数 7.5、9.1×10^5）の風洞実験で調べ、以下の結果を得た。

1) レイノルズ数が 9.1×10^5 のレベルでも、プラズマによる揚力向上が可能である。
2) 電極を前縁につけた場合は、後縁剥離に対してはプラズマ効果は見られない。
3) 剥離抑制に対しては、最適なパルス変調周波数が存在する。
4) プラズマ ON では、プラズマ OFF に比べて、後流欠損の幅が顕著に低減する。このことは、S825 に対しては 9.1×10^5 の高レイノルズ数でも、揚力向上だけでなく、抗力低減の効果も期待できることを示している。

3.5 動的流れ場における効果

ここまでは静的な流れにおいて、プラズマの効果を検証してきたが、風車まわりの流れは、変動する動的流れである。プラズマが動的失速に対しても効果を発揮するならば、風車の荷重低減に大きく寄与する可能性がある。そこで次に、迎角を動的に振動させた動的流れ場における効果を調べるための風洞実験を、宇宙航空研究開発機構（JAXA）と共同で実施した。

風洞は JAXA の、2m×2m 低速風洞を使用した。翼の振動中心を床面から高さ 750mm に設定し、風速は 10～50m/s の範囲で変えて計測した。

試験翼はアルミ製の翼幅 1000mm、翼弦長 200mm の NACA0012 翼型である。非定常表面圧力を計測するため、模型のスパン中央表面に、高速応答圧力センサを 26 点配置した。模型は翼端部で支持され、ステッピングモータを用いて迎角を 0.1～10Hz で振動させることができる。振動中心迎角を 15°、振幅±10°とした。試験装置の構成を図 3.5.1 に示す。

翼の前縁には図 3.5.2 に示されるようなバリア電極が構成されている。誘電体としてカプトン®テープを用いた。

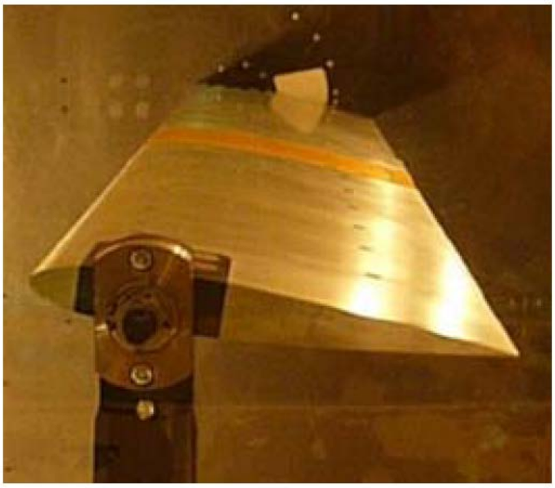


図 3.5.1　試験翼

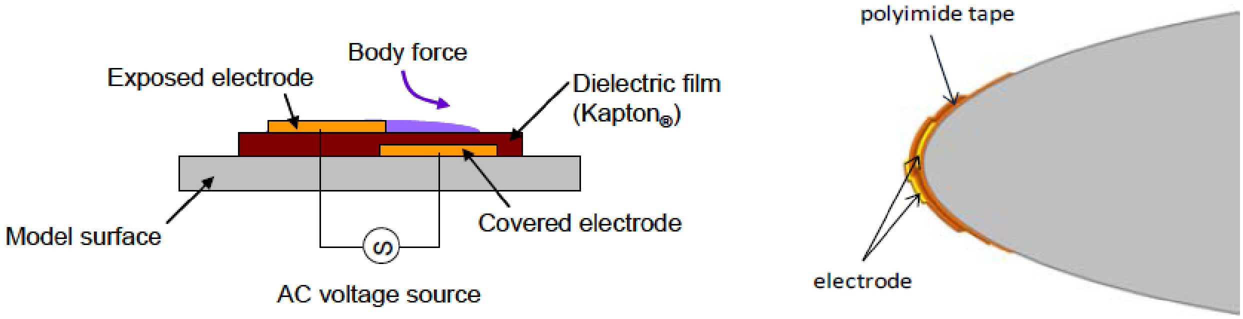


図 3.5.2　プラズマ電極
左：電極構成、右：前縁への取付け構成

印加電圧は、ファンクションジェネレータからの信号をアンプとトランスで増幅して生成した。印加電圧条件はパルス変調とし、電圧 3.25kV$_{0p}$、基本周波数 7kHz の正弦波に、低周波のパルス変調を加え、デューティ比 10%とした。変調周波数は St=1 固定とした。周期的に振動する模型に対して、角度センサで模型の姿勢をモニタし、トリガ信号を生成することで、同じ位相でプラズマが ON するようにした。

JAXA の 2 次元の時系列 PIV システムを用いて、空間速度場の計測がなされた。PIV 計測条件を表 3.5.1 に示す。図 3.5.3 に示すように、風洞試験部の天井にレーザを含むレーザシート光学系が設置され、試験部天井の窓からレーザシートを入射し、高速度カメラを用いて、試験部側方の窓越しに粒子画像を取得した。角度センサより送られるトリガ信号で画像取得を開始することにより、データ取得開始時の模型振動迎角を一定とした。計測面は、翼スパン中心とした。模型回転機構部が視野に入るため、前縁側と後縁側の 2 断面に分けて計測を実施した。取得した画像は、商用 PIV ソフトによって解析された。表 3.5.1 中の PIV 解析パラメータを用いて、速度ベクトルを算出した。

表 3.5.1　JAXA の PIV 計測システムの解析条件

光源	高繰返しダブルパルスNd:YAG レーザ (LEE LASER 社製、LDP-200MQG DUAL DIODE PUMPED LASER、 波長：532nm、出力：10mJ/pulse (10kHz 時))
ダブルパルス発光間隔Δt	風速に合わせて調整(10~50μs)
高速度カメラ	Vision Research 社製、Phantom V710
空間速度場のサンプリングレート	1kHz
取得画像のサイズ	1280pixel×800pixel
解析ソフト	LaVision 社、DaVis 7.2
PIV解析パラメータ	相関窓サイズ32pixel×32pixel、50%オーバーラップ 2 回反復計算(window deformation 有り)

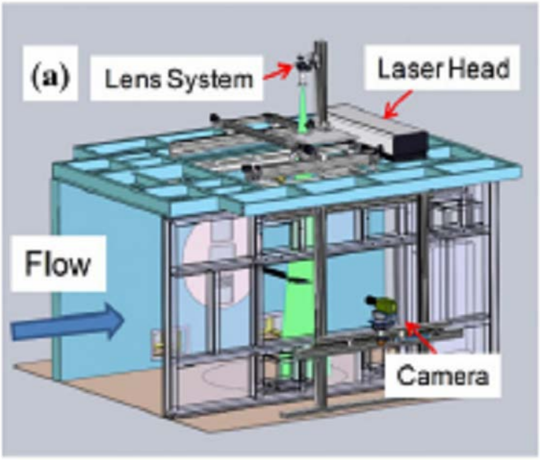
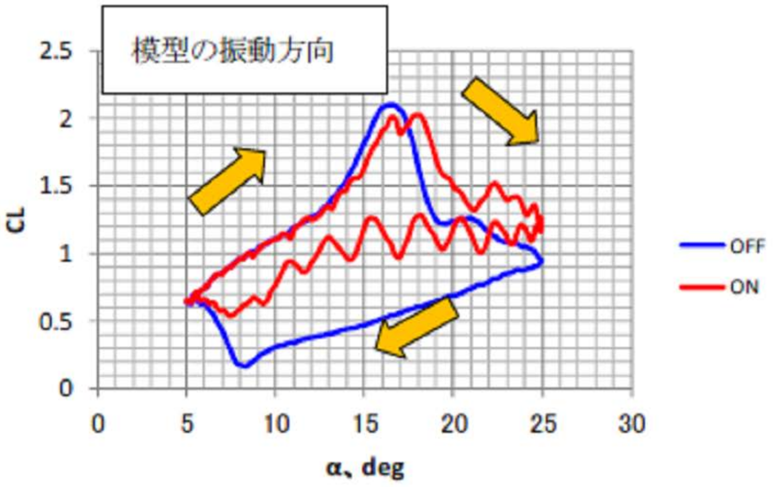


図 3.5.3　PIV 計測システム外観

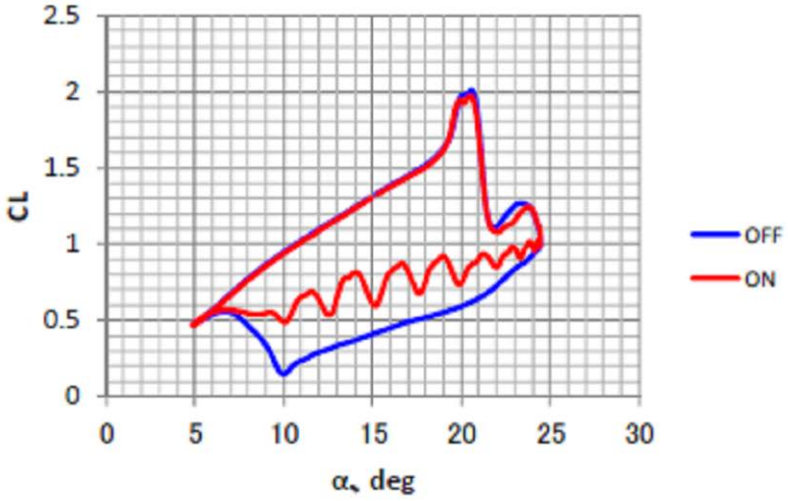
揚力係数は表面圧力の鉛直方向成分を翼周り全体にわたって積分して求めた。

揚力改善効果の速度依存性について調べた結果を図 3.5.4 に示す。矢印は模型姿勢の進行方向を示す。揚力の 1 周期分の積分値に関してプラズマ ON と OFF を比較すると、10m/s の低速で 25%の増大となっている。流速 50m/s でも約 10%の効果がある。プラズマの効果は、最大迎角から迎角が減少するとき、すなわち、失速している期間に、プラズマの効果が強く表れる。

プラズマによる揚力改善効果の変調周波数依存性を調べるため、変調周波数を変えて実験を行い、ストローハル数で整理した。流速 10、40、50m/s のいずれの条件においても図 3.5.5 のようにストローハル数が 0.5 の時に最大ピーク値をとる。よって、本試験条件において動的失速流れ場を最も効果的に制御するためには、*St*=0.5 の流体変動（渦放出）を実現するようにプラズマを制御すれば良いといえる。



(a)U_∞=10m/s, f=25Hz



(b)U_∞=50m/s, f=125Hz

図 3.5.4　動的失速時の揚力係数へのプラズマの効果

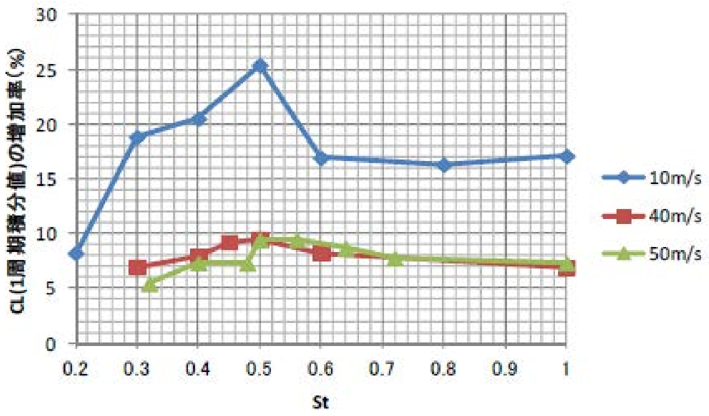


図 3.5.5　動的失速時の揚力係数へのプラズマ効果の *St* 依存性

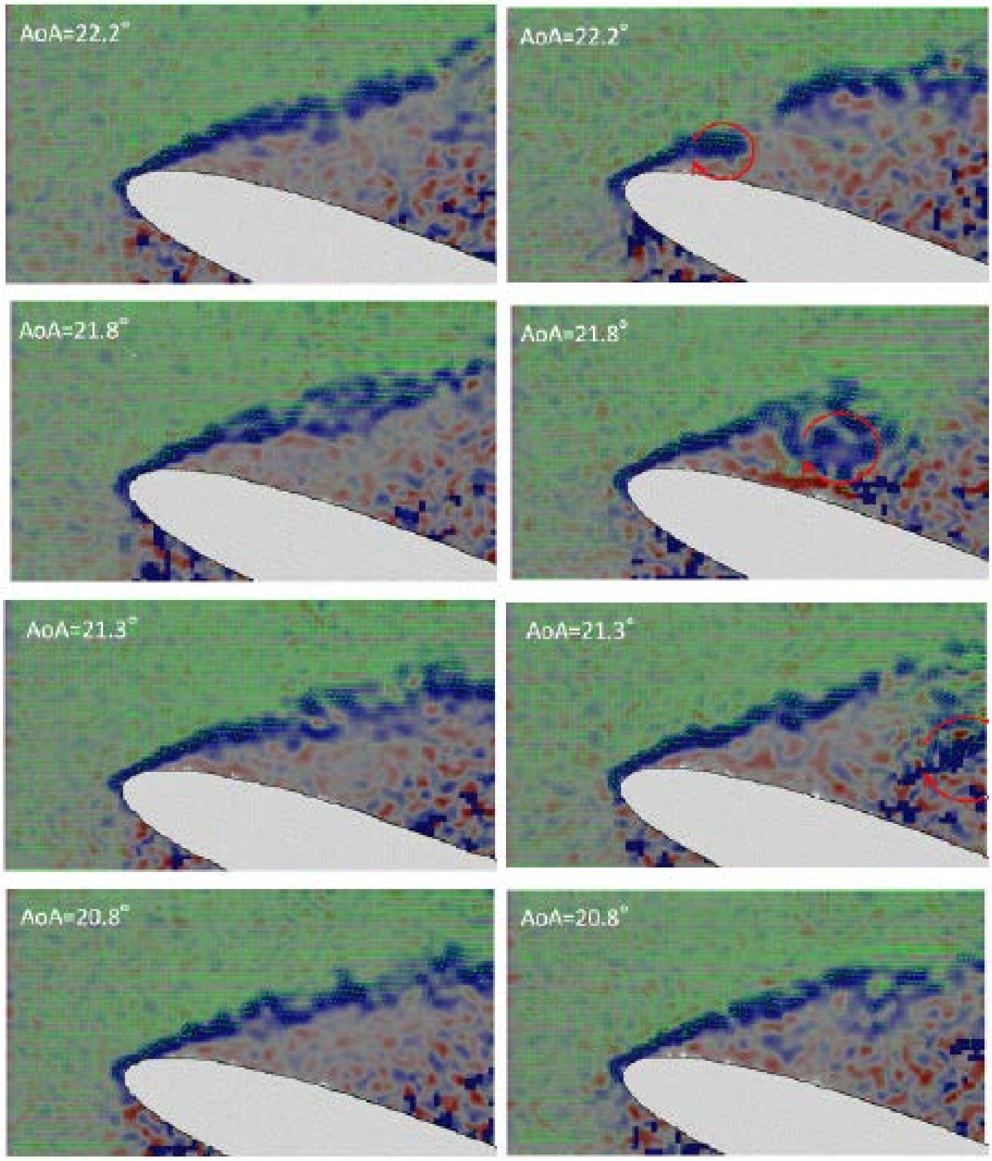


図 3.5.6　PIV 計測でとらえられた横渦放出(U_∞=20m/s、f=50Hz)

左：プラズマ OFF、右：プラズマ ON

提供：宇宙航空研究開発機構　満尾和徳殿 [満尾他, 2012]

PIV 計測結果を図 3.5.6 に示す。図には、各格子点の速度をベクトル（緑）で、渦度を背景の着色（右回りを青、左回りを赤）で示した。プラズマを ON にすると、それと同期して翼の前縁から渦が放出されることが判明した。前縁で発生した渦は、下流に向かうに従って渦度が小さくなりなるものの、後縁まではっきりとした渦を形成している。なお、渦の発生は最大迎角から最小迎角に模型が姿勢を変えるときにのみ見られ、圧力分布の結果と対応している。すなわち、渦が発生すると揚力が増加し、渦が後縁に達すると揚力が減少する。プラズマによって発生する渦により、境界層での速度混合が進み、主流の運動量が翼面付近に引き寄せられ、翼上面の表面圧力が低下する。その結果、翼の揚力が改善されるものと考えられる。

一般に、動的失速においては、迎角が増大し静的な失速角を越える際に、動的失速渦（DSV）と呼ばれる大規模な渦が発生することが知られている。図 3.5.4(a)の揚力係数の動的変化において、迎角 16°付近で揚力係数が急に増大しているのは、この DSV によるものである。つまり、動的失速渦は、揚力係数を引き上げるだけの大きな負圧を持っている。通常の失速現象においては、DSV は、付着から剥離になる際に 1 回だけ放出される。この DSV を何度も発生させて定常的に揚力を利用できれば有効である。DSV を何度も発生させる手法として、昆虫の飛翔メカニズムが参考になる。蝶は、はばたくことによって、前縁で強い渦を発生させ、自身の頭上にできた DSV の渦輪で、自身を引き上げているといわれている [渕脇,田中, 2013]。

図 3.5.6 で確認したプラズマによる横渦発生は、蝶が利用しているような減圧をもった横渦を、はばたかずして繰り返し発生させることができており、昆虫の飛翔メカニズムを真似た、先進的なコンセプトといえる。

以上をまとめると以下の結論となる。

1) 周期的に振動する翼模型のプラズマによる揚力改善効果を調べた。その結果、U_∞=10〜50m/s の範囲で 10%程度の効果があることが実証された。
2) 振動する模型の最大迎角の姿勢から最小迎角になる過程で揚力改善の効果が顕著にみられた。
3) 揚力改善効果はプラズマアクチュエータ ON/OFF の変調周波数に強く依存することがわかった。気流の一様流速によらず St ＝0.5 を実現する制御が最も効果的であることが実証され、パルス変調周波数と流体現象の非定常強度（ストローハル数）との間に強い相関があることがわかった。
4) 時系列 PIV 計測から、プラズマを ON にすると剥離せん断層に沿って渦が発生するのが確認された。渦の減圧によって、または、渦により主流の運動量が翼面付近に引き寄せられることによって、翼上面の表面圧力が低下し、揚力が改善されるものと推定される。

3.6 回転場における効果

ここまでで、静的な流れだけでなく、動的な流れにおいても、プラズマの効果が期待できることがわかった。次に、3 次元の流れに対してもプラズマが効果を発揮できるかどうか、小型風車を用いた風洞実験で検討する。

風洞は定格風量 1200m^3/min、定格圧力 11.8kPa のエッフェル型風洞であり、風洞出口に試験部を設置した。試験部は幅 1600mm、高さ 1600mm である。風洞の風速は、ピトー管と熱線流速計を用いて計測した。

図 3.6.1 に示す直径 1.56m の小型風車(A-Wing International Co.Ltd,PS3-K32B)を、風洞出口から 0.77m 下流に設置した。風車の回転数はロータリーエンコーダで計測し、発電機負荷として、2Ω のエレマ抵抗を接続した。風車の出力は、抵抗両端の電圧と電流の積で評価した。主流速度は、風車回転数 0rpm のときの試験部入口で計測して 4.5〜12.5m/s とし、ヨー角 0、15、30° でのパワーカーブを作成して比較した。

翼の前縁にバリア放電電極を構成した。誘電体として厚み 210μm のポリイミド複合樹脂を用い、露出電極として厚み 21μm、内挿電極として厚み 80μm の銅テープを使用した。翼のスパン全体に放電をつけるため、各翼には、長さ 20cm の電極を 3 本直列に設置した。図 3.6.2 に、点弧中のプラズマの様子を示す。

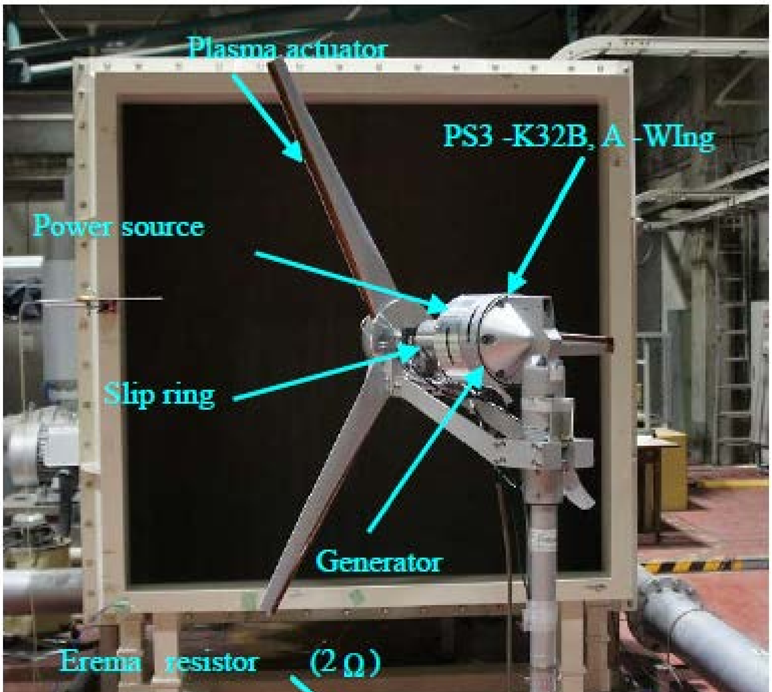


図 3.6.1　風洞出口に設置された小型風車

図 3.6.2　翼上に生成されたプラズマ

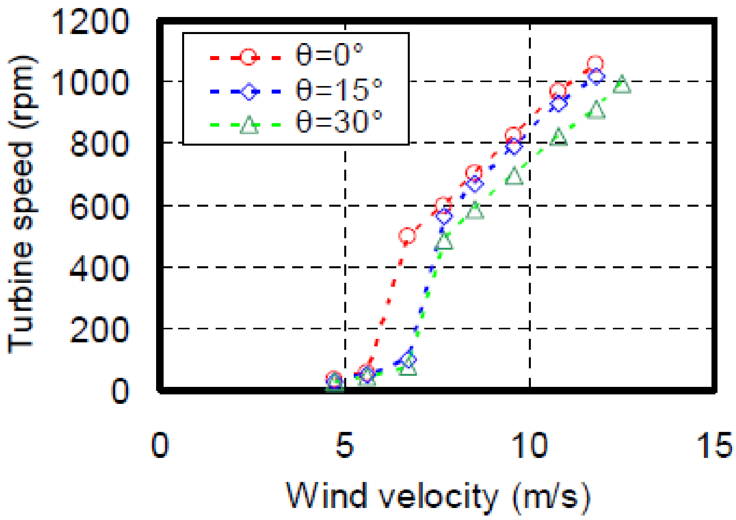


図 3.6.3　パワーカーブのヨー角依存性

プラズマ電源は、風車の回転軸上に設置し、外部からスリップリングを通して AC100V を供給することで駆動できる。同じく軸上に設置されたトランスから、プラズマ電極に高電圧が印加される。印加電圧条件はパルス変調制御とし、電圧 4-5kV$_{0p}$、基本周波数 15kHz の両極性パルス電圧に、低周波のパルス変調を加え、デューティ比 10%とした。

まず、ヨー角 θ を 0、15、30° と変えた場合の風車のパワーカーブを比較した。風車の停止状態から徐々に風速を増加させて、パワーカーブを作成した。図 3.6.3 に結果を示す。この風車のオリジナルのカットイン風速は 1.5m/s であるが、改造にともない追設したスリップリング等の影響で 4.5m/s に増加している。ヨー角が大きいほど、パワーカーブが低下しているのは、ロータ面に垂直に入る風速成分が減少するためである。

ヨー角 0° で風速を徐々に増加させると、5.5m/s までの間は、風車の回転数が 30～50rpm で維持され、それ以上増加してこない。風速が 6.5m/s になると、回転数が加速度的に増加して、数百 rpm の通常運転状態に到達する。回転数が 30～50rpm の状態の、翼素の迎角を計算して見ると、30° 以上になっており、翼型の失速角を 10° 以上越えた状態になっていることがわかった。この状態を「失速回転」と呼ぶことにする。ヨー角 15° と 30° では、

風速 7.5m/s まで失速回転が続く。失速回転から定常回転になると、翼素の迎角は十分に小さくなり、風車の設計状態となる。

このような失速回転は、ロータの起動トルクが大きい場合に陥る現象である。起動トルクが小さく、風速が 0 から緩やかに増加してくれば、回転数が徐々に増加することで、翼素の迎角は失速しない範囲で推移する。しかし、起動トルクが大きく、風速の増加が急な場合は、回転数が風速に見合った回転数に到達する前に風速が増加してしまい、翼素に対する迎角が大きくなって失速する。失速すると回転数が上がらなくなるので、さらに迎角が大きくなる。この状態を回避するには、一旦風速を下げて再度徐々に風速を上げていくか、一旦風車の負荷を減らして発電機トルクを下げて回転数を増加させる必要がある。自然の風は変動が激しいため、回転数に対して風速が急激に増加する状況は頻繁に発生すると考えられ、今回の試験条件は、そのような風速急増の条件を模擬しているといえる。

次に、パルス変調の変調周波数条件を定めるために、失速回転を起こしている風速 4.5m/s と 5.5m/s で、パルス変調周波数を変えて風車の運転を行い、図 3.6.4 に示すように、300Hz 付近で回転数が最大になることがわかった。そこで、今回の試験は、すべて変調周波数 300Hz で運用することにした。

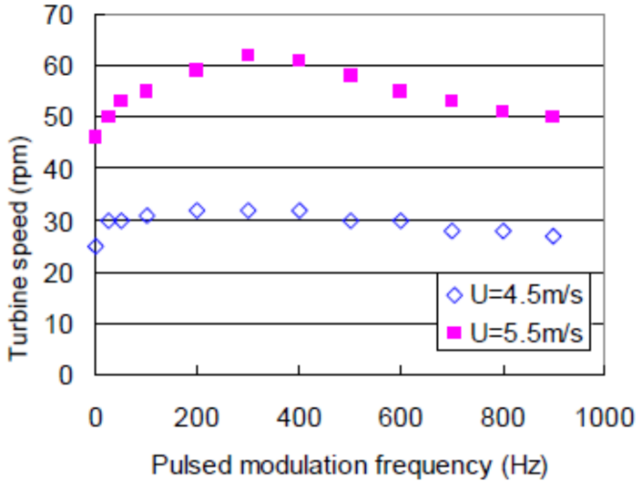


図 3.6.4　風速一定状態における回転数のパルス変調周波数依存性

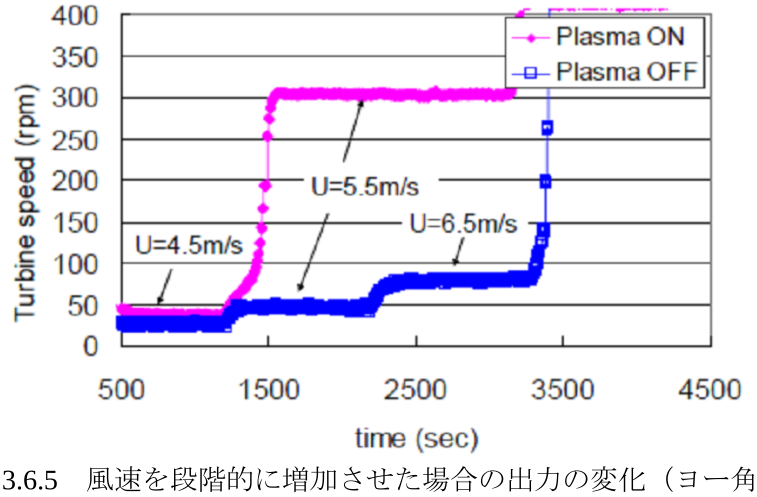


図 3.6.5　風速を段階的に増加させた場合の出力の変化（ヨー角 30°）

次に、風車の運転として最も厳しいヨー角 30°の条件で、プラズマの効果を調べた。結果を図 3.6.5 に示す。まずプラズマ OFF で風速を徐々に増加させた。風速 4.5、5.5、6.5m/s、で失速回転を起こしている状態での回転数は 30、50、80rpm である。プラズマを変調周波数 300Hz、電圧 4.5kV$_{0p}$、デューティ比 10%で印加した場合は、風速 4.5m/s で 40rpm だったものが、風速 5.5rpm では 300rpm となり、風車の設計回転数に到達した。このときの放電電力は 2.85W/m であった。この結果は、3 次元的な回転場流れにおいても、プラズマによる前縁剥離抑制が可能であることを示している。

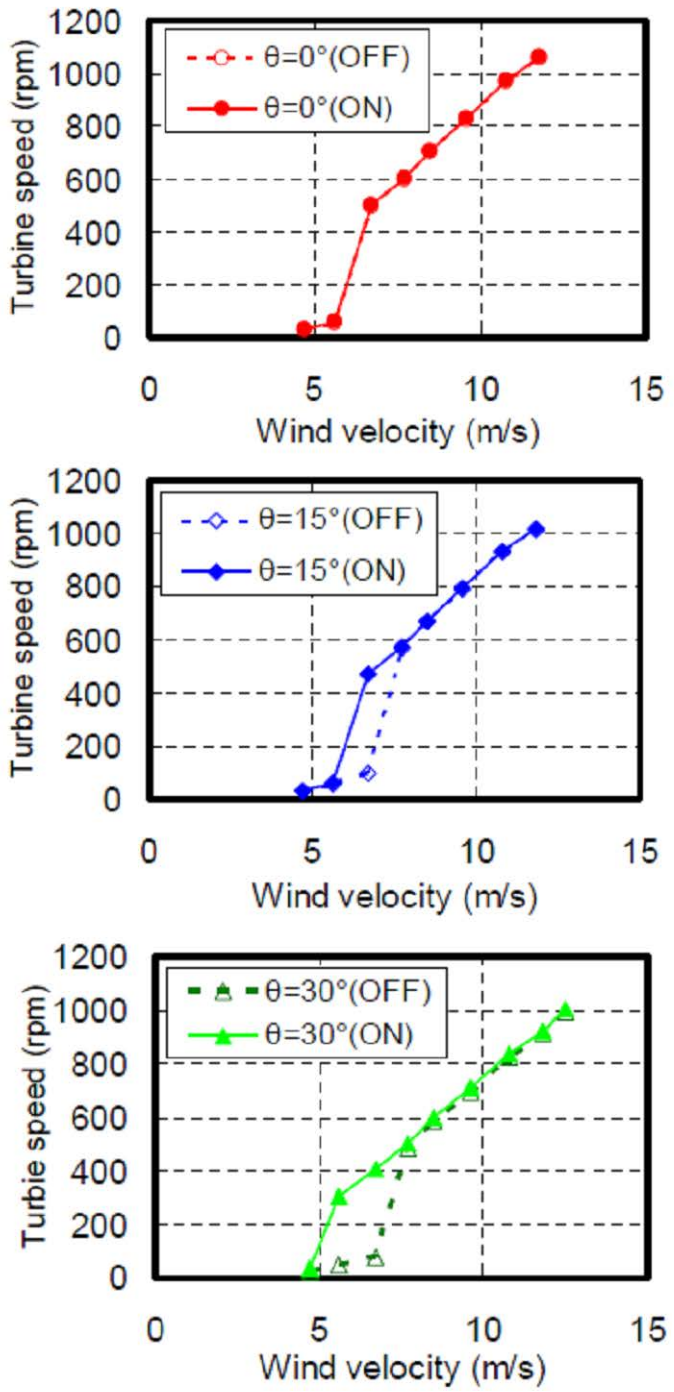


図 3.6.6　プラズマによる出力向上効果のヨー角依存性

ヨー角ごとの、パワーカーブへのプラズマ効果を図 3.6.6 に示す。ヨー角 0°では、プラズマの効果は見られないが、ヨー角 15°、30°では、プラズマによって顕著に特性が改善している。

次に、プラズマ ON の状態で、ヨー角は 30°に固定して、風速 4.5m/s の失速回転状態にしておき、時刻 1200 秒で風速を 5.5m/s にした場合の回転数の増加傾向を、3 種類のプラズマ条件に対して調べた。変調周波数を 300Hz、電圧を 4.5kV に固定し、デューティ比を 2.5、5、10%とした結果を図 3.6.7 に示す。デューティ比 2.5%の状態では、風速を 5.5m/s (t=1200sec) にしてから、回転数が設計点まで増加するのに 700 秒以上かかっているが、デューティ比 5%と 10% では、風速を 5.5m/s にあげると速やかに設計回転数まで増加できた。

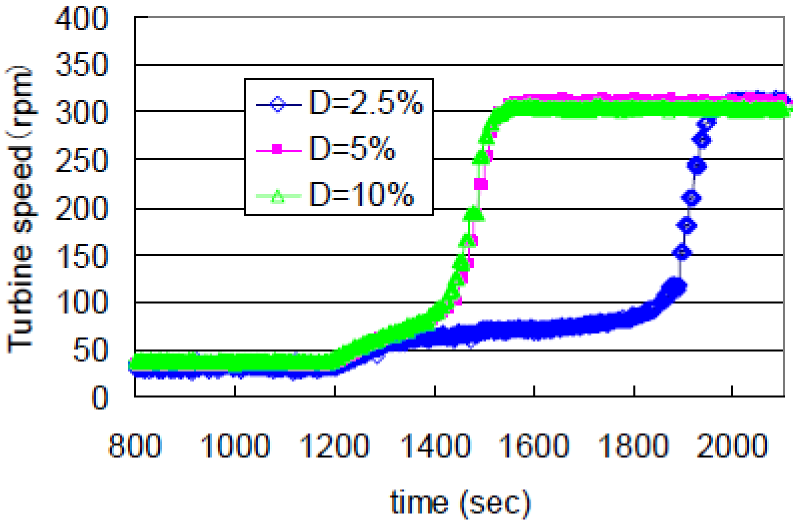


図 3.6.7　風車回転数へのデューティ比の影響（ヨー角 30°）

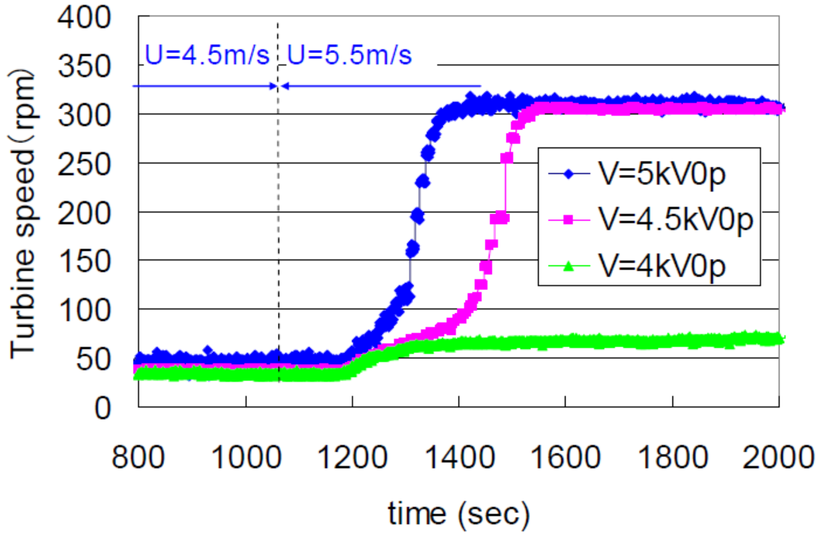


図 3.6.8　風車回転数への電圧の影響（ヨー角 30°）

図 3.6.8 は、印加電圧の影響を見たものである。ヨー角 30°で、プラズマ OFF では、風速を 7.5m/s まで上げないと、失速回転から抜けられなかった。変調周波数 300Hz、デューティ比 10%で、プラズマ電圧 $4kV_{0p}$の場合、風速を 6.5m/s にあげた時点で失速回転から離脱できた。電圧 4.5、$5kV_{0p}$の場合は、風速 5.5m/s でも失速回転から離脱できた。

今回の実験から、以下のような知見をえることができ、回転場においてもプラズマが剥離を抑制できることがわかった。

1) 回転場において翼上に安定にプラズマを形成することに成功した。
2) プラズマによる失速抑制で、失速回転に陥っている風車を設計回転数に引き上げることができる。
3) 電圧やデューティ比への依存性があることが把握できた。

3.7 結言

本章では、プラズマ気流制御の風車への適用検討にあたり、翼の前縁剥離の抑制の観点から、高速流れでの効果、風車翼型における効果、動的流れ場における効果、回転場における効果を風洞実験によって確認した。得られた結果の概要をまとめる。

（１） 前縁剥離における失速角の遅延効果は､連続放電よりパルス変調制御で顕著であり、失速後の揚力を引き上げ、失速における揚力係数の急減を緩和する効果がある。

（２） 上記の効果は、パルス変調制御に伴って、剥離せん断層から大規模な横渦が発生することにより発現している可能性がある。

（３） パルス変調周波数には最適値が存在し、今回の試験範囲では､$St=fc/U$ が 0.5～2 程度で最も効果が大きい。

（４） 主流速度が 70m/s、レイノルズ数が 10^6程度のレベルまで、前縁剥離に対するパルス変調制御の効果が認められる。

（５） 揚力向上だけでなく、後流欠損を緩和し、抗力を低減できる可能性がある。

（６） 剥離抑制は回転場中の翼に対しても適用が可能である

（７） 後縁剥離に対しては現状ではプラズマの効果は認められていない。

第 4 章　30kW 風車を用いたフィールド検証 (*4)

4.1 緒言

プラズマ気流制御の風車適用に関する既往研究では、2 次元風車翼に対する揚力向上効果や、小型風車を用いた風洞実験が実施されているが、実際の乱れの大きい風況下でも、揚力向上効果が得られるかどうか検証されていない。また、2 次元翼の剥離抑制効果が、3 次元非定常の流れ下での実際の風車性能に対して、どのような特性として現れるのか、示されていない。そこで、本章では、風車実機を用いたフィールド試験で、実風況下でのプラズマ効果を検証する。

(*4) 本章で記載する内容は、下記の各学会誌等にて報告したものである。

・日本風力エネルギー学会誌 [田中他,2014]、

・Proceedings of European Wind Energy Association Conference and Exhibition 2013 [Tanaka et al., 2013]

・第 41 回可視化情報シンポジウム講演論文集 [松田他, 2013]

・第 36 回風力エネルギー利用シンポジウム講演論文集 [田中他, 2014]

4.2 試験装置および方法

4.2.1 テストサイト

本実験は三重大学生物資源学部附属紀伊・黒潮生命地域フィールド・サイエンスセンター附帯施設農場にあるテストサイトで実施した。本サイトは三重県津市高野尾町に位置しており、初秋から春先まで、日本海側から琵琶湖・鈴鹿山脈を越えて吹き降ろす通称「鈴鹿おろし」と呼ばれる季節風が吹くが、今回の試験を実施した 2012 年 7 月～8 月にかけては、夏場のため風が弱く風向も不安定であった。

試験装置の配置は、卓越風上流側から下流側にむかって、上流風測定装置、供試風車、後流風測定装置の順である。供試風車に、プラズマシステムを搭載し、各装置の制御と計測は観測室にて行った。図 4.2.1.1 に、卓越風風上側から撮影したテストサイトの全景を示す。

図 4.2.1.1　テストサイト全景

4.2.2 供試風車

供試風車の正面図及び側面図を図 4.2.2.1 に示す。供試風車はロータ直径 10 m、ハブ高さ 13.38 m で、可変ピッチ機構、ヨー駆動機構を持つ 3 枚翼のアップウインド型水平軸風車である。ロータ翼のピッチ角制御機構はリンク機構を介しパワーシリンダによって駆動される。ヨーはナセルとタワーの間に取り付けたヨーモータによって駆動される。ピッチ角およびヨー角の制御は、制御室にある制御 PC から任意に操作できる。タワーは油圧シリンダによる可倒式であり、ナセルやハブへのプラズマ機器の搭載は、タワーを倒した状態で実施した。ロータに生じたトルクは増速機を介して 30 kW の誘導発電機に伝達される。増速機構は 4:15、5:12 の 2 段階で構成され、増速比は 1:9 である。トルクは、発電機軸に設置されたトルク検出器によって計測される。これに別途計測した空転トルク分の補正を行ってロータトルクとした。ロータ回転数は，誘導発電機の制御周波数を変化させることで制御できる。

図 4.2.2.2 に本研究に用いた供試翼を示す。供試翼は FRP 製中空構造のテーパねじり翼で、半径位置 1.361 m で DU91-W2-250、2.475 m で DU93-W-210、3.96 m より翼端側で NACA63-618 の翼型となっている。上記以外の翼断面は、翼型間を滑らかに補間して形状を定めてある。翼端から翼根までのねじり角は 12.15°で、翼端の設定ピッチ角は 0°とした。半径 4.7 m から先に設置されている翼端アタッチメント部をとりはずした状態（ロータ直径 9.4 m）で実験を行った。

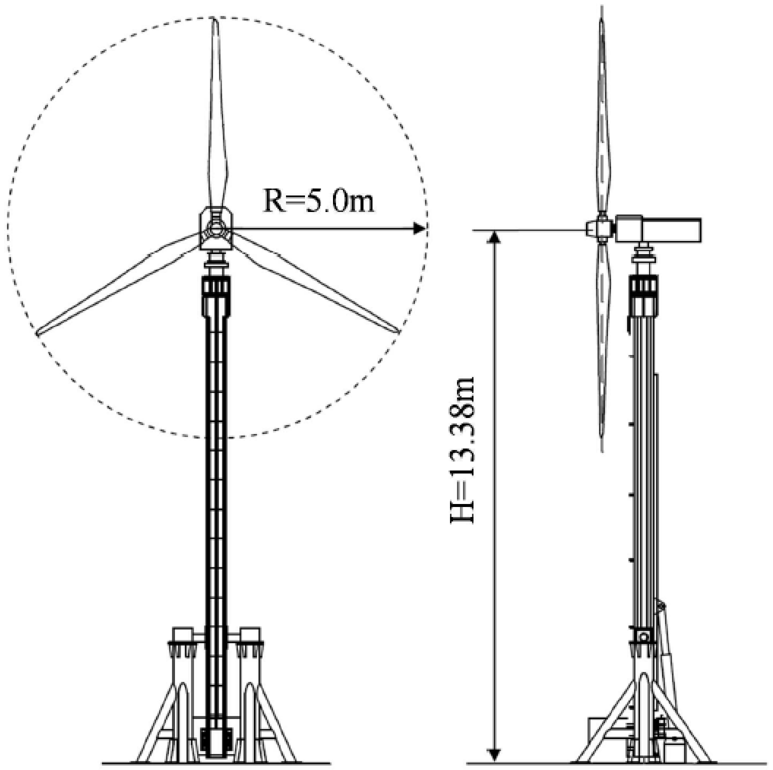


図 4.2.2.1　供試風車

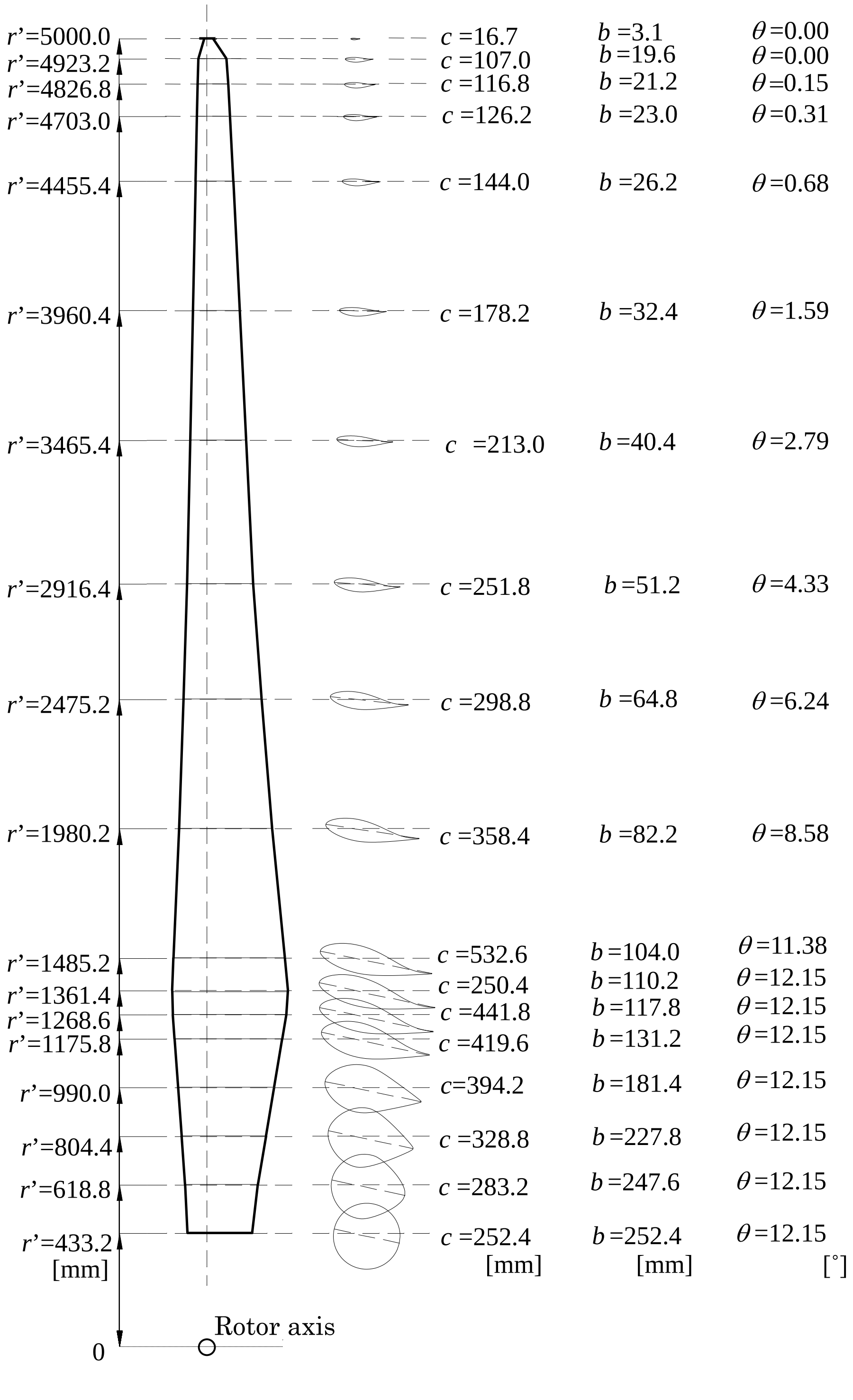

r’=5000.0
r’=4923.2
r’=4826.8
r’=4703.0
r’=4455.4
r’=3960.4
r’=3465.4
r’=2916.4
r’=2475.2
r’=1980.2
r’=1485.2
r’=1361.4
r’=1268.6
r’=1175.8
r’=990.0
r’=804.4
r’=618.8
r’=433.2
[mm]
0
Rotor axis
c =16.7 b =3.1 θ=0.00
c =107.0 b =19.6 θ=0.00
c =116.8 b =21.2 θ=0.15
c =126.2 b =23.0 θ=0.31
c =144.0 b =26.2 θ=0.68
c =178.2 b =32.4 θ=1.59
c =213.0 b =40.4 θ=2.79
c =251.8 b =51.2 θ=4.33
c =298.8 b =64.8 θ=6.24
c =358.4 b =82.2 θ=8.58
c =532.6 b =104.0 θ=11.38
c =250.4 b =110.2 θ=12.15
c =441.8 b =117.8 θ=12.15
c =419.6 b =131.2 θ=12.15
c=394.2 b =181.4 θ=12.15
c =328.8 b =227.8 θ=12.15
c =283.2 b =247.6 θ=12.15
c =252.4 b =252.4 θ=12.15
[mm] [mm] [˚]

図 4.2.2.2　供試翼

4.2.3 プラズマシステム

図 4.2.3.1 に、風車システムとプラズマ気流制御装置の装置構成を、図 4.2.3.2 にタワーを倒した状態で撮影したロータ部分の機器搭載状況を示す。ナセル下部にプラズマ発生用インバータを設置して発生させた交番電圧を、スリップリングを介して回転側に伝達し、ノーズコーン部分に設置したトランスで昇圧して放電電極に供給した。

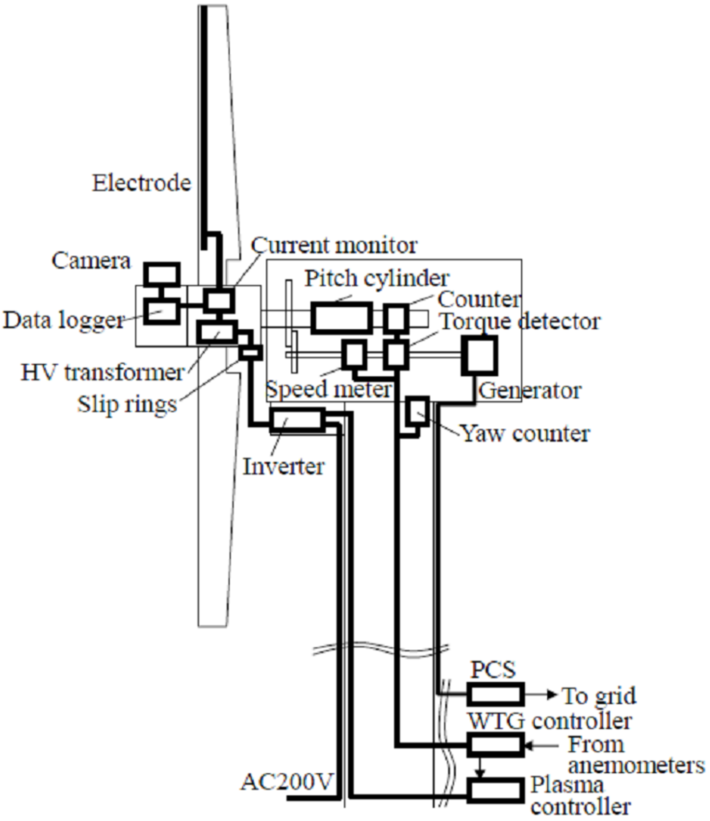


図 4.2.3.1　風車システムとプラズマ気流制御装置の構成

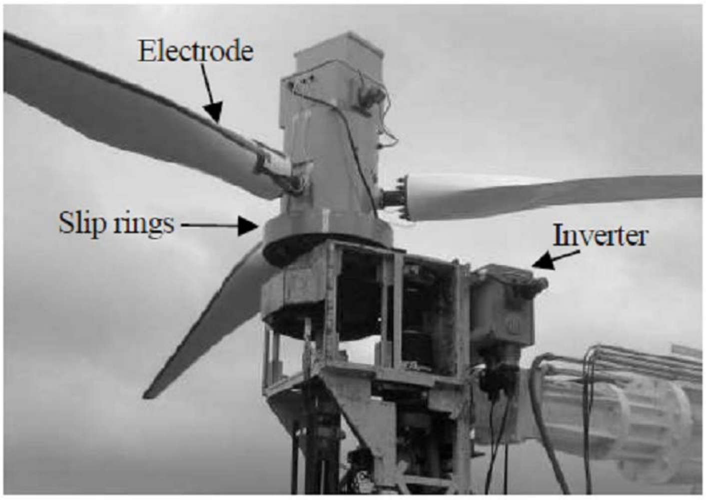


図 4.2.3.2　機器搭載状況

図 4.2.3.3 に、放電電極部分の構成を示す．括弧内は厚み(μm)を表す。放電電極は、銅箔をポリイミドテープ上にエッチング形成したものとポリイミドシートを組み合わせて製作した。各翼の翼端側 4 m の前縁部分に、図 4.2.3.4 に示すように、表面電極が正圧側、内挿電極が負圧側、境界がちょうど前縁位置にくるよう設置した。電極による段差の影響を小さくするため、段差部分をテープにより滑らかに整形した。この電極の構成および材料は、事前に実翼を用いた地上放電試験を実施して、翼への施工性、粘着層の耐久性、放電の一様性や耐久性を試験して定めたものである。

各翼上の電極の放電電力はロータ静止中に放電電極の電圧と電流を計測して求めた。ロータ回転中の放電状態は、トランスから電極へ流れる電流を変流器で計測し、ハブ側に搭載したデータロガーの無線機能を利用して地上で波形を監視した。また、インバータ入力電流も監視して異常が発生していないことを監視した。

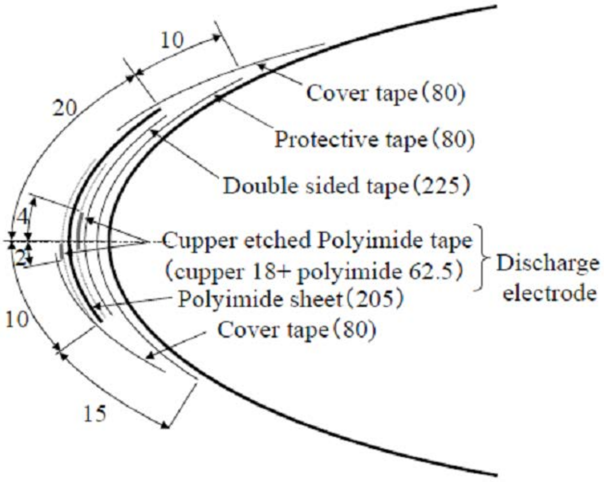


図 4.2.3.3　プラズマ電極の構成

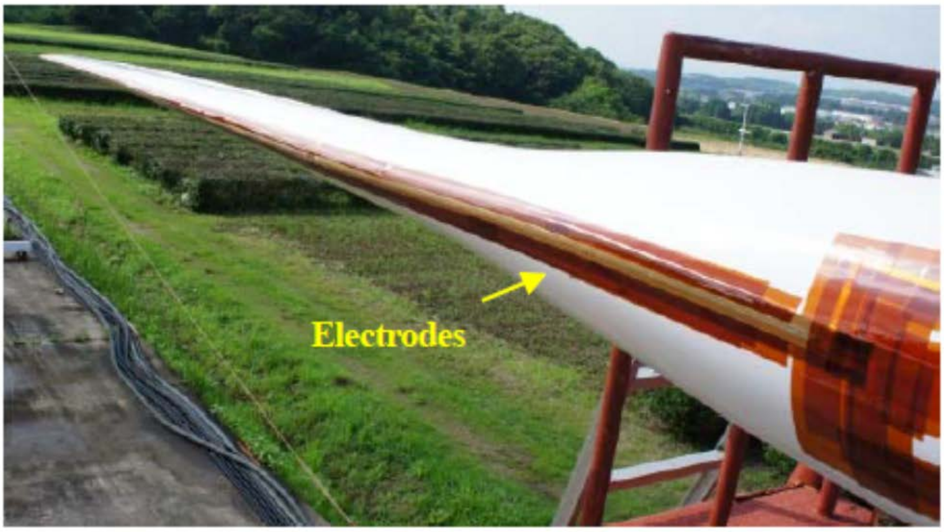


図 4.2.3.4　翼前縁に設置した電極

図 4.2.3.5 に、一翼分の電圧電流波形を示す。電圧条件は、印加電圧 5.5 kV、デューティ比 10 %のパルス変調制御とし、パルス変調周波数 *F* は、70 %スパン位置の周速 *v*, 翼弦長 *c* を用いたストローハル数 *St=Fc/v* をパラメータとして制御した。風車制御用の PLC で時々刻々目標の *St* 数を演算し、PLC のアナログ出力からプラズマ制御装置を介して *St* 数に比例した電流をインバータに伝達して制御した。

図 4.2.3.6 は夜間にロータ静止状態で撮影したプラズマ ON 時の写真である。放電からの発光は微弱で肉眼ではほとんど視認できないが、長時間露光撮影することにより、各翼の電極に一様なプラズマを確認できる。

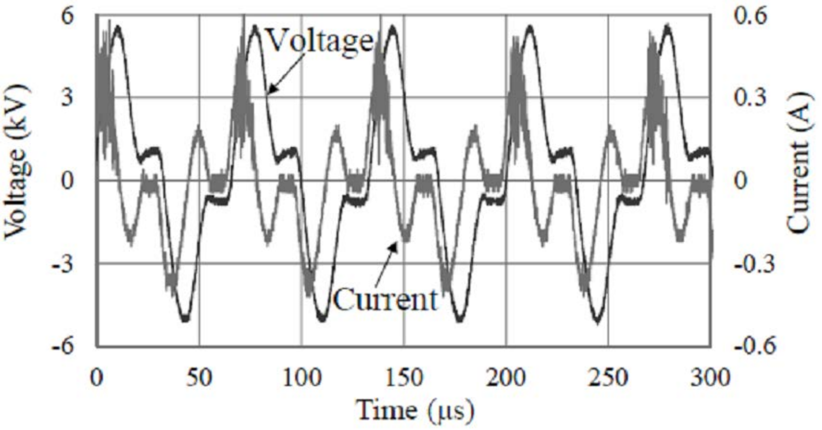


図 4.2.3.5　印加電圧の波形

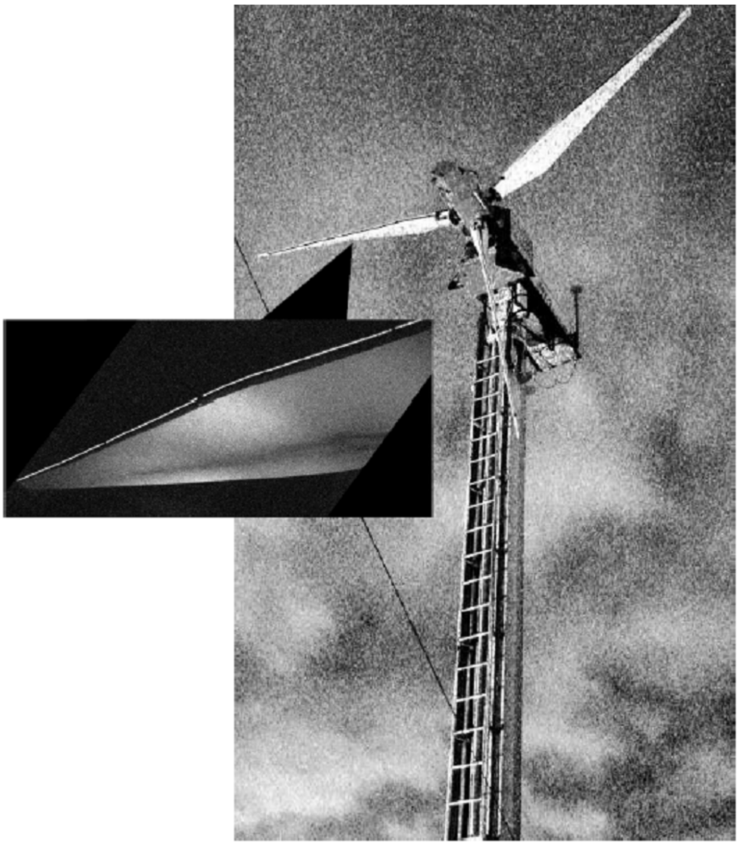


図 4.2.3.6　翼上におけるプラズマの発光状態

4.2.4 風況測定装置

風車への流入風および後流は，図 4.2.4.1 に示すように、上流側の基準風測定装置と上流測定装置、および後流測定装置を用いて観測した。位置関係を図 4.2.4.2 に示す。

基準風測定装置の模式図を図 4.2.4.3（左）に示す。基準風速は基準風速測定マストに設置された超音波流速計により計測した。測定位置は風車上流 10m、高さはハブ高さとほぼ等しい 13.3m である。超音波流速計は高い応答性を持ち、風速の高速サンプリングが可能である。基準風は、ソニック社製の超音波流速計 DA-600 を使用して測定した。DA-600 の風速分解能は 0.005m/s，測定精度は風速 10m/s のとき実測値±0.1m/s である。

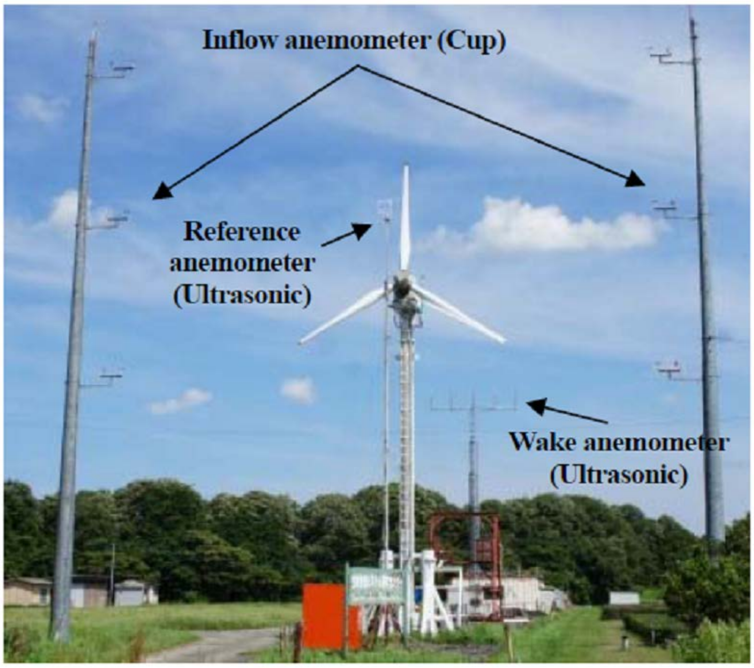


図 4.2.4.1　風況測定装置

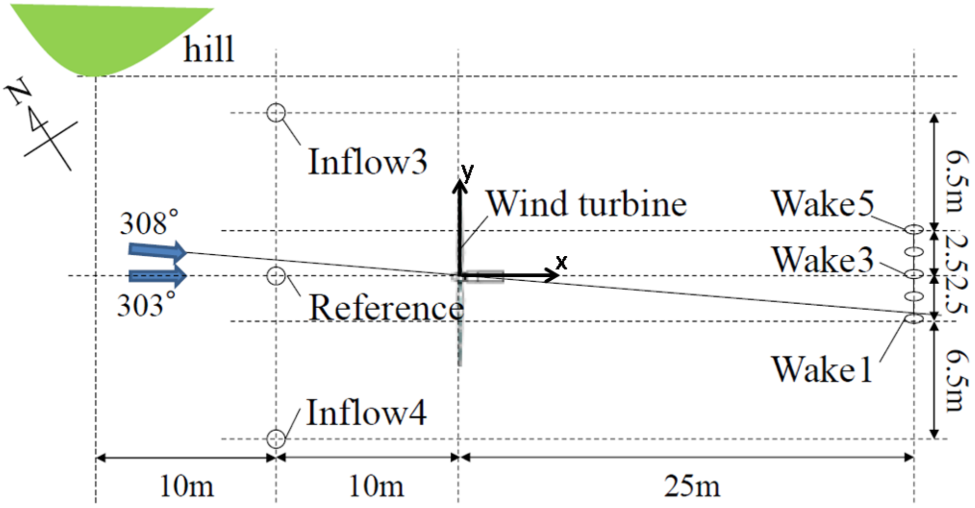


図 4.2.4.2　風速計測装置と風車の位置関係

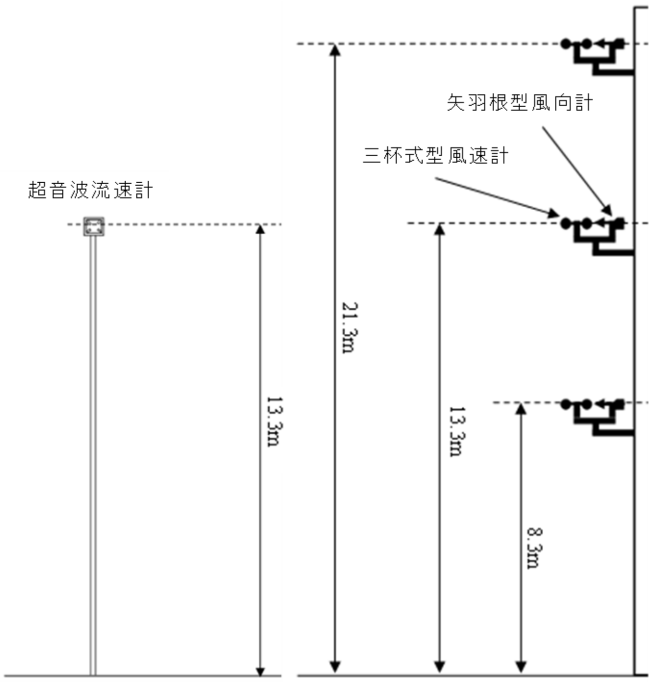


図 4.2.4.3　基準風測定装置（左）と上流測定装置（右）

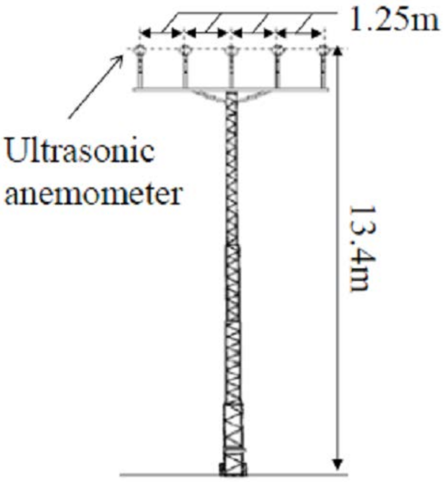


図 4.2.4.4　後流測定装置

上流風測定装置の模式図を図 4.2.4.3（右）に示す。上流風測定装置は供試風車上流に建てた左右 2 本の上流風速測定マストからなる。上流風測定装置には 8.3m（*z*/*R*=-1.016）、13.3m（*z*/*R*=-0.016）、18.3m（*z*/*R*=0.9984）の高さにそれぞれ三杯型風速計と矢羽根型風向計を設置した。2 本の上流風測定マストは、卓越風向の上流方向に風車から 1*D* 離れた位置（*x*/*D*=-1）の *y*/*R*=-1.5 と *y*/*R*=1.5 にそれぞれ設置されている。

上流風測定装置に設置されている風速計と風向計は，横河電機社製の三杯型風速計 A-703 と矢羽根型風向計 A-802 である。三杯型風速計 A-703 の測定範囲は 2~60m/s、測定精度は風速 10m/s 以下のとき実測値±0.5m/s である。矢羽根型風向計 A-802 の測定可能な最低風速は 2m/s、測定精度は 360±18°である。

後流側の風速計測には、図 4.2.4.4 に示す後流測定装置を用いた。FTI 社製のクランクアップマスト FDX-472J に設置された 5 本の超音波風速計からなる。風速計は、ソニック社製の超音波流速計 SAT-550 である。SAT-550 の風速分解能は 0.01m/s、測定精度は風速 10m/s のとき、実測値±0.25m/s である。風速計は、マスト先端に水平方向に 0.25*R*（=1.25 m）間隔で 5 つ取り付けられている。マストは 5 つの風速計が卓越風向と直交するように固定した。クランクアップマストは最短 7.0m から最長 22.0m まで伸縮でき、タワーに設置したロータリーエンコーダにより高度の計測をすることで任意の高度での測定が可能である。転倒防止のためクランクアップマストの根元には鋼材のフレームが取り付けられている。またマストはハンドパレットトラックを用いることで任意の位置に移動可能である。

4.3　試験結果及び考察

試験は 2012 年 7 月～8 月に実施した。はじめに、放電による各計測器への電磁ノイズの影響がないこと、風車機器の振動や異音がないこと、プラズマ機器の脱落や振動がないこと等を確認してから試験を開始した。

4.3.1　出力向上効果

まず、風車を 30rpm の固定回転数制御状態にしてプラズマ ON／OFF を切り替えてロータトルクへの影響を調べた。図 4.3.1.1 に、このときの風向風速、インバータ入力電流、ロータトルクの時系列データを示す。

矢印で示す部分では、風速はほぼ一定であるにもかかわらず、ロータトルクはプラズマ状態（ON：黒矢印，OFF：白矢印）に同期して増減していることがわかる。このことは、プラズマによりロータトルクが増大した可能性があることを示唆した。

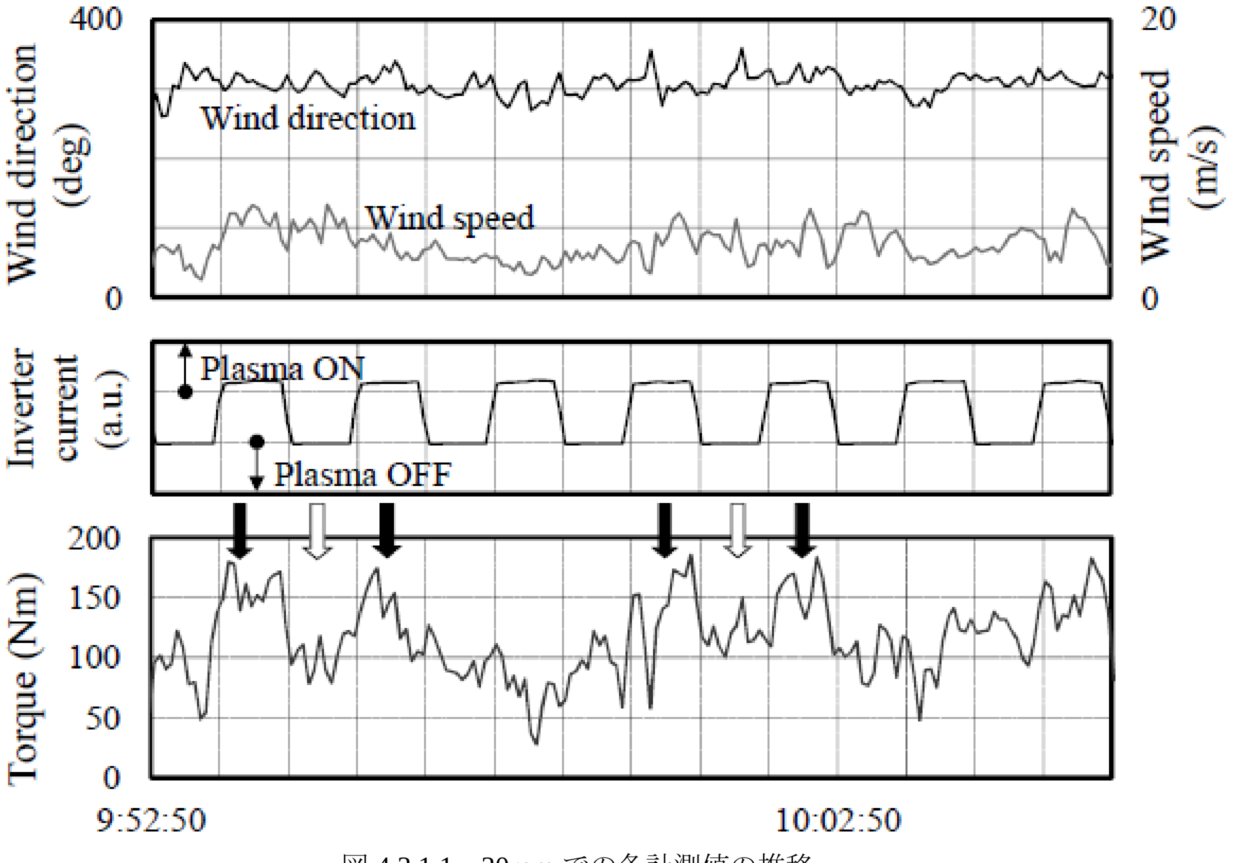


図 4.3.1.1　30rpm での各計測値の推移

次に、風車を 60 rpm の固定回転数制御、ナセル方位 300°固定の状態にして約 30 分間の連続運転試験を実施した。プラズマ ON と OFF をほぼ同じ風況で比較するため、1 分ごとにプラズマ ON／OFF を繰り返してデータを取得した。回転数は、発電機制御により、試験期間を通して 60.6～62.8 rpm に維持されていた。図 4.3.1.2 に、試験時間内の風況を示す。平均風速は 6 m/s、風速の標準偏差は 30.2 %である。風向はナセル方位に対してほぼ正面からの風となっている。

図 4.3.1.3 に、風速とトルクの関係を示す。プラズマ ON／OFF 切り替え時の過渡状態でのデータを除くため、図 4.3.1.1 に示すようにインバータ入力電流に 2 段階の閾値を設け、上側閾値以上をプラズマ ON、下側閾値以下をプラズマ OFF とした。トルクは風速の増加とともに増加していくが、プラズマ OFF では風速が約 8 m/s を超えると飽和してしまうことがわかった。一方プラズマ ON では 8 m/s 以上の高風速領域でもトルクが増大している。

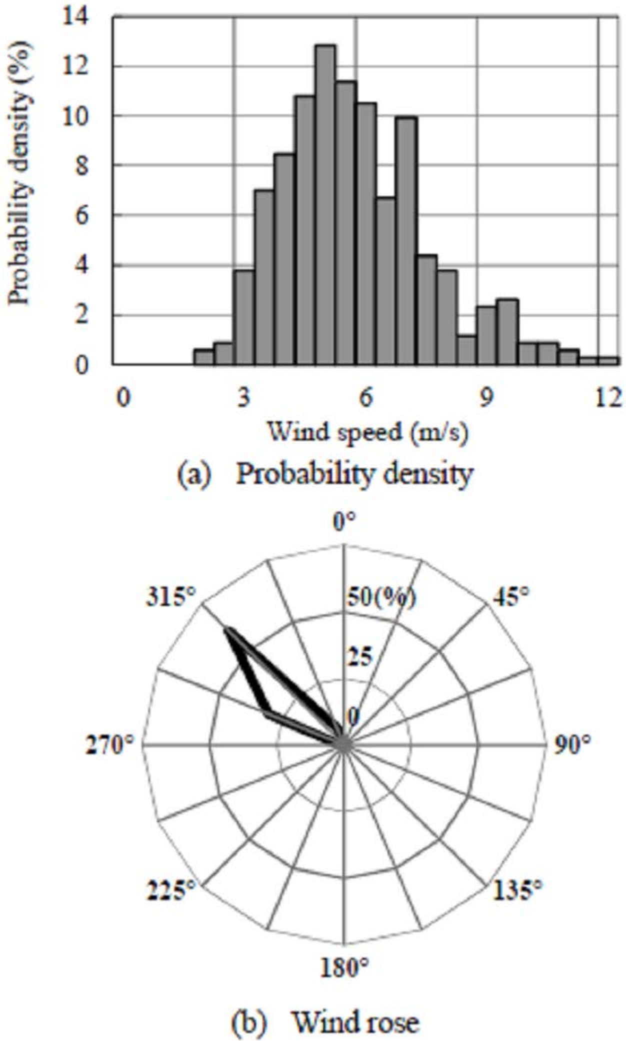


図 4.3.1.2　試験期間の風況

この風車は回転数一定で制御されているが、回転数一定条件では、風速の増大が迎角の増大に対応するため、高風速でトルク増大効果が見えているということは、高迎角状態で効果が出ているといえる。つまり、乱れの大きい実風況においても、2 次元翼で得られている高迎角での揚力向上効果が得られていると推察できる。

図 4.3.1.4 は、同じデータをパワー係数 *Cp* への効果として整理したものである。点線は周速比 λ が 0.5 ごとの Bin 平均値の近似曲線である。周速比 3～5 の低周速域でプラズマの効果が確認できる。

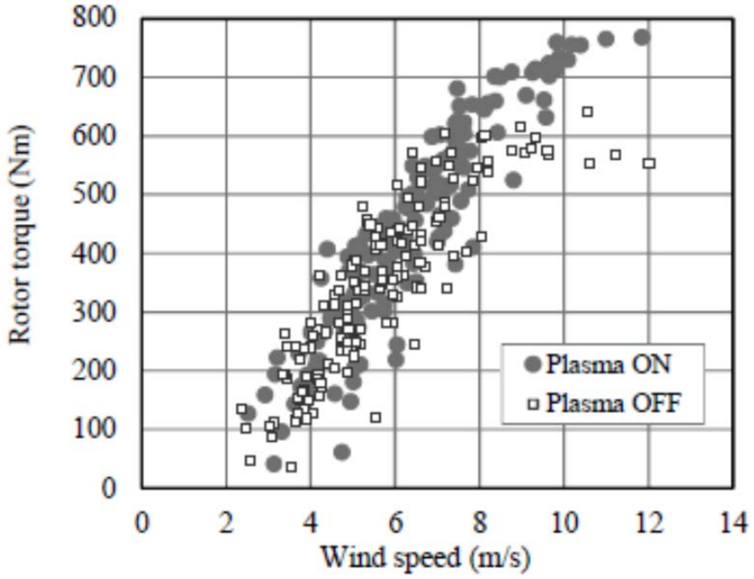


図 4.3.1.3　風速とトルクの関係

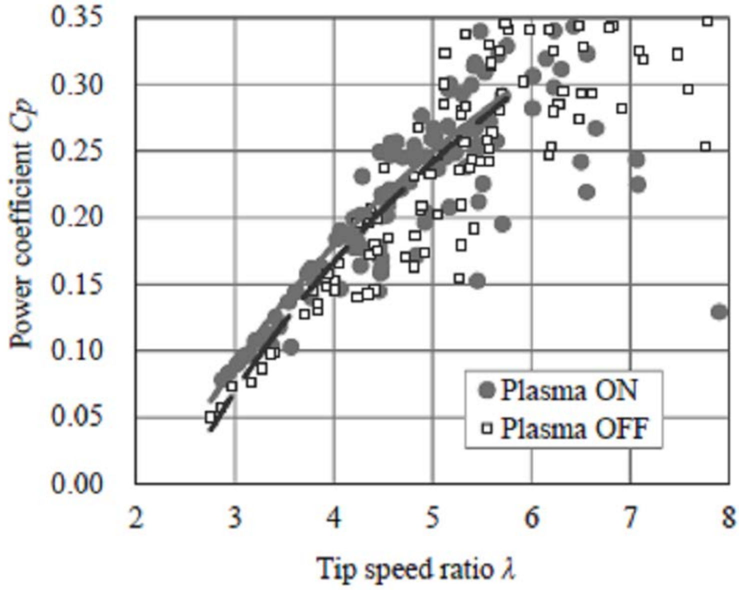


図 4.3.1.4　周速比とパワー係数の関係

図 4.3.1.5 に, 回転数を 60rpm 一定としてトルク×角速度で計算した出力を時系列に示す。この期間の平均出力は OFF で 2.17 kW、ON で 2.74 kW であり、平均で約 0.57 kW の出力増大となった。この間の放電電力は 3 翼合計で約 0.11 kW であり、この試験においては, 放電電力を十分上回る平均出力増大効果が得られた。

図 4.3.1.6 にこのときの風速、トルクとプラズマ状態の推移を示す。この試験中の風向は 300～320° で，概ね卓越風方向であった。時々刻々変動する風速のなかで、風速が 8 m/s 以上になる時間帯に注目すると，プラズマ OFF では、瞬間的に 8 m/s 以上の風を受けても、発生するトルクは 600 Nm 以下に抑制されている（白矢印の部分)。一方プラズマ ON では、瞬間的な増風速に対応してトルクが 600 Nm 以上に増大する（黒矢印の部分)。つまり、プラズマ OFF の状態ではとりこぼしていた風のエネルギーを、プラズマ ON では有効利用することができているといえる。実際の大型商用風車の多くは回転数固定ではなく可変速で制御されているが、短い時間スケールではロータ慣性の影響で回転数がほぼ一定とみなせ、今回と同様に、風速増大時に失速が生じている可能性がある。このような場合にプラズマによる出力向上効果が期待できる

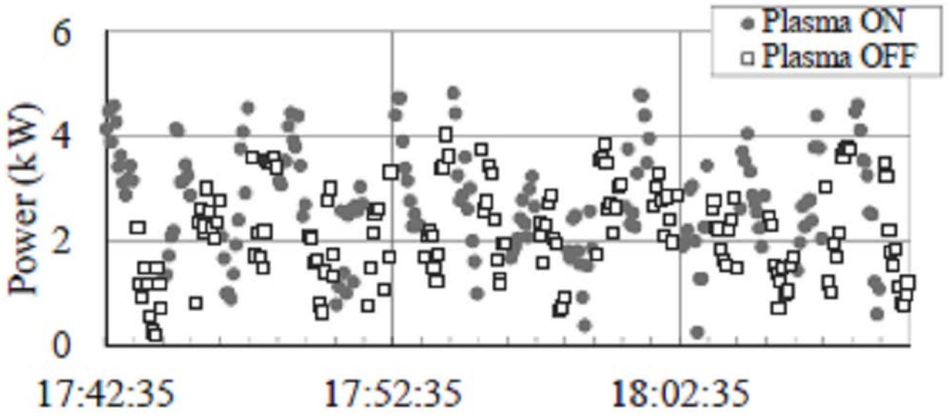


図 4.3.1.5　風車出力の経時変化

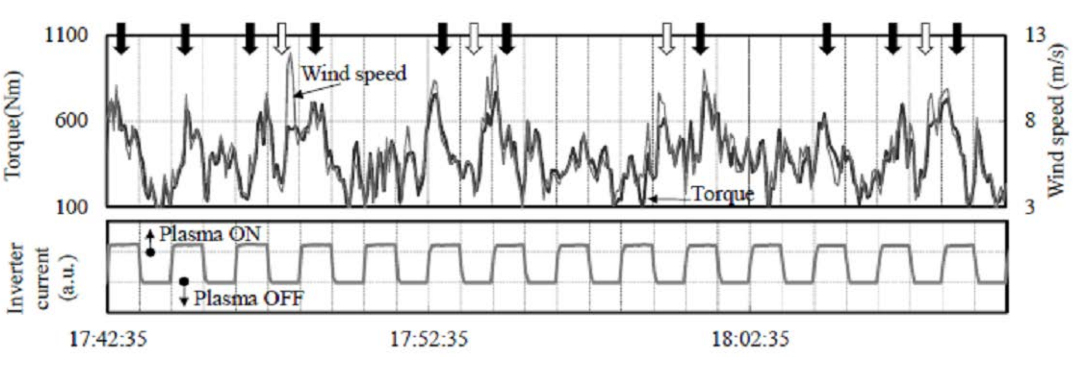


図 4.3.1.6　風速とロータトルクの経時変化

4.3.2　タフトを用いた流れの可視化

風車翼周り流れを可視化するため 1 枚の翼負圧面側一面に黒色の並太アクリル毛糸を貼り付けた。タフト長さは翼面位置によって 4cm～10cm 程度とし、翼弦長方向に 5 本づつ、翼スパン方向に約 15cm 間隔でセロハンテープを用いて固定した。回転する翼周り流れを撮影するため、ハブに監視用カメラ(VIVOTEK PZ8111W/8121W)を固定し、無線 LAN 経由で計測用 PC に画像を記録した。風車翼に取り付けたタフトの様子と監視用カメラの固定状況を図 4.3.2.1 に示す。

試験は、回転数 20rpm 固定、ピッチ 0°、ナセル方位は 300° 固定条件で実施した。プラズマの効果をほぼ同じ風況で比較するため、1 分ごとにプラズマ ON と OFF を繰り返して風車を運転し、風速・風向が比較的安定している状況下で可視化実験を行った。可視化した翼面上のタフト挙動を風速・風向モニター画面といっしょにデジタルカメラ(Sony Nex-5)を使って動画撮影した。動画は 30fps で撮影し、この動画から静止画を切りだしアジマス角毎に整理した。1 分間の静止画像数は 1800 であり 20 回転分のタフト挙動を可視化することができた。アジマス角の定義を図 4.3.2.2 に示す。

図 4.3.2.1　タフトと監視用カメラの設置状況

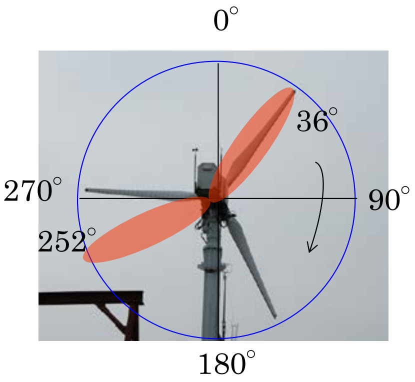
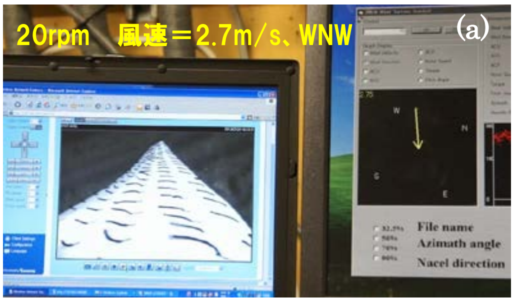
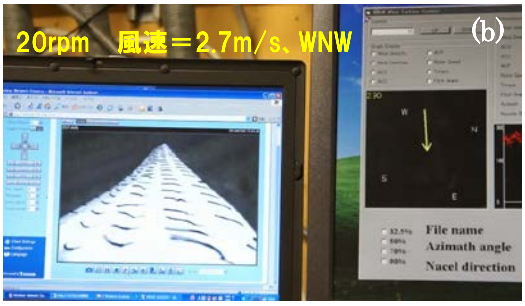


図 4.3.2.2　ロータのアジマス角定義

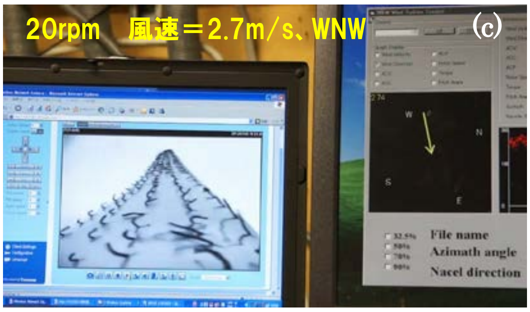
まず、タフトの代表的挙動を把握するために、アジマス角 180° のときを基準に 36° おきに動画から静止画を抽出した。試験時の平均風速は 3m/s 程度、風向は西北西の場合が多かった。この場合、ナセル方位を固定しているためアジマス角 θ＝150° 位から 250° 付近までは向い風条件であり、アジマス角の 320 ° から 110° 付近近は追い風条件となる。可視化したタフトの様子と試験時の風向・風速モニターを合わせて図 4.3.2.3 に示す。



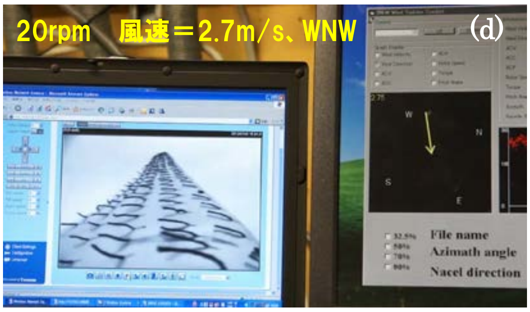
タフト挙動 θ=252°（plasma OFF）



タフト挙動 θ=252°（plasma ON）



タフト挙動 θ=36°（plasma OFF）



タフト挙動 θ=36°（plasma ON）

図 4.3.2.3　タフトにより可視化された翼面流れ

図 4.3.2.3(a)はプラズマ OFF 条件におけるアジマス角 252°(時計の針の 8 時)付近の翼面挙動を表したものであり、(b)はプラズマ ON 条件における同じアジマス角におけるタフト挙動を示したものである。風向は西北西、風速は 2.9m/s 付近に揃えて抽出した。風車は下流側から見て時計回転方向に回転しており、このアジマス角位置において風車翼は風に対して向い風条件となるため風車翼の相対迎角は小さくなる。このため風車翼上の流れには剥離流れの発生は見られず整然とした流れとなっていることがわかる。

これに対し、同様の風向・風速条件で、アジマス角 36°(時計の 1 時)付近の翼面挙動を示したのが図 4.3.2.3(c) および(d) である。このアジマス角では風車翼に対し追い風条件となるため風車翼に対する相対迎角が増大しプラズマ OFF 条件では翼周りの流れは前縁から剥離した状態となっておりタフトが翼全面にわたって大きく乱れていた(図 4.3.2.3 (c))。これに対し、プラズマ ON 条件では剥離流れが抑えられ、翼面のタフトが翼コード方向に沿って流れているのが明らかである(図 4.3.2.3 (d))。これらの可視化写真は典型的な流れ状況を示したものであり、当然、風速風向の変化に応じてプラズマ ON 条件においても大きく剥離流れが発生することもあるが、その頻度は明瞭に異なっていた。

本実験により、実風況下の回転翼流れ場においてもプラズマ気流制御による剥離抑制効果があることをタフト法可視化によって初めて確認することができた。

4.3.3　電圧および変調周波数依存性と剥離制御メカニズム

次に、電圧およびパルス変調周波数を変化させて、プラズマ効果の依存性を調べた。

電圧依存性は、回転数 60rpm、*St*=1 固定で、印加電圧を 3.9、4.5、5.8kV_{0p}と変えて調べた。変調周波数依存性は、回転数 30rpm、印加電圧 5.8kV で、ストローハル数を 0.1、0.2、2、5、10 と変えて調べた。変調周波数依存性試験を 60rpm で実施しなかったのは、夏場で風速が低く、高回転数の実験ができなかったためである。30rpm の試験で *St*=1 条件がないのも、試験を予定していた日に風が弱く、試験を実施できなかったためである。

図 4.3.3.1 に、風速とトルクの関係に対する、印加電圧の影響を示す。各点は 5 秒間の平均値である。風速 8m/s 以下の領域では、トルクに対するプラズマの効果がほとんどみられないため、プラズマ効果に対する電圧の影響もほとんどない。しかし、8m/s 以上の領域では、プラズマによりトルクが向上する効果が見えており、プラズマ効果は印加電圧が高いほど大きいように見える。

図 4.3.3.2 に、周速比とパワー係数の関係に対する、印加電圧の影響を示す。周速比が 3～4 程度において、プラズマによるパワー係数の増大が見られており、同じ領域では印加電圧が高いほど、プラズマ効果が大きく見える。

図 4.3.3.3 は、図 4.3.3.2 を、風速 0.5m 幅のビン平均にして、周速比 λ=4～4.5、4.5～5、5～5.5 の各ビンにおけるプラズマによるパワー係数の増大率(%)に対する印加電圧依存性を調べたものである。この領域では、おおむね、印加電圧が高いほうが増大率が大きいことがわかる。

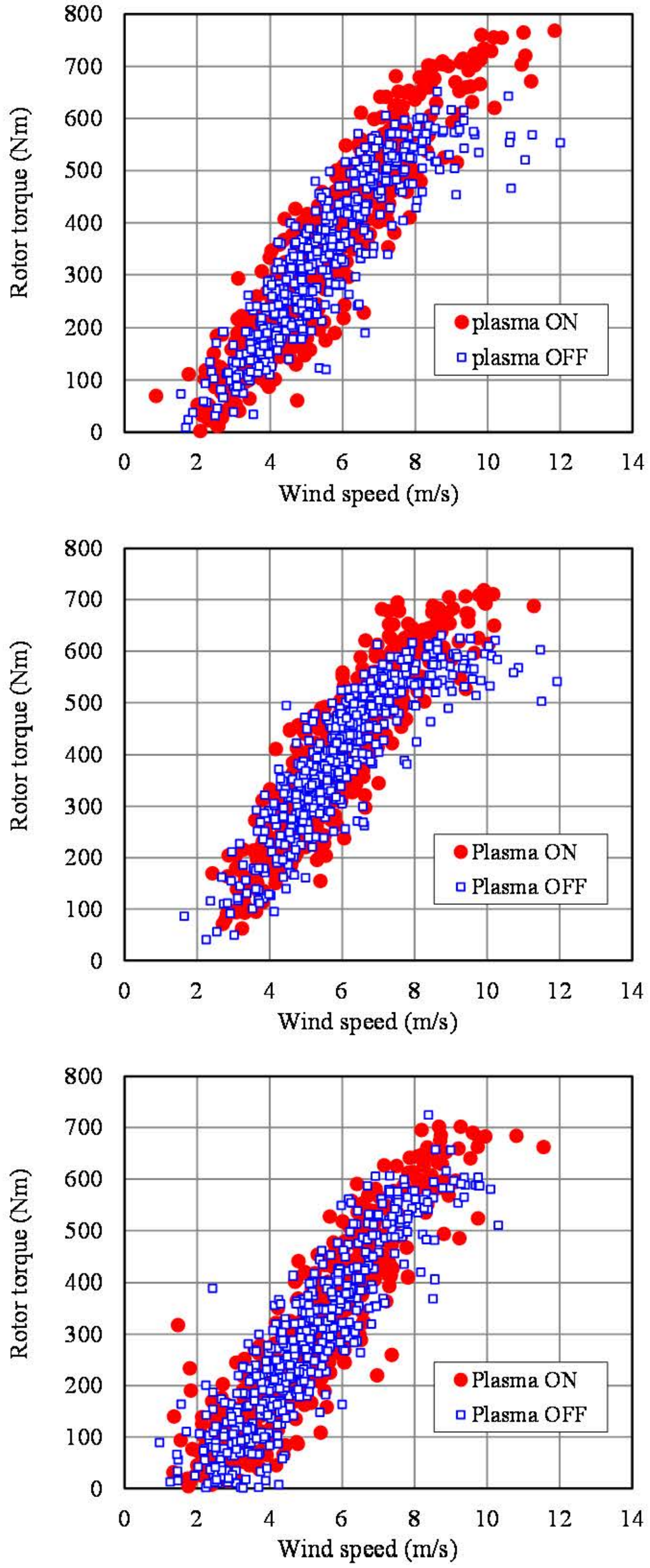


図 4.3.3.1　風速とトルクの関係に対する印加電圧の影響
（上：5.8kV、中：4.5kV、下：3.9kV）

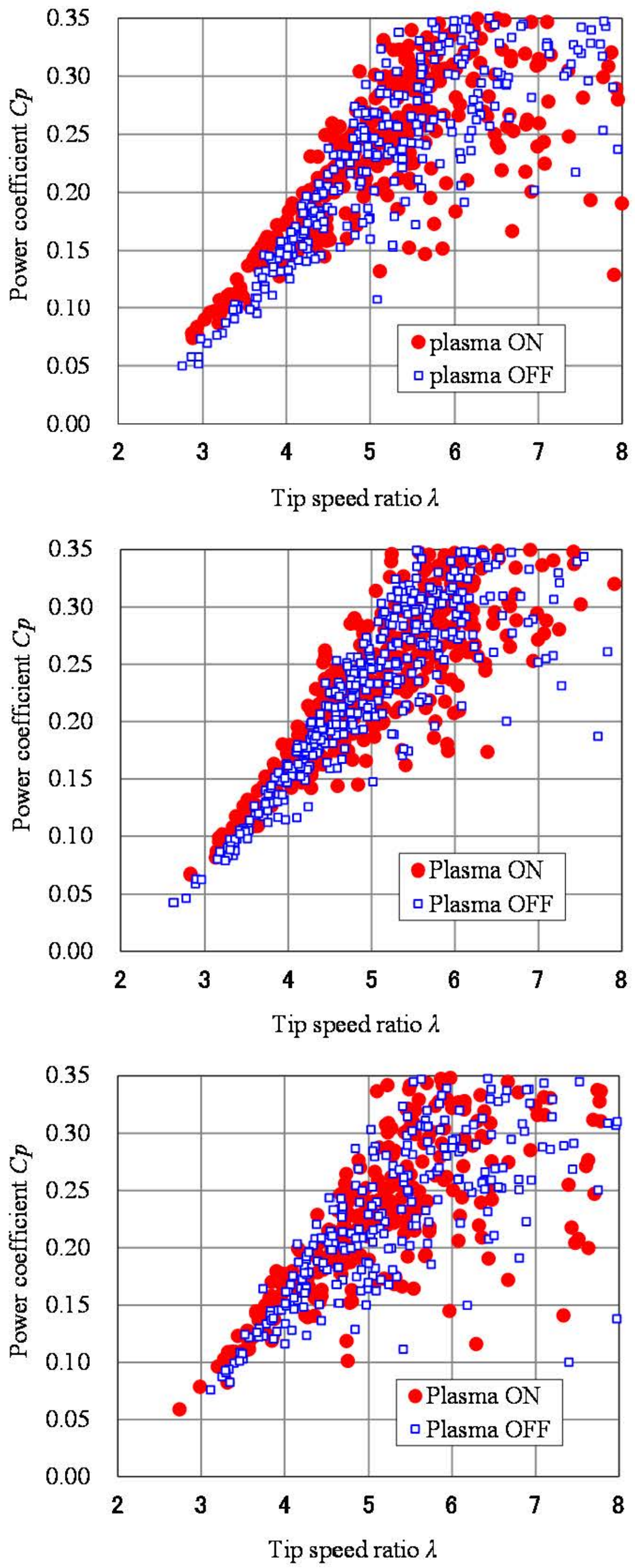


図 4.3.3.2　周速比とパワー係数の関係に対する印加電圧の影響
（上：5.8kV、中：4.5kV、下：3.9kV）

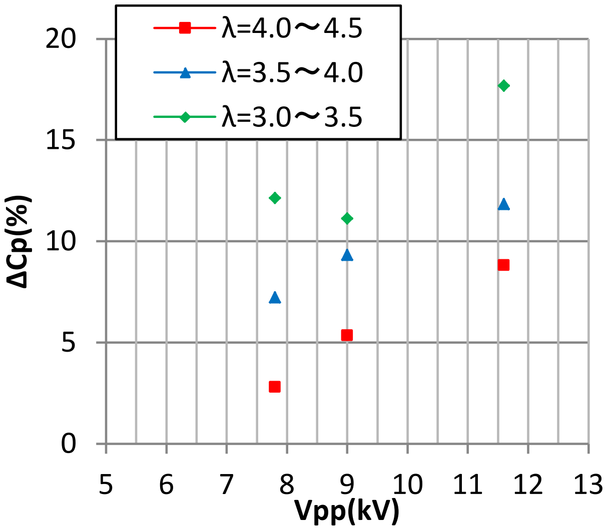


図 4.3.3.3　各周速比帯でのプラズマによるパワー係数増大率の印加電圧依存性

図 4.3.3.4 は、回転数 30rpm で、風速とトルクの関係に対する、*St* の影響を調べたものである。60rpm の試験に比べて、低い風速帯からプラズマの効果が見えている。これは、60rpm に比べて、相対的に低い風速で、迎角が失速角に達して剥離を起こすからである。*St* によって、明らかにプラズマ効果に違いが出ている。

図 4.3.3.5 は、同じ回転数 30rpm での周速比とパワー係数 *Cp* の関係をプロットしたものである。低い周速比帯においてプラズマの効果が顕著に出ており、*St* 依存性も明確である。

図 4.3.3.6 は、幅 0.5 ごとの各周速比帯ビンにおけるパワー係数のビン平均値を、*St* をかえて比較したものである。どの周速比帯に注目しても、OFF の *Cp* より ON の *Cp* が大きくなっているが、ON の中では低 *St*、高 *St* では *Cp* が低く、*St*=2 付近で最も *Cp* が高くなっている。

図 4.3.3.7 は、周速比と、プラズマによる *Cp* 改善率との関係を、*St* ごとに比較したものである。どの周速比帯においても、*St*=2 程度で最も効果が出ていることがわかる。

青野らは、NACA0015 翼に対して *Re*=2.6×10^5で迎角 18.8°の完全失速域において、前縁付近にプラズマを作用させた場合の高精度 CFD 解析を行い、パルス変調周波数の違いによって流れ制御のメカニズムがどう変わるかを考察している[Aono et al.,2014]。それによると、*St*=1 では、前縁からコヒーレントな横渦構造が断続的に発生して負圧面を下流に向かって移流し、その横渦のもつ負圧または混合によって流れが制御されるのに対し、*St*=6～50 では、細かい渦が負圧面上に多数並ぶことで乱流遷移が進むメカニズムとなることがわかっている[図 4.3.3.8]。藤井は、プラズマ気流制御には複数のメカニズムが同時に存在しているが、流れの状態によってどのメカニズムが主要因になるかが変わると述べている[Fujii,2014]。

本章の実験で、*St*=2 付近で最も効果が出ていること、同じレイノルズ数領域での 2 次元翼の動的流れ場制御では、大規模な渦放出が確認できていること、青野らの解析でも *St*=1 程度では大規模な横渦が存在していることから、今回のフィールド試験でのプラズマ効果は、前縁からのコヒーレントな横渦の放出によるものである可能性が高い。

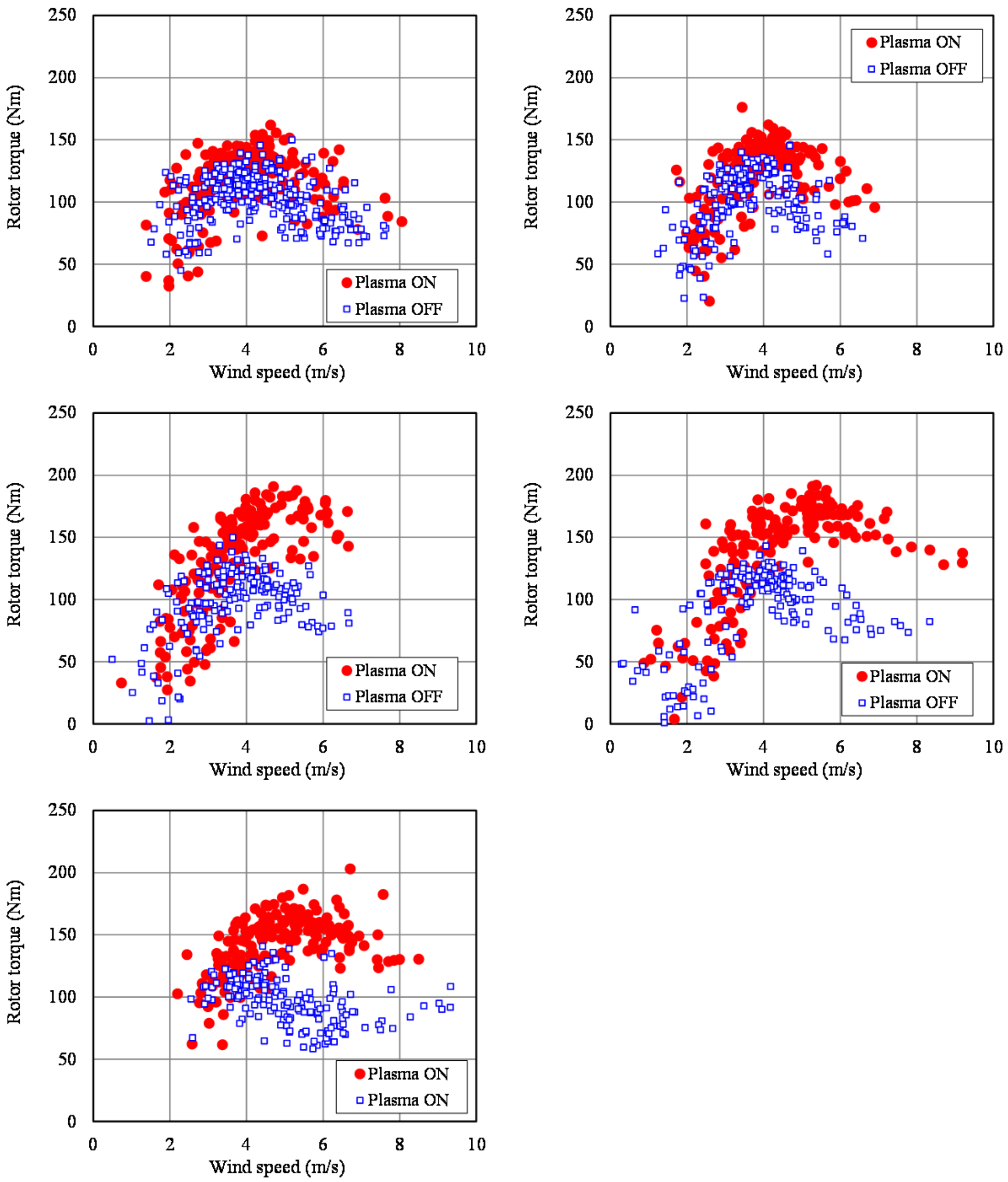


図 4.3.3.4　風速と回転数の関係

（上左 *St*=0.1、上右 *St*=0.2、中左 *St*=2、中右 *St*=5、下 *St*=10）

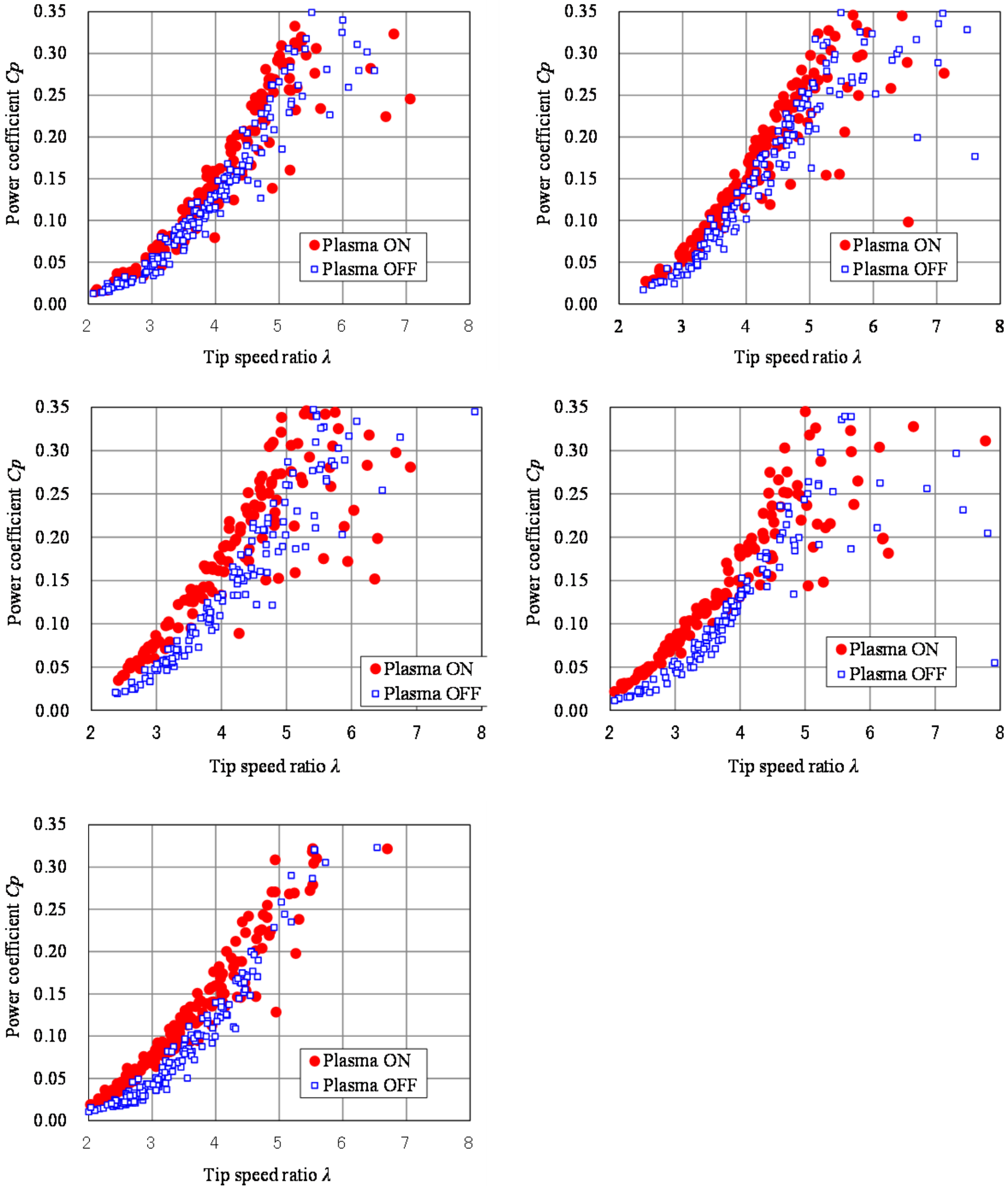


図 4.3.3.5　周速比とパワー係数の関係

（上左 *St*=0.1、上右 *St*=0.2、中左 *St*=2、中右 *St*=5、下 *St*=10）

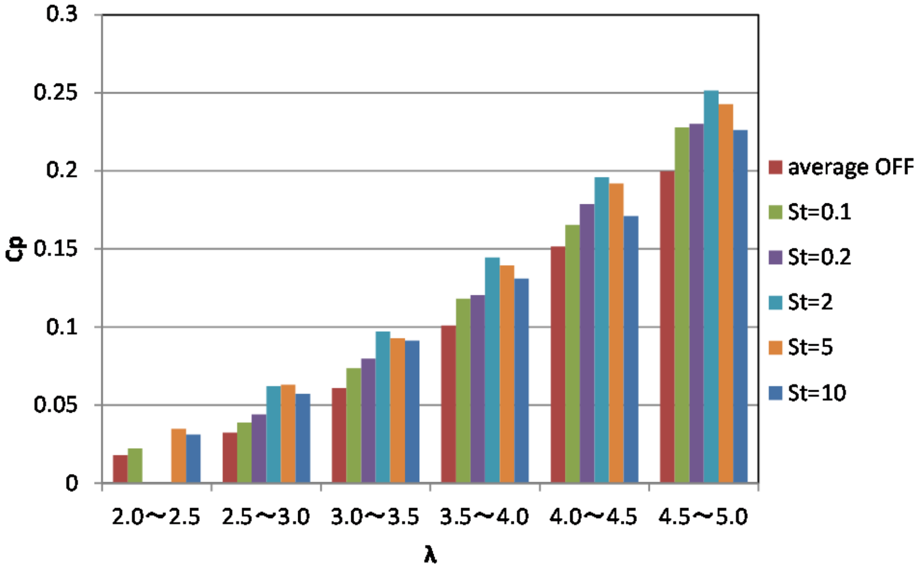


図 4.3.3.6　各収速比帯における平均のパワー係数

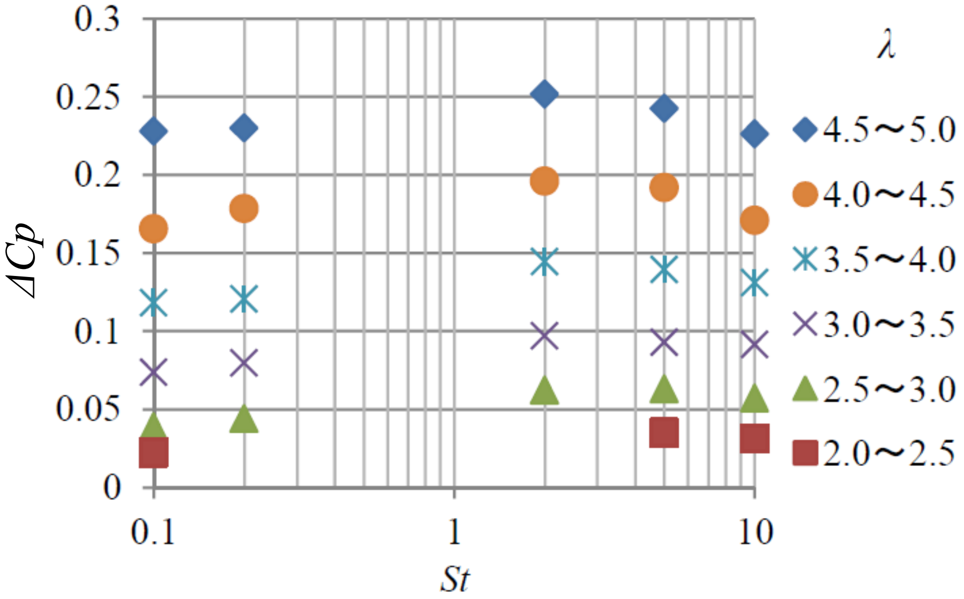


図 4.3.3.7　周速比と改善率の関係

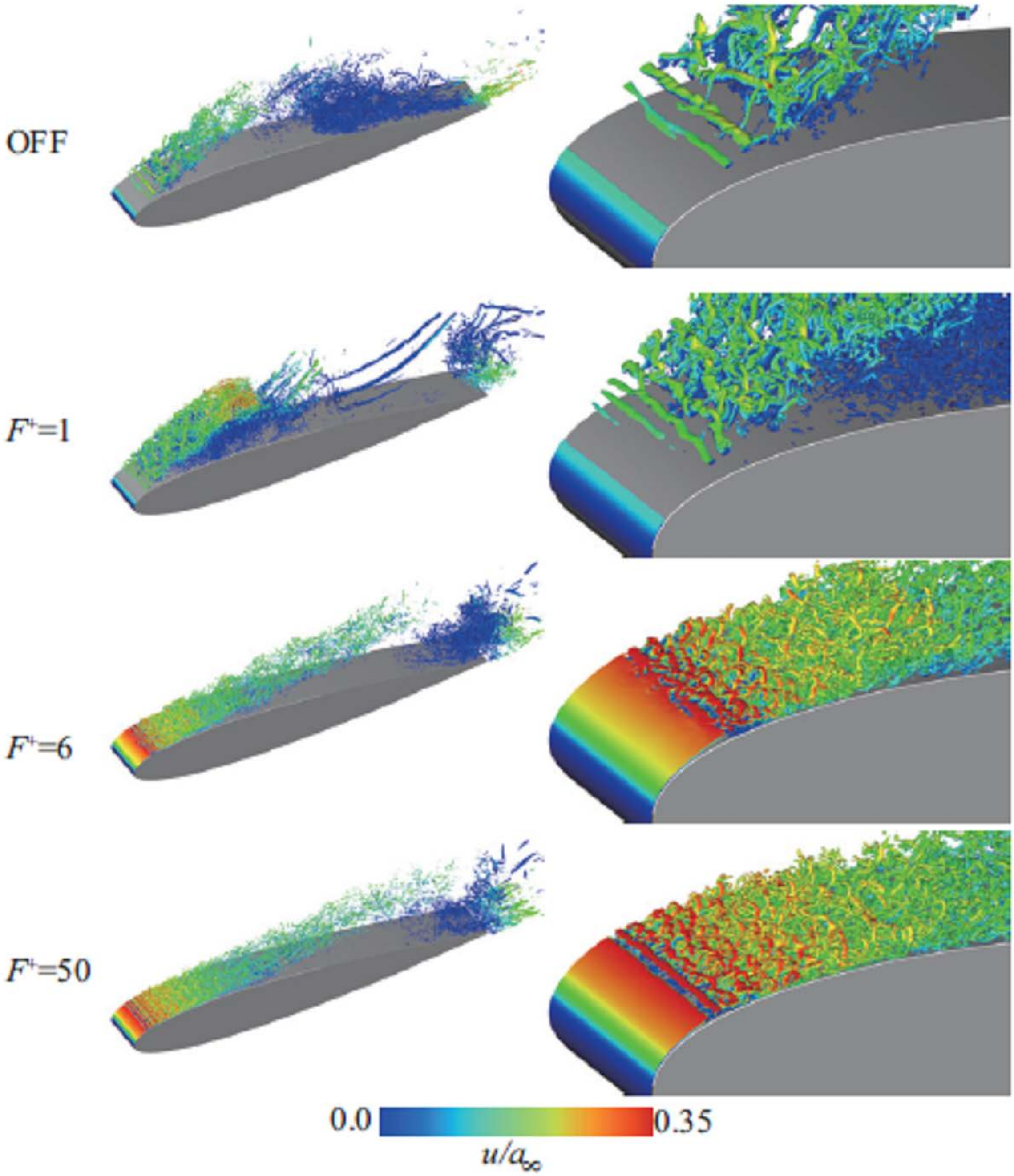


図 4.3.3.8　NACA0015 に対するプラズマ気流制御の影響
提供：東京理科大学　青野光助教 [Aono et al., 2014]

4.3.4　減速緩和効果

次に、プラズマによるトルク向上効果が出ている場合の、風車まわりの風況を調査した。

試験は、回転数 60rpm 固定、ピッチ 0°、ナセル方位 300°とし、約 30 分間の試験を 2 回実施した（CASE1、CASE2）。プラズマ効果をほぼ同じ風況で比較するため、1 分ごとに電圧の印加／停止（ON／OFF）を繰り返してデータを取得した。

表 4.3.4.1 に、各試験の風況と、プラズマによる出力増分（ON 期間の平均出力－OFF 期間の平均出力）を示す。CASE1 に比べて平均風速の高い CASE2 において顕著な出力増が確認できる。

図 4.3.4.1 に、風速とロータトルクの散布図（5 秒平均値）を示す。どちらの CASE においても、OFF では風速の増大とともにトルクが増大するが、風速が 8m/s 以上で飽和する傾向を示す。これは、固定回転数制御のため、翼素が大迎角状態となり失速が生じたことを示している。一方、ON の場合、8m/s 以上の風速でもトルクが増加しており、高迎角での揚力向上効果が表れていると考えられる。

表 4.3.4.1　比較した 2 回の試験の条件

	試験時間	平均風速 (m/s)	標準偏差 (m/s)	平均風向 (°)	標準偏差 (°)	平均出力 増分(W)
CASE1	0:30:07	5.17	1.83	310.14	13.33	−78
CASE2	0:28:53	5.98	1.81	307.99	20.41	570

図 4.3.4.2 には、風速、風向、トルク、インバータ電流の推移（5 秒平均値）を示す。風速 8m/s 以下では、トルクは風速の変化に追随して推移している。一方、風速が 8m/s を超えたときの挙動は、ON と OFF で異なっている。白矢印で示す OFF ではトルクは 550Nm 以上に増大しないが、黒矢印で示す ON では風速の増大に伴ってトルクも増大している。このように、プラズマの効果は剥離の発生する高風速帯で顕著にみられる。表 4.3.4.1 に示した出力増分が CASE2 で顕著だった理由は、CASE2 で高風速帯の出現頻度が高かったためといえる。

図 4.3.4.3(CASE1)と 4.3.4.4(CASE2)に、両 CASE における、風車まわりの風速の頻度分布を示す。北側の流入風(Inflow3)が他に比べて低速となっているのは、このサイトの上流北側にある丘の影響である。CASE1 では、どの風速分布においても OFF と ON の顕著な差は見られない。一方 CASE2 では、風車正面の基準風速計(Reference)と、風車後流南側と中央の風速計(Wake1,3)で、OFF に比べて ON で風速が増大している。Wake1～3 の位置は、今回の風向条件では風車の真後ろにあたる（図 4.2.4.2)。

風車上流側から風車に流入する流れは、風車による抵抗を受けて減速し、風車によるエネルギー抽出によりさらに減速して後流域を形成する。一方、3.4 節で述べたように、2 次

元翼を用いた風洞実験では、前縁失速状態の翼前縁でプラズマを生成すると、揚力係数が増大するだけでなく、後流欠損領域が大幅に縮小することがわかっている。CASE2 においてReference と Wake1,3 に見られた風速の増大は、プラズマの効果で翼後流欠損が縮小して風車による抵抗が緩和され、風車上流側から後流中心に抜ける流管の速度が増大したことを示唆している可能性があり、今後種々の条件でデータを蓄積して検討を進める必要がある。

本実験の結果は、プラズマにより、風車の流入風、後流等の風車まわり流れに影響を与えることができることを示しており、プラズマの適用方法について新しい可能性を示すものとなった。

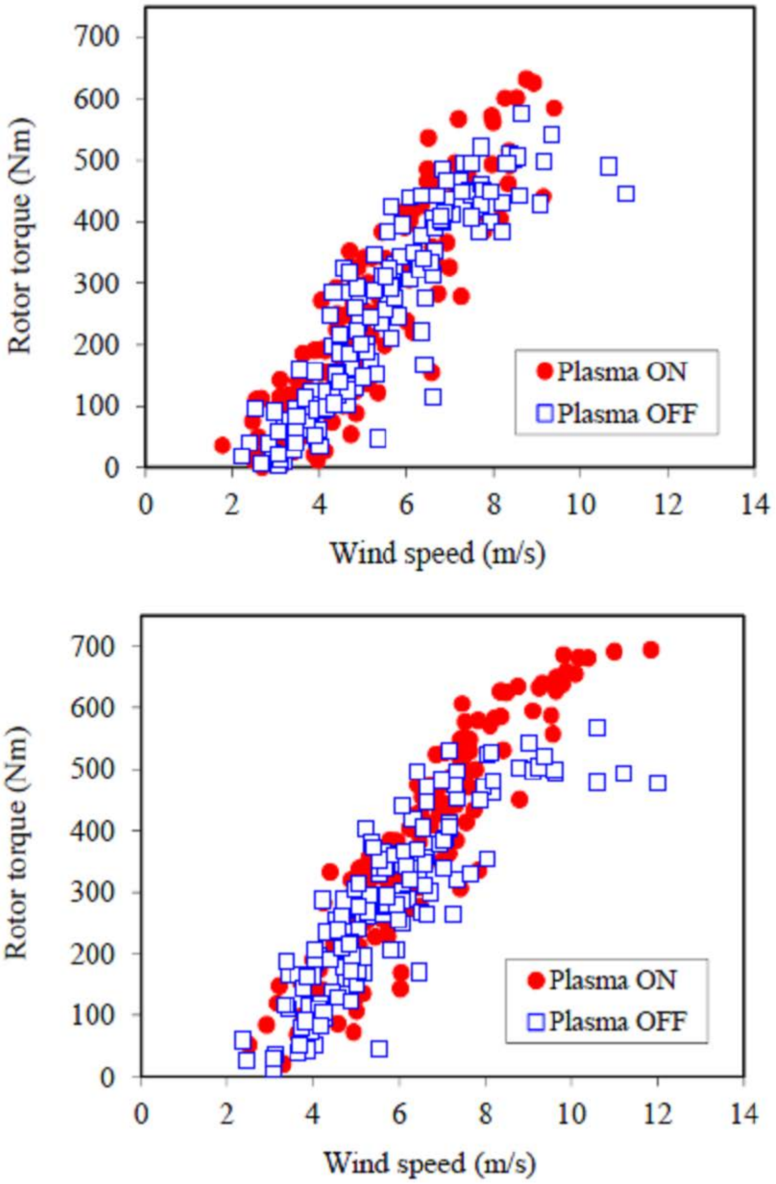


図 4.3.4.1　風速とトルクの関係（上:CASE1、下;CASE2）

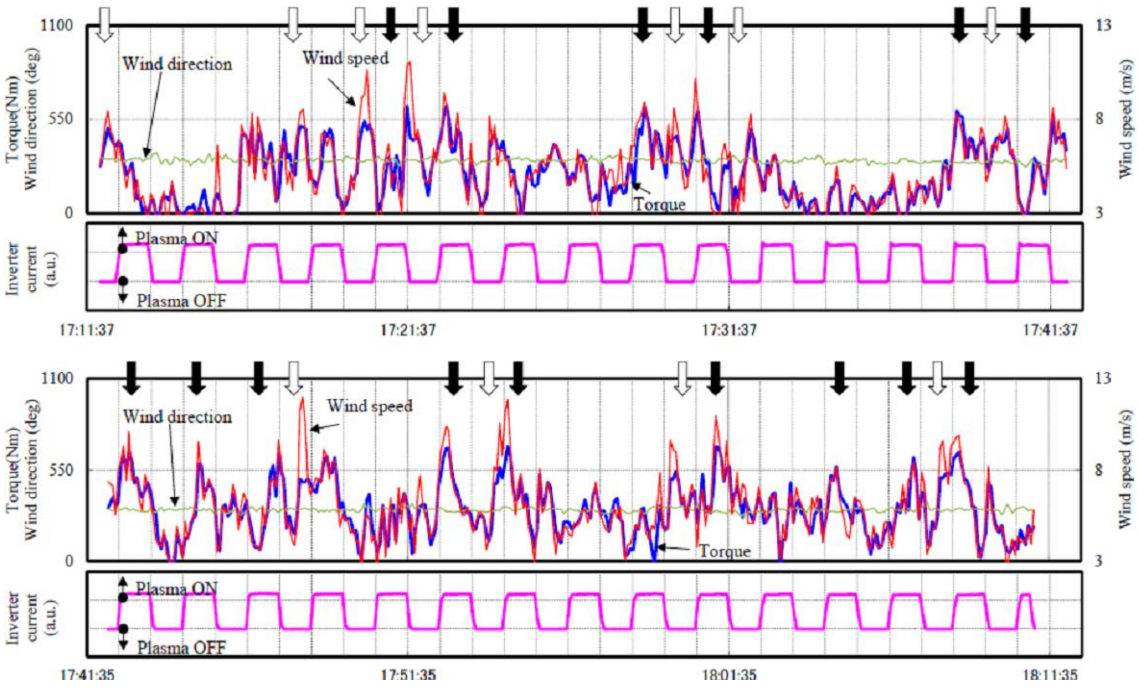


図 4.3.4.2　風速とトルクの経時変化（上:CASE1、下：CASE2）

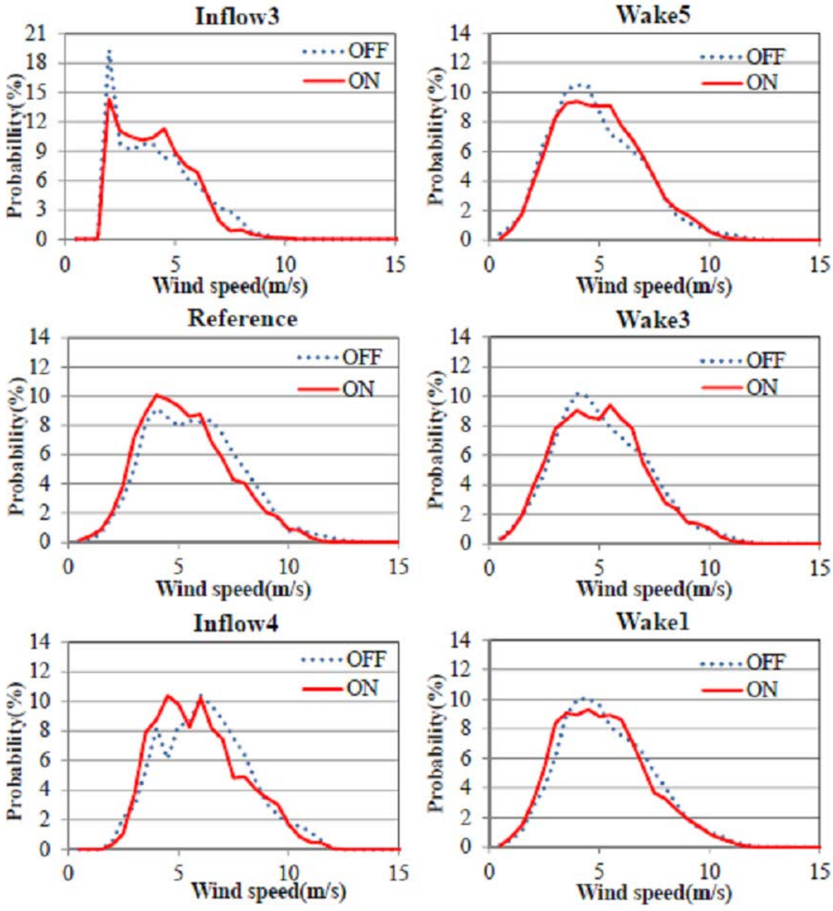


図 4.3.4.3　試験期間の風況（CASE1）

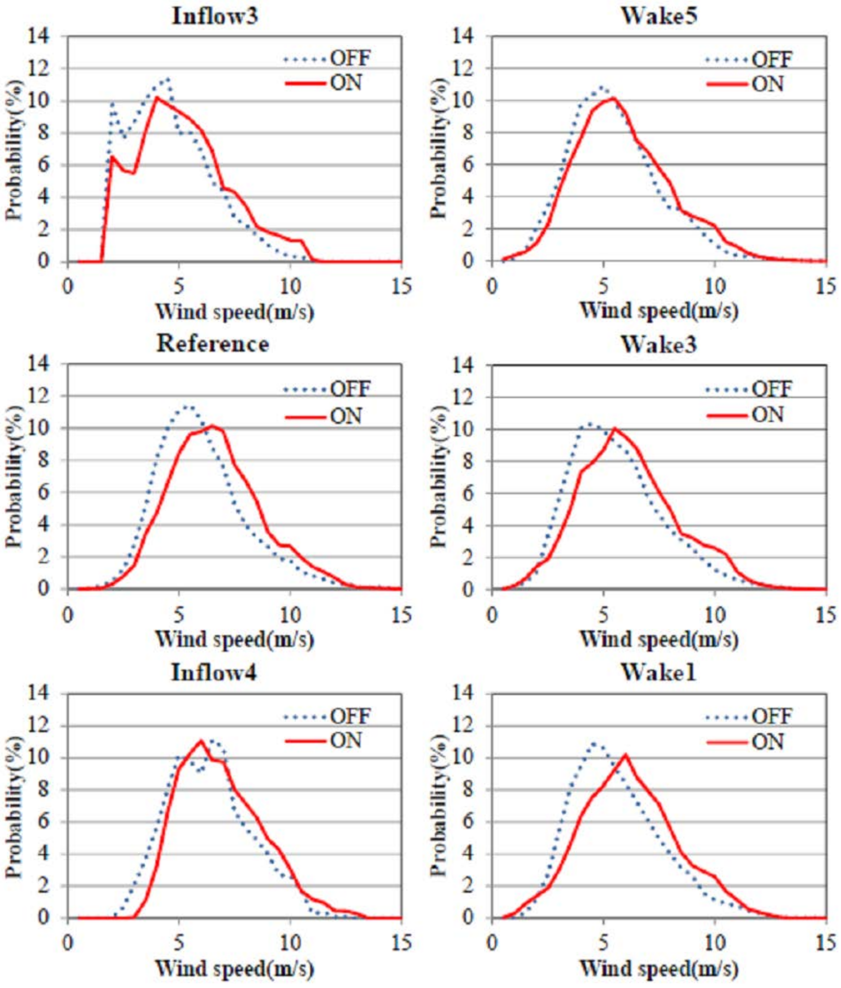


図 4.3.4.4　試験期間の風況(CASE2)

4.4 結言

三重大学 30 kW フィールド風車の翼前縁に放電電極を設置して、回転数一定にてプラズマ気流制御によるロータトルクへの影響を調べ、以下の結論を得た。

（1） 屋外環境において、回転翼前縁に安定に放電プラズマを形成できた。

（2） 変動する実風況下でも、プラズマによるロータトルク増大効果が確認できた。これは翼素に対する高迎角の失速域での揚力向上効果によるものと考えられる。

（3） λ=3～5 の低周速比領域で、パワー係数の増大効果が認められた。

（4） 短時間ではあるが、放電電力を十分上回る平均出力増大効果が得られた。

（5） タフト法により翼面流れを可視化し、剥離が頻繁に発生してタフトが乱れるアジマス角付近において、プラズマによりタフトが整列する傾向があることを捉えた。

（6） パワー係数への効果におけるパルス変調周波数依存性は、本フィールド試験におけるプラズマ効果が、翼前縁から放出されるコヒーレントな渦構造によるものである可能性を示唆している。

（7） プラズマによる出力増大効果が大きく出ているケースでは、プラズマ ON のほうが、プラズマ OFF に比べて、風車の正面と真後ろで風速が増加しており、風車による抵抗が緩和されたことで、風車への流入風の減速が緩和された可能性を示唆している。

本結果は、風車におけるプラズマ気流制御の効果を、世界で始めて、実風況下で捉えたものであり、その手法と取得されたデータは、今後の実用化を進めるための大きな知見といえる。

第 5 章　大型風車への適用にむけて (*5)

本研究の最後に、大型風車適用の可能性を確認し、課題を抽出するために、鹿児島風力発電研究所所有の商用風車(Vestas 製 V-66、1.75 MW、ロータ直径 66 m) へのプラズマ気流制御の適用を試みた。

既存の風車制御システムに悪影響が及ばぬよう、回転数計、ヨーカウンター、ピッチカウンタ、パワーメータ，超音波風速計等の計測器を別途装備した。実機大型風車に適用するために耐候性､柔軟性などを考慮した 8 m 長の誘電体バリア放電電極を特別に開発した。各翼には 3 本ずつのプラズマ電極と､それぞれの電極に対応するプラズマ電源を装備した。ハブ側への通電のため、新に装着したスリップリングを介して、ナセル側からプラズマ用の電力を供給した。図 5.1 に、電極施工時のクレーン作業の様子を示す。システムの操作はタワーボトムに設置したコントローラから行うことができる。図 5.2 は、夜間に露光時間 15 秒で撮影した、翼前縁のプラズマによる発光である。屋外の大型翼上に安定に放電を形成できた。また、ロータを回転させても、放電の状態は安定していた。放電によるノイズが風車の周辺機器に影響を及ぼすこともまったくなかった。放電に伴って発生するオゾン臭も、風車周囲でまったく感じられなかった。

図 5.1　クレーンを用いた、1.75MW 風車翼前縁への電極設置

図 5.2　翼上に設置した電極からの放電発光

測定システムの全データおよび、プラズマ電極の運転状況は、無線 LAN を用いてナセル内のデータ収集システムに移送し、さらにタワー基部に設置したデータサーバに記録した。データサンプリング周波数は 1 Hz である。時定数が小さいプラズマ気流制御効果を細かく検討するために 5 秒毎に平均化してデータ評価を行った。

試験は 2013 年 8 月 10 日から 24 日の間における 6 日間で実施した。フィールド試験を安全に実施するため、今回は雨天時および夜間にはプラズマ駆動を行わなかった。プラズマ ON/OFF 合計 22 時間のデータを収集した。

ON と OFF で可能な限り風況が同条件になるよう、プラズマアクチュエータを 10 分間交代で断続的に ON/OFF させた。プラズマ電極は 8m 長であるが、各電極の中央部において $St = fc/U = 1.0$ になるようにパルス変調駆動した。c はそれぞれの電極の中央部(30%, 58%, 85%スパン)の翼弦長，U は各電極中央位置の周速である。

得られた実験データの中で、風車回転数に及ぼす典型的なプラズマ効果例を図 5.3 に示す。プラズマ ON の場合にはプラズマ OFF に比べ，同一風速帯において風車回転数が増大していることが分かる。これは、発電機が備えている回転数—発電機トルクの制御マップに対して、同じ風速帯でロータトルクが増加したことで、回転数が高めに推移したためと考えられる。

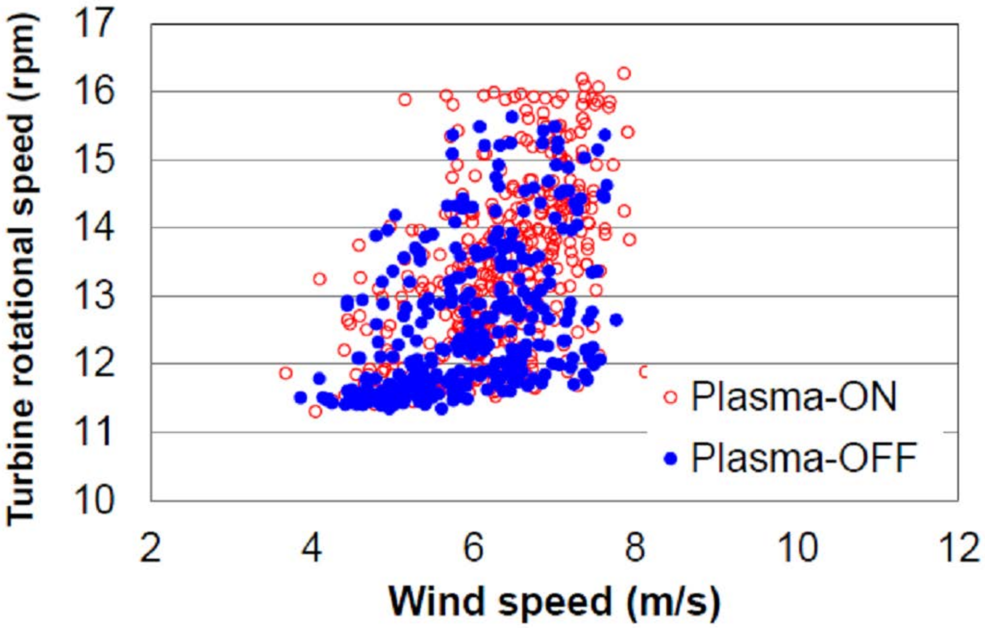


図 5.3　回転数へのプラズマの影響(2013 年 8 年 10 日取得)

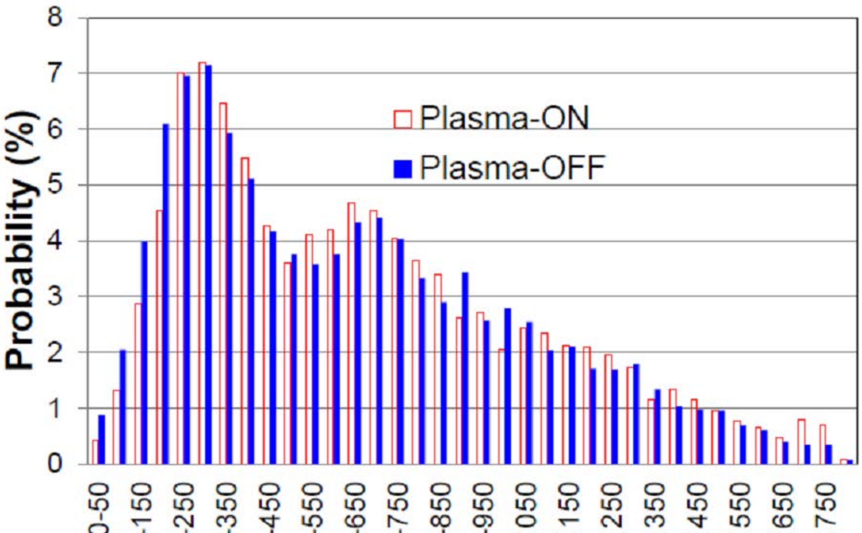


図 5.4　試験期間の出力分布

次に、期間の全発電電力量を算出した。プラズマ ON 時、プラズマ OFF 時双方の風車出力のヒストグラムを図 5.4 に示す。図は試験を実施した 6 日間、それぞれ合計 22 時間において 5 秒間毎の出力を分類整理したものである。500kW ～ 600kW 及び 1650 kW ～ 1750 kW のビンにおいて、プラズマ気流制御によって風車出力が増大している傾向が確認できる。プラズマ ON，プラズマ OFF 双方のデータを積分して比較した結果、今回の試験期間においてはプラズマ ON の場合の出力がプラズマ OFF の場合より 4.9 ％平均出力が大きかった。

ただし、この差は、まったく同じ風況における発電量ではないため、この数値が有意かどうか、長期にわたってデータを蓄積してパワーカーブを作成し、比較する必要がある。

今回の試験では、プラズマの可能性について下記が明らかになった。

・実機風車環境で、安定に放電を点弧することができる。

・ノイズ等を含めて風車機器や風車制御への悪影響はない。

・回転数や出力を増加させられる可能性がある。

　ただし、定量的な評価は今後の課題である。

また、新たに以下のような課題が抽出された。

・電極や電源の施工期間の短縮

・プラズマ電源および電極の耐雷を含めた耐久性向上

・取得データの評価方法の確立

・風車制御との強調

・風車とコンポーネントの認証

これら多岐にわたる課題の解決にむけ、プラズマ機器のメーカ、風車メーカ、メンテナンス会社、認証機関等と連携しながら、着実に実用化を進めていきたい。

(*5) 本章に記載した内容は、Proceedings of Grand Renewable Energy 2014 [Matsuda et.al., 2014]にて発表したものである。

第 6 章　結論

本研究では、風力発電の大型化と変動風対策に資する技術として、水平軸風車に対するプラズマ気流制御技術の適用可能性を明らかにすることを目的とした。プラズマ気流制御技術の中でも、実用化可能性の高いコンセプトに的を絞り、誘電体バリア放電電極を用いて、パルス変調制御により、翼で発生する前縁剥離を抑制するコンセプトが、大型風車に適用可能かどうかを検証するため、種々の実証実験を実施した。

第 1 章では、上記の研究目的に至った以下の背景を示した。

・風力発電の普及を妨げている技術的課題を分析し、大型化と変動風対策が重要であることが判明した。

・これを解決する手段として、風車翼におけるアクティブ空力制御技術が検討されているが、従来技術の範疇では実用化可能なものがない。

・近年注目を集めているプラズマ気流制御技術は、電気的デバイスである点で従来技術とはまったく異なるコンセプトであり、風車環境での実用化可能性が高い。

・プラズマ気流制御を記述できる理論がまだないため、実験的手法により検討を進める。

第 2 章では、誘電体バリア電極の設計に必要な種々のパラメータへのプラズマ誘起流速依存性を調べ、シュリーレン法による誘起流の時間分解計測を行い、以下の結論を得た。

・プラズマ誘起流の速度は、電力を増加させると増加し、誘電体の誘電率を小さくしたほうが誘起効率が高くなる。

・休止時間のある両極性パルス電圧波形では、印加電圧の半値幅を所定の閾値まで広げた場合が最も誘起効率がよくなる。

・電圧の勾配が正よりも負のときのほうが、誘起効率はよくなる。

・プラズマ誘起流は、電圧の勾配が負の時間帯に、顕著に生成されている。

・以上のことから、プラズマ誘起流の発生メカニズムにおいて、イオンを駆動する電界として、ストリーマ先端電界よりも外部電界の寄与が大きいことが示唆される。

・誘起流が形成される時間スケールは約 1ms 程度であり、それ以下の時間では、密度変化を生じるほどの誘起流は生じていない。

第 3 章では、プラズマ気流制御の風車への適用検討にあたり、翼の前縁剥離の抑制の観点から、高速流れでの効果、風車翼型における効果、動的流れ場における効果、回転場における効果を風洞実験によって確認し、以下の結論を得た。

・前縁剥離における失速角の遅延効果は、連続放電よりパルス変調制御で顕著であり、失速後の揚力を引き上げ、失速における揚力係数の急減を緩和する効果がある。

・上記の効果は、パルス変調制御に伴って、剥離せん断層から大規模な横渦が発生する

ことにより発現している可能性がある。

・パルス変調周波数には最適値が存在し、今回の試験範囲では、ストローハル数 $St=fc/U$ が 0.5～2 程度で最も効果が大きい。

・主流速度が 70m/s、レイノルズ数が 10^6程度のレベルまで、前縁剥離に対するパルス変調制御の効果が認められる。

・揚力向上だけでなく、後流欠損を緩和し、抗力を低減できる可能性がある。

・剥離抑制は回転場中の翼に対しても適用が可能である

・後縁剥離に対しては現状ではプラズマの効果は認められていない。

第 4 章では、三重大学 30 kW フィールド風車の翼前縁に放電電極を設置した検証試験を行い、以下の結論を得た。

・屋外環境において、回転翼前縁に安定に放電プラズマを形成できた。

・変動する実風況下でも、プラズマによるロータトルク増大効果が確認できた。これは翼素に対する高迎角の失速域での揚力向上効果によるものと考えられる。

・周速比 λ=3～5 の低周速比領域で、パワー係数の増大効果が認められた。

・短時間ではあるが、放電電力を十分上回る平均出力増大効果が得られた。

・タフト法により翼面流れを可視化し、剥離が頻繁に発生してタフトが乱れるアジマス角付近において、プラズマによりタフトが整列する傾向があることを捉えた。

・パワー係数への効果におけるパルス変調周波数依存性は、本フィールド試験におけるプラズマ効果が、翼前縁から放出されるコヒーレントな渦構造によるものである可能性を示唆している。

・プラズマによる出力増大効果が大きく出ているケースでは、プラズマ ON のほうが、プラズマ OFF に比べて、風車の正面と真後ろで風速が増加しており、風車による抵抗が緩和されたことで、風車への流入風の減速が緩和された可能性を示唆している。

第 5 章では、これらの知見を踏まえて 1.75MW の大型風車での検証を行い、大型実機における可能性を検討して課題抽出を行った。

本結果は、風車におけるプラズマ気流制御の効果を、世界で始めて、実風況下で捉えたものであり、その手法と取得されたデータは、今後の実用化を進めるための大きな知見といえる。

第 5 章で得た、実用化の課題のうち、デバイスの耐久性に関しては、その後の開発で大きく前進し、実用化のレベルに近づきつつある。今後は、実機で取得されたデータの評価・解釈を行い、それに基づいて、実機風車の性能を最大限引き出すための適用手法を開発していく必要がある。

参考文献

第 1 章 1.1 節

Global Wind Energy Council, 2014
"Global Wind Report -Annual market update-", Global Wind Energy Council, 80p, 2014

Global Wind Energy Council, 2013
"Global Wind Report -Annual market update-", Global Wind Energy Council, 80p, 2013

Wiser,R., Bolinger,M., 2015
"2014 Wind Technologies Market Report", U.S.Department Energy, 93p, 2015

経済産業省,2015
"長期エネルギー需給見通し", 13p, 2015

水野瑛己, 2013
"日本の陸上風力発電コストの現状と分析",自然エネルギー財団,2013

内閣府,2011
"コスト等検証委員会報告書（平成 23 年 12 月 19 日）",内閣府,2011

第 1 章 1.2 節

Leishman,J.G., 2002
"Principles of helicopter aerodynamics ", Cambridge University Press, 2002

Medina,P., Singh,M., Johansen,J., Jove,A.R., Figersh,L., Schreck,S., 2012
"Inflow characterization and aerodynamic measurements on a SWT-2.3-101 wind turbine", Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-0230, 2012

Schreck,S., Robinson,M., 2007
"Wind turbine blade flow fields and prospects for active aerodynamic control", Proceedings of the ASME 2007 Fluids Engineering Division Summer Meeting, NREL/CP-500-41606, 2007

第 1 章 1.3 節

Barlas,T.K., van Kuik,G.A.M., 2010
"Review of state of the art in smart rotor control research for wind turbines", Progress in Aerospace Sciences,46, pp1-27, 2010

Berg,J.C., Barone,M.F., Resor,B.R., 2013
"Field test results from the Sandia SMART Rotor", Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2013-1060, 10p,2013

Burl,T., Gaunaa,M., Bak,C., Hansen,P., Clemmensen,K., 2005
"Measurements on the Thunder TH-6R actuator", Proceedings of the ASME2007 Fluids Engineering Division Summer Meeting, Riso-R-1537, 20p, 2005

Castaignet,D., Barlas,T., Buhl,T., Poulsen,N.K., Wedel-Heinen,J.J.,Olesen,N.A., Bak,C.,Kim,T.,2013
"Full-scale test of trailing edge flaps on a Vestas V27 wind turbine: active load reduction and system identification", Wind Energy,We.1589, 16p, 2013

Chow,R., van Dam,C.P., 2007
"Computational investigations of deploying load control microtabs on a wind turbine airfoil", Proceedings of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-1018,14p,2007

Johnson,S.J., vanDam,C.P.C, Berg,D.E., 2008
"Active load control techniques for wind turbines", Sandia report, SAND2008-4809, 130p,2008

Kara,K., Gunduz,M.E., Kim,J.W., Sankar,L.N., 2013
"Effects of circulation control on power production for large scale wind turbines", Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2013-1105, 17p, 2013

Pechlivanoglou,G.K., Nayeri,C,N., Paschereit,C.O.,2011
"Performance optimization of wind turbine rotors with active flow control", Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011, GT2011-45493, 130p, 2011

Pechlivanoglou,G.K., Wager,J., Nayeri,C,N., Paschereit,C.O., 2010
"Active aerodynamics control of wind turbine blades with high deflection flexible flaps", Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2010-644, 9p, 2010

参考文献

第 1 章 1.4.1 節

足立宜良, 川崎元之, 1978

"コロナ放電電界中のイオン風",静電気学会誌,Vol.2,No.3,12p,1978

Benard,N., Balcon,N., Moreau,E.,2009

"Electric wind produced by a surface dielectric barrier discharge operating over a wide range of relative humidity",Proceedings of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,AIAA 2009-488,14p,2009

Boeuf,J.P., Lagmich,Y., Pitchford,L.C.,2009

"Contribution of positive and negative ions to the electrohydrodynamic force in a dielectric barrier discharge plasma actuator operating in air", Journal of applied physics,Vol.106, 023115,10p,2009

Borghi,C.A., Carraro,M.R. Cristofolini,A.,2005

"Plasma and flow characterization in a flat panel one atmosphere uniform barrier discharge", 36th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, AIAA 2005-5307,10p, 2005

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., VanDyken,R.D., Kachner,K.D., Jumper,E.J., Corke,T.C.,2003

"Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma",41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,AIAA 2003-1021, 6p,2003

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., VanDyken,R.D., Fischer,J.C.,2004

"Plasma structure in the aerodynamic plasma actuator",42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,AIAA 2004-844,8p,2004

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., VanDyken,R.D., Kachner,K.D., Jumper,E.J., Corke,T.C., Post,M., Haddad, O.,2004

"Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: Geometric effects",AIAA Journal,Vol.42,No.3,10p,2004

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., VanDyken,R.D., Kachner,K.D., Jumper,E.J., Corke,T.C.,2004

"Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: Plasma Morphology", AIAA Journal,Vol.42,No.3,6p,2004

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., Font,G.I., Baughn,J.W.,2005

"Parametrization of temporal structure in the single dielectric barrier aerodynamic plasma actuator",43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,AIAA 2005-564,11p,2005

Enloe,C.L., McLaughlin,T.E., Font,G.I., Baughn,J.W.,2006
"Frequency effects on the efficiency of the aerodynamic plasma actuator",44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,AIAA 2006-166,9p,2006

Gregory, J.W., Enloe,C.L., Font,G.I.,McLaughlin,T.E.,2007
"Force production mechanisms of a dielectric-barrier discharge plasma actuator",45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,AIAA 2007-185,13p,2007

Jayaraman,B., Cho,Y.-C., Shyy,W.,2008
"Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator", Journal of applied physics, Vol.103, 053304,16p, 2008

Kogelschatz, U., Eliasson,B., Egli,W.,1999
"From ozone generators to flat television screens: history and future potential of dielectric-barrier discharges",Pure Appl. Chem.,Vol.71,No.10,pp.1819-1828, 1999

Likhanskii,A.V., Shneider,M.N., Macheret,S.O., Miles,R.B., 2008
"Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator in air", Journal of applied physics,Vol.103, 053305,14p,2008

水野彰, 杤久保文嘉, 内田諭, 小田昭紀, 高木浩一, 林信哉, 2007
"大気圧プラズマを学ぼう",プラズマ・核融合学会誌,Vol.83,No.11,pp.913-919,2007

Porter,C.O., Baughn,J.W., McLaughlin,T.E., Enloe,C.L., Font,G.I.,2007
"Plasma actuator force measurements",AIAA Journal,Vol.45,No.7, 9p,2007

Roth,J.R., Dai,X.,2006
"Optimization of the aerodynamic plasma actuator as an Electrohydrodynamic (EHD) electrical device", Proceedings of 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006-1203, 28p,2006

Roth,J.R.,Sherman,D.M., Wilkinson,S.P.,1998
"Boundary layer flow control with one atmosphere uniform glow discharge surface plasma", Proceedings of 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 1998-0328,14p,1998

Singh,K.P., Roy,S., Gaitonde,D.V.,2006
"Modeling of dielectric barrier discharge plasma actuator with atmospheric air chemistry"
Proceedings of 37th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference,AIAA 2006-3381,11p,2006

Starikovskii,A.Y., Nikipelov,A.A., Nudnova,M.M., Roupassov,D.V.,2009
"SDBD plasma actuator with nanosecond pulse-periodic discharge",Plasma Sources Sci.Technol., Vol.18,034015,17p,2009

田中元史, 林和夫, 大友文雄, 松田寿, 野田悦夫, 安井祐之, 志村尚彦, 新関良樹, 野田伸一, 2008
"バリア放電による翼面流れの剥離抑制効果",電気学会論文誌.A,基礎・材料・共通部門誌, Vol.128,No.4,pp235-241,2008

田中元史, 野田悦夫,2008
"非平衡プラズマを用いた気流制御技術の動向",電気学会論文誌.A,基礎・材料・共通部門誌, Vol.128,No.12,pp699-702,2008

Unfer,T., Boeuf,J-P., Rogier,F., Thivet,F.,2008
"Modeling of dielectric barrier discharge and coupling with computational fluid dynamics", Proceedings of 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-1375,10p,2008

Van Dyken,R., McLaughlin,T.E., Enloe,C.L.,2004
"Parametric investigations of a single dielectric barrier plasma actuator",AIAA 2004-0846,12p, 2004

Yabe,A., Mori,Y., Hijikata,K.,1977
"EHD study of the corona wind between wire and plate electrodes",AIAA Journal,Vol.16,No.4, pp.340-345,1977

第 1 章 1.4.2 節

Aono, H., Okada, K., Nonomura, T., Kawai, S., Sato, M., Yakeno, A., Fujii, K., 2014
"Effects of burst frequency and momentum coefficient of DBD actuator on control of deep-stall flow around NACA0015 at Re_c=2.6x10^5",AIAA SciTech, 13-17 January 2014, National Harbor, Maryland,52nd Aerospace Sciences Meeting,AIAA 2014-0766,16p,2014

参考文献

Artana,G., D'Adamo,J., Léger,L., Moreau,E., Touchard,G., 2002
"Flow control with electrohydrodynamic actuators",AIAA Journal,Vol.40,No.9,8p,2002

Asada,K., Fujii,K., 2010
"Computational analysis of unsteady flow-field induced by plasma actuator in burst mode", Proceedings of 5th Flow Control Conference,AIAA 2010-5090,12p,2010

浅田健吾, 藤井孝蔵, 2009
"LES 解析による DBD プラズマアクチュエータのバースト発振翼剥離抑制効果",第 23 回数値流体力学シンポジウム講演論文集,B6-5,9p,2009

Corke,T.C., He,C., 2004
"Plasma flaps and slats: An application of weakly-ionized plasma actuators",AIAA 2004-2127, 10p,2004

Corke,T.C., Jumper,E.J., Post,M.L., Orlov,D.,2002
"Application of weakly-ionized plasmas as wing flow-control devices",AIAA 2002-0350,10p, 2002

El-Khabiry,S., Colver,G.M.,1997
"Drag reduction by dc corona discharge along an electrically conductive flat plate for small Reynolds number flow",Phys. Fluids,vol.9,No.3, pp587-599,1997

藤井孝蔵,2004
"CFD は何を変えたか？ー航空宇宙 CFD の 30 年から見る CFD の将来ー",
第 18 回数値流体力学シンポジウム講演論文集,2p,2004

Göksel,B.,1997
"Studie über anwendungen elektrisher felder in der aerodynamik", Studienarbeit Institut fur Luft- und Raumfahrt der Technischen Universitat Berlin,120p,1997

Göksel,B.,2000
"Verbesserung der aerodynmischen effizienz und sicherheit von mikro-flugzeugen durch ablösekontrolle in teilionisierter luft",DGLR Paper JT-2000-203, In Proceedings of the German Aerospace Congress,Vol.1,pp.1317-1331,2000

参考文献

Greenblatt,D., Wygnanski,I.J.,2000
"The control of flow separation by periodic excitation",Progress in Aerospace Sciences,Vol.36,No.7, pp487-545,2000

Hultgren,L.S., Ashpis,D.E.,2003
"Demonstration of separation delay with glow-discharge plasma actuators",Proceedings of 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-1025, 2003

Ketcham, J., Velkoff,H.R.,1968
"Effect of an electrostatic field on boundary layer transition",AIAA Journal, Vol.6, No.7, pp.1381-1383, 1968

McVeigh,M.A., Nagib,H., Wood,T., Wygnanski,I.,2011
"Full-scale flight tests of active flow control to reduce tiltrotor aircraft download", Journal of Aircraft, Vol.48,No.3,2011

Moreau,E.,2007
"Airflow control by non-thermal plasma actuators",J. Phys. D: Appl. Phys. Vol.40,pp605-636,2007

Nonomura,T., Aono,H., Sato,M., Yakeno,A., Okada,K., Abe,Y., Fujii,K.,2013
"Control mechanism of plasma actuator for separated flow around NACA0015 at Reynolds number 63,000 -Separation bubble related mechanisms-",Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,AIAA 2013-0853,28p, 2013

小河原加久治, 中谷直樹,佐伯壮一, 2003
"プラズマシンセティックジェットアクチュエータによる翼まわりの流れ制御",日本機械学会論文集（B 編） Vol.69,pp2237-2242,2003

Opatis,D.F., Roupassov,D.V., Starikovskaia,S.M., Starikovskii,A.Y., Zavialov,I.N., Saddoughi,S.G., 2005
"Plasma control of boundary layer using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge", Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005-1180, 6p, 2005

Post,M.L., Corke,T.C., 2006
"Separation control using plasma actuators: Dynamic stall vortex control on an oscillating airfoil", AIAA Journal,Vol.44,No.12, pp3125-3135,2006

Roth,J.R., Sherman,D.M., Wilkinson,S.P.,1998
"Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma", Proceedings of 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 1998-0328,28p,1998

作田忠裕, 田中康規, 香月真, 石垣隆正,1999
"パルス変調された高周波誘導熱プラズマの発生",日本金属学会誌,Vol.63,No.1,pp.2-8,1999

Sunneechurra,K., Crowther,W.J.,2007
"Problems with leading-edge flow control experiments",J. Aircraft,Vol.44,No.3,pp.1052-1055,2007

Velkoff,H.R.,Ketcham, J., 1968
"Effect of an electrostatic field on boundary layer transition",AIAA Journal, Vol.6, No.7, pp.1381-1383, 1968

Vorobiev,A.N., Rannie,R.M., Jumper,E.J.,2006
"An experimental investigation of lift enhancement and roll control using plasma actuators", Proceedings of 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference,AIAA 2006-3383,12p,2006

Wilkinson,S.P.,2003
"Investigation of an oscillating surface plasma for turbulent drag reduction",Proceedings of 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-1023,2003

第 1 章　1.5 節

Athanasios,D.,2014
"Active flow control using plasma actuators, Application on wind turbines",Master of Science Thesis, Delft University of Technology,134p,2014

Cooney,J.J.,2009
"Feasibility of plasma actuators for active flow control over wind turbine blades",Proceedings of 5th Flow Control Conference,AIAA 2009-218,11p,2009

Eisele,O., Pechlivanglou,G., Nayeri,C.N., Paschereit,C.O.,2010
"Flow control using plasma actuators at the root region of wind turbine blades",Proceedings of DEWEK 2010,1p,2010

Fine,N.E., Szlatenyi,C., Rosenthal,B.,2013
"Test-bed and full-scale demonstration of plasma flow control for wind turbines, Phase I final report",NAVATEK TR-2013/2,120p,2013

Ghosh,S.,2011
"Plasma actuation for active control of wind turbine power", PhD Thesis. École Polytechnique de Montréal,96p,2011

Greenblatt,D., Lautman,R.,2015
"Inboard/outboard plasma actuation on a vertical-axis wind turbine", Renewable Energy, Vol.83, pp.1147-1156,2015

Greenblatt,D., Schulman,M., Ben-Harav,A.,2012
"Vertical axis wind turbine performance enhancement using plasma actuators",Renewable Energy, Vol.37,pp.345-354, 2012

Jukes,T.N.,2015
"Smart control of a horizontal axis wind turbine using dielectric barrier discharge plasma actuators" Renewable Energy, Vol.80,pp.644-654, 2015

Jukes,T.N., Segawa,T., Furutani,H.,2012
"Active flow separation control on a NACA 4418 using DBD vortex generators and FBG sensors" Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,AIAA 2012-1139,20p,2012

Jukes,T.N., Segawa,T., Furutani,H.,2013
"Flow control on a NACA 4418 using dielectric-barrier-discharge vortex generators",
AIAA Journal, Vol.51, No.2, pp.452-464,2013

Müller-Vahl,H.F., Strangfeld,C., Nayeri,C.N., Paschereit,C.O., Greenblatt,D.,2013
"Thick airfoil deep dynamic stall and its control",Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospce Exposition,AIAA 2013-0854,15p,2013

Nelson,R.C., Corke,T.C., Othman,H., Patel,M.P., Vasudevan,S., Ng,T.,2008
"A smart wind turbine blade using distributed plasma actuators for improved performance",
Proceedings of 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-1312,17p,2008

Patel,M.P., Vasudevan,S., Nelson,R.C., Corke,T.C.,2008
"Plasma aerodynamic control effectors for improved wind turbine performance",Phase I SBIR Final Report,51p,2008

Potočar,E., Širok,B., Hočevar,M., Eberlinc,M.,2012
"Control of separation flow over a wind turbine blade with plasma actuators",Journal of Mechanical Engineering,Vol.58,No.1,pp.37-45,2012

Segawa,T., Jukes,T., Yuki,Y., Maeda,S., Maeda,T. Ogata,S.,2013
"Feedback control of flow separation on NACA0024 airfoil under periodic wall oscillation by means of DBD plasma actuator and FBG sensor",Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospce Exposition,AIAA 2013-1117,12p,2013

田中元史,2006
"風車翼および風力発電システム",特許第 4810342 号,2006

Versailles,P., Ghosh,S., Vo,H.D., Masson,C.,2011
"Preliminary assessment of wind turbine blade lift control via plasma actuation",Wind Engineering, Vol.35,No.3,pp.339-356,2011

Walker,S., Segawa,T.,2012
"Mitigation of flow separation using DBD plasma actuators on airfoils: A tool for more efficient wind turbine operation",Renewable Energy,Vol.42,pp.105-110,2012

第 2 章

NEDO,2014
"平成 22 年度～平成 24 年度成果報告書　省エネルギー革新技術開発事業　先導研究　動的流れ場に対するプラズマ気流制御最適化の研究開発", NEDO 成果報告書,プロジェクト番号 P09015,　管理番号 20140000000053,　2014

志村尚彦，田中元史，安井祐之,2013
"プラズマ誘起流形成メカニズムの検討 ―電源電圧波形依存性―",平成 25 年電気学会全国大会講演論文集　1-025,1p, 2013

Tanaka,M., Shimura,N., Amemori,K., Yasui,H.,2015
"Study of plasma induced flow forming mechanism using the Schlieren method",Proceedings of 9th International Conference on Reactive Plasmas/ 68th Gaseous Eletronics Conference /33rd Symposium on Plasma Process,GT1.00170,2p,2015

第 3 章　3.2 節

松田寿, 大友文雄, 田中元史, 林和夫, 野田伸一, 水野末良, 内田竜朗, 青木一義, 新関良樹, 野田悦夫,2008
"非平衡プラズマによる気流制御（パルス変調制御の効果）",日本機械学会論文集(B 編）, Vol.74,No.744, pp.1667-1672,2008

第 3 章　3.3 節

松田　寿、田中元史、大迫俊樹,2013
"NACA0015 翼前縁剥離流れ制御に関する大型風洞実験",日本ガスタービン学会誌, Vol.41,No.4,pp.35-40,2013

第 3 章　3.4 節

Matsuda,H., Tanaka,M., Shimura,N., Otomo,F., Osako,T.,2014
"Plasma actuation effect on flow around 2-D wind turbine blade (Effect on lift increase and drag reduction",Proceedings of Asian Congress on Gas Turbine, ACGT 2014-0021, 6p,2014

第 3 章　3.5 節

満尾和徳, 渡辺重哉, 跡部隆, 加藤裕之, 内田竜朗, 田中元史,2012
"プラズマアクチュエータによる動的失速翼の揚力向上",日本機械学会 2012 年度年次大会講演論文集,S056044,5p,2012

渕脇正樹、田中和博,2013
"蝶の翅まわりの流れの PIV 計測とその翅上の渦輪の動的挙動",混相流,Vol.27,No.4,2013

第 3 章　3.6 節

松田寿, 田中元史, 大迫俊樹, 山崎顕一, 志村尚彦, 浅山雅弘, 前田太佳夫, 鎌田泰成, 尾立志弘,2014
"プラズマ気流制御技術を用いた高性能風車の開発",日本風力エネルギー学会論文集, Vol.38,No.4,pp.85-89,2014

第 4 章

Aono,H., Abe,Y., Sato,M., Yakeno,A., Okada,K., Nonomura,T., Fujii,K., 2014
"Flow control using a DBD plasma actuator for horizontal-axis wind turbine blades of simple experimental model", Proceedings of WCCM XI - ECCM V - ECFD VI 2014 (11th. World Congress on Computational Mechanics,5th. European Conference on Computational Fluid Dynamics, 6th. European Conference on Computational Fluid Dynamics) : International Association for Computational Mechanics (IACM) : MS215B ,12p,2014

Fujii,K., 2014
"High-performance computing-based exploration of flow control with micro devices", Philosophical transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical, and Engineering Sciences, Vol.372, 20130326, 2014

松田寿, 田中元史, 雨森清行, 大迫俊樹, 前田太佳夫, 鎌田泰成 ,2013
"プラズマ気流制御風車翼周り流れのタフト法可視化 ",可視化情報学会誌,Vol.33,Suppl.No.1, pp.241-246,2013

Tanaka,M., Amemori,K., Matsuda,H., Shimura,N., Yasui,H., Osako,T., Kamada,Y., Maeda,T.,2013
"Field test of plasma aerodynamic controlled wind turbine", Proceedings of European Wind Energy Association Conference and Exhibition 2013,8p,2013

田中元史, 松田寿, 雨森清行, 志村尚彦, 安井祐之, 大迫俊樹, 前田太佳夫, 鎌田泰成,2014
"プラズマ気流制御によるロータトルク増大効果のフィールド検証",日本風力エネルギー学会論文集,Vol.38,No.4,pp.132-137,2014

田中元史, 松田寿, 雨森清行, 志村尚彦, 安井祐之, 大迫俊樹, 前田太佳夫, 鎌田泰成,2014
"フィールド風車まわりの流れに対するプラズマ気流制御の影響",第 36 回風力エネルギー利用シンポジウム講演論文集,pp.213-216,2014

第 5 章

Matsuda,H., Tanaka,M., Osako,T., Yamazaki,K., Shimura,N., sayama,M., Maeda,T., Kamada,Y., Oryu,Y.,2014
"Development of high performance wind turbine using plasma actuation technology",Proceedings of Grand Renewable Energy 2014,4p, 2014

謝辞

本研究を遂行するにあたり、終始丁寧かつ詳細なご指導、ご鞭撻を賜りました、三重大学大学院工学研究科　前田太佳夫教授に深甚なる感謝の意を表します。また、本論文の審査をして頂いた同研究科　廣田真史教授、辻本公一教授、鎌田泰成准教授に衷心より感謝申し上げると同時に、本論文提出に際して種々のご配慮を頂きました同大学工学部機械工学科の諸先生方にも厚く御礼申し上げます。また、フィールド試験や理論的検討で多大なる協力をいただいた村田淳介助教、フィールド風車チームの平田晴起殿、森直也殿に、厚くお礼申し上げます。あまり研究室に足を運べなかった私を、暖かくサポートしてくださった Dr. Qingan Li、Mr. Phengpom Tinnapob はじめ、研究室の皆様に感謝いたします。

また、本研究の一部は、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託業務の結果得られたものであり、謹んで感謝の意を表します。また、NEDO の受託業務にあたって、共同研究者として、多くのご指導、ご助言をいただきました、独立行政法人宇宙航空研究開発機構　宇宙科学研究所　藤井孝藏教授、同機構　研究開発本部　渡辺重哉殿、満尾和徳殿にも、厚く御礼申し上げます。

本研究における大型風車実機での検証は、株式会社鹿児島風力発電研究所の風車を借用させていただいて実現したものであり、多大なるご支援をいただいた、株式会社北拓　吉田悟殿、尾立志弘殿、株式会社風力発電研究所　森田真一殿に、厚く御礼申し上げます。

また、本研究の一部は、株式会社東芝の研究試験施設を使用して行ったものであり、特に本研究の中核をなすプラズマ気流制御の技術開発にあたって、終始厳しくも暖かいご指導、ご鞭撻をいただき、三重大学の社会人博士課程就学にあたっても深いご理解を頂きました、株式会社東芝　村上俊明殿、前川治殿、風尾幸彦殿、小平政宣殿、伊藤義康殿、宮池潔殿、林正孝殿、佐々木隆殿、柴垣徹殿、寺井清寿殿、篠原和太郎殿、山口秀明殿に心から感謝いたします。さらに、プラズマの産業応用と気流制御の開発にあたり、共同研究者として開発を進めて頂きました、株式会社東芝　大迫俊樹殿、松田寿殿、安井祐之殿、志村尚彦殿、雨森清行殿、川上昌也殿、山崎顕一殿、篠原尚人殿、大西祐太殿、近藤慧殿に心から感謝しますと同時に、有意義なご助言を頂きました、プラズマ気流制御チームの皆様に、厚く御礼申し上げます。

本技術の開発を進めるなかで、ここに書ききれなかった本当に数多くの方から、ご指導、ご支援をいただきました。皆様と描いた夢を実現できるよう、何とか実用化までつないでいく所存です。

最後に、いつも研究生活を支えてくれた妻と子供達と両親に心から感謝いたします。