

リング型プラズマアクチュエータを用いた 環状タービン翼列チップクリアランス流れの能動制御

松沼 孝幸*¹
MATSUNUMA Takayuki

瀬川 武彦*¹
SEGAWA Takehiko

ABSTRACT

Innovative “string-type” and “ring-type” dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuators were used for the active control of the tip leakage flow of a turbine blade. From annular turbine rotor experiments, it was confirmed that the DBDs are generated in between the turbine rotor tip and casing wall and rotate with the motion of the turbine rotor tip. In fundamental experiments using a single airfoil with tip clearance and a flat plate with tip clearance, two-dimensional velocity distributions near the tip clearance region were measured by particle image velocimetry (PIV). Tip clearance flow was reduced with an increase in the input voltage of the plasma actuator. In the flat plate experiments, the tip clearance flow with a maximum velocity of approximately 6 m/s was successfully dissipated by means of the plasma actuator flow control at the input of peak-to-peak voltage 7.0 kV_{p-p} and frequency 8.6 kHz.

Key words : プラズマアクチュエータ, 誘電体バリア放電, 能動流体制御, 翼先端隙間, 漏れ流れ, タービン
Plasma actuator, DBD, Active flow control, Tip clearance, Tip leakage flow, Turbine

1. はじめに

近年研究が盛んになっている誘電体バリア放電 (DBD) プラズマアクチュエータは、図1のように絶縁体を挟んだ電極間に高周波の高電圧を加えることにより局所的にプラズマを発生させ、表面に沿った流れを誘起することができる。機械的な可動部を持たず、構造が簡単かつ小型軽量であるため、次世代の能動制御デバイスとして有望視されている⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾。

一方、タービン翼列は、ガスタービンの主要な構成要素として、航空推進用ジェットエンジンや発電用ガスタービンに全世界で広範に利用されているため、わずかな性能向上でも高い省エネルギー効果が期待できる。特に、タービン翼列の翼先端から発生する漏れ流れ (チップクリアランス流れ) は、空力性能を低下させる大きな原因の1つであるため、これまでに多くの研究が行われ^{(6),(7)}、プラズマアクチュエータを用いて漏れ流れを抑える研究も行われている⁽⁸⁾。プラズマアクチュエータをターボ機械に適用する研究は、低速流れでの剥離を抑制する風洞実験がほとんどであったが^{(9),(10)}、最近では遷音速圧縮機の高速流れでの試験⁽¹¹⁾や1.75MWの商用風車でのフィールド試験⁽¹²⁾も研究されている。

本研究では、図2のような著者らにより開発された

「ひも型プラズマアクチュエータ」⁽¹³⁾の原理を応用した「リング型プラズマアクチュエータ」を用いて、チップクリアランス流れを抑制する実験を行う。

2. リング型プラズマアクチュエータ

図3と図4に、リング型プラズマアクチュエータの構造の概要図と断面図を示す。このアクチュエータは、図

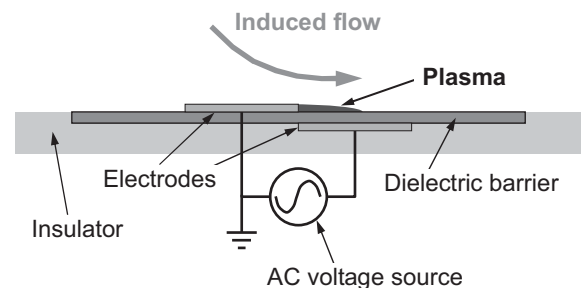


Fig. 1 Conventional “sheet-type” plasma actuator

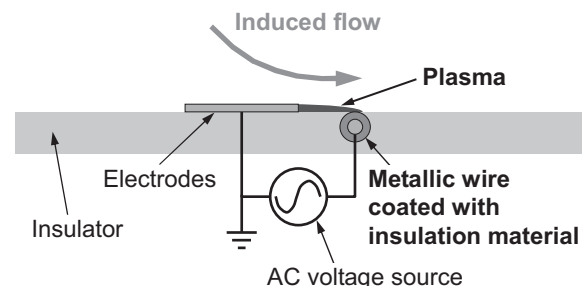


Fig. 2 Newly developed “string-type” plasma actuator

原稿受付 2015年7月16日

校閲完了 2016年4月26日

*1 国立研究開発法人 産業技術総合研究所
省エネルギー研究部門
〒305-8564 つくば市並木1-2-1

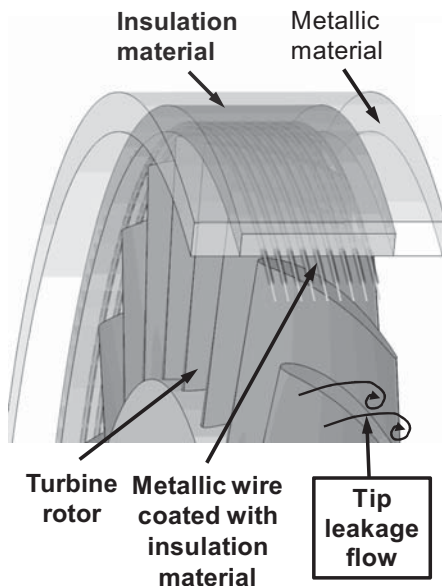


Fig. 3 Ring-type plasma actuator

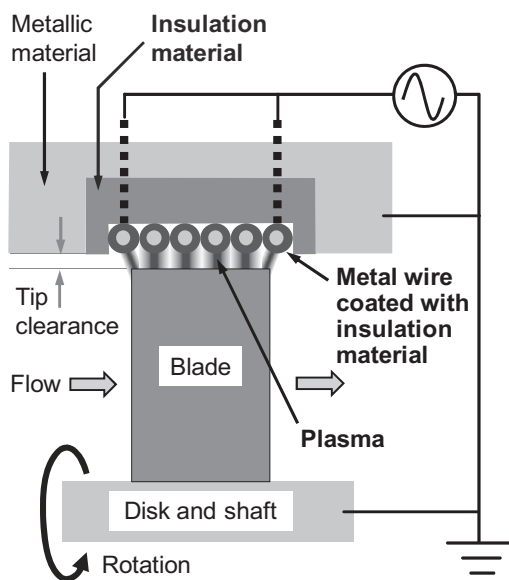


Fig. 4 Cross section of ring-type plasma actuator

3のように、タービン動翼のチップ側壁面にリング状に設置され、絶縁材料の中に絶縁被覆ワイヤを埋め込んだ内部構造になっている。図4のように、タービン動翼をはじめ、軸・ケーシングなどの風洞全体は金属製であり、全体をグランド電極として接地する。絶縁被覆ワイヤに高周波・高電圧を加えることによって、ワイヤとタービン動翼先端の間にプラズマを発生させ、チップクリアランスを通過する流れを抑制する仕組みになっている。

3. 実験の方法と結果

3.1 環状タービン翼列風洞での実験

測定部に単段タービン（1組の静翼列・動翼列）が設置されている環状タービン翼列風洞⁽⁴⁾を用いて、プラズマアクチュエータの動作を確認する⁽⁵⁾。タービン動翼の翼先端は、コード長58.6 mm、軸方向コード長33.1 mmで、チップクリアランスの大きさは1 mmである。図5に示すように、測定部に設置されているアクリル窓に絶縁被覆ワイヤを埋め込み、リング型プラズマアクチュエータを部分的に構築する（図5のタービン動翼部分の細い縦線、幅32 mm、長さ160 mm）。この絶縁被覆ワイヤに、高電圧高周波電源（PSI製、PG1040F）を用いて、peak-to-peak電圧12.0 kV_{p-p}、周波数8.3 kHzの疑似矩形波を印加する。タービン動翼およびケーシング全体

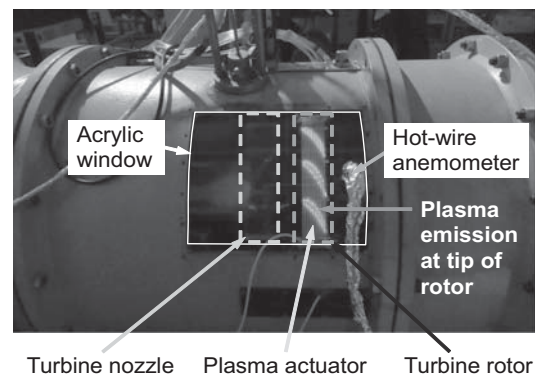


Fig. 5 Test section of annular turbine wind tunnel with ring-type plasma actuator

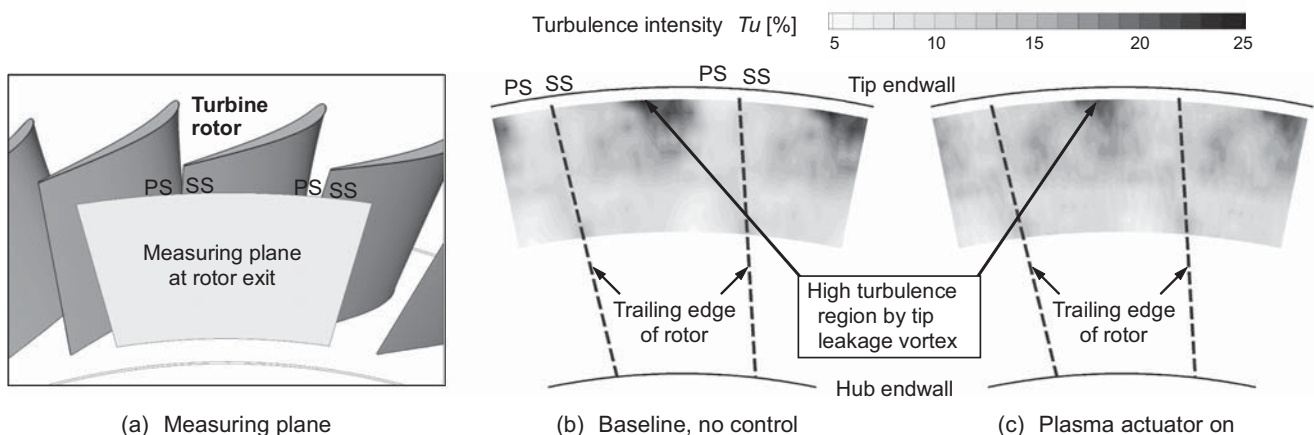


Fig. 6 Turbulence intensity distributions at rotor exit

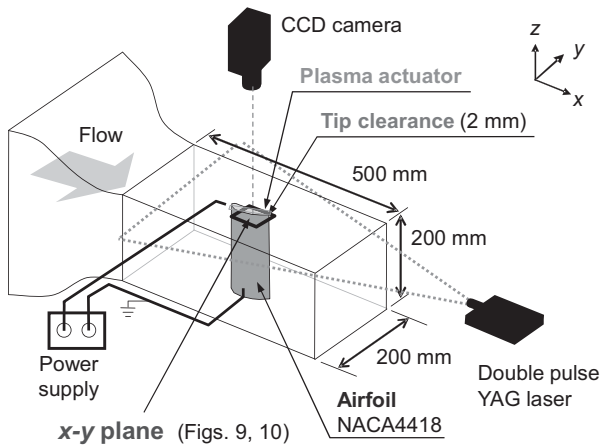


Fig. 7 Measurement system for airfoil with tip clearance (x-y plane)

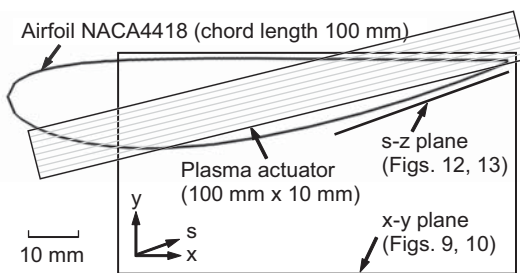
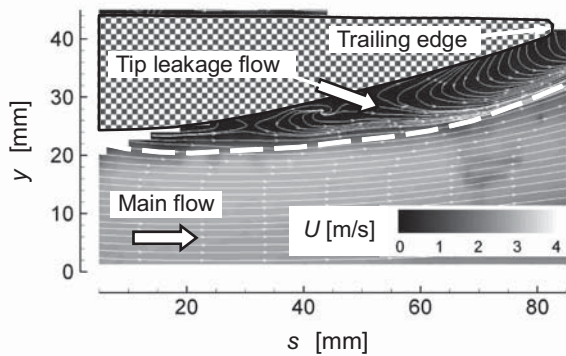


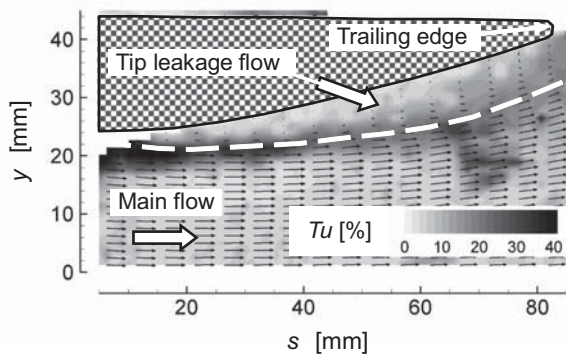
Fig. 8 Plasma actuator and measurement planes for airfoil experiment

は、電源の接地電極と接続される。プラズマアクチュエータを作動させると、図5のように、チップ側壁面に埋め込んだプラズマアクチュエータ（絶縁被覆ワイヤ、高電圧電極）とタービン動翼先端（接地電極）の間に、DBDプラズマが発生する。タービン動翼を回転させると、翼列とともにプラズマも移動することが確認できた。

さらに、タービン動翼出口の乱れ度を熱線流速計で測定した。図6(a)のように、測定面は、タービン動翼先端の後縁から15 mm下流（動翼先端の軸方向コード長33.1 mmの45%下流、 $z/C_{ax,tip} = 1.45$ ）の位置であり、測定面のチップ側半分の乱れ度を、I型熱線流速計（日本カノマックス、Model 0248R-T5）を用いて測定した。実験条件は、測定部入口の流速2.2 m/s、タービン動翼の回転数180 rpm、タービン動翼の先端形状（コード長58.6 mm）と出口速度（5.6 m/s）を基準としたレイノルズ数は 1.8×10^4 であり、ガスタービン実機よりもかなり低い流速・レイノルズ数での実験である。プラズマアクチュエータには、12.0 kVのpeak-to-peak電圧を周波数8.3 kHzで印加する。主流速度は、図6(b)と(c)に、タービン動翼出口の乱れ度分布を示す。制御なしでは、図6(b)のように、チップ側壁面の翼間中央部に乱れ度が高い領域（最大乱れ度25%）が存在する。プラズマアクチュエータによる制御を行った場合には、図6(c)のように、乱れ度の高い領域が減少する（最大乱れ度21%）。乱れ度が低くなる現象は、漏れ流れの減少を間接的に示している。

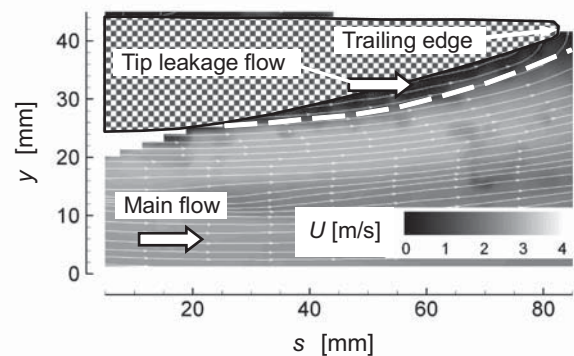


(a) Absolute velocity

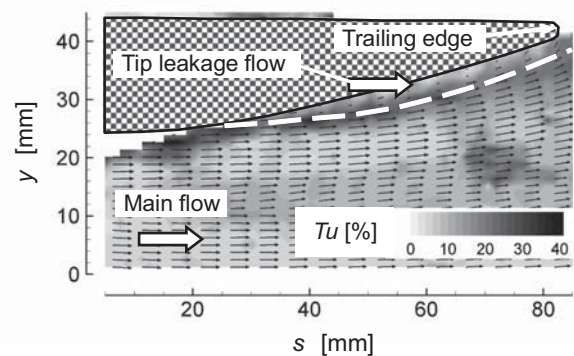


(b) Turbulence intensity

Fig. 9 Time-averaged flow near trailing edge of airfoil, x-y plane (baseline, no control)



(a) Absolute velocity



(b) Turbulence intensity

Fig. 10 Time-averaged flow near trailing edge of airfoil, x-y plane (plasma actuator on)

3.2 単独翼での実験

プラズマアクチュエータによる流れの減少をより定量的に評価するために、チップクリアランスのある単独翼を用いた実験を行う。本実験装置の模式図および測定部を上側から見た図を、図7と図8に示す。小型の吹き出し式風洞に接続されたアクリル製の測定部（流路の幅200 mm×高さ200 mm×長さ500 mm）の中央に、チップクリアランスを持つ単独翼（翼型：NACA4418、翼コード長100 mm、最大翼厚18 mm）を設置する。単独翼は、環状タービン動翼（チップクリアランス1

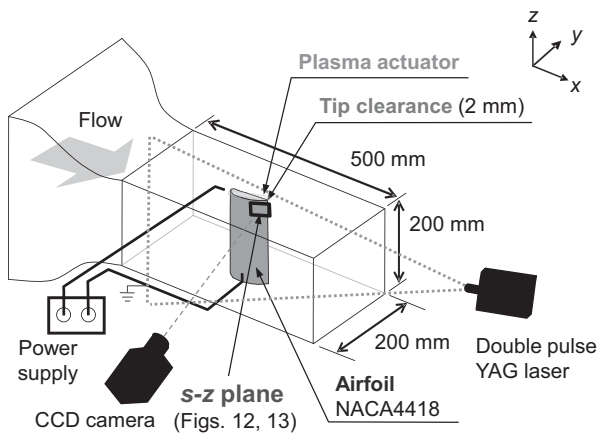
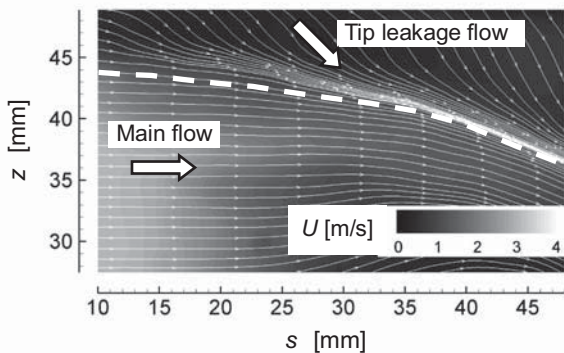


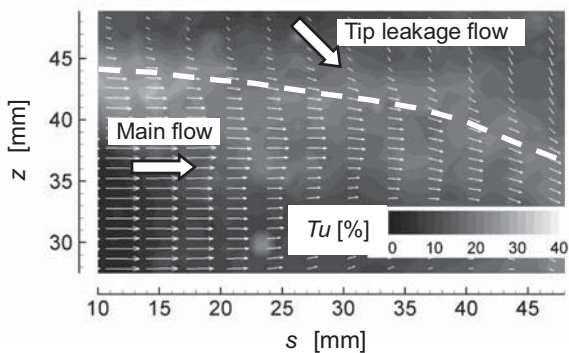
Fig. 11 Measurement system for airfoil with tip clearance (s-z plane)

mm) の約2倍のコード長であるため、チップクリアランスを2 mmにした。測定部の主流速度は4 m/s、レイノルズ数は 2.2×10^4 である。アクリル壁面には、プラズマアクチュエータを埋め込み、8.0 kVのpeak-to-peak電圧を周波数8.6 kHzで印加し、アクチュエータと翼先端の間にプラズマを生成する。本実験でのプラズマアクチュエータは、長さ100 mm、幅10 mm、深さ1.2 mmの溝に外径1.2 mmの絶縁被覆ワイヤを8本埋め込んだものであるため、図8に示すように単独翼の一部を覆う設置状況になっている。壁面から5 mmの位置のx-y平面の翼後縁付近の速度場を、粒子画像流速測定法(PIV)により計測する。PIV計測では、短時間間隔の2枚の粒子画像を取得するため、風洞上流から注入した煙を、測定部下流に設置したダブルパルスYAGレーザーにより可視化し、測定部上部に設置したクロスコリレーションカメラにより撮影する。今回の実験では、瞬時速度分布を200回測定し、その平均値を求める。

翼後縁の負圧面側の流れを図9（制御なし）と図10（制御あり）に示す。制御なしでは、図9(a)のように、翼後縁の負圧面側に、チップクリアランスを通して正圧面側から負圧面側に流れ出した絶対速度の低い領域が観察される。乱れ度は、図9(b)のように、流れと主流の境界部分で大きくなる。制御ありの場合には、図10(a)のように、流れによる低速領域が少なくなっている。さらに、図11に示すように、s-z平面でのPIV計測を実

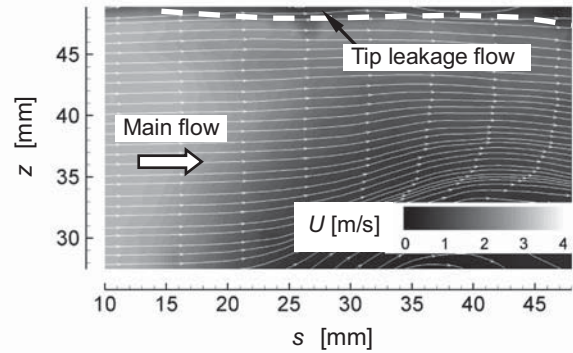


(a) Absolute velocity

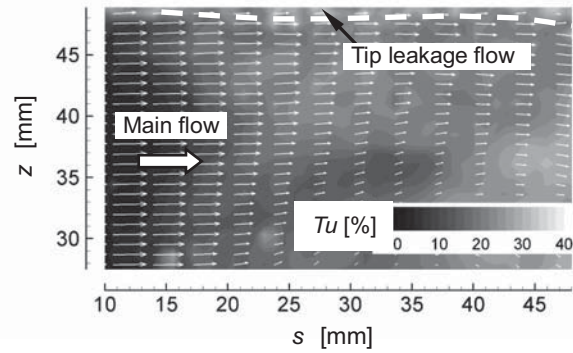


(b) Turbulence intensity

Fig. 12 Time-averaged flow near trailing edge of airfoil, s-z plane (baseline, no control)



(a) Absolute velocity



(b) Turbulence intensity

Fig. 13 Time-averaged flow near trailing edge of airfoil, s-z plane (plasma actuator on)

施する。なお、図8のように、s軸は翼負圧面側の後縁付近に沿った方向である（x軸から反時計回りに20 degの方向）。図12と図13に、翼後縁の負圧面側の流れを示す。各図の右端が翼後縁、上端がチップクリアランスのある壁面の位置になっている。図12(a)（制御なし）では、漏れ流れによる絶対速度の低い領域が、翼後縁位置で上部壁面から13 mm離れたところまで広がっている。図13(a)（制御あり）では、漏れ流れによる低速領域が、翼後縁位置で上部壁面から2 mmほどに留まっている。

3.3 平板の漏れ流れの抑制実験

リング型プラズマアクチュエータによって漏れ流れを抑制できることを明らかにするために、平板を用いて最も基本となる実験を行う。図14に、実験の概要を示す。

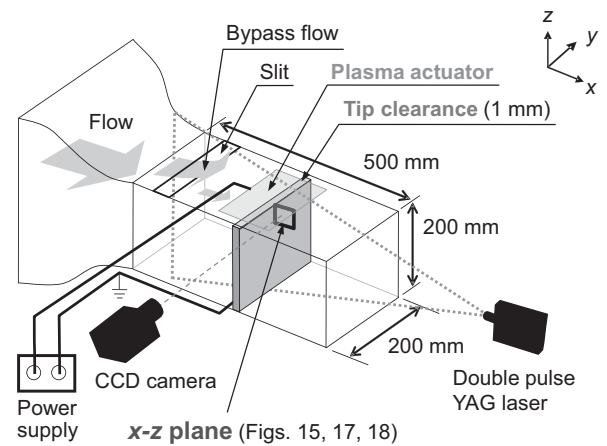


Fig. 14 Measurement system for flat plate with tip clearance

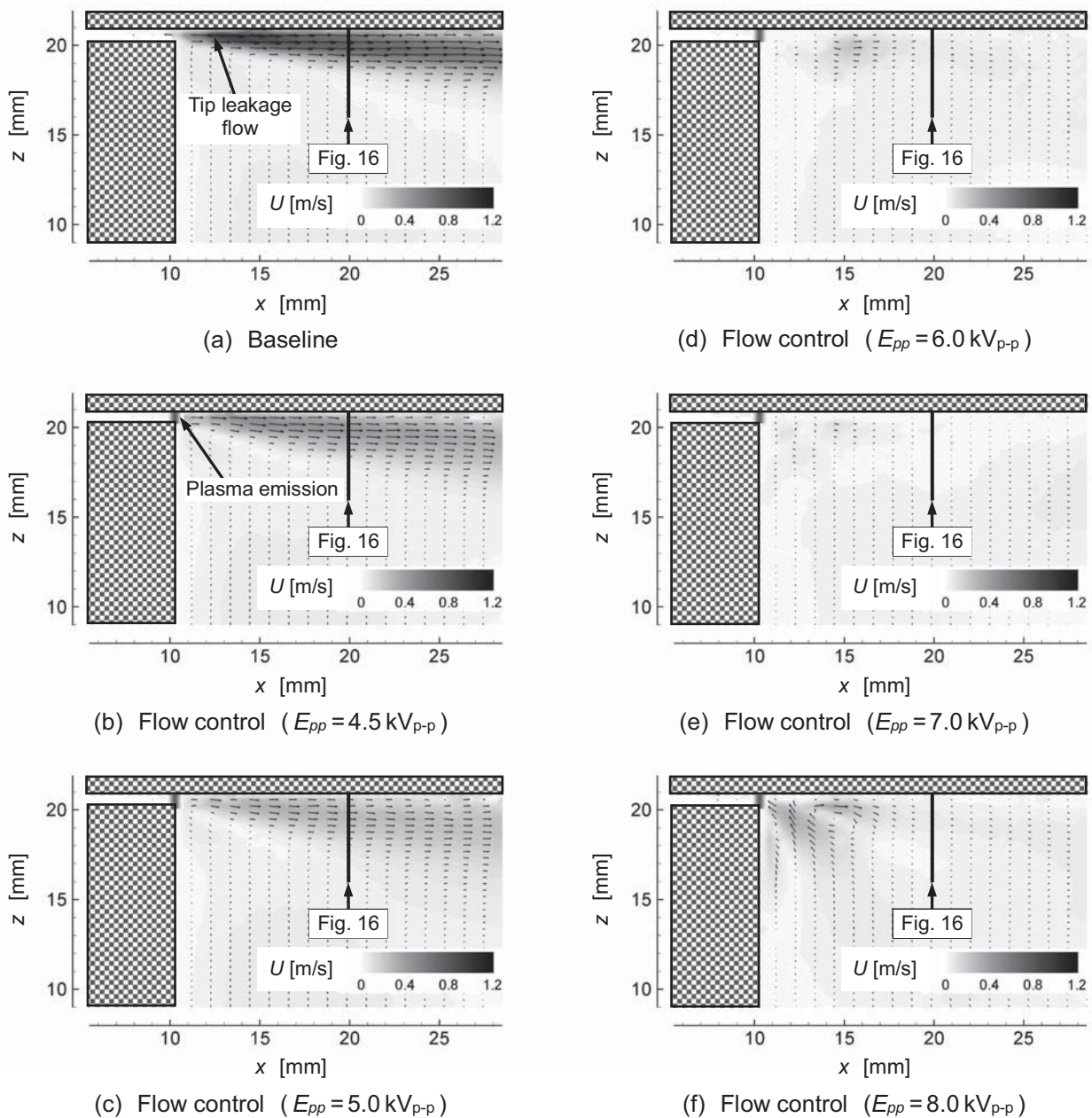


Fig. 15 Absolute velocity distributions near tip clearance exit of flat plate at various input voltages (blower 225 rpm, velocity of tip leakage flow $V_{TLF} = 1$ m/s)

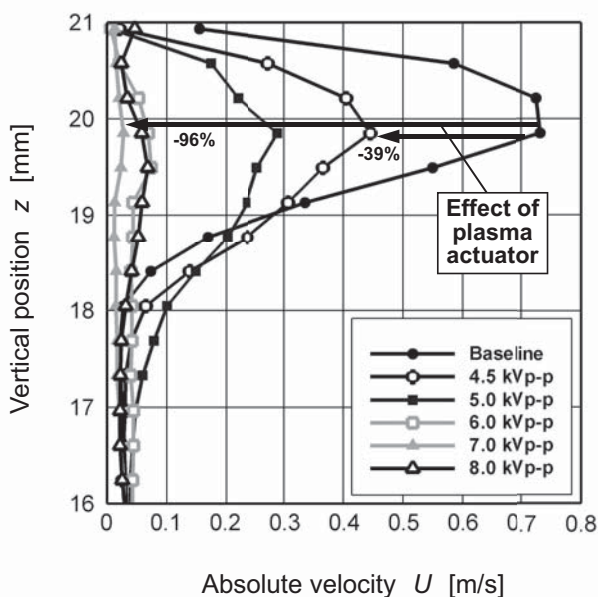
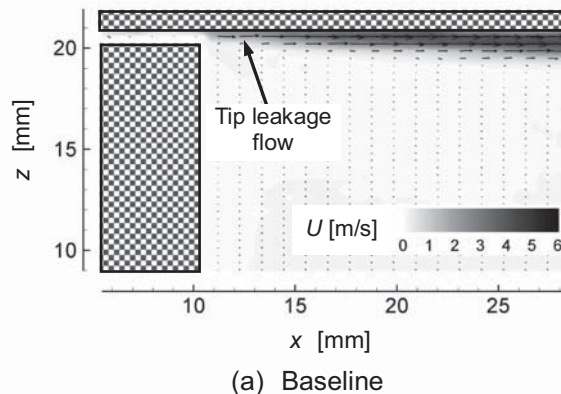


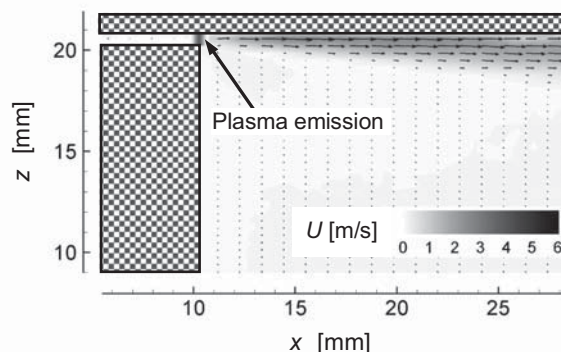
Fig. 16 Absolute velocity distributions near tip clearance exit of flat plate (blower 225 rpm, velocity of tip leakage flow $V_{TLF} = 1$ m/s)

単独翼での実験と同じ小型吹き出し風洞の測定部に、上側に1 mmのチップクリアランスを空けた平板を設置して、チップクリアランスを通る流れを再現する。送風機の回転数を225 rpmに設定し、チップクリアランスを通過する流速1 m/s程度の流れを強制的に作り出す。なお、流路面積が少なすぎて風洞の流れが不安定になることを防止するため、上流にスリットを設けて余剰な流れをバイパスさせる。上側のアクリル壁面にプラズマアクチュエータ(幅140 mm, 長さ160 mm, 絶縁被覆ワイヤ外径1.3 mm)を埋め込み、電圧4.5 kV_{p-p} ~ 8.0 kV_{p-p}, 周波数8.6 kHzの疑似矩形波を印加した。

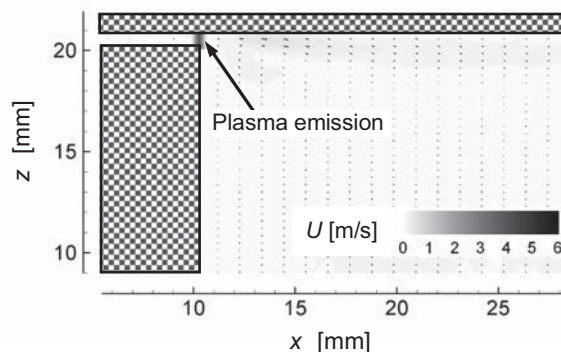
図15に、各入力電圧での絶対速度分布を示す。図15(a)は、基準(制御なし)での速度分布であり、上側壁面と平板の間のチップクリアランスを通過した流れが観察できる。図15(b)~(f)は、プラズマアクチュエータによる流れ制御を行った場合の速度分布であり、プラズマアクチュエータへの入力電圧を4.5 kV_{p-p}から8.0 kV_{p-p}まで変化させた結果を示している。入力電圧4.5 kV_{p-p}の図15(b)では、制御なしの図15(a)と比べて、流れが少し減っている。入力電圧を5.0 kV_{p-p}に上げた図15(c)では、さらに流れが減る。図15(d)(入力電圧6.0 kV_{p-p})では、流れの減少が顕著になり、図15(e)(入力電圧7.0 kV_{p-p})では、流れがほぼ完全に消えている。流れの抑制は、プラズマアクチュエータによって平板先端から壁面(絶縁被覆ワイヤ)に向かう上向き流れの形成に起因すると考えられる⁶⁾。さらに電圧を上げた図15(f)(入力電圧8.0 kV_{p-p})では、チップクリアランス出口付近に時計回りの渦が誘起されている。この原因は、印加電圧が高すぎて、平板先端から壁面(絶縁被覆ワイヤ)に向かう上向きの流れが流れよりも強くなった



(a) Baseline



(b) Flow control ($E_{pp} = 6.0$ kV_{p-p})



(c) Flow control ($E_{pp} = 7.0$ kV_{p-p})

Fig. 17 Absolute velocity distributions near tip clearance exit of flat plate at various input voltages (blower 450 rpm, velocity of tip leakage flow $V_{TLF} = 6$ m/s)

ためと考えられる。

入力電圧の違いによる変化を定量的に観察するため、図15の漏れ流れ出口から10 mm下流 ($x = 20$ mm, 図15の赤線)における絶対速度の垂直方向(z軸方向)分布を図16に示す。流れ制御なしの場合、最大流速は0.73 m/sであるが、入力電圧4.5 kV_{p-p}では0.45 m/sとなり、制御なしよりも39%減少している。入力電圧7.0 kV_{p-p}では0.03 m/s(96%の減少)となり、流れを完全に抑制することに成功している。一方、さらに高電圧の入力電圧8.0 kV_{p-p}では、図15(f)で観察された渦の生成により、0.07 m/s(91%の減少)とやや高くなっている。

図17に、送風機の回転数を450 rpmにした時の速度分

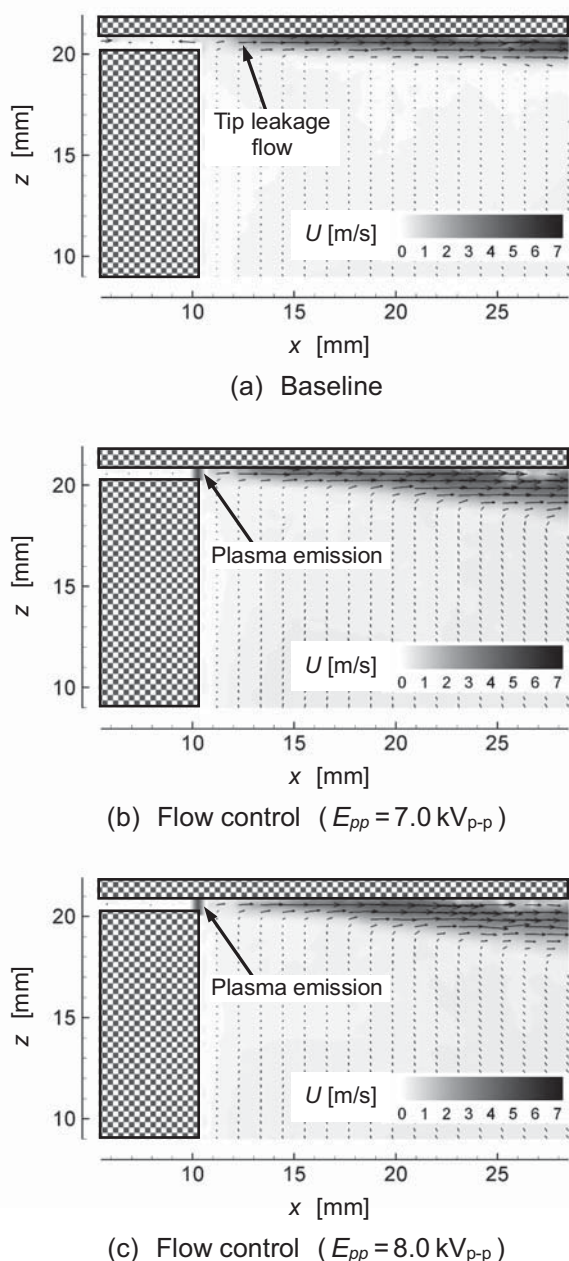


Fig. 18 Absolute velocity distributions near tip clearance exit of flat plate at various input voltages (blower 675 rpm, velocity of tip leakage flow $V_{TLF} = 7$ m/s)

布を示す。図14(a)は、基準（制御なし）での速度分布で、強制的に誘起した流れの流速が6 m/s程度に増えている。図15(a)と比べると、流れが壁面近くに沿って、狭い広がり幅で流れている。図17(b)（入力電圧6.0 kV_{p-p}）では、流れの流速が2 m/s程度に減り、図17(c)（入力電圧7.0 kV_{p-p}）では、流れが完全に抑制されている。図15と比較すると、流れが収まる入力電圧が6.0 kV_{p-p}から7.0 kV_{p-p}に増えており、流速が増えるほど必要な入力電圧が大きくなっている。

図18に、送風機の回転数を675 rpmにした時の速度分布を示す。図18(a)は、基準（制御なし）での速度分布で、強制的に誘起した流れの流速が7 m/s程度にな

る。図15(a)や図17(a)と比べると、流れがさらに壁面近くに沿った狭い流れになっている。図18(b)（入力電圧7.0 kV_{p-p}）、図18(c)（入力電圧8.0 kV_{p-p}）とプラズマアクチュエータの入力電圧を増やすと、流れが4 m/s程度にまで弱まるが、完全に抑制することはできていない。流れを抑えるためには、本実験の高圧電源を改良して、より高い入力電圧を加えることによって放電プラズマの生成・運動を増加する必要がある¹⁷⁾。

4. まとめ

新開発のリング型プラズマアクチュエータの性能を把握するために、環状タービン風洞でアクチュエータと翼先端の間にプラズマが発生することを確認した後、単独翼や平板のチップクリアランス流れを抑制する基礎実験を行った。平板のチップクリアランス流れをPIVで計測することにより、本プラズマアクチュエータが、入力電圧7.0 kV_{p-p}、周波数8.6 kHzの駆動条件で、6 m/s程度の流れを完全に抑制できることを明らかにした。流れの抑制は、プラズマアクチュエータによって平板先端から壁面内の絶縁被覆ワイヤに向かう上向き流れの誘起により流れが遮断されるためと考えられる。

本研究は低速流れによる基礎試験の段階であり、実機とはチップクリアランス流れの条件が異なっている。より高速の流れを抑制するため、プラズマアクチュエータ駆動電源の改良を行うとともに、環状タービン翼列風洞の回転翼列で実証するための準備も進めている。

謝辞

「ひも型プラズマアクチュエータ」は、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）平成23年度先導的産業技術創出事業（11B04022c）で開発された。

参考文献

- (1) Corke, T. C., Enloe, C. L., Wilkinson, S. P., "Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 42 (2010), pp. 505-529.
- (2) Roth, J. R., Sherman, D. M., Wilkinson, S. P., "Boundary Layer Flow Control with A One Atmosphere Uniform Glow Discharge," AIAA Paper, No. 98-0328 (1998).
- (3) 藤井孝藏, 松野隆, "DBDプラズマアクチュエータ - バリア放電を利用した新しい流体制御技術", 日本機械学会流体工学部門ニューズレター流れ, Vol. 2007-12, No. 1- (2), (2007).
- (4) 深淵康二, 山田俊輔, 石川仁, "プラズマアクチュエータの基礎と研究動向", 日本流体力学会誌 ながれ, Vol. 29, No. 4, (2010), pp. 243-250.
- (5) 西田浩之, 古泉卓弥, 野々村拓, 安部隆士, "プラズマアクチュエータにおける放電プラズマ構造と誘起ジェット生成プロセスに関する数値的研究", 日本機械学会

- 2013年度年次大会 講演論文集, No. S052016, (2013).
- (6) Morphis, G., and Bindon, J. P., 1994, "The Performance of a Low Speed One and Half Stage Axial Turbine with Varying Rotor Tip Clearance and Tip Gap Geometry," ASME Paper, No. 94-GT-481.
- (7) Matsunuma, T., "Effects of Reynolds Number and Freestream Turbulence on Turbine Tip Clearance Loss," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 128, No. 1, (2006), pp. 166-177.
- (8) Van Ness II, D. K., Corke, T. C., Morris, S. C., "Tip Clearance Flow Visualization of a Turbine Blade Cascade with Active and Passive Flow Control," ASME Paper, No. GT2008-50703, (2008).
- (9) Huang, J., Corke, T. C., and Thomas, F. O., "Unsteady Plasma Actuators for Separation Control of Low-Pressure Turbine Blades," AIAA Journal, Vol. 44, No. 7, (2006), pp. 1477-1487.
- (10) De Giorgi, M. G., Pescini, E., Marra, F., and Ficarella, A., "Experimental and Numerical Analysis of a Micro Plasma Actuator for Active Flow Control in Turbomachinery," ASME Paper, No. GT2014-25337 (2014).
- (11) Saddoughi, S., Bennett, G., Boespflug, M., Puterbaugh, S. L., and Wadia, A. R., "Experimental Investigation of Tip Clearance Flow in a Transonic Compressor with and without Plasma Actuators," ASME Paper, No. GT2014-25294 (2014).
- (12) 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, "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, (2015), pp. 85-89.
- (13) 瀬川武彦, Jukes, T., 湯木泰親, "ひも型プラズマアクチュエータ誘起噴流の流動特性", 日本流体力学会誌 ながれ, Vol. 31, No. 6, (2012), pp. 479-482.
- (14) Matsunuma, T., "Unsteady Flow Field of an Axial-Flow Turbine Rotor at a Low Reynolds Number," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 129, No. 2, (2007), pp. 360-371.
- (15) Matsunuma, T., and Segawa, T., "Active Control of Tip Leakage Flow for Low-Pressure Turbine by Ring-Type Plasma Actuators," AIAA Paper, No. AIAA-2013-2726 (2013).
- (16) Matsunuma, T., and Segawa, T., "Active Tip Clearance Flow Control for an Axial-flow Turbine Rotor Using Ring-type Plasma Actuators," ASME Paper, No. GT2014-26390 (2014).
- (17) 西田浩之, 清水一男, 安部隆士, 小方 聡, "DBDプラズマアクチュエータの作動原理と基本特性", プラズマ・核融合学会誌, Vol. 91, No. 10, (2015), pp. 651-656.