

機関番号：82723

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2009～2010

課題番号：21860070

研究課題名（和文）プラズマジェットによる縦渦列生成機構とコヒーレント構造の抑制メカニズムの解明

研究課題名（英文）Control of Coherent Structure by Streamwise Vortices Induced by Plasma Actuators

研究代表者

山田 俊輔（SHUNSUKE YAMADA）

防衛大学校・システム工学群・助教

研究者番号：90516220

研究成果の概要（和文）：平板翼後流のコヒーレント構造のプラズマジェットによる制御，そして制御効果を評価するための計測システムの構築，プラズマアクチュエータの電極配置の検討，プラズマアクチュエータの制御効果の評価を行った．平板翼後流の流れ場の計測から，プラズマジェットの電極間隔を 25mm で設置した場合，縦渦対が誘起され，電極上の xy 断面において平板翼後流の中心方向へ向かう運動量輸送量は，ジェット無に対し最大で 25% 増加した．これは平板翼の後流幅を抑制する効果があり，プラズマアクチュエータにより流体機械の駆動効率の高効率化に期待できる．

研究成果の概要（英文）：The coherent structure in the turbo machines causes the reduction of the turbine efficiency and the increasing of the acoustic noise. It is necessary to control the coherent structure in the turbo machine. Recently, a new approach using the plasma actuators is proposed. The aim of this study is to control the coherent structure behind a flat plate blade using the plasma jet induced by the plasma actuators. The different vortices are formed with respect to the spanwise length of the plasma jet. The downwash vortices induce the centrally-directed flow behind the flat plate blade. Reynolds stress increases nearly 25% and the wake width decreases behind the flat plate blade. Therefore, the increase of the turbine efficiency of the turbo machines is anticipated by the downwash vortices.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	980,000	294,000	1,274,000
2010年度	850,000	0	850,000
総計	1,830,000	294,000	2,124,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体力学

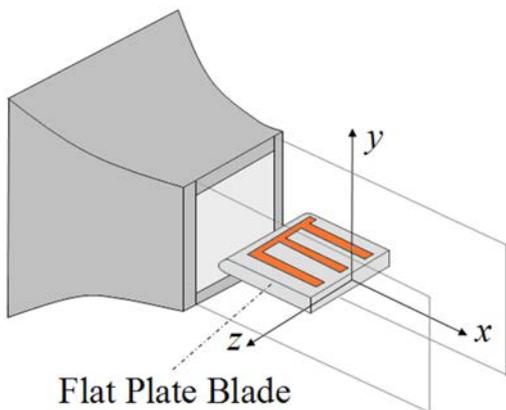
キーワード：平板翼，流れの制御，プラズマジェット，後流

1. 研究開始当初の背景

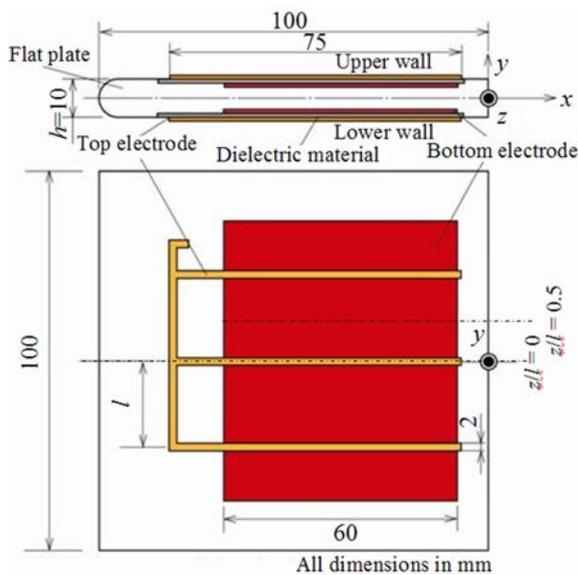
ターボ機械などの翼端は，ハブやシュラウドによって支持されている．この翼の根元側や先端側では，漏れ渦，馬蹄形渦，随伴渦といったスパン方向の渦運動が物体の後流構造に干渉し，三次元的なコヒーレント構造を形成する．近年，小型ターボ機械の開発が進出し，コヒーレント構造が駆動効率の低下の要

因となることから，その抑制や制御は工学的に重要な課題と考えられる．これまで考案されてきた翼表面に設置した三角翼や，ボルテックスジェネレータといった機械的な構造を有する制御デバイスは，翼表面上の微細加工やジェットの駆動源が必要となり，小型化を目指したターボ機械の開発には大きな障害となる．そこで注目されているのが

DBD(Dielectric Barrier Discharge)プラズマによるプラズマジェットである。プラズマジェットを誘起するプラズマアクチュエータは、誘電体を銅板により挟み込む単純な構造で、フィルム状のデバイスである。また、電極には銅薄膜を使用し、大きな段差やセンチティックジェットのようにジェット孔は必要なく、壁面近傍にジェットを誘起することが可能であることから、境界層の制御に関する様々な研究が行われている⁽¹⁾。プラズマアクチュエータの特徴として、完全に電気的駆動で可動部分がなく軽量である、駆動が高速であるので入力に対する追従性が良い、非常に薄いため空気の影響が小さいなどの多くの利点が挙げられる。以上より、航空機や自動車など様々な応用が可能であることか



(a) 風洞概略図



(b) 平板翼

図1 実験装置概略図

ら、近年、研究開発が盛んに行われている。これまでの研究から、二次元的な離流れであれば、二次元的なプラズマジェットでも効果を発揮する。しかし、スパン方向の渦運動が支配的な流れ場では、渦構造のスケールに対し、誘起される二次元的なプラズマジェットの垂直方向スケールが小さいことから、スパン方向の渦運動に対するエネルギー輸送効果は小さい。そこで、三次元的な流れとなるコヒーレント構造に対し、プラズマジェットによる縦渦を利用した渦生成機構ならびに、三次元渦構造に対する抑制効果を評価する。

2. 研究の目的

本研究では、タービン翼といった物体後流の大規模な渦構造に着目し、プラズマジェットによる後流の渦構造の制御を実施する。そこで、タービン翼を単純化したモデルである平板翼にプラズマアクチュエータを設置した。平板翼後流を計測可能な熱線流速計の低温度CTA回路を製作し、流れ場を計測する。また、プラズマジェットの電極間距離を変えることによる平板翼面上に誘起される縦渦の挙動を可視化し、プラズマジェットによる制御効果を解析することを目的とする。

3. 研究の方法

本実験では、三次元縮流洞出口寸法 $100 \times 100 \text{ mm}^2$ の吹き出し型風洞を使用した。図1(a)に座標系を示す。座標系は平板翼後縁の中心を原点とし、流れ方向を x 軸、平板翼高さ方向を y 軸、平板翼スパン方向を z 軸とした。図1(b)に実験に用いた平板翼及び平板翼表面に設置した電極の概略図を示す。翼厚が 10 mm 、翼弦長が 100 mm の平板翼を使用し、縮流洞出口より 20 mm 下流に設置した。平板翼支持、及び二次元性を確保するためにアクリル製端板(縦 180 mm 、横 350 mm)を風洞出口の側壁に設置した。プラズマを発生させる電極は、厚さ $125 \mu\text{m}$ のポリミドフィルムの両側を厚さ $75 \mu\text{m}$ の銅箔で挟んだ構造である。電極は流れ方向に長さ 60 mm であり、壁面近傍で z 軸方向に吹き出す。電極間距離は 15 mm 、

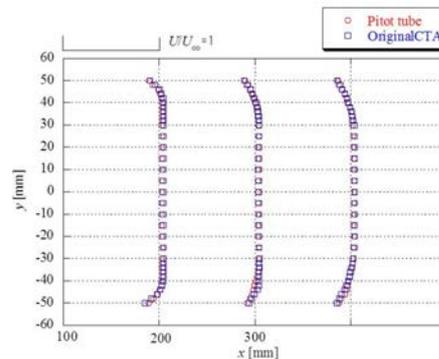


図2 速度計測制度の検証

20mm, 25mmと変化させた。電極には高電圧・高周波電源により、電圧 6kVpp, 周波数 5kHz を印加しプラズマジェットを発生させ、連続的なジェットを誘起した。

平板翼後流の測定には X 型熱線流速計を使用した。熱線流速計による計測のため、熱線の低温度回路を製作し、計測精度の検証を行なった。図 2 に、ピトー管と製作した CTA の流速測定の比較結果を示す。図 2 から、流速分布はそれぞれ類似した傾向を示す。またピトー管に対する流速値の誤差を見ると、コア領域においては最大 2% 程度、外縁では最大 4% 程度の誤差が生じた。噴流の外縁は混合領域であり、渦が発生する。そのため速度変動が大きくなり、ピトー管の測定精度が低下したと考えられる。以上の結果から、製作した CTA は流速の測定精度は十分と考えられる。図 3 に円柱後流の FFT 解析による、パワースペクトルの結果を示す。製作した CTA と MODEL1011(Kanomax 社製)を比較すると、それぞれの卓越周波数は 153Hz, 149Hz となり、またパワースペクトルの傾向をみると、形状が類似していることが分かる。次に、それぞれのストローハル数を計算した結果を表 1 に示す。製作した CTA と MODEL1011 では良好な結果を示す。

以上の結果から、実験値に対し多少の差異が生じたが、パワースペクトルの傾向から製作した CTA はカルマン渦列による速度変動に対応できていることが分かる。流速計測には、サンプリング周波数 5kHz, サンプリング点数 40,960 とした。平板翼後流の測定位置は電極面上、及び電極間において $x/h=1.0-3.0$,

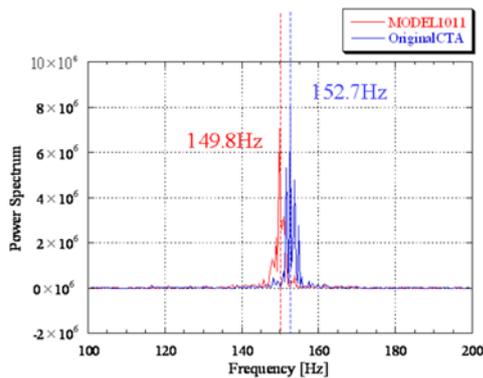


図 3 パワースペクトルの比較

表 1 ストローハル数の比較

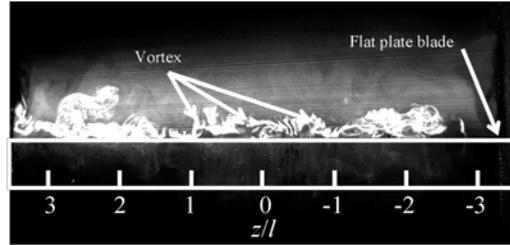
	f [Hz]	St
Kanomax MODEL1011	149.8	0.214
Original CTA	152.7	0.218
実験値 ⁽²⁾		0.212

$y/h=0-3.0$ と設定した。主流速度 $U_\infty=4.5\text{m/s}$, 翼厚に基づくレイノルズ数 $Re=1.0-3.0 \times 10^3$ とした。可視化実験は Fog と スモークワイヤ法を併用し、ハイスピードカメラで撮影した。

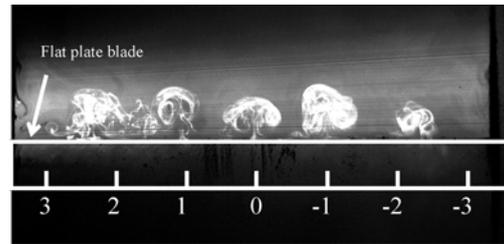
4. 研究成果

(1) 流れの可視化

図 4 に $Re=2.0 \times 10^3$ の平板翼後縁($x/h=0$)における yz 断面の可視化画像を示す。図 4(a)のジェット無の場合、流れに追従したトレーサは、平板翼壁面近傍で複雑な挙動を示す。そして、 z/l が -2 から 2 の領域では、流れ方向に軸を有



(a) ジェット無

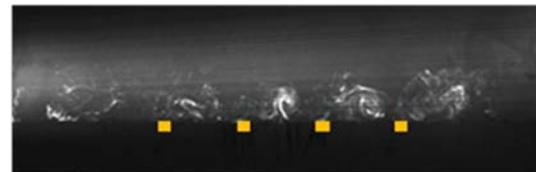


(b) ジェット有

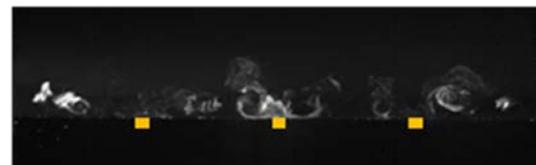
図 4 流れの可視化($Re=2.0 \times 10^3$)



(a) ジェット無



(b) ジェット有 $l=15\text{mm}$



(c) ジェット有 $l=25\text{mm}$

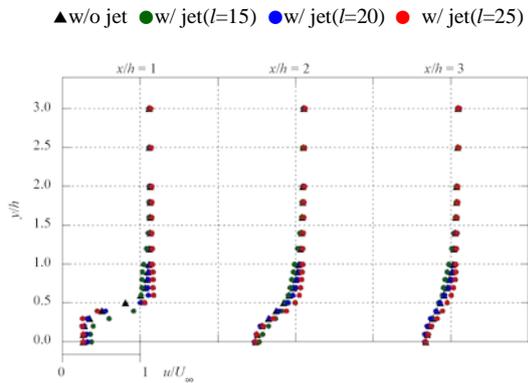
図 5 流れの可視化($Re=3.0 \times 10^3$)

する渦を確認できる。図 4(b)のジェット有りになると、規則的な配置をした流れ方向に軸を有する縦渦対が確認できる。

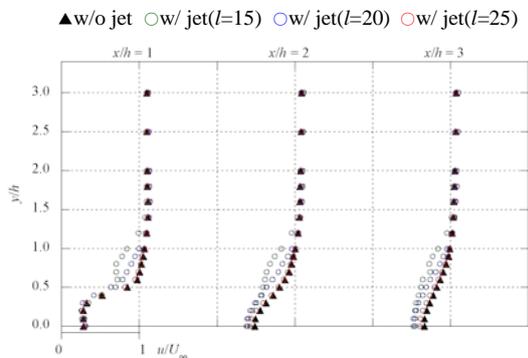
図 5(a)にジェット無とジェット有の(b) $l=15$, (c)25mm の可視化画像を示す。図 5(a)のジェット無では、流れは複雑で規則性がない。一方、ジェット有りは電極に対応した縦渦が確認できる。図 5(b)の $l=15$ mm では、電極間距離が短い為に向かい合ったジェットとジェットが衝突し、電極と電極の間(以下、電極間)で渦の巻き上がりが観察される。図 5(c)の $l=25$ mm では向かい合ったジェットが衝突せず縦渦が誘起される。それぞれを比較すると、図 5(b)では、電極間で巻き上がるような縦渦が、図 5(c)では、電極上で壁面近傍へと流れを押し込むような縦渦が誘起される。

(2) 流れ方向及び高さ方向の平均速度分布

図 6 にジェット無と各電極間距離 $l=15, 20, 25$ mm のジェット有の平板翼後流の流れ方向速度 u の分布、図 7 に高さ方向速度 v の分布を(a)電極上、(b)電極間としてそれぞれ示す。図 6(a)より、 $x/h=1.0$, $y/h=0.3-0.5$ の位置で $l=15$ mm のみジェット無より速度が回復しているが、それ以外はジェットの有無で、大きな変化は見られない。図 6(b)より、 $y/h=0.5-1.2$ での速度欠損は $l=15$ mm が最も大きく、次い

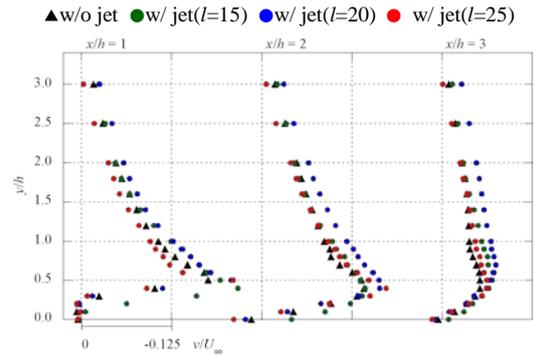


(a) 電極上

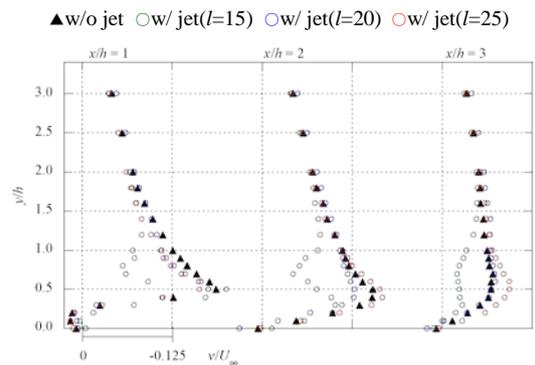


(b) 電極間

図 6 流れ方向速度



(a) 電極上



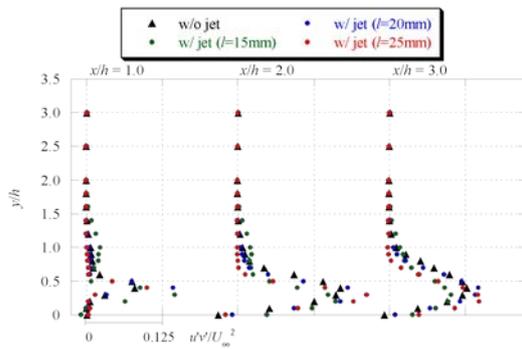
(b) 電極間

図 7 高さ方向速度

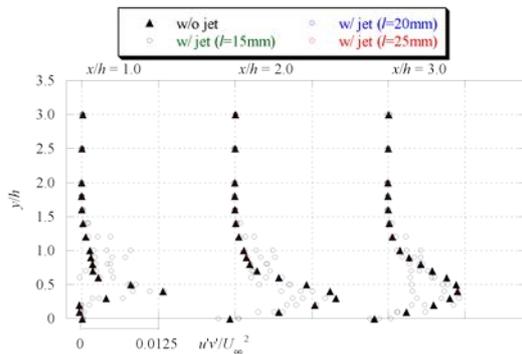
で $l=20, 25$ mm である。 $l=15$ mm では、電極間で向き合ったジェットとジェットが衝突することにより、渦が巻き上がり、平板翼面から y 軸の正方向へ縦渦が誘起される。それ故に、縦渦自体が流れの抵抗となったと考えられる。図 7(a)の電極上の $x/h=1.0$ では、全てのジェット有の速度の最大値は、ジェット無よりも増加する。これは、プラズマジェットにより誘起された縦渦による効果と考えられる。また、下流域の $x/h=3.0$ では、 $y/h \geq 0.5$ の領域で、 $l=20, 25, 15$ mm の順で、ジェット無のものよりも速度 v は増加する。よって、電極上の xy 断面の高さ方向速度は、電極間距離 l に依存しないことがわかる。図 7(b)の電極間では、 $y/h=0.5-1.2$ における速度の低下は、平板翼上で誘起された縦渦により、 $l=15, 20, 25$ mm の順に大きくなる。

(3) レイノルズ応力

図 8(a)及び(b)に電極上、電極間におけるジェット無と各電極間距離 $l=15, 20, 25$ mm のジェット有のレイノルズ応力分布 $u'v'$ を示す。各レイノルズ応力は主流速度 U_∞^2 で無次元化を行った。図 8(a)より、 $l=15, 20$ mm の $x/h=1.0$ では、 $u'v'/U_\infty^2$ の極大値の位置は $y/h=0.4$ 付近であり、ジェット無しの $u'v'/U_\infty^2$ の極大値に対しジェット有の極大値は増加する。 $x/h=2.0, 3.0$ の下流域では、ジェット有の $u'v'/U_\infty^2$ の極



(a) 電極上



(b) 電極間

図 8 レイノルズ応力

大値の位置は、 y 軸の負方向(平板中心方向)へ移動する。そして、 $l=25\text{mm}$ の電極上では、 $u'v'/U_\infty^2$ の極大値は大きく、ジェット無しに対して、運動量輸送が 25% 向上する。図 8(b) では、 $u'v'/U_\infty^2$ の極大値が 2 箇所で見られる。 $y/h=1.0$ 付近に現れる極大値は、ジェットの衝突による渦の巻き上げが影響し、 $x/h=1.0, 2.0$ では電極間距離が $l=15\text{mm}, 20\text{mm}$ にのみ現れる。図 5(c) の可視化画像より、ジェットの衝突による巻き上げが観察されなかった $l=25\text{mm}$ では、極大値が生じていないことがわかる。また、 $y/h=0.5$ より下方 ($0 \leq y/h \leq 0.5$ の領域) に現れる極大値を比較すると、ジェット無しの $u'v'/U_\infty^2$ が最も高いことから、下流域の電極間では、ジェット無しが最も運動量輸送が大きいと考えられる。平板翼後流の $0 \leq y/h \leq 0.5$ の領域では、 $u'v'/U_\infty^2$ の極大値は、ジェット無し、 $l=25, 20, 15\text{mm}$ の順に大きい。

(4) 半値半幅

図 9 に半値半幅 $b_{1/2}/h$ を示す。 $b_{1/2}/h$ は $u_d (=U_\infty - u)$ を欠損速度、 $u_{d\max}$ を最大欠損速度とし、 $u_d/u_{d\max}=0.5$ となる後流中心からの距離とした。図 9 より、各電極間距離 l に関し、電極間よりも電極上の $b_{1/2}/h$ が減少した。また、ジェット無しよりも $b_{1/2}/h$ が減少したのは、電極上のみである。また、 $x/h=2.0, 3.0$ の下流域では、 $l=25\text{mm}$ で $b_{1/2}/h$ は最も減少する。こ

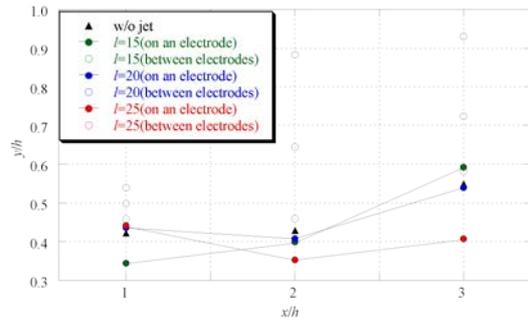


図 9 半値半幅

れは、ジェットによる縦渦の効果と考えられる。逆に、電極間の半値半幅はジェット無しより増加する。以上のことから、電極間距離と半値半幅には関係があり、電極間距離を広げると $x/h=2.0$ より下流では後流幅を狭める傾向があると考えられる。

(5) まとめ

本研究では、電極間隔 $l=25\text{mm}$ の時、電極上で巻き上がるような縦渦が誘起されると、後流中心方向へと向かう運動量輸送がジェット無しに対し 25% 向上する。また、平板翼の後流幅を減少させる効果があることが分かった。Roth⁽³⁾らの実験では、電極間隔を 10.5mm と設定し、電極間で壁面近傍の速度は減少する。これは、図 5(b) で示すような電極間で巻き上がる縦渦が誘起され、壁面から上昇する流れによるものと考えられる。つまり、電極間隔により誘起される縦渦形態の知見を得られた意義は極めて大きいと言える。また、Rizzetta ら⁽⁴⁾が行った、タービンブレードの翼面上から流れ方向に周期的に吹き出すプラズマジェットでは、はく離せん断層より小規模な渦列を放出することから、本研究で提案する電極上で巻き上がる縦渦を誘起すれば、壁面近傍へと運動量を輸送し、流れのはく離を抑制することが可能と考えられる。今後、周期的に吹き出すプラズマジェットと組み合わせれば、プラズマアクチュエータの駆動効率の向上が期待できる。

参考文献

- (1) Cork, T. C., Enloe, C. L., and Wilkinson, S. P., Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control, Annu. Rev. Fluid Mech., Vol. 42, pp.508-529, 2010.
- (2) 機械工学便覧基礎編 A5 流体力学, 日本機械学会, p.99, 1986
- (3) Roth, R. J. and Sherman, M. D., BOUNDARY LAYER FLOW CONTROL WITH A ONE ATMOSPHERE UNIFORM GLOW DISCHARGE SURFACE PLASMA, AIAA Paper, 98-0328, 1998
- (4) Rizzetta, P. D. and Visbal, R. M., Numerical

Investigation of Plasma-Based Flow Control for Transitional Highly Loaded Low-Pressure Turbine, AIAA Journal, Vol. 45, No. 10, pp. 2554-2564, 2007

なし

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 2 件)

- ① 山田俊輔、柴田浩意、石川仁、瀬川武彦、プラズマアクチュエータによる円柱流れの制御に関する研究－第一報：後流における時間平均特性－、日本機械学会論文集 B 編、査読有、76 巻 772 号、pp. 2011－2017
- ② 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、ながれ、査読無、第 29 巻、第 4 号、2010、pp. 243-250

[学会発表] (計 4 件)

- ① 山田俊輔、柴田浩意、石川仁、DBD プラズマによる円柱後流の流れの可視化、日本機械学会第 87 期流体工学部門講演会、講演論文集 0117、CD-ROM、全 2 頁(2009. 11. 8、名古屋)
- ② Shunsuke Yamada, Kouji Shibata, Hitoshi Ishikawa, Shinji Honami, Masahiro Motosuke, Flow Behavior behind a Circular Cylinder by DBD Plasma Actuators in Low Reynolds Number, 48th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA-2010-0549, CD-ROM, P. 9(2010. 1. 5, Orlando, USA)
- ③ 山田俊輔、柴田浩意、石川仁、プラズマアクチュエータによる平板翼後流の縦渦の挙動、可視化情報全国講演会(鹿児島 2010)、講演論文集、Vol. 30、No. 2、B115、全 2 頁(2010. 10. 7, 鹿児島)
- ④ Shunsuke Yamada, Kouhei Abe, Kouji Shibata, Hitoshi Ishikawa, Flow Control of Flat Plate Using Plasma Actuators, Proceeding of 13th Asian Congress of Fluid Mechanics, CD-ROM, 595, P. 4(2010. 12. 21, Dhaka, Bangladesh)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山田 俊輔 (YAMADA SHUNSUKE)
防衛大学校・システム工学群・助教
研究者番号：90516220

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者