

大迎角細長物体におけるプラズマアクチュエータを用いた 非対称剥離渦制御のPIV可視化実験と数値シミュレーション

○佐藤雅幸, 西田浩之, 松原暁良 (東京農工大学)
野々村拓 (ISAS/JAXA)
鈴木幸一, 加藤裕之 (研究開発本部/JAXA)

1. 研究背景及び目的

ロケットのような細長物体が大迎角飛行を行う際には、後流渦が物体から離れ非対称となり¹⁾、これに起因する横力が機体に加わることで、機体の姿勢安定性が損なわれることが知られている。これを解決する有用な方法の一つが能動的な剥離渦の制御であり、それを行うデバイスの一つにFig. 1に示すようなDBD (Dielectric Barrier Discharge) プラズマアクチュエータがある。この装置は、可動部が一切なく電気的に能動的制御が行えること、薄く設置による空力特性への影響が小さいことなど、既存の装置にはない特性を数多く備えている。我々は物体後胴において左舷と右舷で別々にプラズマアクチュエータを駆動することで横力制御を行うコンセプトを提案し、これまでの研究である程度アクチュエータの出力に対し、比例的に横力を制御できることを示した²⁾。しかしながら、実用レベルでの制御を行うためには、アクチュエータの出力が足りないこともわかっている。今後、アクチュエータの出力改善の研究と共に、駆動方法及び駆動位置の最適化などを行ってゆく必要がある。駆動位置の最適化には、数値シミュレーションが有用なツールであるが、これまで、流れ場の構造については、数値シミュレーションと実験の比較が十分でなく、数値シミュレーション結果の検証が不十分であった。

本研究では、時系列PIV (Time-Resolved Particle Image Velocimetry: TR-PIV) により、実験の流れ場の可視化を行い、3次元数値流体との比較を行う。本稿では特に時間平均流れ場に着目し比較を行い、数値シミュレーション結果の妥当性について検証する。

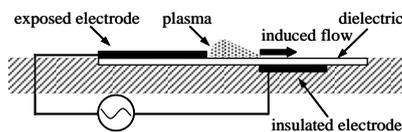


Fig. 1 DBD Plasma actuator.

2. 細長物体形状

実験、数値計算ともに、細長物体の形状は円錐と円柱 (長さ比1:1) を組み合わせたCone-Cylinder形状である。寸法と形状をFig. 2に示す。数値計算においては、機体底面直径で無次元化した長さを用いる。

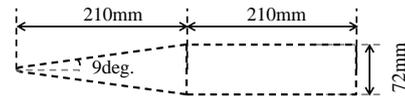
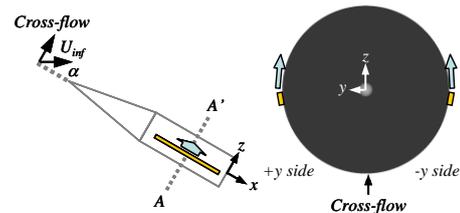


Fig. 2 Configuration of slender-body.

3. プラズマアクチュエータの駆動条件および配置

本研究でのアクチュエータの配置をFig. 3に示す。本研究では、実験、数値計算共に機体後胴に誘起流が横断流に対して順方向になるようにアクチュエータを設置する。周方向位置は風上淀み点を原点として $\theta_{ac} = \pm 80\text{deg}$ とした。本研究では、+y, -y側どちらか一方のアクチュエータを駆動させることで、物体周りの流れ場を左右非対称に変化させ、横力を制御することを試みる。



(a) Side view (b) A-A' cross section

Fig. 3 Layout of plasma actuator.

4. 数値シミュレーションモデル

4.1. 支配方程式

支配方程式は、ソース項としてアクチュエータによる体積力項を加えた一様流音速および機体底面直径で無次元化した三次元 Navier Stokes方程式を用いる。プラズマアクチュエータの体積力モデルにはSuzen³⁾によって提案されたものを用いている。Suzenモデルの体積力分布は2次元の分布であるため、アクチュエータが設置されている機軸方向に対して一様に分布させることで3次元の体積力分布とする。また、本研究では、アクチュエータの体積力は時間的に変動せず、常に一定とした。

4.2. 計算方法

本解析では、壁面近傍はRANSで計算を行い、その外側ではLESで計算を行うLES/RANS Hybrid手法を用いた。RANSの乱流モデルとしては、付着流れにおいて信頼性が高く、安定性に優れているBaldwin-Lomaxモデルを、またLESのSGSモデルとしては、陽的なモデルを用いないImplicit LESを用いた。LESとRANSの切り替えは乱流境界層の外側になるように設定した。

4.3. 計算条件

計算条件は、実験と比較するために実験条件に合わせた。機体底面直径基準のレイノルズ数 Re を 3.0×10^4 、マッハ数 M_∞ を0.3、迎角 α を45deg.、アクチュエータの制御力 C_ϕ （アクチュエータの体積力を一様流動圧と機体底面積で規格化したもの）を0.032とした。ここで、マッハ数は実験に比べわずかに高いが、このマッハ数では圧縮性の効果が十分小さいと考えられ、計算で得られる結果と実験結果との比較において妥当性は失われまいと考えられる。

4.4. 計算格子

計算格子をFig. 4に示す。格子点数は219点（ j 方向）、186点（ k 方向）、101点（ l 方向）の計411万点とした。また、計算格子は全体の流れ場を解くための格子Zone 1とアクチュエータからの擾乱を解くための格子Zone 2, 3からなり、重合格子法を用いている。各格子間の物理量のやり取りは2次内挿である。一般に、層流境界層における壁面近傍の最小格子幅は $0.08/\sqrt{Re}$ 程度とる必要がある。本研究では、 $Re = 3.0 \times 10^4$ であるため、機体底面直径によって無次元化した長さで 1.5×10^{-4} とした。

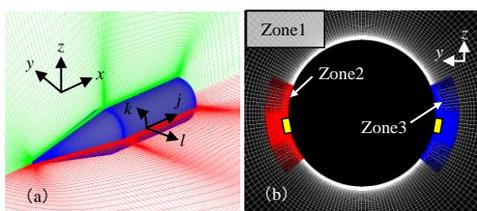


Fig. 4 LES/RANS Hybrid computational grid.

5. 実験装置及び実験方法

5.1. 実験装置

PIV試験にはJAXA風洞技術センターの2m × 2m 低速風洞を使用した（Fig. 5）。計測のためのレーザにはLEE Laser社製LDP-200MQG、高速度カメラにはVision Research社製Phantom710を使用した⁵⁾。

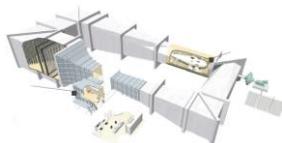


Fig. 5 Wind tunnel.

5.2. 実験方法

実験の機器の配置、実験の様子をFig. 6, 7に示す。ロボットアームによって迎角をとっている。また、天井からレーザを照射しているため、模型下面側はシート光が照射されず、計測不可領域となる。

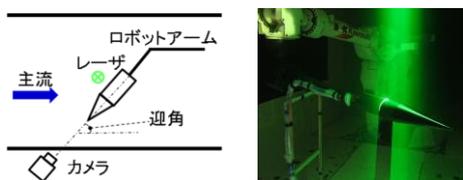


Fig. 6 Configuration of PIV. Fig. 7 The state of PIV.

5.3. 実験条件

実験条件は、機体底面直径基準のレイノルズ数 Re を 3.7×10^4 、迎角 α を45 deg., アクチュエータの制御力 $C_{\phi E}$ を0.037、画像解像度（縦 × 横）を1280 × 800pixel、計測周波数を1kHz、取得画像枚数を2000枚とした。 $C_{\phi E}$ はアクチュエータの推力（誘起流の反力）を一様流動圧と機体底面積で規格化したものである。計測断面は機体底面直径で無次元化した機軸方向位置 $x/D = 2.4, 3.2, 4.1, 4.9, 5.8$ の5断面である（Fig. 8）。計測面は固定とし、計測断面は、ロボット支持装置により、模型位置を機軸方向にトラバースすることで変更した。

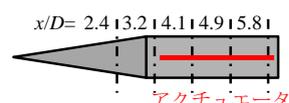


Fig. 8 PIV Shooting Position

6. 物体先端の幾何学的突起 (bump)

数値計算は非対称剥離渦を再現するために⁴⁾、実験は再現性を高めるために機体先端付近に幾何学的な擾乱源として微小な突起 (bump) を取り付けている (Fig. 9)。



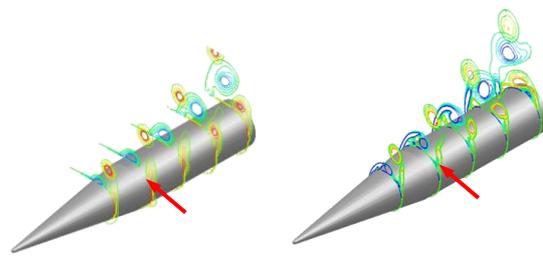
(a) Experimental (b) CFD

Fig. 9 Bump at the body apex.

7. 大迎角剥離の構造

本章ではアクチュエータを駆動していない状態における流れ場について、実験結果と数値計算結果の比較を行う。迎角45deg.の機軸方向渦度をFig. 10に示す。なお、実験結果はCFDと比較するために、長さに関する量は機体底面直径で、流速は主流の流速の絶対値が同じになるように規格化した。

Fig. 10より、実験と数値シミュレーションの双方で、非対称剥離渦が確認できる。機体先端で発生した渦糸が、機軸方向の流れにより下流へ流されてゆく過程で機体表面から剥がれ、Fig. 8の赤い矢印で示すように、剥がれた箇所から3本目の新たな渦糸が現れることが見て取れ、その様子も実験とシミュレーションで一致している。このように、数値シミュレーションは実験結果を定性的によく再現できている。



(a) Experimental (b) CFD

Fig. 10 x-directional vorticity in time averaged flow field.

8. 流れ場へのアクチュエータの制御効果

本章ではアクチュエータの流れ制御効果について実験結果と数値シミュレーション結果を比較する。そのために、機軸方向渦度分布を用いて後胴3断面 ($x/D = 4.1, 4.9, 5.8$) での剥離制御効果を示す。PIV計測結果をFig. 11, 12に、数値シミュレーション結果をFig. 13, 14に示す。アクチュエータを駆動していない時の渦度分布を黒、アクチュエータを駆動している時の渦度分布を赤で、重ねて示している。また、図の赤矢印はアクチュエータの駆動を表している。

PIV可視化結果についてはFig. 11より、+y側駆動の場合、 $x/D = 4.1$ の断面では、アクチュエータの駆動による渦構造の変化はほとんどない。 $x/D = 4.9, 5.8$ の断面ではアクチュエータを駆動している側の渦がわずかながら機体に近づく方向に移動している。一方、Fig. 12より、-y側駆動の場合、いずれの断面でもアクチュエータを駆動することで、大きく渦度分布が変化している。アクチュエータを駆動している側の渦が機体にはりつくように動いており、また、これにより、 $x/D = 4.9, 5.8$ の断面ではアクチュエータを駆動していない側の渦も機体から離れる方向に動いている。

数値シミュレーション結果については、Fig. 13より、+y側駆動の場合、 $x/D = 4.1, 4.9$ の断面では、アクチュエータを駆動しても渦はほとんど動いていない。 $x/D = 5.8$ の断面ではアクチュエータを駆動している側の渦がわずかに機体に近づく方向に動いている。また、-y側駆動の場合 (Fig. 14) についても、 $x/D = 4.1, 4.9$ の断面では、アクチュエータを駆動しても、渦はほとんど動いておらず、 $x/D = 5.8$ の断面ではアクチュエータを駆動している側の渦がわずかに機体に近づく方向に動いている。

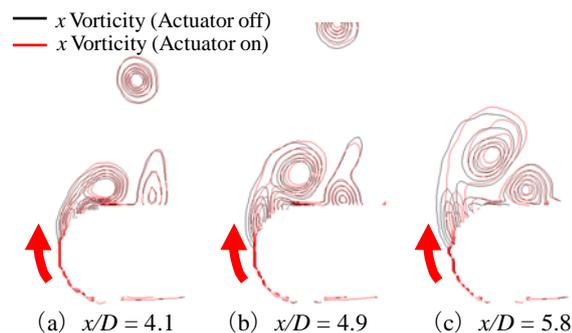


Fig. 11 x -directional vorticity change by plasma actuator in time averaged flow field. (+y drive, $C_{\phi E} = 0.037$, Exp.)

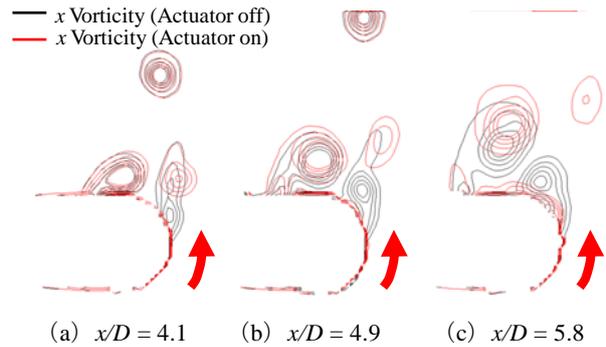


Fig. 12 x -directional vorticity change by plasma actuator in time averaged flow field. (-y drive, $C_{\phi E} = 0.037$, Exp.)

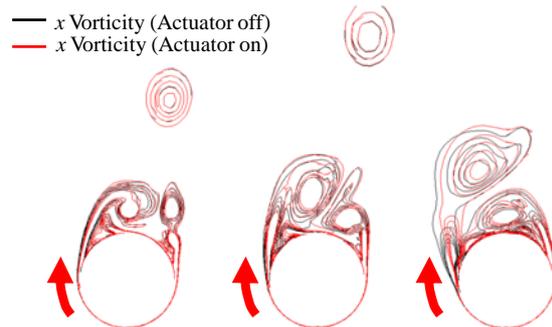


Fig. 13 x -directional vorticity change by plasma actuator in time averaged flow field. (+y drive, $C_{\phi} = 0.032$, CFD)

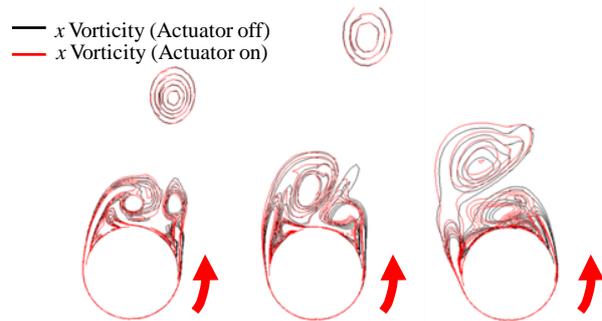


Fig. 14 x -directional vorticity change by plasma actuator in time averaged flow field. (-y drive, $C_{\phi} = 0.032$, CFD)

以上のように、アクチュエータ駆動による渦の動きは実験と数値計算ともに、アクチュエータを駆動している側の渦が機体に近づく方向に動くという点では一致しているが、その動きは、実験に比べ数値計算は小さい。ここでは、数値計算と実験で渦の動きの大きさに違いが出る原因について考察する。まず、数値計算と実験ではアクチュエータの制御力の大きさが一致していない可能性がある。すでに述べたとおり、アクチュエータの制御力は、数値計算ではアクチュエータ体積力、実験ではアクチュエータ推力を用いて算出している。過去の研究で⁶⁾、推力は体積力の3割程度という報告がある。そのため、数値計算におけるアクチュエータ制御力は実験のものに比べると小さいことが予想される。次に、流れの剥離位置の違いがある。Fig. 15に実験と数値計算のCylinder部における周方向剥離位置を示す。横軸には迎角、縦軸には風上方向の淀み点

を基準とした周方向の剥離位置をとっている。実験はオイルフローを行い、その結果からPIV計測断面における剥離位置を読み取り、その値を平均している。一方、数値計算では周方向摩擦分布より剥離位置を算出し、その値を軸方向に平均している。Fig. 15より、数値計算の方が実験より、剥離が遅れている。これは、レイノルズ数は実験、数値計算ともに 3.0×10^4 程度と層流域であるが、数値計算では境界層流れにおいて、乱流モデルを導入しているために、剥離が遅れたと考えられる。実験の方が剥離位置により近い位置でアクチュエータを駆動していることになり、大きな制御効果が得られたと考えられる。これらのことから、アクチュエータの制御力を強くする、もしくは、アクチュエータを剥離位置に近づければ、数値計算結果を実験結果により定量的に近づけることができると期待される。ここで、数値計算の迎角 45deg . $-y$ 駆動において、アクチュエータの制御力を $C_\phi = 0.1$ としたシミュレーション結果をFig. 16に示す。Fig. 16より、Fig. 12に示されている実験結果と同様に、アクチュエータを駆動している側の渦が機体に張り付くように大きく動いていることがわかる。

以上のことから、アクチュエータの出力の大きさや剥離位置の違いに注意すれば、アクチュエータによる流れ制御効果の傾向を見るために、数値シミュレーションは十分有用であると言える。

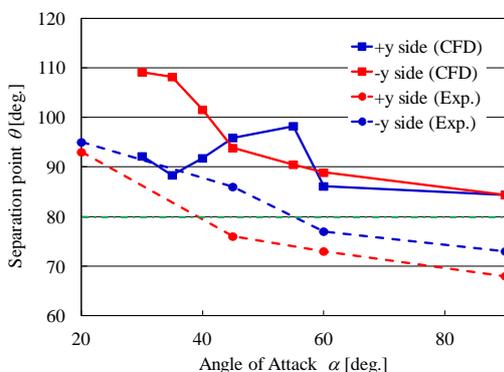


Fig. 15 Separation point v.s. Angle of attack.

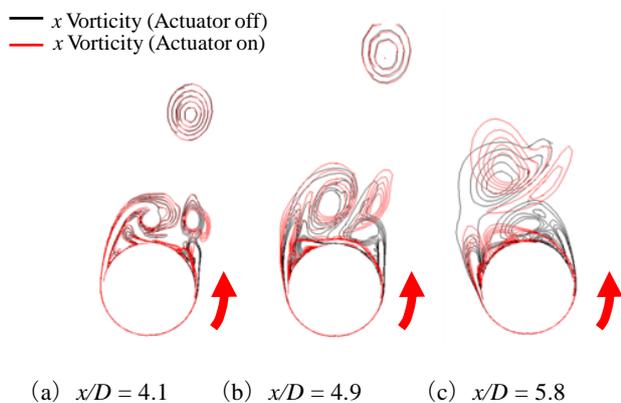


Fig. 16 x -directional vorticity change by plasma actuator in time averaged flow field. ($-y$ drive, $C_\phi = 0.1$, CFD)

9. 結論

プラズマアクチュエータによる大迎角細剥離流れ制御について、PIV可視化結果と数値計算結果を時間平均流れ場について比較することで、以下の知見が得られた。

アクチュエータを駆動していない時の流れ場は数値計算と実験で定性的に良く一致する。アクチュエータを駆動することによる剥離渦の動く方向などの大まかな傾向は数値計算と実験で一致する。しかしながら、アクチュエータの制御力の大きさとして、実験における推力と数値シミュレーションにおける体積力を用いて比較した場合、数値シミュレーションの方が実験よりも制御効果が小さい。これは、数値計算と実験でアクチュエータの制御力の定義が異なること、剥離位置が異なることが原因であると考えられる。数値計算においてアクチュエータ制御力を調整することで、シミュレーション結果を定量的にも実験結果に近づけることが可能であることが確認できた。以上のことから、数値計算は、実験の流れ場とアクチュエータ駆動による流れ場変化をある程度再現できていると言える。

10. 今後の課題

今後、時系列データの比較や、実験を乱流に遷移させた結果との比較を行うことで、数値計算の実験の再現性をさらに確かめる。

謝辞

本研究の数値計算は、宇宙航空研究開発機構のJAXA Supercomputer System (JSS) を使用して解析を実施した。PIV試験は風洞技術開発センター低速風洞セクションの皆様と高度化セクションの山谷英樹様の協力のもと実施した。

参考文献

- Ericsson, L. E. and Reding, J. P.: Steady and Unsteady Vortex-Induced Asymmetric Loads on Slender Vehicles, *J. Spacecraft and Rockets*, **18** (1981), pp.97-109.
- Nishida, H.: Study on Active Flow Control of Separation Flow behind Slender Body in High Angle of Attack, *Annual Meeting of Japan Society of Fluid Mechanics*, 2010.
- Suzen, Y. B., Huang, P. G., Jacob, J. D., and Ashpis, D. E.: Numerical Simulations of Plasma Based Flow Control Application, *AIAA Paper 2005-4633*, 2005.
- Levy, Y., Hesselink, L. and Degani, D.: A Systematic Study of the Correlation Between Geometrical Disturbances and Flow Asymmetries, *AIAA Paper 1995-0365*, 1995.
- Koike, S., Kato, H., Kobayashi, H., Ura, H., Mitsuo, K., Atobe, T., "Time-Resolved PIV Applied to Trailing-Edge-Noise Reduction by DBD Plasma Actuator", *AIAA 2010-4352*
- Font, G. I., C. L. and McLaughlin, T. E., Effect of Volumetric Momentum Addition on the Total Force Production of a Plasma Actuator, *AIAA Paper 2009-4285*.