

機関番号：12605

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2009 ～ 2010

課題番号：21860028

研究課題名（和文） 能動的流体制御による細長物体の空力特性制御方法の研究

研究課題名（英文） Study on Aerodynamic Characteristics Control of Slender Body Using Active Flow Control Technique

研究代表者

西田 浩之 (NISHIDA HIROYUKI)

東京農工大学・大学院工学研究院・准教授

研究者番号：60545945

研究成果の概要（和文）： 流体制御デバイス（DBD プラズマアクチュエータ）により細長形状の飛翔体周りの流れを能動的にコントロールし空力特性を制御するコンセプトを実証するため、風洞実験と数値シミュレーションを行った。飛翔体の前胴と後胴の右舷と左舷にそれぞれアクチュエータを取り付け、別々に駆動することで縦と横の空力（ピッチングモーメントと横力）を比例的に制御できることが実験により実証された。シミュレーションにおいては剥離流れの構造を再現することに成功し、より効率的な制御方法を探る為の知見を得ることができた。

研究成果の概要（英文）： To validate our concept of aerodynamic characteristics control for a slender body, wind tunnel tests and numerical simulations have been conducted. In our concept, the separation flow over a slender body is actively controlled by DBD plasma actuator. The wind tunnel tests showed that multi-point installation of the actuators on the body surface could provide proportional control of the pitching moment and the side force. The accurate separation flow structure has been numerically simulated, and meaningful knowledge about the flow structure has been successfully obtained for finding more effective control method.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009 年度	1,080,000	324,000	1,404,000
2010 年度	960,000	288,000	1,248,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,040,000	612,000	2,652,000

研究分野：空気力学

科研費の分科・細目：航空宇宙工学

キーワード：大迎角剥離渦，流体制御，プラズマアクチュエータ

1. 研究開始当初の背景

ロケットや航空機の前胴に代表される細長形状の飛翔体が大迎角飛行を行う際には、飛翔体後流に強い非線形性と非対称性を伴った複雑な剥離渦が形成される。この複雑な非対称剥離渦が飛翔体の姿勢安定を著しく崩すことが問題とされており、後流剥離流れのコントロールの研究が古くから行われてきた。しかしながら、従来の流体制御デバイスは機構が複雑であるが故に機体システム

への負荷が大きいこと、設置の自由度が限られ設置に見合う効果が得られないこと、などが理由で実用化は難しいとされている。

近年、シンセティックジェットや DBD プラズマアクチュエータに代表される新しい能動的流体制御デバイスが注目を集めている。従来のデバイスのデメリットを払拭できると期待されており、機体表面の様々な場所に容易に設置できるため、従来のデバイスでは得られなかった大きな効果を得られるこ

とが期待できる。

2. 研究の目的

本研究では、その優れた特性から DBD プラズマアクチュエータ (Fig. 1) を流体制御デバイスとして用いた。本研究の目的は以下の通りである。

(1) 細長形状模型を用いた風洞実験により、新しい流体制御デバイスを用いた細長飛翔体の空力特性制御のコンセプトを実証する。

(2) CFD シミュレーションにより細長飛翔体周りの剥離流れを再現し、流れ場の特徴を理解することでより効率的なアクチュエータ配置と駆動方法を探るための知見を得る。

(3) 将来的に DBD プラズマアクチュエータの制御効果を含めた CFD シミュレーションを行う為、その準備としてプラズマアクチュエータにおける放電プラズマのシミュレーションを行う。

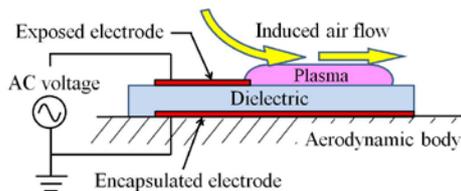


Fig. 1 DBD プラズマアクチュエータ

3. 研究の方法

(1) 実験方法

実験には、JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞を用いた。使用した実験模型の形状を Fig. 2 に示す。実験模型はコーン部とシリンダー部からなり、各寸法を Table 1 にまとめる。模型表面には、プラズマアクチュエータを機軸に沿って設置した。設置位置を Fig. 3 に示す。

空力特性を 6 分力内装天秤により計測し、模型周りの流れ場は 2 次元定常 PIV 計測により可視化した。主流速度は 9m/s、レイノルズ数は 4,2000 とした。

プラズマアクチュエータは絶縁膜を挟んだ 2 枚の電極間に数 kV 数 kHz の交流電圧を印加することで空気の流れを作り出すことができるデバイスである (Fig. 1 参照)。プラズマアクチュエータの制御力を示す指標として、以下の C_ϕ を用いた。S は代表面積、q は一様流動圧である。

$$C_\phi = \frac{F_{SDBD}}{qS}$$

アクチュエータが空気の流れを作り出すその反力として得る推力 (F_{SDBD}) を計測し、それを一様流の運動量流束を用いて無次元化した値である。印加電圧を変化させることで C_ϕ を変化させ、実験を行った。

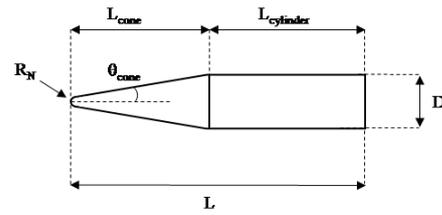


Fig. 2 実験模型の形状

Table 1 実験模型の寸法

L	0.421 [m]
L_{cone}	0.211 [m]
L_{cylinder}	0.210 [m]
D	0.072 [m]
R_N	0.0028 [m]
S	0.00407 [m ²]
θ_{Cone}	9 [deg]

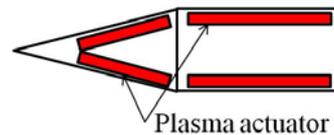


Fig. 3 アクチュエータの設置位置

(2) CFD シミュレーション方法

RANS/LES hybrid 手法により圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解いて、流れ場をシミュレーションした。壁面近傍では RANS で計算を行い、その外側では LES で計算を行った。RANS の乱流モデルには Baldwin-Lomax モデルを、LES のサブグリッドスケールモデルとしては陽的なモデルを用いない Implicit LES を用いた。また、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。

対流項及び粘性項の離散化には 6 次精度の Compact 差分法を用いた。時間積分法には 2 次精度 3 点後退差分を Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (ADI-SGS) 陰解法により、内部反復を 3 回行った。Fig. 4 に用いた計算格子を示す。計算条件はマッハ数を除き、全て実験条件と一致させた。マッハ数は計算の都合上 0.3 と設定したが、圧縮性の影響は十分に小さいと考えられるため、問題ないと判断した。

(3) DBD プラズマアクチュエータのシミュレーション方法

プラズマアクチュエータの誘電体バリア

放電における放電プラズマの生成と発達を、過去の研究成果を参考に、流体モデルに基づき空間2次元においてシミュレーションした。支配方程式は電場の発展を記述する Poisson 方程式と、各プラズマ粒子の Drift-Diffusion 方程式である。プラズマ粒子種としては電子・一価の陽イオン・一価の負イオンを考慮し、基底状態からの電子衝突による電離と解離再付着を化学反応として考慮した。Fig. 5 にシミュレーションモデルを示す。

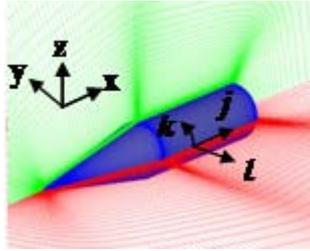


Fig. 4 CFD シミュレーションの計算格子

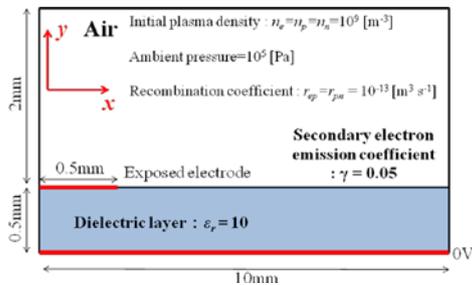


Fig. 5 プラズマアクチュエータのシミュレーションモデル

4. 研究成果

(1) 実験成果

① 縦（ピッチングモーメント）の空力制御
縦の空力特性であるピッチングモーメントの制御実験の成果について述べる。

プラズマアクチュエータの配置図と作動の仕方を Fig. 6 に示す。コーン部とシリンダー部でそれぞれ別にアクチュエータを駆動し、駆動させる向きも流れ方向に対して順方向と逆方向で駆動させる。Fig. 7 にピッチングモーメント係数と迎角の関係を、アクチュエータの作動方法変えた場合について示す。ただし、ピッチングモーメントは模型先端から 55% の位置を重心として計算したものであり、頭上げのピッチングモーメントを正としている。アクチュエータの制御力は $C_\phi = 0.058$ である。コーン部において剥離を抑制した場合（順方向駆動）、コーン部の抵抗が減り頭上げのピッチングモーメントが加わる。逆にシリンダー部で剥離を抑制した場合にはシリンダー部の抵抗が減り、頭下げのピッチングモーメントが加わる。剥離を増大させた場合（逆方向駆動）は増大させた部位の抵抗が増加し、

その抵抗増加に見合ったピッチングモーメントの変化が起こる。

模型の重心位置にも依存するが、今回の条件の場合、姿勢が静安定をとる迎角を 30° から 80° の範囲でコントロールできる可能性があることが示せた。

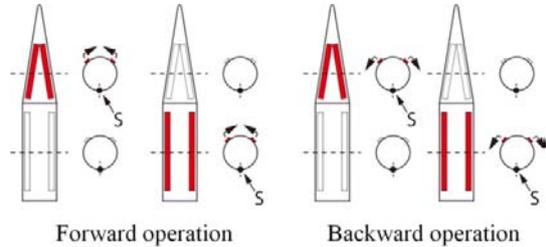


Fig. 6 縦の空力特性制御のためのアクチュエータの配置と作動方法

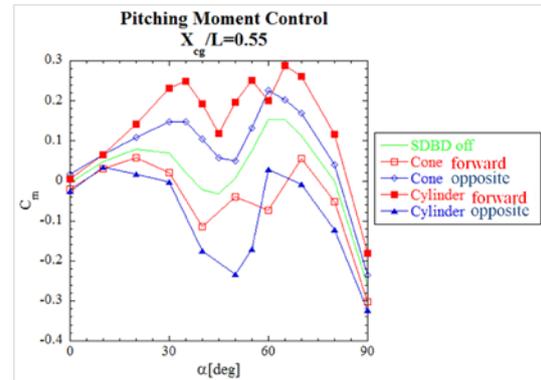


Fig. 7 アクチュエータ駆動方式に応じたピッチングモーメント係数の変化

② 横（横力）の空力制御

横力制御の実験成果について述べる。

本研究では、模型のシリンダー部において制御を行い、横力を線形的に変化させることを試みる。Fig. 8 にアクチュエータの配置と作動方法を示す (Fig. 8 において、矢印はアクチュエータによって誘起される流れの向きを表している)。これはアクチュエータの作動により横断流の剥離を遅らせることを狙った配置と作動方法である。

Fig. 9 に迎角 $40, 50, 60, 70$ 度それぞれの場合における、アクチュエータ制御力と横力係数の変化分 ΔC_Y の関係を示す。正のアクチュエータ制御力は右側のアクチュエータが on であることを示し、負は左側のアクチュエータが on であることを示す。Fig. 9 から、アクチュエータを作動させた側に横力が増えていることがわかる (Fig. 8 における矢印の向きが横力の正の向きを示す)。また、迎角によって制御できる範囲は異なるが、横力を線形的に変化させることができていることがわかる。Fig. 10 に迎角が 60° の場合における模型後流の流れ場

の可視化結果を渦度分布により示す。Fig. 10の左図がアクチュエータ off の場合、右図が向かって右側のアクチュエータを on にした場合の流れ場である。図から明らかな通り、アクチュエータが駆動する前から流れは非対称である。アクチュエータを作動させることにより、アクチュエータ上方の流れが僅かに左に偏向し渦度が模型表面に近づいていることが分かる。流れが左に偏向することにより、横力が右側に働くと解釈できる。

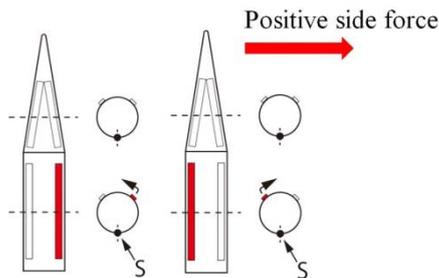


Fig. 8 横力制御のためのアクチュエータ配置と駆動方法

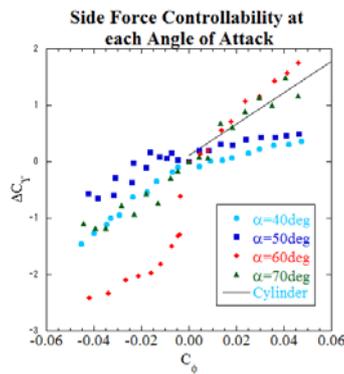


Fig. 9 横力の制御結果

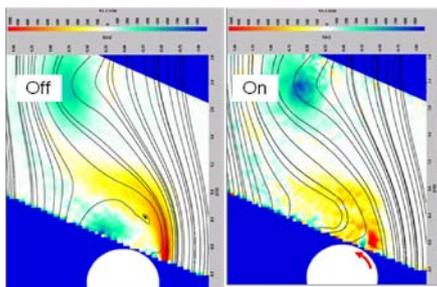


Fig. 10 流れ場の可視化結果. アクチュエータの作動による流れ場の変化。

以上より、プラズマアクチュエータによる細長飛翔体の空力特性制御が実験的に実証されたといえる。

(2) CFD シミュレーションの成果

完全に左右対称なシミュレーションを行うと、大迎角飛行中に発生する非対称剥離渦

を再現できない。そこで、模型先端に対称性を崩すわずかな突起, Bump を設けた。Fig. 11 に設けた Bump の図を示す。Fig. 12 に Bump を設けなかった場合と設けた場合について、シミュレーションにより得られた流れ場(迎角 60 度)を渦度分布として示す。併せて、過去の研究により明らかにされている流れ場の概念図を示す(真ん中)。この図から、Bump を取り付けることにより、過去の研究からも明らかにされている流れ場を良く再現できていることが分かる。Fig. 13 に迎角が 60 度の場合について、空間 3 次元における機軸方向渦度分布と、機体表面の圧力分布図を示す。機体先端より生じた渦糸は機軸に沿って流れてゆく途中で機体表面から剥がれ、剥がれた位置から新たな 3 本目の渦糸が発生していることがわかる。以上のように、CFD シミュレーションにより流れ場について多くの情報を得ることができた。

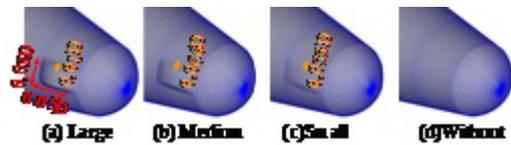


Fig 11 先端に設けた 3 種類の Bump

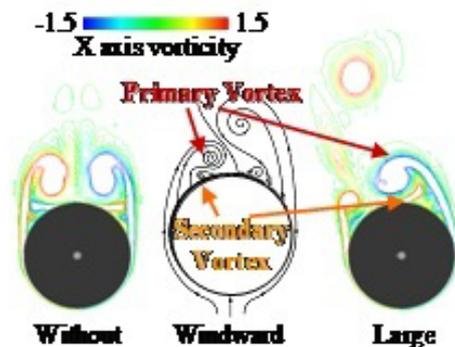


Fig. 12 断面流れの構造(迎角 60 度. 中心は過去の研究により示されている流れ場の概念図)

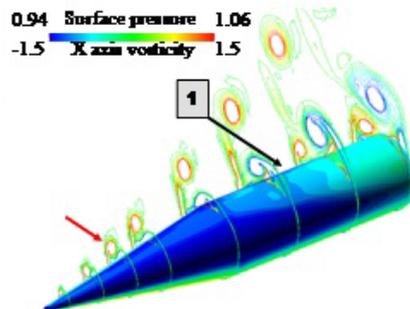


Fig. 13 迎角 60 の場合における 3 次元流れ場。

(3) プラズマアクチュエータのシミュレーション成果

Fig. 14 に、シミュレーションにより得られたある時刻における正イオン密度分布を示す。Fig. 15 にアクチュエータが周囲空気へと加える体積力（制御力）の時間履歴を示す。

シンプルなモデルに基づいたシミュレーションであるが、CFD シミュレーションへとフィードバックできるだけの成果が得られたと考えている。

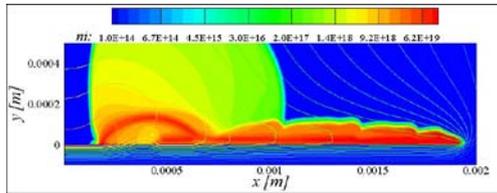


Fig. 14 放電により発生した正イオンの密度分布

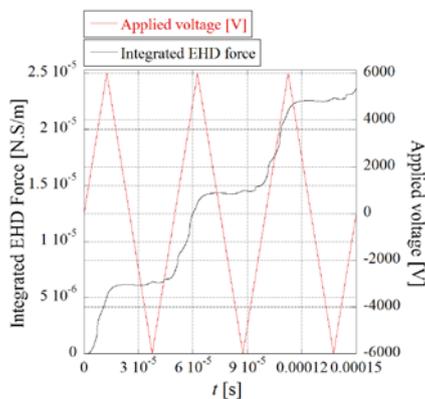


Fig. 15 体積力の時間履歴

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕（計 0 件）

〔学会発表〕（計 8 件）

① Nishida, H., Miyazaki, I. et al, “Preliminary Experimental Study on Aerodynamic Characteristics Control of Slender Body using DBD Plasma Actuator”, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, June 5-12, 2011, Okinawa.

② Inaba, R., Nishida, H. et al, “Numerical Study on Control of Separation Flow over Slender Body Using DBD Plasma Actuator”, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, June 5-12, 2011, Okinawa.

③ 西田浩之, 野々村拓 他, 「細長物体の大迎角飛行時における剥離流れの能動的制御に関する研究」, 平成 22 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2010 年 12 月 16 日, 相模原.

④ 山口晃弘, 西田浩之 他, 「細長飛翔体の大迎角飛行時の非対称渦に関する研究」,

第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010 年 11 月 18 日, 静岡.

⑤ 西田浩之, 安部隆士, 「DBD プラズマアクチュエータにおける運動量輸送過程の流体モデルに基づいた数値シミュレーション」, 日本流体力学会 2010, 2010 年 9 月 9 日, 札幌.

⑥ 西田浩之, 山口晃弘 他, “細長飛翔体の大迎角飛行時における剥離流れの能動的制御に関する研究”, 日本流体力学会 2010, 2010 年 9 月 9 日, 札幌.

⑦ Nishida, H. and Abe, T., “Numerical Analysis for Plasma Dynamics in SDBD Plasma Actuator”, 41st Plasmadynamics and Lasers Conference, Chicago, USA, June 28, 2010.

⑧ 西田浩之, 安部隆士, 「SDBD プラズマアクチュエータの流体モデルに基づいた数値解析」, 平成 21 年度航空宇宙空力班シンポジウム, 2010 年 1 月 22 日, 白浜.

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.tuat.ac.jp/~nishida/laboratory.html>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

西田 浩之 (NISHIDA HIROYUKI)

東京農工大学・大学院工学研究院・准教授
研究者番号：60545945