

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

Study on Active Control of Separation Flow behind Slender Body in High Angle of Attack

- 西田浩之, 東京農工大, 東京都小金井市中町 2-24-16, E-mail: hnishdia@cc.tuat.ac.jp
 山口晃弘, 東京農工大, 東京都小金井市中町 2-24-16, E-mail:
 高橋俊, 東京農工大, 東京都小金井市中町 2-24-16, E-mail:takahass@cc.tuat.ac.jp
 野中聡, JAXA 宇宙研, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail:nonaka.satoshi@jaxa.jp
 野々村拓, JAXA 宇宙研, 相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail:nonomura@flab.isas.jaxa.jp
 稲谷芳文, JAXA 宇宙研, 相模原市中央区由野台 3-1-1, E-mail:inatani@isas.jaxa.jp
 Hiroyuki Nishida, TUAT, 2-24-16 Naka-cho, Koganei, Tokyo 184-8488, Japan
 Akihiro Yamaguchi, TUAT, 2-24-16 Naka-cho, Koganei, Tokyo 184-8488, Japan
 Shun Takahashi, TUAT, 2-24-16 Naka-cho, Koganei, Tokyo 184-8488, Japan
 Satoshi Nonaka, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, Japan
 Taku Nonomura, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, Japan
 Yoshifumi Inatani, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, Japan

When a slender body flies at high angle of attack, asymmetric separation vortexes are formed even behind an axis symmetric slender body, and the asymmetric vortexes act the side force on the body which leads to disturb the attitude control. We study on the active control of the separation flow behind the slender body. We address not only the linearly control of the side force but also the control of the pitching moment. The flow control experiment has been conducted in a wind tunnel using a cone-cylinder testing body and DBD plasma actuator as a flow control device. The side force coefficient can be linearly controlled within about ± 1.0 by flow controlling at the aft body (the cylinder part). The static stability angle can be controlled between 30 and 80 degrees by controlling the pitching moment when the center of gravity is at 55% position from the body tip.

1. 研究背景

細長飛翔体が大迎角飛行を行う際には、強い非線形性を持った非対称剥離渦が後流に形成され、強い横力が加わり飛翔体の姿勢制御が困難になる。この非対称剥離渦の抑制・制御を目的とした研究は精力的に行われてきたが、渦の 2 重安定性のため横力を線形的にコントロールすることは難しかった。近年、DBD プラズマアクチュエータと呼ばれる能動的流体制御デバイスが注目を集めている。このデバイスは容易に飛翔体表面の多地点へ配置できるためこれまでにない制御力の加え方を行える。飛翔体前部と後部でアクチュエータの作動を使い分ければ、横だけでなく縦の空力特性もコントロールできると期待できる。本研究ではプラズマアクチュエータを用いて横力とピッチングモーメントの双方を線形的にコントロールする方法について実験的に検討する。

2. 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る。プラズマアクチュエータを設置した風洞試験模型の写真を Fig. 1 に示す。プラズマアクチュエータは誘電体により分かれた 2 枚の電極で構成され、電極間に数 kV 数 kHz の交流電圧を印加することで誘電体表面に沿った流れを誘起できる。

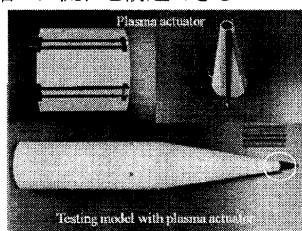


Fig. 1 Testing model for wind tunnel experiment.

アクチュエータを様々な位置、方向、出力で駆動し流れの制御実験を行う。アクチュエータの制御力 C_ϕ を以下で定義し、実験デ

ータを整理する。

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

ここで、 q は主流の動圧、 S は模型断面積、 F_{SDBD} はアクチュエータが生み出す単位長さ当たりの推力、 L_{SDBD} はアクチュエータの長さ、である。模型に加わる空力を 6 分力内装天秤により取得し、流れ場を PIV 計測により取得する。

3. 実験結果

主流流速は 9 m/s とし、この時、模型周りの流れのレイノルズ数は 42000 である。Fig. 2 に実験結果を示す。ここでは横力の制御結果のみを示す。右図はアクチュエータの配置図と駆動方向を示している。左図はアクチュエータ制御力に対する横力係数の変化度合いを各迎角ごとに示しており、正の制御力が右側のアクチュエータを駆動、負の制御力が左側のアクチュエータ駆動を示している。Fig. 2 より、迎角によって制御できる度合いの差はあるが、総じて ± 1.0 程度線形的に横力をさせられていることが分かる。

また、アクチュエータをコーン部のみで駆動、またはシリンダー部のみで駆動することでピッチングモーメント係数を制御し、模型の姿勢安定角を ± 20 度程度変化させることができた。

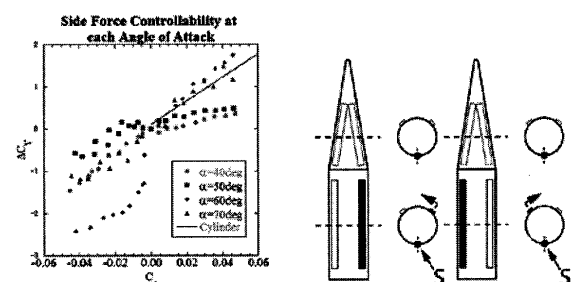


Fig. 2 Experimental result of side force controlling.