

模型表面内側に設けた放電室による極超音速境界層流れ制御の基礎実験

森 直紀(東大院), 渡邊 保真(東大), 鈴木 宏二郎(東大)

Preliminary Experiment on Hypersonic Boundary Layer Flow Control using Discharge Chamber under Body Surface

by

Naoki MORI, Yasumasa WATANABE, Kojiro SUZUKI (The University of Tokyo)

ABSTRACT

In recent years, the flow control method using plasma discharge, for example, a plasma actuator, has been attracting attention, because of its shorter response-time than conventional mechanical control devices such as flaps. In this study, a flat plate model with a small cavity under the surface was tested for the discharge experiment in the Mach 7 hypersonic wind tunnel in Kashiwa campus, the University of Tokyo. Two types of the discharge cavities were tested: a cavity with an orifice normal to the surface and a cavity with an orifice and a forward-facing-step inlet open to the boundary layer flow. A pair of tungsten rod-type electrodes were inserted into the cavity, and the applied voltage was 1kV at maximum using high-power capacitors. The discharge occurred intermittently and the time history of the discharge voltage was measured. The effect of the discharge on the flow field was visualized by the schlieren method. In the case of the intake moved slightly forward when the discharge occurred.

1. はじめに

空力制御にはフラップなどの舵面を用いる方法が一般的であるが、近年、プラズマアクチュエータを用いた放電プラズマによる空力制御が研究されている。プラズマアクチュエータを気流中で動作させることで、剥離の制御[1]、境界層遷移[2]、抵抗軽減[3]など気流に対して様々な影響を与えられることが、研究によって明らかとなってきた。今回研究対象としている極超音速以上の高速流を制御するためのプラズマデバイス研究としては、以下のものが挙げられる。極超音速平板でのグロー放電型プラズマアクチュエータとしては Shang ら[4]による研究により平板表面の圧力分布を制御できることが示された。また、スクラムジェットエンジンにおけるインテーク気流制御法として、準定常アーク放電による衝撃波位置制御の可能性が Leonov[5]らにより検討されている。更に、極超音速力制御法として Watanabe[6,7]らによる放電気流制御法の可能性も提示されている。これらは機体表面に電極を flush-mount する方式であり、電極及び放電制御装置自体が余分な空力抵抗を発生させることはなく、極超音速機においても適用可能かつ有利な手法であると考えられる。近年では新たなプラズマアクチュエータの方式として、Plasma Synthetic Jet Actuator (PSJA)が注目されている。

PSJA の基本構造、並びに動作原理は Fig.1 の通りである。

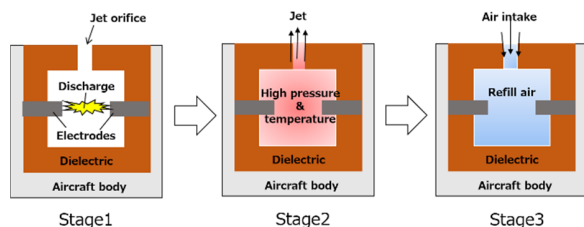


Fig.1 PSJA の基本構造及び動作原理

PSJA は小さなキャビティ、陽極・陰極、そしてジェットオリフィスから構成されている。動作原理としては、①小さなキャビティ内で放電し、プラズマを発生させる。②プラズマ放電によりキャビティ内の温度・圧力が上昇し、ジェットオリフィスからジェットが噴出する。③ジェットオリフィスから空気が吸気される、といった3段階のサイクル

を繰り返し行うことで、ジェットを噴出し、気流に対して影響を与えることができる。PSJA は従来のプラズマアクチュエータと比較して、投入エネルギーに対して得られる効果が大きいと言われている[8]。しかし、PSJA の動作範囲は使用環境によって制限される。例えば、極超音速機の使用が想定されるような高高度の低圧低密度下であると、過程③のキャビティ内の吸気過程で時間を必要とするため、放電時間間隔が大きくなる[9]。この問題を解決するために Fig.2 に示す、インテークを備えた気流を取り込みながら放電を行う方式のプラズマアクチュエータ、Ram-air Plasma Synthetic Jet Actuator(RPSJA)が提案された[10]。

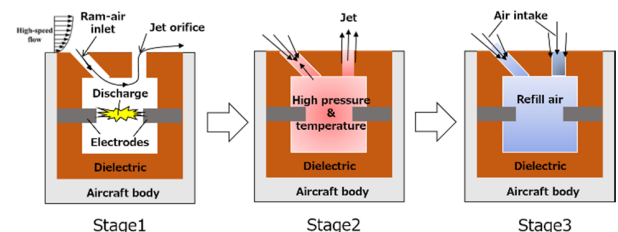


Fig.2 RPSJA の基本構造及び動作原理

RPSJA に関する研究では、数値シミュレーションによる吸気の空気密度増加などの効果は確認できたが、実際の放電サイクルや、気流に対して与える影響を調べるには至っていない。そこで本研究では、極超音速気流中に設置した PSJA におけるインテークの効果を実験的に確認することを目的とする。

2. 実験条件

2.1 模型及び電源

模型は PSJA におけるインテークの効果を観察するために、インテークを設けたものと設けていないものの2つの模型を、ベークライトを切削し実験に用いた。模型の外観を Fig.3 に示す。ここでは高さ 1mm のステップを作りその一部を切削することで、気流を取り込むためのインテークを設けた。

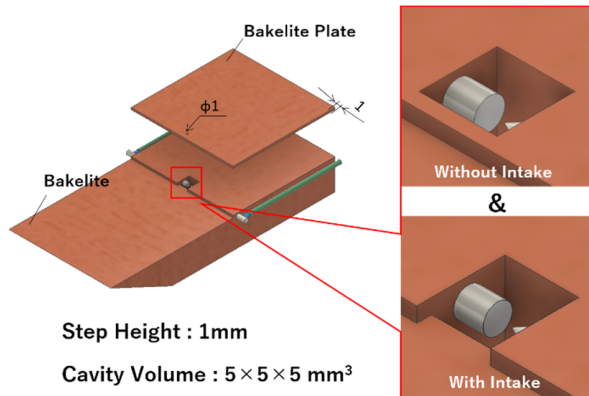


Fig.3 模型外観

インテークのすぐ後方には体積 125mm³ のキャビティを用意し、その上にオリフィス径 1mm の開いたバークライト板を接着した。そしてタングステン電極（径 2mm）をキャビティの左右から通し電極とした。

電源は松定プレジジョン HAR-15R80（最大電圧:15kV, 最大電流:80mA）を用いた。この電源を用いて Fig.4 に示すような回路を作成し、実験に使用した。実験時は風洞起動前にコンデンサに最大電圧 1kV で充電しておき、起動時にスイッチ操作により放電を行った。電圧・電流計測のための模型陽極および陰極の電圧 V_1 、 V_2 について、データロガーを用いてサンプリング間隔 10 μ 秒で計測を行った。

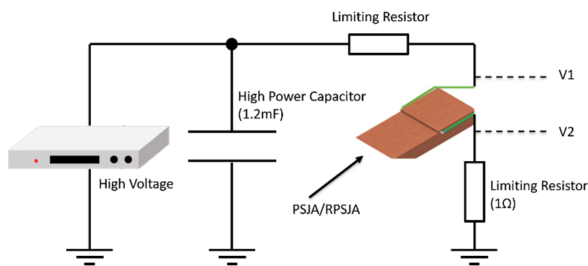


Fig.4 回路図

2. 2 風洞実験

実験は東京大学柏キャンパスの極超音速風洞[11]を用いて行った。Fig.5 に測定部の様子を示す。気流マッハ数は 7 であり、その他気流条件は Table.1 にまとめた通りである。この条件に対する境界層厚さ δ は、 $\delta=1.7\text{mm}$ と計算される。今回の模型はステップの高さが 1mm であるため、吸気には境界層流れを取り込むことになる。気流変化の撮影にはシュリーレン法を用いて、高速度カメラ（Phantom Miro M310）によりフレームレート 50,000FPS で撮影した。

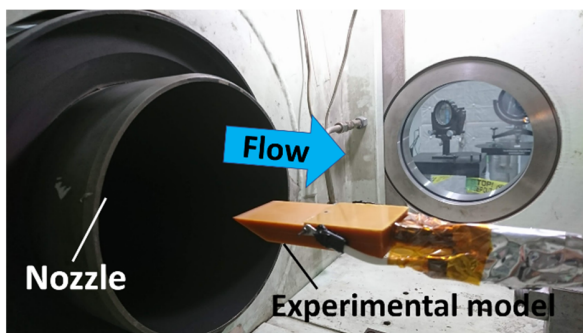


Fig.5 測定部の様子

Table.1 風洞気流条件

気流マッハ数	7
ノズル出口径[mm]	$\phi 200$
淀み点圧力[kPa]	950
淀み点温度[K]	568
レイノルズ数*	4.4×10^5

※代表長さは模型全長（110mm）とした

3. 実験結果

まず気流中に対して設置されたアクチュエータが作動し、放電が行えているかデジタルカメラ（フレームレート 30FPS）を用いて確認した。Fig.6, Fig.7 がインテークを設けた模型の放電前の様子と放電中の様子である。Fig.6, Fig.7 の様子からインテークの隙間から放電を確認することができた。インテークを設けていない模型の場合、カメラの映像からは放電を確認することができなかった。インテークを設けていない模型の場合、放電の様子を確認するには模型を上方から撮影し、ジェットオリフィスを通して発光を観察する必要があるが、今回は測定室内の模型のレイアウトの制限でこのような視野を確保することができなかった。

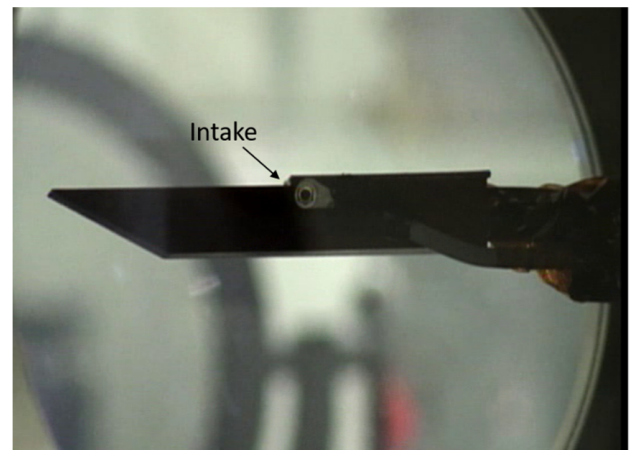


Fig.6 放電前の様子

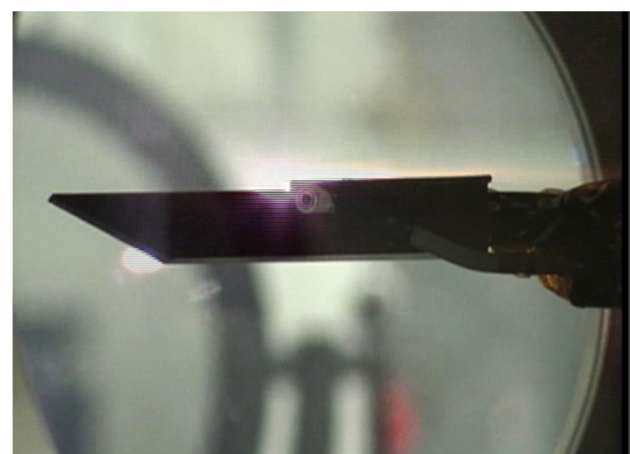


Fig.7 放電中の様子

次に気流中にインテークを設けていない模型とインテークを設けた模型を投入し放電を行った際の、電流 I と電圧 V_1 の記録を Fig.8, Fig.9 に示す。グラフからどちらの模型も電圧が 700V 付近から 30V 付近まで低下していることがわかる。また電圧が低下したタイミングで電流が立ち上がり、約 4~6A の電流が流れていることが確認できる。また

電流持続時間は約 0.1s であった。計測された電圧より、プラズマ電圧は $V_1 - V_2$ 、プラズマ電流は $I = V_2 / 1(\Omega)$ である。これを時間積分することでプラズマでの消費エネルギーは $E_{pl} = \int (V_1 - V_2) I dt$ で求まる。プラズマでの消費エネルギー E_{pl} は Fig.10, Fig.11 の通りであり、放電中はほぼ線形に増加することがわかる。放電中の E_{pl} について線形近似を行うことにより、プラズマでの平均消費電力はインテークがない場合で 157W、インテークがある場合で 160W であった。

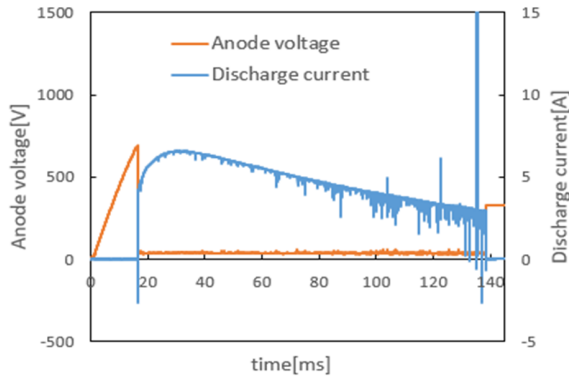


Fig.8 インテークがない模型の電圧・電流

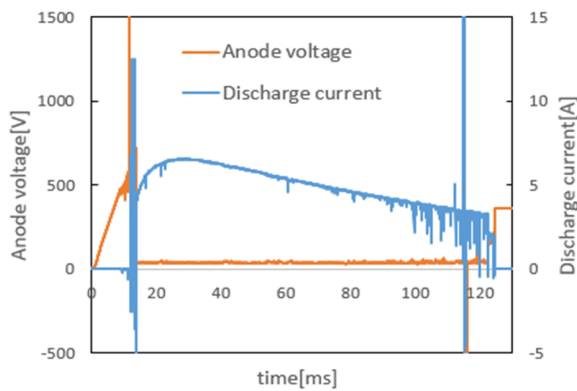


Fig.9 インテークがある模型の電圧・電流

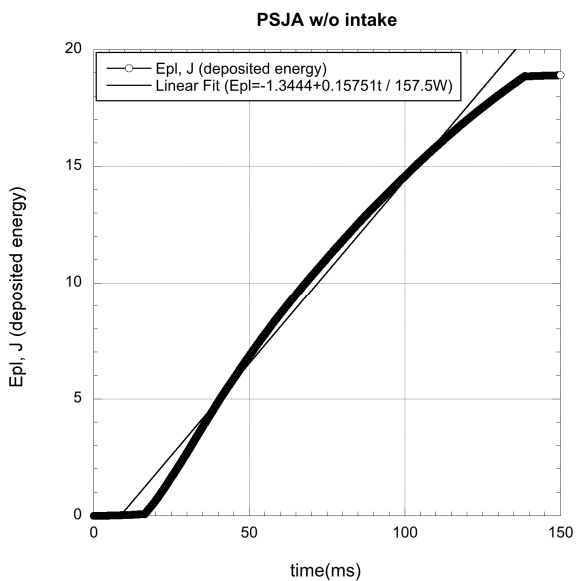


Fig.10 インテークがない模型のプラズマ消費エネルギー

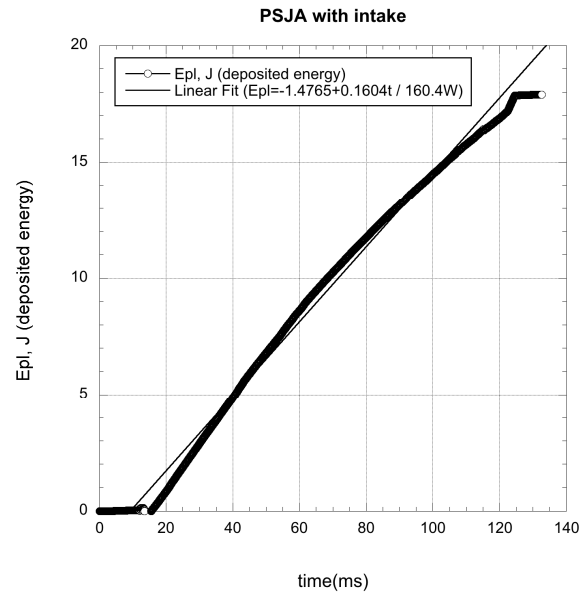


Fig.11 インテークがある模型のプラズマ消費エネルギー

最後に気流中にインテークを設けていない模型とインテークを設けた模型を投入し放電を行った際の、気流の可視化結果について示す。Fig.12 にインテークがない模型の気流の可視化結果を、Fig.13 にインテークがある模型の気流の可視化結果を示す。

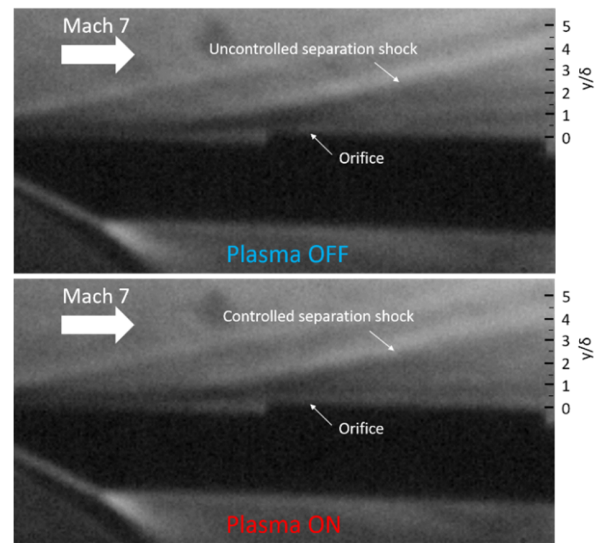


Fig.12 インテークがない模型の気流可視化

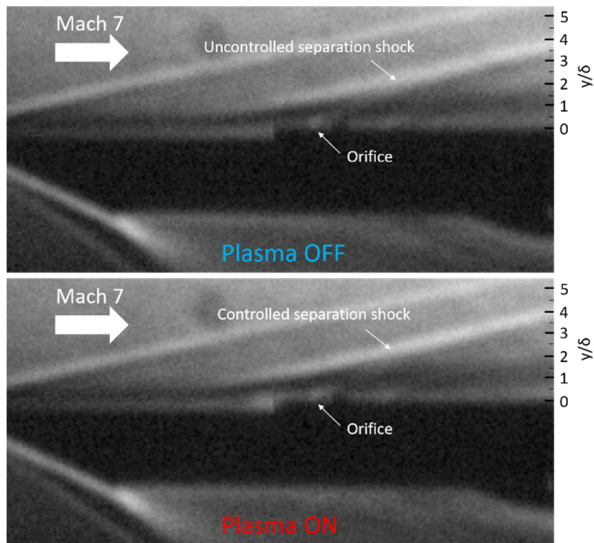


Fig.13 インテークがある模型の気流可視化

Fig.13 からインテークを設けていない模型では、気流に対する有意な変化を確認することができなかったが、Fig.13 よりインテークを設けた模型ではステップ前方の離脱衝撃波位置が境界層厚さの 1/3 ほど上方に変動していることがわかる。この衝撃波位置変動について Fig.13 を調べると、オリフィス位置より上流側の衝撃波位置の変動が確認できたため、オリフィスだけでなく、インテーク側から噴出されるジェットの効果が大きかったと予想できる。効率を改善するには、適切なキャビティ大きさ、インテークの流路設計、投入エネルギー量を定めることが重要である。

また、両模型で放電時間は約 0.1s であったが、気流に影響が見られた時間は、インテークを設けていない模型では観測できず、インテークを設けた模型では 2ms 程度であった。気流に影響が見られた時間が放電時間に対して短いことから、オリフィスにおいてチョークを起こしていると予測される。PSJA の動作はキャビティが放電によって加熱されるとオリフィスを通してキャビティ内部の空気が流出する。インテークがない場合はオリフィスからのみジェットが出るはずであるが、境界層内を気流垂直方向にジェットが出ても比較的影響は小さい。しかし、インテークがある場合にはオリフィスがチョークした際、余剰圧力によりインテークを通して上流向きにジェットが送られ有意な衝撃波変動を引き起こしたと考えられ、キャビティ内の圧力が模型表面圧力と釣り合いをとるのに約 2ms 要してインテーク経由ジェットが止まり、これが 2ms の衝撃波位置変動として観測されたのではないかと考えられる。

4. おわりに

本稿では、PSJA におけるインテークの効果を探るために、インテークを設けていない模型とインテークを設けた模型を用意し、それぞれ極超音速気流中で放電を行った際の動作特性、気流変化について調べた。結論は以下の通りである。

①極超音速風洞を用いて、インテークを設けていないアクチュエータとインテークを設けたアクチュエータを極超音速気流中で動作させ、気流に対して与える影響を高速カメラにより撮影した。またその時の放電電圧・電流を測定した。

②デジタルカメラによる観察と電圧・電流計測から、極超音速気流中でアクチュエータが動作し、0.1s 程度の時間、放電していることが確認できた。

③気流変化をシュリーレン法より観察した結果、インテークを設けていない模型では優位な変化を確認することができなかったが、インテークを設けた模型ではわずかな衝撃波変動が確認できた。

今後は、模型の表面圧やモーメント等のデータを計測し、効率改善に向けたインテークを含めたアクチュエータの形状について検討する予定である。

謝辞

本研究は JSPS 科研費 18K13923 の助成を受けたものである。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) D.V. Roupasov., A.A. Nikipelov., M.M. Nudnova., and A.Yu. Starikovskii., "Flow Separation Control by Plasma Actuator with Nanosecond Pulsed-Periodic Discharge," AIAA Journal, Vol. 47, No. 1, 2009, pp. 168-185.
- 2) J. Reece., and Daniel M. Sherman., "Boundary flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma," AIAA Journal, Vol. 36, 1997, pp. 98-328.
- 3) J Julian., Harinaldi., Budiarmo., R Difitro., and P Stepan., "The Effect of Plasma Actuator Placement on Drag Coefficient Reduction of Ahmed Body as An Aerodynamic Model," International Journal of Technology Vol. 2, 2016, pp. 306-313.
- 4) Shang J. S., Kimmel R. L., Menart J., and Surzhikov S. T., "Hypersonic flow control using surface plasma actuator," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, 2008, pp. 923-934.
- 5) Leonov S. B., and Yarantsev D. A., "Near-Surface Electrical Discharge in Supersonic Airflow: Properties and Flow Control," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, 2008, pp. 1168-1181.
- 6) Watanabe Y. and Suzuki K., "Aerodynamic Control Effect of Surface DC Plasma Discharge at Mach-7 Hypersonic Flow," AIAA Paper, 2015, pp. 2015-2345.
- 7) Watanabe Y., Leonov S. B., Houpt A., Hedlund B.E and Elliott., "Plasma-Assisted Control of Mach-2 Flowfield over Ramp Geometry," 2017, IOP Conf. Ser.: MaTer. Sci Eng. 249 012006.
- 8) M. Amitay., B.L. Smith., and A. Glezer., "Aerodynamic Flow Control Using Synthetic Jet Technology," AIAA Journal, Vol. 36, 1998, pp. 98-208.
- 9) V.Narayanaswamy., L.L. Raja., N.T. Clemens., "Characterization of a high-frequency pulsed-plasma jet actuator for supersonic flow control," AIAA Journal, Vol. 48, No. 2, 2010, pp. 297-305.
- 10) Y.Zhou., Z. Xia., Z. Luo., L. Wang., and X. Deng., "A novel ram-air plasma synthetic jet actuator for near space high-speed flow control: an experimental study," Acta Astronaut. Vol. 133, 2017, pp. 95-102.
- 11) 東京大学柏キャンパス極超音速エンタルピー風洞ホームページ, <http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/facility.html>, 2018年5月4日アクセス