

極超音速気流中における放電気流制御（その 1 & その 2）

渡邊保真（東大院），鈴木宏二郎（東大新領域）

実験期間：平成 25 年 7 月 26 日，8 月 5 日

極超音速飛行体の空力特性改善および機体制御法のひとつとして放電プラズマを用いる方法を提案し，本実験において高速気流中での空力制御効率の計測を行った．本実験は次の 2 段階に分けられる．

① 圧力配管および放電用電線を装備した状態での空力抵抗を正確に計測するための計測装置開発

② 開発した空力抵抗計測装置を用いて実際の極超音速機表面形状を模した模型の空力抵抗低減効率の計測

実験では，まず空力抵抗の大きさがよく調べられている半球模型について，圧力計測配管と放電配線を固定した状態での抗力計測を試みた．ここでは配管の影響をキャンセルして軸力を計測する装置を開発し，配管・配線のない場合の計測値と極めてよい一致を得た．その後，この計測装置を用いて極超音速機のボディーフラップとその周囲の壁面を模した模型を制作し，その表面において放電気流制御を試みた．その結果，空気力変動の応答速度はスペースシャトルのボディーフラップに比べ極めて高速に実現されることが判明した．また，投入電力に対する空気力制御効率も非常に高く，本申請実験で提案した放電気流制御手法の将来的な極超音速機空力制御への応用可能性が示唆された．

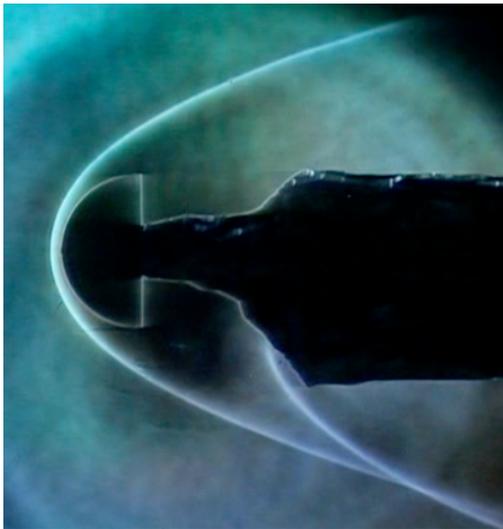


図 1 開発した抗力計測装置による半球抗力計測実験



図 2 空力制御効率評価に用いた模型

参考文献

1. 渡邊保真，“Flowfield and Aerodynamic Characteristics Control at Hypersonic Speeds with Direct Current Plasma Actuation,” 平成 25 年度東京大学博士論文.