

エアロスパイク及び抽気孔を用いた空力特性改善に関する実験

渡邊保真 (東大工学系), 鈴木宏二郎 (東大新領域)

実験期間：平成 28 年 8 月 1 日から 8 月 5 日

極超音速飛行体の空力特性改善手法のひとつとしてエアロスパイク及び抽気を用いる方法を提案し、複数のエアロスパイク先端形状に対し極超音速気流中（東大柏極超音速風洞、マッハ数 7）にて基礎特性を把握した。製作したモデルは図 1 に示す通り外殻部、内核部、そしてエアロスパイクから構成される。外殻とエアロスパイクの間にある円環状のスリットを通して模型前面の気流を背後へとバイパスすることが可能となっている。模型外殻は直径 40mm の半球であり抽気孔は外形 6mm / 内径 4mm である。図 2 に示されるように、抽気孔を設けることで衝撃波距離が短くなり、更にエアロスパイクにより外殻前方での衝撃波が斜め衝撃波へと変更され抗力低減効果が示唆された。また図 3 に示されるように、エアロスパイクと抽気孔組み合わせることで抵抗係数が大幅に減少し、減少量は先端が平坦なスパイクの場合に最大となることが明らかとなった。



Fig. 1 Pictorial View of Aerospike Model

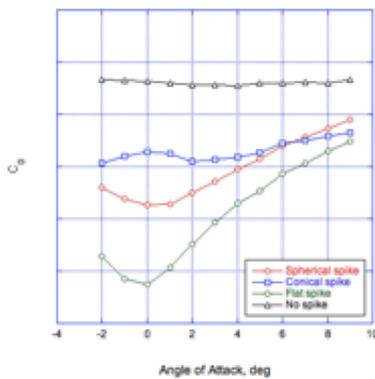
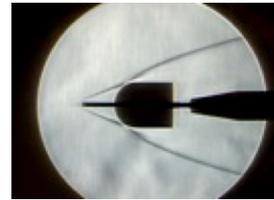
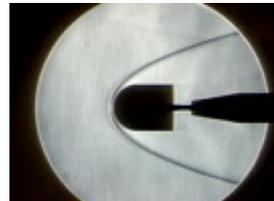


Fig. 3 Aerodynamic Characteristics for Various Aerospike Configurations



(a) Breathing Hole with Flat Spike



(b) Breathing Hole without Spike

Fig. 2 Schlieren Snapshot Photo

参考文献

1. Watanabe Y, Suzuki K, and Rathakrishnan E, “Aerodynamic characteristics of breathing blunt nose configuration at hypersonic speeds”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 0954410016643979, 2016. (doi: 10.1177/0954410016643979).
2. Imamura O, Watanuki T, Suzuki K, et al., “Breathing blunt nose for drag reduction at hypersonic speeds”, *J Visualization* 2008; 11: 280.