

## 感温塗料を用いた熱流束計測手法の開発と超音速バックステップ流れの現象解明

河勝元、坂本博昭、永井大樹、浅井圭介（東北大）

実験期間：平成20年12月8日から12月19日

固体ロケットにおいて、ノズルのスロート及び下流開口部では高温・高速流によりノズル壁面への加熱が非常に激しいことが知られている[1]。一般的なノズル壁での熱防御としては、フェノール樹脂の炭素繊維強化複合材料(CFRP)からなるアブレターと呼ばれる材料を用いて行う。しかし、このようなCFRPを使用する場合は、熱分解によって炭化層の厚みが減る、いわゆる「壁面後退現象」が起こっており、スロートとスロートより少し下流側ではステップ(段差)が形成される。このとき、そのステップ周辺の流れは曲率を持って下流に流れるため、Görtler 渦に類似した縦渦構造(longitudinal vortex structure)を有する3次元流体现象が見られる[1,2]。実際、ノズル表面では流れ方向に平行なすじ状の焼損模様が確認されており、我々はこの縦渦の影響が局所的なノズルの壁面後退現象を加速させているのではないかと考えている。

そこで本研究では、壁面後退現象により生じたステップを、簡易的に模擬したバックステップ模型として製作し、「面」全体の空力加熱計測ができる感温塗料(Temperature-Sensitive Paint, TSP)を用いて模型表面の温度上昇量の計測を実施した。また同時にシュリーレン計測の結果と比較することにより、模型周りの流れ場と空力加熱との関係について調べた。その結果、バックステップ模型における基本的な流れ場が Fig.1 のシュリーレン結果より確認できた。しかし、TSP の結果をみると、ステップのコーナーから出てくる滑り線が模型表面に再付着しないことにより、本来期待していた縦渦構造は見えず、模型表面の温度上昇分はほとんどなかった。今後、滑り線が再付着できるように、ステップの高さをより小さくした模型を制作し、バックステップ流れの研究を続けていくこととする。

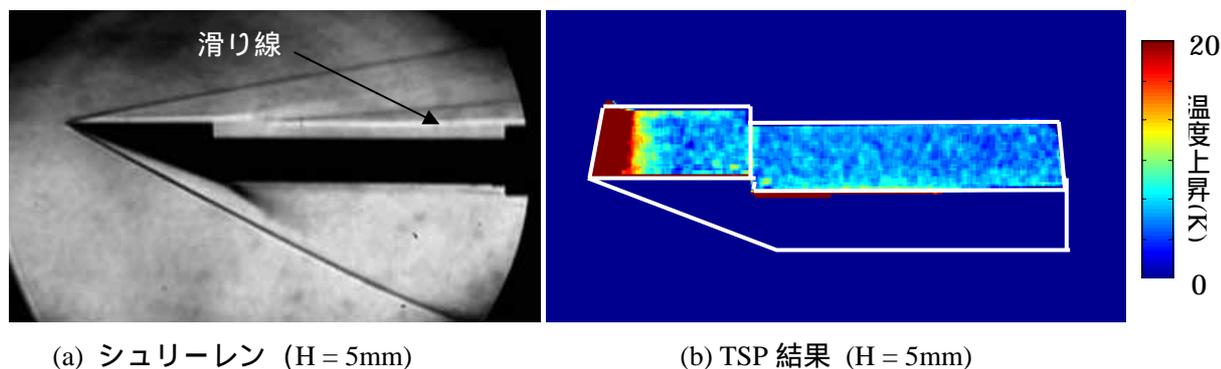


Fig. 1 シュリーレン結果と TSP 結果

### 参考文献

- (1) Yu Daimon et al, " Evaluation of Ablation and Longitudinal Vortices in Solid Rocket Motor by Computational Fluid Dynamics ", *AIAA-2006-5243*, July 2006.
- (2) Y. Ishiguro et al, " Visualization of Hypersonic Compression Corner Flows using Temperature- and Pressure-Sensitive Paints ", *AIAA-2007-118*, Jan. 8-11, 2007, Reno.
- (3) T. Liu, J. P. Sullivan, " Pressure and Temperature Sensitive Paints ", Springer Verlag, 2004.