

## 高温衝撃風洞 Hiest への適用を目指した感温塗料(TSP)の改良とその実証試験結果

長山剛大\*, 洞桐健人\*, 永井大樹\*

丹野英幸\*\*, 小室智幸\*\*

\*東北大学工学研究科

\*\*宇宙航空研究開発機構

宇宙機が大気圏に再突入する際には宇宙機前面に強い衝撃波が発生し、空力加熱が加わる。熱流束を予測することは宇宙機の熱防御設計をする際に重要なパラメータとなる。この熱流束を計測する手段として感温塗料(TSP)がある。従来の熱電対等の熱センサとは異なり、面計測が可能である。本研究では従来の TSP を、微粒子を混合することで発光量が大きく応答性の高い TSP に改良し、これを JAXA 所有の高温衝撃風洞 Hiest に適応して熱流束計測を行うことを目的とし、試験を行った。まず、混合する微粒子の選択のために発光強度試験、温度感度試験および応答性評価試験を行い、これらの基礎試験の結果、ケイ酸カルシウムをポリマに対して混合比 50% で加えると発光量が従来の TSP の発光量の約 2 倍になり、応答性についても時定数が従来の 0.69 倍に改善され、これを混合粒子とした。次に実証試験としてこの改良 TSP を図 1 に示す HTV-R 模型表面に塗布し、Hiest において流れの層流-乱流遷移現象を調査した。図 1 中の A~E は熱電対であり、A と B の間にトリップが 7 点取り付けられており、TSP は黄色い領域に塗布した。図 2 は TSP より取得した TSP 塗布領域の温度分布画像である。気流は左から右向きに流れている。この結果、自発光の影響により熱流束を得ることはできなかったが、模型表面の温度分布を TSP により取得することに成功し、遷移の可視化を行うことができた。また、模型表面の計測領域に取り付けたトリップ前後における温度上昇率は TSP と熱電対でほとんど一致し、その差は 1.27% であり、トリップ下流における温度上昇率の差も 2.5% 以内であった(図 3)。温度分布画像から遷移領域の拡大角を取得した結果、下流に行くにつれて 0.9° から 5.76° の範囲で拡大していることがわかった(図 4)。本試験と同じ  $M = 8$  の条件下では、Fischer らのデータより、拡大角およそ 4~6° であるため、過去の研究に見られる傾向ともほぼ一致している[1]。結論として、改良 TSP は短試験時間極超音速試験にも十分適応可能であると言える。

[1] M. C. Fischer, "Spreading of a Turbulent Disturbance," AIAA J., vol.10, 957-959 (1972)

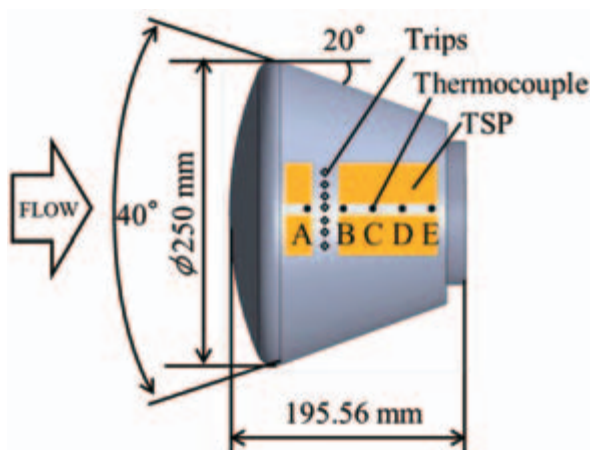


図 1 HTV-R 模型

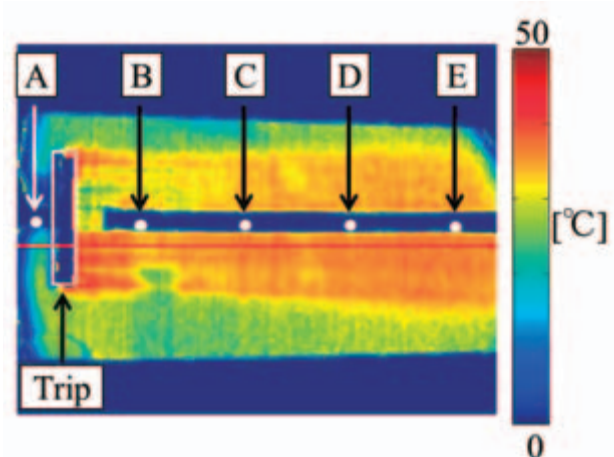


図 2 模型表面の温度分布

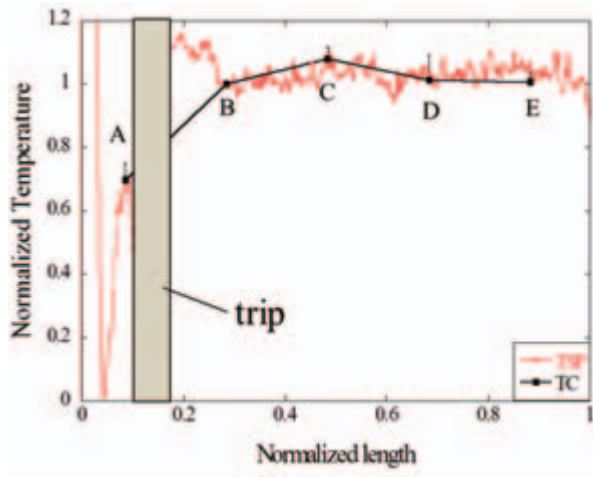


図3 TSP および熱電対(TC)の計測温度比較

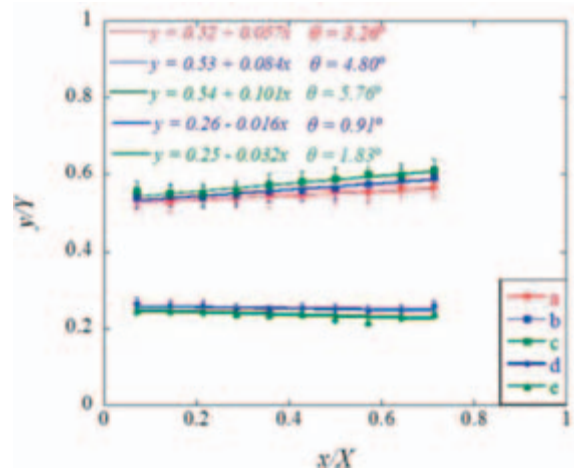


図4 遷移領域の拡大角