

温度キャンセル機構を備えた高速応答型感圧コーティングの実証試験

久力琢磨、坂上博隆 (JAXA)

実験期間：2008 年 12 月 22 日～12 月 26 日

感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint, PSP)を用いた表面圧力分布計測が航空宇宙分野を中心に注目されている。感圧塗料は色素とバインダからなる塗料で、色素の発光強度から圧力を間接的に計測することができる。従来の点計測とは異なり、高い空間分解能での圧力計測が可能であり、風洞試験計測においては遷音速・超音速での試験が実用段階にある。しかしながら、これらはいずれも定常計測に限定される。非定常計測や低速・極超音速での計測は学術段階での計測しか行っていない。このように、PSP 計測を風洞計測技術へ適用させる際の大きな制限要素に PSP の時間応答性と温度依存性がある。

本研究の目的は、PSP の時間応答性の向上と温度依存性の解消により、PSP 計測が困難である極超音速 / 非定常計測を可能にすることである。時間応答性に関しては、AAPSP (Anodized Aluminum PSP)によって十分な時間応答性が得られたと考えている。温度依存性に関しては、本研究で新たに提案する温度キャンセル機構により解消することを試みた。これは、温度傾向が逆になる二つの波長帯の中間の波長帯で計測することで実現する。

これまでも極超音速風洞での PSP 計測は行われてきたが^{1),2)}、それらは比較的短時間 (O[ms])の計測のために、温度依存性の影響が無視できた。そこで本研究では、図 1 に示すような風洞模型を製作し、長時間通風できる東大柏極超音速風洞を用いて、温度変化が無視できない環境下において圧力計測することで、温度キャンセル機構を備えた AAPSP の実証試験を行った。その結果(図 2)、通風時間 0~0.1 秒内では、温度キャンセル機構を備えた $PySO_3H$ の模型では従来型の $Ru(dpp)$ の模型と比較して、温度変化に対する発光量変化が少なく、1%程度であった (図 3)。通風時間をさらに拡大すると、温度の影響を受けていたが、これは開発した温度キャンセルの範囲外の温度だと考えられる。今後は模型表面の温度分布を正確に計測することにより、温度変化の影響に対する十分な考察をしていく。

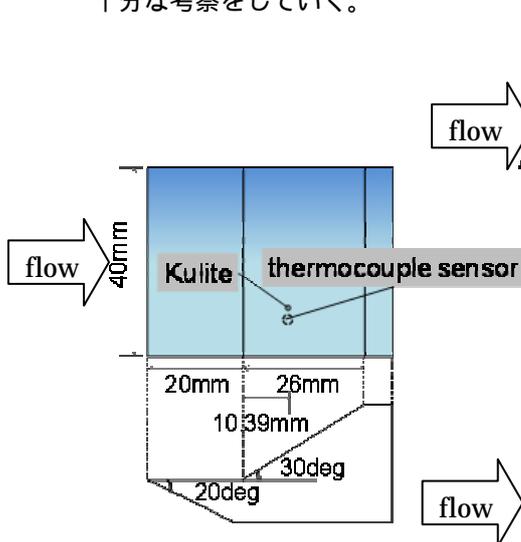


図 1: 風洞試験使用模型 (compression corner model)

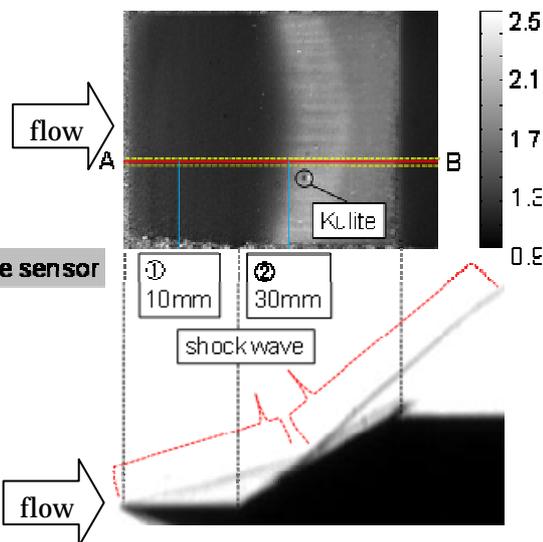


図 2: AAPSP ($PySO_3H$)の発光量比画像 (上)とシュリーレン画像 (下)

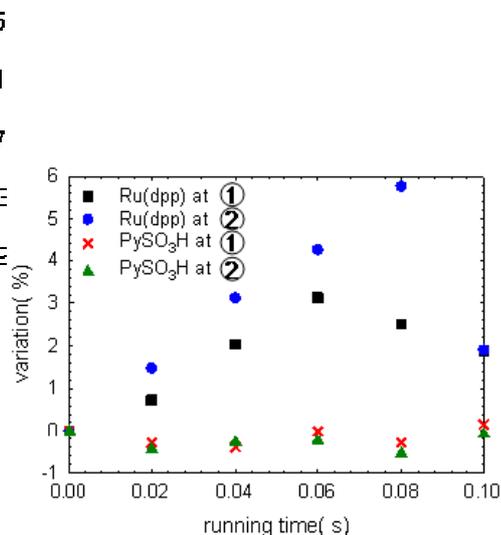


図 3: 通風時間経過 (0~0.1 s) したときの発光量変化

参考文献

1. Nakakita, K. et al., " Pressure Sensitive Paint Measurement in a Hypersonic Shock Tunnel", AIAA-(2000)-2523.
2. Ishiguro, Y. et al., " Visualization of Hypersonic Compression Corner Flows using Temperature- and Pressure- Sensitive Paints", AIAA-(2007)-118.