

Motion Capture PSP 法を用いた 1.27 m 極超音速風洞試験

山田 有希¹, 宮崎 武², 坂上 博隆³

1, 電気通信大学 情報理工学研究科 (JAXA 研修生)

2, 電気通信大学 情報理工学研究科

3, JAXA 航空本部

PSP を用いた風洞計測技術として、低速・極超音速領域への適用は PSP 自体の温度依存性により困難である。特に極超音速領域では、温度変化が大きく、風洞特性によってよどみ点温度が 900K 近くになるためにポリマーが溶けて変性してしまう。それに対し、陽極酸化皮膜 PSP (AA-PSP) を用いることで PSP の温度限界を拡張することができる^[1]。図 1 に AA-PSP の概要図を示す。陽極酸化皮膜は融点が 930K であり、その温度近くまで特性を維持できると考えられる。また、PSP 自体の温度依存性に関しては Motion Capture PSP 法が坂上らにより報告されている^[2]。Motion Capture PSP 法は、2 色発光 PSP を作製することで模型の位置が時間と共に変化してもその表面圧力を計測できる方法である。同時に温度依存性が等しい 2 つの発光色素を組み合わせることで、発光強度比の値をどの温度であっても 1 とすることが出来る。そのため温度変化による PSP の発光量変化の影響をキャンセルすることが可能となる(図 2)。本研究では、Motion Capture PSP 法と陽極酸化被膜 PSP を組み合わせて世界最大級である JAXA1.27m 極超音速風洞試験を行い、温度に独立な圧力分布画像の取得、さらには模型投入中の表面圧力画像の抽出を目指した。図 3 に実験設定の模式図を示す。模型投入時(トリガ入力時)を 0 秒としている。図 4 に本試験で使用した発光色素の温度較正試験結果を示す。この結果から温度依存性の影響を 57%軽減することに成功した。試験の初めに AA-TSP (Temperature Sensitive Paint) 模型^{[3][4]}を用いて、投入中の表面温度分布と気流中で安定した状態における表面温度分布を計測した(図 5, 6)。その後、AA-PSP 模型^{[3][4]}を用いて同様に投入中と気流中で安定した時の表面圧力分布を計測した(図 7, 8)。温度計測においては投入中の温度変化を捉えることは出来なかったが、模型先端部における温度上昇の様子が見られた。圧力計測においては衝撃波の衝突による圧力増加を計測することが出来た。今後は模型表面に一様に色素を吸着させる方法を考え、より温度依存性の等しい色素の組み合わせの選定を行う。

[1] Sakaue, H., *Review of Scientific Instrument*, vol76, No.8, 2005.

[2] Sakaue, H., Miyamoto, K., Miyazaki, T., *Journal of Applied Physics*, vol13, No.8, 2013.

[3] Nakakita, K., et al, "Pressure Sensitive Paint Measurement in a Hypersonic Shock Tunnel," AIAA-2000-2523.

[4] Ishiguro, Y., et al, "Visualization of Hypersonic Compression Corner Flows using Temperature- and Pressure-Sensitive Paints," AIAA-2007-118.

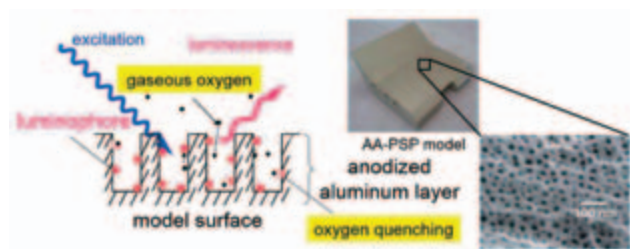


図 1 AA-PSP 概念図

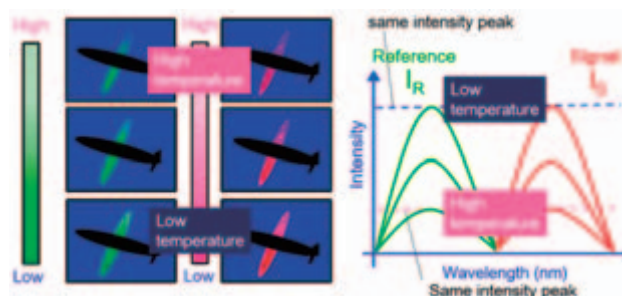


図 2 温度キャンセリング法

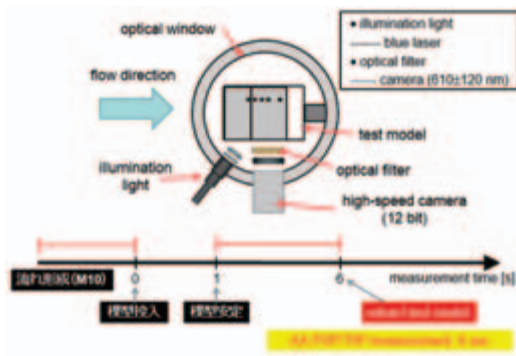


図3 実験設定模式図

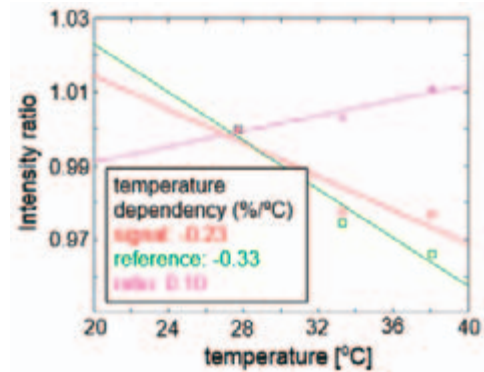


図4 温度較正試験結果

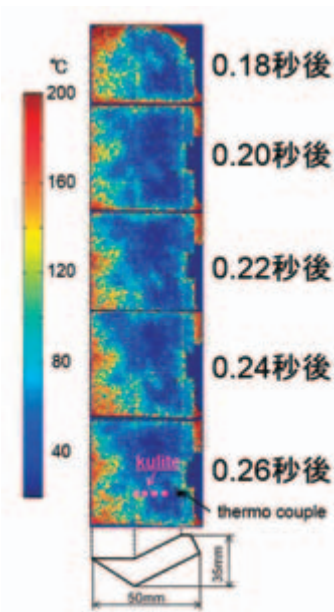


図5 模型投入中における表面温度分布画像

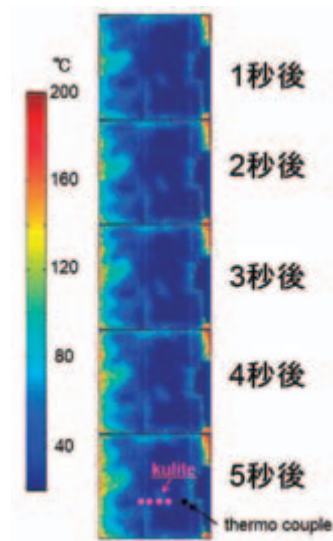


図6 模型投入中における表面温度分布画像

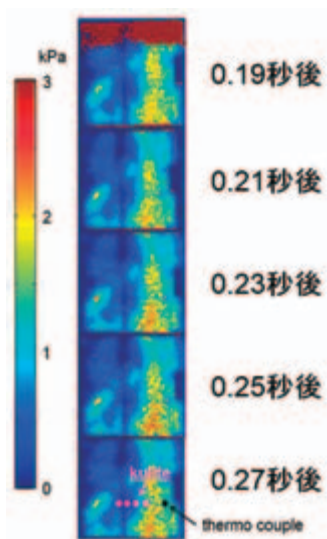


図7 模型投入中における表面圧力分布画像

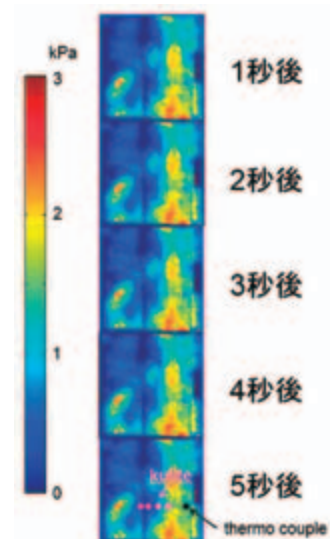


図8 模型投入中における表面圧力分布画像