

温度キャンセルを可能としたモーショキャプチャーPSP法の開発と流体现象への適用

岡部 大 (電気通信大学), 守田 克彰 (JAXA), 坂上 博隆 (JAXA)

実験期間: 平成 23 年 12 月 19 日から 12 月 28 日

航空宇宙分野において、感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) を用いた、光学的な圧力分布計測が風洞試験技術として研究開発されている[1]。非定常 PSP 計測において従来の強度法を用いた場合、温度依存性と試験体位置における時間依存性が課題となる[2][3]。そこでその問題を解決するため 2 色発光 PSP と高速カラーカメラを用いて圧力独立発光 (リファレンス) と圧力依存発光 (シグナル) を同時取得し、温度依存性と時間依存性を同時に解消する計測法が研究されている。本研究ではその計測法の実証実験として、温度依存性の大きい極超音速風洞で実験を行った (図 1、2)。強度法ではリファレンスとシグナルの不一致により模型投入時の圧力計測は不可能であるが、本計測法では試験体位置における時間依存性が解消されていることが分かる (図 3、4)。また本計測法では強度法に比べ温度依存性を 42% 軽減する事に成功した (図 5)。

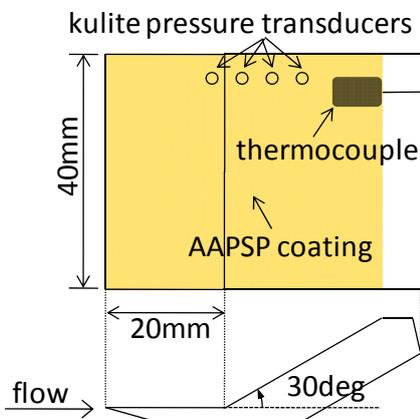


図 1 風洞試験用模型

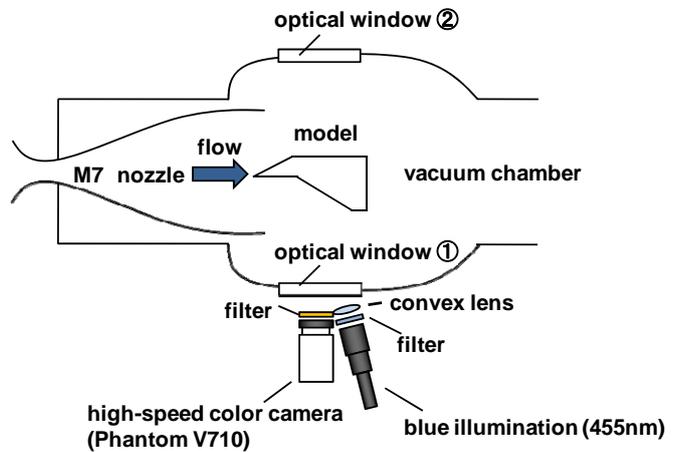


図 2 風洞試験計測システム

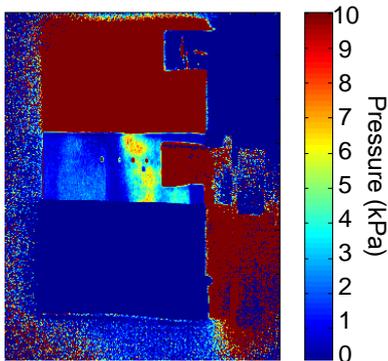


図 3 模型投入時の圧力値 (強度法)

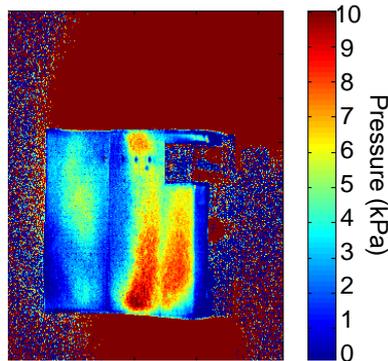


図 4 模型投入時の圧力値 (本計測法)

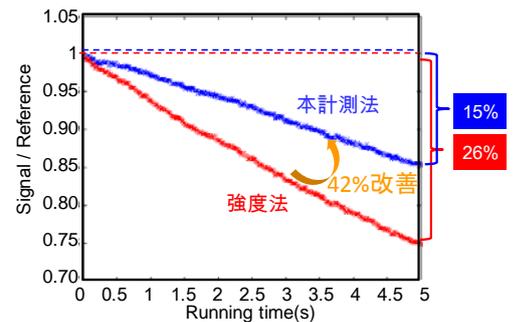


図 5 温度依存性

参考文献

[1] T.Liu J.P. Sullivan, "PRESSURE AND TEMPERATURE SENSITIVE PAINT".
 [2] K. Miyamoto, T. Miyazaki, H. Sakaue, *AIAA paper 2010-4798*, 2010
 [3] K. Nakakita, T. Yamazaki, K. Asai et al: Pressure Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel, *AIAA-(2002)-2911*