

キャビティ付きカプセル飛行体の加熱および空力特性

中本浩樹（東大院）、鈴木宏二郎（東大新領域）

実験期間：平成 24 年 9 月 3 日から 9 月 7 日

および 11 月 5 日から 11 月 9 日

極超音速飛行体の表面は、厳しい空力加熱に曝され、高温となることが知られている。この時、機体表面が滑らかではなく、cavity と呼ばれる凹面を有すると、cavity まわりの局所的流れ場に起因して壁面への強い加熱がスポット的に発生し、機体の損傷、破損を引き起こす可能性がある。そのため、極超音速で飛行する機体の安全性や再使用性を考える上において、cavity が引き起こす壁面への加熱の影響を明らかにし、現象の理解と設計へ反映することは重要な課題である。cavity による局所加熱の研究の多くは 2 次元形状に対してのものであり、実際にあるような 3 次元形状に対するものは少ない。ここでは、ベースとなる本体形状として、最も基本的な平板模型を、3 次元形状の典型として円形キャビティを考え、その直径や深さを変えた模型を作製し、極超音速風洞でマッハ 7 の実験を行った。シュリーレン法やオイルフローによる可視化に加え、感温塗料による表面温度分布の時間変化測定を行った。図 1 はベークライトで作成し、発光色素に rhodamin-B を塗布した実験模型の写真である。感温塗料は励起光に対する発光量が物体の温度に依存するものを利用したもので、表面温度分布の時間変化を数値的に処理することで表面加熱率分布を求めることができる（図 2）。円形 cavity 後縁に特徴的な加熱分布が発生しているのがわかる。そのパターンは、円形キャビティの直径と深さの比でおおよそ分類できることがわかった。オイルフローのパターンから平板から円形 cavity に入った流れは、再度、内部からわき出して行く様子などが観察された。

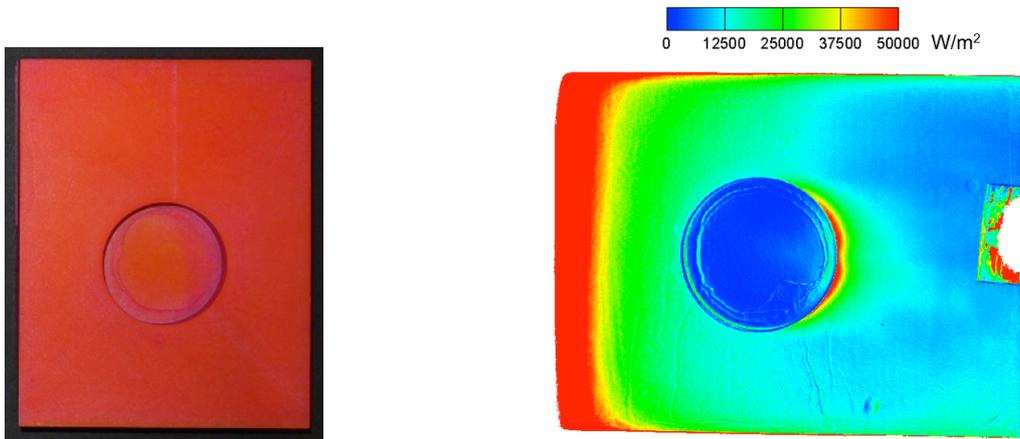


図 1 感温塗料を塗布した実験模型（下が上流）

図 2 円形 cavity まわりの加熱率分布の例（左が上流）

参考文献

1. H. Nakamoto, K. Shiine, K. Suzuki, H. Sakaue, “Development of Bakelite based Temperature-Sensitive Model and its Application to a Hypersonic Wind Tunnel”, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, Jan. 2013.
2. 中本浩樹, 鈴木宏二郎, ”壁面に円形キャビティを有する極超音速飛行体の空力加熱に関する実験的研究”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分, 2012 年 11 月.