

壁面に円形キャビティを有する極超音速飛行体の 空力加熱に関する感温塗料を用いた実験的研究

学生証番号 47116080 氏名 中本 浩樹
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Aerodynamic heating, Cavity, Hypersonic flow, Temperature Sensitive Paint (TSP), Wind tunnel

主流速度が極超音速となるような環境では、空力加熱により宇宙往還機等の機体表面は加熱され、高温になることが知られている。機体表面にcavityと呼ばれる凹面を有すると、cavityに起因した壁面への加熱が発生し、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することは重要な課題であると言える。このような背景のもと、多くの先行研究が行われたことにより、二次元のcavity内の流れ場は、cavityの長さLと深さDの比L/Dによって大まかに分類できることが知られている。L/Dによるcavityの流れ場と加熱場への理解は多くの場面で有用であるが、二次元的な形状のcavityを対象としている点に注意が必要である。一方で、三次元的な形状のcavityに対しても既にいくつかの研究がなされており、L/Dによるcavityの分類は三次元の矩形cavityに対しても有用である一方、二次元的な形状のcavityとは異なる現象が三次元cavityの加熱場の形成に作用することが示された。これらの先行研究により、三次元cavityに対する研究の重要性が明らかにされたことで、矩形のcavityだけでなく、他の三次元cavityの加熱場と流れ場についても実験・数値計算の両面からの調査が求められている。

本研究では、三次元的な形状のcavityとして円形のcavityを採用し、極超音速流中に置かれた円形cavityを有する平板模型表面にどのような加熱場が発生するか実験的に調査を行った。温度計測法には発光色素にrhodamin-Bを、溶媒にジクロロメタンを用いた感温塗料を採用した。今回の研究では(1) 採用した温度計測法の妥当性の評価、(2) 円形cavity周りの加熱場、(3) L/Dによる円形cavityの分類の有効性、(4) 円形cavityの特徴的な加熱場に作用する流れ場の考察、(5) 上流のcavityが下流のcavityの加熱場に及ぼす影響の計5項目について扱った。

(1)では球模型を使った試験を行った。よどみ点の熱流束をTauberの推算式、Detra, Kemp & Riddellの推算式から求めた値と比較したところ、試験結果は二つの推算式の範囲内に収まることを確認した。模型表面の加熱率については0から60度の範囲でLeesの式と良い一致を確認した。(2)ではcavity直径L=10, 30 mmの円形cavity周りの加熱場を取得した。L=10のcavityでは後縁で三日月型の加熱場を確認した。L=30のcavityでは後縁で二股に別れる加熱場を確認した。cavityの深さDを変化させ、cavity底面の加熱場の結果から円形cavityを分類したところ、二次元的なcavityと同様に、L/Dが大きい場合はclosed、小さい場合はopen cavityになることが示された。(4)ではL=30_D=5模型を対象に、cavity後縁の二股に別れる加熱場がどのような流れによって形成されるか数値計算結果との比較から調査した。結果として、円形cavity後壁に衝突した流れの一部がcavity内部から外部に“湧き出す”ように流れ、二股に別れた加熱場を形成することが明らかになった。この結果から、cavityの三次元的な形状が加熱場の形成に大きな影響を及ぼしていることが示された。(5)ではcavityを複数配置することで三次元的な流れの影響を調査した。その結果、L=30のclosed cavityの背後にL=10のopen cavityを配置した場合、closed cavityの後縁の加熱場は二股に別れず、三日月形の分布を示した。この結果はopen cavityを配置したことによる影響であると予想されるが、詳細な現象の理解に対してはさらなる調査が必要である。

以上の結果から、本研究によって、円形cavityの後縁に現れる特徴的な加熱場について示すことができた。この結果から、三次元的な形状のcavityに対し加熱場・流れ場を理解することの重要性を改めて示すことができたと考える。宇宙機の安全性・信頼性を高めるためには、他の三次元cavityについても研究を行い、加熱場・流れ場に対する理解を深める必要がある。