

A Study on Passive Aerothermodynamic Flow Control Methods for Hypersonic Lifting Body Configurations

その他のタイトル	極超音速揚力飛行体形状に対する非能動的熱空気力学的流れ制御に関する研究
学位授与年月日	2013-06-27
URL	http://doi.org/10.15083/00006273

論文審査の結果の要旨

氏名 シャシャンク クラナ

本論文は、「A Study on Passive Aerothermodynamic Flow Control Methods for Hypersonic Lifting Body Configurations (極超音速揚力飛行体形状に対する非能動的熱空気学的流れ制御に関する研究)」と題し、本文5章および付録から成っている。

第1章は序論であり、研究の背景と目的を述べている。宇宙輸送機など、極超音速機の開発では、空力的形状設計が重要である。特に、極超音速飛行に伴う空気抵抗と空力加熱の増大は機体の経済性と安全性において問題となる。その対策には、機体形状最適化に加え、極超音速流れの制御が有効である。一般に、流れ制御は、能動的と非能動的的手法に分けられる。例えば、機体頭部でのジェット逆噴射は、極超音速流において有効な能動的手法として知られているが、噴射気体や装置を付加的質量として搭載しなければならない。非能動的手法としては、頭部でのスパイク状突起の装着や、Breathing Blunt Nose (BBN)と呼ばれる抽気孔の開口が提案されている。しかし、いずれも半球円柱のような単純な軸対称物体に対する基礎研究にとどまっており、極超音速機に用いられるような一般形状での効果は明らかにされていない。筆者は、非軸対称の揚力飛行体形状についてスパイクとBBNの効果を実験により明らかにしている。これらは、制御を必要としない簡易の極超音速流れ制御法として実機設計に有用な知見である。

第2章は研究対象とする機体形状の策定である。ここでは、揚力飛行体形状の代表として、側面と上面で異なる前縁曲率を持つ二重曲率厚翼デルタ型と、後退角70度の厚翼デルタ型を取り上げている。前者では、前縁の後退角を15度から90度までパラメトリックに変化させ、様々な形状を得ている。後者では、前縁の曲率が上面と側面で等しく、先端部が軸対称の球面の一部となっているのが特徴である。スパイクについては頭部形状や細長比を変えて、その影響を調べている。揚力飛行体は扁平な形状であるため、スパイク直径が本体の厚みと同程度になる場合も考慮されている。BBNは、70度厚翼デルタ型についてその効果を調べている。

第3章は実験手法の詳細説明である。実験は東京大学柏キャンパスにある極超音速高エンタルピー風洞を用いて行われた。気流のマッハ数は7である。空気力計測、赤外線カメラによる空力加熱計測などに加え、ラピッドプロトタイプング装置を用いた実験模型の製作法について説明している。

第4章は得られた実験結果の説明とその考察である。スパイクおよびBBNの効果に先立ち、二重曲率厚翼デルタ型において後退角の効果が調べられ、低抵抗、高揚力、高揚抗比、低加熱率の点で60度と80度の間に最適な値があることを見出している。スパイクの効果については、シュリーレン法による可視化からの流れ場理解と合わせて、その

空力特性が説明されている。根元に生じる剥離渦による低圧部の存在が流れ制御に大きな役割を果たしていることを述べ、揚力飛行体においても抵抗減と揚力増による揚抗比向上の効果が得られることを示している。また、この実験の範囲で最も効果の得られるスパイク形状の探索も行っている。ただし、スパイク形状によっては、ピッチングモーメントへの影響が出ることと、空力加熱についてスパイク頭部に加えて本体肩部に局所加熱を生じるので注意が必要である。

BBN については 70 度厚翼デルタ型に対して、その効果が調べられている。抽気孔は頭部の高圧を機体後部に逃がすように流れを変化させており、迎角によらず抵抗低減効果が得られるとしている。揚力増大の効果はないが、ピッチングモーメントへの影響も少ないので縦の安定性を変えずに抵抗を低減できることを見出している。抽気孔の直径を変えた実験により、抵抗低減に最適な値があることを指摘している。ただし、機体内部のダクト形状の設計法については今後の課題である。

第 5 章は結論であり、本研究で得られた成果をまとめ、スパイクと BBN の効果を比較している。

付録では、現象の理解を助けるために行われた浅底水槽実験の詳細が述べられている。

以上要するに、本論文は極超音速飛行体の頭部形状を工夫した非能動的な流れ場制御法として、スパイク装着と抽気孔開口に着目し、それらが非軸対称の揚力飛行体形状においても空気抵抗低減に有効であることを示した点で、先端エネルギー工学、特に極超音速熱空気力学に貢献するところが大きい。

なお、本論文の第 2 章から第 4 章は鈴木宏二郎氏と、付録は鈴木宏二郎氏と E. ラサクリシュナン氏との共同研究であるが、論文提出者が主体となって研究を行ったもので、論文提出者の寄与が十分であると判断する。

したがって、博士（科学）の学位を授与できると認める。

以上 1 9 9 0 字