

極超音速流における空力加熱の低減に関する研究

森本, 直紀

<https://doi.org/10.15017/1785384>

出版情報 : 九州大学, 2016, 博士 (工学), 課程博士
バージョン :
権利関係 : Fulltext available.



氏 名 : 森本 直紀

論文名 : 極超音速流における空力加熱の低減に関する研究

区 分 : 甲

論文内容の要旨

最近、地球と宇宙を結ぶ宇宙輸送システムの開発が盛んになってきたが、宇宙開発をさらに加速するためには再使用可能な宇宙輸送システムが求められている。このような宇宙往還機の開発において、機体が流体から受ける空力加熱を正確に見積もり、かつ適切な熱防御システムを構築することは宇宙往還機の開発において最も重要な課題の一つである。

一般に、熱防御システムの概念は受動的な方法及び能動的な方法がある。受動的な手法とは、あらかじめ機体表面に装着した材料で熱防御を行う手法であり、アブレターや耐熱タイルなどが代表的なものである。アブレターは再使用性に難点があり、耐熱タイルは熱防御効果を上げようとすると重量の増加につながるという難点がある。能動的な手法とは、気体による冷却や機械的な手法などであり、流れに直接影響を与え、積極的に冷却を行うシステムである。トランスピレーションクーリングやフィルムクーリング、冷却気体の注入による手法が気体吹き出し法が代表例であり、機械的な方法として、物体の先端にスパイクを装着したり、レーザーなどで前面へのエネルギー注入を行い、流れ場を変化させて空力加熱を低減させる方法などが代表例である。

このような様々な空力加熱問題の中で、鈍頭物体の先端の最も過酷な空力加熱に有効な方法として物体先端から主流に対して逆噴射ジェットを噴出することによる空力加熱防御法は再使用性に優れ、熱防御効果がある有効な方法であるが、この方法を高エンタルピー流に適用した研究はこれまで行われていなかった。さらに、このジェットを模型先端に取り付けた **extended nozzle** から逆噴射ジェットを出す方法は少ない冷却用気体の量で同じような効果があることが知られているが、この法を高エンタルピー流に適用した研究は行われていなかった。本研究では、この点に着目して研究を行ったものである。著者は、まず、高エンタルピー気流を発生させるフリーピストン衝撃風洞を使用した実験技術を新たに開発することにより、高エンタルピー気流に関する実験能力を向上させ、次に、そこで得られた高エンタルピー流中における逆噴射ジェットや **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットの空力加熱加熱防護効果を調べて効果的な適用条件を明らかにし、かつその流れ場の流体現象を解明し、さらに **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットに関して、宇宙往還機や極超音速輸送機などの実機への適用の実現可能性について知見を得たものである。本論文は 6 章により構成されており、以下で各章の説明を行う。

第 1 章では、高エンタルピー流の空力加熱現象の発生に関する熱空気力学的な事項をまとめた。また、空力加熱防御システムとしての逆噴射ジェットや **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットに関する研究例と未解決事項について指摘し、本論文で取り組むべき課題と目的を示した。

第 2 章では、高エンタルピー流の実験設備としてのフリーピストン衝撃風洞の能力拡大と実用性向上のために行った実験手法の開発について述べた。フリーピストン衝撃風洞の駆動部の運転条件を算出するために開発した解析手法の研究では、圧縮管管内の流れを CFD を用いて明らかにする

とともに、運転条件算出ツールの予測精度を向上させている。また、高エンタルピー・低密度試験気流の流れ場を低コストで観察するために光源に緑色 LED を用いたシュリーレン法による光学的可視化手法を開発した。これによりフリーピストン衝撃風洞の実験において流れ場を観察することが可能となり、CFD のバリデーションに供することのできる実験データを得ることができるようになった。

第 3 章では、逆噴射ジェットによる空力加熱防御効果について、フリーピストン衝撃風洞を用いて行った実験的研究および CFD を用いて行った数値的研究について行った。この研究では宇宙往還機のノーズ部を模擬した半球円柱模型に加わる熱流束を計測し、高エンタルピー流中において逆噴射ジェットによるよどみ点まわりの空力加熱防御の効果が得られることを実験的に明らかにした。また、逆噴射ジェットの全圧を高くするほど逆噴射ジェットの空力加熱防御効果が増加することを示した。加えて、気流条件の異なる流れ場における逆噴射ジェットによる空力加熱防御効果を一般化して表すためのパラメータについて検討し、主流と逆噴射ジェットとの運動量比や、主流ピトー圧と逆噴射ジェットの全圧との比である **jet pressure ratio** と模型と逆噴射ジェットの断面積比を用いることによって、半球模型の先端から逆噴射ジェットを噴射する場合の空力加熱防御効果が比較的まとまりよく整理されることを明らかにした。一方、CFD を用いて行った数値的研究では、極超音速流中におかれた半球物体の先端から逆噴射ジェットを噴射する場合の流れ場の構造を明らかにした。また、極超音速流中における空力加熱の低減と空力抵抗の低減を、逆噴射ジェットを用いることによって同時に満足できることを示した。

第 4 章では、**extended nozzle** 付き逆噴射ジェットによる空力加熱防御効果について、フリーピストン衝撃風洞を用いて行った実験的研究と CFD を用いて行った数値的研究について述べた。実験的研究では、**extended nozzle** 付き逆噴射ジェットを用いることによって、高エンタルピー流中に置かれた半球円柱物体の空力加熱を効果的に低減することができることを明らかにした。この実験で計測した熱流束分布の比較から、同一のジェット全圧で比べると **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットのノズルを長くするほど空力加熱低減効果が増加することを示した。さらに、同じ熱防護効果を得るための逆噴射ジェットの気体の量は **extended nozzle** を使わずに逆噴射しただけの場合と比べ少なくすむことを見出した。数値的研究では **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットの流れ場を観察し、空力加熱を低減させるメカニズムを流れ場構造から明らかにするとともに、熱流束や圧力分布に変化を与える流れ場の構造を明らかにした。また、この方法は熱流束や圧力を局所的に低減させるだけではなく、半球部分全体に単位時間あたりに加わる全加熱量や空力抵抗も低減させることを示した。

第 5 章では、**extended nozzle** 付き逆噴射ジェットを宇宙往還機の空力加熱防御システムとして適用することの実現可能性について考察するため、半球よりも先端が鈍頭なカプセル底面に **extended nozzle** 付き逆噴射ジェットを使用する場合の効果について数値的研究を行った。その結果、**extended nozzle** 付き逆噴射ジェットは先端が比較的鈍頭なカプセル底面においても空力加熱や空力抵抗を同時に低減させる効果を発揮することができることを示した。このような効果は、ノズルを長くするほど、またジェット全圧を高くするほど向上することを示した。ただし、半球円柱形状の先端に使用する場合と比較すると、カプセル底面に使用する場合の方が長いノズルを装備する必要があることが明らかとなった。また、気流条件によっては流れ場が不安定となるため衝撃波干渉が発生し、**extended nozzle** 付き逆噴射ジェットによる空力加熱防御の効果が損なわれる場合があることを示した。

第 6 章では本研究によって得られた結論をまとめている。