

審査の結果の要旨

氏名 伊藤 隆

修士（工学）伊藤隆提出の論文は、“Flow Field and Performance Analysis of the Aerospike Nozzles for Future Space Vehicles”（邦題：「エアロスパイクノズルの性能評価と流れ場の数値解析」）と題し、本文9章及び付録1項からなっている。

近年では打ち上げコスト低減のために完全再使用型単段式宇宙往還機の開発が注目を浴びている。このような宇宙往還機では打ち上げから軌道投入まで単一の推進システムを利用するため、推進システムとして高度補償性を有するエアロスパイクノズルの利用が有望視されている。エアロスパイクノズルはスペースシャトルの搭載候補にも挙がり1960年代から盛んに研究が行われてきたが、設計上の様々な問題点が指摘され、現在用いられているベル型ノズルに座を奪われ研究が停滞した。90年代に入り、完全再使用型宇宙往還機にエアロスパイクノズルの搭載が決定してからは再び研究が盛んになった。しかしながら、研究の多くは実験に基づいた個別的な議論や得られた性能に関わる議論に終始し、エアロスパイクノズルの設計に必要な性能の背景となる流体现象に対する理解は得られていない。

このような観点から、筆者はエアロスパイクノズルの流れ場の数値解析を行い、エアロスパイクノズルの複雑な流体特性を把握し、エアロスパイクノズルの最適設計への指針を得ることを目的として研究を行った。エアロスパイクノズルは将来の宇宙輸送において使用される可能性が高いノズルであり、本論文はエアロスパイクノズル開発、ひいては完全再使用型単段式宇宙往還機の開発に有用な知見をもたらすものである。

第1章は序論で、これまでのエアロスパイクノズルに関する研究を概観し、今現在何がわかっていないかを示し、本論文の目的と意義を明確にしている。

第2章では、数値解析法の詳細が述べられている。基礎方程式は3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を用いている。計算手法として従来から広く用いられている一般的なものを利用しているが、ノズルの特性評価には経験上十分な信頼性を有するものである。

第3章では、航空宇宙技術研究所で用いられた円錐形のエアロスパイクノズル及びNATO RTO Working Group10で用いられたリニア型エアロスパイクノズルに対する数値解析を行い、実験結果と比較することで第2章で示した数値解析手法の妥当性を確認している。

第4章では環状型エアロスパイクノズルを用いてエアロスパイクノズルの基礎的な流れ場及び性能の評価を行っている。まず、軽量化のためのノズル切断が性能へ与える影響が小さいことを示し、その理由がベースで発生する推力増加のためであることを明らかにしている。またベースでの推力寄与が重要であることからベース圧に注目し、ベース圧はある圧力比で急激な特性変化を示すことを明らかにした。さらに、この特性変化のメカニズムを解明することが設計において重要であることを指摘している。続いて、解析結果に基づいて、新たな特性変化のメカニズムを提案し、それについて詳細に議論している。その

結果、特に低圧力比の条件下で発生するベースの抗力低減のための指針を得ている。

第5章では、ベースからの最適な二次流噴射法について述べている。エアロスパイクノズルにガスジェネレータサイクルを使用する場合、タービン駆動後の排気流を二次流としてベース排気することで全体の推力が向上することが言われていた。しかし、最適な二次流噴射法については述べられた研究例は無く、著者は本章で最適な二次流噴射法について検討している。その結果、ベースの端から推進方向に平行に噴射する方法がベースの循環流を促進し、ベース領域の圧力を向上させる優れた噴射方法であることを明確にしている。

第6章では、クラスター型エアロスパイクノズルの解析結果について述べている。まず、環状型エアロスパイクノズルにおいて得られた特性がクラスター型エアロスパイクノズルにおいても成立するのかが確認した結果、環状型でのベース特性がクラスター型ノズルに適用できることを示している。さらに、過去の研究では議論されていなかったクラスターノズルにおけるノズル長さ及びモジュール数の影響を調べている。その結果、ノズルを切断することで排気流干渉による高圧部位が切断され、傾斜部での推力低下が顕著に現れるが、ベース圧の増加がそれを補うことから、同じモジュール数同士の性能にはほとんど差異がないことを示している。また、ノズルの推力構成分布及び圧力分布を調べた結果、モジュール間で発生する傾斜部分の低圧領域を減少させることが環状型ノズルと比較した場合の性能低下を食い止める鍵であることを示し、モジュールの間隔をつめることでこの低圧領域を無くした場合には環状型ノズルに匹敵する性能を発揮できることを示している。

第7章では、クラスター型エアロスパイクノズルのモジュールを制御させた場合について検討している。面対称状に位置する作動モジュールを様々に停止させ、推進方向に働く推力のみの検討を行い推力に及ぼす影響を調べている。作動モジュール数の減少にとともに推力は減少するが、作動モジュールの配置を工夫することによって排気流同士の干渉領域を増加させ、推力低下をある程度防ぐことが可能であることを明らかにしている。

第8章では、リニア型のエアロスパイクノズル特有の現象である横方向の膨張による推力損失の影響を調べるために、リニアエアロスパイクノズルを用いて解析を行っている。その結果、横方向の膨張を抑える Sidewall が特に高圧力比の領域において重要となってくることを示している。

第9章は、結論であり本研究で得られた知見をまとめている。

付録は1項からなり、本研究で用いた等エントロピ膨張を仮定したノズルの設計方法について述べている。

以上要するに、本論文は様々な形状に対して広い圧力比の条件下でエアロスパイクノズルの複雑な流れ特性を把握し、性能を評価するとともに、性能の背景となる空気力学的現象を明らかにしている。この結果は、エアロスパイクノズルに関する新しい知見をもたらす、エアロスパイクノズルの最適設計への指針を与えるものであり、今後の航空宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって、本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。