

論文の内容の要旨

論文題目 Flowfield and Performance Analysis of the Aerospike Nozzles for the Future Space Vehicles

(和訳 エアロスパイクノズルの性能評価と流れ場の数値解析)

氏名 伊藤 隆

本論文では将来の再使用型宇宙往還機用推進ノズルとして利用候補に挙げられているエアロスパイクノズルの流れ場の数値シミュレーションを行い、性能評価を行っている。ノズルの形状としては、環状型、リニア型、及びクラスター型(6, 12, 及び24 モジュール)を考慮している。

まず、計算結果の妥当性を評価するため、航空宇宙技術研究所で用いられた半頂角 25 度の円錐型のエアロスパイクノズル及び、ヨーロッパの Research and Technology Working Group 10 が用いたリニア型エアロスパイクノズルを用い、圧力比をさまざまに変化させることで実験結果と比較した。ここで、圧力比は燃焼室圧力と外気圧の比をとっており、低圧力比は低高度領域に相当し、高圧力比は高高度領域に相当する。

低高度 (低圧力比) 領域、高高度 (高圧力比) 領域のいずれの場合も数値シミュレーションで得られたスパイク部表面上圧力分布、流れ場のシュリーレン画像共に実験結果と非常に良い一致を示し、数値シミュレーションが実験結果を模擬できることがわかった。

まず環状型エアロスパイクノズルを用いて数値計算をした結果、環状型エアロスパイクノズルは高度補償性を示し、等エントロピ過程を考慮し常に適正膨張を実現すると仮定した理想的な推力係数分布と傾向が一致した。ノズルの軽量化を図るためノズルの切断を行った場合、ベース圧が切断による推力損失を補填することがわかった。また、ベース圧は低圧力比領域では外気圧に影響を受け、高圧力比領域では外気圧に無関係に一定の値をとり、外気に影響を受けなくなることがわかった。このベース圧の特性変化を調べるために外部流を導入し、排気流と外部流の干渉により発生するバレル衝撃波を誘発しベース領域の流れ場を詳細に調べた。その結果、ノズル下流中心軸上にはノズル排気流同士の干渉による高圧力領域とバレル衝撃波突入による高圧力領域の二つの圧力ピークが存在し、ベース流の澱み点はどちらかより高圧側に形成されることがわかった。低圧力比領域で澱み点がバレル衝撃波突入により形成

される高圧領域に形成される場合、ベース領域は外気圧に影響を受け、また圧力比が高くなり排気流同士の干渉による高圧領域に澱み点が形成された場合にはベース領域は外気に影響を受けなくなる。このことから、外部環境の情報はバレル衝撃波によりベース領域に伝達されることがわかった。バレル衝撃波が後流の亜音速域に突入してもベース領域は外気圧に影響を受けないケースが存在したため、移流現象によって外気圧の情報はベースに伝わる。ベース領域が外気圧に影響を受ける低圧力比領域において外部流マッハ数が増加すると、ベースは抗力として働き特性変化が起こる圧力比は低下するが、外部流マッハ数が遷音速に達するまでに特性変化が起きれば、ベースは抗力として働くことはないことがわかった。

エアロスパイクエンジンは推重比などを考慮に入れるとガスジェネレーターサイクルを使用することが最適とされている。ノズルの長さを短くすることで多少の損失は発生してしまうが、ガスジェネレーターサイクルのタービン駆動後のガスをベースから二次流として噴射することでベース圧を上げ推力を増加させることができる。そこで、環状型エアロスパイクノズルを用いて最適な二次流噴射法を検討した。ベース領域の循環流には超音速領域が存在し、ベース壁面上の圧力分布も循環流の膨張や圧縮によって大きく変わってくる。そこで、二次流噴射をベース領域の低圧部と高圧部の領域から行ない圧力分布の変化の様子を調べた。その結果、ベース端領域から二次流を噴射するとベース領域全体の圧力分布が上昇することが明らかになった。運動量推力も考慮に入れるとベース端領域から中心軸と平行に噴射させる方法が最も推力を増加させる方法であることがわかった。二次流を噴射する際にベースの循環流を促進する方向に噴射するとベースの圧力上昇が大きくなり、推力増加の効率がよいこともわかった。そのため、ベース中心軸付近から噴射した場合には循環流を壊す方向に噴射するため、ベース圧の上昇率は考慮した噴射法の中では一番悪い。更に推力係数を用いて低圧力比領域から高圧力比領域に対して最適な二次流噴射法を導入し性能評価を行なった結果、全ての圧力比領域で二次流噴射が無い場合よりも推力上昇が見られ、高度補償性も維持されることから二次流噴射の妥当性を確認することができた。

エアロスパイクノズルを実機に適応する場合、スロート等での熱的な問題から噴射口をモジュール化したクラスター型ノズルの採用が有望視される。そこで6、12及び24モジュール型エアロスパイクノズルに対して数値計算を行うことにより流れ場及びノズルの特性を評価した。モジュール同士が周方向に配置されているため周方向にも排気流が膨張し、排気流同士が干渉することで複雑な流れ場を形成する。その際、傾斜部には干渉による高圧領域が点在するが、ノズルを切断し軽量化を図る際に、モジュール数が少ないほど傾斜部の高圧領域において切断が行われ、傾斜部においては推力損失につながる。しかし、ノズルの長さが短くなればなるほどベースでの圧力は環状型形状の場合よりも増大し、クラスター型ノズルであっても推力損失の補填につながるということがわかった。ノズル傾斜部ではノズル排気流同士の干渉によりモジュール間及びモジュール中心線上の圧力分布には大きな違いを生じるが、ベース領域までは影響がほとんど及ばずベース領域では軸対称な流れ場になることがわかった。ベース領域は低圧力比領域では外気圧に影響を受け、高圧力比領域では外気に影響を受けないという環状型エアロスパイクノズルで見られる性質と同じ性質をもつものであることが分かった。また、モジュール化を行っても高度補償性を持つノズルであることが確認できた。モジュール数を減らすと周方向の膨張により形成されたモジュール間の低圧領域によって、性能は低下していく。しかし、モジュール間の距離を無くした形状で性能評価を行った結果、同じモジュール出口面積をもった環状型エアロスパイクノズルの性能とほぼ同じ性能がでることがわかり、モジュール間隔をなるべく少なくする形状を考慮する必要性を示した。

エアロスパイクノズルを再使用型単段式宇宙往還機に適応した場合、着陸フェーズにおいてモジュールの噴射を制御する可能性がある。そこで、点対称に配置されたモジュールを停止させた場合に推力に

どのような影響を及ぼすかを調べた。その結果、作動しているモジュール数が同じであっても、作動しているモジュールの配置によって推力が変化することがわかった。隣り合ったモジュールが作動している場合、そのモジュール間下流の傾斜部に排気流同士の干渉による高圧領域が形成され、推力に寄与する。高圧領域の数は作動しているモジュールの配置によって変わってくる。そのため、同じ作動モジュール数を持ったノズル同士を比較した場合、隣り合った作動モジュールの数が多ければ多いほど推力は増加することがわかった。

近年再使用型宇宙往還機的设计において、再突入時に揚力を稼ぐためリフティングボディ形状を考慮する機会が多い。リフティングボディ形状を考慮した場合には、リニアエアロスパイクノズルを搭載した方が機体との融合の観点から理想的である。そこで、簡単なリニアエアロスパイクノズル形状を用いて計算を行った。リニアエアロスパイクノズルの両端に横方向の膨張による損失を抑えるためにSidewallを設けたものと設けない場合の二つの形状を考慮した。Sidewallを設けない場合にはノズルの対称面付近では二次元的な流れを有するが、両端に近くなるほど三次元性が大きくなることがわかった。低圧力比領域においては横方向の膨張も少なく、また両端付近では過膨張による衝撃波がノズル壁面に衝突することで圧力が上がり、Sidewallがない場合でも推力低下をある程度防ぐことができる。しかし、圧力比が高くなり横方向の膨張が激しくなると推力低下が大きくなり、Sidewallが必要になることがわかった。