

論文の内容の要旨

論文題目 反応流・伝熱統合解析によるハイブリッドロケット内部弾道特性の数値予測技術に関する研究 (Study on Numerical Evaluation Method for Hybrid Rocket Internal Ballistics with Combined Analysis of Reactive Flow and Heat Transfer)

氏 名 船見 祐揮

次世代の宇宙推進システムとして現在、ハイブリッドロケット推進が注目されている。ハイブリッドロケットとは燃料と酸化剤を異なる相で搭載するロケット推進のことであり、多くの場合には固体の燃料と液体の酸化剤を搭載している。ハイブリッドロケットが有する利点としては、固体ロケットと比較しての高い理論比推力、燃料と酸化剤が物理的に分離されていることによる高い安全性、燃焼生成物に有害物質を含まない良好な対環境性などが挙げられる。一方で、その実用化までに解決されなければならない技術的課題としては、遅い燃料後退速度や低い燃焼効率などが挙げられる。また、ハイブリッドロケットの設計手法が十分に確立されていないことも課題の一つであり、本論文ではこの点に着目する。一般的に、ロケットの設計にあたっては、内部弾道特性、つまり、ロケット内部の現象に起因するロケットの飛翔性能に影響を与えるパラメータ（燃焼室圧力や燃料後退速度など）の特性に関するデータベースの作成が必要となる。まず固体ロケットにおけるデータベースに関して述べると、固体推進薬の燃焼過程が燃料壁面近傍での化学反応といったマイクロなスケールの現象によって支配されているがために、モータ内での流動といったマクロなスケールでの現象に大きくは左右されず、ある形状・あるスケールのモータで得られたデータを何らかの補正のもとで別の形状・別のスケールのモータへと適用することが可能である。一方で、ハイブリッドロケットのデータベースにおいては、固体燃料の燃焼が乱流境界層燃焼というメカニズムを通して行われるためにマクロなスケールでの流れ場の挙動にも大きな影響を受けることになり、

固体ロケットのようにある形状・あるスケールのエンジンで得られたデータを別の形状・別のスケールのエンジンへと適用することができない点に設計の困難さがある。またハイブリッドロケットにおいては、固体ロケットと比べて内部弾道特性に関わるパラメータの種類が多いことも状況を難しいものとしている。したがって、ハイブリッドロケットエンジンのスケールアップや最適化を図るためには非常に大きな内部弾道特性データベースが必須となり、これを実験あるいは大規模数値計算にて達成することは不可能である。そこで、このような広範な条件および多様なパラメータを含むデータベースの効率的な作成に適用可能な、ハイブリッドロケット内部弾道特性の数値予測技術を構築することが本論文の目的となる。

ハイブリッドロケット内部弾道特性評価のために反応流・伝熱統合解析手法を構築した。この解析手法は大きく分けて二つの部分から成り、一方は燃料グレインポート内およびノズル内の反応流れであり、他方は燃料壁面近傍に着目した熱の流れである。前者のモデルとして準一次元圧縮性Euler方程式を扱い、加えて燃料と酸化剤の混合の程度を追跡するために混合分率の輸送方程式を解く。ここで得られた混合分率と熱力学状態量は化学平衡計算と関連付けられる。後者のモデルでは燃料壁面におけるエネルギー収支を扱うことになり、ここでは対流熱伝達や輻射熱伝達によって燃料壁面へ流入する熱量、熱伝導により固体燃料中へ流入する熱量および固体燃料の熱分解・気化に必要なエネルギーが考慮される。このエネルギー収支の式を解くことで、燃料後退速度が評価される。この解析手法を用いることによって、燃料後退速度といった内部弾道特性を数値的に予測することが可能である。

構築した反応流・伝熱統合解析手法を用いた本数値予測技術について、その特性の調査を行った。この調査は、本数値予測技術を構成する各要素が燃料後退速度の予測においてどの程度影響を与えるのかを明らかにするために実施された。特性調査にあたって、熱分解・気化速度の評価式中のパラメータ（活性化エネルギーと前指数因子）の感度解析、対流熱伝達モデル（モデル中の質量流束の指数や火炎位置での速度増大）が与える影響の解析、輻射熱伝達が与える影響の解析（放射率のパラメトリック解析）、そして固体燃料壁面温度と実効気化熱の評価法が与える影響の解析が実施された。それらの結果を燃料後退速度の予測の観点から見ると、酸化剤質量流束に対する燃料後退速度の依存特性は対流熱伝達モデルに現れる質量流束の指数に強く支配され、この依存特性が大きく変化するのは輻射熱伝達量が大きい場合においてであることが示された。燃料後退速度の絶対値に関しては、多くのパラメータがある程度の影響を与える一方で、熱分解・気化速度に関わるパラメータである前指数因子は他のパラメータと比べて極めて小さな影響しか与えないことが示された。

本数値予測技術を用いてハイブリッドロケット内部弾道特性の解析を実際に行い、計算値と文献値を比較することで本数値予測技術の解析精度について調査した。また、ハイブリッドロケットエンジンにおいて設計者が操作し得る各種パラメータに様々な値

を与えて解析を行い、内部弾道特性データベースの作成例を示した。前者の解析精度の調査にあたっては、GOX/HDPEを用いた実験室スケールエンジンの解析とGOX/HTPBを用いた実験室スケールエンジンの解析を行った。その結果として得られた時空間平均燃料後退速度を文献値と比較したところ、その絶対値は文献値と同程度のオーダーで得られており、輻射熱伝達・火炎位置での速度増大の効果なしのモデルでの結果が燃料後退速度の下限值として、輻射熱伝達・火炎位置での速度増大の効果ありのモデルでの結果が燃料後退速度の上限値として使用可能であることが示された。その一方で、酸化剤質量流束に対する燃料後退速度の依存特性の予測に関してはその精度においてまだ課題が残るものとなっているが、輻射熱伝達を考慮することでそれを考慮しない場合と比較してより良い結果を得ることができた。後者の内部弾道特性データベースの作成にあたっては、設計者が操作し得る条件として、燃焼器スケール、燃料グレインポート長さ、固体燃料初期温度、酸化剤流入温度とノズルスロート径の五つのパラメータに着目し、それらのパラメトリック解析を行った。解析には、輻射熱伝達・火炎位置での速度増大の効果なしのモデルと輻射熱伝達・火炎位置での速度増大の効果ありのモデルの二つが採用された。燃焼器スケールを大きくすると、輻射熱伝達・火炎位置での速度増大を考慮しない場合とする場合のいずれにおいても燃料後退速度が減少する傾向が見られた。また、ハイブリッドロケット燃焼器の相似性を利用して、小さなスケールのエンジンで得られた経験則をそのまま大きなスケールのエンジンへと適用できないことが確認された。その一方で、燃料グレインポート長さのみを変化させた結果として、輻射熱伝達・火炎位置での速度増大を考慮しない場合とする場合で時空間平均燃料後退速度に関して異なる傾向が得られた。固体燃料初期温度は燃料後退速度に対して大きな影響を与えることはなく、この点は固体ロケットとは異なる特徴となる。酸化剤流入温度とノズルスロート径では、燃料後退速度の増減に関して輻射熱伝達・火炎位置での速度増大を考慮しない場合とする場合で同じ傾向が得られたが、ノズルスロート径に関しては輻射熱伝達・火炎位置での速度増大を考慮した場合の方がその影響が顕著に現れた。これらの解析の結果として得られたデータベースを用いることで燃料後退速度が取り得る値の幅を大まかに知ることができ、また、どのパラメータが燃料後退速度に対して大きく影響するのかについて把握することができた。したがって、本数値予測技術を用いて作成されたハイブリッドロケット内部弾道特性データベースは有用であると言える。

以上の結果から、本論文にて開発した反応流・伝熱統合解析手法を用いた本数値予測技術におけるハイブリッドロケット内部弾道特性評価の実行可能性が示された。したがって、ハイブリッドロケット設計者がこの手法を用いて広範な条件および多様なパラメータを含む設計データベースを作成し役立てることができると見込まれる。