

審査の結果の要旨

論文提出者氏名 カルティケヤン ゴウタム

修士（工学）カルティケヤン ゴウタム提出の論文は、「Numerical Modeling of Combustion Instability in Hybrid Rocket Motors（ハイブリッドロケットモーターの燃焼不安定性の数値モデリング）」と題し、英文による本文6章よりなっている。

燃料と酸化剤が異なる物理的物質状態で搭載されることがハイブリッドロケットの特徴であり、酸化剤と燃料の均質混合が自然に起きないので爆発ハザードのリスクが低い。そのような本質的な安全性は次世代の有人宇宙輸送の重要な特性と考えられている。しかしその一方で、主たる燃焼機構の境界層燃焼に起因する研究課題が残されており、境界層内部の情報伝播に要する時間遅れに起因する低周波の燃焼不安定現象はその代表例である。この振動現象は流動・熱伝達・燃料発生・燃焼が相互に関係し、これまで実験による現象論的考察と、線形モデルを用いた理論研究による周波数特性の理解などが進められて来た。一方、実際のエンジン開発では、これらに加えてリミットサイクル振幅値やDCシフト量などの非線形振動に起因する特性の理解と予測が望まれているが、それらに関する研究は殆ど見られない。

本論文では、このような認識を背景に、計算流体力学を使った数値モデリングによってこの現象を分析し、背景にあるメカニズムとそれに影響を与えるパラメータを理解することを旨とした研究が為されている。

第1章は序論であり、ハイブリッドロケットの特徴と拡散律速境界層燃焼の性質などについて説明し、本論文の構成を纏めている。

第2章では、この分野の既往研究の文献レビューとともに、ハイブリッドロケットの燃焼不安定性現象について詳細に述べた上で、この分野において燃焼不安定性の線形特性と非線形特性の両方を予測することができる数値モデルが未発達であることと、その開発の必要性について言及している。

第3章では、ハイブリッドロケットの境界層燃焼のモデリングを行っている。ここでは、燃料発生と燃料表面への対流加熱と燃料内部への熱伝達のバランスが基礎式となる。従来、定常状態での燃料表面への対流加熱量は Marxman によって、表面湧き出しの無い平板への強制対流熱伝達の式にブローイング効果による補正を用いて表されている。ブローイングは燃料発生と直結するため、対流加熱と燃料発生とは相反する関係にあるが、一方、両者は熱バランス式で結ばれており、複雑な振動系を構成することが示唆される。まず、時間依存のシミュレーションでこの定常の関係を刻々用いた場合は、系は様々な擾乱に対して安定であることが計算結果により示される。非定常計算に必要となる対流加熱率の表現はこれまで知られていないため、ここではこれをモデル化するために、Lienard 型の非線形方程式の解の挙動に着目し、これとの類推から、ブローイング効果に時間遅れを持たせる方法を提案している。

第4章では、単一ポートの軸方向噴射ハイブリッドモーターの内部弾道の数値モデルが、計算流体力学的アプローチを用いて述べられる。数値モデルは、1) 燃焼室およびノズル内の準1次元非定常非粘性圧縮性流れの気体力学サブモデル、2) 固体燃料内の1次元熱伝達サブモデル、3) 燃料の加熱を模擬するための非定常熱フィードバックサブモデル、4) 燃焼

の化学反応のための化学平衡計算サブモデルから成る。個々のサブモデルはそれぞれ検証され、結合されており、定常の場合の燃料後退速度予測について既存の実験データと比較して、数値モデルの妥当性を確認している。

第5章では、第3章で提案された境界層におけるブローイング効果の時間遅れを含む非定常対流加熱率モデルを用いて非定常解析を行っている。この時間遅れは程度の差こそあれハイブリッドロケットの境界層燃焼に特有の性質であり、数値シミュレーションの結果、時間遅れを加えることにより系が不安定化し、その後リミットサイクルに至り一定の振幅とDCシフトを示すこと等、実験で見られる現象の特徴を再現できることを確認している。また、異なる軸方向位置でリミットサイクル領域に対して実行されたFFTにより、振動の周波数が、熱モード、ヘルムホルツモード、音響モード、ハイブリッド固有の境界層モードなどのシステムに存在する固有モードとよく一致することが確認されている。全てのモードの励起は、本モデルの境界層遅延がシステム内に正味の負減衰効果をもたらした結果であると述べられ、この方法はシステムの固有モードに関するすべての情報を抽出するための優れたツールであると結論付けている。次に、システムの境界層遅延を人為的に変化させることによるパラメトリック解析が行われ、境界層遅延値が大きくなるにつれて、リミットサイクルの振幅および圧力振動のDCシフトが大きくなることが示されている。また、システムが安定となる最低遅延値が存在することも示されている。境界層の遅延値を減らすことがモーターの燃焼安定性を高めるであろうことを示唆する結果を得ている。次に、ブローイング効果を表す従来の関数の係数に対する結果の感度を調べている。その結果、従来のべき乗則形式を使用すると、定常特性には感度の無い係数の組み合わせでも、非定常特性については大きな感度があることが確認され、実験の定量的予測にこの形式は適さないことが示されている。次に、ブローイング効果を表しかつべき乗則のような問題のない解析式を提案し、対流加熱率の新しい表式を導き出している。さらにこの式を使用して、既存の実験データと比較し、圧力振動におけるリミットサイクルの振幅が適切に予測できることを確認している。

第6章は結論であり、本研究の成果をまとめ、今後の課題を述べている。

以上、要するに、本論文は、ハイブリッドロケットモーターの非定常燃焼特性を定量的に評価するための実用的な数学モデルを示すと共に、これを用いて様々な観点からパラメトリックに現象を研究することを可能とし、さらにエンジンの設計者のための有用なエンジニアリングツールを提供するものと考えられ、ハイブリッドロケットと宇宙航空工学の分野に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。