核熱推進ロケットエンジン用軽量小型高速炉心の実現可能性研究

Feasibility study on light-weight small fast spectrum core for nuclear propulsion rocket

*佐藤　嘉晃[1]，高木　直行[1]

[1]東京都市大学大学院

太陽光の強度が低下する木星以遠の深宇宙探査を実現するためには原子力エネルギーを用いるほかない。その中でも核熱推進ロケット（原子力ロケット）は優れた増速性能、比推力を有するが、システムの質量は大きい。よって、本研究ではより軽量で小型の炉心を設計し、実現可能性を検討することを目的とする。

キーワード：核熱推進、小型宇宙炉、高速炉

1. 緒言

原子力ロケットは、原子炉で推進剤(水素)を加熱し、極めて高温になった水素ガスをノズルを通して噴射することで推力を得る宇宙用推進機関である。これを小型・軽量とすることで打ち上げ時の負荷軽減及び、取り扱い水素量増による稼働時間の延伸が可能である。本研究では、原子力ロケットの炉心において燃料として使用されるウランを、より臨界質量の小さいプルトニウムへと変更することや、熱炉体系として設計されている炉心を、減速材を持たない高速炉体系へと変更すること等により小型化を図る。しかしながら、小型化を行うことで出力密度の増大や流路面積縮小を招き、結果として熱的・材料的制限値を超えることが懸念される。そこで、炉心臨界性だけでなく、冷却性能についても考察を行い、核熱推進ロケットエンジン用小型炉心の実現可能性を検討する。

2. 解析

熱中性子炉体系において、大きな設計仕様の変更を行わずに燃料核種をウランからプルトニウムに変更した際の炉心臨界性及び、燃料に窒化ウラン(U-235:93.15%)および窒化プルトニウム(Pu-239:60.3%)を用いた高速炉体系における燃料体数増加による実効増倍率の推移を計算した。

核的検討において、連続エネルギー法及び多群法に基づく汎用中性子・光子輸送計算モンテカルロコード MVP[1]、核データには JENDL-4.0 を用い計算を行った。また、誤差が 0.1%以下となるよう条件を設定した。

熱流体的検討では、一次元熱伝導方程式を解くことにより冷却材流路の水素温度分布を算出し、熱的健全性を調査した。

なお、反応度や温度条件等の設計目標値は、参照炉心[2]と同等(keff=1.06,熱出力 364[MW],水素出口温度 2728[K])とし、燃料中心温度は融点以下、重量は 643[kg]以下と設定した。

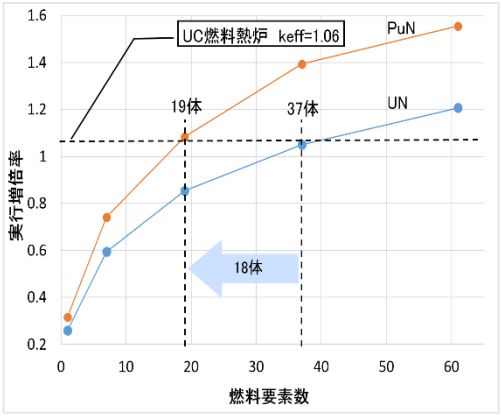

図 1：高速炉体系の炉心臨界性

3. 結果

熱炉体系で燃料を UC から PuC に変更した場合、質量の低減は 643→562[kg]と 80[kg]減に留まった。

一方、熱炉体系を高速炉体系とした場合、質量は 1/5 以下に低減され、さらに、燃料を UN から PuN へ変更することにより、質量は 117→57[kg]と UC 燃料熱炉の 1/10 以下に軽量化できる結果を得た。

図 2 に冷却材水素の軸方向温度分布を示す。水素の最高温度は 680℃となったが、これは参照炉心と比較して冷却孔の数が減り、燃料要素 1 つに対する流量が 100 倍程度まで上昇するためである。炉心流量の低減や、冷却材流路の拡張などによる圧力損失の低減が課題である。

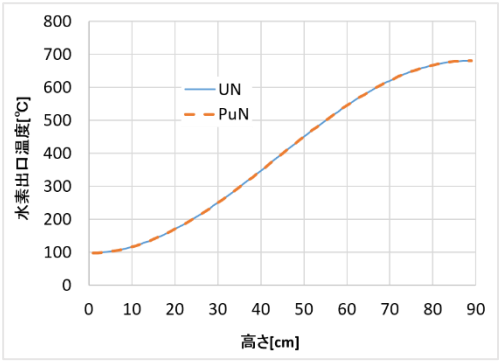

図 2：冷却材水素軸方向温度分布

4. 結言

原子力ロケット用エンジンを高速炉心体系とすることで、質量 1/5 以下で、半径 1/4 以下の炉心が核的には成立する。熱流体的観点からは水素出口温度や圧力損失という点で課題が示されたが、これらは炉心流量の低減や流路面積の拡大等を行うことで解決の見通しがある。

参考文献

[1] 長家康展・奥村啓介・森貴正・中川正幸,「MVP/GMVP Version2 連続エネルギー法及び多群法に基づく汎用中性子・光子輸送計算モンテカルロコード」, 日本原子力研究開発機構, 2006

[2] Franklin P.Durham,Nuclear Engine Definition Study Preliminary Report ,Los Alamos scientific laboratory of the university of California,1972

* Yoshiteru Sato[1], Naoyuki Takaki[1]

[1] Tokyo City Universitiy Graduate school