



6. 核融合ロケットの開発へ向けて

6.1 レーザー核融合ロケット

中島秀紀, 梶村好宏
九州大学大学院総合理工学研究院
(原稿受付: 2007年2月7日)

レーザー核融合ロケットの最近の研究状況と今後の課題について, 概念設計例 VISTA をもとに議論する.

Keywords:

VISTA, laser fusion, magnetic nozzle, detachment

6.1.1 研究の現状

核融合ロケットは, 高い比推力と比出力を同時に達成可能であることから, 将来の宇宙推進システムとして大変有望視されている. その代表例であるレーザー核融合ロケット VISTA については, 以前に紹介したことがあるため[1], ここでは, 繰り返さない. (具体的な内容については, [1]の URL に掲載の入門的論文を参考にいただきたい.) 図1に, レーザー核融合ロケットの概念図を示す. DT 中性子源の見る立体角を最小にする (すなわち, 中性子遮蔽体の重量を最小にする) ため, 底のないコーヒャック型をしている. このロケットについては, 2003年に Orth が詳細なレポートを発表した[2]. ターゲット設計では, 高速点火方式についても記述があり, トリチウムの取扱量を減らすために, DD, D³He 等のいわゆる advanced fuel についても言及している. ドライバーについては, 従来までは, 高温運転が可能な, KrF が有望視されていたが, 最近の研究

の進展を考慮し, 固体レーザーを採用することが考えられている. 反応室の設計では, 超伝導コイル, その遮蔽体について説明がある. 次のレーザーショットのために, 核融合プラズマのエネルギーの一部(数%)を取り出さなければならないが(例えば, 誘導コイルを用いて), 詳細な記述はなく, 今後の課題としている. (これに関しては, Zakharov が, 模擬実験を行っているが, 数%としても, 実現はかなり厳しいとしている[3].) その他に, ロケット開発のための戦略, そしてロードマップが掲載されている.

Sahin により, 前述の VISTA に対して遮蔽計算が行われている. 燃料ペレット形状を, 図2に示す. 間接照射型燃料ペレットに円錐形状の推進剤 (水素50g) が取り付けられている. この円錐の半角は50度であり, ちょうど, 超伝導コイル (磁気ノズルに使用) の方向にある. この体系に対して, 中性子・γ線の輸送計算が行われた. その結果, 14 MeV の DT 中性子あたり, 3.71 MeV のエネルギーがペレットに落ち, また, 円錐状の水素中で, 約1桁の中性子束の減衰がある[4]ことがわかった.

ペレットからの放出中性子・γ線スペクトルをもとに,

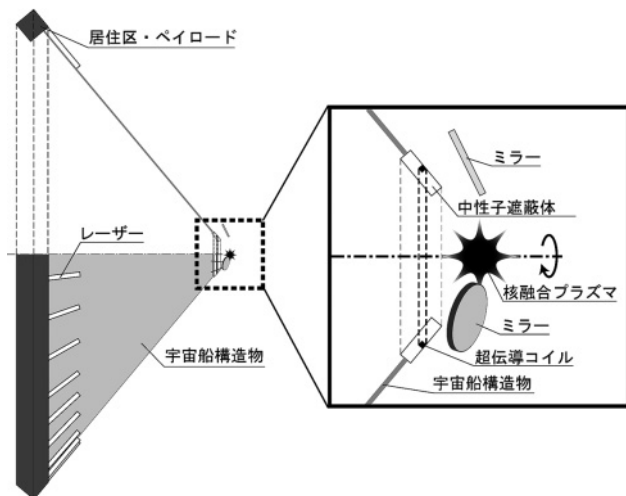


図1 レーザー核融合ロケット概念図.

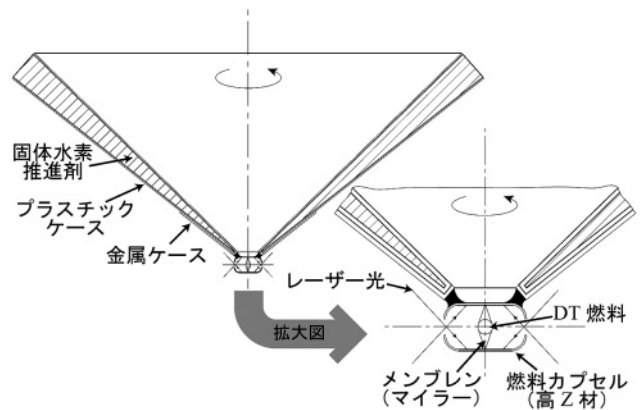


図2 燃料ペレットの概念図.

超伝導コイルの遮蔽計算が行われた。遮蔽体は、約 80 cm の LiH である。遮蔽体、コイル中の発熱量が詳細に調べられ、遮蔽設計基準との比較がなされた。遮蔽体は、質量 200 トンで、この基準を満足することがわかった[5]。また、遮蔽体の形状を最適化することにより、質量を 93 トンまで減少させることができた。LiH 中の Li で、 ${}^6\text{Li}$ の濃度を上げると、さらに 88 トンまで減少させることができる[6]。

高速点火方式を用いたレーザー核融合ロケットの設計が中島らにより行われた。従来の、中心点火方式に比較して、レーザーエネルギーが小さくても十分な核融合エネルギーが取り出されるので、コンパクトな設計が可能となる。具体的には、宇宙船質量は、7 分の 1 になり、コイル半径も 13 m から 5 m となった[7]。

レーザー核融合ロケットの推進力は、磁気ノズルにおいて爆発的に膨張するプラズマの運動量をいかに効率的に推進逆方向に変換できるかに依存する。つまり、いかに推進効率を高めるかということが重要となる。ここで言う推進効率とは、等方膨張する初期のプラズマの運動量が、推力逆方向の運動量に変換される割合である。Zakharov によりスケールダウンしたモデルにおいて、1 個のコイルを用いる磁気ノズルの実験が行われた。ノズル中でのプラズマの挙動につき、シミュレーションと実験が比較され、良い一致が得られた[8]。この論文では、シミュレーションコード（3次元ハイブリッドコード）の妥当性を示すと同時に、その推進効率（運動量換算）は 65% と評価された。

同様に、スケールダウンしたモデルに対して、森により阪大レーザー研の装置を用いた模擬実験が計画された[9]。12ビーム照射により、比較的一様な照射が可能であること、1 kJ を超えるレーザーエネルギーをとれること等が特徴である。（先ほどの実験は 2 ビーム照射、エネルギー 50–100 J である。）これらの特徴を活かし、整形推進剤と燃料ペレットを用いる（図 3）など斬新な実験のアイデアが求められる。推進効率だけの評価では、先の実験と何ら変わらない。

また、坂口らは同軸上に並べられた 2 つのコイルによって構成された磁気ノズルにおいて、コイルに流す電流とコイルの位置を最適化し、最良の推進効率を得られる配置を見出した。その結果、最大推進効率は 75% に改善された[10]。

推進効率を高めるためには、コイルの数を増やし、プラズマの運動量を効果的に変換、制御することが有効と考えられる一方、コイルの増加によるロケット重量の問題も考慮する必要がある。

推進効率だけではなく、推進方向の制御についての研究を紹介する。筆者らがこれまで、検討してきた推進方向の制御手法を図 4 に示す。図 4 の①、②は、コイルを 1 つ用いた手法である。①は、磁気ノズルにおいて核融合プラズマの生成位置を変化させ、排出ベクトルを制御する手法である[11]。つまり、燃料ターゲット射出ならびにレーザー照射の位置を制御することが必要であり、高い技術が必要である。しかし、わずかな発生位置のずれで大きな推進方向の変化を得ることができ、シミュレーションによる推算

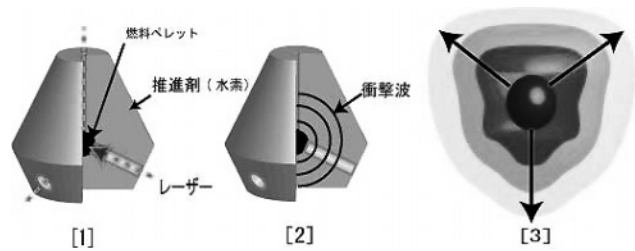


図 3 成型推進剤と燃料ペレット。

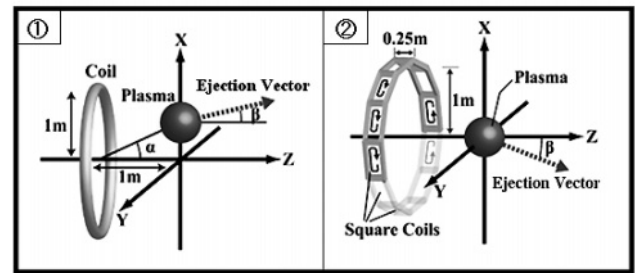


図 4 推進方向制御手法。

では、コイルの中心軸上からプラズマ生成位置を 7 度ずらすことで約 5 度の推進方向変化を得ることができる。その際の推進効率の変化は少ない。しかし、10 度程度の推進方向制御を得るためには、発生位置を 15 度ずらす必要があり、その際には著しく推進効率が下がり、約 10% 低下する。

②は、多数の矩形超伝導コイルを円形に並べて磁気ノズルを作るシステムであり、技術的には①よりも容易と予想され、また効率的に推進方向を変化させることができるシステムである。個々の矩形コイルに流す電流を変化させ、磁気ノズルの形状を変化させることによって効率的な排出ベクトル制御をめざしたシステムである。この手法では、推進方向の制御が各矩形コイルに流れる電流の ON, OFF で可能であり、現実的な手法であると考えられる。推進方向の制御を 6 度得る際でも推進効率は 75% と高い。

磁気ノズルで推進方向を制御する手法として、核融合ターゲットを囲む推進剤の形状に注目するという考えもある。先に触れたように整形推進剤を用いる（図 3）など斬新なアイデアが求められるところであり、筆者らのグループでは、核融合のエネルギーが図 3 のような整形推進剤に伝わった後のプラズマ化した推進剤の振る舞いについて、SPH 法を用いて解析を行い、その結果をハイブリッドコードに引渡し、推進効率を計算するという試みを行っている。この手法では、磁気ノズルの形状を機械的に変えることなく効率的に推進方向を制御することができる。

コイルを 2 つ使用した磁気ノズルシステムにおいても検討を行っている[12]。

6.1.2 今後の課題

今後の課題は、大きなゲインがとれるターゲットの設計 (advanced fuel も含む)、そしてエネルギー取り出し装置の設計である。advanced fuel の使用が可能となれば、宇宙船

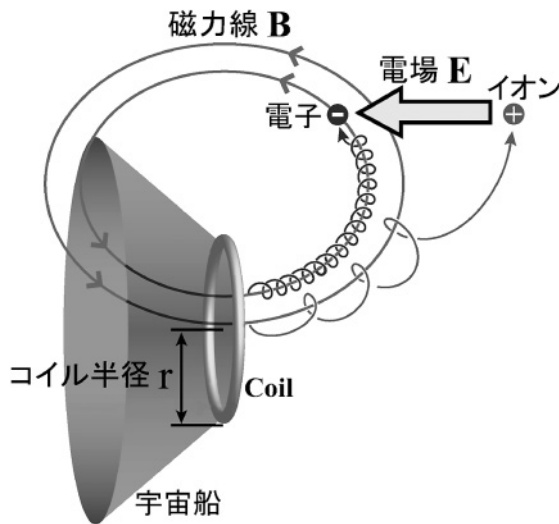


図5 プラズマデタッチメントの概略図。

の構造も VISTA の形状 (底のないコーヒーカップ型) から離れて、自由にデザインできるであろう。

また、磁気ノズルからのプラズマの引き離し (プラズマデタッチメント) が本当に起こり得るかという点が、磁気ノズルを用いた推進システムの実現可能性を議論する上で常に問題となっている。概略図を図5に示す。磁化プラズマ中では、イオンと電子のラーモア半径の違いから荷電分離が生じ、電場が発生する。その電場によって、磁気ノズルから放出されるイオンが引き戻され、推力発生を困難にすると考えられているが、日本国内や海外においては、この点については先送りの問題として扱われ、いまだ解明されていない。さらに、この現象はイオン、電子ともに粒子として扱う Full-PIC (Particle-In-Cell) コードを用いた検証が必要不可欠である。筆者は、磁気ノズルからのプラズマのデタッチメントの可否、またその成立条件 (つまり磁気ノズル構造、プラズマ密度、速度などのパラメータ) について、イオンと電子を扱う Full-PIC コードを用いて、明らかにしたいと考えている。

6.1.3 おわりに

宇宙推進機の性能は、その質量に大きく依存するので、設計は、ひたすら、質量の計算となる。(地上炉では、コスト計算に相当するのであろうか。)設計基盤が整いつつある地上炉 (ITER 等) ではまだしも、これが学問かと言われれば、疑問であろう。現段階で設計を進めても、多くの仮定が必要となる。今実施できることは、課題を整理し、その課題について、個別 (例えば、エネルギーの取り出し方法について等) に突き詰めることであろう。

レーザーの first shot 用の電源として、100 kW SP-100 タイプの原子炉の搭載が考えられている。米国、ロシアでは、1950年代から、宇宙用原子炉の開発が行われてきているので、技術・知見の蓄積があり、当然のごとくこの始動用原子炉が仮定されている。しかし、日本では、原子力の技術は世界的に見ても高い水準にあるが、残念ながら、宇宙推進用原子炉の分野では立ち後れている。筆者は、今後はこの分野の立ち上げに尽力したいと考えている。

参考文献

- [1] 中島秀紀:最新宇宙飛行論第3章 (学研出版社, 1991).; 中島秀紀:プラズマ・核融合学会誌 75 増刊, 111 (1999). :http://art.aees.kyushu-u.ac.jp/research/laser_fusion/laser_fusion.html
- [2] C.D. Orth, UCRL-TR-110500 (2003).
- [3] Y.P. Zakharov, H. Nakashima, *Proc. 11th Int. Conf. Emerging Nuclear Systems*, 319 (2002).
- [4] S. Sahin *et al.*, *Fusion Technol.* **33**, 418 (1998).
- [5] S. Sahin, H.M. Sahin, *Ann. Nuclear Technol.* **26**, 509 (1999).
- [6] S. Sahin, H.M. Sahin, *Ann. Nuclear Technol.* **28**, 1413 (2001).
- [7] H. Nakashima *et al.*, IAC-05-C3.5-C4.7.07, (2005).
- [8] K.V. Vchivkov *et al.*, *Jpn. J. Appl. Phys.* **42**, 6590 (2003).
- [9] 森 芳孝, 私信 (2005).
- [10] N. Sakaguchi *et al.*, *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* **48** (161), 180 (2005).
- [11] Y. Kajimura *et al.*, Open System 19P05 in Tsukuba (2006).
- [12] Y. Kajimura *et al.*, *Fusion Eng. Des.* **81**, 2871 (2005).