

## 小特集 レーザー核融合ロケットの原理実証研究

# 3. レーザー核融合ロケットの概念設計

## 3. Concept Design of Laser Fusion Rocket

伊勢 俊之

ISE Toshiyuki

(株)IHI エアロスペース

(原稿受付：2021年10月6日)

火星への片道航行時間を、既存の化学推進を想定した場合の約180日から、半分の90日に短縮するレーザー核融合ロケットの概念設計を行った。機体の小型化を実現するため、ターゲットに高速点火方式を、レーザーに半導体励起固体レーザーを、そして磁気ノズルのコイルシールドに超臨界メタン冷却 $^{10}\text{B}_4\text{C}$ 層を提案し、詳細な検討を行った。最後に各コンポーネント設計結果を踏まえた機体設計結果を過去の設計結果と比較し、小型化の効果および今後の課題について考察した。

### Keywords:

plasma, fusion rocket, laser fusion, inertial fusion, space propulsion, magnetic nozzle

### 3.1 はじめに

第2章では、火星への航行時間を短縮するために必要な比推力 $I_{sp}$ と比出力 $\alpha$ に対する要求について検討し、核融合ロケットがその両方の要求を満足できる最も有力な候補であることを述べた。過去に様々な核融合ロケットの設計例が示されてきたが、中でもレーザー核融合ロケットに関しては、VISTA[1]で詳細な設計結果が示されている。VISTAの性能は、地球と火星をわずか100日で往復するという革新的なコンセプトである一方で、機体総質量は約6000 tonと非常に巨大なものであり、また、核融合反応に求められるゲインは1500と極めて実現は困難なものであった。そこで本設計では、核融合ロケットの早期実現をめざし、2章で設定した性能要求のうち、まず、火星への片道航行時間を既存の化学推進を想定した場合の約180日から、半分の90日に短縮するのに必要な、比推力 $I_{sp}=2000\text{ s}$ 以上、比出力 $\alpha=0.4\text{ kW/kg}$ 以上を目標に設定した。そして機体の小型化・小出力化を志向し、ターゲットには高速点火方式を、レーザーには半導体励起固体レーザーを、磁気ノズルのコイルシールドには、超臨界メタン冷却 $^{10}\text{B}_4\text{C}$ 層を提案し、初めて具体的に検討を行った。

本章では、まず、レーザー核融合ロケットの機体概要と機体設計の流れについて簡単に紹介する。次に、各コンポーネント設計の内、核融合出力の根幹であるターゲット設計、機体質量に占める割合の大きい、レーザー設計およびコイルシールド設計について示す。最後に、各コンポーネント設計結果を踏まえた機体設計結果をVISTAの設計結果と比較し、小型化の効果および今後の課題について考察した結果を示す。なお、ターゲット設計の詳細については、第4章で、推力発生の根幹である磁気ノズルの設計お

び実験については、第5章および第6章で紹介する。

### 3.2 レーザー核融合ロケットの概要

レーザー核融合ロケットの概要と推力発生の流れを図1に示す。まず、ターゲット射出機構から核融合燃料ターゲットを射出し(①)、円周上に36箇所並べられたレーザー照射口からレーザーを照射(②)することで、核融合反応を起こす(③)。核融合反応により発生したプラズマは、磁気ノズルコイル(④)により下方に排出され、上方にパルス的に推力を発生する(⑤)。排出されたプラズマエネルギーの一部をピックアップコイル(⑥)により電気エネルギーとして回収し、次のレーザー駆動用に回生する。

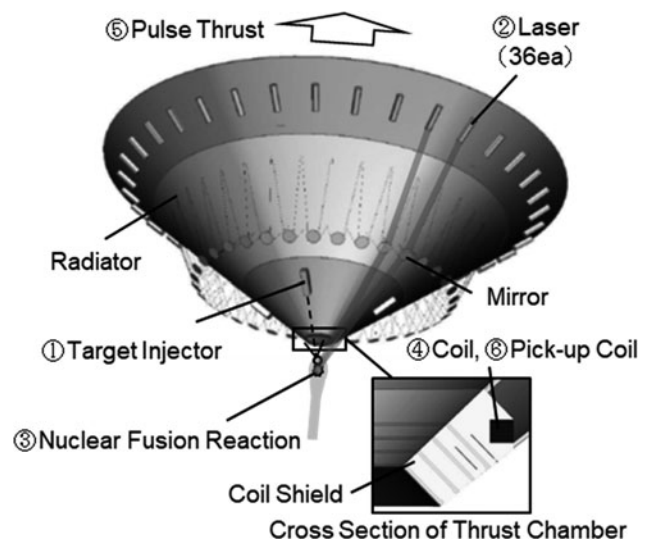


図1 レーザー核融合ロケットの概要と推力発生の流れ。

核融合反応により、プラズマとともに中性子および $\gamma$ 線が発生するが、これらが磁気ノズルコイルおよび機体に衝突すると性能低下、劣化を引き起こす。その為、磁気ノズルや機体を保護するコイルシールドを機体下端部にコイルを覆う形で配置した。機体は、発生した中性子等の大部分が宇宙空間に逃げていく様、中空円錐形状とし、シールドの後方空間に各機器を配置した。

### 3.3 機体設計の流れ

レーザー核融合ロケットの設計は、以下の流れで実施した。

- ①エネルギーの自己回生が成立するのに必要なゲインを算出し、核融合燃料ターゲットのゲインモデルから必要なレーザーエネルギー、核融合燃料の密度を設定。
- ②軌道設計結果から、必要な比出力 $\alpha$ と比推力 $I_{sp}$ を設定し、それをもとにレーザー周波数およびターゲットの推進剤量を設定。
- ③設定したレーザーエネルギーおよび周波数をもとにレーザーの設計を実施。
- ④発生するプラズマ核反応により発生する中性子数、ターゲットのパラメータをもとにコイルシールドの板厚を計算。
- ⑤レーザーやコイルシールド設計の結果、発生する熱に対する熱設計を実施。
- ⑥その他、構造系、電力系等の設計を実施し、各コンポーネントの質量設計結果を集約、②の軌道計算へのフィードバックを実施。

次項以降、各項目の詳細について紹介する。

### 3.4 ターゲット設計

核融合燃料ターゲットの選定をするにあたり、候補として、最も核融合反応を起こしやすいD-T燃料に加えて、D-T Ignitor+D-<sup>3</sup>He main fuel (以降、D-<sup>3</sup>He) および p-<sup>11</sup>Bを含む先進燃料についても検討を行った。D-<sup>3</sup>He および p-<sup>11</sup>Bの先進燃料は、核融合反応生成物のうち、推進剤のプラズマ化に寄与する荷電粒子の割合が多く推進効率が良いこと、中性子の発生割合が少ないため、コイルシールドの質量を小さくできること、高価で取り扱いの難しいトリチウムの量を少なくできること等のメリットがある。第4章にトレードオフの詳細を示すが、ここでは、機体質量の観点で、D-T燃料およびD-<sup>3</sup>He燃料の比較を行った結果を示す。

エネルギーの自己回生を可能にするためには、ゲイン $G$ 、レーザー効率 $\eta_d$ 、エネルギー回収効率 $\eta_r$ 、核融合発生エネルギーの内、推進剤が受け取るエネルギーの割合 $\alpha_p$ の間に、下式が成立する必要がある[2]。

$$G > \frac{1}{\eta_d \eta_r \alpha_p} \quad (1)$$

推進剤が受け取るエネルギーの割合 $\alpha_p$ をD-T燃料の場合0.31(本研究での計算結果)、D-<sup>3</sup>He燃料の場合0.75[3]とし、レーザー効率 $\eta_d$ を将来の発展も見込み0.2、ピックアップコイルによるエネルギー回収効率 $\eta_r$ を0.08[4]と仮定す

ると、自己回生に必要なゲインは(1)式から、D-T燃料の場合は約200、D-<sup>3</sup>He燃料の場合は約80と見積もられる。D-<sup>3</sup>Heの場合、ゲイン80を得るために必要なレーザーエネルギーは約7MJ[3]となり、後述する様に、1MJレーザー質量が約400tonであるため、レーザーの質量だけで約3000tonもの質量が必要になり採用は困難である。そこで本設計では、最も機体をコンパクトにする思想の元、必要なレーザーエネルギーを小さくできる、D-T燃料を選定した。

D-T燃料で必要なゲイン200以上を、最小のレーザーエネルギーで実現するため、高速点火方式を初めて核融合ロケットの設計に採用した。モデル化の詳細は第4章で示すが、設計に使用したゲインカーブ(燃料密度300g/cm<sup>3</sup>、アイセントローブパラメータ1.5に設定)を図2に示す。燃料のゲインはレーザーエネルギーが0.2MJ付近から急激に立ち上がり、1MJを過ぎると傾きが小さくなっていく。ゲイン200以上を実現できること、安定した出力が得られる領域であること、そして、ゲインカーブの傾きが小さくなる変曲点付近であることから、レーザーエネルギー1MJが最適点であると評価し、設計点とした。レーザー1MJでゲイン200を発生させるには、アイセントローブパラメータ1.5というチャレンジングな仮定が必要になるが、この実現がレーザー核融合ロケットの実現に向けた一つの大きな課題となる。

### 3.5 レーザー設計

次に出力1MJのレーザー仕様を検討する。レーザー周波数は、機体の比出力が要求値 $\alpha = 0.4 \text{ kW/kg}$ 以上となるように10Hzに設定した。レーザーには、小型高出力を可能にする、半導体励起固体レーザーを採用した。[1]においても本レーザーが採用されているが、具体的な設計には触れられておらず、本研究で初めて具体的なロケットへの適用検討を行った。

核融合ロケットに搭載するレーザーを設計するにあたり、仕様が同等(レーザーエネルギー:1MJ, 周波数:

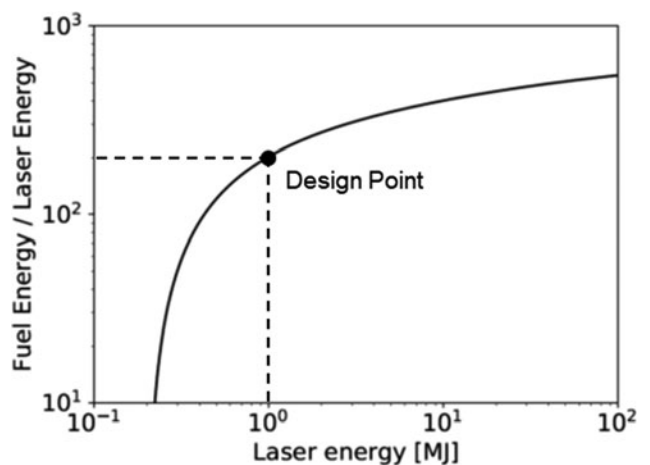


図2 高速点火方式によるD-T燃料ターゲットのゲインカーブ(燃料密度300g/cm<sup>3</sup>、アイセントローブパラメータ1.5)レーザーエネルギー1MJ、ゲイン200を設計点に設定した。

16 Hz) である, IFE フォーラム/レーザー核融合技術振興会「高速点火レーザー核融合実験炉概念設計委員会報告(2015)」[5]のレーザー設計結果をベースに検討を行った。図3にレーザー装置の概要を示す。中心部に励起用LDが配置され, その周りに Yb:YAG セラミックスの増幅器が配置されている。1層の直径は約8 m, 高さは約1 m であり, それを8層重ねて高さ8 mの1つのタワー状にすることで, 電源や冷却ラインの共用が可能になる。このタワーを機体最上部に, 周方向に6棟配列する。レーザーの照射口は1棟あたり6箇所であり, 全周36箇所からレーザーをターゲットに照射する。爆縮用に0.8 MJ, 点火用に0.2 MJのレーザーエネルギーを使用する。[5]の設計では, 2015年時点での最新の設計が反映されているが, 地上設備向けの設計であるため, ロケットに搭載するにあたり軽量化が必要になる。そこで, 本設計では, 主に, 質量の大きい冷却機構および励起用LDの軽量化を行った。Yb:YAG セラミックスは225 Kに, 励起用LDは約20°Cに維持するよう, パネル面に沿って冷却ラインを配置する冷却システムが必要となる。[5]では, 地上用設備として, フロリナートおよび水を用いた冷却システムが検討されているが, 本設計では, コイルシールド(4項参照)に中性子吸収材および冷却材として使用している超臨界メタンを本レーザーシステムにも循環させて使用することで, 統合したコンパクトな冷却システムを実現した。

励起用LDについては, パルス幅が短いため, 1 MJのレーザーエネルギーを生み出すのに, 瞬間的に約10 GWもの大きな出力が必要になる。[5]では, 従来型の端面発光半導体レーザー(約0.3 g/W)を想定しており, 約3000 tonもの質量が必要であったが, より低消費電力で, 高出力化が容易な垂直表面発光レーザーの研究が世界的に進められてお

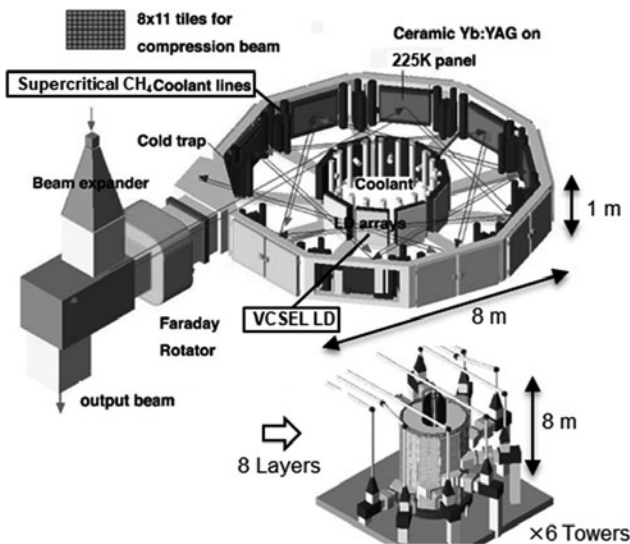


図3 レーザーエネルギー1 MJ, 周波数10 Hzのレーザー装置概要。IFEフォーラム/レーザー核融合技術振興会「高速点火レーザー核融合実験炉概念設計委員会報告(2015)」のレーザー設計結果をベースとした。冷却システムにコイルシールドと統合した超臨界メタン冷却システム, 励起用LDには垂直表面発光レーザーを採用し, 軽量化を図った。直径8 m, 高さ1 mのレイヤーを8層重ねたタワーを, 機体の円周上に6個配置する。

り, 将来的に現在の1/10である0.03 g/W以下に軽量化する見通しを反映して, 質量を算出した。

### 3.6 コイルシールド設計

#### 3.6.1 コイルシールド概要

VISTAのコイルシールドには, シールド材として, ベリリウム Be (X線遮蔽), 液化リチウム Liq. Li (中性子吸収, 冷媒), 水素化リチウム LiH (中性子遮蔽), そして鉛 Pb ( $\gamma$ 線遮蔽) が使用されているが, 推進剤を除く機体質量1860 tonのうちコイルシールドの質量が約500 tonと非常に大きな質量を占めており, 軽量化が必要であった。そこで中性子シールドの軽量化を図るため, 本研究では, 新しい遮蔽材および冷却システムの提案を行った。中性子遮蔽には, 新しく炭化ホウ素 ( $^{10}\text{B}_4\text{C}$ ) を採用した。 $^{10}\text{B}_4\text{C}$ は原発の制御棒に使われており, とても頑丈で高融点を持つ扱いやすい物質として知られている。次に,  $\gamma$ 線遮蔽には, タングステン (W) を用いた。Wは鉄や鉛より高密度であり, 高い遮蔽効果とともにコンパクトなシールドが期待できる。最後に, 加熱されたシールドの冷却剤として, 超臨界メタン ( $\text{CH}_4$ ) を採用した。超臨界メタン ( $\text{CH}_4$ ) は, 中性子散乱断面積が大きく, 中性子遮蔽の機能を兼ねることができ, レーザー等の他の装置へ循環させることで, 統合した冷却システム構築が可能になること, LNGエンジン等で宇宙利用が期待されていることを踏まえて選定した。

#### 3.6.2 設計手法

図4にコイルシールドの計算体系を示す。シールドの構造は $r=0$ で $z$ 軸周りに回転してできる回転体である。コイルにおける損傷計算には原子はじき出し数 (Displacement Per Atom, DPA) を, 核発熱計算には中性子の核反応によるエネルギー付与により発生する核発熱を評価指標として用いた。線源の条件として, 中性子をDT燃料内に一様に発生させ, その周りにあるシェル状の固体水素推進剤を介してシールド方向に照射されるよう設定した。シールドの

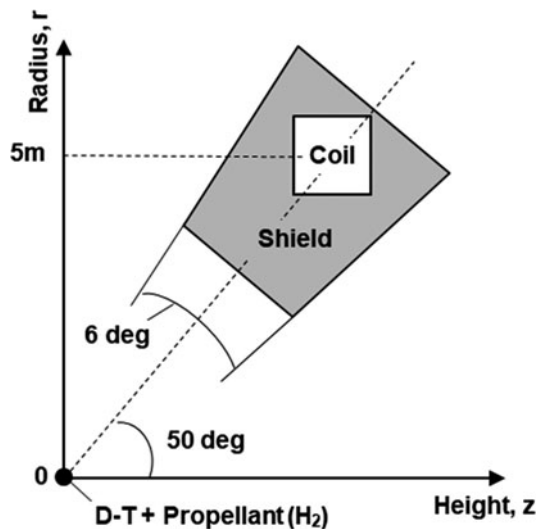


図4 コイルシールドの計算体系。中性子 $3 \times 10^6$ 個をD-T燃料内に一様に発生させ, その周りにあるシェル状の固体水素推進剤を介してシールド方向に照射されるよう設定した。

設計基準はそれぞれ  $10^{-4}$  dpa[6],  $5 \text{ mW/cm}^3$ [6, 7]を採用した。DPA の基準を超えた場合、コイルの抵抗の上昇を抑えるためにアニーリングが必要となり、これが核融合ロケット運用面での制約となる。また、核発熱の基準はコイルが安定して作動できる発熱量限界である。シールドの厚さを決めるにあたり、DPA 計算では必要な核融合の総ショット数に耐えられるよう設計を行った。核発熱計算では、運用中の最大出力であるピーク周波数を用いた。表1に計算条件を示す。総ショット数およびピーク周波数は、火星まで、片道90日で到達することを想定した場合の軌道設計結果を反映している。核計算には、Particle and Heavy Ion Transport code System (PHITS) を用いた[8]。

3.6.3 解析結果

図5 (a), (b)に、図4の黒点線に沿ったコイルにおけるDPA とシールド全体の核発熱解析結果を、図5 (c)に設計したシールドの概要図を示す。DPA による評価の方が、核発熱による評価より基準値に対する余裕が小さく、シールドの厚さに与える影響が大きいことがわかる。図5 (a), (b)は地球から火星に到達した時点での結果を示しており、復路の途中でコイルにおけるDPA は設計基準を超えることが予想される為、火星出発前に、何かしらの手段でアニーリングを行い、損傷を直す必要がある。

超臨界メタンによる冷却層については、今回のシールド設計では、簡易的にシールド内に等間隔で配置した。しかし、図3 (b)で示す通り、核融合点側ほど核発熱が大きい為、冷却材の層を核発熱が大きい部分で密になるように配置することが望ましく、今後の設計課題とする。

3.7 設計結果および考察

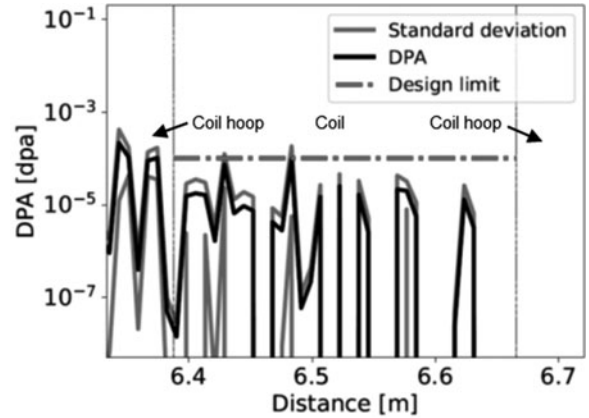
各コンポーネント設計結果を反映した機体設計結果をVISTA の設計結果と比較した結果を表2に示す。本設計における推進剤量は片道90日で火星に到達する場合の往復分の推進剤量を想定した。

前提条件が異なるため、直接の比較は出来ないが、VISTA の機体構造質量  $1571 \text{ ton}$  に対して、本設計では  $580 \text{ ton}$  とおよそ  $1/3$  の軽量化を実現した。初期総質量としても  $920 \text{ ton}$  と、Space-Xが開発中のStarshipの打ち上げ能力 ( $100 \text{ ton@LEO}$ ) を考えると実現可能な範囲内であると考えられる。一方で、核融合ロケットによる大量輸送を実現するためには、より一層の軽量化が必要である。特に機体質量の大部分を占めるレーザー質量の軽量化が重要である。レーザー設計に関しては、高速点火レーザー核融合実験炉の最新設計結果および今後の技術発展を見込んで設計を行っており、今回のレーザーエネルギー設計点におけるこれ以上の劇的な軽量化は難しいと考えられる。したがって、レーザー質量の軽量化のためには、レーザーエネルギーを小さくする方策を検討する必要がある。

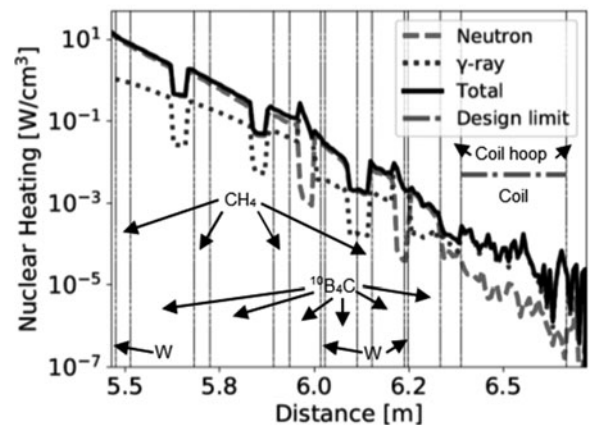
レーザーエネルギーを小さくするには、必要なゲインを小さくするか、小さいレーザーエネルギーでゲインを大きくする必要がある。前者に関しては、(1)式からわかるように、エネルギー回収効率  $\eta_r$  やレーザー効率  $\eta_d$  を改善し、自己再生に必要なゲインを小さくすることである。ピック

表1 DPA および核発熱計算条件.

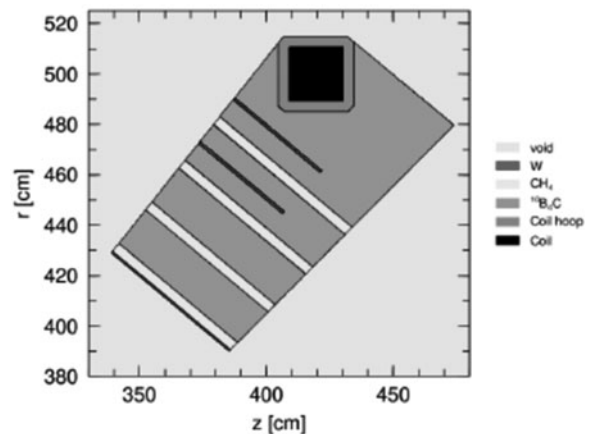
Laser Energy [MJ]	1	
Gain [-]	200	
DT Fuel Radius [cm]	0.0113	
Propellant	Inner Dia. [cm]	0.341
	Outer Dia. [cm]	1.740
Total Shots [-]	$5.6 \times 10^7$	
Peak Frequency [Hz]	14	



(a) コイル内のDPA



(b) シールド全体の核発熱



(c) コイルとシールドの概要図

図5 コイルシールド解析結果.

表2 各コンポーネント設計結果を反映した機体設計結果とVISTA設計結果との比較.

	New Design	VISTA
Laser Energy [MJ]	1	5
Gain [-]	200	1500
Frequency [Hz]	10	30
Jet Efficiency [-]	0.42	0.32
Jet Power [GW]	0.26	18
Specific Power, $\alpha$ [kW/kg]	0.4	10
Specific Impulse [s]	15000	27000
Sub-system	New Design	VISTA
Thrust Chamber	59	739
Coil	9	216
Shield	50	523
Laser System	436	150
LD	350	-
YAG Crystal	24	-
Mirror, Optics	37	-
Others	25	-
Thermal System	26	184
Radiator	15	-
Pump	10	-
Pipeline	1	-
Auxiliary System	59	498
Structure	21	60
Power System	4	115
Refring. System	3	50
Startup Reactor	5	5
Tank	26	268
Total Inert Mass, $M_s$	580	1571
Payload Mass, $M_{PL}$	100	289
Propellant Mass, $M_p$	240	4140
Total Dry Mass, $M_d$	680	1860
Total Initial Mass, $M_i$	920	6000

アップコイルや熱電素子によるエネルギー回収の研究や、レーザー効率向上の研究を進める必要がある。

後者に関しては、燃料ターゲットの革新が必要になる。今回、各種核融合燃料の検討を行ったが、D-T燃料を超える設計結果は得られなかった。一案として核分裂-核融合のハイブリッドターゲットの検討が考えられる。大出力が期待できる一方、放射性物質の取り扱いが課題となるが、現在欧米を中心に、宇宙用原子炉や熱核推進の開発が活発に進められており、宇宙における放射性物質に対する法整備や技術開発が今後進むと考えられるため、可能性はある

かもしれない。

最後に、核融合ロケットは、宇宙航行におけるゲームチェンジングになりえる技術であり、その有用性は長年指摘されてきた。現在、国際的に月火星有人探査、原子力の宇宙利用に向けた研究開発が本格化しており、核融合ロケットの実現に向けた機運が高まりつつある。NASAでは、2039年の有人火星探査に向けて、原子力ロケットの研究開発を計画しており、その中のオプションの一つに核融合ロケットがある。核融合ロケットにはいくつかの方式があるが、要素技術としては共通するところが多く、核融合ロケットの早期実現に向けて、国際的な共同研究体制を整備し、課題を解決していくことが重要であると考えられる。

### 3.8 まとめ

火星への片道航行時間を既存の化学推進を使用する場合(約180日)の半分である90日に短縮するレーザー核融合ロケットの設計を行った。初期総質量は920 tonと実現可能な範囲ではあるものの、より一層の軽量化が必要であり、エネルギー回収効率の向上、革新的なターゲットデザインの研究が必要である。

### 参考文献

- [1] C.D. Orth *et al.*, "VISTA-A Vehicle for Interplanetary Space Transport Application Powered by Inertial Confinement Fusion", Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-LR-110500 (2003).
- [2] 中島秀紀 他: 核融合研究 66, 291 (1991).
- [3] Y. Nakao *et al.*, "IGNITION AND BURN PROPERTIES OF DT/D3He FUEL FOR FAST-IGNITION INERTIAL CONFINEMENT FUSION", FST 56, 401 (2009).
- [4] K. Vchivkov., "Study of Thrust Conversion Process of Explosive Plasma Source in Dipole Magnetic Field by Using Three-Dimensional Hybrid Code", PhD Thesis, Kyushu University (2004).
- [5] IFEフォーラム/レーザー核融合技術振興会: 高速点火レーザー核融合実験炉概念設計委員会報告 (2015).
- [6] R. Hiwatari *et al.*, "Working group report on Superconducting Magnet for fusion DEMO", National Institutes for Quantum and Radiological Science and Technology, QST-M-18, (2019).
- [7] S. Şahin *et al.*, Annual. Nucl. Energy 28, 1413 (2001).
- [8] T. Sato *et al.*, J. Nucl. Sci. Technol. 55, 684 (2018).