

# 原子カロケットの現状と未来

Present Status of Nuclear Space Engine

九大 総理工 中島秀紀

Nakashima Hideki

ここでは、まず最初に、原子カロケットの種類の説明を行い、次に核融合ロケットについて運転方式を中心に概観する。

原子力推進は、核分裂推進と核融合推進へ大別出来る。また、核分裂推進は、原子力電気 (nuclear electric) 推進、核熱推進 (nuclear thermal)、パルス (nuclear pulse) 推進<sup>1)</sup> へ、また、核融合推進は、磁場閉じ込め方式と慣性閉じ込め方式に分けられる<sup>2)</sup>。なお、核分裂は地上では十分な実績が有るが、核融合は21世紀後半の実用化が期待されている。

原子力電気推進では、原子炉で電力を生産し、それを用いてMPD、イオンスラスタ等を作動させる。(図1参照) 化学ロケットに比較して、高い比推力(4000s)等のいわゆる電気推進システムが持つ利点を楽しむ。炉心には例えば、He 冷却のペレット燃料を用い、エネルギー変換系には、クローズド・ブレイトンサイクルを採用する<sup>3)</sup>。

核熱推進では、炉心で発生する熱を推進剤へ伝え、超高温高圧になったガスを一方の端から噴出して推進を得る<sup>4)</sup>。炉心の種類には、主に固体炉心(比推力1000s)、ガス炉心(2000s)が有る。固体炉心では、ペレット燃料を用いるものや分散型燃料が有る。推進剤/冷却剤には、水素を用いる。(図2参照) 炉心核燃料から水素推進剤へ如何に効率良く熱伝達を行うかがポイントとなる。

パルス推進では、宇宙船の後部で原爆を爆発させ、その爆風で宇宙船を推進する。(図3参照) 原子炉が不要であり、推力に比較して推進システムが軽くなる等の利点がある。爆風を受け止める推進プレートが損傷を受けることが無いように設計することがポイントとなる。現在、部分的核実験禁止条約のために地上実験が出来ない。比推力は、~10000sが期待される<sup>5)</sup>。

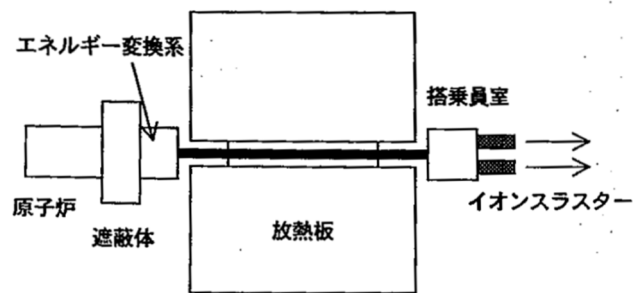


図1 原子力電気推進システムの模式図

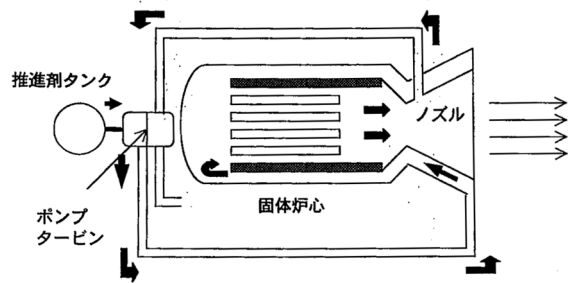


図2 固体炉心核熱推進システムの原理図

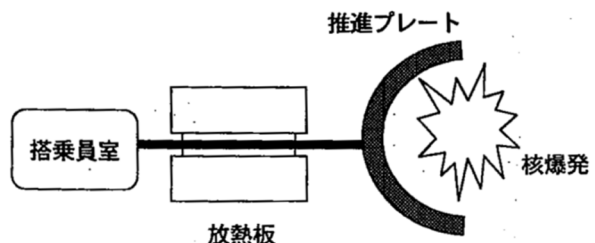


図3 パルス推進システムの模式図

核融合推進のうち、磁場閉じ込め方式では、強力な磁場により核融合プラズマを閉じ込め、かつ一端からプラズマの一部を噴出する。ミラー等の開放端系が適している。磁場発生には、超電導コイルを用いるので、中性子発生割合の大きな D-T 核融合反応を用いると重い遮蔽体が必要となる。従って、中性子発生が少ない D-<sup>3</sup>He を利用することになる<sup>6)</sup>。

一方、慣性閉じ込め方式では、レーザー等により核融合燃料ペレットを瞬時に高温・高密度まで圧縮・加熱し核融合反応を生じさせる。この時生じた高速のプラズマを磁場により反射・放出し、推力を得る。磁場の発生にはやはり超電導コイルを用いるが、宇宙船の形状を工夫することにより中性子の遮蔽を効果的に行うことができる。従って、D-T 核融合反応も利用出来る<sup>7)</sup>。

いずれの方式も、プラズマを固体壁から離れたままで高速に噴出出来るので、高い排出速度、即ち比推力 (10000~10<sup>6</sup> s) が得られる。なお、比推力は、エンジンの燃費に対応する。

## レーザー核融合ロケット

### a. 核融合の特徴

核融合反応では、他の化学反応や核分裂反応に比較して、単位質量あたりに発生するエネルギーが非常に大きい (化学反応の 3000 万倍、核分裂反応の 4 倍) ため高温・高速のプラズマが容易に得られる。また、このプラズマは、磁気ノズル (後述) において磁場との相互作用を利用し (固体壁との相互作用無く) 運動方向を変えて推力を得ることが出来る。従って、他の宇宙推進システムと比較して、高い排出速度 (即ち高い比推力、良好な燃費) と大きな推力を同時に達成可能であり、核融合プラズマを利用した宇宙推進システム(ロケット)は、将来の宇宙開発に必要とされる高速推進システムとして非常に有望である。

### b. レーザー核融合の原理<sup>8)</sup>

強力なレーザー光でペレット (DT 燃料小球) 表面を吹き飛ばし、その反作用で、内側の燃料を高温・高密度に圧縮 (爆縮) する。いわば球形のロケットを形成する。中心で核融合反応が始まり、周囲に燃え広がる。この中心点火方式では、一種類のレーザーを用いていて、均一な爆縮が必要である。一方、最近提案されている高速点火方式では、高密度圧縮用とは別に、点火用に超高強度のレーザーを用いるので、効率的に核融合点火を実現できる。

中心点火方式は、ディーゼルエンジンに、高速点火方式は (スパークを使う) ガソリンエンジンに対応する。図 4 を参照のこと。

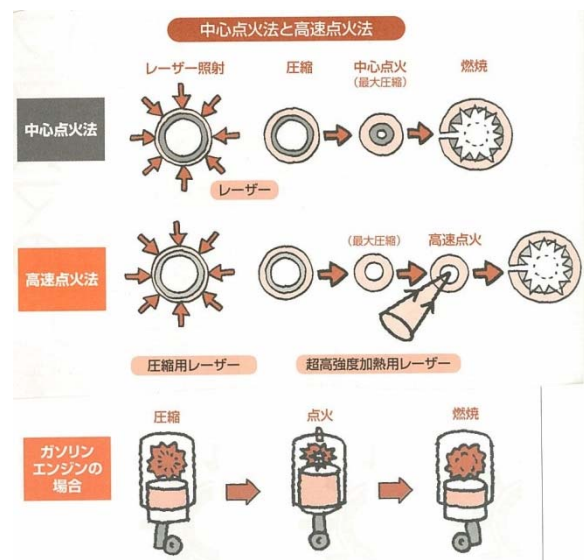


図 4 レーザー核融合の原理

### c. レーザー核融合ロケットの設計例：VISTA<sup>9)</sup>

ここでは、レーザー核融合ロケットの代表例である、VISTA を例にとり、エンジン構成等を説明する。図5に、概念図を示す。表1に、VISTA のパラメータを示した。

エンジンの運転法を以下に述べる<sup>10)</sup>。まず、ペレット/ターゲットが加速器により、点火位置に向けて打ち出される。ペレットが点火位置に到達した瞬間に、レーザーが発射され、ペレットが圧縮され、高温・高密度になり、核融合反応が開始する。核融合により、入射レーザーエネルギー(5MJ)の1500倍のエネルギーが発生し、そのうち25%をプラズマが、50%を中性子が、残りの25%をx線が持ち去る。このうち、プラズマのエネルギーのみが磁場との相互作用により磁気のノズルで推力に変換される。

図6に、磁気ノズルでの推力発生メカニズムを示す。簡単に言えば、磁場がバネの役割をし、プラズマを跳ね返し、放出する。その反作用で、推力を得る。コイルの半径は、13m、磁場の最大値は、12Tである。磁場のエネルギーは、プラズマのエネルギーの約5倍である。磁場発生コイルは、点火位置から見て中心軸より50度方向にある。これは、推進効率を最大化するためで、その効率は、運動量で測って60%(エネルギー換算で36%)である。効率の低下は、一部のプラズマが軸上にそって前方へもれるためである。

プラズマのエネルギーの一部は、次のレーザーショットのために、ピックアップ・コイルと呼ばれるもので、取出される。エンジンの出力調整(throttling)は、核融合反応の繰返し率を変えることで、行われる。ペレットの点火位置を中心軸上からずらすと、推力ベクトルが中心軸上からずれる。これを利用して機体の方向転換を行う。

米国では、有人火星探査計画が進んでいる。しかし、従来の化学ロケットだと、火星まで、片道8ヶ月、往復だと500日以上はかかる。この核融合ロケットを使えば、火星までの往復は、わずか約145

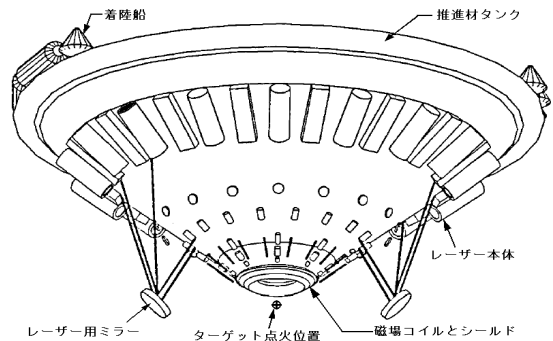


図5 VISTA 概念図

宇宙船の概観は、まるでどこかで見たUFOの型をしている。それは、核融合反応で生じた中性子を効率的に遮蔽するためである。内側が空っぽの円錐形、いわば、底の無いコーヒカップの形をしている。底に相当する部分に、磁場発生用のコイルを中性子から守るための遮蔽体、推進装置(磁気ノズル)がある。磁気ノズルは、磁場発生用のコイル、レーザーを集光するためのミラーなどから構成されている。

宇宙船の進行方向は、口の開いた方向である

表1 レーザー核融合ロケット「VISTA」のパラメータ

レーザー・エネルギー (MJ)	5	宇宙船質量内訳 (トン)	
核融合出力 (MJ)	7500	積載物	100
荷電粒子出力 (MJ)	1875	乗員室遮蔽材	140
くり返し率 (ショット/秒)	30	推進剤 <sup>1)</sup>	4,390
D-T燃料質量 (mg)	44	レーザー・システム	500
実効比推力 (秒)	17,000	反応室	675
比出力 (W/g)	18	始動用原子炉	5
推進剤消費量 (kg/秒)	1.5	電源系	90
推力 (N)	$2.4 \times 10^5$	構造材他	100
推進出力 (MW)	$2 \times 10^4$		
推進効率 (%)	60(運動量)		

1) 燃料タンク等を含む 資料/C. Orth et al. (1987)

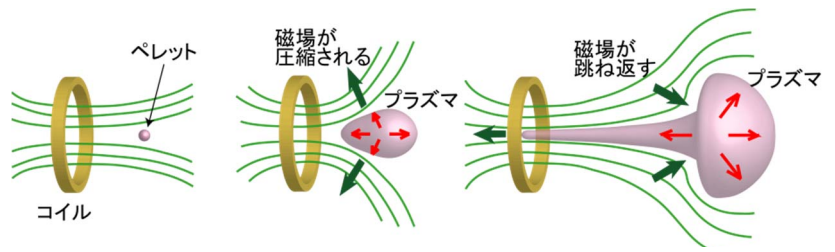


図6 レーザー核融合ロケットの推進原理(左から右へ進行する)

日で可能である。しかも、10日間の火星滞在が許される。搭乗員は、6~10名、貨物量は、100トン。巡航速度は、秒速50キロメートル（時速、18万キロメートル）。まさに、夢のような高速宇宙船である。

## 磁場閉込め核融合ロケット

### a. 球状トーラス

近年、球状トーラス(ST)配位によるプラズマ閉じ込め実験が進展している。これらを背景にして、ST配位による核融合ロケットが提案されている<sup>11)</sup>。燃料は、 $D^3He$ である。片道118日間で木星までの運行（ランデブー）が目的である。図7に、概念図を示す。

核融合炉は、炉質量を最少にし、推進力となる荷電粒子割合を最大にするように設計されている。炉の主半径は2.48m、小半径は1.24m、アスペクト比（主半径/小半径）は2で、ずんぐりしたドーナツ型をしている。トロイダルコイル（半径4.77m）は12個、ポロイダルコイルは、7個である。核融合出力は7,895 MW、そのうち96%は、荷電粒子が持っている。核融合出力のうちの3/4以上(6,037 MW)が、磁気ノズルで推力に使用される。運転開始のための初期加熱に108 MWが必要なので、Q-値（核融合出力/入射電力）は、73となる。始動システムとしては、電気出力2MWのペブルベッド型原子炉とニッケル水素電池が考えられている。

プラズマは、ダイバータ部から磁気ノズルの貯留部へ噴出する。

炉心からの出力の推力への変換は、磁気ノズルでなされる。図8に、磁気ノズルの概観図を示した。また、図9に、構成部のプラズマ状態を示した。3つのコイルで構成されるノズル部は全長12m、質量は、3トンである。

ダイバータから排出されたプラズマは、大量の水素と貯留部（化学ロケットの燃焼室に相当）で混ぜ合わされ、適度な温度にされ、質量流量が増大する。その後、流れは、収束/発散する磁力線によりノズル部で加速され、排出される。排出速度は、秒速347kmである。比推力は、約35,000秒。この場合も、コイルにより生成される磁場のため、プラズマが磁気ノズルの壁と直接接触しないようになっている。推進効率は、エネルギー換算で80%である。

貯留部の大量の水素が、炉心側へ逆流すると、プラズマ状態に悪影響を与える。従って、ここでの設計のポイントは、①プラズマの閉込めを悪くすることなく、いかに推力としてとりだすか、②取出

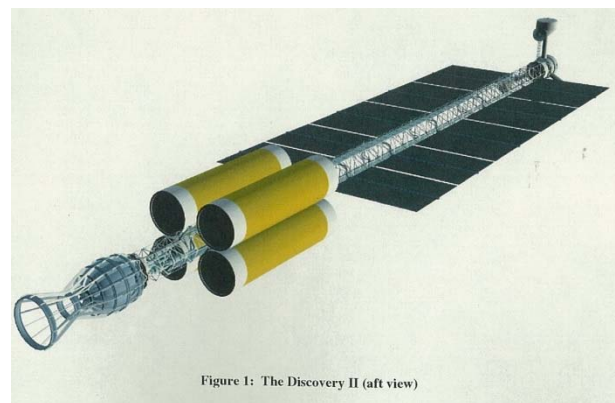


図7 ST配位による核融合ロケットの概念図

全長は、240mである。前方に、乗務員（6~12名）室が有り、回転により人工重力(0.2g)を生じている。初期全質量は、1690トンである。主な内訳は、貨物量172トン、核融合炉310トン、推進材タンク88トン、 $D^3He$ 燃料11トン、推進材（水素）861トンである。

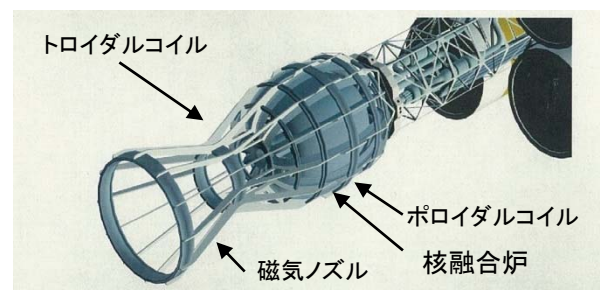


図8 ノズルの概観

したプラズマを推進材（水素）といかに効率的に混合し、推力を増強するのか、である。

### b. D<sup>3</sup>He 燃料の入手法

D<sup>3</sup>He 燃料のうち、重水素(D)は、海水中に存在しており、海水の蒸留、電気分解による濃縮で比較的容易に入手可能である。一方、<sup>3</sup>He は地球上には極めてわずかしかな存在しない。しかし、1970 年代に、米国、旧ソ連の月探査ロケットが持ち帰った月表面の泥サンプルを分析した結果、月面深さ 2m までに少なくとも 100 万トンの経済的に採掘可能な <sup>3</sup>He が埋蔵されていることが明らかになっている。さらに、木星、土星等のガス状惑星には、多量の <sup>3</sup>He が存在している。従って、それらの星々で、ロケットの燃料充填ができれば、帰還も可能になり、さらにずっと遠くまで宇宙を旅することが可能となる。

D<sup>3</sup>He 燃料核融合は、燃料として三重水素(T)が不要で、発生する中性子も非常に少ないのが特長である。ただし、燃焼させるためには、高温が必要である。例えば、DT 燃料の場合の 5 倍、50 KeV (5 億度) が想定されている。

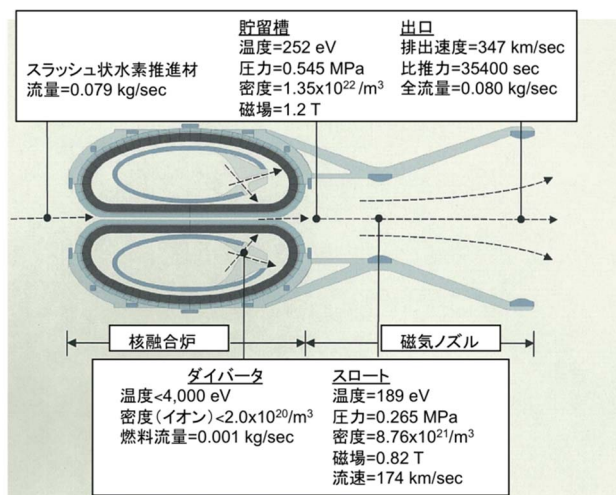


図9 磁気ノズル構成部のプラズマ状態

表2 ST 核融合ロケットの性能

核融合出力(MW)	7895	宇宙船質量内訳 (トン)	
荷電粒子出力(MW)	7588	積載物	172
比推力 (秒)	35400	推進材	861
比出力(w/g)	8.62	核融合炉	310
推進材質量 (kg/秒)	0.079	D <sup>3</sup> He 燃料	11
推力(N)	2.78x10 <sup>5</sup>	タンク他	336
推進出力(MW)	4830		
推進効率(%)	80 (エネルギー)		

文献

- 1) 石原藤夫, ブルーボックス B-376 銀河旅行, 講談社, 1979
- 2) 犬竹正明, “有人宇宙航行核融合ロケットー現状と課題ー”, プラズマ・核融合学会誌, 73 巻, 12 号, pp.1307-1316, Dec.1997.
- 3) M.S.El-Genk et al., “Pellet Bed Reactor for Nuclear Propulsion Applications”, J.Propulsion & Power, Vol.10, No.6, pp.817-827, Nov.-Dec.1994.
- 4) J.R.Powell et al., “High Performance Nuclear Thermal Propulsion System for Near Term Exploration Missions to 100 A.U. and Beyond”, Acta Astronautica, Vol.44, No.2-4, pp.159-166, Jan.-Feb.1999.

- 5) G.R.Schmidt et al.,” Project Orion and Future Prospects for Nuclear Pulse Propulsion”, J.Propulsion& Power,Vol.18,No.3,pp.497-504,May-June 2002.
- 6) R.F.Post and J.F. Santarius,” Open Confinement Systems and the D-<sup>3</sup>He Reaction”, Fusion Technol.,Vol.22,No.1,pp.13-26,Aug.1992.
- 7) C.D. Orth et al.,” Transport Vehicle for Manned Mars Missions Powered by Inertial Confinement Fusion”, UCRL-96832,June 1987.
- 8) 山崎耕造、“トコトンやさしいプラズマの本”、日刊工業(2004)、 p.132.
- 9) C. D. Orth, “ VISTA-A Vehicle for Interplanetary Space Transport Application Powered by Inertial Confinement Fusion, UCRL-TR-110500 (2003)
- 10) 矢沢サイエンスオフィス編、“最新宇宙飛行論”、学習研究社(1991)、 p.107.
- 11) C. H. Williams, et al., “2001:A Space Odyssey: Piloted Spherical Torus Nuclear Fusion Propulsion”, NASA/TM-2005-213559 (2005).