

解説

有人宇宙航行核融合ロケット

—現状と課題—

犬竹 正明

(東北大学大学院工学研究科)

(1997年9月29日受理)

Space Propulsion by Fusion : Status and Issues

INUTAKE Masaaki

School of Engineering, Tohoku University, Sendai 980-77, Japan

(Received 29 September 1997)

Abstract

The importance of fusion rockets in space is described. Several types of manned spacecrafts which have been proposed so far on the basis of magnetic- and laser-fusion concepts are reviewed. Critical issues regarding these fusion rockets are discussed, taking into account the recent progress of magnetic- and laser-fusion experiments.

Keywords

space propulsion, fusion rocket, manned spacecraft, magnetic fusion, laser fusion, advanced fusion, specific impulse, specific power

1. はじめに

1997年7月4日に米国の火星探査機マーズ・パス・ファインダーが火星に軟着陸した。エアバッグを用いて“安く、速く、うまく”。総重量10kgの小型探査車(ローバー)ソジャーナが活躍している映像に、アポロ11号で打ち上げられたイーグル号から人類がはじめて月面に小さい一歩を踏み出した28年前の7月20日と似た感動を覚えた人も多いかと思う。続いて9月14日にはマーズ・グローバル・サーバイヤーが火星の周回軌道に入った。太陽電池パネルの火星大気抵抗(アエロブレーキ)を用いた、火星表面の正確な測量と気象観測が主たる役目である。1996年8月には米航空宇宙局(NASA)が、13,000年前に地球の南極に飛来した火星由来の隕石から、36億年前に微生物が存在していた「証拠」を見つけたと発表し、22年前のバイキング1号、2号以来の火星生命論争が再燃した。バイキングは地表を探査しただけだったが、火

星由来の隕石は約500mの地下から飛び出したといわれている。火星の地下には生物あるいはその兆候が残っている可能性がある。将来の有人探査の候補地を探し、最終的にはこの生命論争に決着をつけるため、米国は今回のものを含めほぼ2年毎に小型の軌道船と着陸船を次々に打ち上げ、2005年頃に火星で採集したサンプルを地球に持ち帰る計画を進めている。有人探査計画は正式には決定されていないが、現在、閉鎖生態系実験や火星に適した宇宙服開発等が着々と進められている。日本でも1998年7月には火星の周回軌道衛星を目指したプラネットBが打ち上げられる。太陽からのプラズマ流と火星大気との相互作用や火星の微弱磁場の測定を目的にしている。

米国の独立記念日に着陸という演出の陰に国威発揚とNASAという組織維持への執念が見え隠れするが、今回の火星軟着陸は一国や一組織の成果にとどまらず全人

類の科学的成果ととらえるべきである。東西冷戦の終結後、軍事的宇宙開発競争は影をひそめ、宇宙ステーション計画など国際協力体制で宇宙開発が進められようとしている。しかし、各国とも経済成長の翳りの中で国民的合意と開発費捻出に苦慮している。

このような状況下でも宇宙開発推進が必要とされる第一の理由は、地球を含めた惑星系の起源、生命の誕生に対する知的好奇心への挑戦である。マゼラン、ガリレオ、ボイジャーなどの探査機により金星、木星をはじめ太陽系の多くの惑星とそれらの衛星に関する科学的情報がもたらされた。これにより改めて地球の生命と環境が太陽エネルギーと重力場のなかで、水や大気の循環サイクルの微妙なバランスの上に成り立っていることが認識された。この脆弱性・有限性・稀少性ゆえに地球生命環境や資源を大切にしようとの世界観が最近広まってきた。人口問題、食料問題、エネルギー問題、環境問題は、何としてもこの地球上で解決すべき問題である。人類はやっと、地球を置いて移り住む惑星は他にないことを強く認識し始めたといえる。核融合炉開発と同様宇宙開発も人類および地球生命体の起源を知り、その存続をはかるために今後とも是非研究を継続してゆく必要がある。

第二の理由は気象観測、資源探査、情報通信に関する先端技術や材料開発への挑戦である。化石エネルギー資源枯渇や地球環境保全に対処するための核融合エネルギー開発と比べ、宇宙開発は科学的興味からの挑戦と考えられやすいが、宇宙環境(高真空、無重力)を利用した種々の新材料開発への挑戦も数多くなされている[1]。

宇宙開発が必要とされる第三の理由は、人類絶滅の回避である。1997年米国で「アステロイド」なる映画が製作された。テキサス州ダラス上空に小惑星(アステロイド)が急襲し、住民がパニックに陥いる。直径6.5 kmのアステロイドの衝突を避けるためレーザー砲で粉砕したが、今度は数10 m以下に砕かれた無数の破片が町を襲うという設定である。事実、1993年に発見されたシューメーカー・レヴィ彗星が1994年7月17日から20日にかけて木星に衝突した。ハッブル宇宙望遠鏡でも観測され、直径1~5 kmの大小20個に分裂し、秒速60 kmで次々に木星に衝突した。衝突時の火の玉の大きさは地球規模であり、太陽系最大の彗星衝突であった。さらに、6,500万年前の地球における恐竜の絶滅と哺乳類・人類の出現という幸運は直径10 kmの巨大彗星の衝突がもたらしたとの説が有力である[2]。この大きさの彗星衝突は1億年に一度程度起きるといわれている。次の衝突では、逆に人類の絶滅と恐竜の再出現となるか、あるいは生物の全滅となるかわからな

いが、もし起これば人類にとっては悲運であり、なんとか回避して子孫を残したい。100 m程度の隕石衝突は1万年、10 m程度だと100年(アリゾナ隕石は30 m)、1 mだと1年に一度との頻度に関するべき乗則が経験的に成立している。したがって、人類の絶滅を避けるためには、隕石の破壊や軌道変更方法の開発とともに、人類の一部でも緊急避難できる場所が必要である。その候補として宇宙ステーションや月あるいは地球に最も環境が似ている火星が考えられる。1,000年位かけて火星大気を改造し、人類が住めるようにしようとの計画(テラフォーミング計画)も検討されている。

第四の理由は、宇宙観光旅行である。宇宙が一般の人にも開かれる時代は遠からずやってくるだろう。

宇宙開発は、代替エネルギー源開発と同様、100億を越す21世紀の人類の生存と地球生命圏の維持につながっている。

この解説では、宇宙探査や開発に不可欠である宇宙航行核融合ロケットに関する研究の現状と課題についてまとめた。宇宙ロケットに要求される性能のうち特に重要なものはペイロード比と飛行時間である。目的地まで運ぶ荷物(ペイロード)が多いほどよいが、飛行速度に依存する。飛行時間は加速・減速時間と巡航速度により決まる。特別な人工重力発生装置を備えない限り人間の無重量環境での滞在期間は肉体的制約から3-4ヵ月が限界であるといわれている。無人火星探査機マーズ・グローバル・サーバイヤーの火星軌道までの飛行期間は10ヵ月である。さらに、周期的に増減する宇宙の高エネルギー放射線を避けるためにも数ヵ月以下の飛行期間が望まれている。地球探査や太陽系探査のように飛行時間に強い制限がない無人飛行の場合や月面での基地建設など飛行時間が短い場合には、従来どおり化学ロケットが利用できるが、1年以上の飛行時間を要する有人惑星間飛行には電磁プラズマロケットや核融合ロケットによる飛行期間の短縮が必須となる。

以下、2章で宇宙ロケットの性能と核融合ロケットの重要性を、3章で今までに提案された各種の核融合ロケットを振り返り、4章で各種核融合研究の進展状況に照らしたそれぞれの課題について整理した。5章は有人核融合ロケット全体に関するまとめである。

2. 宇宙ロケットの性能

地球や月の周回軌道上から発進する宇宙ロケットに対しては重力や空気抵抗が無視できる。このような場合ロケット方程式は簡単に次式で与えられる[3,4]。

$$m \frac{dv}{dt} = - \frac{dm}{dt} v_{ex} \quad (1)$$

ここで、 v : ロケットの速度

v_{ex} : ロケットからみた推進剤の排気速度

m : ロケットの全質量.

(1) 式より、ロケットの速度増分 ΔV としてツィオルコフスキーの名前を冠した次式が求められる.

$$\Delta V = v_{ex} \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \quad (2)$$

または

$$\frac{m_f}{m_i} = \exp \left(- \frac{\Delta V}{v_{ex}} \right) \quad (3)$$

ここで、

m_i : ロケットの初期質量 ($= m_1 + m_s + m_p$),

m_f : ロケットの最終質量 ($= m_1 + m_s$),

m_1 : ペイロード質量, m_s : 推進システム質量,

m_p : 推進剤質量.

(2) 式からわかるように、ロケットの速度増分は排気速度に比例するが、質量比に対してはその対数に比例する。また、見方を変えると、(3) 式からわかるようにペイロードを含む最終質量は速度増分と排気速度の比に指数関数的に依存しており、この速度比をあまり大きくできないことがわかる。飛行速度を上げるためには排気速度を高くする必要がある。さらに、

A : ペイロード比 ($= m_1/m_i$),

ϵ : システム質量比 ($= m_s/(m_s + m_p)$)

を定義すると(2)式は

$$\Delta V = -v_{ex} \cdot \ln \{ \epsilon + A(1 - \epsilon) \} \quad (4)$$

となる。これは単段ロケットの場合である。 $\epsilon = 0.1$ の場合、 $A = 0.001$ としても速度増分は排気速度の 2.3 倍にしかない。速度増分を上げるため通常多段ロケットにする。N 段ロケットの場合には排気速度、システム質量比が各段同じと仮定すると

$$\Delta V = -N v_{ex} \cdot \ln \left\{ \epsilon + A \frac{1}{N} (1 - \epsilon) \right\} \quad (5)$$

が得られる[4, 5]。しかし、3 段にしてもせいぜい排気速度の 5 倍にしかない。飛行速度を上げるためにはやはり排気速度を高くする必要がある。地球の衛星軌道に必要なとされる速度増分 (第 1 宇宙速度) は地表面で 7.8 km/s であり、また地球の重力圏脱出速度 (第 2 宇宙速度) は 11.2 km/s である。化学ロケットの排気速度

はたかだか 5 km/s であり、一方、核融合ロケットでは 100 km/s から 1,000 km/s が期待される。

ロケットの性能を表す重要なパラメータとして伝統的に使われているものとして、比推力 (specific impulse) と比出力 (specific power) がある。

比推力 I_{sp} はロケットの推力 $F (= (dm/dt)v_{ex} = \dot{m}v_{ex})$ と推進剤の重量流量 ($\dot{m}g$) との比

$$I_{sp} = \dot{m}v_{ex} / \dot{m}g = v_{ex} / g \text{ [sec]} \quad (6)$$

で定義される。排気速度と地上における重力加速度 g の比に等しく、単位は秒である。1 kg の推進剤で 1 kg 重の推力を何秒間出し続けられるかを意味し、重力加速度 g を乗ずれば排気速度の大きさとなるパラメータである。

比出力 (specific power) は、ロケットの推進出力 $P (= \dot{m}v_{ex}^2/2 = v_{ex}F/2)$ とロケットの推進システム質量 m_s との比

$$\alpha = P / m_s \quad (7)$$

で定義される。

目的地にできるだけ速く行くためには、ロケットの飛行速度を大きくするばかりでなく、その速度までの加速時間をできるだけ短時間で行うことが望まれる。すなわち、加速度 (推力/質量比) も大きくする必要がある。この場合、到達距離は飛行時間に単純には比例しない。一定質量 m_s を時間 τ 内にある速度 v_c まで加速するために推進出力 P がすべて使われたと仮定すると、次式が成り立つ。

$$P = (m_s v_c^2 / 2) / \tau \quad (8)$$

これから逆に、比出力 α と飛行時間 τ を用いて特性速度 v_c が次のように定義される。

$$v_c = (2\alpha\tau)^{1/2}. \quad (9)$$

飛行距離 L と時間 τ とは特性速度 v_c を用いて、次式で表わされる。

$$\tau = K_0 L / v_c. \quad (10)$$

ここで、 K_0 はオーダ 1 程度の定数である。

(9) 式と (10) 式から、 K_0 を 3 と仮定し、適当な単位変換をすると、飛行期間 τ (年) と到達距離 L (太陽と地球間の距離を 1 AU とした単位) は、 α をパラメータとして次式で与えられる。

$$\tau(\text{year}) = \frac{[L(\text{AU})]^{2/3}}{[\alpha(\text{kW/kg})]^{1/3}} \quad (11)$$

Fig. 1 はこの関係を示している[6]。比出力 α が大きい

ほど加速度が大きくなり、飛行期間は短縮される。すなわち、出力が一定なら軽いロケットほど加速されることを意味している。また、次式で与えられるように推進出力 P は排気速度 v_{ex} すなわち比推力 I_{sp} が大きいほど大きくなる。

$$P = \dot{m} v_{ex}^2 / 2 = F v_{ex} / 2. \quad (12)$$

ここで注意しなければならないことがある。ある宇宙ミッションが与えられ、ある場所まで一定期間 τ 内に一定のパワー P で到達するとした場合、運用コストの低減に重要なペイロード比 $A (= m_l / m_i)$ を最大にするためには、 I_{sp} が大きければよいわけではない。ミッションに応じて最適な値が存在するので推進機の種類あるいは推進性能の制御性が重要となる[3]。これは次のように理解される。ロケットの初期質量が $m_i = m_l + m_s + m_p$ および最終質量が $m_f = m_l + m_s = m_i - m_p$ であること、また、システム質量 m_s が比出力(7)式と推進出力(12)式で表されること、さらに、質量流量が $\dot{m} = m_p / \tau$ であることを用いると次式が得られる。

$$m_i = m_l + m_s + m_p = m_l + m_p (1 + v_{ex}^2 / 2a\tau).$$

これを变形し、ペイロード比 $A = m_l / m_i$ を用いると、

$$1 - A = (m_p / m_i) (1 + v_{ex}^2 / 2a\tau). \quad (13)$$

(3)式の左辺は定義より $m_l / m_i = 1 - m_p / m_i$ となる。これに(13)式から求めた m_p / m_i を代入し、ペイロード

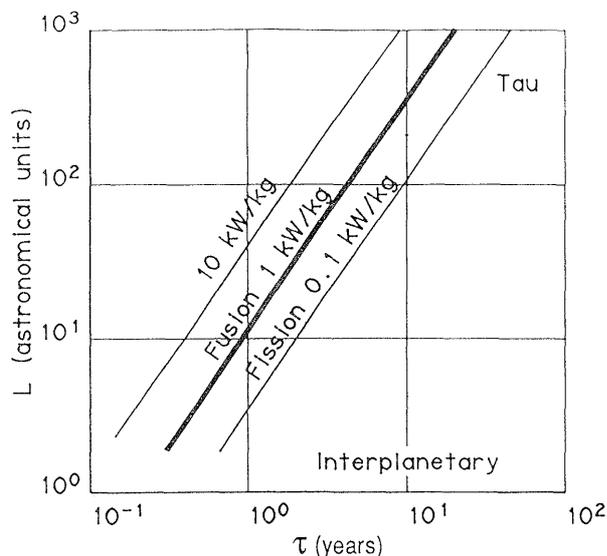


Fig. 1 Mission distance L versus flight time τ for different specific powers defined by ratios of thrust power to mass of propulsion system [6].

比 A について整理し、特性速度 $v_c = (2a\tau)^{1/2}$ を用いると次式が得られる。

$$A = \exp\left(-\frac{\Delta V}{v_{ex}}\right) \left(1 + \frac{v_{ex}^2}{v_c^2}\right) - \frac{v_{ex}^2}{v_c^2} \quad (14)$$

速度増分 ΔV が v_c に比べて小さいミッションの場合には、 A は v_{ex} によらずほぼ1に近い値となる。速度増分 ΔV が大きなミッションの場合には、 A は v_{ex} (あるいは I_{sp}) の増大とともに大きくなるが、 v_{ex} がある最適値を超えてさらに増大すると、 A は逆に減少し、遂には零そして負になってしまうことが(14)式から予想される。(14)式のグラフを描いてみると、 v_{ex} の最適値は、速度増分 ΔV の増大とともに v_c 付近の値からわずかに小さい値になることがわかる。この v_{ex} の最適値を境に、 I_{sp} の増大が推進剤質量の低減に効いていた状況から、かえって推進システム質量の増大を招く状況になることを意味している。

化学ロケットの比出力は10~500 kW/kg と大きい、比推力は100~500秒と小さい。太陽光発電を利用する静電加速型イオンエンジンでは比推力は5,000~20,000秒と大きく、電気入力から推進エネルギーへの変換効率も70%と高いが、比出力は0.01~0.1 kW/kg と小さい。現在は主として衛星の姿勢制御や軌道保持などの2次推進系として用いられている。電磁加速型プラズマエンジンは空間電荷制限電流の制約をうけないので、イオンエンジンより比出力を大幅に大きくすることができ、また比推力も2,000~10,000秒が期待されるが電源が問題である。核融合推進では、反応で生じた高温のプラズマを磁場を利用して直接推力へ変換するので、比推力と比出

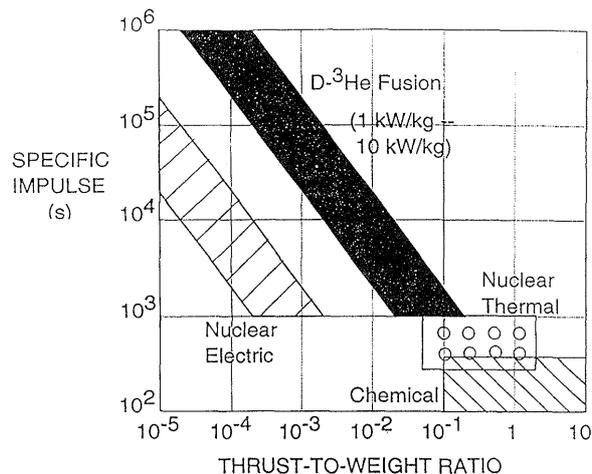
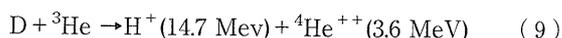


Fig. 2 Comparison of $D-^3He$ fusion with chemical, nuclear thermal and nuclear electric propulsion systems [6].

力共に大きくできる可能性があり、有人惑星間飛行に不可欠な推進機となることが予想される。Fig. 2は、これら各種ロケットの性能を比推力と推力/重量比ダイヤグラム上で比較したものである[6]。

3. 核融合ロケット研究の現状

推進機として核融合反応プラズマを利用する場合、熱エネルギーを一方方向の運動エネルギーに変換する必要がある。そのため磁気ノズルが利用される。磁場を利用することは高温プラズマから壁を保護するためにも有効である。この場合反応生成物がすべて荷電粒子であることが望ましい。D-T反応では反応生成エネルギーの80%近くを中性子が持っており、方向性を持たせることは困難である。熱に変換し、タービン発電して電気推進に利用するD-T反応は核分裂発電に比べあまりメリットがない。しかも熱の廃棄には大きな放熱器が必要となり重量が一層重くなる。したがって、核融合推進には、D-³He反応：



が最も適していることは早くから指摘され[7-9]、核融合研究の初期から宇宙推進への応用が検討されている。初期の核融合ロケットに関するまとめが文献[10]になされている。軸対称の単一ミラー磁場[11]やFig. 3のようにトーラス磁場[9,12]方式のロケットへの応用、またレーザーや粒子ビームによる慣性核融合方式のロケットについても提案がなされている[13-16]。

1973年にイギリス惑星間協会が発表したダイダロス計画 (Daedalus Project) [14]は、50年以内に技術開発可能な推進装置の概念設計である。D-³Heを燃料とし、慣性核融合によるプラズマを磁場を利用して軸方向の運動エネルギーに変換しようというシナリオである。総重量54,500トン、燃料重量50,000トン、システム重量4,000トン、ペイロード500トンの壮大なもので、5.9光年のへびつかい座バーナード星をめざす計画である。当時、まだ月面における³Heの豊富な存在について知られていなかったため、木星や土星からの³He採取が考慮されている。

火星有人飛行のために概念設計されたヴィスタ宇宙船 (VISTA Spacecraft) [16]は2020年頃の技術を想定し、D-T反応を利用し、100日で火星往復するペイロード100トンのレーザー核融合ロケットである。出力5MJ、効率6%のエキシマレーザーでエネルギー増倍率200-1,500の核融合反応を起こし、等価比推力17,000秒、繰

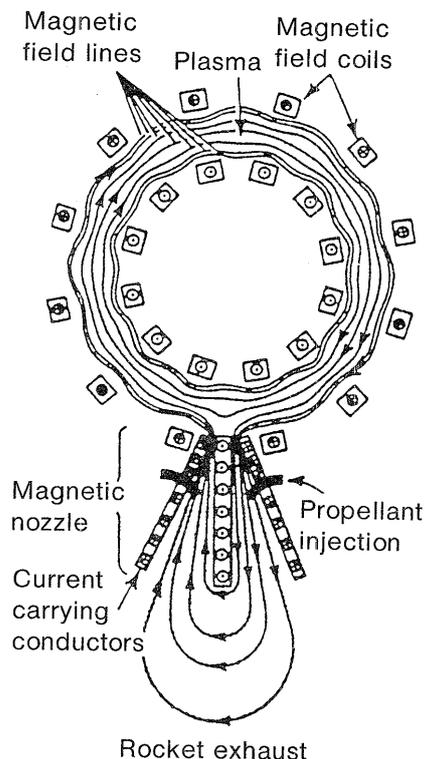


Fig. 3 Schematic of toroidal fusion rocket [12].

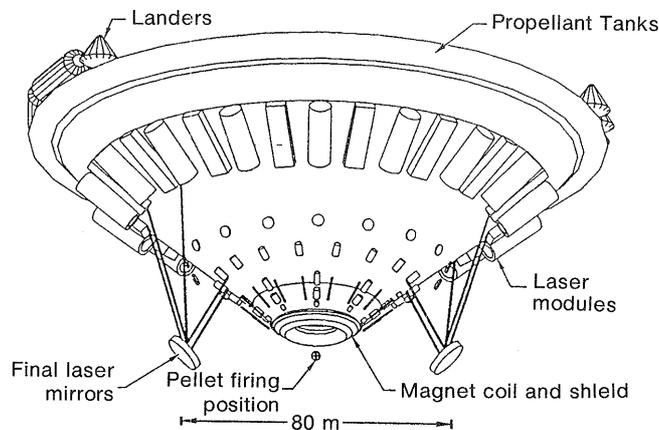


Fig. 4 VISTA spacecraft by laser fusion [16].

り返し周波数30Hzで比出力20kW/kgを想定している。推力にはペレットゲインと反応生成荷電粒子比率との積が重要であり、D-T反応の積の方が大きくなるため、D-³HeやD-Dなどのアドヴァンスト核融合反応を利用してもメリットが少ないとしている。また、D-³Heのペレット製作技術がないことも近未来の惑星間飛行に

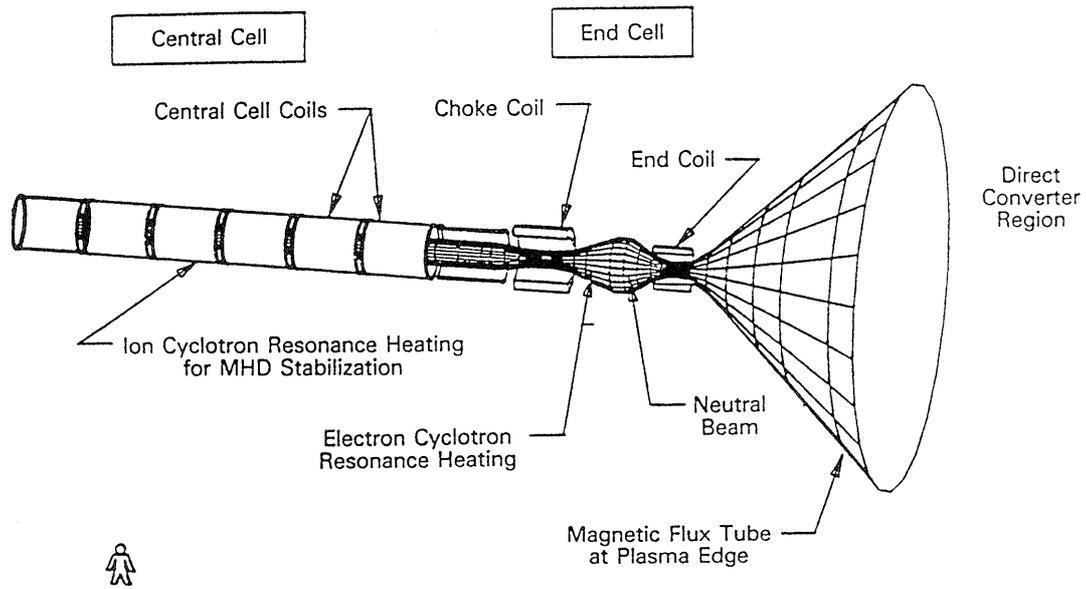


Fig. 5 D-³He tandem-mirror fusion rocket [21].

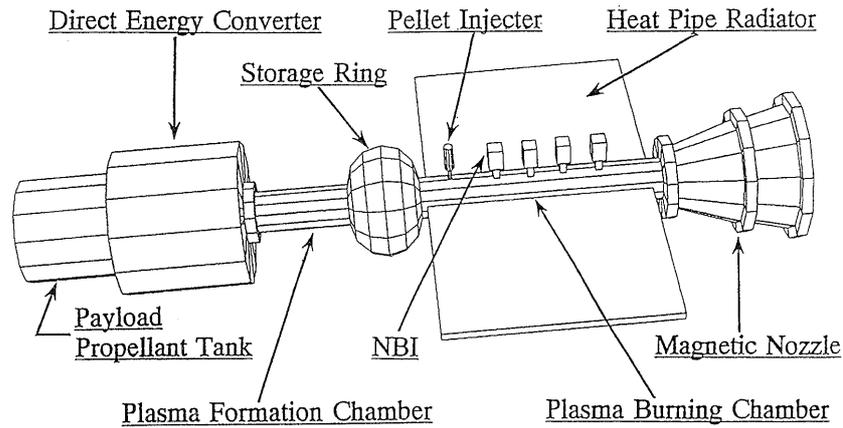


Fig. 6 FRC (field-reversed configuration) fusion rocket [24].

D-³He 反応不採用の理由であるとしている。レーザー核融合では D-T 反応による中性子発生源が点状に限定される。したがって、Fig. 4 の概念図に示すように、ヴィスタ宇宙船は内側が空洞の円錐形になっており、中性子照射を受ける断面積が小さくなるように工夫されている。

月面から持ち返った土壤中に ³He が豊富に含まれており、経済的にも採取可能であることが1986年に発表された[17,18]。これを契機に D-³He を利用した先進的核融合ロケットの提案が再燃した。上述のように、反応生成物がほとんど荷電粒子である D-³He 核融合ロケットには開放端系を内臓した磁場閉じ込め方式が適してい

る。現在までに、スフェロマック[19]、タンデムミラー[20,21]、磁場反転配位 (FRC) [22-24]、双極子磁場 (Dipole Fusion) [6,25] 等が提案されている。タンデムミラー、FRC、Dipole Fusion ロケットの概念図をそれぞれ Fig. 5 ~ 7 に示す。より高温プラズマが必要とされる D-³He 反応における過大なシンクロトロン輻射損失を減らすために、いずれも高ベータ化の可能性の高い閉じ込め方式である。Table 1 と 2 に、双極子磁場核融合ロケットのパラメータ諸元および火星、木星、太陽系外 (1,000 AU : タウ) への各ミッション性能を、代表的なものとして示す[6]。Table 2 では比出力は 1 kW/kg

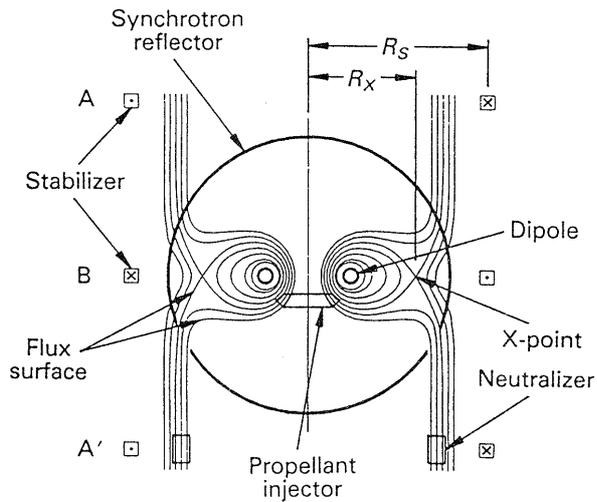


Fig. 7 Schematic of dipole fusion rocket [6].

Table 1 Typical parameters of dipole fusion rocket and plasma. Current density in Case A is doubled in Case B, resulting in high specific power, since the conductor mass is significant [6].

	Case A	Case B
Reactor		
R (m)	6.6	6
a (m)	2.2	2.0
B (conductor) (T)	14	18
Current density (MA/m ²)	25	48
Ring surface temperature (K)	2700	2700
Fusion power (MW)	2500	2000
Power available for thrust (MW)	1500	1250
Ring mass (Mg)	1720	1180
Plasma		
T (peak) (keV)	70	70
n_e (peak) (m ⁻³)	4×10^{20}	4×10^{20}
n_{He}/n_D	1	1
B (plasma) (T)	4.7	5.0
β (peak)	0.7	0.7
χ_r (m ² ·s ⁻¹)	0.002	0.002
χ_0 (m ² ·s ⁻¹)	1.0	1.0
χ/a_p	0.1	0.1
P_B/P_{fus}	0.3	0.3
P_n/P_{fus}	0.03	0.03
Thruster		
Specific power α (kW/kg)	0.4 to 0.8	0.5 to 1.0
Specific impulse (s)	10^4 to 3×10^5	10^4 to 3×10^5

Table 2 Performance by dipole fusion rocket for various missions. Tau mission means 1,000 AU trip [6].

	Mars	Jupiter	Tau
One-way flight time, τ (yr)	0.25	1	20
Characteristic velocity (m/s)	1.3×10^5	2.5×10^5	1.1×10^6
Exhaust velocity (m/s)	1.0×10^5	1.8×10^5	6.7×10^5
Mass flow rate (kg/s)	0.25	0.081	0.0055
Thrust (N)	2.5×10^4	1.4×10^4	3.7×10^3
Initial mass (kg)	5.0×10^6	4.0×10^6	4.8×10^6
Thrust system mass (kg)			
	1.25×10^6	1.25×10^6	1.25×10^6
Propellant mass (kg)			
	2.0×10^6	2.6×10^6	3.5×10^6
Payload mass (kg)			
	1.8×10^6	2.3×10^5	5.4×10^4
Payload ratio			
	0.35	0.058	0.011
Thrust power (MW)			
	1250	1250	1250

が仮定されている。推力の最適制御のためには、Fig. 8と9に示すように、開放端からのプラズマ噴出を直接利用するモードや推力増強のために低温水素ガスを適量混合させるモードが考えられている[21].

Fig. 10とFig. 11に比出力1kW/kgのタンデムミラー型核融合ロケットによる惑星までの飛行時間の短縮とペイロード比の増大を、化学ロケットと比較して示す[21]. 遠い惑星ミッションほど、核融合ロケットの威力が顕著になることがわかる。

惑星でなく恒星ではどうなるだろうか？ 太陽系から最も近い4-6光年ほどの距離のあるケンタウルス星やバーナード星などの恒星に到達するには、ポイジャーのような慣性飛行では10万年、核融合ロケットでも100年以上かかってしまう。したがって、飛行期間を40-60年以下にしたい有人恒星ミッションには、核融合ロケットとは別の、たとえば、物質・反物質消滅推進機(光子ロケット)などによる、光速の10%以上の巡航速度を達成できる推進機が必要である[1].

4. 各種核融合ロケットの課題

核融合推進の課題は、地上における発電用核融合炉の課題である。高ベータプラズマの閉じ込め・加熱・維持等ほとんど共通している。発電炉として成立たない限り、推進機への利用は望めない。宇宙では、高速大容量真空排気および超伝導磁石の真空断熱に関しては大幅に軽減される一方、最終的放熱はすべて輻射にたよらざるを得ない。さらに、高性能の宇宙推進機とするためには、前述のように軽量化が重要な要件である。

1) 磁場核融合ロケットにおける課題

開放端系磁場閉じ込めの代表的な方式であるタンデム

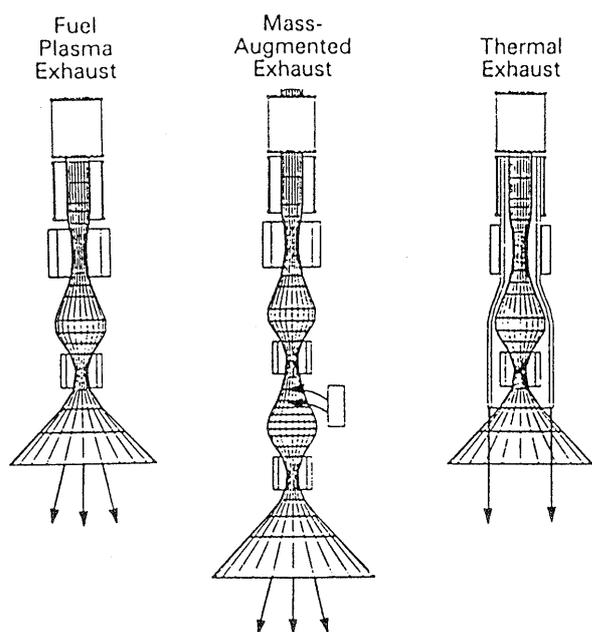


Fig. 8 Flexible operating modes available to open magnetic fusion rocket [21].

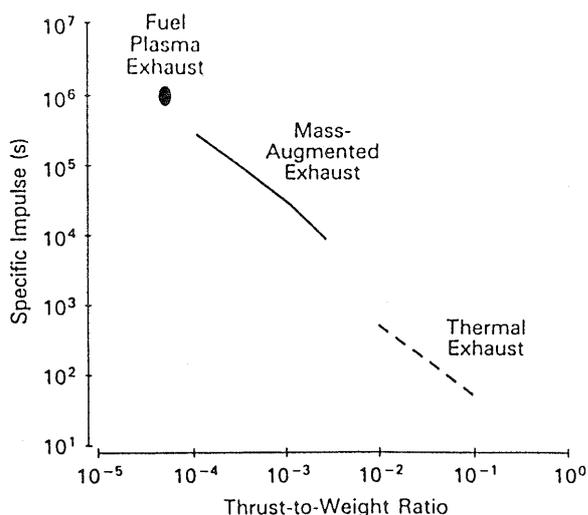


Fig. 9 Trade-off between specific impulse and thrust-to-weight ratio in a typical open magnetic fusion rocket [21].

ミラー型では、ミラー端からのプラズマ損失を静電位により抑える。実験的には、現在までに高周波加熱により 10 keV のイオン温度が達成され、D-D 反応による中性子が検出されている [26]。電位形成によるエネルギー閉じ込めの大幅な改善がみられ、古典的クーロン衝突理論からの予測と矛盾のない結果が得られている [27]。より高密度領域での電位形成が最大の課題である。4 重極磁場コイルによる巨視的安定化は実証されている [28]が、

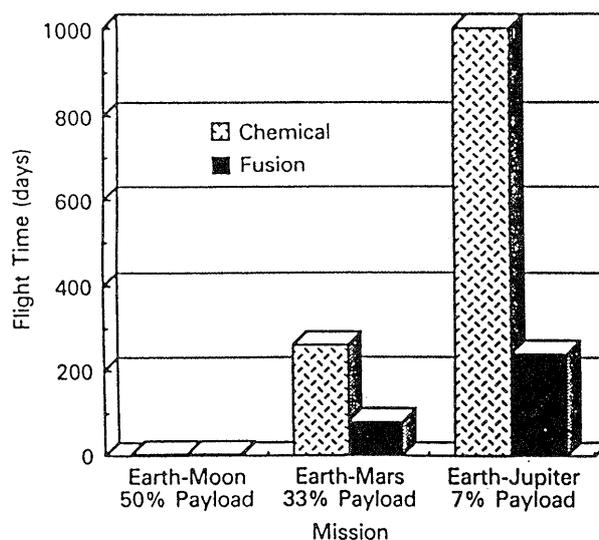


Fig. 10 Comparison of trip times of chemical rocket and fusion rocket with a fixed payload ratio for missions from earth orbit to Mars and Jupiter orbits [21].

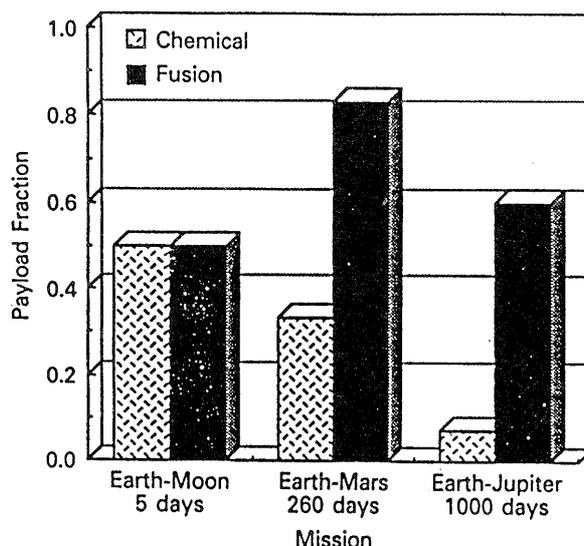


Fig. 11 Comparison of payload ratios of chemical rocket and fusion rocket with a fixed trip time for missions from earth orbit to Mars and Jupiter orbits [21].

システム全体の小型化のためにコンパクトな巨視的安定化方法に関する一層の研究が必要である。

FRC は小型のトーラスプラズマが開放端のミラー磁場中に形成されるので、推進機への適用性はよい。70-80%の高ベータプラズマが期待でき、比較的小型のため推進機としての性能向上が期待される。推進用ではないが、FRC 核融合発電炉としての概念設計された「アルテミス」[23]を基礎として、推進機としての概念設計

がなされている[24]。この方式の最大の課題はラーモア半径に比べて充分大きなプラズマでは傾斜型不安定性が理論的に予想されていることである。幸いなことに実験的にはなぜか安定であるとの報告がなされている。今後、より高い磁気レイノルズ数（高電気伝導度で大口径）のプラズマに対して傾斜型安定性に関する実験が必須である。

ダイポール磁場核融合[25]は、非常に簡単な磁場構成であり、魅力ある推進機が期待される[6]。しかし、ごく最近の提案であり巨視的安定性や高ベータのプラズマ閉じ込めに関する実験データベースがまだほとんどない。早急に基礎実験的に研究する必要がある。実際に核融合反応が起きた場合の浮遊超伝導リング冷却の自己維持は、理論的検討がなされているが、実験的には大きな課題である[6, 29]。

2) 慣性核融合ロケットにおける課題

レーザー核融合研究は爆縮の物理的解明とともにレーザー技術、ペレット技術、爆縮計測技術、計算機シミュレーション技術等の進歩により、大量の中性子発生や固体密度の600倍の超高密度爆縮プラズマの達成等顕著な進展がなされている。課題としては、高速繰返しの短波長レーザーの大出力化やレーザーの発振効率の上昇のほか、球対称爆縮のためのレーリ-テラー不安定の抑制である。最近、極短パルス高強度レーザーによる高速点火方式が提案されている。この方式では先に入射したレーザーにより高密度プラズマを生成し、そこへ極短パルス超高強度レーザーを入射し高速電子による追加加熱により点火条件を達成するシナリオである。これにより爆縮の球対称性に対する極めて厳しい従来の要求が大幅に緩和され、ペレットゲインの増大化が図られる。加えてD-³He燃料が採用できれば、安全性などからも魅力ある慣性核融合ロケットが期待できる。

3) 磁場核融合推進および慣性核融合推進に共通する課題

ほとんどすべての核融合ロケットでは磁気ノズルを利用しているが、地上の実験室と異なり宇宙では磁力線に開放端はなく推進機本体に戻ってくる。したがって、プラズマ（イオンと電子）が磁力線からうまく脱離してくれないと困る。ラーモア半径の違いから電子は磁力線に沿って本体にもどる傾向が強い。チャージアップや放電による本体の損傷あるいはイオンの減速がおこらないように工夫する必要がある。基礎実験が必要であるが真空容器壁の存在が現象を複雑にすることが予想され、実験室での実験には注意が必要である。

5. まとめ

有人宇宙ロケットにとって重要な性能要件をまとめると、(1)高比推力 (10^2 - 10^6 sec), (2)高比出力 (1-10 kW/kg), (3)広範囲の推力制御性, (4)飛行中ばかりでなく発射・到達地点付近における人体の放射線に対する安全性の確保と放射化材料の低減である。

月面における³He資源の存在 (10^9 kg ~ 10^{10} MWyear)と採取の容易さ、将来的には木星や土星などの巨大ガス状惑星における³Heの潤沢さを考えると、宇宙における高効率直接発電が可能な開放端系磁場閉じ込め方式によるD-³He核融合ロケットが最も有望である。最近、地上における核融合プラズマ研究が大きく進展し、上記の要件を満たすD-³He核融合宇宙推進機が展望できる段階にきた。今、まさにD-³He核融合を目指した基礎研究を一層進める時期である。

謝辞

この解説をまとめるにあたって宇宙科学研究所の栗木恭一教授、核融合科学研究所の百田弘教授および田島輝彦博士となされた有益な議論に感謝します。本研究は文部省核融合科学研究所における客員研究および東北大学電気通信研究所共同プロジェクト研究の援助により遂行されました。

参考文献

- [1] 栗木恭一：宇宙環境の利用，丸善(1988)。
- [2] L. W. Alvarez, *Mass Extinctions Caused by Large Bolide Impacts*, Phys. Today, July, 24(1987).
- [3] E. Stuhlinger, *Ion Propulsion for Space Flight*, MacGraw-Hill Book Co. (1964)。
- [4] 富田信之：宇宙システム入門，東京大学出版会(1993)。
- [5] J. W. Cornelisse *et al.*, *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*, Pitman Pub. (1979).
- [6] E. Teller *et al.*, *Space Propulsion by Fusion in a Magnetic Dipole*, Fusion Technology **22**, 82 (1992).
- [7] G. W. Englert, *Toward Thermonuclear Rocket Propulsion*, New Scientist **16**, 307 (1962).
- [8] J. L. Hilton, *Plasma and Engineering Parameters for a Fusion Powered Rocket*, IEEE Trans. on Nucl. Science, **NS10**, 135 (1963)。
- [9] 河島信樹，長友信人，栗木恭一：宇宙推進用動力源としての核融合炉，核融合研究 **31**, 241 (1974)。
- [10] 核融合反応の活用技術に関する調査報告：2.7章核融合推進ロケット，(社)日本原子力産業会議(昭和63年)。
- [11] J. R. Roth, *A Preliminary Study of Thermonuclear*

- Rocket Propulsion*, J. of the British Interplanetary Society **18**, 99 (1961).
- [12] J. R. Roth, *Fusion Power for Space Propulsion*, New Scientist p.125 (April 20 1972)
- [13] F. Winterberg, *Rocket Propulsion by Thermonuclear Micro-Bomb Ignited with Intense Relativistic Electron Beams*, Raumfahrt Forschung **5**, 208 (1971).
- [14] A. R. Martin and A. Bond, *Project Daedalus : The Propulsion System*, J. of the British Interplanetary Society, S5-S191 (1973).
- [15] R. Hyde, L. Wood, and J. Nuckolls, *Prospects for Rocket Propulsion with Laser-Induced Fusion Microexplosions*, AIAA Paper No.72-1063 (1972) ; R. A. Hyde, *A Laser Fusion Rocket for Interplanetary Propulsion*, IAF-83-396 (1983).
- [16] C. D. Orth *et al.*, *The VISTA Spacecraft - Advances of ICF for Interplanetary Fusion Propulsion Applications*, UCRL-96676 Preprint (1987); *12th Symp. Fusion Engineering* (1987).
- [17] L. J. Wittenberg, J. F. Santarius and G. L. Kulcinski, *Lunar Source of ^3He for Commercial Fusion Power*, Fusion Technology **10**, 167 (1986).
- [18] G. L. Kulcinski and H. H. Scmitt, Fusion Technology **21**, 2221 (1992).
- [19] S. K. Borowski, *A Comparison of Fusion/Antiproton Propulsion Systems for Interplanetary Travel*, *23rd Joint Propulsion Conference*, AIAA Paper No.87-1814 (1987).
- [20] J. F. Santarius, *Lunar ^3He , Fusion Propulsion, and Space Development*, *Proc. 2nd Symp. on Lunar Bases and Space Activities of 21th Century* (1988), Univ. of Wisconsin Report UWFD-764.
- [21] R. F. Post and J. F. Santarius, Fusion Technology **22**, 13 (1992).
- [22] R. Chapman *et al.*, *Fusion Space Propulsion with Field Reversed Configuration*, Fusion Technology **15**, 1154 (1989).
- [23] H. Momota *et al.*, Fusion Technology **21**, 2307 (1992).
- [24] H. Nakashima *et al.*, *Conceptual Design Study of Field Reversed Configuration (FRC) Fusion Rocket*, *Proc. US-Japan Workshop on Physics of D- ^3He Fusion* (1994).
- [25] A. Hasegawa *et al.*, Fusion Technology **22**, 27 (1992).
- [26] Y. Kiwamoto *et al.*, Phys. Plasmas **3**, 578 (1996).
- [27] T. Tamano, Phys. Plasmas **2**, 2321 (1995) .
- [28] M. Inutake *et al.*, *Confinement Scaling, Heating and Stability in the GAMMA 10 and HIEI Tandem Mirrors*, Nuclear Fusion Suppl. 1993 (IAEA, Vienna) Vol. II, p.651.
- [29] J. M. Dawson, *Advanced Fusion Reactors*, Fusion Vol. 1, Part B, E. Teller Ed., Academic Press, New York (1981).