

亜光速ロケットの可能性

Feasibility of Sub-Light Speed Rocket

荒川 義博*

Yoshihiro Arakawa

1. はじめに

将来、亜光速ロケットは実現するであろうか？SFの世界ではすでに光速に近い速さで航行するロケットは描かれているようだが、現実にはどうであろうか？たとえ理論的に実現可能であるとしても、いかなる技術的問題が存在し、いかなる条件が課せられることになるであろうか？また、光速に近い速さは困難であるにしても、現在あるいは近い将来の技術的水準で実現可能なロケットはどの程度の速さが得られ、またそれはいかなるタイプの推進システムであろうか？

本稿では、はじめにロケットの一般的な特徴と先端の宇宙推進の現状を述べて、将来の亜光速ロケットの可能性を展望してみよう。

2. ロケットの一般的特徴

相対論を考慮した、静止系からみたロケットの運動方程式は、

$$d\left(\frac{Mu}{\sqrt{1-u^2/c^2}}\right) = -\frac{v-u}{(1-uv/c^2)} d\left(\frac{M}{\sqrt{1-u^2/c^2}}\right) \quad (1)$$

で表される¹⁾。ここで、Mはロケットの静止質量、uはロケットの速度、vはロケットからみた推進剤の排気速度、cは光の速度である。式の変形を行うと

$$\frac{dM}{M} = -\frac{du}{v(1-u^2/c^2)} \quad (2)$$

が得られる。初期質量 M_i のロケットが一定排気速度vで静止状態からuまで加速されたものとする、(2)式の積分から

$$\ln \sqrt{\frac{1+u/c}{1-u/c}} = \frac{v}{c} \ln \frac{M_i}{M} \quad (3)$$

が得られる。特に $u \ll c$ の場合は、よく知られたロケットの関係式

$$u = v \ln \frac{M_i}{M} \quad (4)$$

が得られる。これらの関係を図示すると図-1のようになる。u/cは、 M_i/M が増大するにつれて大きくなり、またこれは当然のことではあるがvが大きいほど大きくなっている。この図から明らかなように、相対論的な影響が現れるのは、ロケットの速度が光速の1/10以上になってからであり、後述の速度領域 $u/c < 0.1$ では差がみられない。従って、以降の議論では相対論を考慮しないことで話を進めよう。

ロケット推進の性能をあらわすパラメータとして比推力 (specific impulse) がよく使われる。比推力は単位推進剤重量あたりの推力と定義され、

$$I_{sp} = F/\dot{m}g = v/g \quad (5)$$

で表される。ここで、 I_{sp} は比推力 (秒の単位で表される)、Fは推力、 \dot{m} は推進剤質量流量、gは地上における重力加速度である。(5)式にみられるように、比

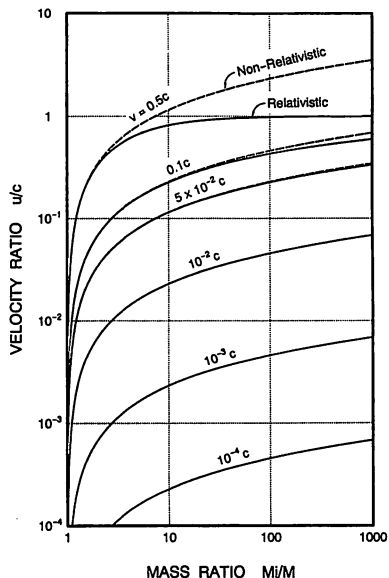


図-1 速度増分と質量比 M_i/M の関係

* 東京大学工学部航空宇宙工学科教授
〒113 東京都文京区本郷7-3-1

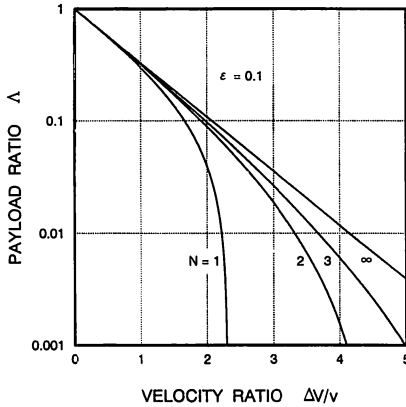


図-2 ペイロード比に及ぼす速度比 $\Delta V/v$ の影響

推力は排気速度に比例する。ロケットの初期質量を $M_i = M_p + M_c + M_p$ (6) で表されるものとしよう。ここで、 M_p はペイロード質量、 M_p は推進剤質量、 M_c は構造質量である。この状態から、ロケットが推進剤がなくなるまで加速されて速度増分 ΔV を得たとすると、ペイロード比 $\Lambda = M_p/M_i$ 、構造係数 $\epsilon = M_c/(M_p + M_c)$ を用いると、(4) 式から

$$\Delta V = -v \ln \{ \epsilon + \Lambda(1 - \epsilon) \} \quad (7)$$

が得られる。この式は単段ロケットの場合であるが、一般にN段ロケットの場合には、

$$\Delta V = -Nv \ln \{ \epsilon + \Lambda^{1/N}(1 - \epsilon) \} \quad (8)$$

が得られる²⁾。ただし、排気速度、構造係数ともに段によって変わらないものとする。図-2は、 $\epsilon = 0.1$ の場合の Λ と速度比 $\Delta V/v$ の関係を表したものである。この図からわかるように、ロケットが多段になるにつれて速度比の限界値は大きくなっている。しかしなが

ら、 $\Lambda = 0.001$ とした場合においても、速度比は、 $N = 1, 3$ の時でそれぞれ2.3, 5にすぎず、速度増分が排気速度に比べて1桁以上大きくなることはたいへんむずかしい。従って大きな速度増分を達成するには比推力を高めなければいけないということになる。

話は本敲での本筋から若干それるが、速度増分について述べてみたい。本敲での速度増分とはロケットの理想速度と呼ばれるものであり、真空、無重力の状態ですべての飛行時に得られる速度を指し、初期速度が0の場合には最終到達速度を表している。しかしながら、深宇宙航行用のロケットならともかく通常ロケットは二次元、三次元的な軌道を描き、また加速・減速を繰り返す。従って一般には、速度増分とは、それぞれの推力作動段階iで得られた ΔV_i の絶対値の和を指す。表1にそれぞれの宇宙ミッションを遂行するのに必要な速度増分を示す。例えば地上から低高度軌道(LEO)までの ΔV は7.6km/s、LEOからGEO(静止軌道)では4.2km/sである。LEOから0.7年で火星周回軌道へ入るミッションでは $\Delta V = 5.7$ km/s であり、これを比推力500秒(排気速度約5 km/s)の単段ロケットで行うとした場合には、ペイロード比は約0.3となり、十分に遂行可能なロケットであると言える。これに対して、LEOから海王星の周回軌道へ5年で入るミッションの場合には、比推力500秒のロケットでは多段にしても遂行不可能となり、1桁以上高い比推力の推進システムをもつロケットが必要であるということになる。

化学推進の場合、排気速度は、

$$v = C_f \cdot C^* \quad (9)$$

で表される。 C_f は推力係数であり、ノズルの性能を表す指標となり、膨張比にもよるが、通常1~2の範

表1 典型的な宇宙ミッションの必要速度³⁾

Mission	ΔV , km/s
Earth surface to LEO	7.6
LEO to GEO	4.2
LEO to Earth escape	3.2
LEO to lunar orbit (7 days)	3.9
LEO to Mars orbit (0.7 yr)	5.7
LEO to Mars orbit (40 yr)	85.0
LEO to Neptune orbit (29.9yr)	13.4
LEO to Neptune orbit (5 yr)	70
LEO to solar escape	8.7
LEO to 1000 AU (50 yr)	142
LEO to α -Centauri (50 yr)	30,000

囲にある。C*は特性排気速度であって、簡単な一次元ノズル流の計算から

$$C^* = \frac{\sqrt{\kappa RT}}{\kappa \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}} \quad (10)$$

が求められる⁴⁾。ここで、 κ 、R、Tは、それぞれ、燃焼ガスの比熱比、ガス定数、温度であり、これらの値は化学平衡計算によって求められる。液体酸素・液体水素の組合せの場合には、液体ロケットエンジンのなかで最も高いC*が得られるが、それでも高々2.5km/sであり、500秒以上の比推力を得ることはむずかしいものである。しかしながら、今日の宇宙開発の現状を考えれば、その大部分が地球近傍のミッションで、必要速度は15km/s以下であり、ペイロード比は低くなるが比推力400秒程度の化学推進でも十分に遂行できる。

3. 先端的宇宙推進の現状

3.1 原子力推進

60年代に米国で開発され、地上試験まで行われたNERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) 計画の原子力ロケットエンジンは⁵⁾、核分裂で得られる熱エネルギーを利用して、推進剤を加熱・加速するもので、約800秒と高い比推力が得られている。これは、推進剤に水素のみを使用しているためであって、安定かつ安全な作動を考慮して、ガス温度は2,500Kと低めに抑えられているものの、その平均分子量は2以下と小さく、これが高いガス定数につながり、(10)式(原子力推進にも適用できる)から得られるC*は化学推進の2倍程度の高い値を示すことになる。熱解離を含む化学平衡の計算から求めた比推力の結果の一例を図-3に示す。横軸は単位推進剤流量あたりの熱入力である。入力密度が大きくなるにつれて、ガス温度が上昇し、比推力が上昇することがわかる。NERVAのエンジンでは、入力密度が35MJ/kg程度であるので、比推力が800秒程度と計算される。現在米国において軌道間輸送や有人火星探査ミッション用にと計画されている原子力エンジンは⁶⁾、炉心の改良によりガス温度を3000Kまでに高めることが可能とされ、この図からわかるように、これは入力密度を50MJ/kgまでに高めたことあたり、これによって950秒程度の比推力が得られるという結果になる。こうした原子力エンジンの宇宙航行ミッションへの適用は、飛行時間の短縮につながるばかりでなく、図-2に

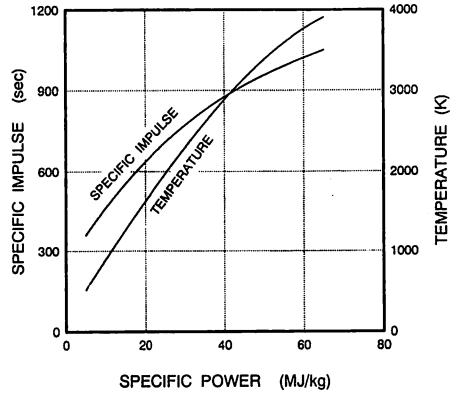


図-3 原子力推進における比推力と入力密度の関係

示されるように、高い比推力がペイロード比の改善をもたらし、運用コストの大幅な低減を可能にするものであろう。さらに比推力を高めるという点については、固体炉心の原子力エンジンの場合には、燃料を含む炉心材、炉心保持部などの材料の耐熱性の問題から、これ以上ガス温度を高めることは困難とされ、より技術的にはむずかしいガス炉心の出現を待たなければならない。

3.2 電気推進

さらに高い比推力を発生するものとして、電気推進がある。これは、太陽電池、原子力電源などで得られた電気エネルギーを推進剤に注入し、プラズマを発生させ、ローレンツ力や静電力を利用して高い比推力を得ようとするものである。電気推進の歴史は30年にも及び、これまで数多くの推進機が考案されてきたが、現在も研究開発が進められている加速方式の異なる代表的なものを3つ簡単に紹介しよう。

電熱加速型には、推進剤の加熱に電熱線の抵抗の発熱を利用したレジストジェット、マイクロ波により加熱を利用したもの、アーク放電による加熱を利用したアークジェットなどがある。原理的には、化学推進における化学反応エネルギーが外部から加えられる電気エネルギーに置き換わったものに相当し、加熱された高温ガスがノズルで空力的加速を受ける。これらのなかで、アークジェットは、実用化に最も近いといわれ、日本、欧州、米国で盛んに研究開発されている。入力レベル、推進剤の流量・種類の組合せにもよるが、電気推進では比較的比推力の範囲 ($I_{sp}=500\sim 2,000$ 秒) 及び比較的高い推進効率 ($\eta=30\sim 60\%$) が得られる推進機である。このような比推力レベルの推進機は、限られた電気入力Pのもとで、推力が

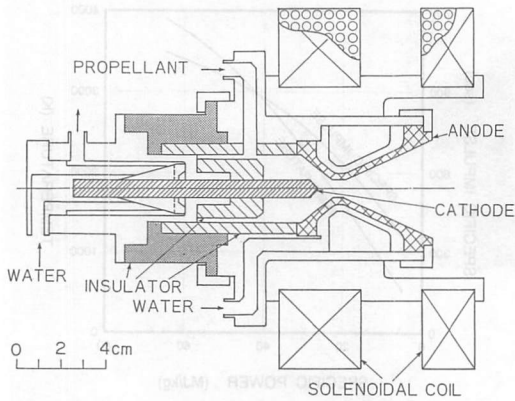


図-4 外部磁場型MPDジェット推進機⁷⁾

ながら、この J^2/\dot{m} がある限界値を越えると、不安定な放電や電流集中を引き起こし、電極の損耗の急激な上昇を招くため、比推力に上限があるものと言えよう。またソレノイドコイル、永久磁石等による外部磁場を放電領域に印加して、これにより生じたホール電流と外部磁場との作用による電磁加速を利用するMPDジェットもある(図-4参照)。水素を推進剤とした場合には、比推力は10,000秒程度に達することが可能である⁷⁾。MPDジェットはイオンエンジンに存在する空間電荷制限電流のような制約を受けないため、推力密度を高くとることが可能で、宇宙用原子力電源との組合せで惑星間航行等の宇宙機に用いられる高出力な推進システムとして大いに期待できよう。

静電加速型の代表的なものにイオンエンジンがあげられる。図-5に電子衝撃型のイオンエンジンの一例を示す。アーク放電により推進剤を放電室内でプラズマ化し、2枚ないし3枚のグリッドで構成される引出し電極部よりイオンビームを下流へ加速して排出する。またこれと同時に、放電部が負荷だけを持たないようにするため、中和器と呼ばれる電子ビーム源よりイオンと同数の電子を放出する。一般にイオンエンジンの推進効率は比推力4,000秒の時約70%と高く、さらに高い比推力が得られるように加速電圧を上げていくと、プラズマ生成のための放電損失の割合が低下し、より高い推進効率が得られるようになる。このように高い推進効率をあげることはイオンエンジンの場合比較的容易であるが、その一方で、空間電荷制限電流というものが存在し、大きな推力の達成には主として口径の増大に頼るしか方法がない。しかしながらこれも、グリッドの熱的、構造的要因から口径/間隙の比に限りがある⁸⁾。比推力の小さい範囲においては、比較的low thrustの推進機なので、衛星の姿勢制御や軌道保持のためのいわゆる二次推進システムに用いられる。また加速電圧を上げて高比推力動作にすれば、推進効率の上昇と共に空間電荷制限電流則からビーム電流の増大が可能で、これをクラスター化した高出力推進システムは、 ΔV の大きい長期作動ミッションの主推進に適したものと考えてよいであろう。

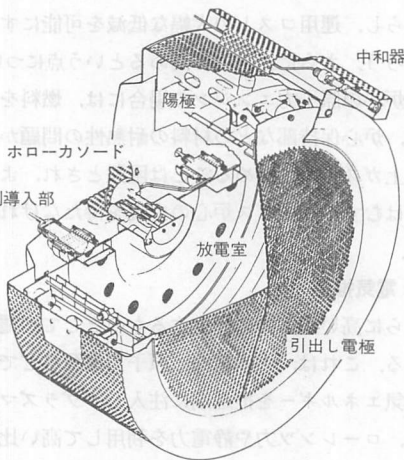


図-5 電子衝撃型イオンエンジン (NASA LeRC)

$$F = \dot{m}v = 2 \eta P/v \quad (11)$$

となることから、できるだけ大きな推力を必要とするミッションに適している。

電磁加速を主な加速機構とする推進機に、MPD (magnetoplasmadynamic) ジェットがある。推進剤をアーク放電によって加熱、電離した上に、放電電流とそれによってできる誘導磁場とのローレンツ力によって加速する。この体積力を放電領域にわたって積分した電磁推力 F_m は

$$F_m = bJ^2 \quad (12)$$

で表される。ここで、 J は放電電流、 b は電流分布、電極形状に依存する係数であるが、およそ 10^{-7}H/m である。この式からわかるように、 F_m が放電電流の二乗に比例して増大し、推進剤流量に依存しないことから、比推力は J^2/\dot{m} に比例して大きくなる。しかし

4. 亜光速ロケットの展望

次に比推力のレベルをさらに高めて、光速の $1/10 \sim 1/100$ 程度の亜光速航行を可能にする推進システムについて考えてみよう。

先に述べたように亜光速航行を行うためには、 $v \sim$

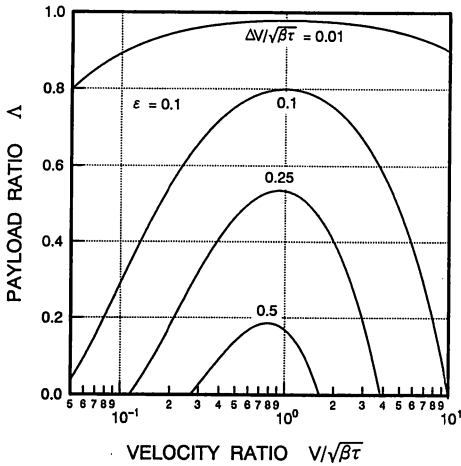


図-6 ペイロード比と速度比 $v/\sqrt{\beta\tau}$ の関係

u になるような大きな比推力を発生する推進システムの実現が前提となる。これまでに研究開発され、実用化されようとしているもののなかでは、イオンエンジンのみがその可能性を持っていると考えてよいであろう。現在開発中のイオンエンジンの比推力は10,000秒未満であるが、加速電圧を500kV程度までに上げることにより、 10^6 秒（イオンの速度が光速の1/30に相当する）まで高めることが可能である。しかしながら、電気推進を用いたロケットや宇宙機の場合には、推進剤の他に電源の搭載が必要になるため、必ずしも高い比推力が、ペイロード比を大きくし、ミッションを成立させるという結果が得られるわけではない。電源質量を M_{pwr} とすると、ロケットの初期質量は

$$M_i = M_{p1} + M_{pwr} + M_c + M_p \quad (13)$$

となる。ここで、 M_{pwr} は電力にほぼ比例するものとみなせるので、

$$P = \alpha M_{pwr} \quad (14)$$

と表される。 α は定数である。また推力作動中において、推力、流量ともに一定であるとした場合、

$$M_p = \dot{m} \tau \quad (15)$$

となり、排気ビームのパワーは

$$P_b = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 = \eta P \quad (16)$$

で表される。これらの式を (4) 式に代入して整理すると、以下の式が得られる。

$$\Lambda = \exp\left(-\frac{\Delta V}{v}\right) \left(\frac{v^2}{\beta\tau} + \frac{1}{1-\epsilon}\right) - \left(\frac{v^2}{\beta\tau} + \frac{\epsilon}{1-\epsilon}\right) \quad (17)$$

となる。ただし、 $\beta = 2\alpha\eta$ である。この Λ の v に対する関係を示したのが図-6である。 ΔV の値が小さい

場合、すなわち速度増分が小さいミッションの場合では、 Λ は v によらず、比較的大きな値を示している。これに対し、大きな ΔV を必要とする場合、 Λ の値は v によって大きく左右され、 v の最適値が存在する。 v がそれ以上に大きくなると、 Λ は負の値をとるようになり、このことはミッションとして成立しないことを意味する。これは、比推力の増加が推進剤質量の低減による利得よりも電源質量の増加による損失が大きいためである。図から明らかのように比推力の最適値は近似的に

$$v_{opt} \sim \sqrt{\beta\tau} \quad (18)$$

で表わすことができ、これを満足するように推進機の機種や作動パラメータを設定しなければならない。太陽電池を用いた電気推進はSEP (Solar Electric Propulsion) と呼ばれ、人工衛星や宇宙ステーションなどの姿勢制御、軌道保持、軌道間輸送などの地球近傍ミッションに用いられ、数年以内に宇宙で運用されようとしている。現段階での典型的な値 $\alpha = 80W/kg^9$ 、 $\eta = 0.7$ を用いると、1年 ($\tau = 3.2 \times 10^7$ 秒) の作動では、 $v_{opt} \sim 60km/s$ となる。

次に、 ΔV の非常に大きなミッション、例えば恒星間飛行ミッションを可能とするような亜光速ロケットについて考えてみよう。この場合には太陽光エネルギーが利用できないので原子力電源を利用する。こうした電気推進はNEP (Nuclear Electric Propulsion) と呼ばれる。電源質量についてみると、現在米国で開発中の電気出力100kW級の宇宙用原子力電源SP-100では $\alpha \sim 36W/kg$ とSEPに比べて優れているわけではない⁵⁾。しかしながら、電源質量の大部分を占めるのは、熱放射板などのエネルギー変換に関係した部分であって、コンバータの変更や変換効率の向上を計ればかなり電源質量を低減することは可能であるものとみられる。例えばランキンサイクルを用いた方式では $\alpha = 3.8kW/kg$ になるとの予測¹⁰⁾もあり、今後の技術革新のいかんでは $\alpha = 10kW/kg$ 程度は充分に可能であるものと考えられる。イオンエンジンの効率を100%として、50年の宇宙航行を設定すると、 $v_{opt} \sim 5.62 \times 10^6 m/s$ となる。これらの値を(17)式に代入し、構造質量も現在のレベルより1桁低い $\epsilon = 0.01$ が実現できたとしても、 $\Lambda \geq 0$ を満足するロケットの速度増分は $4.5 \times 10^6 m/s$ となり、この値は光速の僅か1.5%にすぎない。従って、NEPでは50年かけても1光年の距離を飛行できないという結論が得られ、惑星間航行までの推進システムという感がある。

核融合推進は、60年代から70年代にかけて米国の原子力研究機関で基本計画や原理を主体とした研究が進められ、また70年代半ばには英国惑星間協会（British Interplanetary Society）のメンバーが中心となって、Daedalus計画が発足し、以後50年の技術革新の範囲内で可能となりうる推進装置の概念設計が行われた¹¹⁾。重水素、ヘリウム3を燃料とした粒子ビームやレーザービームによる慣性核融合を行い、発生した熱エネルギーを磁場によって軸方向運動エネルギーに変換し、その反作用として推力が得られるというものである。図-7にレーザービームによる慣性核融合パルス型エンジンの概念図を示す。D-He³を主成分とする燃料ペレットを推進剤とした場合には、比エネルギーは 0.6×10^{14} J/kg となる。これにより理論的に可能な比推力は 10^8 秒であるが、反応に於ける損失、エネルギー変換での損失などを考慮すると、 1.4×10^5 秒と計算され、これで得られる飛行速度はNEPシステムで得られるものと同程度になる。

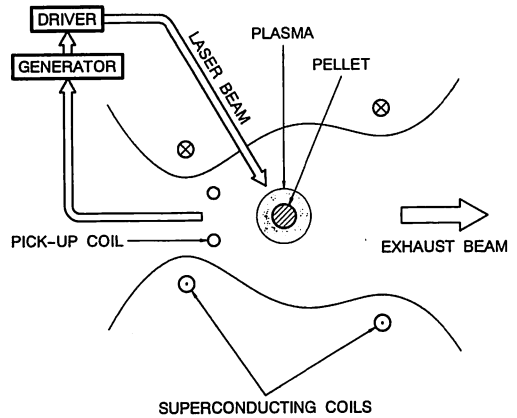


図-7 レーザー核融合推進の概念

反物質推進は、通常物質と反物質の対消滅によって発生するエネルギーを利用するもので、比エネルギーが 9×10^{16} J/kg と化学推進に比較して 10^8 倍、核融合に対しても200倍と極めて大きい。図-8に示すように、陽子と反陽子の反応より生じた正負に荷電した高エネルギーのパイ中間子を強力な磁場で推力発生方向に偏向させる。これにより光速に近い排気速度が得られるため、恒星間飛行を可能にする唯一の宇宙推進装置であると言える。またわずかな反物質でも、反物質に水素等の推進剤を加えることにより、電気推進と同程度の比推力で化学推進相当の推力の発生が可能となるため、地球近傍のミッション、有人惑星ミッションなど適用範囲は広い。最近10年間米国を中心として理論研

究が活発に行われるようになってきた。今後克服すべき技術課題は数多いが、なかでも反物質をいかに効率よく、かつ安価に製造できるか、また長期にわたる宇宙航行ミッションに必要な量の反物質をいかに軽量の容器に貯蔵できるかが鍵になるものと思われる。仮に推進剤の10倍の質量が容器に要した場合には、エネルギー変換効率が100%としても、達成できる飛行速度は排気速度の10%以下になる。

5.まとめ

以上宇宙推進の特徴と現状を概観し、亜光速ロケットを可能にする推進システムの条件や課題を検討してきた。現在宇宙開発は宇宙利用という観点からは端を発したばかりであって、宇宙航行のためのロケット推進も化学推進のみである。高比推力の電気推進は数年内に実用化されようとしている段階であるが、主流なものになるにはしばらく時間を要するであろう。従っ

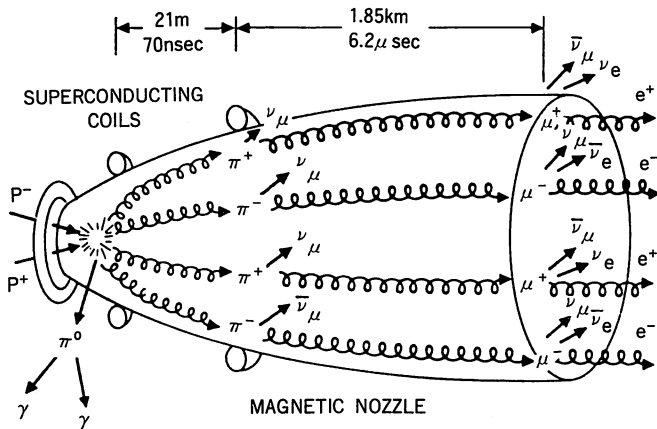


図-8 反物質推進の概念¹²⁾

て、亜光速ロケットの本格的な研究開発はその先の段階になるであろう。本稿の議論のなかで得られたことは、光速の1%程度のロケットはイオンエンジンなどを用いた既存の推進技術の範囲で十分に可能であること、それ以上の飛行速度を得るには反物質推進の利用が不可欠であるということである。しかしながら、これを実現するには、技術的なブレークスルーが必要であり、地道な基礎研究の積み重ねが今後ますます重要になってくる。

参考文献

- 1) Stuhlinger, E. ; Ion Propulsion for Space Flight (1964) McGraw-Hill Book Co.
- 2) Cornelisse, J.W., et al.; Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics (1979) Pitman Pub.
- 3) Garrison, P. W., Stocky, J.F. ; Future Spacecraft Propulsion, Journal of Propulsion and Power Vol.4, No.6 (1988) 520~525.
- 4) Sutton, G. P.; Rocket Propulsion Element (1992) John-Wiley Sons.
- 5) Angelo, J. A., Jr., Buden, D. ; Space Nuclear Power (1985) Orbit Book Co.
- 6) Borowski, S.K., et al. ; Nuclear Thermal Rockets : Next Step to Space, Aerospace America June (1989) 16~29.
- 7) Sasoh, A., Arakawa, Y. ; Electromagnetic Effects in an Applied-Field Magnetoplasmadynamic Thruster, Journal of Propulsion and Power Vol.8, No.1 (1992) 98~102.
- 8) Wilbur, P. J., et al. ; Approach to the Parametric Design of Ion Thrusters, Journal of Propulsion and Power Vol.6, No.5 (1990) 575~583.
- 9) Cockran, C. D., et al. ; Space Handbook AU-18 (1985) Air University Press.
- 10) El-Genk, M. S., et al. ; System Design Optimization for Multimegawatt Space Nuclear Power Applications, Journal of Propulsion and Power Vol.6, No.2 (1990) 194~202.
- 11) Martin, A.R., Bond, A.; Project Daedalus: The Propulsion System, Journal of the British Interplanetary Society (1978).
- 12) Forward, R.L. ; Antimatter Propulsion, Journal of the British Interplanetary Society Vol.35 (1982) 391~395.

協賛行事ごあんない

第10回混相流レクチャーシリーズ

「機能性混相流体」開催ごあんない

〔主催〕 日本混相流学会
 〔協賛〕 化学工学会, 空気調和・衛生工学会他
 〔日時〕 平成5年6月3日(木)10:00~17:00
 〔会場〕 大阪市立大学文化交流センター
 (大阪市北区梅田1-1-3-1700)
 〔参加費〕 会員(協賛団体会員含む) 10,000円
 会員外 20,000円, 学生 2,500円

〔申込締切〕 5月31日
 〔申込先〕 日本混相流学会 企画運営委員会
 〒659 芦屋市公光町9-7-202
 (株)学術出版印刷内
 TEL 0797-38-3390, FAX 0797-38-3351

■問い合わせ先

関西大学工学部機械システム工学科
 大場 謙吉

TEL 06-388-1121 (EX 5793)