



4. 有人宇宙探査に向けた 大電力プラズマ推進機開発への挑戦

安藤 晃

東北大学工学研究科電気・通信工学専攻

(原稿受付：2007年2月1日)

人類が月以遠の惑星に向け旅立つためには、従来にない大出力の推進機が必要とされている。飛行時間の短縮を図るために、化学推進を利用した推進機より比推力の高い電気推進機を利用する必要がある。高い比推力を有しつつ、大きな推力を実現するためには推進機の大出力化が求められている。大電力での動作が期待される推進技術として本稿では、磁気ノズルを併用したMPDアークジェット技術と高周波プラズマ生成とイオン加熱および磁気ノズルを組み合わせたVASIMRエンジンの開発研究を概説するとともに、実機開発への課題について述べる。

Keywords:

space propulsion, plasma thruster, MPD, VASIMR, magnetic nozzle

4.1 まえがき

人類が宇宙に飛び出すためのロケット開発は、1960年代の米国と旧ソ連の宇宙開発競争によって本格的に始められた。その後、地球重力圏からの離脱のための大型化学ロケット推進技術と、宇宙空間での軌道遷移や離脱、姿勢制御に使われる小型推進技術の開発を経て、現在は宇宙ステーション建設や月面基地の建設に向け大きく発展を遂げている。

宇宙開発は地球周回軌道を離れ、月から火星へさらには太陽系惑星探査をめざした大型衛星開発など新たな段階を迎えている。このような宇宙探査ミッション、特に有人惑星探査では添乗する宇宙飛行士の安全上、ミッション自体の期間短縮が最重要項目であり、高速に移動できる宇宙推進システムが要求されている。

簡単なロケット方程式からわかるように宇宙船の最終到達速度は推進剤の排出速度のたかだか数倍程度に制限される[1]。したがって、従来の化学燃料ロケットでは噴出する高温状態のガス排出速度が数 km/s であることから、化学燃料を利用した推進機を搭載した衛星では深宇宙探査に必要な宇宙船速度が得られない。より高速の移動速度を得るためには燃焼以外の方法で燃料を加速し噴出する必要がある。すなわちプラズマを利用した電気推進システムが今後の深宇宙探査や有人探査計画では必要不可欠となる[1-6]。

では、単純に推進剤の排出速度の大きい、すなわち比推力 I_{sp} の大きい電気推進機を用いれば、深宇宙探査や有人惑星間飛行など次世代用ロケットとして使用可能な推進機が抱える問題がすべて解決するのであろうか。確かに、比推力の増加は推進剤質量の低減によるペイロード質量（ロ

ケットへの積載可能質量）の増加につながり、コスト削減につながる。さらに化学燃料ロケットなど低比推力の推進機では実現不可能だった速度増分を可能にし、深宇宙探査に必要な速度増分を、惑星引力を利用したスイングバイなどの手法を取ることなく推進機だけで実現できる。

ところが、電気推進機では燃料の排出速度 v の指標である比推力 I_{sp} が高い特徴をもつ一方で、単位面積あたりに発生できる推力 F が小さいという難点もあわせ持つ。これは、排出速度 v が増えるに従い、燃料排出時に得られる運動量 mv の変化（これが推力に対応する）よりも運動エネルギー $mv^2/2$ の消費量のはるかに大きくなることからわかる。つまり一定消費エネルギーの元では燃料排出速度が増えるに従って発生できる推力は減少していくことになる。

このように、高い比推力を有する電気推進機であるが、同時に大きな推力を持っていないと加速力が不足し、必要な速度増分を得るには長い加速時間を要することとなる。これはミッションの長期化を意味し、有人惑星間飛行にとっては致命的な欠点となる。結局、有人惑星探査のためには、比推力だけでなく推力も大きな推進機を開発するしか解はなく、したがってプラズマを利用した電気推進機を利用しつつ、供給電力や推進剤排出面積を増やして推力の増加をはかっていく必要がある。さらに、様々なミッションにとって最適な推進機の運用を行うことができる能力、すなわち推力や比推力の値を自由に变化させることのできる推進機が実現できれば宇宙航行の自由度は飛躍的に向上する。

月面基地計画の次のターゲットである有人火星探査ミッションには、主エンジンとしてこのような従来にない推進

性能を持ったエンジンの開発が必要とされている。その候補として考えられているのが、(i)磁場印加型MPD (Magneto-Plasma-Dynamic) 推進機、(ii)大口徑ホール推進機そして(iii)比推力可変型 VASIMR (Variable Specific Impulse Magneto-plasma Rocket) エンジン [7] である。

高比推力を保ちながら推力を高めるために大電力動作が必要であるが、MPD 推進機では大電流動作時でも高い推進効率を得られることと、外部磁場印加時に推力の増加が期待できる点が有利となる。ホール推進機はその高い推進効率と電源系の単純さから近惑星間ミッションの主要エンジンとして期待され、円形チャンネルの口径を大きくすることで大出力化をめざしている。さらに、VASIMR は電力一定のもとでプラズマの生成と加熱を制御することで、推力と比推力を可変にすることをめざしたエンジンであり、NASA の ASPL (Advanced Space Propulsion Laboratory) からスピノフした AARC (Ad Astra Rocket Company) 社 [8] および東北大学が中心となって開発が進められている。ホール推進機に関してはすでに 2 章で紹介されているので、以下ではプラズマ電磁加速が主要な加速機構として働く外部磁場印加型 MPD と、VASIMR 開発をめざした高速プラズマ流の高周波加熱と加速研究について紹介する。

4.2 磁場印加 MPD 推進機

MPD 推進機の加速機構の概略を図 1 に示す。MPD 推進機では、同軸上に配置された電極間に放電を起こし、そこに大電流を流すことによって放電電流の径方向成分 (J_r) と自己誘起磁場の周方向成分 (B_θ) による軸方向のローレンツ力 $f_z = J_r \times B_\theta$ 力が生じる。この力によってプラズマを高速に加速し排出することで推進力を得る。また同時に軸方向電流成分 J_z と B_θ の間に生じる $f_r = J_z \times B_\theta$ 力により中心部に向かった電磁力 (ピンチ力) が生じるため、陰極前面でのプラズマ圧を高め、空力的に軸方向へプラズマを押し出す効果も推進力に寄与している。この MPD 推進機は電磁加速型の代表的な推進機であり、推力および比推力が放電電流の 2 乗に比例して増大する特徴を持ち、電流値増加とともに凍結流損失 (推進剤の電離に使われるエネルギー) の割合が減るため推進効率も高くなる。このように大電力運転に適した動作特性を持つが、ある臨界電流値を超えると放電の不安定性や局所的な電流集中が生じ、電極損耗などを引き起こすことがある。

この MPD 動作時に外部磁場コイルを用いて軸方向磁場を印加すると、様々な効果がプラズマに作用する。まず、径方向電流成分 J_r と軸方向磁場成分 B_z との間に生じる $f_\theta = J_r \times B_z$ 力により周方向に回転する電磁力が働き、プラズマは回転流 (スワール) となる [9, 10]。この回転運動が電流の局所集中を回避するとともに、回転流となったプラズマが固体ノズルや発散型磁気ノズル配位中に入射する。ここで、角運動量保存則および回転運動エネルギーと軸方向運動エネルギーとのエネルギー保存則を満たすように、回転エネルギーが軸方向エネルギーへと変換され、プラズマの軸方向への加速力となる。さらに、電子のラーモア半径が電極間隔より小さくて電子のホールパラメータが十分

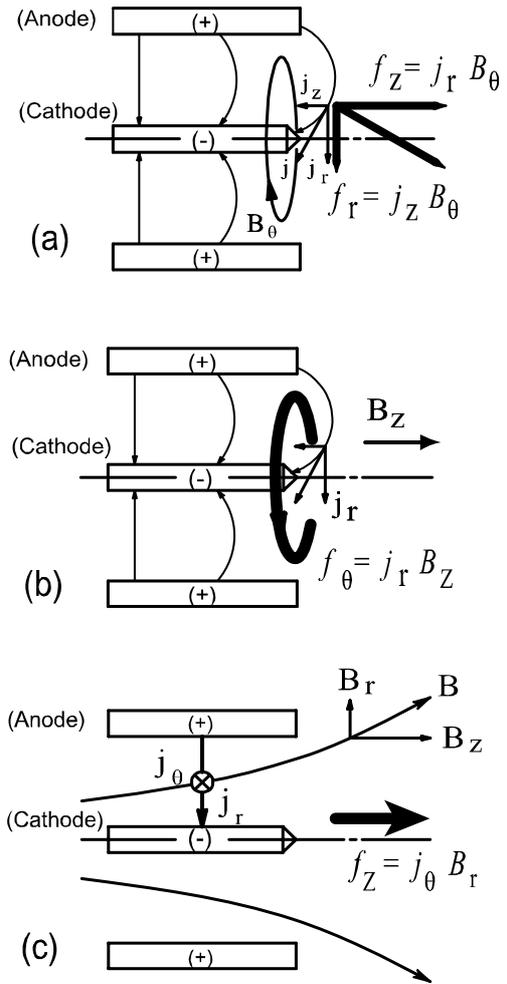


図 1 MPD 推進機の加速原理。(a)放電電流と自己誘起磁場による F_z と F_r , (b)軸方向磁場印加による F_θ , (c) 発散型軸方向磁場印加による j_θ と F_z 。

大きく ($\omega_e \tau_e \gg 1$)、一方で、イオンのホールパラメータが小さいあるいはラーモア半径が電極間より大きい時、電子のみが周方向に回転し、この電子ドリフトと反対方向に周方向電流 J_θ が流れる。この周方向電流と発散型ノズル状磁場の径方向成分 B_r との間に生じる $f_z = J_\theta \times B_r$ 力により軸方向の電磁力が働きプラズマが加速されることが期待される。

実際、MPD 装置に外部磁場発生用コイルを装着し、動作時の推力増加が直接測定されている [11-13]。しかしこの時プラズマに働く電磁力はどうなっているのか、また高密度プラズマでは反磁性効果によって内部磁場強度が弱められることが知られているが、これによる効果はどうかなど、外部磁場印加時における加速機構に関しては明確な機構解明は十分行われていない。

このような外部磁場印加型 MPD 推進機の出口部でのプラズマにはどのような電磁力が働いているのかを明らかにすることは、将来の大出力 MPD 推進機開発研究にとって必要不可欠なものである。そこで、外部磁場印加型 MPD プラズマ中に流れる電流分布と磁場分布を直接計測し、実際に作用している電磁力を評価した研究を、東北大学の HITOP 装置において行った結果を紹介する [14]。

MPD 出口近傍の電流場、磁場配位を直接計測するため、多チャンネルの磁気プローブアレイを製作し、2次元断面内における磁場の3軸方向成分計測を行った。磁場強度 $B_z = 0.87 \text{ kG}$ で一様な軸方向磁場を外部磁場コイルを用いて形成し、MPD を動作させてプラズマを生成したところ、中心部での B_z は反磁性効果により約1/3近くまで減少した(図2(a))。この時、MPD 近傍での密度は約 $1 \times 10^{15} \text{ cm}^{-3}$ 程度である。

一方、計測した磁場の3軸方向成分の空間分布より、 $j = (1/\mu_0)\text{rot}B$ を用いてプラズマ中を流れる電流分布を計算し、求めた電流および磁場の空間分布からプラズマに働く電磁力 ($F = J \times B$) を直接計算した結果を図2(b)に示す。

MPD 出口近傍の電磁力場を直接計測した例はこれまでになく、この計測が初めての結果であったが、電磁力の大きさは内向きに働く径方向成分 F_r が他の2成分に比べて2桁ほど高い値を示した。また、軸方向成分 F_z は、図2(b)を見るとわかるように、MPD 陽極出口下流では、予想に反して電磁力は流れと反対方向を向いており、加速力として寄与していないことが判明した。

ではなぜ軸方向成分 F_z はMPD 近傍で負の値をとったのであろうか。 $F = J \times B$ より $F_z = j_r B_\theta - j_\theta B_r$ となり、 F_z は2つの項から計算される。第1項 ($j_r B_\theta$) は常に正であるが、第2項 ($-j_\theta B_r$) は内向きの径方向磁場成分によって負の値をとる。つまり、一様磁場を外部から印加した場合には反磁性効果によって内向きの径方向磁場が発生し、その結果電磁力はかえって制動力として働いていることがわかった。

そこで、外部印加磁場を一様磁場形状から発散型磁場形

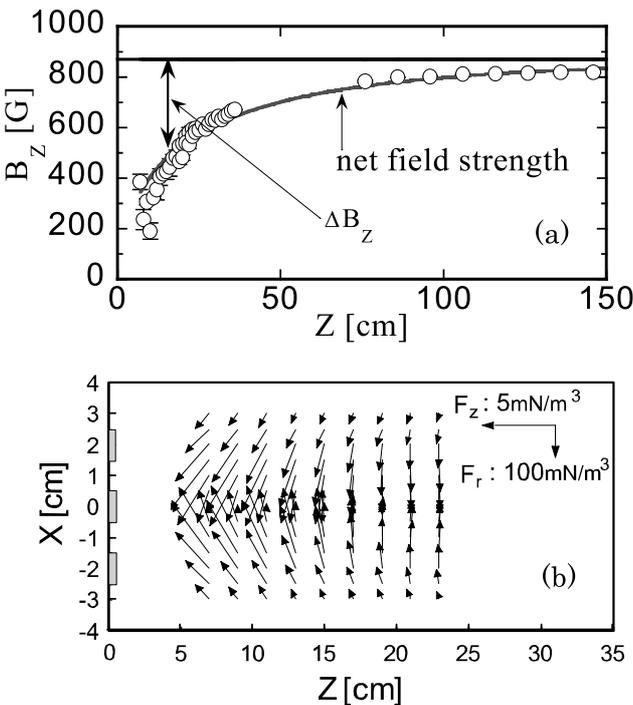


図2 (a)中心軸上の正味の磁場強度分布と (b)電磁力 (F_z , F_r) ベクトル空間分布 (外部一様磁場: $B_z = 0.87 \text{ kG}$)。

状へと変更し、プラズマ流中の径方向磁場の符号を反転させることを試みた。図3(a)に発散型磁場印加時における中心軸上の正味の磁場強度分布を示す。発散型磁場を印加してもMPD 近傍では強い反磁性効果が働くために収束型の磁場形状が形成されるが、少し下流領域では発散型形状へと移行し、実質的に収束発散形状のラバールノズル型磁場配位が自発的に形成されている。この時、先ほどと同様にして計測した電磁力分布を図3(b)に示す。この図から、磁場形状が収束型から発散型へと移行する領域において軸方向電磁力成分が負の値から正の値へと変化し、加速力が働き出すのが確かめられた。

また、外部磁場コイルによって積極的にラバール型磁場ノズル形状を重畳することによりプラズマの持つ熱エネルギーを推進エネルギーへと変換できることも実験で明らかにすることに成功している。

このように、外部磁場印加型MPD 推進機では磁場強度や磁場形状を工夫することによって、推進性能を損なうことなく、大電流条件下で動作させることが期待できる。磁場印加型MPD 推進機では電磁加速力だけでなくノズルを通過する際の空力的な加速効果も考慮する必要がある。これらの効果も考慮に入れた最適化を進める必要がある。今後、大出力化を目指した磁場印加型MPD 推進機開発には大電流動作時における不安定性の抑制なども含め、電極形状や放電電流に対する最適な磁気ノズル形状の決定や、磁場発生電力も含めた効率評価、磁気ノズルからのプラズマ離脱など、より詳しく研究を進める必要がある。

4.3 比推力可変型ロケット VASIMR の開発

比推力可変電気推進機 VASIMR は NASA の宇宙飛行士であった Dr. F.R. Chang Diaz を中心としたグループによ

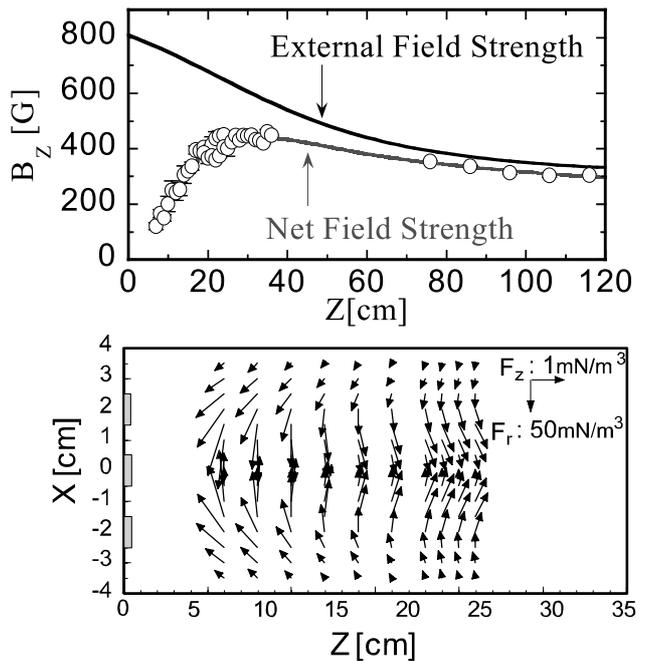


図3 (a)中心軸上の正味の磁場強度分布と (b)電磁力 (F_z , F_r) ベクトル空間分布 (外部発散型磁場)。

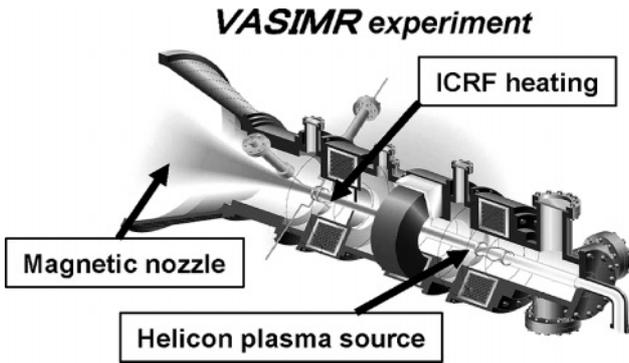


図4 VASIMR 概略図 (NASA JSC).

て提案され、ジョンソン宇宙センターにある ASPL で開発実験が進められてきた新しいプラズマ推進機である。この推進機の概略を図4に示す。この推進機ではヘリコン波を用いてプラズマ生成を行い、高周波を用いたイオンサイクロトロン共鳴によって加熱した後、その下流部に形成した発散型磁気ノズル部でその熱エネルギーを推力に変換する。この手法によれば、プラズマを生成する電力と加熱する電力を制御することで、一定の印加電力下で噴出されるプラズマ粒子の密度と流速を変化させることができる。すなわち推力と比推力を自由に制御することができ、ミッションの状況に応じた様々なエンジン動作が実現可能となる。

このような比推力可変型の大出力推進機を用いることによって、1年間の火星までの有人惑星探査ミッションを計画することが可能となる。彼らの計画によれば、2018年5月6日に約61トンの火星着陸船を乗せた総重量188トンのロケットで地球周回軌道を出発し、30日間をかけて地球周回を回りながら加速した後約3ヶ月で火星に到着する。火星着陸船を切り離れた母船は4ヶ月後に再び火星近傍に近づき、火星表面での作業を終えたクルーと合流する。その後再び3ヶ月の飛行を経て地球に帰還する計画が立てられている。この間に、宇宙船のエンジンは電気出力4 MWの推進機を3台搭載し運転を行うが、その間、宇宙船の加速ミッションに合わせて推進機の比推力を変化させる必要がある。必要な比推力は最大5万秒(地球帰還時)であり、大出力で高比推力動作可能なエンジンの推力/比推力を制御することにより従来にない短期間での有人惑星探査計画が可能となる。

このエンジンに必要とされる各種パラメータを表1に示す。これを見ると密度が $1 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$ 程度のプラズマを100 eV程度まで加熱できればよいことがわかる。ただし核融合研究におけるトラス型やミラー型閉じ込め装置とは異なり、波動とプラズマ流とは1回だけの相互作用しか許されないため、加熱部を短時間に通過する間にプラズマを効率よく加熱をする手法を見出すことが必要である。さらにドップラー効果による流れに起因する共鳴現象の変化など、閉じ込めプラズマとは異なった現象が現れる。

Chang DiazらのグループはVX-10装置を用いた実験によって密度 $1 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$ 以上のヘリコン波プラズマの生成に成功し[15, 16]、現在は高周波パワーを増強したVX-50

表1 VASIMR エンジン諸量

Input Power	$P = 4 \times 10^6 \text{ W}$
Power efficiency	$\epsilon = 0.4$
Specific Impulse	$I_{sp} = 10,000 \text{ sec}$
Exhaust velocity	$u = I_{sp}g = 10^5 \text{ m/s}$
Thrust	$F = 2\epsilon P/u = 32 \text{ N}$
Propellant rate	$\dot{m} = F/u = 3.2 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$
Exhaust ion energy	$W_i = m_i u^2 / (2e) = 100 \text{ eV}$ (D ₂ -propellant)
Average ion density at exhaust inlet	$n_i = 1.5 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$

装置にてイオン加熱実験を試みている。一方で、東北大学ではHITOP装置に設置したMPDをプラズマ源としてイオン加熱実験と磁気ノズル加速の実証に成功している[17-19]。励起周波数20 kHz~500 kHz、入力パワーは15 kWの高周波印加によってヘリウムイオンのサイクロトロン共鳴加熱が観測されプラズマの蓄積エネルギーの急激な上昇が観測された(図5)。また印加する高周波電力の上昇とともにほぼ線形にプラズマの蓄積エネルギーが上昇していることが確認された。

さらに加熱されたプラズマ流が発散型磁気ノズルを通過することによって、高周波イオン加熱によって増加した熱エネルギー(磁場に垂直なエネルギー成分)が推進エネルギー(磁場に平行なエネルギー成分)へと変換され、ノズル下流部では磁力線と垂直方向のエネルギーは減少し、一方で平行方向のエネルギーが上昇していることが観測された。このとき垂直方向の温度減少は断熱不変量 μ 一定の条件で予想される変化量とほぼ一致した。このノズル下流部から噴出するプラズマ流の流れエネルギーは、図6に示すように印加するRFパワーのみによって制御できることを実験的に明らかにした。

このように先進宇宙推進機 VASIMR の基本原理の実証実験は成功したが、この大電力プラズマ推進システムを実現するには高周波によるプラズマ流の生成と加熱、また磁気ノズルによるプラズマ流の加速と離脱に関する技術を確認

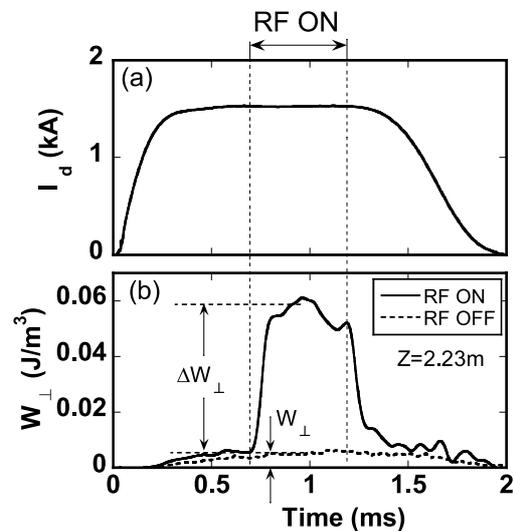


図5 典型的放電波形 (a)MPD 放電電流 I_d , (b)プラズマ蓄積エネルギー W_{\perp} 。

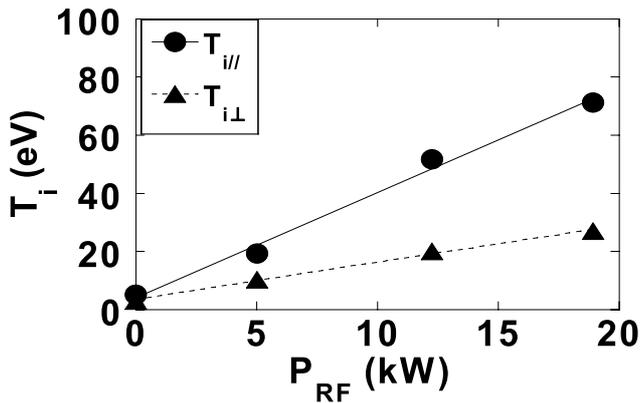


図6 磁気ノズル下流部におけるイオン温度のRFパワー依存.

立することが求められている。プラズマの波動加熱は核融合をめざしたプラズマ磁場閉じ込め研究で精力的に進められ実績を上げているが、高速で流れているプラズマ流への加熱の高効率化および大出力化に向けた実験研究をはじめ、加熱されたプラズマの熱エネルギーを効率よく推進エネルギーへと変換する磁気ノズル配位の最適化や、磁力線からのプラズマ流の離脱現象など解決すべき課題は数多い。

参考文献

[1] 栗木恭一, 荒川義博 編: 電気推進ロケット入門(東京

大学出版会, 2003).

- [2] R.G. Jahn, *Physics of Electric Propulsion* (McGraw-Hill, New York, 1968).
- [3] E. Stuhlinger, *Ion Propulsion for Space Flight* (McGraw-Hill, New York, 1964).
- [4] 日本航空宇宙学会誌 **46**, 132 (1998)
- [5] プラズマ・核融合学会誌 **77**, 763 (2001).
- [6] R.H. Frisbee, *J. Propulsion Power* **19**, 1129 (2003).
- [7] F.R. ChangDiaz *et al.*, Proc. of 36th JPC, (Huntsville, 2000), AIAA-2000-3756, pp.1-8.; *Scientific American*, Vol.283, No.5, p.90-97 (2000).
- [8] <http://www.adastrarocket.com/AdAstraInfo.html>
- [9] M. Inutake *et al.*, *J. Plasma Fusion Res.* **78**, 1352 (2002).
- [10] A. Ando *et al.*, *J. Plasma Fusion Res. SERIES 4*, 373 (2001).
- [11] A. Sasoh *et al.*, *J. Propulsion Power* **8**, 98 (1992); *J. Propulsion Power* **11**, 351 (1995).
- [12] H. Tahara *et al.*, *J. Propulsion Power* **11**, 337 (1992); *J. Propulsion Power* **13**, 651 (1995).
- [13] G. Krulle *et al.*, *J. Propulsion Power* **14**, 754 (1998).
- [14] H. Tobari *et al.*, *J. Plasma Fusion Res.* **80**, 651 (2004).
- [15] F.R. ChangDiaz, *Thin Solid Films* **506-507C**, 449 (2006).
- [16] J.P. Squire *et al.*, *Thin Solid Films* **506-507C**, 579 (2006).
- [17] M. Inutake *et al.*, *Trans. Fusion Technol.* **43**, 118 (2003).
- [18] A. Ando *et al.*, *Phys. Plasmas* **13**, 057103 (2006).
- [19] A. Ando *et al.*, *Thin Solid Films* **506-507C**, 601 (2006).