



研究最前線 新たな宇宙開発を拓く核融合技術

2. 最近の電気推進機の開発研究とプラズマ技術

田原 弘一

大阪大学大学院基礎工学研究科機能創成専攻

(原稿受付：2006年11月20日)

近年、様々な宇宙ミッションの遂行・提案に合わせて、既存の電気推進機の性能向上、作動域の拡大、さらに斬新なアイデアを盛り込んだ、新しい電気推進機の開発研究が盛んである。すなわち、電気推進機は進化し続けている。高性能電気推進機の開発においては、プラズマ物理・技術を駆使して、いかに効率よくプラズマを生成・加速するかが鍵となる。また宇宙機器特有の軽量化、長寿命化も開発上の大きな問題である。本稿では、主にホール推進機とパルスプラズマ推進機の開発研究を概説するとともに、さらに広範な作動域をめざした、新しい電気推進機の開発状況の一部を紹介する。

Keywords:

space propulsion, electric rocket, Hall thruster, pulsed plasma thruster, ion thruster

2.1 まえがき

電気推進機は、主に太陽電池により太陽光エネルギーを電気エネルギーに変換し、これを推進エネルギーに利用するロケットである[1-6]。化学ロケットに比べて、推進剤噴出速度が格段に大きいので、推進剤の使用量を節約できペイロードを増やすことができる。すなわち、高比推力(比推力：推進剤単位重量あたりに得られる推力(推進剤噴出速度を標準重力加速度(9.8 m/s²)で割った値))、低加速度であるという特徴を持つ。そのため、重力の影響の弱い宇宙空間での長期ミッションに適しており、宇宙飛翔体の軌道遷移、保持、姿勢制御への利用、深宇宙探査の主推進機として実用化段階にある。

近年、人工衛星の高機能化とともに、その規模は大型化と小型化に2分化する傾向にある。3トン以上の大型静止衛星(電力5 kW以上)から数kg以下の小型衛星(数十Wから数百W)までその需要は幅広い。小型衛星と言っても電力は小さいが、要求される推力は必ずしも小さいわけではなく、そのミッションに必要な性能を備えた推進機が要求される。低コストであり、要求性能を満たす電気推進システム、先端宇宙推進システムの開発が強く望まれている。また、宇宙ステーションの建造により宇宙利用計画も活発になり、高度技術を駆使した惑星・深宇宙探査機の開発も進められている。これらの宇宙機に望ましい大電力、もしくは微小電力の電気推進機、これらのミッションを達成するために必要不可欠な電気推進機の開発研究が最近盛んになってきた。

電気推進機では放電を利用して電力を推進剤に投入しその放電プラズマを加速するので、それら過程の十分な理解が推進性能の高いロケットの開発のためには必要である。すなわち、プラズマ物理・技術を駆使し、いかに効率よく

プラズマを生成・加速するかが鍵となる。さらに宇宙機器特有の軽量化、長寿命化も開発上の大きな問題である。本稿では、これまでの電気推進機、特にホール推進機とパルスプラズマ推進機(PPT)の開発研究を概説するとともに、さらに広範な作動域をめざした“新しい”電気推進機の開発状況の一部を紹介する[7]。

2.2 電気推進機の性能と開発指針

電気推進機は加速機構の違いにより、(1)電熱型(直流アークジェット推進機)、(2)電磁加速型(パルスプラズマ推進機、電磁プラズマ(MPD)推進機)、(3)静電加速型(イオン推進機、ホール推進機)に分類され、それぞれカバーできる比推力・推力領域が異なる。宇宙用化学ロケットの場合、推進剤を多量に排出するため推力(推力密度)は大きい、比推力は100~300秒程度である。一方、電気推進機の比推力は表1に示すように500~10⁴秒であり、化学ロケットに比べてかなり高い。

宇宙用機器が地上の機器と異なる点は、一度宇宙におかれるとメンテナンスはほとんどできず、長期間(ミッションによっては10年から半永久に)、過酷な環境(低温・高温の熱サイクル、高真空、宇宙からの高エネルギー放射線・プラズマ照射など)の中で所定の性能を発揮しなければならないところにある。電気推進機の場合も同様であり、数百時間から数万時間の安定作動が望まれ、さらに軽量、かつ簡単なシステム構造が要求され、本質的に水冷はできない。また、供給される電力も必ずしも十分ではないので電気エネルギーから推進エネルギーへの変換効率、すなわち推進効率はできる限り高くなければならない。以上のように、電気推進機の開発指針は地上の同じ加速原理のプラズマ/イオン加速器のそれとは異なるところが多く、高い推

2. Recent Research and Development of Electric Thrusters and Plasma Technology

TAHARA Hirokazu

author's e-mail:tahara@me.es.osaka-u.ac.jp

表1 各種の電気推進機の動作範囲.

	アークジェット	PPT	MPD	イオン	ホール
投入電力 (kW)	0.3~2 10~30	時間平均 $10^{-3} \sim 0.2$	平均~1 (パルス) 10~100 (定常)	0.4~5	0.5~5
推進剤	N_2H_4, NH_3	テフロン	N_2H_4, NH_3, H_2	Xe	Xe
比推力 (s)	350~800	300~1000	1000~6000	$3000 \sim 10^4$	1000~2000
推進効率 (%)	30~40	5~15	10~50	70~80	40~55

進性能 (要求される比推力, もしくは推力を満足し, さらに高推進効率), 軽量かつ高耐久を第一に考えなければならぬのである.

2.3 ホール推進機

2.3.1 ホール推進機の基礎

ホール推進機は図1に示すように, 円環状の加速チャンネル内に径方向の磁場と軸方向の電場を印加した構造であり, 中空陰極より放出された電子の一部はチャンネル内に入射し, 磁場との相互作用 ($E \times B$ ドリフトにより周方向に回転する) によりチャンネル内に閉じ込められ, 推進剤ガス (一般に, キセノン) との電離衝突により効率よくプラズマを生成する [8-13]. 生成されたプラズマ中の正イオンは陽極と陰極の間の電位差により下流に向かって静電的に加速される. 噴出したイオンは陰極から放出された電子により中和される. ホール推進機ではイオンがプラズマ中で静電加速されるために空間電荷制限則によるイオン電流密

度の制限を受けないので, 推力密度が通常のグリッド型イオン推進機に比べて1桁大きい. 比推力1,000~2,000秒, 推進効率50%程度が得られるため, 地球近傍ミッションに適した推進機として商業化が進められている. 2003年にSMART-1ミッションの主推進用, 2004年に静止衛星3機 (MBSAT, Intelsat10-2, Inmarsat-4F1) の南北位置制御用にPPS1350, SPT推進機がそれぞれ用いられている. 日本でも大型衛星搭載用の3~5kWホール推進機の開発研究が三菱電機, 東京大学, 大阪大学の共同研究として行われている. 代表的なホール推進機の性能を表2に示す. これまでに1,500時間以上の宇宙作動と10,000時間を越える地上作動の実績がある.

ホール推進機にはSPTに代表されるマグネティックレイヤー推進機 (Magnetic Layer Thruster) とアノードレイヤー推進機 (Anode Layer Thruster; 一般には Thruster with Anode Layer (TAL) という) がある. また, これらはそれぞれリニア型, シース型とも呼ばれている. 前者の加速チャンネルはセラミックス製であり, その長さは幅に比べて十分長い. 一方, 後者の加速チャンネルは金属製であり, その長さが幅に比べて極端に短い. マグネティックレイヤー推進機の磁場は加速チャンネル出口付近の磁束密度を大きく陽極方向に激減するように印加されている. これにより, チャンネル出口付近で推進剤の電離と加速を一気に行わせ, イオンの壁面損失を抑える方針である. さらに加速チャンネル壁にボロンナイトライド系のセラミックスを用いて壁面の電子衝突による二次電子放出特性を制御する. プラズマの電子温度とチャンネル壁面に形成される電気シースの電位・厚さはこの特性に敏感であり, 前者は推進剤の電離過程, 後者は壁面のイオン損失に大きな影響を与える. 一方, アノードレイヤー推進機もロシアを中心に研究開発されてきた. この推進機の金属製加速チャンネル壁の二次電子放出係数はセラミックスのそれに比べて小さいのでプラズマの電子温度が上流方向に急激に高くな

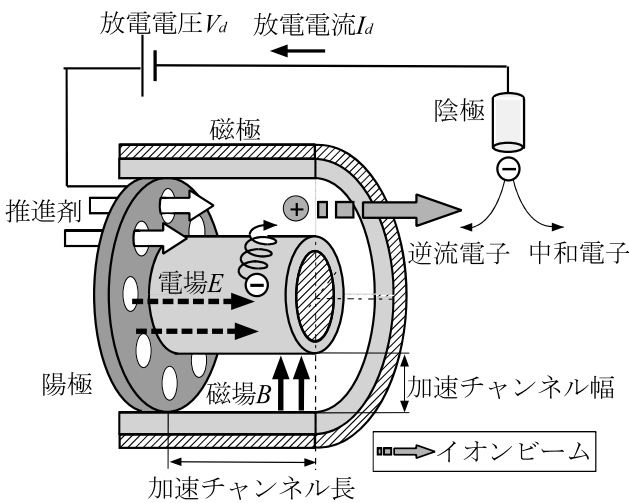


図1 ホール推進機の構造と加速原理.

表2 代表的なホール推進機の推進性能.

推進機名	SPT100	SPT140	D-55	PPS1350	BPT4000	THT-V
国名	ロシア	ロシア	ロシア	フランス	USA	日本
推進機タイプ*	M	M	A	M	M	M
推力 (mN)	80	200	80	80	170	40
比推力 (s)	1350	1700	2000	1700	2100	1900
推進効率 (%)	50	55	55	50	60	50
電力 (kW)	1.4	3	1.5	1.4	4.5	0.7
宇宙作動実績 (Hr)	1500	—	—	4000	—	—
地上作動実績 (hr)	10000	1200	1200	5000	6000	300

*MとAはそれぞれマグネティックレイヤー推進機とアノードレイヤー推進機を表す.

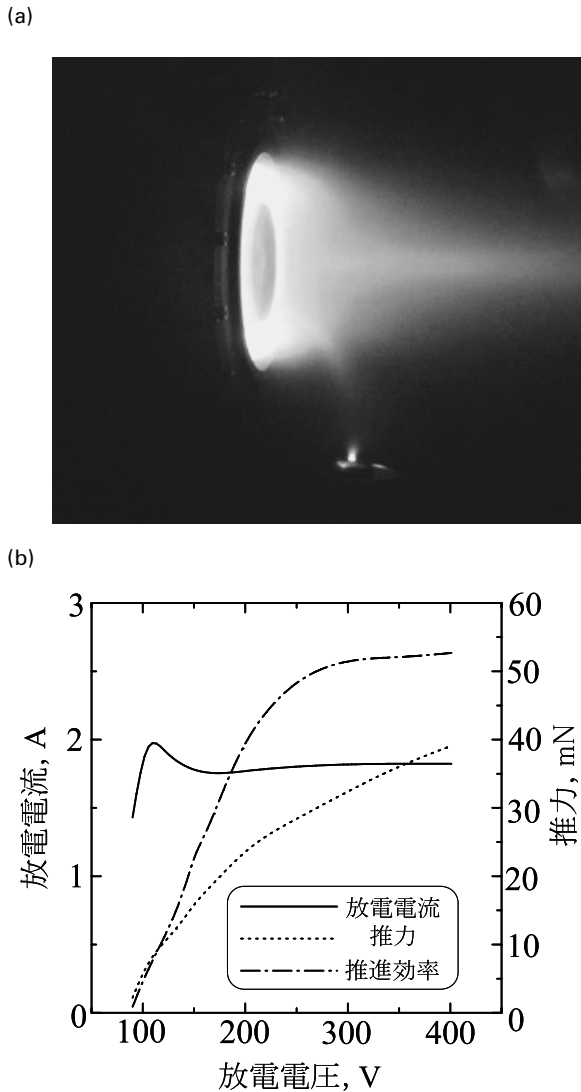


図2 ホール推進機の作動状態と性能特性 (a)ホール推進機のプラズマ噴射状態；(b)性能特性。

り、推進剤の電離と加速が陽極近傍の薄い層（アノードレイヤー）で起こる。マグネティックレイヤー推進機に比べて、推力密度が大きく金属製加速チャンネルの寿命が長いと言われているが、安定作動範囲が狭い。

典型的な低電力マグネティックレイヤー推進機のプラズマ噴出状態と性能特性を図2に示す[11, 13]。加速チャンネル出口付近の最大磁束密度は0.015 T程度である。放電電圧が150 V以上になると放電電流はほとんど変わらず定電流特性を示す。これは加速チャンネル内で推進剤の十分な電離が維持され、磁場中の軸方向電気伝導特性の変化が小さいためである。推力は静電加速則に乗りほぼ放電電圧の1/2乗に比例して増加するが、500 Vを越えると加速チャンネル壁へのイオン衝突が激しくなりその伸びは押さえられる。推進効率は推力の増加とともに大きくなる。放電電圧は100~400 Vとアークジェット推進機、MPD推進機に比べて高く、これがプラズマ生成に要するエネルギーが占める割合を低下させ、高い推進効率を生む要因となっている。放電電圧を一定にしてチャンネル出口付近の最大磁束密度を変化させた場合、放電電流が最小になる磁束密度が

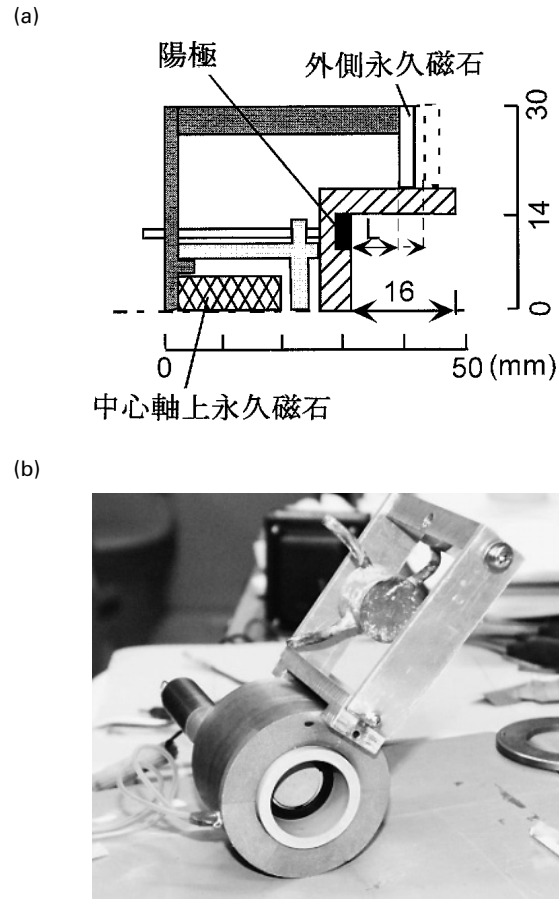


図3 円形断面放電室をもつホール推進機。(a)断面図；(b)概観写真

存在し、推力はほぼ一定になる。放電電流最小のとき推進効率が最大になり、推進機の最適磁束密度としてこの作動条件が選択される。プラズマ電位はチャンネル内部出口付近で放電電圧の1/2~2/3程度急激に低下し、さらに下流の中空陰極にかけて降下していく。同時に、電子温度は15 eV程度まで、プラズマ密度は 10^{18} から 10^{17} m^{-3} 台まで減少する。

2.3.2 新しいホール推進機

円形断面放電室を持つホール推進機は図3に示すように、同じ放電室口径の通常と同軸型ホール推進機と比べて放電室体積/表面積比が大きく放電室壁へのイオン衝突による壁面の加熱や損耗、磁性材料の加熱を抑制することが期待され、特に放熱が困難な小型・低電力ホール推進機に適していると考えられる[14, 15]。プリンストン大学プラズマ物理研究所、大阪大学では現在までこの推進機の作動特性に関する研究が行われており、25%以上の推進性能が得られている。図3に示す、150 W級ホール推進機の中心部には電磁コイルの代わりに永久磁石が設置され、外側にも半径方向に磁化されたリング状の永久磁石が配置されている。一般に半径方向磁束密度のピーク位置付近に電離・加速領域が形成されるので、この位置を下流側に移動し、内部物理過程の最適化が可能である。図4に磁場のピーク位置を最適化したホール推進機(TCHT-3B(大阪大学))と

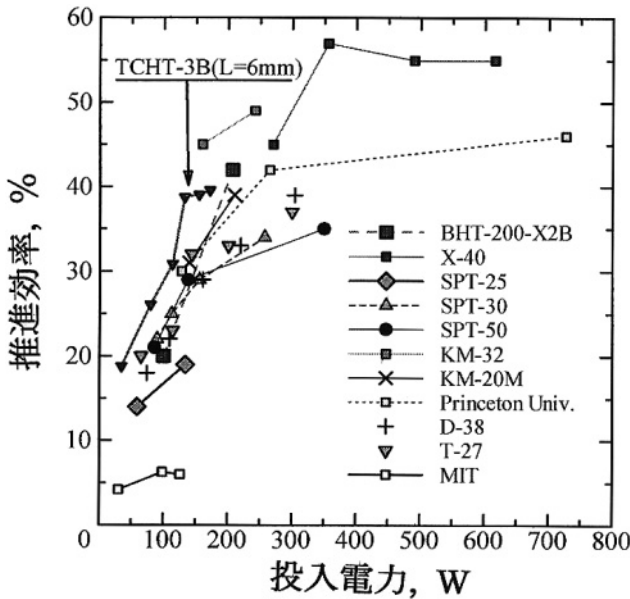


図4 代表的なホール推進機の推進効率—投入電力特性.

他の研究機関の代表的なホール推進機の推進効率—投入電力特性の比較を示す。TCHT-3Bの35-130 Wの電力範囲における推進効率は18-39%であり、低電力域において非常に高い性能が得られている。

最近、深宇宙探査ミッションをめざした、ホール推進機の高比推力化のために、高電圧500 V以上の作動、キセノンより軽いクリプトンの利用、2段式ホール推進機の研究などがなされ、また高推力化のために高プラズマ密度作動も行われている。更なる推進効率向上のために推進剤として、キセノンより重い、固体ビスマスが用いられ、その安定供給方法が研究されている。

以上のように、宇宙ミッションの要求に合わせてホール推進機は進化しており、今後の研究動向は見逃せない。これまでの基本的なSPT推進機における、設計相似則の確立、寿命の予測（中空陰極の寿命と加速チャンネル壁損耗特性の予測）、磁場構造の最適化、加速チャンネル壁の二次電子放出係数の積極的な制御、放電振動の抑制とともに、“新しいホール推進機”の開発のためにはプラズマ物理・技術の積極的な応用が必要不可欠である。

2.4 イオン推進機の開発動向

マイクロ波放電式イオン推進機(推力8 mN, 比推力3,000

秒)を搭載した「はやぶさ」探査機の飛翔は世界中を驚かせた。イオン推進機は完成度の高い推進機であるが、低推力である。また、1万時間を超える地上耐久試験が望まれ莫大な時間と費用を要するため、数値シミュレーションによる正確な耐久性の評価が要求されている。

日本は木星探査用推進機として5,000秒以上の高比推力と数万時間オーダの耐久性を併せ持つ推進システムの研究に着手している。10,000秒の比推力と20,000時間以上の耐久性を持つマイクロ波放電式イオン推進機「μ10HIsp」の開発をめざし、イオン加速電圧の増大による高比推力化を実現するために、基礎となる推進機各部の高電圧絶縁技術の向上を図っている。たとえば、30 kV耐電圧のDCブロック、ガスアイソレータなどが対象となる。

2.5 パルスプラズマ推進機

パルスプラズマ推進機(Pulsed Plasma Thruster: PPT)は、一般には固体、昇華性の良いポリテトラフルオロエチレン PTFE (通称テフロン®)を推進剤としたパルス作動・電磁加速型電気推進機である[16, 17]。その研究開発は1960年代から始められ、宇宙機に搭載された最初の電気推進機となった火星探査機 Zond-2 (1964年)の太陽指向調整用、10年間8,900時間作動した通信衛星 LES-6 (1968年)の東西位置制御用、また静止気象衛星 SMS (1974年)や TIP/NOVA シリーズ (1976-1984年)の大気抵抗補償用等に利用されてきた。日本でも1974年 L-4SC-3号機や、1981年 ETS-IV (70時間、30万回作動)に搭載され、軌道試験が行われた。

図5に示すように平行平板電極型PPTでは、主パルス放電のエネルギー源となるキャパシタは低インダクタンス回路により電極に直接接続されており、トリガ放電(約0.1 W程度)によって、固体推進剤テフロンの表面に沿って大電流のパルス放電が開始される(主放電回路はLCR回路で近似され、その放電は通常10μ秒程度の減衰振動波形となる)。主放電により推進剤が昇華・解離、電離されてプラズマが形成され、このプラズマが放電電流と自己誘起磁場により発生する電磁力および高圧プラズマの気体力学的膨張によって加速される。

PPTは以下の特徴を持つ。

- (1)固体テフロンを推進剤として用いるため、推進剤タンクやバルブが不要である。
- (2)繰り返しパルス放電により、低電力でも瞬間的には数

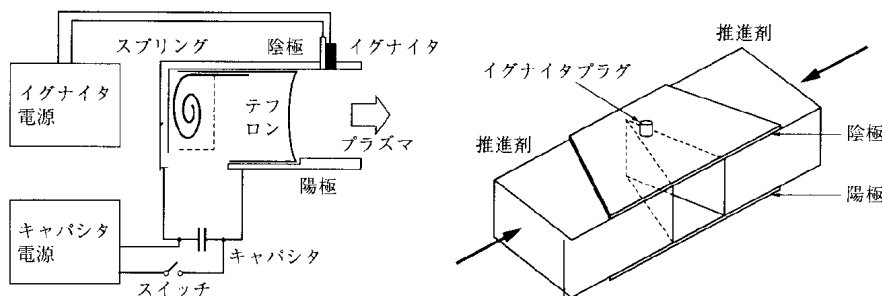


図5 平行平板電極型パルスプラズマ推進機の構造.

kA以上のピーク電流とMWオーダーの投入電力が得られる。

(3)本体における可動部は固体燃料供給機構のみであるため信頼性が高い。

近年、コスト削減とリスク低減の観点から、ロケットの余剰ペイロードを活用して打ち上げられる小型衛星、軌道上におけるフォーメーションフライト等の計画が世界的に増加している。こうした小型衛星の研究開発の活性化、需要の増大により、小型・軽量・低電力の衛星推進系としてPPTが再び注目されている。アメリカでは2000年にEO-1(質量529kg)のピッチ軸制御用に搭載され、フォーメーションフライトが計画されているDawgstar Nano-Satellite(質量15kg)にも搭載される予定である。日本でも数10kg程度の高機能小型衛星への搭載をめざした研究開発が行われている。

これまで研究開発されてきた小型衛星用PPTの多くは電磁力を主推力とするものである。この電磁加速型PPTは、数 μNs ~百 μNs 程度の微小インパルスビット(1ショットあたりの発生力積)を発生するため微小な位置・姿勢制御には適しているが、南北位置制御やフォーメーションフライト等のためには発生インパルスビットの大幅な増大が必要である。ミシガン大学、首都大学東京、大阪大学では電磁加速型PPTよりも高いインパルスビットが期待できる、図6(a)に示すような電熱加速型PPTの開発を進めている[18, 19]。気体力学的加速により推力を得る電熱加速型PPTは、比推力に関しては電磁加速型よりも劣るが、固体推進剤を用いる限り、推進剤タンク・バルブが不要であるため、多少の推進剤重量の増加は他の推進機と比べて不利な要因とはならない。

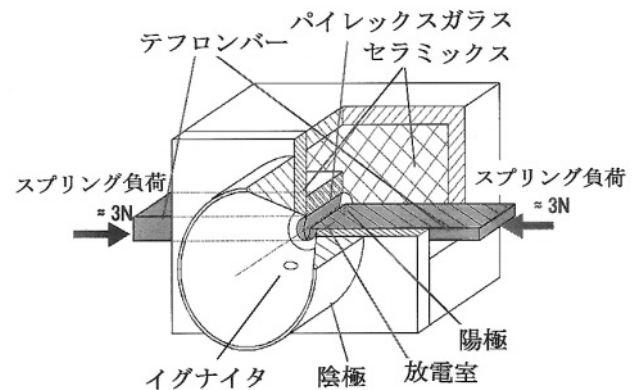
図6(b)に示す電熱加速型PPTの1万ショット連続作動試験より、電磁加速型に比べるとインパルスビットの大幅な増加を達成した(150 μNs ~1mNs, 比推力500秒)ものの、十分とは言えず、ミッションによっては数十mNsのインパルスビットが切望されている[18]。さらに、連続作動ではショット数の増加とともに性能の低下が観察される。これは、テフロン放電室壁の空間的に不均一な溶融・昇華が起こり、放電室体積が増えたためであり、推進剤テフロンの供給方法や放電室形状の改良が今後必要である。また一般的にPPTの推進効率も低く(数%から十数%)、この原因として電源回路と推進機本体とのインピーダンス不整合、固体推進剤の昇華、プラズマ生成・加速過程の効率の悪さなどが考えられる。

2.6 あとがき

近年、様々な宇宙ミッションの遂行・提案に合わせて、既存の電気推進機の性能向上、作動域の拡大、さらに斬新なアイデアを盛り込んだ、新しい電気推進機の研究開発が盛んである。すなわち、電気推進機は進化し続けている。それらに対応して広範なプラズマ物理・技術が必要となっており、電気推進研究者に限らない、プラズマ関連の研究技術者の幅広い経験、高度な知識が切望されている。

また、電気推進の実用化、商業化が進む一方で、プラズ

(a)



(b)

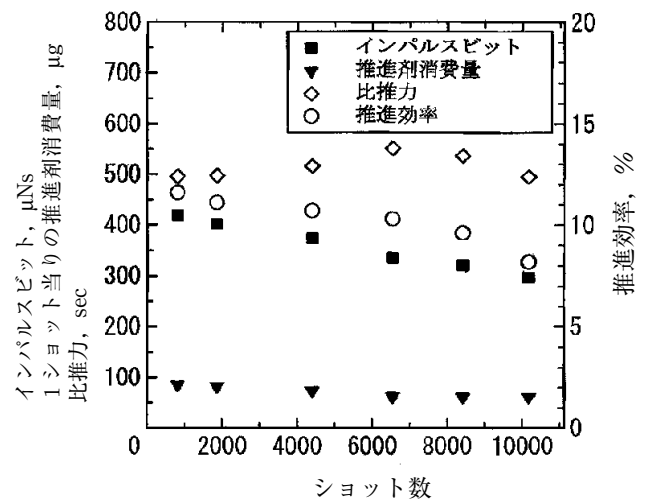


図6 電熱加速型パルスプラズマ推進機の概略図と連続作動特性。(a)固体推進剤供給機構をもつ電熱加速型PPTの概略図；(b)電熱加速型PPTの1万ショット連続作動特性

マ科学の観点からは電気推進プラズマの宇宙飛翔体周りの挙動、それらと太陽プラズマ流の干渉など、これまで敬遠されてきた環境工学的な研究対象が重要になっており、電気推進機の研究開発と合わせて精力的な研究活動が望まれる。

なお、電気推進の詳しいレビュー文献として文献[1-6]、最新の研究開発状況として国際電気推進会議プロシーディングス[7]をお勧めする。

参考文献

- [1] 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進ロケット入門(東京大学出版, 2003).
- [2] 「小特集 次世代の宇宙電気推進技術」, プラズマ・核融合学会誌 77, 763 (2001).
- [3] 「特集 電気推進の現状と展望」, 日本航空宇宙学会誌 46, 131 (1998).
- [4] M. Martinez-Sanchez and J.E. Pollard, J. Propulsion and Power 14, 688 (1998).
- [5] 田原弘一, 吉川孝雄: 真空 45, 317 (2002).
- [6] 田原弘一: 高温学会誌 31, 260 (2005).
- [7] 29th International Electric Propulsion Conf., Princeton

- Univ., Proceedings CD (2005).
- [8] 荒川義博, 小紫公也, 平川美晴: 日本航空宇宙学会誌 **46**, 146 (1998).
 - [9] 田原弘一, 後藤大亮, 藤岡崇志, 北野貴久, 白崎篤志, 安井利明, 吉川孝雄: 日本航空宇宙学会論文集 **50**, 318 (2002).
 - [10] 田原弘一, 弓削政郎, 白崎篤司, マヌエルマルチネスサンチェス: 日本航空宇宙学会論文集 **52**, 408 (2004).
 - [11] 田原弘一, 弓削政郎, 白崎篤司, 吉川孝雄: 高温学会誌 **31**, 129 (2005).
 - [12] 弓削政郎, 田原弘一: 高温学会誌 **31**, 299 (2005).
 - [13] H. Tahara, A. Shirasaki, S. Yuge and T. Yoshikawa, *24th Int. Symp. on Space Technology and Science* (2004), ISTS2004 -b-54p.
 - [14] Y. Raitses and N.J. Fisch, *Phys. Plasmas* **8**, 2579 (2001).
 - [15] 白崎篤司, 田原弘一: 日本航空宇宙学会論文集 **54**, 160 (2006).
 - [16] R.L. Burton and P.J. Turchi, *J. Propulsion Power* **14**, 716 (1998).
 - [17] 竹ヶ原春貴, 荒川義博, 都木恭一郎, 橋 武史, 田原弘一, 枝光敏章: 日本航空宇宙学会誌 **52**, 291 (2004).
 - [18] 枝光敏章, 田原弘一: 日本航空宇宙学会論文集 **54**, 55 (2006).
 - [19] 枝光敏章, 田原弘一: 日本航空宇宙学会論文集 **54**, 121 (2006).