



5. 磁気プラズマセイルの研究と深宇宙探査への挑戦

船木一幸, 山川 宏¹⁾

宇宙航空研究開発機構, ¹⁾京都大学生存圏研究所

(原稿受付: 2006年11月26日)

太陽系を脱出してはるか彼方へ飛翔するためには、推進剤をまったく利用せずに太陽エネルギーを直接推進力に変換する宇宙推進 (propellantless space propulsion) が理想的である。しかし、propellantless propulsion は宇宙機単位質量あたりの推力が小さくて宇宙機の加速に10年もの長期間が必要となることから、太陽系外惑星探査ミッションには不向きと考えられてきた。近年、propellantless 推進とプラズマ推進を組み合わせることで、急加速と持続力のある加速を両立させる技術が注目されており、そのひとつが、ここで取り上げる磁気プラズマセイル (Magnetoplasma Sail, MPS) である。太陽風プラズマ流を宇宙機をつくる磁気圏で受け止めて推進する MPS は、プラズマ物理と宇宙機システムの双方の面で挑戦的であるが、低コストな太陽系探査を短期間で実現する可能性を秘めている。

Keywords:

deep space explorer, sail propulsion, magnetic sail, plasma sail, M2P2, magnetoplasma sail

5.1 はじめに

2005年9月、小惑星探査機「はやぶさ」が小惑星「イトカワ」とのランデブー[1]を果たしたことで、我が国の惑星探査は新しいステージに入った。「はやぶさ」は地球-イトカワ間の往復飛行に必要とされる軌道間遷移を主エンジンであるイオンエンジンにて実現するが、これは、探査機に搭載した推進剤を有効利用することで大きな速度増分 (ΔV) を可能にする。イオンエンジンは、太陽光発電で得られた電力を利用して推進エネルギーを発生する、いわゆる電気推進ロケットの一つであり、これは、太陽光の光エネルギーを電力へ、そして電力を推進エネルギーへと2段階にわたって変換するエネルギー変換装置であると解釈できる。一方、太陽エネルギーを直接推進エネルギーへ変換するのが、帆 (セイル) 推進である。セイル推進には、図

1のように、太陽光を大きな鏡で反射して探査機を加速・推進するソーラーセイルと、宇宙機に搭載するコイルがつくる磁気圏が太陽風プラズマ流を受けて探査機を加速・推進する磁気セイル (マグセイル) がある。両者は推進剤を必要としない宇宙推進 (Propellantless Space Propulsion, PSP) として古くから注目されているが、巨大な構造物 (太陽光を反射するための大きな鏡、または、大きな磁気圏を構成するための超伝導コイル) が必要とされることから、実現が見送られていた。PSPの加速度を高めるためには、ソーラーセイルでは薄膜を、マグセイルでは大きなループコイルを宇宙空間で展開する必要がある。例えば、太陽距離が1 AU (1 AUは太陽・地球間距離に相当) における太陽光圧は 5×10^{-6} Pa, 太陽風の動圧は 7×10^{-10} Pa であるから、1 Nクラスの推進力を得るために、ソーラー

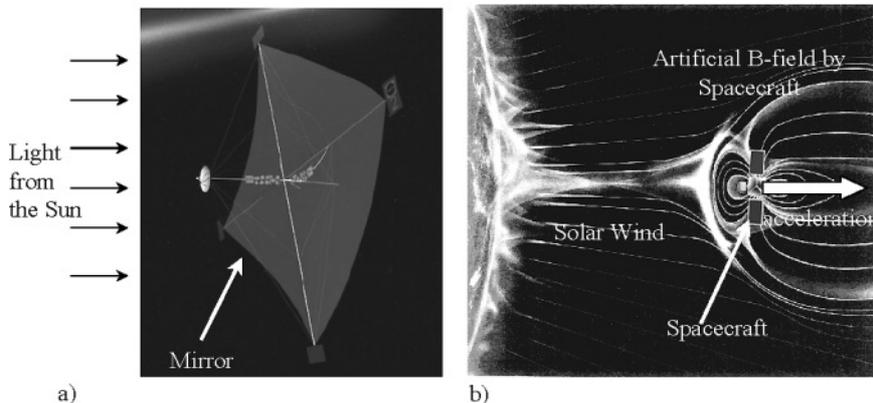


図1 深宇宙探査機のためのセイル推進: a) ソーラーセイル, b) マグセイル

セイルでは 450 m × 450 m の薄膜が必要であり、マグセイルでは半径約 21 km の磁気圏を構築する必要がある。ソーラーセイル用薄膜の重量は、10 g/m² が可能であると言われており、したがって、5 × 10⁻⁴ m/s² の加速度が可能である。これはイオンスラスタなど電気推進機の推力重量比(加速度)と同一オーダーである。一方、マグセイルの場合は、後述するように推力重量比が小さく、半径 10 m の超電導コイルを利用した場合で 2.6 × 10⁻⁷ m/s² 程度である。太さ 2 mm の thin wire を直径 32 km で張る Zubrin のアイデア [2] もあるが、これは非現実的であろう。ソーラーセイル vs. マグセイルの優劣は、明らかである。

5.2 第 2 世代のセイル推進と M2P2

セイル推進と電気推進機の融合をはかる複合型推進システムが、第 2 世代のセイル推進である。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の川口教授らは、ソーラーセイル用の薄膜鏡表面に極薄の太陽電池を搭載して発電を行う、ソーラー電力セイルを提案している [3]。ソーラー電力セイルでは、太陽から 5.2 AU 離れた木星軌道では発電電力を探査機の維持に使うが、地球近傍軌道ではイオンエンジンを駆動するために用いる。ソーラー電力セイルは、直径 50 m のソーラーセイル (光子の反射) による推力と、高比推力型イオンスラスタのハイブリッド推進システムによって探査機を加速することで、4 年間で木星到達をめざしている。一方、プラズマジェットを直接推進に用いるのではなく、マグセイル磁気圏の拡大に用いるのが、Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion (M2P2) である [4]。M2P2 では、図 2 のように、宇宙機に搭載したコイルがつくる磁場中にプラズマジェットが噴射される。この宇宙機周りのプラズマは、お互いの衝突がきわめて少ない無衝突プラズマ流であり、磁場はプラズマ流に凍結 (frozen-in) して運ばれる性質を持つ。この性質を利用して磁場を遠くまで運んでマグセイルの磁気圏を拡大する磁気インフレーションのアイデアは、Winglee 博士によって提案されて脚光を浴びた。というのも、Winglee が初期に報告した M2P2 は、太陽系脱出さえも 10 年で可能であるなど、強烈な性能の推進システムだったからである。

Washington 大のグループでは、直径 10 cm のソレノイド

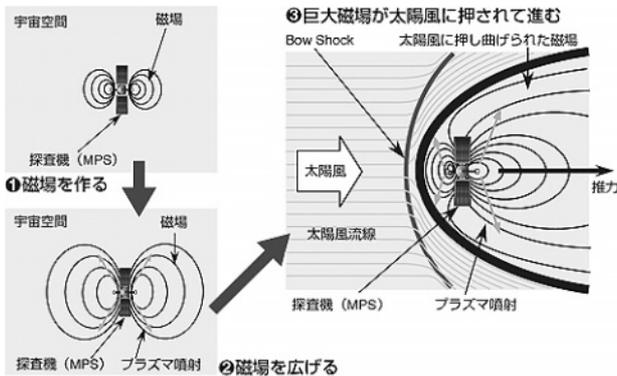


図 2 磁気プラズマセイルの原理。

コイルと直径 3 cm の小型ヘリコンプラズマ源を組み合わせた「M2P2 プロトタイプ」の実験を、2000年から開始しており [5]、M2P2 の開発は順調に見えた。しかし、その後スペースプラズマの専門家間で大きな議論がおり、M2P2 設計の誤りが指摘された。M2P2 の問題点を指摘した NASA Marshall の Khazanov の論文 [6] について、以下に要点を整理する。

- 1) Winglee は半径 (L) が高々 10 km の磁気圏にて M2P2 をデザインしているが、このスケールの磁気圏と太陽風との干渉解析には ion kinetic effect を考慮する必要があり、彼が採用した MHD (流体) モデルは不適である。なぜなら、太陽風プラズマの速度は 400 km/s 程度と大きく、イオンラーモア半径 (r_{Li}) と代表長 L の比が大きい ($r_{Li}/L > 1$) であるからである。この時、太陽風と磁気圏磁場との干渉は弱く、太陽風は磁気圏をすり抜けていくイメージとなる。
- 2) Khazanov はイオンの粒子的な運動を考慮したハイブリッドシミュレーションを、上記の直径 10 cm のコイルと小型ヘリコンプラズマ源からなる「M2P2 プロトタイプ」について実施した。彼のシミュレーションは、高密度プラズマ領域を MHD モデルで解析して、磁気圏境界付近の低密度域におけるイオン粒子 (電子は流体) シミュレーションとを接続する領域分割的なアプローチを取っているが、その結果によると、イオンが磁場をすり抜ける効果のため、M2P2 プロトタイプの推力発生量はほとんどゼロである、と結論した。
- 3) 磁気インフレーションによって拡大された磁気圏にて太陽風プラズマを受け止めるのが Winglee の M2P2 のコンセプトであるが、これが成立するためには、領域全域にわたって MHD モデルが成立する (すなわち、 $r_{Li}/L \ll 1$ である) 必要がある。磁気圏界面における r_{Li} は、太陽風プラズマ (400 km/s) では 72 km、磁気インフレーション用プラズマ (20 km/s を仮定) では 3.6 km であることから、この $r_{Li}/L \ll 1$ の条件から外れがちである (いずれも、磁束密度を 29 nT、水素を仮定して見積もった)。これは、Winglee の提案した M2P2 プロトタイプモデルよりも、もっともっと大きな磁気圏サイズ $L > 100$ km (すなわち、より強力な電磁石と大量のプラズマ噴射) が必要となることを意味する。

この Khazanov の報告がでた 2003 年以降、Washington 大と NASA における M2P2 の研究開発はストップしてしまった。

5.3 磁気プラズマセイル推進

日本国内の大学研究者と JAXA の研究者が磁気プラズマセイル (MPS) 小研究会を結成して検討を開始した 2003 年は、Washington 大/NASA などの M2P2 研究が丁度中断した時期にあたる [7, 8]。MPS (Magnetgo Plasma Sail) の名称には、Winglee のセイルのアイデアを踏襲しつつ、プラズマ物理をより正確に捉えたうえで、工学的最適化と実機の開発まで結びつけたい、という願いが込められている。工学的に現実的な MPS は、現有の打ち上げロケットへ

搭載可能なサイジングで設計されるべきである。上記 Khazanov の指摘 3)にあるように、 $L > 100 \text{ km}$ と巨大なリソース (コイル) が必須なのかどうか? この疑問に答えるため、我々はまず、磁気圏大きさ $L < 100 \text{ km}$ (イオンスケール) の磁気セイルが受ける推力を見積もり、イオンスケールのマグセイルが可能かどうかを判断することにした [9, 10]. 図 3 には、人工的なプラズマ噴射を伴わないマグセイル (ピュア・マグセイル) の推力特性予測を示してある。小さい磁気圏では、ion kinetic effect によって磁気圏と太陽風との相互作用が弱まるが、それでも $L = 20 \text{ km}$ で約 1 N のセイルが実現できる。これは、総重量 $1,000 \text{ kg}$ 程度の深宇宙機探査機を推進するには、十分な推力である。ハイブリッド数値シミュレーションやスケールモデル実験では、こうした推力発生を裏付ける形で、高速プラズマ流中にイオンスケールの磁気圏が形成されて、プラズマ流がブロックされる様子が捉えられている [10, 11]。しかし、問題は、 $L = 20 \text{ km}$ を実現するために必要なリソースである。ピュア・マグセイルの L は、コイルがつくる磁気モーメント M の定義式：

$$M = \mu_0 IS \tag{1}$$

を用いて、

$$L = \left(\frac{M^2}{8\mu_0\pi^2 nm_i u_{sw}^2} \right)^{1/6} \tag{2}$$

のように表される。ここで、 μ_0 は真空透磁率、 I はコイル電流、 $S = \pi r_c^2$ はコイルが囲む面積、 r_c はコイルの半径である。(2)式に太陽風の諸量 ($n = 5 \times 10^6 \text{ m}^{-3}$, $m_i = 1.67 \times 10^{-27} \text{ kg}$, $u_{sw} = 400 \text{ km/s}$) と $L = 20 \text{ km}$ を代入すると、 $M = 2.9 \times 10^6 \text{ Tm}^3$ がただちに得られる。 $M = 2.9 \times 10^6 \text{ Tm}^3$ を得るためには、(1)式から、半径 10 m のコイルと $I = 200 \text{ A}$ の高温超伝導コイルを想定すると、 3.7×10^7 ターン (断面が $4 \text{ mm} \times 0.22 \text{ mm}$ の一般的な Bi 系の高温超伝導線材 (比重 10) を利用したとして、およそ $20,000$ トン!) と超巨大なコイルが必要になる。Zubrin は r_c を数十 km とする展開型コイルを提案しているが、構造的に脆い高温超伝導線材を宇宙で展開することこそ至難であろう。打ち上げロケットのフェアリングに搭載可能な $r_c < 2 \text{ m}$ で有意な推力を得るには、磁気インフレーションを利用した MPS が不可欠であることがわかる。

MPS の推力特性については、しかし、まだ我々のグループ内で議論が続いている。Winglee の計算 (Hall-MHD シミュレーション) は精密なものであったが、適切なスケール則を用いずに推力特性を推算したため、推力特性を過大評価してしまった。この点に注意して再評価を行ったところ、「M2P2 プロトタイプ」として開発された直径 10 cm のソレノイドコイルでは磁気モーメントが不足しており、有意な推力を得るには、直径 10 m 級のコイルが必要であることがわかった [12]。朝日は、簡易モデルによって MPS に最低限必要な磁気モーメントを明らかにしたうえで、推進機の性能 (推力, 比推力, および推力電力比) を向上させるには、探査機からのプラズマ噴射パラメータ $\beta_0 =$ (噴

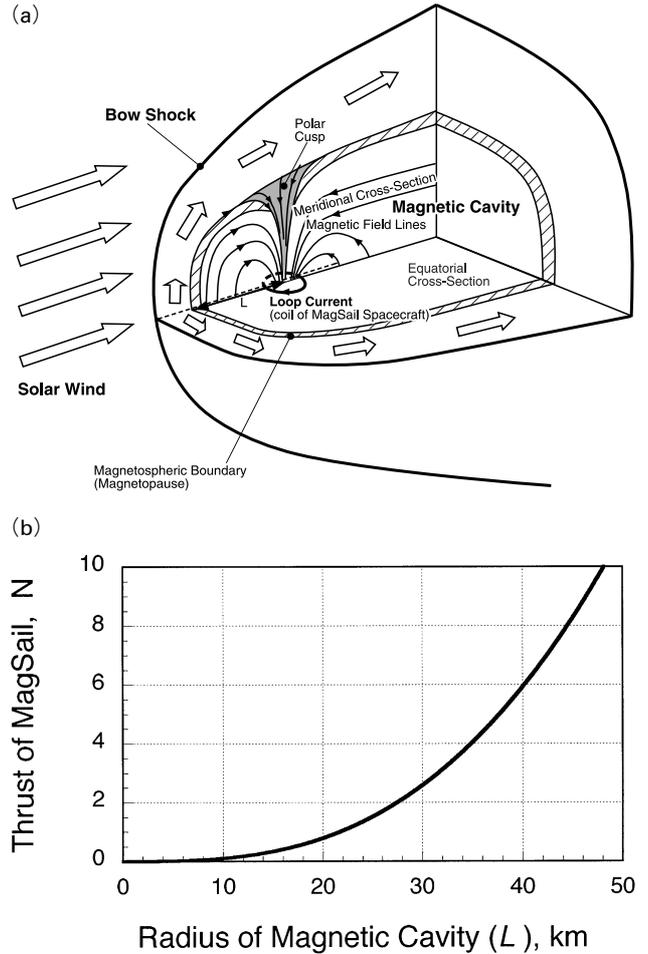


図 3 磁気セイルの磁気圏サイズと推力 [11] a) 磁気圏の構造と L の定義, b) 推力特性予測。

射プラズマ流の動圧)/(磁気圧) $= (0.5\rho u^2)/(B^2/2\mu_0)$ を小さく ($\beta_0 < 10^{-4}$ のように) 取るべきだと提案した。低 β プラズマは、しかし、プラズマが磁場によって閉じ込められることを意味する。これを避けるため、MPS 探査機では磁力線に沿ってプラズマを噴射するとよいことがわかっている [13]。

大津・永田は、様々な β_0 値における MPS の 3 次元 MHD シミュレーションを実施して、MPS の推力性能を評価した [14]。図 4 のように β_0 値を増やせば増やすほど磁気圏は大きくなり、これに伴って MPS 推力が増すが、探査機からの噴射プラズマ量も当然多くなる。この噴射プラズマジェットを一方向に集約した時の推力 (相当推力, 図 4 の破線) が MPS 全推力よりも大きい状態では、噴射ジェットを一方向に集約したジェットにより直接推力を発生した方が得である (図 4 の $\beta_0 > 10^{-4}$ に相当)。このことから、適切な β_0 値が存在して設計点となることが理解できる。

5.4 今後の MPS 研究

MPS は理論上は電気推進よりも大きな推力電力比と比推力を同時に達成できることがわかっている。今後は探査機システムの設計評価に重点を置き、その重量、システム性能と、宇宙機への適合性を評価したうえで、既存の宇宙機推進機に対する優位性 (特に推力重量比) を正確に判断

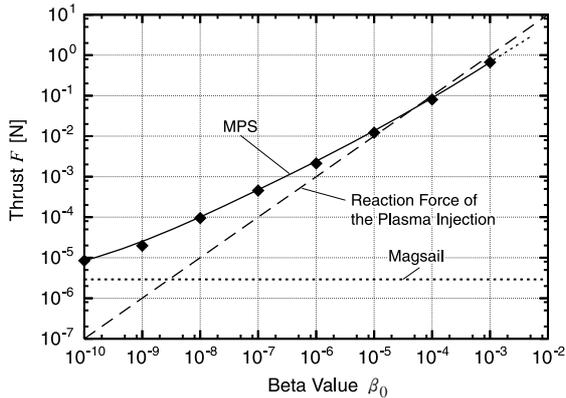


図4 MHDシミュレーションによる磁気プラズマセイルの推力特性予想[14].

する必要がある。今後の課題を以下に整理した。

- 1) MPSには、ある一定以上の磁気モーメントをもつコイルが必要である。電源と廃熱の問題を考えると、超伝導コイルが不可欠だが、低温(4 K)コイルでは、どうしても冷却系システム重量が大きくなってしまふ。機械式冷凍機の利用可能な高温超伝導コイルとその軽量化設計が必要であり、これによって、MPSの可能性が決まる。
- 2) MPSの磁気インフレーションは磁場がプラズマ流に凍結することを利用するため、探査機近傍では流体的であるが、遠方の磁気圏境界面付近では $r_{Li} \sim L$ のようにイオンスケールである。こうしたMPSのマルチスケール・フィジクスが推力特性へ与える影響を評価するために、スケールモデル実験と数値シミュレーションを両輪とした研究が不可欠である。スケールモデル実験では、磁気セイル周りのプラズマ流の実現に成功しており、今後は推力の直接計測を行うとともにMPSへ拡張する予定である[11]。数値解析では、これまではMHDシミュレーションを中心にしてきたが、ハイブリッド[15]あるいはローカルにイオン粒子や流体を考えるマルチスケール・シミュレーションが必要である。
- 3) MPSフライトシステムでは、低コストなプラズマ源の開発と、航法誘導則の確立も重要である。特に探査機の姿勢制御用スラスタをどうするのか、そして、変動する太陽風の影響の補正[16]の検討などが、外惑星などへの軌道投入の際は欠かせない。

謝辞

本原稿を執筆するにあたってご協力をいただいた磁気プラズマセイル小研究会のメンバー(特に、東大の西田浩之氏、九大の梶村好宏氏、静岡大の天津広敬氏、JAXAの小川博之氏・藤田和央氏・篠原育氏)に深く感謝いたします。磁気プラズマセイルの研究は、科学研究費補助金(基盤研究(B)(No.18360411))、および、JAXA宇宙科学研究本部戦略的基礎開発研究費の支援を受けて実施している。

参考文献

- [1] J.Kawaguchi, IAC-05-A35.A.01, *56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, Fukuoka, Japan, Oct. 2005).
- [2] R.M. Zubrin and D.G. Andrews, *J. Spacecraft Rockets* **28**, 197 (1991).
- [3] J. Kawaguchi, A Solar Power Sail Mission for A Jovian Orbiter and Trojan Asteroid Flybys, *55th International Astronautical Congress* (IAC-04-Q.2.A.03, Vancouver, Oct. 2004).
- [4] R.M. Winglee, J. Slough, T. Ziemba and A. Goodson, *J. Geophys. Res.* **105**, 067 (2000).
- [5] R.M. Winglee, T. Ziemba, P. Euripides and J. Slough, *International Electric Propulsion Conference*, IEPC-01-200, Oct. 2001.
- [6] G. Khazanov, P. Delamere, K. Kabin and T.J. Linde, *J. Propulsion Power* **21**, 853 (2005).
- [7] 船木一幸, 山川 宏, 藤田和央, 野中 聡: 日本物理学会誌 **58**, 266 (2003).
- [8] H. Yamakawa, I. Funaki, Y. Nakayama, K. Fujita, H. Ogawa, S. Nonaka, H. Kuninaka, S. Sawai, H. Nishida, R. Asahi, H. Otsu and H. Nakashima, *Acta Astronautica* **59**, 777 (2006).
- [9] H. Nishida, H. Ogawa, I. Funaki, K. Fujita, H. Yamakawa and Y. Nakayama, *J. Spacecraft Rockets* **43**, 667 (2006).
- [10] K. Fujita, *J. Space Tech. Sci.* **20**, 26 (2004).
- [11] 船木一幸, 小嶋秀典, 清水幸夫, 都木恭一郎, 中山宜典, 山川 宏, 藤田和央, 小川博之, 篠原季次: 日本航空宇宙学会論文集 **54**, 501 (2006).
- [12] 朝日龍介, 船木一幸, 山川 宏, 藤田和央: ISAS Research Note No.789, 2005年3月.
- [13] 西田浩之, 小川博之, 船木一幸, 稲谷芳文: 宇宙科学技術連合講演会講演集, (2006年2月), 1838.
- [14] 永田靖典, 天津広敬: JAXA-RR-05-14, (2006年1月) 9-16.
- [15] 梶村好宏, 篠原大介, 野田賢治, 中島秀紀: JAXA-RR-05-14, (2006年1月), 17.
- [16] H. Yamakawa, *J. Spacecraft Rockets* **42**, 677 (2005).