プラズマを利用した宇宙推進機

大塩裕哉 Yuya OHSHIO

理工学部機械システム工学科 助教 Assistant Professor, Department of Mechanical and Systems Engineering



1. はじめに

2019年4月に機械システム工学科に助教として 着任した大塩裕哉です.宇宙機用のプラズマを利用 した推進機を研究対象としています.2010年6月 に地球に帰還した小惑星探査機はやぶさや2014年 に打ち上げられ今年小惑星リュウグウに着陸を成功 させたはやぶさ2は皆さんも1度は名前を聞いたこ とがあるのではないでしょうか^{1,2)}.これらの宇宙 機には、小惑星へ行くためのイオンエンジンと呼ば れるプラズマロケットが搭載されています³⁾.この プラズマを利用したロケットは電気推進と呼ばれて おり、近年各国の衛星への搭載が進められていま す.本稿では、宇宙用電気推進の紹介とその課題を 解決するための私が研究対象としている先端推進の 紹介をします.

2. 宇宙用推進

2.1 宇宙用推進の用途

宇宙開発で推進機と聞くと, H-IIA ロケットなど のような地上から宇宙へと打ち上げるロケットをイ メージする人が多いと思います.しかし, 推進機は 宇宙空間に行った後も様々な用途に利用されていま す.図1に示すようにその用途は大きく分けて3つ あります.1つは高度維持です.地球近傍を周回す る衛星では、周りは完全な真空ではなく、極少量の 大気抵抗により減速し落下してしまいます.そこ で、推進機を用いて高度を維持する必要がありま す.2つ目ははやぶさなどで使用されたように、別 の軌道へ宇宙機を移動させるために用いられます. 3つ目は姿勢制御です.何も制御をしないと宇宙機 は、外力を受けて回転を始めてしまいます.姿勢制 御手法はいくつかありますが、宇宙機に取り付けた 推進機が発生する力を利用して制御するのもその1 つです.このように、宇宙に打ち上げられた後にも 推進機は様々な用途に利用されており、宇宙開発に おいて必要不可欠な構成要素であるといえます.

2.2 宇宙用推進機の性能

一般に,推進機の性能は発生する力(=推力)と 燃費(=比推力)によって評価されます.推力は, そのまま推進機が生み出すことができる力を表し, 基本的には大きい方が性能は高いといわれます.し かし,地上から打ち上げるロケットや飛行機などと は少し異なる特性を持っています.もし力が不十分 な場合,ロケットや飛行機は飛ぶことができませ ん.飛ぶためには重力に打ち勝つ必要があるからで す.つまり、最低限必要な力が存在します.しか



し、宇宙空間は無重力状態かつ空気抵抗もほぼゼロ と考えて構いません.そのため、小さな力でも宇宙 空間を移動することが可能となります.また、宇宙 機は決まった軌道を慣性飛行しているので、仮に力 が発生しなくても常に移動しています.実際に、人 類が製作した物体の中でも最も遠方へ行ったボイジ ャーと呼ばれる宇宙機は、スラスタを搭載していま せん⁴⁾.では、推力は何のために必要かというと、 前節でも述べた軌道遷移を例にすると速度を変化さ せ別の軌道へ宇宙機を遷移させる際に必要になりま す.そして、大きな推力ほど素早く速度を変えるこ とができます.推力の大きさは、速度を変化させる のに要する時間を決める評価パラメータといえま す.

もう一つの性能は、比推力です.比推力はある燃料をある力で何秒間出し続けられるのかという意味を持ち、単位は秒です.この比推力が高いほど、同じ燃料でも長い時間力を発生し続けられるので、燃費がいいことに対応します.この比推力も、地上と宇宙では少し違う意味を持ちます.例えば、車では燃料がなくなったらガソリンスタンドで補給すればまた走ることができます.しかし、宇宙空間では補

給することができません. つまり,最初に持ってい る燃料のみで目的地へ行かなければいけません. そ のため,比推力の低い推進機では,燃料以外のミッ ションに必要な装置(=ペイロード)を少なくしな ければいけなくなります.

2.3 化学推進と電気推進

ロケット推進は、化学推進と電気推進の2つに大 きく分けることができます.化学推進は、化学反応 を利用して、高温高圧のガスを発生させノズル等で 加速排気することで推力を得る推進機です.化学推 進は、前述の H-IIA ロケットなどでも利用されて おり、非常に大きな推力を発生させられるのが特徴 となっています.一方で、比推力はそれほど高くす ることはできず、最も効率のよい液体水素と液体酸 素を用いたタイプでも450秒程度です⁵⁾.宇宙空間 では、ヒドラジンなどがよく使われますが、その比 推力は200秒程度で、サイズによりますが推力は 100 N 以上出すことも可能です⁶⁾.

もう1つのロケット推進が,電気推進です.電気 推進は,推進剤ガスを電気のエネルギーで電離・加 速させることで推力を得ます.電気推進は非常に燃



図2 化学推進と電気推進

費がいいのが特徴で,比推力は小惑星探査機はやぶ さで用いられたイオンエンジンの場合 3,400 秒と化 学推進に比べ1桁高くすることができます⁶⁾.最も 比推力が高い電気推進では 10,000 秒を超えるもの も存在します⁷⁾.一方で,推力は化学推進に比べ小 さく,小惑星探査機はやぶさで用いられたイオンエ ンジンでは 10 mN 程度です.これは,1gの物体に かかる重力の大きさと同程度です.つまり,1円玉 を手の上に乗せて感じる力と同程度の推力ではやぶ さは飛行していることになります.

前節で、述べたように宇宙空間では推力は速度を 変化させるのに要する時間を決めるパラメータで す.そのため、電気推進は化学推進に比べ非常に長 い時間をかけないと所定の速度に変化できないこと になります.しかし、衛星の質量はロケットの打ち 上げ能力で制限されてしまいますので、燃費性能が 高いことはペイロードを多く持っていくことができ ることに相当します.仮に、はやぶさを化学推進の みで実現しようとすると、図2に示すように機体質 量の大半を燃料にしないと成り立ちません.そのた め、観測機器などのペイロードを十分持っていくた めに、たとえ時間がかかったとしても燃費の高い電 気推進を使用する必要がある場面が宇宙開発には多 く存在します.

2.4 代表的な電気推進とミッション

はやぶさに代表されるように,すでに電気推進は 宇宙機への搭載が進められています.その中でも代



表的なものはイオンエンジンとホールスラスタで す. 各国で開発されている、またはすでに搭載され た代表的な電気推進とミッションをまとめたものを 図3に示します.ホールスラスタは、比推力が 1,500-2,000 秒程度, イオンエンジンは 3,000 秒以上 と種類により特性が異なります.また、電気推進の 推力は電力により決まります。100 mN級の推力を 出すためには数 kW 級の電力が必要になります. 現在、電気推進の推力を高くするために、kW 超級 の大電力電気推進の開発が活発に進められており. 日本でも JAXA において 6kW 級のホールスラスタ の開発が進められています⁸⁾. ミッションとして は、はやぶさなどの小惑星探査機は、深宇宙探査と いう地球軌道以外の探査に該当します.一方で、地 球近傍の軌道を回る衛星にも高度維持などの用途で 電気推進が採用されています. しかし、これまでの 衛星は用途によって化学推進との組み合わせで利用 されてきました.近年.すべて電気推進を利用する

全電化衛星が開発されてきました.全電化衛星は, アメリカのボーイングが2015年に世界に先駆けて 702 SPという全電化衛星を打ち上げ,ヨーロッパ などでも開発が進められています⁹⁾.日本も現在 ETS-9という全電化工学実証衛星を開発中で,2021 年度に打ち上げ予定となっています¹⁰⁾.さらに,今 後の軌道間輸送や更なる深宇宙探査では,より大推 力・高比推力・長寿命の電気推進が必要になってい きます.このように電気推進の用途は広がってきて いる一方,電気推進に対する要求性能が高まってい ます.

3. 先端推進

3.1 大電力電気推進: MPD スラスタ

電気推進は推力が低いためにミッション時間は長 くなってしまいます.しかし.例えば将来有人ミッ ションとして火星へ行く場合などでは、宇宙飛行士 の負担を減らすためにミッション時間を短くしなけ ればなりません、そこで、電気推進の大推力化を目 指した研究が進められています。図3に示したよう に電気推進は電力が大きくなるほど、高い推力を得 ることができます、しかし、イオンエンジンやホー ルスラスタなどでは、原理的に大電力化は困難であ り、複数台を搭載しても 100 kW 程度が限界です。 そこで、更なる大電力に適応した電気推進として電 磁流体力学スラスタ(Magnetoplasmadynamic スラ スタ:MPD スラスタ)があります.このスラスタ は、1 MW 級での動作が可能であり、小型のスラス タで高い推力を発生可能であるため、大電力用の電 気推進の有力候補の1つです。MPD スラスタは、 陽極と陰極の間のアーク放電によりプラズマを生成 します、この放電時の電流が誘起する磁場と電流と のローレンツ力によりプラズマを加速させ推力を発 生します. (図 4) MPD スラスタは水素を推進材と して用いた時、100 N、10000 秒近い性能を得ること も可能です. しかし, MPD スラスタは, 100 kW-1 MW もの大電力で動作し、その半分程度が熱とし て放出されます. そのため, 熱的に耐えられる設計



を行うことが最大の課題となっています.

筆者らの研究グループでは,MPD スラスタの電 磁流体シミュレーションと熱解析を行い,熱的に耐 えられる陰極と陽極のサイズと形状を明らかにしま した¹¹⁾.また,計算で設計したスラスタと同形状の スラスタを製作し,実験的に推進性能を取得してい ます¹²⁾.加えて,熱的耐久性を実験的に調査するた めに,電極表面温度の計測手法を確立しました.こ の計測法により,高密度プラズマ環境かつ,3000℃ 以上の温度環境の電極表面の2次元温度分布計測に 世界で初めて成功しました¹³⁾.現在,最適な動作条 件や熱入力特性などの調査を進めています.

3.2 長寿命電気推進:無電極 RF スラスタ

小惑星探査機はやぶさは、様々なトラブルがあり ましたが、地球に帰還しミッションを終えるのに7 年間かかりました.その間、常にイオンエンジンを 動作していたわけではないですが、電気推進は年単 位の動作が要求されます.また、全電化衛星用では 運用時間は10年以上となるものもあります.しか し、宇宙空間では途中で修理を行うことは基本的に 不可能ですので、長い期間無故障で動作することが 要求されます.既存の電気推進では一般に、プラズ マの生成や加速のために電極が必要となります.こ の電極は、プラズマと接触することで損耗してしま い、一定以上の損耗で破損してしまいます.また、 この電極の損耗は性能の劣化にもつながり、様々な 対策が考えられていますが、根本的な解決にはいた



っていません. この問題を解決するためにプラズマ と電極を直接接触させない,無電極電気推進が提案 されました. 典型的な無電極電気推進は,高周波放 電でプラズマを生成し,磁場をノズルとして用いる 無電極 RF スラスタです. (図5)無電極 RF スラ スタでは,プラズマは放電管の壁面以外とは接しな いため,電極の損耗が発生せず原理的に寿命の制限 はありません.将来的に,更なる長寿命が要求され るミッションなどで用いるスラスタの候補として注 目されています. しかしながら,無電極 RF スラス タは,既存の有電極型の電気推進に比べ性能が低い のが課題となっています. そのため,各国で性能改 善に向けた研究が進められています.

筆者らは、高周波放電部の磁場形状に着目し、磁 場に大きな勾配をつけることで推力が大きく改善す ることを明らかにしました14).また、この磁場分布 と高周波アンテナの位置関係も性能に関係するパラ メータであり、最適なアンテナ位置の提案を行い、 元のスラスタに比べ推力を4倍まで上げることに成 功しました. しかしながら, 推進性能は未だ既存の 電気推進より低いのが現状です。推進性能の向上の ためには、無電極でのプラズマ生成の効率化とプラ ズマ加速の効率化の両方が必要となります。そこ で、磁場を用いたノズルに代わる無電極の新しいプ ラズマ加速手法として進行磁場を用いた手法を提案 し研究を進めています15). これは、下流方向へ伝わ る磁場の波を生成し、プラズマを波の方向へと加速 する手法です.これまでに,進行磁場によりプラズ マが加速されることの確認をしましたが、動作条件 の最適化や物理現象の理解が課題となっています。

3.3 セイル推進:磁気プラズマセイル

これまでに紹介してきた電気推進は、推進剤を噴 射した反力を推力としたロケット推進です. このロ ケット推進とは、異なる推進原理で推力を得る手法 としてセイル推進があります. セイル推進は、ヨッ トのように宇宙で帆を貼り、地上の風の代わりにな るものを受け止めることで推力を得る推進システム です.太陽の光を受けて進むソーラーセイルが最も 有名だと思います. ソーラーセイルは、すでに IKAROS により宇宙実証が行われました.しかし、 ソーラーセイルは、推力を大きくするために薄膜の 帆を大きく広げる必要がります. そのため, 大きな 帆になるほど技術的に難しくなるという課題があり ます. そこで、Zubrin らが提案したのが、帆の展 開が不要な磁気セイルと呼ばれる新しいセイル推進 手法です¹⁶⁾.磁気セイルは、太陽から流れてくる超 音速のプラズマ流:太陽風を宇宙機に搭載したコイ ルの作る磁場で受け止めることで推力を発生する推 進システムです.(図6(a))しかし、磁気セイル で十分な推力を得るためには数十 km 以上の巨大な コイルが必要となることが明らかになりました. そ こで、Winglee らは宇宙機からプラズマを噴射する ことで磁場の帆を拡大させ、小さなコイルで大きな 帆を作る手法を提案しました17). この推進システム が磁気プラズマセイルと呼ばれています。この磁気 プラズマセイルは、これまでの推進機の不可能であ った高比推力と大推力を両立可能であることから注 目を集めました. 日本でも, JAXA を中心に磁気プ ラズマセイルの研究グループが立ち上げられ活発な 研究が行われました. しかし、そもそも磁気セイル や磁気プラズマセイルで本当に推力が発生し、プラ ズマ噴射で推力が増加するのかという推進原理につ いて論争が続けられていました.

筆者は、主に地上実験において、磁気プラズマセ イルの原理検証を担当していました. 直径2m, 長 さ3mの大型の真空チャンバー内に太陽風プラズ マ流を模擬することで、宇宙環境を再現した装置を 製作しました. この装置の内部に宇宙機を模擬した



(a) 磁気セイル



(b) 磁気プラズマセイル.図 6 磁気セイルと磁気プラズマセイル

コイルを設置し、初めて推力が発生することが実証 されました¹⁸⁾. また、小型プラズマ源を用いた実験 により、プラズマ噴射による磁場の帆の拡大と推力 の増加も実験的に実証され、磁気プラズマセイルの 原理に関する論争に終止符を打ちました¹⁹⁾. しかし ながら、現在磁気プラズマセイルの推進性能は、深 宇宙探査用として十分ではないことから、推進性能 の改善の研究が進められています. その1つとし て、コイルを搭載した複数衛星による磁気プラズマ セイルが提案され研究が進められています²⁰⁾. ま た、磁気プラズマセイルを宇宙からの宇宙線などの 高エネルギー粒子を防ぐ磁気シールドして使うこと など、他の用途への応用も進められています.

4. おわりに

本記事では、筆者の研究分野である宇宙機用の推 進システム、特に電気推進の紹介と現在研究が進め られている先端推進について簡単ですが紹介しまし た.より詳細について知りたい方は、参考文献など をご参照ください、宇宙探査では探査内容が、通信 衛星などでは通信技術が宇宙ミッションの目的であ り、推進機はあくまでも目的を達成する道具といえ ます、しかし、推進機がなければ現在の宇宙開発は 成り立たないほど重要なものです、また、宇宙空間 を自由に飛ぶためには推進機の技術革新が必要不可 欠です、特に、電気推進はその特性から将来の宇宙 開発の発展の鍵となるものだと思っています、これ からの宇宙開発の一助になれるよう研究を進めてい きたいと思います。

参考文献

- 1) 萩野慎二.小惑星探査機「はやぶさ」の開発と成果. NEC 技報, 2011, 64, vol.1, pp.130-138.
- 2) M. Yoshikawa, S. I. Watanabe, Y. Tsuda, and H. Kuninaka, Hayabusa 2-The Next Asteroid Sample Return Mission of Japan. *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2014, **12**, Tk_29-Tk_33.
- 3) 國中均, 堀内康男, 西山和孝, 船木一幸, 清水幸夫, 山田哲哉, 「はやぶさ」搭載マイクロ波放電型イオンエ ンジン. 日本航空宇宙学会誌, 2005, 53, 第618号, pp.203-210.
- 4) R. L. Heacock, the Voyager spacecraft, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 1980, **194**, vol.1, pp.211-224.
- 5)前村孝志,後藤智彦,秋山勝彦. H-2 A ロケットの新 技術と初号機打上げ結果,三菱重工技報,2002,39, vol.1, pp.2-7.
- 6) 斎藤紀男, 2次推進系. 計測と制御, 1984, 23, vol.1, pp.123-128.
- 7) H. Hayashi, Y. Nakayama, M. Usui, H. Koizumi, S. Hosoda, Y. Shimizu, and H. Kuninaka, Experimental Demonstration of Microwave Discharge Ion Engine with 10,000 sec Isp, *Transactions of The Japan Society for Aeronautical* and Space Sciences, 2009. 7, Tb_1-Tb_4.
- 8) Y. Hamada, J. Bak, R. Kawashima, H. Koizumi, K.

Komurasaki, N. Yamamoto, and et al, Hall thruster development for Japanese space propulsion programs, 2017, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, **60**, vol.5, pp.320-326.

- 9) Boeing: World's First All-Electric Propulsion Satellite Begins Operations, https://boeing.mediaroom.com/2015-09-10-Boeing-World-s-First-All-Electric-Propulsion-Satellite-Begins-Operations (accessed 27 June 2019).
- 10) 鳩岡恭志,佐野伊彦,工藤伸夫,久本泰慶,深津敦, 技術試験衛星9号機によるオール電化衛星の開発.日 本航空宇宙学会誌,2017,65,vol.10, pp.309-313.
- 11) S. TAUCHI, A. KAWASAKI, M. NAKANE, K. KUBOTA, and I. FUNAKI, The Effect of Anode Configuration on Hydrogen MPD Thruster Performance : A Numerical Study. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2018, 16, vol.3, pp.274-279.
- 12) S. Tauchi, Y. Oshio, A. Kawasaki, K. Kubota, and I. Funaki, Analysis of Thrust Performance and Cathode Phenomena on a Megawatt-Class MPD Thruster. Proceedings of AIAA Scitech 2019 Forum, 2019, AIAA 2019-1241.
- 13)田内思担,大塩裕哉,船木一幸. MW 級自己誘起磁 場型 MPD スラスタの電極特性に関する実験的研究,平 成 29 年度宇宙科学に関する室内実験シンポジウム, 2018.
- 14) Y. Oshio, T. Shimada, and H. Nishida, Experimental investigation of optimal positional relation between RF an-

tenna and magnetic cusp for thrust performance of RF plasma thruster. International Journal of Space Science and Engineering, 2018, **5**, vol.1, pp.43-60.

- 15)小笠原世亜,大塩裕哉,西田浩之,進行波磁場加速を用いた無電極 RF プラズマスラスタの実験的研究,第49期 定時社員総会および年会講演会,2018,1C 04.
- R. M. Zubrin, and D. G. Andrews, Magnetic sails and interplanetary travel, Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 28, vol.2, pp.197-203.
- 17) R. M. Winglee, J. Slough, T. Ziemba, and A. Goodson, Mini-magnetospheric plasma propulsion: Tapping the energy of the solar wind for spacecraft propulsion, Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2000, **105**, A 9, pp.21067-21077.
- 18)上野一磨,大塩裕哉,船木一幸,山川宏,堀澤秀之, 磁気セイルの推力特性に関する実験研究,日本航空宇 宙学会論文集,2011,59,第692巻,pp.229-235.
- 19) Y. Oshio, K. Ueno, I. Funaki, and H. Yamakawa, Thrust Measurement of Magnetoplasma Sail in Laboratory Experiment, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, **12**, pp. Pb_45-Pb_51.
- 20) Y. Murayama, K. Ueno, Y. Oshio, H. Horisawa, and I. Funaki, Preliminary results of magnetic field measurements on multi-coil magnetic sail in laboratory experiment. Vacuum, 2018, Available online 16 May 2018.