

イオンエンジン（電気推進）の 歴史とその将来

首都大学東京大学院

システムデザイン研究科／専攻

航空宇宙システム工学域

日本航空宇宙学会

電気推進・先端推進部門 委員長

竹ヶ原 春貴

1. はじめに

イオンエンジンというと、「はやぶさ」や「はやぶさ2」のイオンエンジンを思い浮かべる方も多いだろう。世界中の人々を感動させ、日本の宇宙開発技術の高さを知らしめた、小惑星探査機「はやぶさ」の帰還（2010年6月）から4年後、2014年12月「はやぶさ2」が打ち上げられ、2019年6月現在、「リュウグウ」の地下物質採取のための第2回目のタッチダウンが試みられている。「はやぶさ」は太陽系形成の起源を明らかにすべくS型小惑星「イトカワ」の物質を地球に持ち帰ったが、「はやぶさ2」はさらに太陽系形成時の水や有機物を調査すべくC型小惑星「リュウグウ」をターゲットとしている。

また、月基地建設計画では、国際宇宙ステーション（ISS）を足がかりに、ISSから月までの大量物資輸送を電気推進ロケットで行い、基地建設にあたる。

さらに、小惑星捕獲ミッションでは、小惑星帯まで電気推進ロケットにより、動力飛行し、小惑星捕獲後、月周辺の力学的安定（各種の引力が平衡しているラグランジュポイント）へ輸送し、宇宙飛行士をその小惑星に派遣し探査を行うことにより、地球への小惑星

衝突回避技術の獲得を目指している。さらに有人火星探査では、放射線の人体への影響を避けるため、大推力電気推進ロケットにより、短期間に火星到着を目指す。その後のターゲットは、水と氷がある木星の衛星（エウロパ、ガニメデ等）である。

地球近傍の実用静止人工衛星では、従来、静止軌道に投入する場合、打上げロケットで運ばれる遷移軌道（GTO）の遠地点において、アポジモータを噴射し、静止軌道に投入する。現在、衛星質量の半分近くを、このアポジモータの燃料が占めている。そこで、アポジモータを使わず、高燃費の電気推進ロケットでらせん状に静止軌道に投入することで衛星質量（推進剤質量）の大幅な削減を図るのが、全電化衛星である。2015年Boeingの全電化静止衛星バス702SPが、およそ半年をかけてイオンエンジンのみによる静止軌道への投入に成功し、その後、欧州に続き、我が国でも技術試験衛星9号機（ETS-9）でその実現を目指している。

また、21世紀に入り、従来推進系を搭載できなかった超小型衛星に対しても、そのミッションの多様化・高度化に対応すべく、電気推進ロケットの搭載を目指す研究も急速に拡

がりを見せている。

本稿では、まずイオンエンジンの動作原理、その特徴、性能パラメータなどを紹介し、その後、今日までの電気推進ロケットの研究開発の歴史・経緯を概説し、将来計画・今後の展望を述べる。

2. イオンエンジンの動作原理およびその特徴

2.1 イオンエンジンの動作原理およびその特徴

イオンエンジンを初めとする電気推進ロケットは、従来の化学推進ロケットが燃焼または分解反応によって高温・高圧のガスを発生し、それをノズルにより超音速に加速して推力を得ると異なり、放電等によって生成したプラズマを、電磁氣的に加速することにより、推力を得る宇宙推進機である。その一種であるイオンエンジンはアーク放電やマイクロ波放電等で推進剤（一般にキセノンが使われる）を加熱・電離し、生成プラズマから、2枚あるいは3枚の多孔状電極に1000~2000 Vの電圧を印加し、その電位勾配を利用して、イオンを抽出、加速し、その反作用で推力を得る静電加速型電気推進機である。第1図に化学/電気推進ロケットの比推力と推力密度を示すが、イオンエンジンは、電気推進ロケットの中でも、特に高比推力/低推力を特長とするものである。

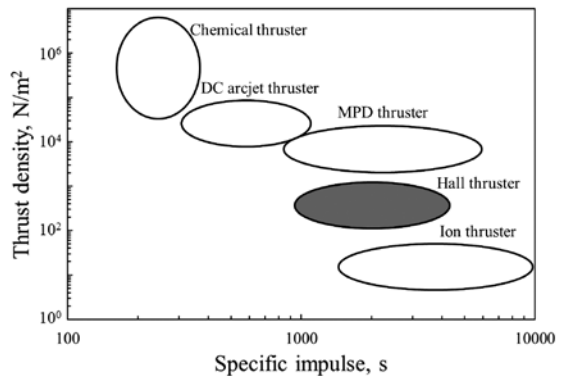
イオンエンジンの物理過程は、第2図に示すように、プラズマ（イオン）生成、イオン抽出・加速、イオンビーム中和の3つに大別することができる。

プラズマ生成には、(1) 直流放電型、(2) 高周波誘導放電型、(3) マイクロ波放電型、(4) 接触電離型などがある。通常、プラズマ生成には電子の壁面損失を抑えるため、磁場閉じ込めが行われ、直流放電型の場合、その磁場形状によりカスプ型、カウフマン型など

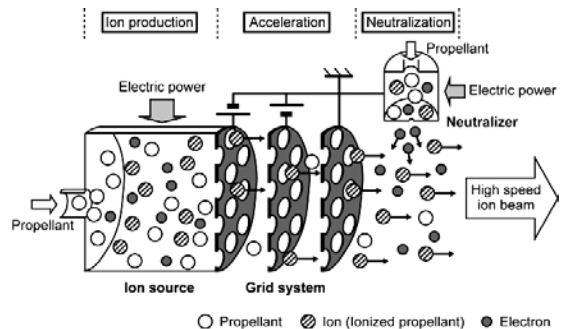
に区別される。

イオンビームの抽出・加速は、プラズマ生成部でつくられたイオンを、間隔1 mm程度で設置された多孔状電極に正負の高電圧を印加し、その静電界によって、抽出・加速することで行われる。第2図のグリッドシステムに接続されている電源の正負に注目して頂きたい。この時、グリッド部を正電荷を帯びたイオンのみが通過するために、抽出されるイオンビーム量は、Child-Langmuir則から導かれる「空間電荷制限電流」が最大値となる。この「空間電荷制限電流」がイオンエンジンの大推力（密度）化の障害となっており、大推力化には、引き出し電極の面積を増加することが必要となる。

イオンビームの中和は、スラスト外部に設置された中和器によって行われる。スラスト



第1図 比推力（燃費）と推力密度



第2図 イオンエンジンの物理過程

からは正に帯電したイオンビームのみが噴出され、そのままではスラスタや衛星本体は負に帯電することになり、イオンはその負電位のために引き戻され、大きな推力損失を招く。このため、抽出したイオンと同量の負電荷を持つ電子を放出する必要がある。

2.2 イオンエンジンの性能¹⁾

電気推進ロケットは、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としている。化学推進ロケットと比較し、推進剤の噴出速度が一桁以上大きいため、推進剤を節約することができ、搭載重量（ペイロード重量）を増やすことができる。イオンエンジンでは噴出イオンがほぼ1価であり、衝突もなくその速度はほぼ一様である。そのため、供給推進剤流量と試験時に測定される電流、電圧等から、下記の重要な性能パラメータが求められ、エンジン性能が評価される。

- ・ 推力（噴出推進剤流量とその噴出速度の積で表される推進力）
- ・ 比推力（単位推進剤流量あたりで得られる推力すなわち“燃費”に相当する）
- ・ 推力電力比（発生推力と推進機全消費電力の比）

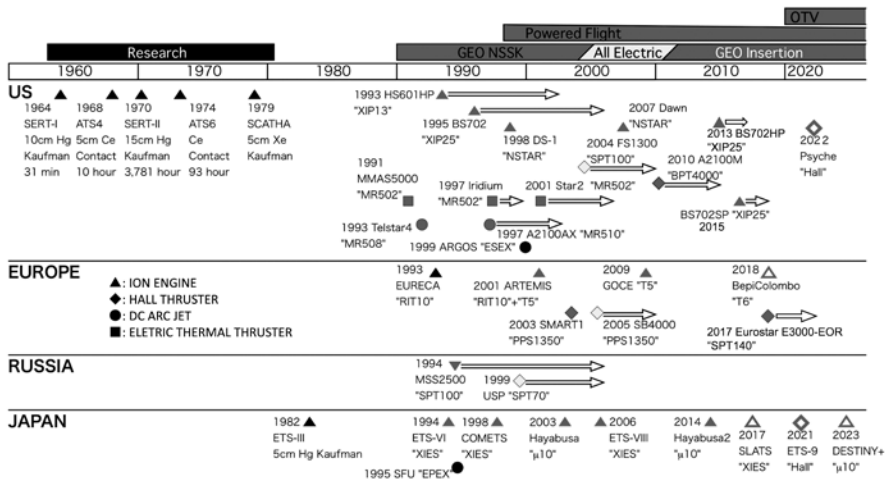
- ・ 推進効率（発生推力の運動エネルギーと投入電気エネルギーの比）
- ・ 推進剤利用効率（加速・噴射し推力に寄与したイオン質量流量と供給推進剤質量流量の比）
- ・ イオン生成コスト（推力となるイオンビーム電流1Aを得るのに要するプラズマ生成電力）

化学推進ロケットの場合、推進剤を多量に噴出するため推力（推力密度）は大きいが、その比推力は100～300 秒程度である。一方、電気推進ロケットの比推力は第1図に示したように、500～10,000 秒である。化学推進ロケットは燃料と酸化剤の化学反応を利用した内燃機関と考えられるが、電気推進ロケットは外部からの電気エネルギーを利用する外燃機関であり、そのため作動領域は非常に広い。

詳細は参考文献1を参照されたい。

3. 電気推進ロケットの研究開発の歴史

第3図にイオンエンジンを始めとする主な電気推進ロケットの搭載の歴史²⁾を示す。1960年代から基礎研究が始められた電気推進は、米国および旧ソ連において、弾道飛行に



第3図 主な電気推進ロケットの搭載の歴史

よる実験や衛星軌道での長時間作動実験などが始められた。我が国でも、1970年代半ばから、その搭載を目指してイオンエンジンを始めとする電気推進機の研究開発が進められてきた。多くの研究開発が行われた欧米の初期のイオンエンジンの研究開発の中から、一つを挙げるとすると米国のSERT-IIであろう。SERT-IIの概要は以下の通りである。

3.1 SERT-II (Space Electric Rocket Test II)

SERT-IIは、極軌道飛行の専用衛星に直径15cmの直流放電型水銀イオンエンジン2台を搭載し、1970年に打上げ、1981年に推進剤が枯渇し、かつ軌道の影響で電力供給が不可能になるまで、6,623時間のビーム噴射（推力10～22mN）を含む合計14,000時間を越える作動を行った。その間、長時間連続作動や再始動実験・性能再現性評価・推進剤の長期間保存性評価とともに、衛星スピンの変化を利用した推力測定、エミッシブ・プローブを用いたイオンビームの中和評価／プラズマポテンシャル測定、電磁干渉評価などの多様な実験を行い、現在のイオンエンジンの礎となった。また、スラスタ性能ばかりでなく、噴出ビームの状態も宇宙と地上でよく一致し、スペースチャンバーでのビーム診断が有効であることが実証された。直流放電型イオンエンジンの重要な部品に、放電陰極や中和器としての電子源があるが、SERT-IIプログラムでホローカソードが開発され、スラスタの性能向上と寿命延長に画期的な効果をもたらした。

一方、日欧では、寿命の観点からMHzオーダー、GHzオーダーの高周波を用いる無電極放電によるプラズマ生成をイオン源に利用するイオンエンジンの研究開発も進められてきた。

3.2 ETS-IIIイオンエンジン

日本においては、1982年9月打上げの技術

試験衛星III型「きく4号」(ETS-III)に直径5cm、推力2mN、電力100Wの直流放電型水銀イオンエンジン2台が搭載され、宇宙試験が行なわれた。主な試験項目は、パラメータ変更、長時間繰り返しなどの試験であった。その結果、ETS-IIIイオンスラスタは宇宙でも良好に作動し（延べ182時間、111回のオンオフサイクル作動）、予定通りの推力を発生した³⁾。

3.3 ETS-VIイオンエンジン

続いて開発が進められたのは、有人のスペースシャトルへの適合性を考慮した希ガス（キセノン）を用いた直流放電カウフマン型イオンエンジンであった。技術試験衛星VI型「きく6号」(ETS-VI)に直径12cm、推力25mN級のイオンエンジン⁴⁾を搭載し、世界初の静止衛星南北軌道制御（NSSK）へのイオンエンジンの実用化を試みた。1994年に打ち上げられたETS-VIは、静止軌道への投入失敗のため、その実用化は至らなかったが、システム全体の種々の試験を行い、地上試験との比較評価が行われた。その結果、推力は地上試験データの95～98%と十分な一致が確認された。

ETS-VIでは、衛星バス機器として、推力発生部であるスラスタ系（TRS）以外にも、推進剤貯蔵供給系（PMU）、電源系（PPU）、制御部（TCU）など、衛星搭載サブシステムとしての基盤コンポーネントの開発が進められた。また、開発段階における耐環境性試験、電磁適合性試験、推力測定試験、9台のスラスタ合計で71,700時間の寿命試験、コンタミネーション試験、ビーム特性評価試験等は今後の研究開発の貴重な指針となった。

その後、1998年打上げの通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)では、H-IIA 5号機2段目エンジンLE-5Aの第2回目燃焼の早期停止により、静止軌道に投入できず、イオンエ

ンジンは動作試験を実施したのみであった。

2006年に打ち上げられた技術試験衛星VIII型「きく8号」(ETS-VIII)では、翌2007年からNSSKを含む定常運用が開始されたが、電源装置のトラブルのため、2009年7月イオンエンジンは機能を喪失した。累積作動時間は、有効寿命15,600時間に対し、3,748時間であった。その後はバックアップの化学推進系により運用を継続し、2017年1月、約10年にわたる運用を終了した。

現在、同タイプの直流放電型イオンエンジンは超低高度衛星技術試験機「つばめ」(SLATS)に搭載され、運用されている。

3.4 「はやぶさ」から「はやぶさ2」へ

世界中の人々を感動させ、日本の宇宙開発技術の高さを知らしめた、小惑星探査機「はやぶさ」の帰還(2010年6月)から4年後、2014年12月「はやぶさ2」が打ち上げられ、2019年6月現在、「リュウグウ」の地下物質採取のための第2回目のタッチダウンが試みられている。「はやぶさ」は太陽系形成の起源を明らかにすべくS型小惑星「イトカワ」の物質を地球に持ち帰ったが、「はやぶさ2」はさらに太陽系形成時の水や有機物を調査すべくC型小惑星「リュウグウ」をターゲットとしている。

「はやぶさ」は2003年5月からの7年間に及ぶ宇宙運用で4台累計4万時間の稼働実績を重ね、2万5千時間の宇宙動力航行(2010年当時の世界最長記録)を達成した。

「はやぶさ2」は「はやぶさ」の基本設計を踏襲しており、マイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ (ミュー・テン)には、「はやぶさ」で得られた知見を元に以下の改良が加えられている。

- ・放電室導波管長さとはアンテナ長さの入念な調整による放電点火余裕の確保

- ・中和器長寿命化のための磁場の強化
- ・実使用環境を模擬した耐久試験を実施し、「リュウグウ」との往復に必要なとされる1万時間の2倍の2万時間を打上げ前に達成、その後も継続し、5年間で4万2千時間を達成
- ・キセノンガス噴射口の配置や流量配分の最適化、イオン抽出・加速グリッドの詳細設計の変更により、発生可能推力を8 mNから10 mNに増強

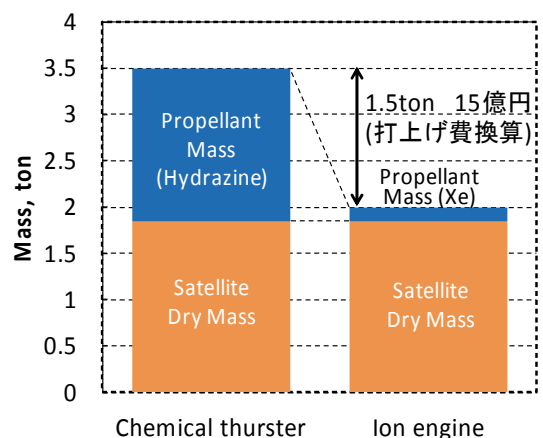
「はやぶさ2」は2019年11~12月に「リュウグウ」を出発し、2020年11~12月に地球帰還の予定である。

4. 電気推進の将来計画・今後の展望

4.1 全電化衛星ミッション

近年、注目を集めている全電化衛星⁵⁾では、従来の化学推進系を搭載せず、静止軌道上昇(Orbit Raising, O/R)、NSSK、ホイールアンローディングなど、すべてホールスラスタ、イオンエンジン等の電気推進ロケットで行い、大幅な搭載推進剤量の削減が可能となる。(第4図参照)

2012年にBoeingが世界初の全電化静止衛星バス702SPの受注を発表し⁶⁾、2015年に



第4図 全電化衛星の効果(702SP/Falcon9)

Falcon9ロケットにより打ち上げられ、およそ半年をかけてイオンエンジンのみによる静止軌道への投入に成功した。これを受け、世界各国において全電化衛星の開発が加速している。Airbus DSは欧州初の全電化衛星バスEurostar-E3000EORを受注、2017年6月にAriane5ロケットにより打ち上げられた後、ホールスラスタによる軌道上昇を4ヶ月で達成した。

日本においても次期技術試験衛星として全電化衛星の検討が進められ⁷⁾、JAXAにおいて2017年4月から技術試験衛星9号機(ETS-9)プロジェクトがスタートした。ETS-9では、2020年代に国際競争力のある衛星システムの実現を目的に、打上げから運用終了までのライフサイクルコストを抑えるために、推進剤を大幅に低減可能な全電化衛星技術を採用している。

第5図に示すETS-9では、展開式のブームジンバル上に電気推進ロケットを搭載することで、スラスタが放出するプラズマの太陽電池等への影響を抑制するとともに、O/R、NSSK双方を効率的に実施できる。

搭載される電気推進ロケットはJAXA/IHIエアロスペースで研究開発が進められてきた我が国最大の大電力電気推進ロケットとなる6kW級ホールスラスタである。第1図に示したように、ホールスラスタは、イオンエンジンに比べ、比推力は劣るものの推力密度・推

力電力比に優れ、BOEING-702SP(イオンエンジンを搭載)で半年を要したO/R期間を3~4ヶ月程度に短縮できる。さらに海外のホールスラスタが4.5kWが主流なのに対し、6kWとすることで大推力および差別化を図っている。

4.2 宇宙探査ミッション

JAXAでは、「はやぶさ2」に続き、イオンエンジンを搭載する深宇宙探査ミッションとして、深宇宙探査技術実証機「DESTINY+」とソーラー電力セイル探査機の二つのミッションについて、2020年代の打上げを目指して検討が進められている。

「DESTINY+」⁸⁾は、ふたご座流星群の母天体である地球近傍小惑星「Phaethon(ファエトン)」のフライバイ探査という理学的ミッションとともに、宇宙工学を先導する航行・探査技術を獲得して、次世代深宇宙ミッションの発展に寄与するという工学的ミッションを持っており、具体的には以下の通りである。

- ・電気推進の活用範囲の拡大
- ・フライバイ探査技術を獲得し、小惑星探査機会を拡げる。

もう一つの深宇宙探査計画として、ソーラー電力セイル探査機による木星トロヤ群小惑星探査が計画されている。ここでは、ソーラー電力セイルによる大電力供給と高比推力(7,500秒)イオンエンジンにより、木星トロヤ群小惑星へのランデブーを行い、100kg程度の小型着陸機によって着陸、試料採取及び、「その場分析」を行う計画である。

4.3 超小型衛星ミッション

大型衛星との相乗りによる小型・超小型衛星の打上げ機会は今後とも一定数が見込まれ、大学やベンチャー企業による小型衛星開



(C) JAXA

第5図 技術試験衛星9号機

発の機運は高まる一方である。特に、商用分野で電気推進ロケットに期待されるミッションは、多数の衛星でコンステレーション、フォーメーションフライトを構築・運用することである。

役割を終えた小型衛星を早期に大気圏突入するように自力で所定軌道から降下させることは、スペースデブリを増やさないためにも重要であり、既存のデブリを除去するために電気推進を利用する検討も進められている。

これらの目的のために、大阪工業大学では「プロイテレス衛星2号機」(超小型衛星軌道変換用)⁹⁾、「プロイテレス衛星3号機」(地球低軌道から月軌道までの動力航行)および「プロイテレス衛星4号機」(デブリ除去)の開発研究が行われている。東京大学では、水を推進剤とした10~20kg級キューブサットのためのイオンエンジンを、またJAXAと共同で6Uサイズ、重量16kg程度の超小型深宇宙探査機「EQUULEUS」において、太陽-地球-月系における軌道操作技術の実証と姿勢制御用推進系として小型水レジストジェットスラスターの開発を進めている。

5. まとめ

本稿では、まずイオンエンジンの動作原理、その特徴、性能パラメータなどを説明し、その後、主にイオンエンジンを中心とする電気推進ロケットの研究開発の歴史・経緯、将来計画・今後の展望を紹介した。電気推進ロケットでは、超小型衛星から深宇宙探査機までその用途が拡大するとともに、比推力や動作電力レベル・要求寿命などの要求性能も多様化している。これらの要求に応えるためにも、電気推進ロケットの衛星・探査機への搭載に関わるシステム全体との協調・検討が必要となってくるであろう。

参考文献

1. 栗木恭一, 荒川義博, “電気推進ロケット入門”, 東京大学出版会, 2003.
2. 荒川義博, 國中均, 中山宜典, 西山和孝, “イオンエンジンによる動力飛行”, コロナ社, 2006.
3. Kitamura, S., et al. : ETS-III Ion Engine Flight Operations in the Extended Mission Period, JPP, 2 (1986) , pp.513-520.
4. Takegahara H., et al., " Ion Engine System Development of ETS-VI, " 25th Joint Propulsion Conference, Monterey, USA, AIAA-89-2267.
5. Feuerborn, S., Neary, D. and Perkins, J. : Finding a Way : Boeing's "All Electric Propulsion Satellite," AIAA 2013-4126, 2013.
6. Space News : ABS, Satmex Banding Together for Boeing Satellite Buy, Mar 13, 2012, http://www.spacenews.com/satellite_telecom/120313-abs-satmex-banding-together-buy-boeingall-electric-satellites.html
7. 鳩岡恭志, 佐野伊彦, 工藤伸夫, 久本泰慶, 戸田謙一: 次期技術試験衛星によるオール電化衛星の開発, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 函館, JSASS-2016-4131, 2016.
8. 西山和孝, 川勝康弘, “DESTINY+イオンエンジン系の検討,” 第60回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2D05, 2016年9月6日~9日, 函館.
9. 八木隆太, 藤田亮太, 山内翼, 藤田浩貴, 梶原快晴, 岩元亮介, 名田隆太, 田原弘一, 高田恭子, 池田知行: 動力飛行用パルスプラズマスラスタ搭載超小型人工衛星プロイテレス2号機の開発状況, 第61回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2017-4185, 2017.