

最終報告

宇宙産業革命を担う超小型衛星船団に不可欠なマイクロ推進機

研究代表者：鷹尾 祥典 横浜国立大学 准教授

共同研究者：土屋 智由 京都大学 教授

長尾 昌善 産業技術総合研究所 研究グループ長



1. 研究の背景と達成目標

これからの豊かな社会実現に宇宙の利活用は不可欠である。この宇宙産業に革命をもたらすことを期待されているのが、低コストかつ迅速な開発が可能な超小型衛星群だが、それらに搭載可能で十分な性能のある推進機が未だ存在しない。この推進機において重要となる要素が低電力、小型、軽量、燃費の良さであり、また、複数の推進機を備える冗長系も求められる。推進機には推力の大きい化学推進機と燃費の良い電気推進機に大別されるが、前述の要求からここでは電気推進機を対象とする。この電気推進機は従来、ガスを推進剤とするため高圧ガス系が存在し、そもそもシステムの小型化が難しい。また、推進剤ガスを放電させてプラズマ状態にする必要があるため、小型化できたとしても表面積体積比の増加に伴い大幅な性能低下が避けられない。実際、小惑星探査機「はやぶさ」および「はやぶさ2」にも利用されている静電加速型のイオンエンジンは高効率な特徴を持つが、小型化することでその効率は10%以下まで下がってしまう。

本研究では、イオン液体を推進剤とし多数のエミッタ電極表面から直接イオンを引き出すエレクトロスプレー式電気推進機を対象とすることで、この問題を回避する。その上で、同推進機の弱点であった低い推力密度の問題を、電界放出電子源 (FEA: Field Emitter Array) の作製プロセスを利用し電極実装密度を桁違いに高めること等で克服を試みる。これにより、推力密度 1 mN/cm^2 超の従来比2桁増、比推力 (燃費に相当) $3,000 \text{ s}$ 超、推力電力比 40 mN/kW 超となる推進性能を目指し、冗長系を備えた手のひらサイズの宇宙推進システムの実現可能性を示す。

2. 主な研究成果と社会、学術へのインパクト

- FEA プロセス利用による高実装密度化したイオン源の作製により、100 エミッタ利用で最大 88 mA/cm^2 の電流密度、加速電極付加による 1 kV 加速を想定すると 1 mN/cm^2 以上相当となる結果を得られることが分かった [学会発表 5]。これは従来比で2桁程度の電流密度上昇となる。イオン液体利用のエレクトロスプレーイオン源において、ここまで実装密度を高めた微小電極構造からのイオン引き出し実現は過去に例がない。また、微細化により 100 V 程度までの電位差でイオン引き出しが実現できることから、超低エネルギーイオンビーム源としての展開も期待できる。
- 上記イオン源のバックアップの一つとして進めていたポーラス型エレクトロスプレーイオン源において、シングルエミッタ先端におけるマルチエミッションサイトの出現起因と考えられる大幅な電流上昇が得られた [学会発表 1]。本エミッタは従来の機械加工で作成可能なスケールであり、エミッタ数ではなくエミッター一つ当たりの電流上昇による推力上昇の可能性を示すものである。エミッタ形状およびポーラス構造を変えることでイオン放出電流の可制御性実現が期待できる。
- 高電圧印加可能なエレクトロスプレーイオン源においては、いずれのイオン源についてもビーム中心ではイオンのみから構成されるビームとなっていることが確認でき [論文 4]、比推力が $3,000 \text{ s}$ 以上相当になると算出できた。また、推力直接計測から 40 mN/kW 程度の推力電力比を確認できた。これらは小型電気推進機としては特筆すべき性能指標である。

3. 研究成果

図1にエレクトロスプレー推進機概念図を示す。同推進機は多数のエミッタ電極と対向するグリッド構造を持つエクストラクタ電極から構成され、電極間に電圧印加をすることで導電性の液体推進剤から直接イオンを静電的に引き出す事で推力を得る仕組みになる。推進剤に陽イオンと陰イオンのみから構成されるイオン液体を用いると、引き出されたイオンの双方の電荷により自己中和され、静電加速型で一般に必要なとされる電子源(中和器)を省け、さらに高圧ガス系を排除できることから小型、省電力化が期待できる。なお、イオン液体の蒸気圧もほぼゼロとなるため真空中での貯蔵も問題ない。しかし、一つのエミッタから引き出される電流量は1 μA 程度までと微小なため、十分な推力を得るには多数の電極が必要となる。

従来500個/ cm^2 程度までが一般的であったが、当研究においてFEAプロセスを応用して従来のスケールを2桁小さくすることで実装密度を高めて作製することに成功した。約50 μm 四方のエリアに作製された100エミッタ(10 \times 10)を対象に、イオン液体1-ethyl-3-methylimidazolium dicyanamide (EMI-DCA)を利用したイオン引き出し実験において、最大88 mA/cm^2 の電流密度まで到達した(図2)。これは従来の同推進機より2桁以上大きい電流密度となる。この電流密度において、加速電極付加により1 kVまで加速できたとすると1 mN/cm^2 以上相当の推力密度が得られることになる。

FEAプロセス利用のイオン源においてはエミッタ、エクストラクタ電極間距離も1 μm と小さくなる都合、印加できる電位差が最大200 V程度となる。電気推進機の利点である比推力を高くするには加速電極も必要となりシステムが複雑となる課題もある。そこで、スケールを1桁大きくするため、厚膜フォトリソ SU-8を利用したキャピラリ型エミッタの作製も進めた。これによりエミッタとエクストラクタ電極間距離を10 μm 程度確保でき、最大800 V程度の電位差を印加できるようになった[論文3]。その結果、最大で18 mA/cm^2 程度の電流密度が得られた。

エレクトロスプレー推進機において引き出されるイオン種は、例えば、EMI-DCAを利用する際には、EMI⁺, DCA⁻の単量体だけでなく、[EMI-DCA]_nEMI⁺の多量体(n = 1, 2, ...)を一部含むことが分かっているため、電流計測だけでは正確な推進性能を求めることが出来ない。そこで、引き出されたイオンビームの特性を把握するため、飛行時間型質量分析(Time-of-Flight: TOF)計測系の構築を行った。この構築の際には既の実績のあるトップダウンプロセスにより作製した従来スケールのエミッタを利用した。TOF計測系はイオンビームを通過、遮断させるゲート電極と、そこから飛行距離L離れた下流にあるコレクタから構成される(図3)。この飛行距離Lを飛行する時間tを計測することで、以下のようにイオンの質量電荷比が求まる。イオンビームを通過させている状態からゲート電極によりビームを遮断させても既にゲートを通過していたイオンが距離Lを飛行する間はコレクタに電流が流れる。そして、質量の軽いイオンから順にコレクタに到着し終えてコレクタ電流が減少していき、最終的に0

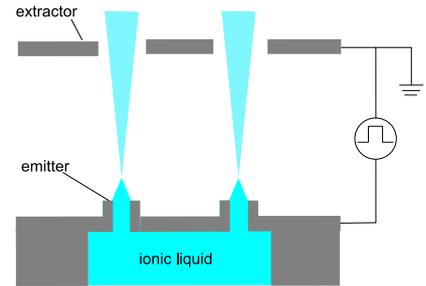


図1. エレクトロスプレー推進機概念図
Source: [論文3], under CC BY 4.0 license. This figure is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License.

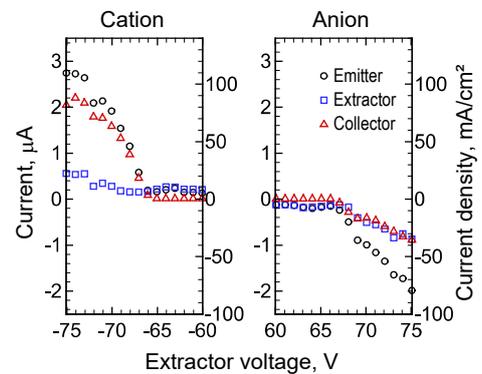


図2. 高実装密度化したイオン源における電流電圧特性. [学会発表5]

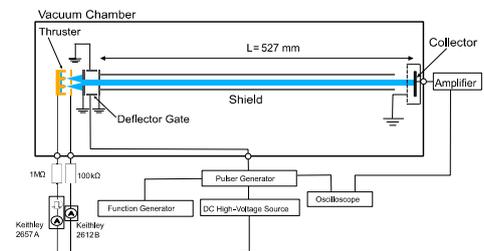


図3. TOF計測系. Source: [論文4], under CC BY 4.0 license. This figure is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License.

となる。この電流変化の割合からイオン種の構成を求める。この計測系においてイオンのみが引き出されている条件の同定を行い、その時、ビーム中心の比推力としては目標値の 3,000 s を大幅に上回る 6,200 s が得られる結果となった (図 4)。

上記 TOF 計測においても計測できない問題として、加速中の多量体の一部が中性粒子とイオンに断片化する現象がある。加速中に中性粒子が発生すると、それ以後、中性粒子は電場により加速されないため推力の損失につながる。そのため、最終的な推進性能としては推力を直接計測する必要がある。一般に振り子式等のスラストスタンドを作製して推力計測を行うが、微小推力を精度よく計測できるスラストスタンドの構築は非常に難しい。そこで、本研究ではエレクトロスプレー推進機が非常にコンパクトになることを利用し、精密電子天秤にスラストを直接載せてから真空チャンバ内に入れて推力計測を行った。これは高圧ガスを使用しない大きな利点の一つでもある。なお、高電圧印加により静電引力が発生するため、本計測系においては静電遮蔽の機構を取り付け、電圧印加の際に精密電子天秤の値が変化しないことを確認した上で推力計測を行った。この推力計測および電圧電流測定から求まる消費電力から推力電力比を算出したところ目標とする 40 mN/kW 程度の値が得られることが分かった。

最後に、高実装密度イオン源のバックアップの一つとして進めていたポーラス型エレクトロスプレーイオン源において、ポーラス径とエミッタ形状を調整することで通常エミッター一つでは 1 μ A 程度とされる電流値が最大で 90 μ A 程度まで上昇する現象が得られた。これはエミッタ先端において、イオン放出箇所が 1 つではなく複数存在するマルチエミッションサイトの出現が寄与していると考えられる。現状、どのような条件でここまで電流が上昇するのかの詳細までは把握できていないが、本エミッタは従来の機械加工で作成可能なスケールであり、エミッタ数ではなくエミッター一つ当たりの電流上昇による推力上昇の可能性を示すものである。

4. 今後の展開

本研究により、個々の要素としての良好な性能は把握できた結果、超小型衛星の自由度を飛躍的に向上させるための十分な性能を備え、かつ、手のひらサイズに収まる電気推進システムの実現可能性は示せたと考えている。ただし、電気推進システムとしての成立性を考える上では、高実装密度化をした上での一様なエミッタアレイ電極の確立、または、ポーラス構造・エミッタ形状の最適化、そして、推進剤貯蔵・供給、電源系の選定等を進めて行く必要がある。また、電気推進機は長時間運転が不可欠であり、寿命試験も重要な課題となる。これは推進剤消費量が極めて小さいところから、推進性能の正確な評価にも影響する問題であり、長時間運転による推進性能評価を行う必要がある。

エレクトロスプレー推進機は従来の電気推進機と異なり放電気体であるプラズマ生成を必要としないため、小型化に非常に適した推進機である。当該推進機の発展は、電力やスペースの制約上、従来のプラズマ推進機では実現不可能であったミッションも可能とし、小型衛星開発者に対して新たな選択肢を提供するものになるはずである。

また、イオン液体の種類によっては火薬成分と混合することで化学推進機に利用できるものもある。瞬発的な力を要する時には化学推進機も不可欠であるが、化学・電気双方の推進機を搭載するには推進剤供給系の構造質量増加が避けられない。推進剤を共通化できれば構造質量の大幅な削減も可能となるため、小型でありながら大きな推力を出せる化学推進、燃費が非常に良い電気推進というデュアルモードでの運転が可能な新しい推進系への発展も期待できる。当該推進機に関しては JAXA 宇宙科学研究所との共同研究も進めており日本の宇宙探査技術の発展へ寄与できるものと考えている。

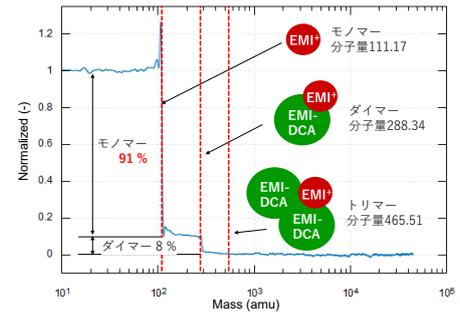


図 4. TOF 計測結果の例。

5. 発表実績

【論文】

- [1] T. Enomoto, S. M. Parmar, R. Yamada, R. E. Wirz, and Y. Takao, “Molecular Dynamics Simulations of Ion Extraction from Nanodroplets for Ionic Liquid Electro spray Thrusters,” *Journal of Electric Propulsion*, Vol. 1, 2022, p. 13(21pp). doi: 10.1007/s44205-022-00010-1
- [2] A. Nishimura, H. Katsuta, Y. Takao, and T. Tsuchiya, “Design and Fabrication of Ionic Liquid Electro spray Thruster with Two-Stage Electrodes,” *Journal of Evolving Space Activities*, Vol. 1, 2023, p. 7(7pp). doi: 10.57350/jesa.7
- [3] T. Shingu, M. Nagao, K. Murakami, H. Murata, S. Khumpuang, S. Hara, and Y. Takao, “Fabrication and Demonstration of SU-8 Based Emitter Arrays for Ionic Liquid Electro spray Thrusters,” *Journal of Evolving Space Activities*, Vol. 1, 2023, p. 30(6pp). doi: 10.57350/jesa.30
- [4] K. Matshukawa, Y. Nakashima, M. Naemura, and Y. Takao, “Emission Measurements and in-situ Observation of Ionic Liquid Electro spray Thrusters with Longitudinally Grooved Emitters,” *Journal of Electric Propulsion*, Vol. 2, Oct. 2023, p. 23(28pp). doi: 10.1007/s44205-023-00057-8
- [5] S. Guo, M. Nagao, K. Murakami, H. Murata, and Y. Takao, “Fabrication of a Double-Emitter Structure for Higher Current Density of Ionic Liquid Electro spray Thrusters,” *Journal of Evolving Space Activities*, Vol. 2, 2024, in press.
- [6] K. Matshukawa and Y. Takao, “Evaluation of Grooved Needle Emitter Performance for Ionic Liquid Electro spray Thrusters,” *Journal of Evolving Space Activities*, Vol. 2, 2024, in press.
- [7] M. Naemura and Y. Takao, “Time-of-Flight Measurements of Ion Beam Compositions in Electro spray Thrusters,” *Journal of Evolving Space Activities*, Vol. 2, 2024, in press.

【学会発表】

- [1] K. Takagi, R. Tsukizaki, Y. Yamashita, and Y. Takao, “Effects of Tip Curvature on Multiple Emitted Ion Beams in Porous Ionic Liquid Electro spray Thrusters,” 2024 AIAA Science and Technology Forum and Exposition, Jan. 8-12, 2024, Orlando, FL, USA, AIAA-2024-1346.
- [2] Y. Takao, “Ionic Liquid Electro spray Ion Sources for Space Propulsion,” The 243rd ECS Meeting, May 28-Jun. 2, 2023, Boston, MA, USA, Z02-2719. <Invited>
- [3] Y. Takao, M. Nagao, T. Tsuchiya, and R. Tsukizaki, “Ionic Liquid Electro spray Thrusters with Different Types of Emitter Structures,” The 11th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Mar. 15-18, 2023, Kanazawa, Japan, AJCPP2023-101. <Invited>
- [4] K. Matsukawa, H. Katsuta, Y. Nakashima, A. Nishimura, T. Tsuchiya, and Y. Takao, “Fabrication and Performance Characterization of an Ionic Liquid Electro spray Thruster with a Grooved Needle Emitter Shape,” 37th International Electric Propulsion Conference, Jun. 19-23, 2022, Boston, MA, USA, IEPC-2022-182.
- [5] Y. Takao, K. Suzuki, S. Guo, M. Nagao, K. Murakami, and H. Murata, “High-Current-Density Ionic Liquid Electro spray Thruster with a Nano-Capillary Emitter Array,” 37th International Electric Propulsion Conference, Jun. 19-23, 2022, Boston, MA, USA, IEPC-2022-192.
- [6] T. Shingu, M. Nagao, K. Murakami, H. Murata, and Y. Takao, “Fabrication and Characterization of an Ionic Liquid Electro spray Thruster using SU-8 Thick-Film Photoresist,” 37th International Electric Propulsion Conference, Jun. 19-23, 2022, Boston, MA, USA, IEPC-2022-193. 他 32 件

【特許、その他】

無し