

小特集

電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

Current Status and Prospects of Electric Rocket Propulsion Technology

1. はじめに

田原 弘一

TAHARA Hirokazu

大阪工業大学

(原稿受付：2017年9月7日)

1.1 宇宙大航海時代の到来

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、2014年12月、「はやぶさ2」がHII-Aロケットによって打ち上げられた。「はやぶさ」は太陽系形成の起源を明らかにすべく小惑星「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（生命の起源！）を調査すべく「リュウグウ」（「浦島太郎」物語の「竜宮」である！）という小惑星をめざして目下順調に飛行中である。小惑星への到着は2018年、地球への帰還は2020年の予定である。まさに人類の英知が太陽系、我々人類の起源に迫ろうとしている。

「はやぶさ2」の往復飛行は「はやぶさ」と同様に、「電気推進ロケットエンジン」の一種である「マイクロ波放電式イオンエンジン」により行われる。

「宇宙は人類に残された最後のフロンティア」、有名な“スタートレック”のフレーズであるが、まさに宇宙大航海時代の幕開けである。諸外国においても同様の計画が立案され活発な議論が行われている。これらの大型プロジェクトはもちろんその膨大な予算規模から国際協力のもとに今後遂行されるものも多い。

月基地建造計画では、国際宇宙ステーション (ISS) を足がかりに、ISS から月まで大量の物資を電気ロケットにより輸送し基地建造にあたる。一気にエネルギー問題を解決できる、1GW級の太陽発電衛星建造計画では、地球低高度軌道から高高度軌道まで建造資材を輸送する。

さらに、小惑星捕獲ミッションでは、小惑星帯まで電気ロケットにより動力航行し、小惑星捕獲後、月周辺の力学的安定点（各種引力が平衡したラグランジュポイント）へ輸送し、宇宙飛行士を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めざしている

(ロシアでの小惑星衝突への対応)。最終目標である、有人火星探査では、宇宙放射線の人体への影響を避けるために、大推力の電気ロケットにより、短期間に火星到着をめざす。さらに、水と氷がある、木星の惑星もターゲットである。

地球近傍の衛星の実利用では、大型静止衛星を静止軌道に投入する場合、打ち上げロケットで運ばれる遷移軌道から静止軌道に衛星を運ばなくてはならないので、そのためこれまでは推進剤を大量に必要とする大推力化学推進を用いていたが、電気推進による高燃費の衛星輸送が実現された。姿勢制御も電気推進で行い、「全電化衛星」の誕生である。

1.2 電気推進ロケットとは？

電気推進ロケットエンジンは、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エンジンである[1-6]。化学ロケットエンジンに比べて、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、荷重量（ペイロード質量）を増やすことができる。すなわち、高比推力（比推力：推進剤単位重量当たりを得られる推力（推進剤噴出速度を標準重力加速度（ 9.8 m/s^2 ）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、人工衛星の軌道保持、姿勢制御への利用、深宇宙探査の主推進エンジンとして活躍している。

電気推進ロケットエンジンは加速機構の違いにより、(1)電熱加速型（直流アークジェットスラスタなど、ジュール加熱で高温高圧プラズマガスを生成し噴き出す。）、(2)電磁加速型（電磁加速型パルスプラズマスラスタ、電磁加速プラズマ（Magneto-Plasma-Dynamics: MPD）スラスタ

など、電磁石の原理、ローレンツ力でプラズマを加速噴出させる.), (3) 静電加速型 (イオンエンジン, ホールスラスタなど, 静電場でイオンを加速噴出させる.) 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. ここで, 「スラスタ (thrustor)」とは人工衛星や探査機などの宇宙機で使用される推進システムのことを意味する.

宇宙用化学ロケットエンジンの場合, 推進剤を多量に噴出するため推力 (推力密度) は大きい, 比推力は100~300秒程度である. 一方, 電気推進エンジンの比推力は図1に示すように500~10000秒であり, 化学ロケットに比べてかなり高い. 例えば, 「はやぶさ」, 「はやぶさ2」搭載イオンエンジンは電力400Wで, 比推力3000秒, 推力8~12mNである. 化学ロケットエンジンはヒドラジンなど化学推進剤自身が持つ内部エネルギーを燃焼発熱反応により利用する内燃機関と考えられるが, 電気推進エンジンはあくまでエネルギーは外部から供給する外燃機関でありその作動領域は非常に広い.

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. 電気推進エンジンの場合も同様であり, 数百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, 供給される電力も十分ではないことが多いので, 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 (エネルギー変換効率) はできる限り高くなければならぬ. 将来の大型ミッションのために開発される, 5~30kWクラスの大電力電気推進の場合, 排熱問題も非常に厄介である. 例えば, 電力30kW, 推進効率50%の電熱型エンジンでは, 推進エネルギーに変換できない15kWを宇宙空間に排熱しなければならない (電熱型電気推進エンジンを熱機関と考えると推進効率 (エネルギー変換効率) は高いほうである). 人工衛星本体側にこの熱を輸送して排熱してもらうわけにはいかず, 一般には宇宙に直接むき出しになっているエンジン本体から輻射放熱しなければならない. この大量の熱を如何に効率良くコンパクトな構造で取り除くか, 非常に難しい. 究極の最適熱設計が必要である.

それでは将来の大型ミッション遂行のために必要な電気

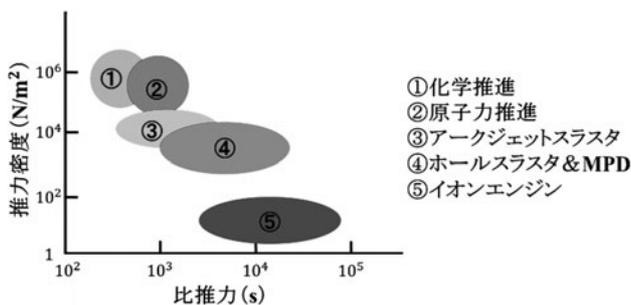


図1 各ロケットエンジンの比推力と推力密度の関係.

推進エンジンの電力はどれくらいであろうか? 全電化静止衛星 (姿勢制御維持に従来の小型化学ロケットエンジンを使わず, すべて電気推進エンジンで行う衛星) では5kW, 小惑星捕獲ミッションでは10kW, 太陽発電衛星建造物資輸送では25kW, 有人火星探査では50kWクラスが必要不可欠である.

1.3 太陽圏は全域, 未来の人類生存圏

想像してみよう. 西暦2115年, 宇宙大航海時代の到来から100年が経った. 今, 日本宇宙観光空港から大型ロケットが飛び立ち, その乗組員はパイロット5名と民間人100名である. 途中, 国際宇宙ステーションに寄港し, 火星基地に向かう乗客を降ろした後, 月基地をめざす. 宇宙ステーションまでは地球の重力場を脱するために化学ロケットエンジンを用いるが, 宇宙空間, 惑星間航行には大電力電気推進ロケットエンジンを利用する (図2). 超大型宇宙構造物である, 太陽発電衛星のそばを通過し, エンジン噴射により宇宙船は徐々に加速し, 速度を上げていく. 宇宙船の窓から見る, 地球, 月, 火星, (水と氷がある, 木星の衛星にも旅行!) 本当に美しいことであろう. この感動, 情景はもう決して夢物語ではない.

本小特集では, まず第2章において電気推進ロケットエンジンを用いた宇宙ミッションの国内外の現状と今後について紹介する. その後, 第3章では, 将来ミッションに向けた各加速方式の電気推進ロケットの課題と最新の研究成果を解説し, 第4章では, 電気推進ロケット技術の他分野への応用を紹介したい. また, プラズマ物理の観点から, 非常に興味深い現象が多いが, 更なる性能改善のためには, プラズマ実験・理論研究者の参加が不可欠であり是非ともお願いしたい.

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] 田原弘一: プラズマ・核融合学会誌 77, 763 (2001).
- [3] 田原弘一: 高温学会誌 31, 129 (2005).
- [4] 田原弘一: プラズマ・核融合学会誌 83, 265 (2007).
- [5] 田原弘一: 電気学会誌 129, 735 (2009).
- [6] 田原弘一: 電気学会誌 134, 289 (2014).

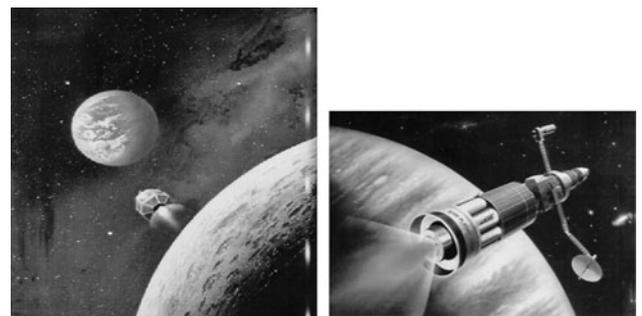


図2 地球・月連絡船 (左) と火星・木星観光船 (右) (JAXA提供).

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

2. 電気推進ロケットエンジンを用いたミッションの現状と今後

2. Current and Future Missions Using Electric Rocket Propulsion

西山和孝, 杵淵紀世志¹⁾

NISHIYAMA Kazutaka and KINEFUCHI Kiyoshi¹⁾

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, ¹⁾宇宙航空研究開発機構第一宇宙技術部門

(原稿受付: 2017年11月27日)

電気推進は1990年代以降, 欧米を中心に商用衛星および新宇宙探査における本格利用が始まり, わが国でも「はやぶさ」による小惑星探査を始め, 技術試験衛星等に搭載され, 利用範囲が拡大されてきた。本章ではまず運用中もしくはここ最近運用が終了した電気推進ミッションについて触れた上で, 現在開発が進められている全電化衛星や新宇宙探査といった将来の電気推進ミッションについて解説する。

Keywords:

electric propulsion, space mission, hayabusa, ets, ion engine, hall thruster

2.1 これまでの国内外の電気推進ミッション

本章では電気推進を用いたミッションの現状と今後を紹介し, 将来のミッションに適用される電気推進への要求をまとめる。図1に国内外の電気推進の発展の経緯を示す。電気推進は1950年代後半から理論的および実験的な研究が活発化し, 1960年代から1990年代にかけて様々な方式の宇宙実験が各国により行われた。宇宙実験は観測ロケットの弾道飛行による短時間のものから, 衛星軌道における長期間のものまで段階的に実施されてきた。宇宙実証が完了し

た方式の電気推進から順次実用に供されるようになり, ロシアやアメリカでは早いものでは1960年代から実用衛星に搭載されている。1990年代からはアメリカの商用静止衛星で採用される電気推進の種類と数が一気に増加し, 2000年代からはロシア以外のヨーロッパでも商用化が急速に進んでいる。わが国では1960年代から電気推進の研究が開始し, 1980年代にはMPDスラスタ, パルスプラズマスラスタ, イオンエンジンの宇宙実験を着実に実施してきた。しかし, 小惑星探査機「はやぶさ」で2003年から2010年にかけ

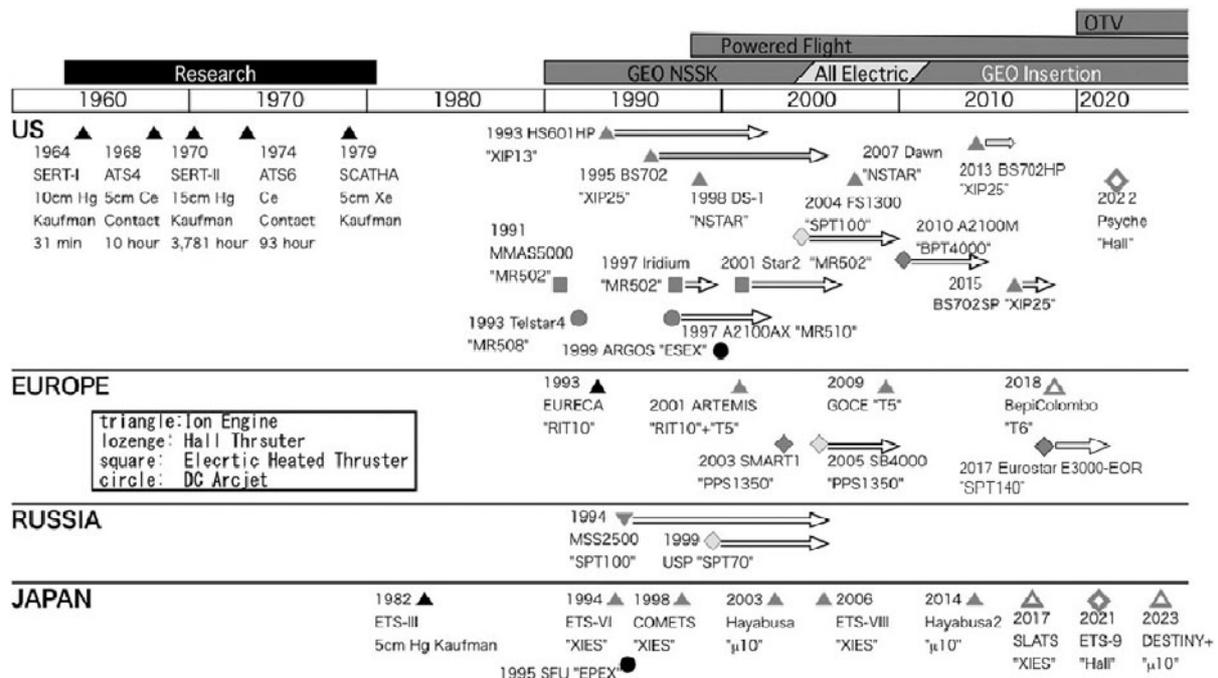


図1 電気推進ロケットの宇宙作動の履歴。

けて実証して開拓した深宇宙探査分野以外においては、これまでのところ本格的な実用には至っておらず、海外の商用化の流れに対して遅れを取っているのが現状であり、この打開が求められている。

2.2 これまでの国内ミッション

2.2.1 はやぶさ2

「はやぶさ2」は約600kgの探査機であり、惑星間航行に対応すべく一部を高度化仕様[1]としたH-IIAロケット26号機にて2014年12月3日に打ち上げられた。小惑星「リュウグウ」の探査と、表面からサンプルを採取して地球に持ち帰ることが与えられたミッションである。2003年5月9日にM-Vロケット5号機で打ち上げられ、マイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ （ミュー・テン）を4台搭載し、これらによる小惑星イトカワとの往復飛行で2010年6月13日に地球に帰還し、のちにサンプル採取の成功が確認された初代「はやぶさ」探査機の改良型が「はやぶさ2」である。イオンエンジンや探査機の不具合による危機を様々な工夫で切り抜けた「はやぶさ」イオンエンジンの帰還運用については、以前の解説記事[2]を参照されたい。「はやぶさ」の7年間の宇宙運用で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、イオンエンジンシステムについてもそれは同様である。しかしいくつかの点では改良がなされており、ここでは特にイオン源と中和器に関わる変更点について概要を述べる。詳細は文献[3]を参照されたい。



図2 「はやぶさ2」に搭載されたイオンスラスタ。

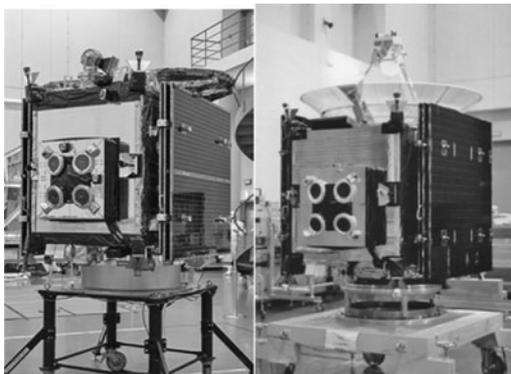


図3 「はやぶさ2」と「はやぶさ」の外観。

「はやぶさ」で問題の生じたイオン源1台の初期のプラズマ点火不良と中和器3台の寿命不足に関しては、原因を推定した上で次のような対策が講じられている。イオン源のマイクロ波供給ケーブルをより高信頼で実績豊富なものに置き換えたうえで、イオン源本体の点火性を左右する放電室の円筒導波管部分の長さ、導波管に挿入されるアンテナの長さの調整を入念に実施し点火性に余裕を持たせた。中和器の長寿命化のために放電室内壁をプラズマから防護し、電子放出に必要な中和器とイオンビームとの電位差を小さくするのに効果的な磁場の強化を行ったうえ、実使用環境を忠実に模擬して毎週一回の頻度のオンオフによる高温・低温のサイクルを印加する（この点が「はやぶさ」での地上耐久試験からの改善点）耐久試験を2012年から開始した。所定の軌道計画では「リュウグウ」との往復に必要とされる1万時間の2倍の2万時間を打ち上げまでに無事に達成した。打ち上げ後も耐久試験を継続し、試験開始から5年後の2017年7月までに4万2千時間を経過している。ファイバースコープを用いて放電室内部を観察したところ特段の損傷は見られず、電子放出の性能指標である電圧にも特段の上昇は起きていない。イオン源の点火性向上や中和器長寿命化の不具合対応以外に、イオン源内のキセノンガス噴射口の配置と流量配分の最適化とイオン加速用のグリッド穴径や板厚の調整といった小さな設計変更により、発生可能な推力上限を従来の8mNから10mNに増強する性能向上のための改良策を採用している。これにより、はやぶさ初号機よりも2割程度質量の増加した「はやぶさ2」探査機に従来同様の加速度を与えることが可能となっている。図2にフライト用イオンエンジン4台のうち1台の単体試験中の様子を、図3には「はやぶさ2」と「はやぶさ」のイオンエンジン系搭載面側から見た外観を示す。

「はやぶさ2」は本章執筆時点で打ち上げから3年近くが経過しており、地球スイングバイ（2015/12/3）やその前後のイオンエンジン運転も含めて順調に航行中である。往路に予定されているイオンエンジン動力航行の7000時間のうち4000時間を2017年4月までに完了している。図4は最大3台までのスラスタを同時に作動させた合成推力ベクトルの大きさの全履歴を示したものである。2018年1月か

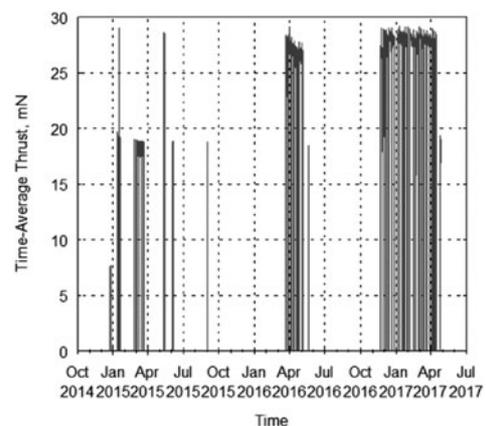


図4 「はやぶさ2」イオンエンジンの推力発生実績。

らイオンエンジン運転を再開し、2018年6～7月に小惑星「リュウグウ」へ到着し、小惑星に1年半滞在ののち2020年11～12月に地球帰還する計画である。

2.2.2 きく8号 (技術試験衛星8型, ETS-VIII)

「きく8号」は2006年12月にH-IIA ロケット11号機により打ち上げられた軌道上3トン級の大型静止衛星であり、通信需要の増大へ対応するために開発され、大型展開アンテナなどが搭載された。「きく8号」には南北軌道制御用(NSSK, North South Station Keeping)として、20 mN級のカウフマン型キセノンイオンエンジンが採用された。このイオンエンジンは「きく6号(ETS-VI)」[4] および「かけはし(COMETS)」にやはりNSSKを目的として搭載されたイオンエンジンをベースに改良を施したものであった。「きく6号」、「かけはし」いずれも静止化用のアポジエンジンもしくはロケットの問題により静止化には至らなかったため、イオンエンジンによる本格的なNSSK運用は「きく8号」が日本初であった。

「きく8号」ではイオンエンジンは計4台(NA, NB, SA, SB, Nは衛星北面, Sは南面搭載, Aは主系, Bは従系を表す)、電源装置は2台(1台はA系を、もう1台はB系を駆動)が搭載された。「きく8号」は静止化後、2007年4月よりNSSKを含む定常運用を開始した。当初A系(NA/SA)での運用を行っていたが、NAが稀に放電消失を起こすことから、運用改善を目的に2007年7月にB系(NB/SB)への切り替えを行った。この際、SBの中和器の放電火花が不安定になる事象が発生した。導電性異物の介在による中和器キーパとグラウンド間の短絡が、中和器近傍の温度変化により発生/解消を繰り返すことが原因と推測された。これを受け、NB/SAの組合せで運用を継続したが、2008年1月にA系の電源装置の故障が発生した。原因は回路部品の偶発的な故障と判断された[5]。その後はB系に切り替え運用を継続したが、上記の通りSBの不安定事象により、軌道保持に十分な力積が発生できなかったため、化学推進系により不足分を補う運用とした。しかし2009年7月にB系の電源装置も故障し、イオンエンジンシステムは機能を喪失した。累積作動時間としてはNBが最長で、有効寿命15,600時間に対して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年に亘る運用を終了した。

2.2.3 超小型衛星ミッション

2000年代以降、世界中で大学やベンチャー企業による超小型衛星開発が盛んに行われるようになり、電気推進ロケットの搭載をめざす研究も急速に広がりを見せている。日本でも小型衛星の打ち上げ手段や機会が、国内外の他の衛星・探査機との相乗りや国際宇宙ステーションからの放出などのように多様化していることを追い風として、複数の大学衛星での電気推進宇宙実証が始まっている。

大阪工業大学では、超小型人工衛星としては世界初となる電熱加速型パルスプラズマスラスタ(PPT)による動力飛行と、高解像度カメラを使った淀川流域の環境観測をミッションに掲げ、超小型人工衛星「プロイテレス1号機」の設計・開発を2007年から行い、2012年9月9日にインド

宇宙研究機関(ISRO)の極軌道ロケットPSLV C-21を用いて高度660 kmに打ち上げた。打ち上げ数日後から衛星は地上からの制御が不能となったため、電気推進の試験は実施できなかった。

東京大学/JAXAの超小型深宇宙探査機「PROCYON」はH-IIA ロケット26号機相乗り小型副ペイロードとして、「はやぶさ2」とともに2014年12月3日に惑星間軌道に放出された世界最小の深宇宙探査機である。「PROCYON」には100 kg以下サイズの宇宙機においては世界初の試みとなる軌道遷移用イオンエンジンと姿勢制御用多軸コールドガススラスタを統合したキセノンを推進剤とする小型推進系が搭載された[6]。12月5日から12月28日までの初期運用の中でコールドガススラスタによる探査機の角運動量調整とイオンエンジンによる加速に成功したが、2015年3月10日の運用終了数時間後にスクリーングリッドとアクセルグリッド間の短絡と思われる事象が発生し加速できない状態となった。これにより、地球スイングバイと小惑星フライバイを断念したが、その後、2015年12月3日には探査機との通信が途絶した。イオンスラスタは累計223時間の宇宙作動を達成しており、100 kg以下の小型宇宙機における作動時間としては当時最長のものであったが、地球スイングバイに必要とされる3000時間以上の作動時間に比べると不十分であった。

2.3 将来ミッション

2.3.1 全電化衛星ミッション

近年、全電化衛星が注目を集めている[7]。全電化衛星では、従来の燃焼による化学反応エネルギーにより推力を発生する化学推進系を一切搭載せず、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、全てホールスラスタ、イオンエンジン等の電気推進によって実施し、大幅な搭載推進量の削減を実現する。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、2015年に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上昇に成功した。これを受け、各国において全電化衛星開発に向けた動きが加速している。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のち、ホールスラ



図5 技術試験衛星9号機。

スタによる軌道上昇を4か月間の最短記録で完了している。

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[8]、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年代に国際競争力ある衛星システムを実現することを目的とし、打ち上げから運用を終了するまでのライフサイクル全体の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することとした。図5に「ETS-9」の外観を示す。展開式のブームジンバル上に電気推進を搭載することで、電気推進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はJAXA/IHIエアロスペースにて研究開発が進められてきた6kW級ホールスラスタ[9]で、これまで日本で開発されてきた電気推進の中では最大電力となる。ホールスラスタはイオンエンジンと比べ比推力は劣るものの推力電力比に優れるため、702SPでは半年を要したO/R期間を3~4ヵ月程度に短縮できる。さらに本ホールスラスタでは海外では最大電力4.5kW級が一般的などころ、6kW級とすることで大推力化および海外との差別化を図っている。全電化ミッションに対応するため、6kWの最大電力で駆動するO/Rモードの他、低電力のNSSKモードを有している。これらのモードに対応した耐久試験は国内に新設する大型真空チャンバ設備[10]にて実施予定である。本ホールスラスタは耐久試験を始めとする各種開発試験を実施した後、「ETS-9」に搭載され2021年にH-IIAロケットの後継機であるH3ロケットにより打ち上げの予定である。

2.3.2 超低高度衛星ミッション

JAXAは軌道高度にして300kmより低い軌道を将来の地球観測などで利用するための研究を進めている。この軌道は「超低高度軌道」と呼ばれ、超低高度軌道を利用する人工衛星は、地上に近い分、より地球を高い解像度で観測することができ、将来の地球観測の利用をさらに拡大していくことが期待されている。JAXAではこの超低高度軌道を利用する地球観測衛星である「超低高度衛星技術試験機(SLATS: Super Low Altitude Test Satellite, つばめ)」(図6参照)を開発中で、2017年度にH-IIAロケットにより打ち上げの予定となっている。

この軌道を周回する人工衛星は、通常の軌道に比べ大きな大気の抵抗を受け続けるため、徐々に高度が低下してい

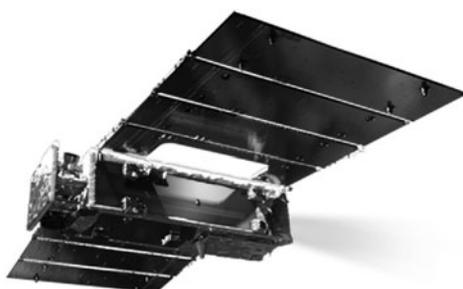


図6 超低高度衛星技術試験機(SLATS, つばめ)。

く。これを効率よく補償するために、20mN級のイオンエンジン1台が搭載される。本イオンエンジンは、前述の「きく8号」に搭載されたイオンエンジンを改善したものとなっている。

2.3.3 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+(Demonstration and Experiment of Space Technology for Interplanetary Voyage, Phaethon fLyby and dUst Science)」[11]とソーラー電力セイル探査機[12]の二つのミッションについて、2020年代の打ち上げをめざして検討が進められている。

「DESTINY+」は工学と理学の連携ミッションである。工学ミッションは、宇宙工学を先導する航行・探査技術を獲得して、次代の深宇宙ミッションの発展に資することであり、以下の2点を目的とする。1)電気推進による宇宙航行技術を発展させ、電気推進の活用範囲を拓く。2)フライバイ探査技術を獲得し、小天体探査の機会を広げる。具体的には、「はやぶさ2」では単純化のために対応していなかった重力天体周回中の電気推進運転機能を新たに持たせ、全電化静止衛星同様にロケット打ち上げ直後の地球周回軌道上での軌道遷移能力を持たせる。そのために必要な、様々な方向からの太陽光熱入力条件下で電気推進の発熱を効率よく放熱するための先進的な熱制御技術や、地球周回中に放射線帯を通過する際の劣化を考慮したうえで十分な電力を深宇宙到達時に確保できる軽量(100W/kg以上)で高効率な薄膜太陽電池パドル技術が新規開発・宇宙実証要素技術である。「はやぶさ2」のイオンスラスタ $\mu 10$ に耐熱性向上や軽量化などの改良を施したうえで、最大同時運転台数を従来の3台から4台に高めることで、より短期間での放射線帯脱出をめざす。電気推進による探査機の総増速量は「はやぶさ2」までの2km/sに対してDESTINY+では4km/s以上であり、探査機の軽量化と電気推進の長寿命化(運転時間が2万時間級)が一層要求される。このような電気推進搭載宇宙機を小型で安価な固体ロケット「イプシロン」と組み合わせることにより、「はやぶさ2」に比べて半額程度の総開発費で深宇宙探査を実施可能なプラットフォームを開発実証することが工学ミッションの狙いである。理学ミッションでは、地球生命の前

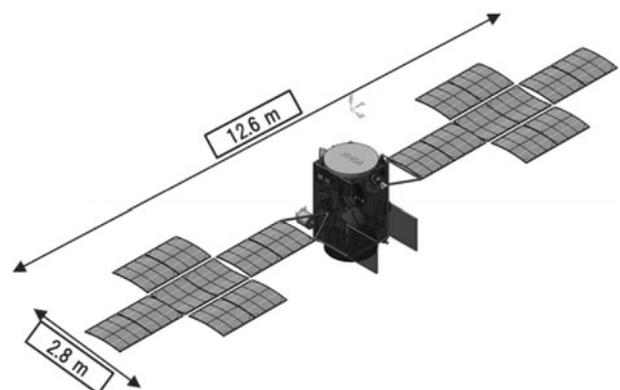


図7 深宇宙探査技術実証機DESTINY+の想像図。

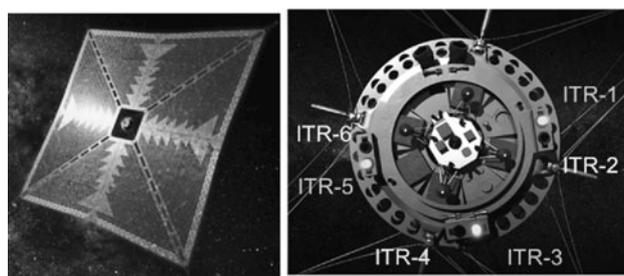


図8 ソーラー電力セイル探査機の想像図
(左：全体像，右：探査機本体イオンエンジン搭載面拡大)。

駆物質の可能性がある地球外からの炭素や有機物の主要供給源と考えられている地球飛来ダスト及びその母天体の実態解明を目指し、惑星間空間航行中のダスト分析と「ふたご座」流星群の母天体である小惑星フェイトンのフライバイ時の撮像観測とダスト分析を行う。図7に探査機システム検討の一例を示す。イオンエンジンの搭載面は「はやぶさ2」とは異なり、ロケットとの結合面側(図7の底面側)となる。「DESTINY+」は2022年頃の打ち上げで230×50,000 kmの長楕円軌道に投入し、イオンエンジンで徐々に高度を上昇させて2024年頃に月スイングバイで地球圏離脱、2026年頃に小惑星フライバイすることを目標に、プロジェクト準備段階の検討を実施中である。

JAXAではもう一つの深宇宙探査ミッションとして、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を計画中である。ソーラー電力セイル探査機とは、薄膜太陽電池を多数搭載した大面積(2000 m²)のセイル膜面を有する探査機であり外惑星領域においてもイオンエンジンの駆動に必要な電力を供給することができる。このセイルはスピン安定の探査機ならではのもので、前述の「DESTINY+」で採用する三軸姿勢安定探査機用のものとは異なる技術であり桁違いの軽量化(1 kW/kg)が可能である。イオンエンジンは「はやぶさ2」の $\mu 10$ をベースに、イオンビーム加速電圧を従来の5倍の7500 Vに高めることで、比推力を従来の2倍以上の7000秒に高めた派生型の $\mu 10$ HIsp(エイチアイエスピー)であり、推進剤のキセノン搭載量を大幅に削減することを狙っている。木星トロヤ群小惑星へのランデブーを行い、100 kg程度の小型着陸機によって着陸、試料採取、その場分析を行う予定である。ランデブーや小型着陸機の搭載が可能となるのは、ソーラー電力セイルによる大電力供給と高比推力イオンエンジンによるものであり、日本独自の技術である。図8に現状のシステム検討状況を示す。太陽光の当たらない側にイオンエンジン $\mu 10$ HIspが6台搭載される構想である。これらのうち、奇数番号のものと偶数番号のスラスタは逆方向のトルクを探査機に与えることができるように傾斜させて搭載し、運転するスラスタを適宜切り替えることで探査機スピンレートの制御を行う。また、スピンの位相に同期して加速電圧ひいては推力を微調整する機能を持たせることで、スピン軸方向の制御を行う。このように、イオンエンジンシステムが姿勢制御システムと密接に連動する運用方法を採用することも新しい点である。ソーラー電力セイル探査

機は2024年に打ち上げ、2036年に小惑星到着とする片道12年の軌道を検討している。エキストラサクセスとして小型着陸機が小惑星表面から離陸し、母船(ソーラー電力セイル)と再ドッキングを行い、採取したサンプルの一部が母船に受け渡され、母船は地球帰還軌道に乗ってサンプルを持ち帰るサンプルリターンを行う往復探査のプランも検討中である。

2.3.4 超小型衛星ミッション

JAXAでは、2016年12月から2017年1月にかけて、平成30年度打上げ予定の「GOSAT-2」/「Khalifasat」打上げH-IIAロケットに相乗りする超小型衛星を公募し、11件の応募の中から50 kg級3機と1U級(1辺10 cmの立方体サイズ)2機を2017年4月に選定している。このような大型衛星の相乗りによる小型・超小型衛星の有償・無償の打ち上げ機会は今後とも一定数が見込まれるため、大学やベンチャー企業による小型衛星開発の機運は高まる一方である。小型衛星の中でも特に商用分野で電気推進に期待される用途の一つは、多数の衛星でコンステレーション(大規模な編隊飛行)を構築・運用することである。また、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高度低下させることは宇宙ゴミ(スペースデブリ)を増やさないために重要である。

大阪工業大学では2010年から「プロイテレス衛星2号機」の開発を行っており、多放電室型電熱加速パルスプラズマスラスタを搭載した50 kg級超小型衛星による世界初の50–100 kmの軌道高度の変更の実証をめざしている[13]。この2号機は前述の「GOSAT-2」/「Khalifasat」の相乗り衛星に採択されている。大阪工業大学では低電力シリンドリカル型ホールスラスタにより地球低軌道から月軌道までの動力航行が可能な超小型月探査機「プロイテレス3号機」の構想を掲げてスラスタの開発が行われている[14]。同大学では「プロイテレス衛星4号機」として、2号機の技術を発展させて地球低軌道上に存在する大小さまざまなデブリらデブリに対し電気推進の噴射流を照射し減速・高度低下させる技術の実証をめざしている[15]。

東京大学では、「PROCYON」のような50 kg級衛星用イオンエンジンとして従来通りのキセノンを適用しながらスラスタおよびシステムの技術成熟度をあげるための研究を行う一方で、10–20 kg級キューブサットのために水を推進剤としたイオンスラスタの研究を行っている[16]。また、東大とJAXAは2016年から6Uサイズ、重量約14 kgの超小型深宇宙探査機「EQUULEUS」の開発を進めており、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に小型水レジストジェットスラスタが搭載される[17]。この「EQUULEUS」はNASAが開発を進めている次世代超大型ロケットSLSで2020年以降に打ち上げ予定である。

2.4 まとめ

本章では電気推進を用いたミッションの現状と今後を紹介した。電気推進の用途が拡大するとともに要求は多様化している。短期間での軌道間輸送では1000秒台が最適とさ

れる比推力も、木星以遠の往復探査をめざす上では7000秒程度が必要とされるなど、ミッション毎に電気推進の最適設計は異なる。電力規模においても数Wの超小型衛星から軌道間遷移を行う全電化衛星の数kWまでの広がりを見せており、電気推進系の技術革新には、電源系や熱制御系、姿勢制御系などを含む宇宙機システム全体の技術革新が伴わなければならない状況である。地球との距離は高度300 km未満から7.1天文単位 (1.1×10^9 km) までと極めて広範囲である。いずれの場合にも、数千から数万時間の長寿命と高い信頼性、長期間運用の人的・コスト的負担軽減が共通する要求として挙げられる。このほかに、宇宙機や周辺機器に与える汚染・損耗や電磁干渉などの悪影響を減らしていくことが、今後の電気推進の応用範囲を拡大していく上では大変重要である。限られた飛翔機会であるからこそ、将来ミッションに向けて、こうした情報を軌道上で取得するための電気推進周辺の環境計測技術の開発と搭載も地道に進めていく必要があるだろう。

参考文献

- [1] K. Kinefuchi *et al.*, "Upper Stage Propulsion System Development for H-IIA Upgrade," European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS) (2011).
- [2] 細田聡史, 國中 均: プラズマ・核融合学会誌 **86**, 282 (2010).
- [3] K. Nishiyama *et al.*, "Development and Testing of the Hayabusa 2 Ion Engine System," Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 14 (2016), pp. Pb_131-Pb_140.
- [4] 梶原堅一, 杵淵紀世志: 宇宙輸送シンポジウム STEP-2013-026 (2014).
- [5] 池田正文 他: 宇宙科学技術連合講演会 1L19 (2009).
- [6] 小泉宏之: プラズマ・核融合学会誌 **92**, 501 (2016).
- [7] 杵淵紀世志: 日本航空宇宙学会誌 **65**, 9 (2017).
- [8] 鳩岡恭志 他: 日本航空宇宙学会誌 **65**, 10 (2017).
- [9] 田代洋輔 他: 宇宙科学技術連合講演会 1I05 (2016).
- [10] 杵淵紀世志 他: 航空原動機・宇宙推進講演会 JSASS-2017-0007 (2017).
- [11] 西山和孝 他: 宇宙科学技術連合講演会 1S15 (2017).
- [12] 中条俊大 他: 宇宙科学技術連合講演会 2G17 (2017).
- [13] 八木隆太 他: 宇宙科学技術連合講演会 1I14 (2017).
- [14] 多川真登 他: 宇宙科学技術連合講演会 1E07 (2017).
- [15] 名田隆太 他: 宇宙科学技術連合講演会 2K15 (2017).
- [16] 小泉宏之 他: 宇宙科学技術連合講演会 1E06 (2017).
- [17] 浅川 純 他: 宇宙科学技術連合講演会 1E05 (2017).

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

3. 将来ミッションに向けた電気推進ロケットエンジンの現状と課題

3. Current Status and Issues of Electric Rocket Propulsion for Future Missions

3.1 電熱加速型推進機

3.1 Electrothermal Thrusters

田原 弘一

TAHARA Hirokazu

大阪工業大学

(原稿受付：2017年9月7日)

本節では、直流アークジェットスラスタおよび電熱加速型パルスプラズマスラスタの研究開発状況について記述する。本節の前半では、直流アークジェットスラスタへのクリーン推進剤や水素の適用やその課題について言及する。また、後半においては超小型衛星への適用をめざした電熱加速型パルスプラズマスラスタの開発状況について説明する。

Keywords:

direct-current arcjet thruster, electrothermal pulsed plasma thruster, micro/nano-satellite

3.1.1 電熱加速型スラスタ

電熱加速 (Electrothermal Acceleration) は、多くの電気推進機の主推進もしくは複合推進の加速機構に用いられるが、ここでは最新の実機システムとして有望もしくは期待されているスラスタとして、直流アークジェットスラスタと電熱加速型パルスプラズマスラスタの研究・開発状況を述べる。

3.1.2 直流アークジェットスラスタ

3.1.2.1 クリーン推進剤の使用

直流アークジェットスラスタは人工衛星の軌道制御・姿勢制御を行う二次推進系として実用化され、さらに月・地球間軌道間輸送や惑星間輸送のための主推進機として期待されて開発が進められている。推進剤には一液、二液推進系と推進剤を共有できるヒドラジン (Hydrazine: N_2H_4) が主に使用されてきた。しかし、ヒドラジンは高毒性物質であるため安全管理が難しく、取り扱い時のコストおよび時間面に問題がある。この代替となるクリーンな推進剤の使用が世界的に望まれており、その一つとして HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate: NH_3OHNO_3) 系推進剤が注目されている [1-6]。HAN 系推進剤はヒドラジンを超える燃焼性能を持ち、さらに低毒性物質であり、取り扱いが非常に安全である。ヒドラジンと HAN 系推進剤の取扱時の様子を図 1 に示す。ヒドラジンの取扱いは防護服であり、HAN のそれは普通の作業服で良い。しかしながら、

HAN 系推進剤には酸素原子が含まれており、電極であるタングステンを酸化し融点を低下させ、電極の損耗が非常に大きい。アークジェットスラスタでは電極寿命がスラスタとしての寿命となるため電極損耗の低減が必要である。

日常生活において水は必要不可欠である。地球上において水の確保は容易であるが、宇宙空間での水の確保は困難であり、水は大変貴重で入手するには地球からの供給に頼るしかない。しかし、一度に補給船に搭載できる量には限りがあるため、水の利用には制限があり、宇宙空間における水の再利用は非常に重要である。そのため、国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) では乗組員の汗や尿などの排水を回収し、再生水として再利用できる水再生システム (Water Recovery System: WRS) が搭載さ



(a) ヒドラジン

(b) HAN

図 1 DC アークジェットスラスタの推進剤の取り扱い。

れている。このシステムは排水を蒸留し再生水に変換し、水を確保するものである。現在、地球以外の惑星にも水が存在することが明らかになってきており、今後の宇宙開発が発展し、他の惑星・衛星で水を採取することが可能となれば、様々な場面で水が使用できる。水を用いた電気推進も期待できる[7-9]。

大阪工業大学では、図2に示す、HAN系推進剤、及び水(水蒸気)推進剤用0.5-3kW級アノード放射冷却式アークジェットスラスタを開発し(カーボン製のアノードは水冷せず、放射冷却である(カソード部分のみは水冷している)), SHP163(HAN系推進剤)分解模擬ガス(N₂,CO₂,H₂Oの混合ガス)とヒドラジン分解模擬ガスを推進剤に用いて推力測定を行った。図3(a)に示すようにプラズマ噴射流は時間的に非常に安定であるが、図4に示す推力と投入電力の関係より、ヒドラジン模擬分解ガスの推力がSHP163のそれより、同一の投入電力では大きいことがわかる。SHP163分解模擬ガスの場合、比推力200秒、推進効率5%であり、ヒドラジンのそれに比べて半分以下である。分解ガスの分子・原子量や電極損耗などが密接に関係しており、HAN系ガスの使用ではそれらを考慮した最適電極形状、作動条件を今後探索しなければならない。水を推進剤に用いた場合(図3(b))も同様であり、推進性能がヒドラジン模擬分解ガスに比べて低く、スラスタ本体の最適化が必要であると考えられる。

電極損耗、特に陰極損耗に関して、図5に示すように、SHP163分解模擬ガスを用いた場合(水推進剤の場合も同様)、タングステン陰極では約10分間の作動で陰極が極度に短くなり、最終的には放電が不安定になり作動停止した。一方、ヒドラジン模擬分解ガスの場合にはほとんど損耗が観測されなかった。SHP163や水の場合、酸素原子による

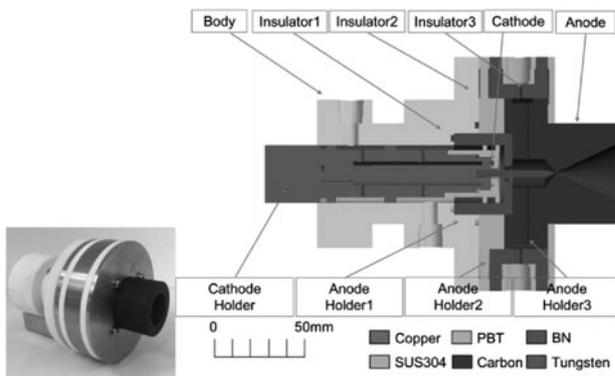
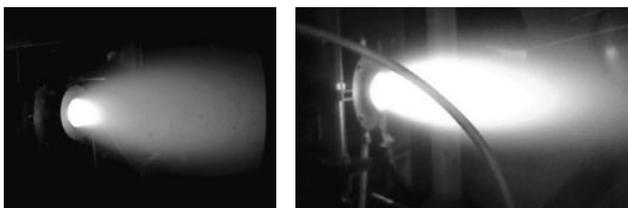


図2 輻射冷却式カーボン陽極を用いた低電力DCアークジェットスラスタの断面図と写真。



(a) HAN系分解ガス (b) 水(水蒸気)

図3 低電力DCアークジェットスラスタの噴射プラズマ流の様子。

タングステンの酸化反応、その後の剥離が著しいと予想される。陰極材料の損耗を徹底的に抑える必要がある。その一つの試みとして、陰極材質を窒化ジルコニウムに変更したところ、損耗量を大きく減少させることができた。損耗低下のメカニズムは、まだ不明確な部分が多いが、今後新たな電極材料の選定など必要不可欠である。

3.1.2 大電力水素アークジェット

月基地建造物資輸送、地球近傍における大型建造物物資・有人輸送、有人火星探査など、比較的短期のミッションに相応しい電気推進は、大推力のアークジェットである[10]。特に、打ち上げ用大型化学ロケットエンジンの極低温推進剤・水素の併用が期待されている。大阪工業大学では、図6に示すように、推力1-2N、比推力800-1000秒、投入電力5-30kW、作動寿命500-1000時間の大電力水素アークジェットスラスタの開発研究を行っている。開発のキーポイントは、廃熱と電極損耗問題に尽きる。

3.1.3 電熱加速型パルスプラズマスラスタ

近年、50kg程度の超小型衛星に小型スラスタを搭載す

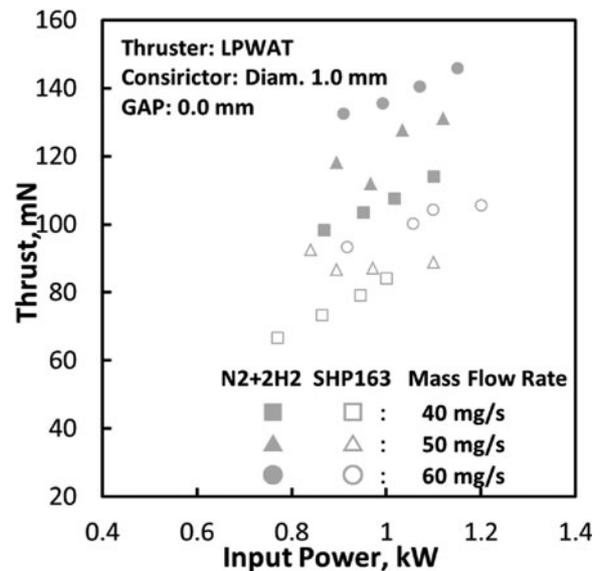


図4 低電力DCアークジェットスラスタの推力と投入電力の関係(推進剤:ヒドラジンとSHP163(HAN系)の分解模擬ガス)。

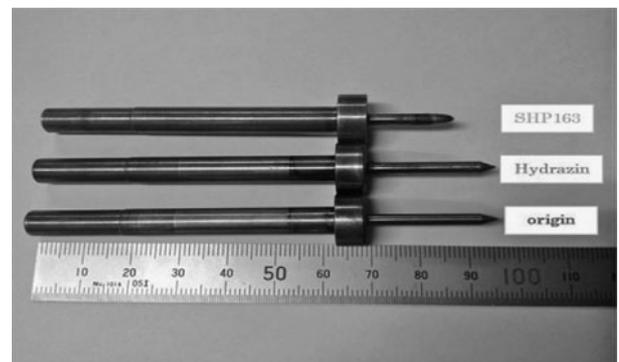


図5 低電力DCアークジェットスラスタの作動前後の陰極の様子(推進剤:ヒドラジンとSHP163(HAN系)の分解模擬ガス)。

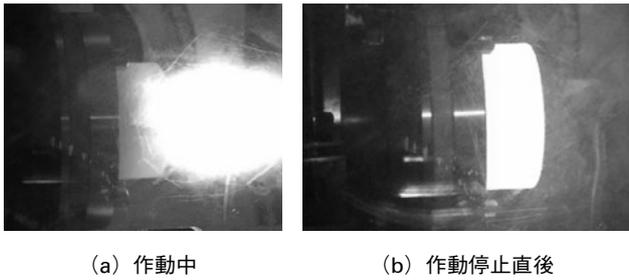


図6 輻射冷却式カーボン陽極を用いた大電力 DC アークジェットの水素ガスによる作動 (投入電力 6.62 kW, 陽極表面温度 1,100 K).

る件数および計画が年々増加している。東京大学や JAXA は、2014年に過酸化水素を推進剤とする小型一液式化学燃料スラスタを搭載した「HODOYOSHI 衛星1-3号機」の打ち上げに成功した。搭載された化学燃料スラスタの特徴として発生させる推力は数百 mN と非常に大きい、比推力が数十 - 百秒程度であることから衛星質量の内、推進剤質量が占める割合が大きいという問題がある。その後、「HODOYOSHI 衛星 4 号機」には化学燃料スラスタではなく、比推力が数百 - 千秒以上に達する、イオンエンジンを採用した。さらに、2014年12月にはイオンエンジンとコールドガススラスタを統合させた推進システムを採用した超小型深宇宙探査機「PROCYON」の打ち上げに成功し、小型スラスタが深宇宙探査に応用可能であることを目指した。

小型電気推進の中ではパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster:PPT) は、図7に示すように、主に昇華性が優れた固体のポリテトラフルオロエチレン (Polytetrafluoroethylene:PTFE)、通称テフロンを推進剤に採用しており、推進剤タンクやバルブ等が不要であり、電極間に推進剤を設け点火装置イグナイタのパルス放電により推進剤壁面を昇華・電離させプラズマを発生・噴射させる。電極形状は一般的に2種類ほど存在し、それぞれで発生させたプラズマの加速方法は異なる。並行平板型電磁加速型 PPT は電磁氣的に、同軸型電熱加速型 PPT は気体力学的に加速させ推力を得る。PPT の作動シーケンスは、時間間隔を設定したイグニッション放電によりキャパシタに充電された初期エネルギーを数十マイクロ秒以下で主放電させ、その後キャパシタに再充電・放電となる。この一連の動作を連続的 (繰り返しパルス作動) に行うことからイグニッション放電の時間間隔、パルス幅を可変することで消費電力を変更させることが可能である。PPT は小型・軽量化に優れており、数十 W 以下でも作動が可能であり、超小型衛星に搭載するには最適な小型スラスタの一つである。

世界的には、2013年に打ち上げられた Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) の 3U サイズ (10 cm キューブサイズが 1U であり、その 3 個分が 3U) である「STRaND-1」衛星に約 0.336 kg の PPT が搭載され宇宙作動実績があり、これまで 15 機以上の宇宙機に搭載された。現在、開発・販売されている PPT システムとして、PPTCUP (Mars Space Ltd (MSL) ・ Clyde Space Ltd (CSL) ・ Uni-

versity of Southampton (UoS)), MPACS (Busek Co. Inc.) がある。これらの PPT の 8 割ほどを占めるのは、固体推進剤テフロン の供給機構が確立され、長時間作動および比較的高い比推力を誇る平行平板型の電極形状、いわゆる電磁加速型 PPT である。しかし、推力・電力比および推進効率等については 10 - 20 マイクロ Ns/W, 1 - 13% にとどまる。超小型衛星の軌道遷移、動力飛行を達成させるには同軸型の電極形状をもつ電熱加速型 PPT しかない。

大阪工業大学では 2007 年以降、電気推進機を搭載した超小型衛星「プロイテレス (Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship: PROITERES)」の開発を進めている。2012 年 9 月 9 日には電熱加速型 PPT を搭載した「プロイテレス衛星 1 号機」がインド宇宙研究機関 (Indian Space Research Organization:ISRO) の PSLV ロケット C21 機により打ち上げられた [11]。1 号機は一辺が 290 mm の立方体、質量は 14.5 kg であり、メインミッションは 2.5 W 級 PPT の作動実証、その連続作動による投入軌道高度から 1 km の高度上昇であった。現在、図 8 に示す、「プロイテレス衛星 2 号機」の開発を行っており、世界初の 50 - 100 km の軌道遷移、長距離動力航行をめざし、30 W 級電熱加速型 PPT システムを最終製作中である。

「プロイテレス衛星 2 号機」に搭載する高推力および長時間作動型 PPT システムの開発 [12-15] では、図 9 に示すように、高インパルスビット発生可能な放電室形状の実験

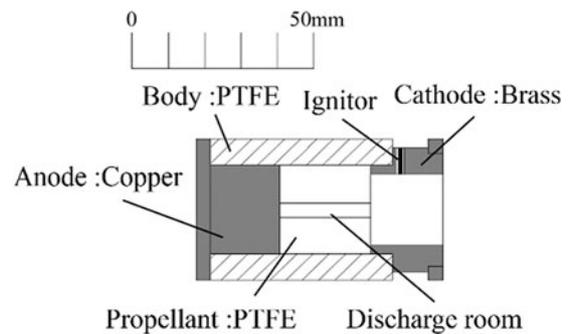


図7 30 W 級電熱加速型パルスプラズマスラスタヘッドの断面図。



図8 大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機の飛行イメージ。

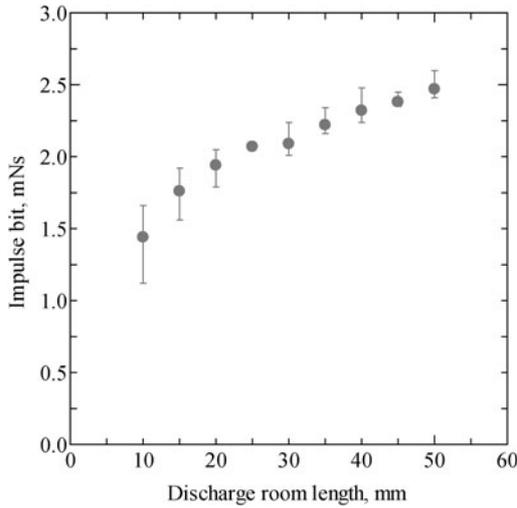


図9 30 kW 級電熱加速型パルスプラズマスラスタのインパルスビット（発生力積）と放電室長さの関係。

と数値計算を併用した最適化により、放電室直径4 mm、長さ50 mmと決定し、インパルスビット2.47 mNs、マスショット738 μ g、比推力342 s、推進効率13.1%を得た。耐久実験を行った結果、図10に示すように、100,000ショット以上の作動を確認し、トータルインパルス100 Nsを達成した。

さらに、長時間作動型PPTヘッドとして、図11、12に示す多放電室型PPTヘッド（Multi-Discharge-Room type PPT:MDR-PPT）を考案した。7個の放電室をもつPPT

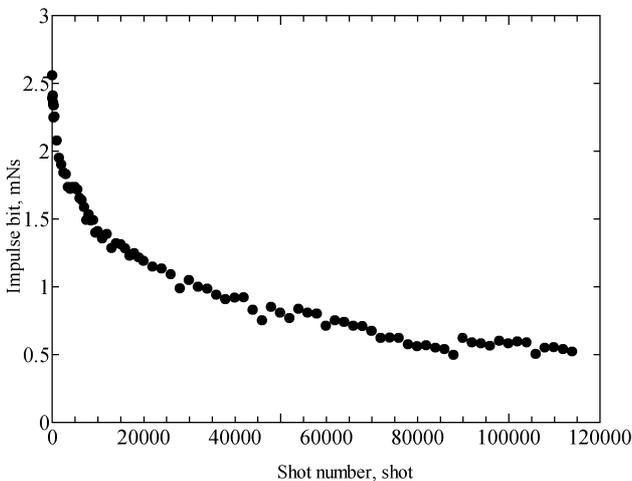


図10 30 kW 級電熱加速型パルスプラズマスラスタにおけるインパルスビット（発生力積）のショット数依存性。



(a) 試作機（放電室7個） (b) 真ん中の放電室にて作動
図11 多放電室型電熱加速パルスプラズマスラスタヘッド。

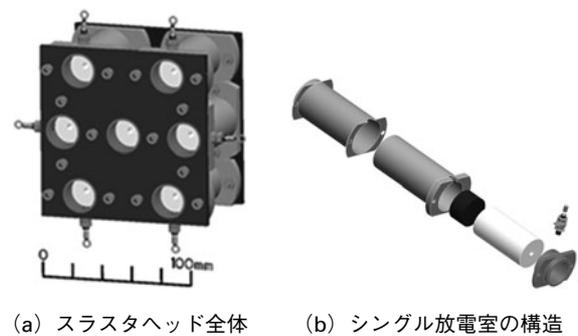
ヘッドであり、放電室ヘッドはイグナイタをそれぞれ独立に持っており、どの放電室を動作させるかはイグナイタを選択することにより決めるシステムである。有限会社ハイ・サーブ社製パワープロセッシングユニット（Power Processing Unit: PPU）を用いて、MDR-PPTヘッドの作動実験を行った結果、図13に示すように、放電室間の切り替え実験は問題なく成功し、長時間作動を達成した。現在、MDR-PPTヘッドとPPU、キャパシタを含むMDR-PPTシステムを設計・開発し、その最終耐久試験中である。

3.1.4 超小型衛星の動力飛行

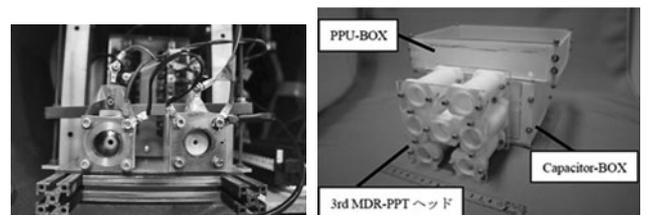
3.1.3で述べたように、近年、ピギーバック方式（大型主衛星の余剰空間に小型衛星を相乗りさせる方式）により、超小型人工衛星の打ち上げが身近なものになった。また小型化によって人工衛星の開発・製造期間の短縮、打ち上げコストの削減、超小型人工衛星による特殊ミッションの設定などの観点から、企業や大学などの研究機関で超小型人工衛星の研究開発が盛んに行われている。

図14に示す、大阪工業大学「プロイテレス衛星2号機」は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて、「GOSAT-2」/「Khalifasat」相乗り超小型衛星に採択され、2018年度7月頃に種子島宇宙センターよりH-IIA ロケットで打ち上げ予定である。MDR-PPTの作動により、衛星進行方向にプラズマを噴射することで、軌道を周回する衛星の速度を減速させ、高度を降下させる軌道遷移（動力航行）させる[16]。

「PROITERES衛星2号機」では、姿勢制御用アクチュエータにリアクションホイールと磁気トルカを、姿勢制御用センサに太陽センサを5台、ジャイロセンサを各軸に1つずつで計3台、地球センサを1台、磁気トルカを用いた制



(a) スラスタヘッド全体 (b) シングル放電室の構造
図12 プロイテレス衛星2号機搭載用30 W 級多放電室型パルスプラズマスラスタヘッド。



(a) 放電室2個の作動 (b) スラスタシステムモックアップ
図13 放電室2個を用いた作動実験とプロイテレス衛星2号機搭載用30 W 級多放電室型パルスプラズマスラスタシステムモックアップ。

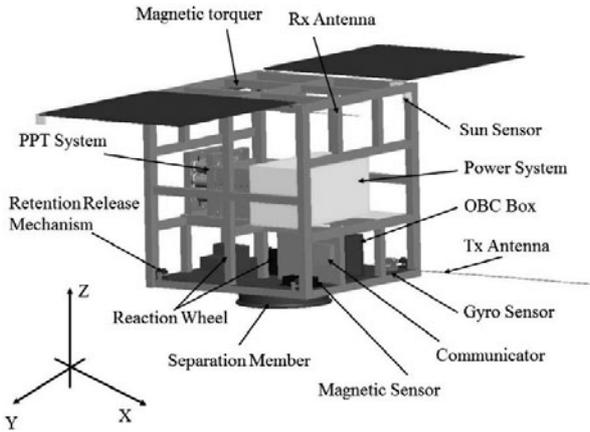


図14 大阪工業大学プロイテレス衛星2号機（質量 50 kg, サイズ一辺 500 mm 立方体）の内部構造。

御を行うため地磁気の磁束密度測定用に磁気センサを1台搭載する。長距離の軌道高度変更を可能にするMDR-PPTシステムは、質量 5.32 kg, サイズ 232×226×158 mm となる。通信機は(株)西無線研究所によって超小型衛星用に開発された無線機を用いる。オンボードコンピュータ(On-Board Computer: OBC)にはLinuxを組み込みARMプロセッサを搭載したRaspberry Pi model B+を採用する。電源装置システムには、バッテリーにPanasonic社製エネルギープロを、太陽電池にAZURSPACE社製のGaAsセルを採用する。構体にはハニカムアルミプレートを主構造として用いる。

「プロイテレス衛星2号機」の動力飛行が実証されれば、デブリ処理、地球観測など、超小型衛星でありながら、その活躍の場が大いに広がると期待される。

参考文献

[1] S. Shiraki and H. Tahara, 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP 2016), AJCPP2016-116

(2016).

- [2] Y. Fukutome and H. Tahara, Space Propulsion 2016, 3124903 (2016).
- [3] S. Shiraki and H. Tahara, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, AIAA-2016-4700 (2016).
- [4] 下垣内勝也, 田原弘一: 第60回宇宙科学技術連合講演会 3I16 (2016).
- [5] 三村岳史, 田原弘一: 平成28年度宇宙輸送シンポジウム STEP-2016-001 (2017).
- [6] 奥田和宜, 田原弘一: 第57回航空原動機・宇宙推進講演会 1A18 (2017).
- [7] 野川雄一郎, 田原弘一: 第60回宇宙科学技術連合講演会 3I17 (2016).
- [8] Y. Nogawa and H. Tahara, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-5 (2016).
- [9] Y. Fukutome and H. Tahara, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-3 (2016).
- [10] F. Inoue and H. Tahara, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), IEPC-2015-231/ISTS-2015-b-231 (2015).
- [11] T. Kamimura and H. Tahara, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), IEPC-2015-209/ISTS-2015-b-209 (2015).
- [12] R. Fujita and H. Tahara, Frontier Applied Plasma Technology 8, 19 (2015).
- [13] R. Fujita and H. Tahara, AIAA Propulsion and Energy 2014, AIAA-2014-3610 (2014).
- [14] K. Kanaoka and H. Tahara, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, AIAA-2016-4844 (2016).
- [15] K. Kanaoka and H. Tahara, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-2 (2016).
- [16] 山内 翼, 田原弘一: 第60回宇宙科学技術連合講演会 2 G01 (2016).

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

3. 将来ミッションに向けた電気推進ロケットエンジンの現状と課題

3. Current Status and Issues of Electric Rocket Propulsion for Future Missions

3.2 静電加速型推進機

3.2 Electrostatic Thrusters

山本直嗣, 渡邊裕樹¹⁾

YAMAMOTO Naoji and WATANABE Hiroki¹⁾

九州大学大学院総合理工学府エネルギー科学部門, ¹⁾首都大学東京大学院システムデザイン研究科

(原稿受付: 2017年8月4日)

本節においては, 静電加速型推進機の将来ミッションに向けた推進機の課題と最近の研究成果に関して解説します。静電加速型推進機は「はやぶさ」の主推進であるイオンエンジンに代表される静電場によりイオンを加速し, その反作用で推力を得るタイプの推進機です。推力が小さい電気推進においては必要不可欠な耐久性の向上に関して, 「マグネチックシールドング」という技術革新があり, 大幅な長寿命化が望めることになったり, わずか50kgの衛星に小型イオンエンジンが搭載されるなど, 現在でも進化し続けています。

Keywords:

electrostatic thrusters, ion engine, field emission electric propulsion, electrospray thruster, Hall thruster.

3.2.1 静電加速方式

静電加速方式にはイオンエンジン[1-5]やField emission electric propulsion (FEEP)[6-10], またホールスラスタ[11-16]などがある。加速方式は名前の通り, 静電界により, イオンを加速し, その反作用により推力を得る。それぞれの原理などの詳細は, 第1章および過去の小特集(2001年[17], 2006年[18])および電気推進ロケット入門[19]に譲りたい。

3.2.2 将来ミッションに向けた推進機の課題

将来ミッションに向けた推進機の課題として, 長時間作動を余儀なくされる電気推進機において, 常に求められている耐久性の向上は言わずもがな, 近年のトレンドである小型化・大型化, さらには低コスト化に向けた代替推進剤の探求, またこれまでブラックボックスとしてきた異常輸送や真空設備の影響等が挙げられる。もちろん他にも様々な課題があり, それらに対して多くの研究者が解決に向けて研究を行っている。

第2章にも述べているとおり, 宇宙機は現在, より小さいものより大きいものへの流れがあり, それに伴い推進機も小型化と大型化が求められている。特に小型衛星の急速な普及に伴い, 小型衛星の機能を高度化できる小型推進機の開発が必須となってきている[20-23]。小型衛星用の推進機開発において, 単なる小型化ではなく, 小型化に伴

い必然的に表面積と体積の比は増加するため性能は低下するが, それをいかに下げ止められるかを克服すると共に, 利用できる電力や空間の制限が厳しい小型衛星において, 燃料用のタンクや電源も含めたシステム全体の小型化・省電力化が求められるため, トータルでのトレードオフをしながらのシステム設計が求められている[24]。

また, 現在のイオンエンジンおよびホールスラスタの推進剤としては希ガスであるキセノンが用いられている[25, 26]。しかしながらキセノンは大気中に86 ppbとわずかにしか存在しないため, 精製コストが高く, 年間の精製量も限られている[27]。太陽光発電衛星の建設や火星探査には膨大な燃料を必要とするため, 代替推進剤の探求が求められており, 昔からアルゴンやクリプトンの可能性が検討されてきている[28, 29]。

電気推進機の内部物理に関してはまだまだブラックボックスとなっていることがたくさんある。一つは電子の異常輸送である[15, 30, 31]。ホールスラスタはイオンを排出し, その反作用で推力を得るエンジンであるため, 電子は推力に寄与しない。そのため電子電流は消費電力を増大させるだけである。ホールスラスタにおいて, 磁場を印加して電子電流を抑制しているが, ホールパラメータがある臨界値を超えると, 磁力線を横切って移動する電子の輸送は古典拡散理論では説明できなくなる。異常輸送を引き起こす要因として, ドリフト不安定性などのプラズマ揺動に起

Department of Advanced Energy Engineering Science, Kyushu University, Kasuga, FUKUOKA 816-8580, Japan

corresponding author's e-mail: yamamoto@aes.kyushu-u.ac.jp

因する異常輸送[32]や、壁面との衝突による衝突輸送[33]、様々な仮説が提案されているが、現在でも未解明のままである。また、ホールスラストの外部の希薄な中性粒子密度領域においても、電子の輸送が理論値よりも大きく、うまく説明できない。イオン音波不安定性[34]や3次元的な磁力線形状[35]で説明出来ないかと研究が続けられている。

もう一つのブラックボックスとして、真空設備の影響が挙げられる。地上試験における推力は宇宙空間で作動させた時の推力とは違い、しかも地上試験における推力は設備の真空度のみならず、試験された設備のポンプ配置などによって変わることが知られている。これは排出したイオンが真空設備の壁面で再結合して中性粒子として反射して推進機に戻ってくることが一因であると言われているが、定量的な説明をするまでには至っていない。各国とも真摯にこの問題に取り組んでいるが、開発コストとも直結するためあまりオープンな議論とはなっておらず、日本においても非常に危惧されている点である。

3.2.3 最近の研究成果

大型化に関しては衛星の大型化に伴い、スラストも5 kW 級の実用化が推し進められている[36-38]。このクラスのホールスラストシステムは、2003年度から三菱電機が準天頂衛星用推進機として開発を行ってきた[39]。残念ながら準天頂衛星には搭載されなかったが、ここで得られた電源の小型・高性能化の技術は次期技術試験衛星用の推進システムの開発に活かされている。また、この開発を通しての知見や機器はJAXAと9大学のオールジャパン体制で開発がすすめられた"Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japanese IN-space propulsion system (RAIJIN) プロジェクトにおいても生かされている[38]。RAIJIN プロジェクトで開発されたアノードレイヤー型ホールスラスト(図1)は、性能面において、諸外国と対抗できるものとなった。すなわち、投入電力当たりの推力である推力電力比は80 mN/kWを達成するとともに、幅広い作動点において電力から推進力へのエネルギー変換効率が50%を超えるなどである。また、本プロジェクトにおいては、スラストの開発のみならず、大電力電気推進を用いたミッション解析やインテリジェンス電源などの開発も行い、様々な成果を上げている[40]。

一方、アメリカなどでは、将来のミッション要求に応えるべく、更なる大型の100 kW 級のホールスラストの開発が進められている[41]。

超小型衛星用の推進機として、各国の研究期間が小型のイオンエンジンの開発を進めている中、小型イオンエンジン(図2)を搭載した「ほどよし4号」が世界に先駆けて2014年6月20日打ち上げられ現在も高度600 kmの周回軌道を回り続けている[42]。また超小型小惑星探査機「プロキオン」にも搭載され、宇宙実証がされた[43]。これに続けられるように、小型のホールスラスト[44-46]やアークジェット[47]、イオン液体を燃料としたフィールドエミッション推進機[48, 49]の開発が各研究機関で進められてい

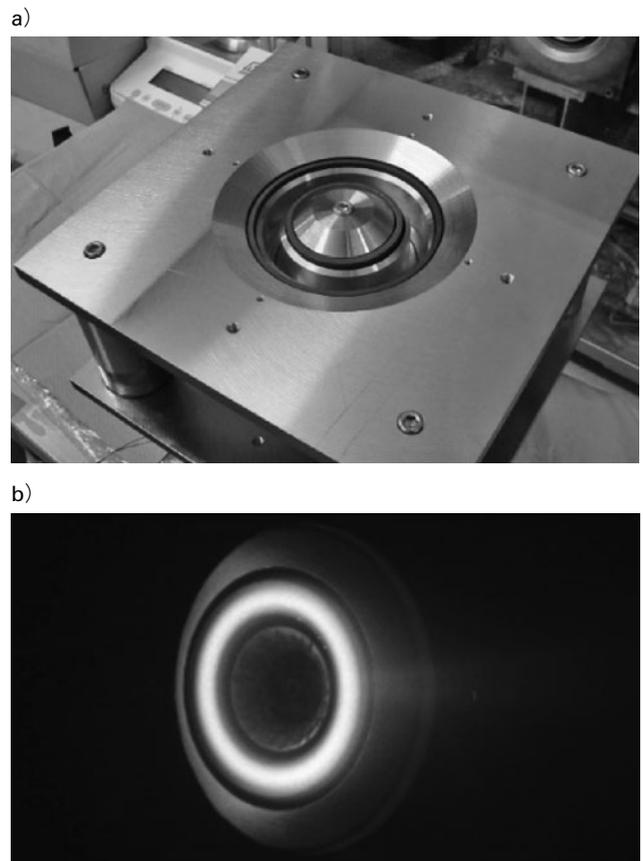


図1 RAIJIN プロジェクトで開発された5 kW 級アノードレイヤー型ホールスラストの a) 外観および b) 作動の様子。円環状の放電室外径が94 mm と従来のマグネティックレイヤー型ホールスラストに比べ、小型で大出力を達成可能。



図2 「ほどよし4号」に搭載された小型イオンエンジンの作動の様子。イオン源(下部の発光)の直径は2 cm 程度となっており、小型化している。なお、上部の4つの発光はイオンを中和するための電子を放出するための中和器の発光である。

る。

代替燃料に関しては、アルゴンでの性能向上に関する研究が昔から進められている。しかしながら満足な性能は得ず、キセノンやクリプトンなどの他の希ガスとの混合ガスによる性能向上の研究も行われている[50]。また、システムのコンパクトになることや火星での推進剤の補給を考慮して、二酸化炭素での検討も行われている。実際に二酸化炭素でのホールスラストの性能はエネルギーの変換効率が25%を達成している。また、常温で固体である炭化物のア

ダマントン ($C_{10}H_{16}$) [51] やヨウ素 [52] は昇華するため有力候補であり、電離エネルギーの低いマグネシウム [53]、ビスマス [54] などの金属も候補として検討されている。ヨウ素およびビスマスに関しては、キセノンとほぼ同等の性能を示しており、マグネシウムや二酸化炭素はキセノンと比較して劣る性能を示している。

耐久性の向上に関する取り組みとして、様々な研究成果が上がってきている。一つのアプローチとしては、より耐久性のある材料の採用である。イオンエンジンにおいて、「はやぶさ」 [55] において有意性を示したカーボン系の採用の流れを引き継ぎ、研究開発が進められた結果として、イオンを引き出すための電極や電子を引き出すためのホローカソードの部材に熱分解黒鉛 (Pyrolytic graphite) [56, 57] が採用される流れが広がっている。

JAXA が開発を進めているマイクロ波放電型イオンエンジンにおいても、「はやぶさ」で寿命律速となったイオンを中和するための電子源 [58] の寿命延長に取り組み、35000時間以上の寿命達成を確認している [59]。これは、中和器の故障原因解明のための研究の過程で、キセノンの2価イオンによるスパッタが原因であることがわかり [60]、その対策の一環として中和器内部の圧力を上げたことや印加する磁場を強くしたこと、磁場回路を形成するヨークのコートニングなどにより達成できた。中和器もマイクロ波放電型だけではなく、RF放電型の電子源も開発が進められている [61]。

数値解析ツールの整備も急速に進んでいる。過去の小特集 [62] で取り上げられたように、イオンエンジンの開発において寿命認定試験を数値解析で行い [63]、実時間作動による耐久試験の回数を減らす試みが続けられている。また中和器においても数値解析ツールの開発が進み、中和器内部の物理メカニズムの解明 (図3) に貢献している [64]。同様にホールスラストにおいても、数値解析による寿命予測 [65] や性能予測 [66] が進んでいる。またこれらの数値解析コードは設計ツールとして技術試験衛星9号機用のホールスラスト開発 (図4) に実際に使われている [38]。

また耐久性を光学計測により評価し、それを実機の開発に還元する方法も取り組まれている。コロラド州立大学やミシガン大学はキャビティリングダウン法 (Cavity ring-down spectroscopy) 法を用いてホールスラストの壁面材

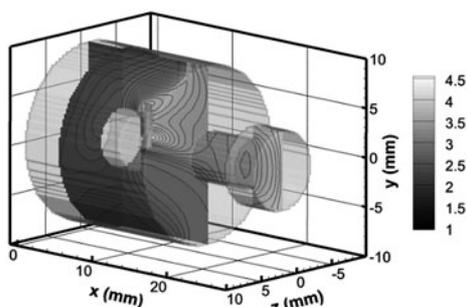


図3 Hybrid-PIC法によるマイクロ波放電式中和器内部の電子温度分布 (単位 eV)。中心軸上にマイクロ波を発振するためのアンテナがあり、アンテナから扇上に広がった磁場に沿って高い電子温度の領域が存在していることがわかる。

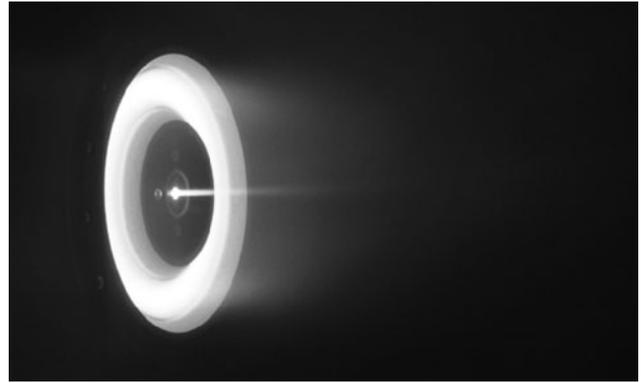


図4 JAXAが開発中の技術試験衛星9号機用6 kW級ホールスラストの作動の様子 (JAXA 提供)。イオンを生成・中和するための電子を放出するホローカソードが円環状放電室の中心に設置されている。

料であるホウ素の密度および速度を計測し [67]、ほぼリアルタイムでの損耗量の算出に成功すると共にその結果を基に壁面材料を変形させるという模擬寿命試験も行っている [68]。

ホールスラストにおける近年の最もホットな話題はMagnetic shieldingである [69-72]。これはBPT-4000 Hall thrusterの寿命計測中に6000時間を超えると壁面が損耗されない事が確認された [69]。すなわち電子源や電源により、寿命は制限されるが、イオンを排出するホールスラスト本体の寿命はイオンエンジンの30,000時間と同等になり得ることが示された。様々な研究・開発機関が物理の解明に取り組むと共に、様々なサイズのスラストへの適用が広がっている [73]。

異常輸送に関しては、かなり簡略化した条件下ではあるが粒子法を用いた数値解析により周方向の揺動が陽極への電子の異常輸送を引き起こすことが示唆されたことから研究が始まり [32]、計算機の性能向上に伴い有用な計測結果も報告されだした [74, 75]。また、炭酸ガスレーザーによるトムソン散乱などを用いた揺動計測 [76] やLIF計測を通じた電子の移動度 [77] が報告されている。

真空設備の影響に関しては、真空度と推進性能の関係や電離真空計を用いた真空容器内の中性粒子密度分布計測が行われている [78, 79] が、近年の傾向として、性能評価時に推進機近傍の中性粒子密度計測が標準となってきた [80]。また、中性粒子密度計測に関しては、電離真空計の計測だけではなく、2光子吸収レーザー誘起蛍光法等を使つての計測 [81, 82] が試みられている。また流れ場の可視化に光ファイバーを用いた計測 (図5) [83, 84] やLIF [85] を用いたり、密度計測にレーラー散乱を用いた計測 [86] も検討されている。

参考文献

- [1] Y. Arakawa and P.J. Wilbur, *J. Propul. Power* 7, 125 (1991).
- [2] Y. Nakayama and P.J. Wilbur, *J. Propul. Power* 19, 607 (2003).
- [3] P.J. Wilbur *et al.*, *J. Propul. Power* 14, 708 (1998).
- [4] I. Funaki *et al.*, *J. Propul. Power* 20, 718 (2004).

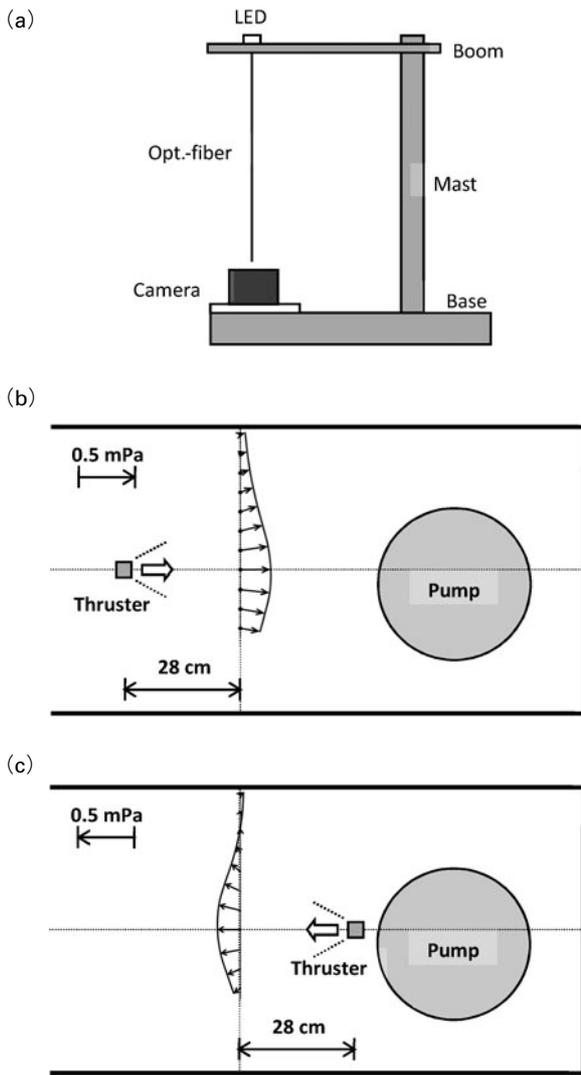


図5 光ファイバを用いた真空チャンバー内の動圧計測。a)は計測器の概要、b)は推進剤ガスをポンプ順方向に排出した場合、c)は推進剤ガスをポンプ逆方向に排出した場合の動圧ベクトルを示す。垂直懸架した光ファイバ上端に設置したLEDの光を下端側カメラで撮像することにより水平方向の希薄流動圧を計測するしくみである。光ファイバ長約60 mmにおいて0.01 mPa程度の計測精度があり、DSMCによる数値解析結果と定性的に一致していることが確かめられている。(現在、垂直方向計測およびイオン流排除計測にも取り組んでいる)

[5] J.S. Sovey *et al.*, J. Propul. Power **17**, 517 (2001).
 [6] C. Bartoli *et al.*, J. Physics D: Appl. Phys. **17**, 2472 (1984).
 [7] S. Marcuccio *et al.*, J. Propul. Power **14**, 774 (1998).
 [8] M. Tajmar *et al.*, J. Propul. Power **20**, 211 (2004)
 [9] 中山宜典 他：電界放出型電気推進 FEPP スラスタの試作，平成21年度宇宙輸送シンポジウム，STEP-2009-48, 2010.
 [10] P.Q. Elias *et al.*, J. Propul. Power **27**, 448 (2011).
 [11] H.R. Kaufman, Technology of Closed-Drift Thrusters, AIAA Journal, **23**,78 (1985).
 [12] K. Komurasaki and Y. Arakawa, J. Propul. Power **8**, 1212 (1992).
 [13] E.Y. Choueiri, Phys. Plasmas **8**, 5025 (2011).
 [14] V. Kim, J. Propul. Power **14**, 736 (1998).
 [15] V.V. Zhurin *et al.*, Plasma Sources Sci. Technol. **8**, R1 (1999).

[16] J.P. Boeuf, J. Appl. Phys. **121**, 011101 (2017).
 [17] 吉川孝雄 他：プラズマ・核融合学会誌 **77**, 763 (2001)
 [18] 中島秀紀 他：プラズマ・核融合学会誌 **83**, 264 (2007).
 [19] 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，東京，2003）
 [20] W. Folkner and D. Seidel, *Gravitational Wave Missions from LISA to Big Bang Observer*, Space 2005 (2005).
 [21] M. Ando *et al.*, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **8**, Po_4_1 (2010).
 [22] R. Funase *et al.*, 50 kg-Class Deep Space Exploration Technology Demonstration Micro-Spacecraft PRO-CYON, 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper SSC14-VI-3, Logan, UT, Aug. 2014.
 [23] R.W. Conversano and R.E. Wirz J. Spacecraft Rockets **50**, 1035 (2013).
 [24] 小泉宏之：プラズマ・核融合学会誌 **92**, 501 (2016).
 [25] J.R. Beattie *et al.*, J. Propul. Power **6**, 145 (1990).
 [26] M.G. Marcucci and J.E. Polk, NSTAR Xenon Ion Thruster on Deep Space 1: Ground and flight tests, Rev. Sci. Instrum. **71**, 1389 (2000).
 [27] 入澤 真：国内最大のキセノン製造装置，太陽日酸技法 **29**, 38 (2010).
 [28] J.A. Linnell and A.D. Gallimore, J. Propul. Power **22**, 921 (2006)
 [29] N. Yamamoto *et al.*, Development of a Microwave Discharge Ion Thruster using Argon, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **7**, pb_119 (2009).
 [30] A.I. Morozov *et al.*, Sov. Phys. Tech. Phys. **18**, 615 (1973).
 [31] G.N. Tilinin, Sov. Phys. Tech. Phys. **22**, 974 (1977).
 [32] M. Hirakawa, Particle Simulation of Plasma Phenomena in Hall Thrusters, IEPC 95-164 (1995).
 [33] A.I. Bugrova *et al.*, Sov. J. Plasma Phys. **16**, 849 (1990).
 [34] I. Katz *et al.*, Growth and Saturation of Ion Acoustic Waves in Hall Thrusters (AIAA 2016-4534) 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016.
 [35] S. Cho *et al.*, The Effects of Cathode Boundary Condition on Particle Simulation of a SPT-100-like Hall Thruster (AIAA 2016-4728, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016).
 [36] D.C. Byers and J.W. Dankanich, J. Propul. Power **24**, 1369 (2008).
 [37] M. Gollor *et al.*, Electric Propulsion Electronics Activities in Europe 2016 (AIAA 2016-5032) 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, 2016.
 [38] Y. Hamada *et al.*, Hall Thruster Development for Japanese Space Propulsion Programs, *to be published in* Trans of JSASS, **60** (Sep. 2017)
 [39] Osuga *et al.*, Performance of Power Processing Unit for 250mN-class Hall Thruster, IEPC 2009-117.
 [40] 山本直嗣 他：日本航空宇宙学会誌 **65**, 236 (2017).
 [41] S. Hall *et al.*, Implementation and Initial Validation of a 100-kW Class Nested-channel Hall Thruster, AIAA 2014-3815, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, OH, July 28-30, 2014.
 [42] H. Koizumi *et al.*, Engineering Model of the Miniature

- Ion Propulsion System for the Nano-satellite: HODOYOSHI-4, Trans of JSASS, 12 Tb_19 (2014).
- [43] H. Koizumi *et al.*, Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, **14**, Pb_13 (2016).
- [44] T. Ito *et al.*, J. Propul. Power **23**, 1068 (2007).
- [45] K.A. Polzin, J. Propul. Power **23**, 886 (2007).
- [46] T. Ikeda *et al.*, Research and Development of Very Low-Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano Satellites, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-109, October 2013.
- [47] R. Hitomi *et al.*, Performance Improvement of a Micro-Multi-Plasmajet-Array Thruster, Trans. of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, **10**, Tb_25 (2012).
- [48] F. Mier-Hicks and P.C. Lozano, JGCD **40**, 642 (2017).
- [49] K. Nakagawa *et al.*, Jpn. J. Appl. Phys. **56**, 06GN18 (2017).
- [50] A.V. Semenko and H.O. Chislov, Study of anode layer thruster operation with gas mixtures, IEPC paper 1995-078, 1995.
- [51] K. Holste *et al.*, In Search of Alternative Propellants for Ion Thrusters, IEPC-2015-320/ISTS-2015-b-320, Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, Hyogo-Kobe, Japan July 4-10, 2015.
- [52] J. Szabo *et al.*, J. Propul. Power **28**, 848 (2012).
- [53] M.A. Hopkins and L.B. King, J. Propul. Power **32**, 1015 (2016).
- [54] A. Sengupta *et al.*, An Overview of the VHITAL Program: A Two-Stage Bismuth Fed Very High Specific Impulse Thruster With Anode Layer, IEPC-2005-238.
- [55] I. Funaki *et al.*, J. Propul. Power **18**, 169 (2002).
- [56] G. Williams *et al.*, Analysis of the Pyrolytic Graphite Ion Optics Following the 2000-hour Wear Test of the HiPEP Ion Thruster, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [57] Y. Ohkawa *et al.*, Current Statuses of Graphite Hollow Cathode Life Tests, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [58] H. Kuninaka, J. Propul. Power **23**, 544 (2007).
- [59] 西山和孝 他：惑星探査機はやぶさ2イオンエンジンの運用状況平成28年度宇宙輸送シンポジウム：講演集録, STEP-2016-058, 2017.
- [60] W. Ohmichi and H. Kuninaka, J. Propul. Power **30**, 1368 (2014).
- [61] H. watanabe *et al.*, Operating Characteristics of Hall Thruster with Radio Frequency Plasma Cathode, J. the JSASS, **64**, 171 (2016).
- [62] 中野正勝：プラズマ・核融合学会誌 **90**, 235 (2014).
- [63] M. Nakano, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. **55**, 364 (2012).
- [64] 窪田健一 他：日本航空宇宙学会論文集 **63**, 197 (2015).
- [65] S. Cho *et al.*, Phys. Plasmas **20**, 063501 (2013).
- [66] J. Szabo *et al.*, J. Propul. Power **30**, 197 (2014).
- [67] B.C. Lee *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **85**, 053111 (2014).
- [68] W. Huang, A.D. Gallimore, A Low-Cost Optical Approach to Evaluate the Life Time of Hall Thruster Discharge Channel, AIAA-2012-4035, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Atlanta, GA, July 29 - August 1, 2012.
- [69] K. de Grys *et al.*, Demonstration of 10,400 Hours of Operation on a 4.5 kW Qualification Model Hall Thruster, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 25 - 28 July 2010, Nashville, TN.
- [70] I.G. Mikellides, Phys. Plasmas **18**, 033501 (2011).
- [71] I.G. Mikellides *et al.*, J. Appl. Phys. **115**, 043303 (2014).
- [72] R.R. Hofer *et al.*, J. Appl. Phys. **115**, 043304 (2014).
- [73] R.W. Conversano *et al.*, J. Propulsion Power **33**, 975 (2017).
- [74] P. Coche and L. Garrigues, Phys. Plasmas **21**, 023503 (2014).
- [75] A. Héron and J.C. Adam, Phys. Plasmas **20**, 082313 (2013).
- [76] S. Tsikata *et al.*, J. Instrum. **8**, C10012 (2013).
- [77] N. Meezan *et al.*, Phys. Rev. E **63**, 026410 (2001).
- [78] M.L. R. Walker, J. Propul. Power **20**, 1127 (2004).
- [79] J.W. Dankanich, A Step Towards Electric Propulsion Testing Standards: Pressure Measurements and Effective Pumping Speeds, AIAA 2012-3737, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia.
- [80] K.D. Diamant, The Effect of Background Pressure on SPT-100 Hall Thruster Performance, AIAA 2014-3710, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 28-30, 2014, Cleveland, OH.
- [81] C. Eichhorn *et al.*, J. Propul. Power **28**, 1116 (2012).
- [82] 杵淵紀世志 他：二光子 LIF 法による基底 Xe 原子の密度計測, 航空原動機・宇宙推進講演会, 沖縄, 2017年3月.
- [83] 中山宜典：日本航空宇宙学会論文集 **65**, 200 (2017).
- [84] Y. Nakayama, Feasibility Study on Rarefied Propellant Flow Measurement, 2017-b-70p, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, 2017.
- [85] W. Huang *et al.*, J. Propulsion Power **27**, 553 (2011).
- [86] M. Iwamoto *et al.*, Rayleigh Scattering Measurement of Neutral Atom Number Density Downstream of a Hall Thruster Under Cold Flow Conditions, to be published in Trans of JSASS, **60**, September 2017.

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

3. 将来ミッションに向けた電気推進ロケットエンジンの現状と課題

3. Current Status and Issues of Electric Rocket Propulsion for Future Missions

3.3 電磁加速型推進機

3.3 Electromagnetic Thrusters

安藤 晃, 高橋和貴

ANDO Akira and TAKAHASHI Kazunori

東北大学大学院工学研究科電気エネルギーシステム専攻

(原稿受付：2017年11月26日)

本節では、MPDスラスタとヘリコンスラスタの研究開発状況に関して、外部磁場印加の効果や磁気ノズル中の電磁加速に注目して記述する。初めに両者の方式のプラズマ理工学的な視点から見た特徴について言及し、その後プラズマ加速機構・推力発生機構について論ずる。最後に磁気ノズルを用いた場合の最大の課題であるプラズマ離脱現象に関しても言及する。

Keywords:

MPD thruster, helicon thruster, magnetic nozzle, plasma acceleration, current distribution, plasma momentum

3.3.1 はじめに

電気推進機による軌道間輸送や有人惑星探査では大電力電気推進機の開発が重要であり[1-3]、その有力候補としてkW~MWにわたる広範な電力領域で動作可能なMPD(Magneto-plasma-Dynamic)スラスタの研究開発が長年にわたり進められてきた。推進機動作の安定性を確保するためにもその長寿命化は必須課題であり、自己誘起加速型のMPDスラスタに外部磁場を印加することで電極への負荷を抑制する方式や、外部磁場印加に伴って重畳された磁気ノズルによるプラズマ加速現象の活用が進められている[4-8]。本節では初めに、外部磁場重畳型のMPDスラスタに関して、外部磁場印加による効果に注目しながら解説する。また長寿命化の手法として、VASIMR[9]、ヘリコンスラスタ[10]、Heat[11]などの無電極型の電気推進機がこれまでに提案されており、プラズマに暴露される電極が無いことから、飛躍的な長寿命化が期待される。磁気ノズルを用いた無電極推進機の推力直接計測は、2011年にヘリコンスラスタを用いて報告されており[12,13]、磁気ノズルによる推力発生が実証されている[10]。本記事後半では、磁気ノズルを用いたヘリコンプラズマスラスタの推力発生機構に関して言及する。

高いプラズマ密度に起因して衝突や衝撃波形成によりプラズマが熱化するMPDスラスタでは、イオン温度が電子温度とほぼ同程度かイオン温度が高く($T_i > T_e$)、主にイオンエネルギーが推力源であると考えられる。一方でヘリコンスラスタでは、プラズマ生成のための高周波電力は主

に電子と結合しイオンへのエネルギー輸送は起こりにくい($T_e \gg T_i$)、電子のエネルギーが推力発生源であり、最終的にイオンエネルギーへと変換される必要がある。筆者らはこれらの動作パラメータ領域が大きく異なるスラスタ(プラズマ発生源)を用いて、複雑な加速機構を生み出す磁気ノズル学理の理解へ向けて室内実験を中心として進めており、それらの成果について述べる。

本記事の最後では、磁気ノズルを用いた推進機の最大の課題である磁力線からのプラズマ離脱現象に関しても言及する。読者の大半がプラズマ理工学分野の方々であることを考慮し、磁気ノズル推進機中のプラズマ物理現象に重点を置いて執筆したことを申し添える。

3.3.2 MPD(Magneto-Plasma-Dynamic)スラスタ

MPDスラスタの加速機構の概略を図1に示す。MPDスラスタは、同軸上に配置された電極間に大電流放電を行う事によって放電電流の径方向成分(j_r)と自己誘起磁場の周方向成分(B_θ)が生じ、軸方向のローレンツ力

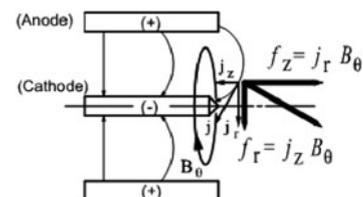


図1 MPDスラスタの放電電流と自己誘起磁場による f_z と f_r 。

Department of Electrical Engineering, Tohoku University, Sendai, MIYAGI 980-8579, Japan

corresponding author's e-mail: akira@ecei.tohoku.ac.jp

$f_z = J_r \times B_\theta$ 力によってプラズマを高速に加速し排出することで推進力を得る。また同時に軸方向電流成分 J_z と B_θ の間に生じる $f_r = J_z \times B_\theta$ 力により中心部に向かった電磁力（ピンチ力）が生じるため、陰極前面でのプラズマ圧を高め、空力的に軸方向へプラズマを押し出す効果も寄与している。

自己誘起磁場のみによる MPD スラスタの推力は次式のように表される [1]。

$$F_{\text{MPD}} = \frac{\mu_0 J^2}{4\pi} \left[\ln\left(\frac{r_a}{r_c}\right) + \frac{3}{4} \right]$$

ここで r_a , r_c は陽極と陰極半径, J は全放電電流である。このように MPD スラスタの推力は放電電流の 2 乗に比例して増大する特徴を持ち、電気推進機としての高比推力も達成可能で、電流値増加とともに凍結流損失（推進剤の電離に使われるエネルギー）の割合が減り推進効率も高くなるなど kW~MW 級の大電力動作に適した推進機である。一方で、ある臨界電流値を超えると放電の不安定性や局所的な電流集中が生じ、陰極損耗などを引き起こしたり、他の推進機に比べて推力効率が低いといった課題もある。また大電力での動作を行うためのパルス運転や耐久度にも課題があり本格的な実用段階には至っていない。これらの課題を解決する方法として、外部磁場印加による性能改善が検討されてきた。

外部磁場印加型 MPD スラスタは、永久磁石や外部磁場コイルを用いて MPD 放電部に軸方向磁場を印加する。低電流放電時でも強磁場を印加することで電磁力を高められる点や、図 2 に示すようなスワール加速やホール加速といった加速効果が期待される [14, 15]。円筒形状の同軸電極間には径方向電流 J_r が流れ、軸方向磁場 B_z との間に生じる $f_\theta = J_r \times B_z$ 力によりプラズマは回転流（スワール）となる。回転流となったプラズマが固体ノズルや発散型磁気ノズル配位中に入射すると、角運動量保存則及び回転運動エネルギーと軸方向運動エネルギーとのエネルギー保存則を満たすように回転エネルギーが軸方向エネルギーへと変換され、プラズマの軸方向への加速力となる（スワール加速）。さらに、電子のラーマー半径が電極間隔より小さく電子のホールパラメータが十分大きく ($\omega_e \tau_e \gg 1$)、一方で、イオンのホールパラメータが小さい ($\omega_i \tau_i < 1$)、あるいはラーマー半径が電極間より大きい時、電子のみが周方向回転プラズマ内に周方向にホール電流が流れる。発散型磁場配位においては径方向磁場成分 B_r があるため、この周方向電流との間に生じる $f_z = J_\theta \times B_r$ 力により軸方向加速（ホール加速）が期待される。さらに周方向の電流成分はプラズマの反磁性電流も含めた効果も考慮する必要がある。

MPD スラスタへの軸磁場印加に関する研究は数多く行われており、推力の増加や回転流によって陰極損耗の低減など性能改善につながる結果が得られている。さらに、磁場印加に伴って生じる磁気ノズル部でのエネルギー変換や加速機構など今後の大電力推進機開発にとり有用な研究課題となっている。

東北大学では図 3 (a) に示すような MPD スラスタを用い

高速プラズマ流の生成や推進性能に関する研究を行ってきた。放電電圧 100–200 V, 電流 1–2 MA, 放電時間約 1 ms のパルス放電でプラズマ密度 $10^{19} \sim 10^{21} \text{ m}^{-3}$, 電離度 0.5~0.8, イオン温度 5~100 eV, 電子温度 1~10 eV, 流速 10~50 km/sec 程度的高速プラズマ流が準定常的に生成可能である [16–20]。この推進機に外部磁場用コイルを設置し、放電部への磁場 B_{zc} と出口前面にラバール型磁場 B_{zl} を印加し、それぞれの磁場強度を変え、図 3 (b) に示すような種々の形状での印加磁場効果を調べている。発生した推力の測定は、振り子型推力測定装置を用いて MPD スラスタから噴出したプラズマ流を受ける力を測定した [20]。

動作ガスとしてヘリウムと水素を用い MPD スラスタへ発散型磁場 B_{zc} のみを印加した場合、図 4 に示すように放電電流の増加に伴い推力が増加するが、印加した外部磁場強度の増加に伴った推力増加が観測されている。

さらに、図 3 (b) に示すように発散型磁場 B_{zc} だけでなく MPD 前面にラバール型磁場 B_{zl} を重畳することでその性能を向上させる試みも行っている。図 5 は、出口近傍で HeII ラインを用いた分光計測を行い、イオン流速と温度計測を行った結果を示す。ラバール型磁場印加によりスロート部 ($Z=100 \text{ mm}$) の上流ではイオン温度、密度の急激な上昇と、下流部では流速の上昇とイオン温度の減少が観測され、また推力や推進効率の増加も観測されている [20]。

ラバールノズル前後の密度温度変化は通常の固体ラバールノズルを通過する 1 次元流モデルで説明されるが、イオンのホールパラメータが小さく十分磁化されていない一方

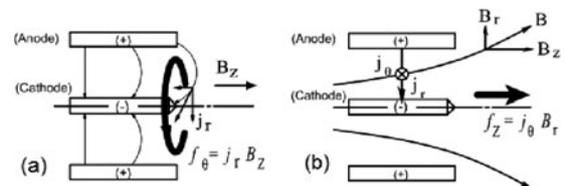


図 2 軸方向磁場印加に伴い生じる (a) スワール加速 f_θ , (b) ホール電流 f_θ とホール加速 f_z 。

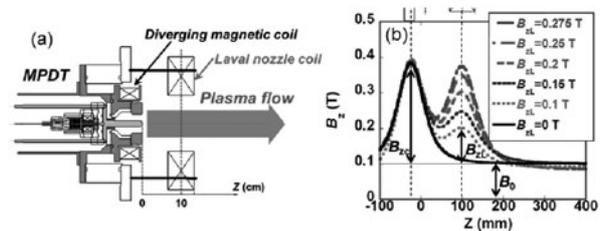


図 3 (a) MPD スラスタの概略図と外部磁場印加用コイル配置図、及び (b) 印加する磁場配位。カソード先端が $Z=0$ 。

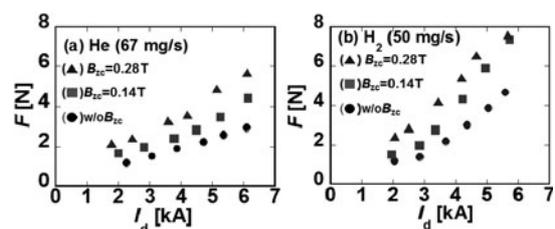


図 4 推進剤を (a) He および (b) H₂ とした場合の、推力計測結果。

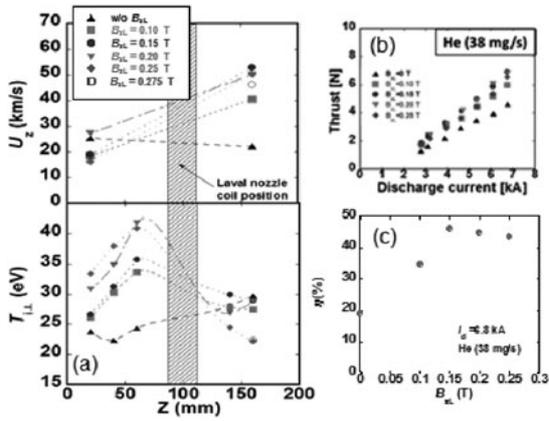


図5 (a)ラバール型磁場を印加した際の流速とイオン温度の軸方向分布、(b)推力の放電電流依存と(c)推進効率の磁場強度依存。

で電子は磁化されており、ラバール型の磁気ノズル形状に沿ったプラズマ流が形成された効果と考えられる。

MPD スラスタで生成されたプラズマ内部にどのような電磁力が働いているかを調べるため、プラズマ中に流れる電流分布と磁場分布を直接計測し、実際に作用している電磁力 ($J \times B$ 力) を評価した[20]。3次元の磁場変化を計測できる磁気プローブを製作し、MPD スラスタ出口近傍での磁場変化から電流分布や電磁力評価を行った。図6にその一例を示す。発散型磁場配位やラバール型配位ともに高密度プラズマ流の内圧とバランスする内向きの電磁力が強く働いていることがわかる。

外部磁場印加型 MPD スラスタの出口部でのプラズマにどのような電磁力が働いているのかを明らかにすることは、将来の大出力 MPD スラスタ開発研究にとって必要不可欠なものである。さらに、磁気ノズル内での周方向電流や回転現象や加速機構についても未解明な点もあり、今後とも MPD スラスタの最適な動作条件を見出すためにシミュレーションとの比較も行いながら外部磁場形状や強度の最適化を進める必要がある。

3.3.3 ヘリコンスラスタ

ヘリコンスラスタの概略図を図7へ示す。プラズマ生成部である絶縁管、高周波アンテナ、ヘリコン放電および磁気ノズルの役割を果たす外部磁場から構成され、絶縁管内部で生成された高密度プラズマが磁力線に沿って排出され、磁気ノズルによる加速を経て放出することで推力を発生する。推力はシステムから放出される運動量に等しく、その反力が推進機の壁面(図7中 T_s , T_w) や磁力線 (T_B) に加わることで推力が発生する。詳細は参考文献[22, 23]を参照頂きたいが、電子とイオンの二流体方程式において電子慣性項とイオン圧力を無視して求めることが出来、 T_s は上流の終端版に加わる電子圧力、 T_w は壁面へ損失する軸方向のイオン運動量、 T_B は磁気ノズル中の径方向磁場 B_r と周方向の電子反磁性ドリフト電流 j_θ によるローレンツ力である。

推力の反力がスラスタを構成するコンポーネント(終端板、径方向内壁、磁力線)に加わることを考えると、それ

ぞれのコンポーネントを独立にスラストバランスに接続することで、(T_s , T_w , T_B) の分解計測が可能となる。なお全コンポーネントを接続すれば、それらの和である総推力が計測できる。推力はプラズマ運動量から求めることが可能であるが、密度、温度、流体速度、その空間分布を計測し、積分値をとる必要があるため、絶対値をプラズマ計測より同定するのは困難である。推力計測は運動量の絶対値計測に他ならず、物理学的な視点からも有用な情報をもたらす。

ヘリコンプラズマに磁気ノズルを印加すると、図8に示すような無電流ダブルレイヤーや両極性電場などの自発的な電位降下が生じ、静電的なイオン加速が起こることが報告されている[23-25]。電子エネルギー分布関数の計測に

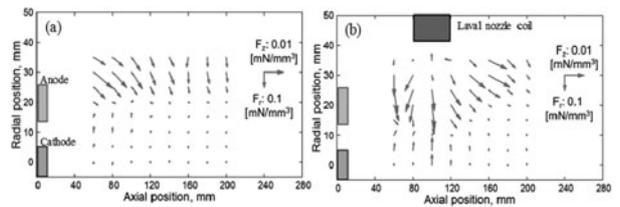


図6 (a)発散型磁場と(b)ラバール型磁場を印加した際の電磁力 (F_z , F_r) の空間分布。

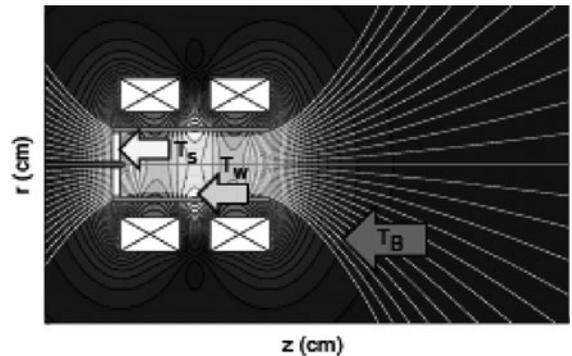


図7 ヘリコンスラスタ概略図と、各スラスタ構成要素に加わる反力。

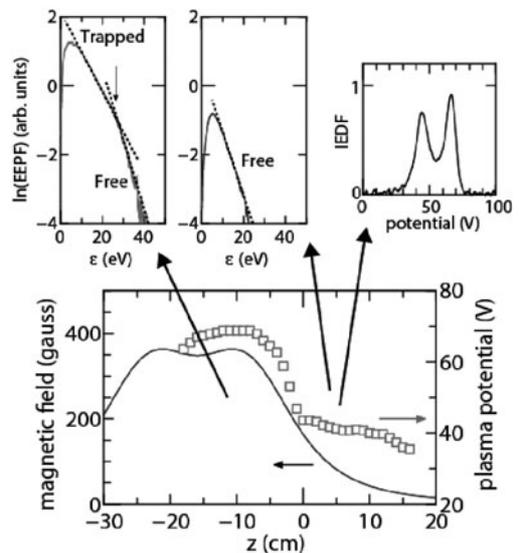


図8 ダブルレイヤー形成時の電位構造、電子、イオンのエネルギー分布関数計測結果。

よれば、電位降下を乗り越える電子によって加速されたイオンが中和され、常に正負電荷が等しいフラックスで排出される[26,27]。ここでは電子が電位降下を乗り越える際に減速されるため、電子エネルギーがポテンシャルエネルギーへと変換され、最終的にイオン加速エネルギーへと変換される。すなわち、静電的な加速により電子エネルギーがイオンエネルギーへと変換される。自発的な電位降下による加速の場合には、電子とイオンの軸方向運動量の総和は変化しないため、この加速プロセス自体はプラズマへと運動量を与えず、推力増加には寄与しないと考えられる[28]。結果として推力はプラズマ生成部における電子圧力、すなわち T_s で与えられる[29]。

プラズマ源の内壁へイオンが損失する際、径方向電場を持つシースによって径方向に加速され、最終的に壁面へと到達する。イオンが損失前に有していた軸方向運動量が壁面へと損失し、推力の発生・損失を引き起こす。多くのモデルでは、径方向境界では運動量の径方向成分の損失のみを考慮し、軸方向運動量の損失は無視できると仮定される[30-32]。しかしプラズマ源内部に軸方向電場が発生し、径方向へ損失するイオンの軸方向運動量が増加した場合には、この損失が無視できなくなる(図9(a)中左側)。筆者らの実験では、ガス種を変えてプラズマ密度が上昇した際(Kr, Xe)に、中性粒子枯渇によりプラズマ源内部に軸方向の密度勾配・電位勾配が形成され、この損失が顕著になることが観測されており(図9(b))[33]、大電力化の際にはよりこの効果が顕著になると予想される[34]。

上記の T_s 、 T_w に関連する諸現象を経てプラズマが磁気ノズルに排出された後は、磁気ノズルによる自発的な推力発生が起こり得る。前述のように、電子とイオンの二流体方程式よりプラズマの軸方向運動量を導出すると、 T_B の項を求めることが出来、磁化モデルにおいて T_B は次式のように表される。

$$T_B = - \int_{V_{MN}} \frac{B_r}{B_z} \frac{\partial p_c}{\partial r} dV.$$

これは半径方向磁場 B_r と周方向電流(電子反磁性ドリフト電流)によるローレンツ力を、磁気ノズル全体(体積 V_{MN})で積分したものであり、流体の加速に寄与する(図9(a)右側)。この反力が磁力線に加わるため、磁気ノズルによって発生する推力は磁力線を形成する電磁石または永久磁石へと伝達する。したがって、電磁石または永久磁石のみをスラストバランスへと接続することで、磁気ノズルによって発生する推力を独立分解計測することが可能となる[21]。図9(c)は計測された総推力 T_{total} と磁気ノズルによる推力増加分 T_B であるが、総推力の半分以上を磁気ノズルによる効果が担っていることが示されている[35]。ここで電子反磁性ドリフト電流は、径方向の電子圧力勾配によって駆動されることに留意すると、 T_B の発生は電子の径方向圧力が軸方向の運動量へと変換されていることに相当する。これはロケットの燃料加速等に用いられる固体ノズルで起こる物理描像と等価であることが、1次元モデルで解析的に示されている[36]。詳細は参考文献に

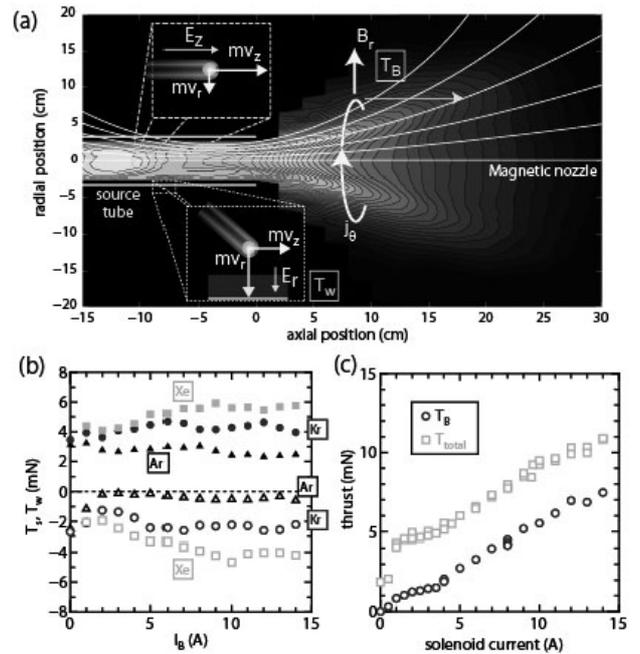


図9 (a) T_w の損失機構、 T_B 発生機構の物理描像。
(b) T_s (▲, ●, ■) および T_w (△, ○, □) の分解計測結果。
(c) T_B および全推力 T_{total} の分解計測結果。

委ねる。

ヘリコンスラストに関しては、推力評価からの歴史が浅く、十分な性能向上に関する研究開発が進展していない。現在のところ、2015年に発表された推力が、高周波電力1 kWにおいて18 mNが観測されており、高周波電力を5 kWまで増強した際に最大60 mNが得られている[37]。また電磁石による消費電力抑制の方式として永久磁石を用いた磁気ノズル形成も進められてきた[38-40]。しかしホールスラストやイオンエンジンに比べると性能が低いのは明らかであり、推力増強へ向けた開発を推進する必要がある。また搭載する高周波アンプのdc-rf変換効率、熱対策、軽量化等多くの技術的課題を有しているため、物理研究と同様に、実用化を念頭に置いた研究開発を進める必要がある。これらの技術課題は地上産業におけるプラズマ利用装置とも共通点が多く、特に小型化・高効率化という観点では小型半導体ファブであるミニマルファブのプラズマ装置開発(スパッタリング、エッチング等)と共通課題が多いため[41,42]、早急な開発の進展が期待される。

3.3.4 磁気ノズルの変形現象

磁気ノズルを用いたスラストの最大の物理課題として、「プラズマディタッチメント」の問題がある。磁気ノズルを形成する磁力線は、閉ループ構造を形成しいずれ推進機へと戻ってくるため、宇宙空間で推力を発生するためには、磁気ノズルによる加速過程の後に、プラズマを磁気ノズルより離脱し排出する必要がある。室内実験で観測されているように、質量の大きいイオンに関してはラーマ半径が大きく、その運動に対して電場が支配的となるため、磁力線から離脱することが可能である[43-47]。一方で質量の小さい電子に関しては磁化条件が維持されているケースが多

く、磁力線に沿った運動が支配的となるため、その離脱過程と条件の理解・制御が今後重要な課題となる。

Arefiev and Breizman らの解析では、プラズマ流速がアルフェン速度を超える（アルフェンマッハ数 $M_A = v/v_A > 1$ ）場合には、プラズマが磁力線を引き伸ばすため、外部から印加した磁力線からのプラズマ離脱が可能であると考えられている[48]。これは太陽風や地磁気周辺で起きている磁力線の変形現象と類似しており、磁力線凍結の原理に他ならない。一方で、前述のように磁気ノズル中で自発電流による推力の増加が起こるためには反磁性電流が必要であり[21]、これは磁気ノズルをより発散させる方向の電流であるため、磁力線の伸長現象とは相反する。これまでの磁気ノズル実験で観測されたプラズマ誘起磁場は反磁性効果を示しており[21, 22, 27, 35, 49-51]、磁力線の伸長が起こる条件を室内実験で模索する必要がある。

大電力ヘリコンスラストを用いた最近の実験で、磁気ノズルの下流域にて磁力線が伸長する現象が観測されてきている[52]。詳細な実験データの説明は参考文献に委ねるが、推進機出口近傍ではこれまでと同様に反磁性磁場が観測され($\Delta B_z < 0$)、その下流域では軸方向磁場が増加する($\Delta B_z > 0$)ことが示され、この遷移が $M_A \sim 0.2$ で起こることが示されている。これまで予想されていた $M_A > 1$ よりも上流域でこの遷移が起こることが示され、参考文献[52]では理想 MHD 方程式を用いた定性的な解析も行われている。現在の実験ではプラズマ誘起磁場は外部磁場の数%であるためプラズマ流に対する影響は顕著に観測されていないため、今後より広範なパラメータ領域での室内実験へと展開し、プラズマディタッチメントの理解と制御へ向けた研究が期待される。

3.3.5 まとめ

本節では、筆者らが研究開発を行っている外部磁場重量型の MPD スラストとヘリコンスラストに関して、その加速機構、推力発生機構に関する研究開発状況に関して述べた。一見単純な構造である磁気ノズル中では、プラズマ生成部のパラメータの違い、外部放電電流の有無、印加磁場強度や構造（発散磁場やラバール型磁場）に起因して、種々の加速過程と推力発生機構が起こり得る。これらを体系的に理解する物理研究と、推進性能向上や周辺機器（電源、熱対策、制御性）も含めた工学研究の両立が今後必要である。

参考文献

[1] R.Jahn, *Physics of Electric Propulsion* (McGraw-Hill, New York, 1968).
 [2] K. Sankaran *et al.*, *Ann. N. Y. Acad. Sci.* **1017**, 450 (2004).
 [3] 安藤 晃：プラズマ・核融合学会誌 **83**, 276 (2007).
 [4] R.M. Myers, *J. Propul. Power* **9**, 781 (1993).
 [5] M.Coletti, *Acta Astronautica*, **81**, 667 (2012).
 [6] D.R. Lev *et al.*, *J. Propul. Power* **28**, 609 (2012).
 [7] R. Albertoni *et al.*, *J. Propul. Power* **29**, 1138 (2013).
 [8] A. Boxberger *et al.*, *AIAA-Paper 2012-4012* (2012).

[9] B.W. Longmier *et al.*, *J. Propul. Power*, **27**, 915 (2011).
 [10] 高橋和貴 他：プラズマ・核融合学会誌 **88**, 220 (2012).
 [11] 篠原俊二郎：プラズマ・核融合学会誌 **91**, 412 (2015).
 [12] K. Takahashi *et al.*, *Appl. Phys. Lett.* **98**, 141503 (2011).
 [13] S. Pottinger *et al.*, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **44**, 235201 (2011).
 [14] A. Sasoh, *Phys. Plasmas* **1**, 464 (1994).
 [15] A. Sasoh, *J. Propul. Power* **10**, 251 (1994).
 [16] 犬竹正明, 安藤 晃：プラズマ・核融合学会誌 **83**, 483 (2007).
 [17] M.Inutake *et al.*, *Plasma Phys. Controlled Fusion* **49**, A121 (2007).
 [18] H.Tobari *et al.*, *Phys. Plasmas* **14**, 093507 (2007).
 [19] Y. Izawa *et al.*, *JPS Conf. Proc.* **1**, 015046 (2014).
 [20] H.Nabuchi, *Plasma Fusion Res.* **11**, 2406033 (2016).
 [21] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **107**, 235001 (2011).
 [22] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Plasmas* **19**, 083509 (2012).
 [23] C. Charles, *Plasma Sources Sci. Technol.* **16**, R1 (2007) and references therein.
 [24] C. Charles, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **42**, 163001 (2009) and references therein.
 [25] K. Takahashi *et al.*, *Appl. Phys. Lett.* **97**, 141503 (2010).
 [26] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Plasmas* **14**, 114503 (2007).
 [27] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **107**, 035002 (2011).
 [28] A. Fruchtman, *Phys. Rev. Lett.* **96**, 065002 (2006).
 [29] T. Lafleur *et al.*, *Phys. Plasmas* **18**, 080701 (2011).
 [30] E. Ahedo and M. Merino, *Phys. Plasmas* **17**, 073501 (2010).
 [31] T. Lafleur, *Phys. Plasmas* **21**, 043507 (2014).
 [32] A. Fruchtman, *Plasma Sources Sci. Technol.* **18**, 025033 (2009).
 [33] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **114**, 195001 (2015).
 [34] K. Takahashi *et al.*, *Appl. Phys. Lett.* **108**, 074103 (2016).
 [35] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **110**, 195003 (2013).
 [36] A. Fruchtman *et al.*, *Phys. Plasmas* **19**, 033507 (2012).
 [37] K. Takahashi *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **24**, 055004 (2015).
 [38] K. Takahashi *et al.*, *Phys. Plasmas* **15**, 084501 (2008).
 [39] F.F. Chen, *Phys. Plasmas* **19**, 093509 (2012).
 [40] K. Takahashi *et al.*, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **46**, 352001 (2013).
 [41] K. Takahashi *et al.*, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **47**, 425201 (2014).
 [42] K. Takahashi *et al.*, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **50**, 265201 (2017).
 [43] C.A. Deline *et al.*, *Phys. Plasmas* **16**, 033502 (2009).
 [44] W. Cox *et al.*, *Appl. Phys. Lett.* **93**, 071505 (2008).
 [45] K. Terasaka *et al.*, *Phys. Plasmas* **17**, 072106 (2010).
 [46] K. Takahashi *et al.*, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **44**, 015204 (2011).
 [47] C.S. Olsen *et al.*, *IEEE Trans. Plasma Sci.* **43**, 252 (2015).
 [48] A.V. Arefiev and B.N. Breizman, *Phys. Plasmas* **12**, 043504 (2005).
 [49] C.S. Corr and R.W. Boswell, *Phys. Plasmas* **14**, 122503 (2007).
 [50] B.R. Roberson *et al.*, *Phys. Plasmas* **18**, 053505 (2011).
 [51] K. Takahashi *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **25**, 055011 (2016).
 [52] K. Takahashi and A. Ando, *Phys. Rev. Lett.* **118**, 225002 (2017).

小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望

4. 電気推進ロケットエンジン技術の他分野への応用

4. Applications of Electric Rocket Propulsion Technology to Other Fields

桃沢 愛

MOMOZAWA Ai

東京都市大学工学部 医用工学科

(原稿受付：2017年8月31日)

電気推進はプラズマを高速排気し、その反力で推進力を得るプラズマ機器であるが、排気されるプラズマ流に注目することにより、他分野への適用も可能である。本章では、その代表例として非移行性アークにより形成される超高温のプラズマジェットを熱源とするプラズマ溶射を用いた皮膜作製法および、宇宙往還機の熱防御システム (TPS) 開発を目的とした再突入環境の模擬を可能にするアーク加熱風洞について取り上げる。

Keywords:

plasma spray, low power arc-jet, gas tunnel type plasma system, Al_2O_3 and ZrO_2 , surface modification, arc-heated plasma wind tunnel, re-entry, tps, dynamic oxidization

4.1 はじめに

電気推進はプラズマを高速排気し、その反力で推進力を得るプラズマ機器であるが、排気されるプラズマ流に注目することにより、他分野への適用も可能である。国内の電気推進の研究者は、プラズマ溶射の研究者らとともにプラズマ溶射によるファインセラミックを含めた機能性材料の作製技術の研究開発や、高エンタルピー風洞による高温材料の評価技術の研究開発を行ってきた。本章では、第3章で説明したアークジェットスラスタと同様の技術であるプラズマ溶射を用いたアルミナやジルコニアの皮膜生成の手法について説明するとともに、移行性アークにより形成される超高温のプラズマジェットを熱源とするプラズマ溶射を用いた皮膜作製法および、宇宙往還機の熱防御システム (TPS) 材料の評価のための高アーク加熱風洞の概要と材料評価手法について説明する。

4.2 プラズマ溶射

プラズマ溶射は、非移行性アークにより形成される超高温のプラズマジェットを熱源とする溶射法であり、溶射用プラズマトーチの基本的構造は、アークジェット推進機と同様である。この溶射法は減圧溶射法を除き開放大気下で行われるため、溶射装置以外の付帯設備が集塵機のみで良い場合が多く、設備コストや維持コストを低く抑えることができる。使用原料は粉末原料を使用するドライプロセスであるため、高融点金属やセラミックス被膜の形成が容易である。また、安定した品質の被膜形成が可能であるため、広範囲に実用化がすすめられている[1]。大気溶射の場合にはほとんどの場合がプラズマジェットは亜音速流のまま下流に放出されるため、ノズルには作動流体が下流に進む

につれ、ノズル直径が小さくなり、最終的には一定となるコンバージェント-ストレートノズルを使用する。大気プラズマ溶射でもプラズマジェットが超音速になる場合には、作動流体が下流に進むにつれ、ノズル直径が小さくなり、スロート部を持った後、直径が大きくなるラバルノズルを使用する。

本節は、低出力 DC アーク溶射及びガストンネル型プラズマ溶射について紹介する。

4.2.1 大気プラズマ溶射

低出力 DC アーク溶射は、プラズマジェット放電出力が 1 kW 級の溶射装置であり、設備コストを抑えられることが特長である。図1に低出力大気プラズマ溶射装置を示す。この装置は、プラズマトーチ、原料粉末供給系、直流電源により構成されており、市販の大気プラズマ溶射装置に準じた構成になる。プラズマトーチはスロート直径

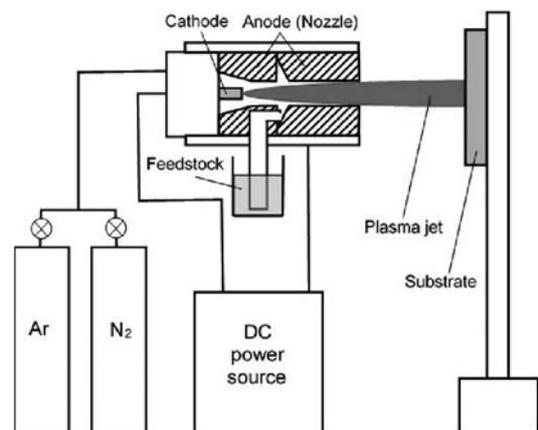


図1 プラズマ溶射装置概略図。

6 mm の銅製ノズル，2%ThO₂ タングステン製陰極 (φ2.4 mm) および陰極ホルダより構成され，電極間距離は 3 mm に固定されている．原料粉末供給ポートは放電室先端に取り付けられており，噴流が引き起こす負圧により粉末および液相前駆体を吸引し，プラズマジェット中に投入する構造となっている．電極損耗は作動ガスの Ar に N₂ 混合させることで抑制でき，プラズマ溶射の安定作動が可能である．基材はプラスト処理を行ったものを使用する．一例として，図 2 に SUS304 基板に (a) アルミナ (PRAXAIR Al-1010-HP) および (b) チタニア (anatase) 粉末を表 1 の成膜条件で溶射した場合の被膜の微細構造観察結果を示す [2, 3]．チタニア膜はラメラ構造を持ち，実用に耐えうる強度が期待できる．また，原料粉末の代わりに液相前駆体を用いての溶射も可能である．

4.2.2 ガストンネル型プラズマ溶射

ガストンネル型プラズマは，大気圧定常の高エネルギー密度を持つプラズマジェットを用いた溶射法であり，セラミックプラズマ溶射，材料の窒化等の表面改質，ナノ材料・機能材料の開発等への適用が可能である [4]．図 3 にガストンネル型プラズマジェットの概略を示す．ポルテックスチャンバー中で作動ガスは高速の過流となり，低圧力のガストンネルを中心軸に沿って流れを形成する．これによりプラズマ生成が容易となり，かつ周辺の高圧のガス壁がプラズマを拘束して安定化する．ガストンネル型プラズマジェット形状は従来型のプラズマジェットと比べて長く，安定である．また，トーチ出口中心温度は 15000 K で，エネルギー密度 10⁵ W/cm²，熱効率も 80% と従来型よりも大幅に高くなる．

図 4 にガストンネル型プラズマ溶射装置のトーチの概略図を示す．被膜は溶射距離：L に置かれた基板上に形成さ

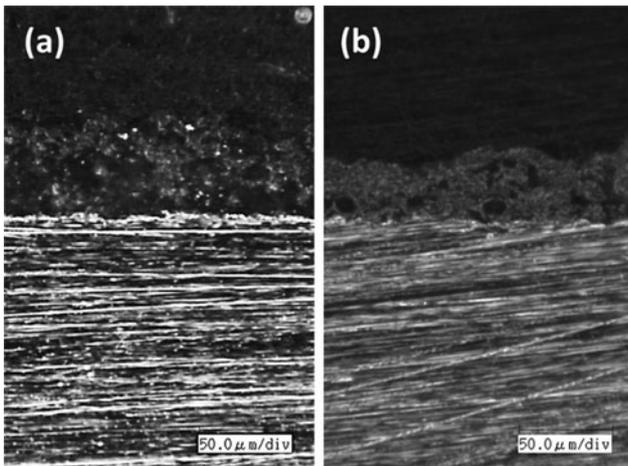


図 2 プラズマ溶射法による被膜の微細構造 (a) Al₂O₃ (b) TiB₂．

表 1 プラズマ溶射条件．

Working gas (Flow rate)	Ar (0.5 l/min.)/N ₂ (0.5-2.5 l/min.)
Spray distance	50 - 70 mm (Al ₂ O ₃), 50 - 100 mm (TiO ₂)
Discharge Current	50 A, 20 V
Deposition time	30 s

れる．このとき，トーチノズル径は 20 mm である．この溶射法は高融点材料の溶射において威力を発揮し，従来の溶射装置に比べ，高品質な溶射被膜の作製が可能である．

図 5 に (a) ガストンネル型溶射および (b) 従来型溶射によるアルミナ (Al₂O₃) 被膜の断面の微細構造を示す (入力 45 kW，溶射距離 65 - 100 mm)．ガストンネル型溶射による被膜は従来型の物に比べ非常に緻密である．また，ビッカース硬度にも優れ，ガストンネル型溶射によって作製したアルミナ被膜は，焼成アルミナと同等の Hv = 1200 を示した [5]．

同様にジルコニア (ZrO₂) 皮膜の作製も可能であり，これを応用したアルミナ，ジルコニアの傾斜機能膜等，高機能膜の作製が可能である．

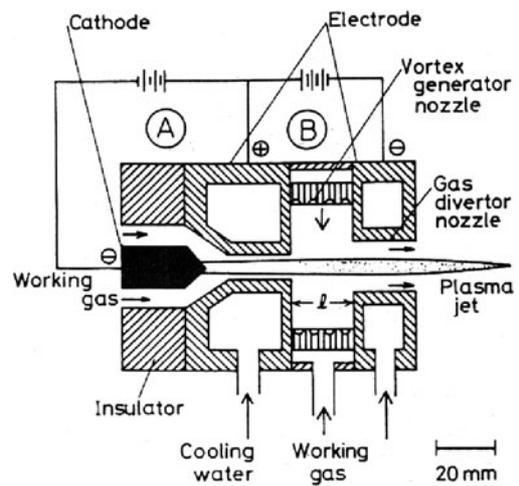


図 3 ガストンネルプラズマトーチ概略図．

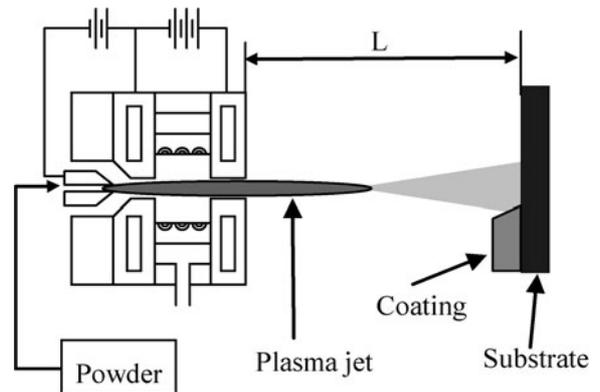


図 4 ガストンネルプラズマ溶射概略図 L: Spraying distance．

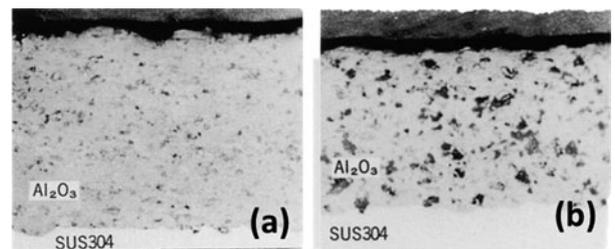


図 5 アルミナ被膜の加工法による比較 (a) ガストンネルプラズマ溶射法 (b) 従来の溶射法．

4.3 再突入環境模擬としてのアーク加熱風洞

アークジェットのもう一つの応用例として、再突入模擬試験装置としてのアーク加熱風洞を取り上げる。宇宙往還機は再突入時、空力加熱による高温気流および原子状酸素による激しい酸化（動的酸化）に曝される。その厳しい環境から機体を守る熱防御システム（Thermal Protection System, TPS）の開発が行われている。TPS 開発のためには再突入模擬環境下での動的酸化試験が不可欠であるが、アーク加熱風洞がその突入模擬試験装置としての役割を果たす。アーク加熱風洞のプラズマトーチもアークジェットのそれと同じ構造を持ち、電極間のアーク放電によるジュール加熱で加熱・電離させたプラズマをノズルで空力的に膨張・加速させ、高エンタルピーの気流を作り出す。アークジェットが作動ガスに還元性の高いヒドラジンを用いる一方、アーク加熱風洞はその使用目的上空気や酸素など反応ガスを用いることが特徴であり、またそれによって電極の損耗の対策が必要となる。

アーク加熱風洞には幾つか方式が存在するが、構造の頑強さ、長時間作動、メンテナンスの容易さ、小電力での安定作動の観点から、コンストリクタ型アーク加熱風洞がよく用いられている。これはコンストリクタと呼ばれる円筒部分の両端にある電極に、電圧をかけて放電させる方式である。本節は実験室レベルで運用可能な 1kW 級アーク加熱風洞について取り上げる。

4.3.1 Ar-O₂ 予混合型アーク加熱風洞

コンストリクタ型アーク加熱風洞の概念図を図 6 に、基本性能を表 2 に示す[6]。この装置はアノード（陽極）とカソード（陰極）間に電圧を印加し、アーク放電を発生することで作動ガスを加熱する。アーク柱はコンストリクタ部（アノード中心のスロート部）を通るか付着する。作動ガスは酸素と放電しやすいアルゴンを混合したものをを用いる。放電により加熱されたガスはノズル部で膨張し、超音速気流となる。

4.3.2 電極の改良

コンストリクタ型アーク加熱風洞の場合、電極が作動ガスに直接接触することによる電極損耗の問題生じることが

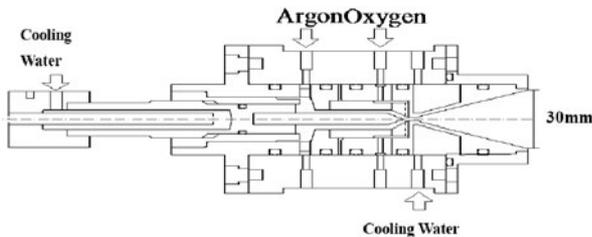


図 6 コンストリクタ型アーク加熱風洞概略図。

表 2 アーク風洞基本性能。

最大電力 (kW)	1.8
設計マッハ数	2.0
比エンタルピー (MJ/kg)	3.0
ノズル出口径 (mm)	30
チャンバ圧 (Pa)	20

欠点である。特に酸素を含むガスを用いると、熱的な損耗だけでなく電極の酸化による損耗が顕著になり、高融点材料では長時間の運転が不可能な上、損耗した電極が気流を汚染してしまう。Ar-O₂ 雰囲気中での酸化による電極の損耗は、カソードは窒化ジルコニウム、アノードには Cu-Cr コーティングを施した銅を用いることで大幅に抑制することに成功した。

4.3.2.1 窒化ジルコニウムカソード

酸化によるカソードの損耗を低減するため、高融点の窒化物、酸化物を生成するジルコニウムが有効である。また、窒化ジルコニウムはさらに高融点で、仕事関数が低いためより大電流での作動が可能である。窒化方法はいくつか方法があるが、最も簡便な方法としてマイクロ波放電管を用いた窒化である。実験条件は、窒素ガス流量は 4.0 slm, 投入電力は 500 W, 処理時間は 30 min である[6]。

4.3.2.2 純銅アノードの Cu-Cr コーティング

アノードの損耗の抑制のために、アノードに用いる銅表面を、より融点が高く耐酸化性のよい Cr を混合した Cu-Cr 粉末でコーティングしたアノードを用いた。コーティングには減圧プラズマ溶射法を用いた。その結果、酸素ガスでの作動による損耗をこれまでの 1/100 オーダーまで抑制することができた[7]。

4.3.3 レーザー加熱システム

再突入環境下のサンプル表面温度を適した温度に制御するために、CW 半導体レーザーを用いて、材料表面温度をアーク風洞とは独立に制御するシステムを構築した。図 7 にレーザー加熱システムの光学系概略図を示す。レーザーはマルチモードファイバーを通して出力される。またファイバー出口でコリメータによって直径 5~6 mm 程度の平行光にし、石英窓を通してチャンバー内へ導かれる。さらにチャンバー内ではミラーに反射された後、レーザーがサンプル表面にすべて照射されるようレンズによって集光されている[8]。

4.3.4 計測

酸化実験中、酸素が十分解離していることを確かめるため、クロスビーム吸収飽和分光法により淀み点の併進温度を診断する。サンプルの表面温度は発光スペクトルをプランクの法則でフィッティングすることにより計測できる[9]。

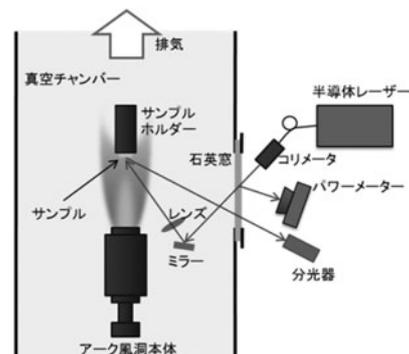


図 7 レーザー加熱概略図。

4.3.5 TPS 加熱試験

TPS として現在盛んに研究開発が行われているのが SiC や ZrB₂-SiC を代表とする超高温耐熱セラミックス (UHTC: Ultra High Temperature Ceramics) である。SiC は、高温・低酸素分圧下で起こる Active 酸化と低温・高酸素分圧下で起こる Passive 酸化の 2 種類の酸化挙動を持つ。SiC の TPS 材料としての使用には SiO₂ が SiC 表面に堆積し、酸化反応を抑制する Passive 酸化環境下である必要があるため、Active 酸化から Passive 酸化へ遷移する境界 (A/P 遷移境界) を検証が重要となる。

表 3 の条件で SiC の動的酸化加熱試験結果を図 8 に示す。損耗率の小さい条件では、サンプル表面に O が多く存在していたため、SiO₂ が表面に生成される Passive 酸化が起き、一方で損耗率の大きい条件では、表面に C が多く存在しているため SiC のまま損耗が進む Active 酸化が起きたと考えられる [10]。

4.4 まとめ

本章では、電気推進ロケットエンジン技術の他分野への応用として、低出力大気プラズマ溶射及びガストンネルプラズマ溶射といったプラズマ溶射法と宇宙往還機再突入模擬試験装置の 2 種類について説明した。

各装置の最近の動向では大気プラズマ溶射では、出発原料に微粒子を用い、ナノ構造制御が可能なプロセスになりつつある。但し、微粒子は単独では凝集が起こるため、溶媒に溶かしサスペンションにした状態でプラズマジェットに供給する必要がある。

アーク加熱風洞においては、材料加熱温度を再突入環境に近づけるための大出力化、および長時間の実験に向けて、さらなる電極を中心とした開発が求められる。

参考文献

[1] 安藤康高：プラズマ応用科学 16, 39 (2008).
 [2] Y. Ando, Vacuum 136, 203 (2017).

表 3 動的酸化加熱試験条件.

ガス流量 [slm]		アーク投入電力 P_A [kW] (淀み点温度 [K])	レーザー出力 P_L [W(A)]	酸素分圧 (P_{O_2}) [Pa]	表面温度 T_s [K]	試験時間 t [s]
4.0	0.1	1.2 (6150)	70 (40)	148	1610	100
			100 (60)		1770	
			125 (70)		1950	
4.0	0.3	1.2 (5650)	50 (30)	430	1620	600
			85 (50)		1710	
			130 (80)		2030	
4.0	0.6	1.8 (5970)	100 (60)	800	1760	300
			150 (100)		2210	

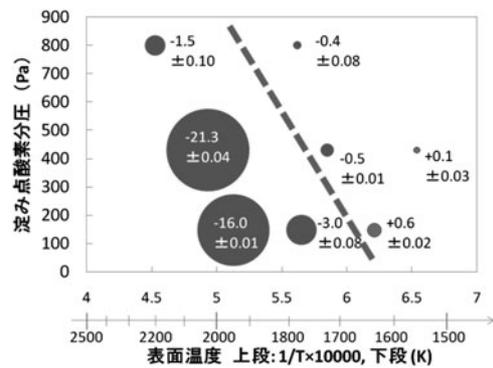


図 8 サンプル表面温度一よどみ点酸素分圧による SiC 損耗率の比較.

[3] 安藤康高：to be published in プラズマ応用科学 25 (2017).
 [4] 小林 明：プラズマ応用科学 21, 75 (2013).
 [5] A. Kobayashi, Front. Appli. Plasma Technol. 5 (2012).
 [6] 佐野宗一郎：東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻修士論文。
 [7] A. Momozawa, Vacuum 85, 591 (2010).
 [8] 照月大悟：プラズマ応用科学 20, 97 (2012).
 [9] 伊藤 彦：プラズマ応用科学 18, 97 (2010).
 [10] 横手寛大：東京大学大学院新領域創成科学研究科、基盤科学研究系先端エネルギー工学専攻修士論文。

小特集執筆者紹介



た はら ひろ かず
田原 弘一

大阪工業大学工学部教授。1988年大阪大学大学院基礎工学研究科物理系専攻博士後期課程修了，大阪大学基礎工学部助手，1994年大阪大学基礎工学部助教授，1997年大阪大学大学院基礎工学研究科助教授，2007年より現職。この間2000年アメリカ合衆国マサチューセッツ工科大学客員助教授。各種の電気推進ロケットエンジンの開発研究，電気ロケットを搭載した小型人工衛星の開発に従事。小さいころ，お恥ずかしい話であるが，アニメ「宇宙戦艦ヤマト」にあこがれ宇宙をめざした。今も変わらず授業では学生に宇宙のロマンを熱く語っている。



にし やま かず たか
西山 和孝

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所・宇宙飛行工学研究系・准教授。1998年東京大学大学院・博士（工学）。2001年宇宙科学研究所助手，2006年より現職。専門は電気推進工学。小惑星探査機「はやぶさ」「はやぶさ2」のイオンエンジンの開発と宇宙運用を担当してきた。現在はイオンエンジンを用いた将来ミッションを複数提案中。趣味は温泉に入ること。



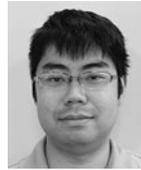
きね ふち き よ し
杵淵 紀世志

宇宙航空研究開発機構（JAXA）・技術試験衛星9号機プロジェクト・主任研究開発員。2003年東京大学大学院・修士，同年からJAXA。2009年東京大学大学院・博士（工学）。2015年プリンストン大学客員研究員。これまでH2Aロケット等の極低温推進系を中心に，固体ロケット噴煙中プラズマによる電波干渉，プラズマアクチュエータ，ホールスラスト等電気推進系の研究開発を担当。専門は宇宙推進工学。



やま もと なお じ
山本 直嗣

九州大学大学院総合理工学研究院エネルギー科学部門・教授。2004年東京大学大学院博士（工学）。主な研究分野は次世代ロケットエンジンの研究開発および電気推進機内部の物理現象の解明のための診断技術の研究。娘のおまごごとが日々グレードアップしていくので，それに追いつくのに必死な毎日です。



わた なべ ひろ き
渡邊 裕樹

首都大学東京システムデザイン学部助教。2012年首都大学東京大学院システムデザイン研究科博士後期課程修了。博士（工学）。宇宙航空研究開発機構情報・計算工学センター招聘研究員を経て，2014年より現職。研究分野は宇宙推進工学，特にイオンエンジンおよびホールスラストをはじめとした電気推進機の性能および信頼性向上に関する研究を進めている。1年前から本誌編集委員としてお世話になっており，日々勉強の毎日です。



あん どう あきら
安藤 晃

東北大学 大学院工学研究科 電気エネルギーシステム専攻教授。理学博士（京都大）。ジャイロトロン研究からNBIの負イオン源開発を経てプラズマ流に関する研究を行っている。電気系のなかで航空宇宙関係の話をしていると，周りから浮いているのが悩み。ここ10年ほど高校生相手の「科学者の卵養成講座」活動も行っている。最近は外国語教育に精通してきたけど誰か興味のある方ご連絡ください。



たか はし かず のり
高橋 和貴

東北大学 大学院工学研究科 電気エネルギーシステム専攻准教授。博士（工学）。主にヘリコンプラズマを用いた電気推進開発と磁気ノズル加速に関する実験を行っている。最近ではミニマルファブ装置開発やスパッタリング装置開発も行っている。晴れた日に，庭で家族（妻，息子1人，娘1人）と遊ぶ何気ないことに，幸せを感じている。



もも ざわ あい
桃沢 愛

東京都市大学工学部医用工学科准教授。東京大学工学部航空宇宙工学科，東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻，ドイツ・アーヘン工科大学（Dr.-Ing.），東京都市大学工学部機械工学科を経て2013年より現職。研究分野は航空宇宙工学，セラミック材料工学，バイオマテリアル。