



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。

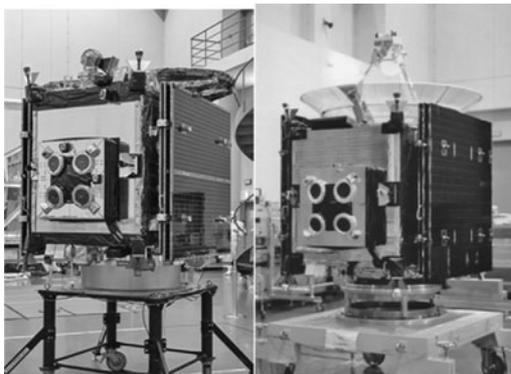


図3 「はやぶさ2」と「はやぶさ」の外観。

「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

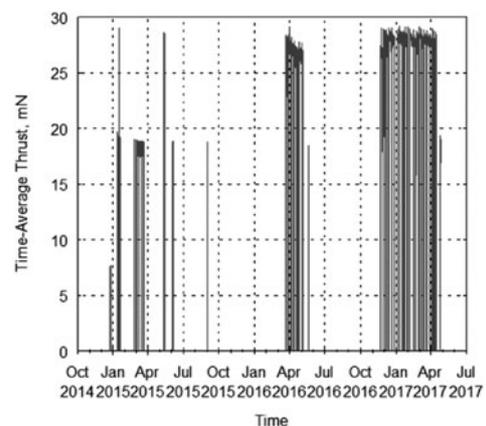


図4 「はやぶさ2」イオンエンジンの推力発生実績。

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

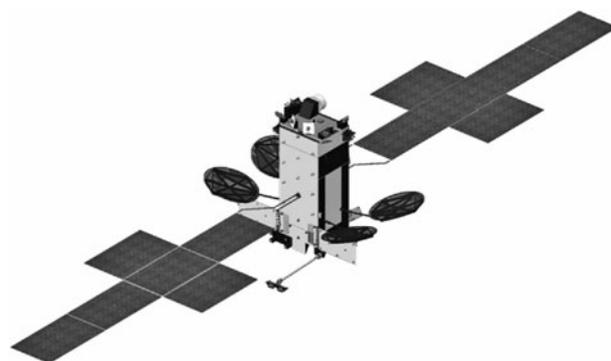


図5 技術試験衛星9号機。

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

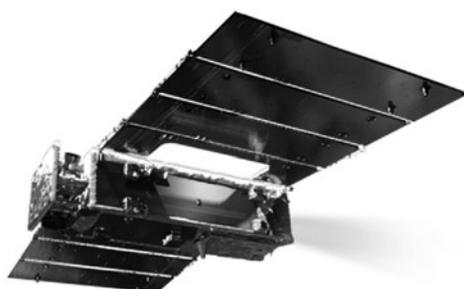


図6 超低高度衛星技術試験機(SLATS, つばめ)。

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

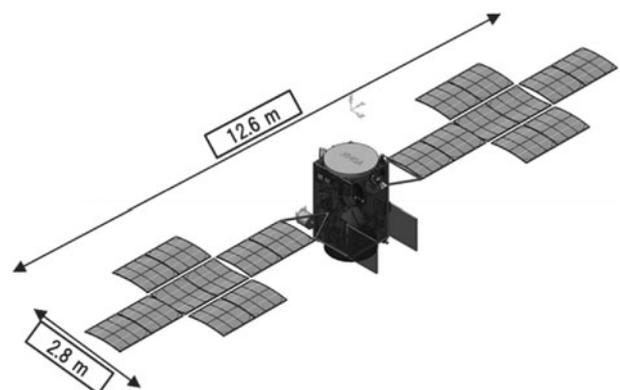


図7 深宇宙探査技術実証機DESTINY+の想像図。

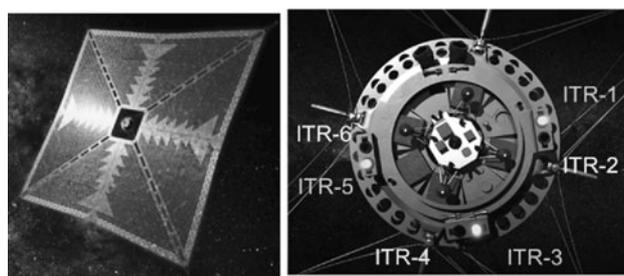


図8 ソーラー電力セイル探査機の想像図  
(左：全体像，右：探査機本体イオンエンジン搭載面拡大)。

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している。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 m<sup>2</sup>)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 ( $1.1 \times 10^9$  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).