

## イオンエンジンの作動原理および搭載状況

渡邊 裕樹\*1, 竹ヶ原 春貴\*2 (首都大学東京)

### 1. はじめに

2010年6月、7年の長旅を終え、小惑星探査機「はやぶさ」が地球へ帰還した。この世界初の偉業は、イオンエンジンと呼ばれる推進機を、スターウォーズに出てくるような「未来の推進機」から、現代の推進機として一般に認知させることとなった。

摩擦や大気による抵抗が無い宇宙における推進力は、物体を後方に投げることによる反力により得られる。そして、宇宙空間での推進は燃料補給無しの場合下では、次式のロケット方程式 (Tsiolkovskiy の式) により説明できる<sup>(1)</sup>。

$$\Delta v = v_{ex} \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (1)$$

ここで、 $v_{ex}$  は推進剤の排気速度(m/s)、 $M_i$  は宇宙機の初期質量(kg)であり、 $M_f$  は加速終了後質量(kg)、 $\Delta v$  は初期軌道から目標軌道までの速度増分(m/s)を表している。この式から、特定の $\Delta v$  に対して、大きな最終質量を目的地において達成する、つまり、高い輸送能力を持った推進機には、高い排気速度が求められることがわかる。一般的に推進機の性能は、この排気速度ではなく、推進機の燃費を表す次式で定義された比推力  $I_{sp}$  により評価される。

$$I_{sp} = \frac{F}{mg} = \frac{\dot{m}v_{ex}}{\dot{m}g} = \frac{v_{ex}}{g} \quad (2)$$

$F$  は推力(N)、 $\dot{m}$  は単位時間あたりに消費する推進剤の質量(kg/s)、 $g$  は重力加速度(=9.8m/s<sup>2</sup>)である。比推力の次元は秒(s)であり、その意味は「単位質量の推進剤で単位推力を発生することができる時間」である。比推力は排気速度に対して比例関係にあり、(1)式および(2)式から、宇宙空間での輸送能力の向上は高い比推力の達成を意味し、これを達成すべくイオンエンジンは開発されてきた。

### 2. イオンエンジンの作動原理<sup>2),3)</sup>

#### 2.1 イオンエンジンの基礎

一般的にロケットエンジンとして想像される化学推進機は、燃焼による化学エネルギーにより、燃焼後の生成物の温度を上昇させ、分子の熱速度を高め、ノズルによりこれを排気速度へと変換する。つまり、化学エネルギーを運動エネルギーへと変換する推進方式であり、大推力を発生させることができる。この方式は宇宙機の打ち上げや俊敏な軌道制御に適しているが、比推力は200~400s程度となっており、原理的にも500s程度が限界である。より高い比推力を得る推進方式として、化学エネルギーに代え、電気エネルギーにより推進剤を加速し、排気する電気推進機がある。電気推進機は太陽光エネルギーや原子力エネルギーを一度電気エネルギーへ変換した後、放電により推進剤を加熱、

電離し、様々な形で推進剤を加速、排気することにより、電気エネルギーを運動エネルギーへと変換する。加速方法には電熱加速、電磁加速、静電加速の3種類があり、静電気力による加速を用いる電気推進機として代表的なものが本記事で紹介するイオンエンジンである。図1に各種推進機の推力密度(噴射口単位面積あたりの推力)と比推力の関係を示す。図1の通り、化学推進機が最も推力密度が高く、最も低い比推力となっている。その後、推力密度は低下するが、電熱加速(Resist Jet, DC Arcjet)、電磁加速(Pulsed Plasma Thruster, MPD Thruster)、静電加速(Hall Thruster, Ion Engine)と比推力が高くなっていく。イオンエンジンは最も比推力が高い一方で、推力密度が低いため、大推力を得るためには、推力発生面(ビーム口径)を大きくする必要があり。また、他電気推進機の詳細に関しては文献(2)を参照して頂きたい。

図2にイオンエンジンの概要を示す。上流の円筒形状の放電室において、推進剤であるキセノンが放電によりプラズマ化し、維持される。放電室下流の開口部には2枚ないし3枚の多孔電極が設置され、イオンを加速するための静電場が形成されており、これによりイオンが選択的に抽出、加速され、下流へと高速排気される。排気されたイオンは中和器から供給される電子により中和され、電気的中性なプラズマ流として、高速で下流遠方に流れていく。イオンエンジンはその物理過程ごとに、1)プラズマ生成、2)イオンビームの抽出・加速、3)イオンビームの中和、の3過程に分けることができる。2)の過程において、荷電分離を行いイオンのみを排気するため、空間電荷効果の制限を受け、推力密度は大きくできない。このため、推力は先述の通り、化学推進機に比べ低いが、比推力は1桁以上高くなり、大きな $\Delta v$  を必要とする惑星間航行や長期にわたる衛星の軌道制御に用いられる。

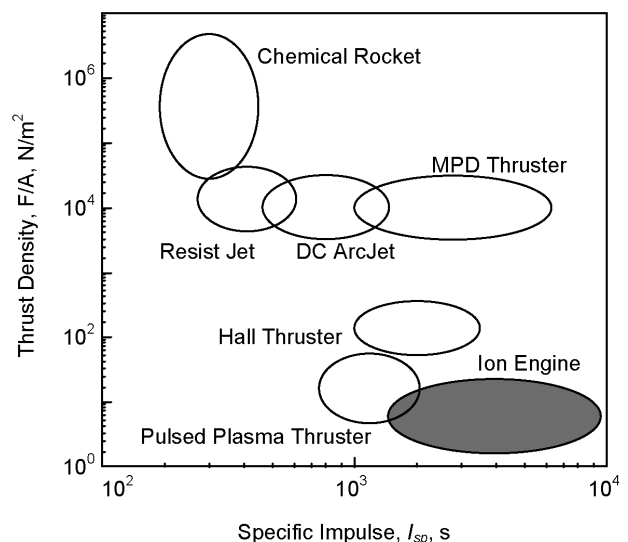


図1 化学推進機および電機推進機の推力密度と比推力。

\*1 首都大学東京大学院、システムデザイン研究科、航空宇宙システム工学域、博士後期課程2年。

\*2 首都大学東京、システムデザイン学部、航空宇宙システム工学コース、教授。

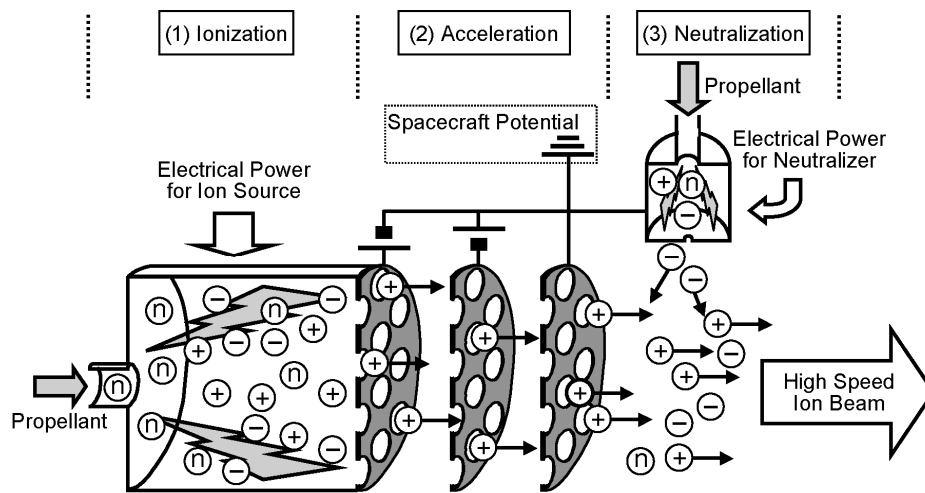


図2 イオンエンジン概要.

## 2.2 プラズマ生成

イオン加速の効率はほぼ 100%に近いため、イオンエンジンの性能の要はプラズマ生成部（イオン源）にある。ここで消費する電力は推力に寄与しないため、イオン源における消費電力は低いことが望ましい。推進剤のプラズマ化には、これまでに、衝突電離反応や接触電離反応が研究されてきたが、低イオン生成効率や大型化が困難などの理由により、現在のイオンエンジンは接触電離ではなく、電子の衝突電離によるプラズマ生成を行っている。この電離衝突を起こすための1次電子の生成や加熱には、多くの方式が存在し、イオンエンジンはこのプラズマ生成に用いる放電形式から以下のように分類される。

- 1) 直流放電式（カウフマン型およびリングカスプ型）
- 2) 高周波放電式
- 3) マイクロ波放電式

図3にそれぞれの放電形式の概要を示す。

1)直流放電式は、放電室内部に設置された電子源（陰極）と放電室に設置された陽極の間に直流放電を起こし、プラズマを生成する方式となっている。陰極である電子源には、開発初期にはタングステンなどのフィラメントが使用されていたが、性能および寿命の点で優れたホローカソードが一般的に使用されている。直流放電式では、生成された弱電離プラズマの放電室壁面での表面再結合による損失を低減するために、通常、磁場によるプラズマ閉じ込めがなさ

れる。この磁場形状の違いによりカウフマン型とカスプ型に分類される。前者のカウフマン型は放電室軸方向に沿った縦磁場を電磁石により発生させる。この縦磁場に電子が補足されるため、電子の放電室壁面方向への移動を妨げ、プラズマ閉じ込めが行われる。平行磁場よりもイオン加速部近傍で磁場が弱くなる拡散形状が生成イオンの加速部への移送に有利であるため、拡散磁場形状が採用されている。一方、後者のカスプ型は、放電室自体が陽極となっており、その内壁に取り付けられたリング状の永久磁石により、カスプ磁場が形成される。放電室壁面近傍のみ強磁場領域が存在し、磁場による電子の螺旋運動と磁石近傍におけるミラー効果によって、一次電子の壁面損失を抑制し、プラズマの閉じ込めが行われる。宇宙において最も早く作動が実証されたのがカウフマン型の直流放電式であり、その後、電力効率の点で優れ、大型化に有利なカスプ型が研究開発されている。

2)高周波放電式は、放電室外壁に巻き付けられたコイルに MHz 帯の交流電流を流すことにより放電室内部に発生した誘導磁場により、1次電子にエネルギーを与え、プラズマを生成、維持する。プラズマの生成に陰極としての電子源が必要ないため、マイクロ波放電式とともに無電極プラズマ生成方式と呼ばれ、直流放電式に比べてプラズマ生成部の長寿命が期待される。また、プラズマの生成、維持に磁石を必要としないため、構造が簡素であることが特徴

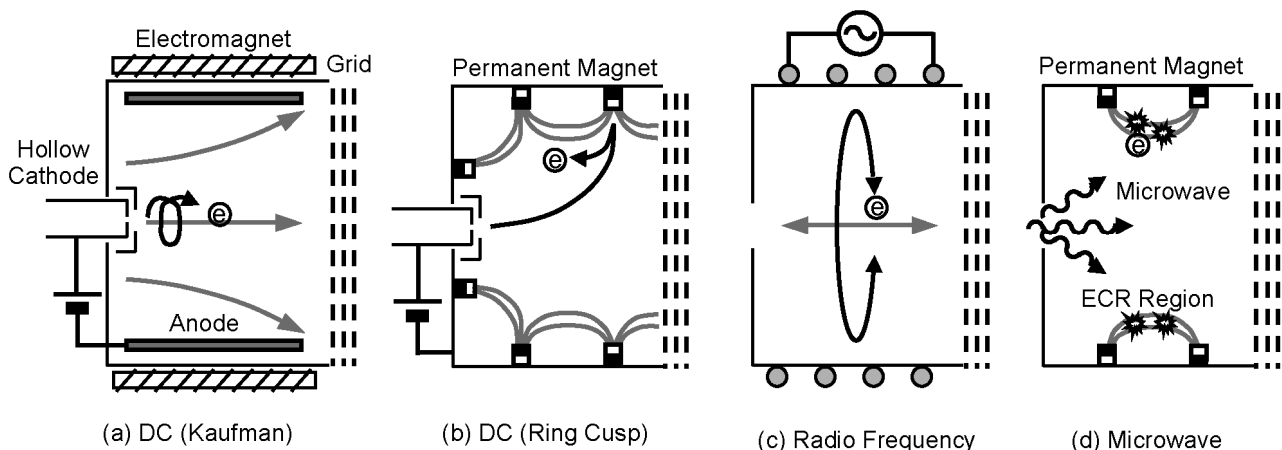


図3 各放電形式概要.

である。

3)マイクロ波放電式は、放電室内部に永久磁石がカスプ磁場を作り出すよう配置され、この磁石の作る磁束密度  $B(T)$  に対応する次式の電子サイクロトロン周波数  $\omega_c(Hz)$  に等しい周波数のマイクロ波が導波管を通して入射される。

$$\omega_c = \frac{eB}{2\pi m_e} \quad (3)$$

ここで、 $e$  は電子の電荷量 ( $1.6 \times 10^{-19} C$ )、 $m_e$  は電子の質量 ( $9.1 \times 10^{-31} kg$ ) である。これにより、電子サイクロトロン共鳴 (ECR: Electron Cyclotron Resonance) が起こり、電子にエネルギーが与えられ、電子源を必要としない無電極放電によりプラズマ生成が行われる。4.2GHz に相当する ECR 磁場強度は 0.15T であり、これは永久磁石により容易に形成可能である。小惑星探査機はやぶさに搭載された  $\mu 10$  イオンエンジンはこの放電形式をイオン源と後述の中和器内部でのプラズマ生成に用いており、世界初の完全無電極放電のイオンエンジンとして作動実証が行われた<sup>4),5)</sup>。

### 2.3 イオンビームの抽出・加速

イオンエンジンで使用される消費電力の大部分をイオンビームの抽出・加速を行う静電加速部が占め、イオンに運動エネルギーを与え、推力を直接担う機構であり、中和器とともに推進機の寿命を左右する重要な部分と位置づけられる。この機構は、2枚ないし3枚の多孔電極 (グリッド) から構成されており、通称グリッドシステムと呼ばれている。図4に3枚グリッドシステムとイオン軌道の概要を示す。グリッドは上流からスクリーングリッド、アクセラグリッド、ディセルグリッドと呼ばれ、各グリッドは間隔 1mm 以下で非常に近接した状態で設置される。このため、各グリッドの支持部には高度な技術が要求され、グリッド

材料に一般的に使用されるモリブデンの場合には、作動時に生じる熱膨張を考慮した支持機構および放電室に対して凹型もしくは凸型をしたディッシュ加工をグリッドに施す。近年では、低スパッタ率で熱膨張率がほぼ 0 のカーボン・カーボン複合材をグリッド材料に使用しているイオンエンジンも存在する。それぞれのグリッドの開口率はスクリーングリッドで約 70%、アクセラグリッドで約 25%、ディセルグリッドで 50~70%程度であり、アクセラグリッドで孔径が絞られているのは、ビームを収束させる役割と未電離状態の推進剤原子の流出を妨げる役割を持たせるためである。このグリッドシステムに2つの電源を用いて、スクリーングリッドに 1kV 程度、アクセラグリッドに -300V 程度、ディセルグリッドは 0V (宇宙機電位) といった電位をあたえる。これにより、プラズマ生成部よりイオンを抽出し、スクリーングリッドとアクセラグリッド間の電位差により一気に加速され、アクセラグリッドとディセルグリッドの逆電位勾配によって幾分減速され宇宙空間に噴射される。この逆電位勾配は、高い正電位をもったスクリーングリッドへの下流からの電子の侵入を阻止する。

1 次元のイオン流を考え、初速度 0m/s の電荷量  $q(C)$  をもつイオン (質量  $m_i$ ) に対して、2枚の平板間に電位差  $V_n(V)$  をかけた場合の静電加速を運動方程式から導くと次式の粒子速度  $v_p$  が求められる。

$$v_p = \sqrt{2 \frac{q}{m_i} V_n} \quad (4)$$

イオンエンジンにおいて、この速度が排気速度となり、イオンの持つ電荷および電位差の平方根に比例し、イオンの質量の平方根に反比例する。例えば、1 価のキセノンイオンに 1kV の電位差を加えた場合、その排気速度は約 38km/s となる。この式より、イオンエンジンは静電加速を行う電位差を大きくするほど、比推力は向上するため、原理的には 10,000s 以上の比推力を達成することができるが、電気エネルギーを供給するための電源の重量増やミッション要求から、2,500~5,000s 程度の比推力が現在は選択されている。

グリッドの静電加速長さ  $d_s$  (図3参照) は、グリッド間の電位差およびプラズマの温度、密度に依存し、適切な引き出し条件において、収束したイオンビームとなる (図3(a))。例えば、プラズマの密度が低い場合、プラズマとイオンのみの領域の境界であるシース面が下流に対して凹状になり、引き出されたイオンが中心軸で交差し、アクセラグリッドに直撃する (図3(b))。反対に、密度が高い場合には、シース面が下流に対して凸状になり、イオンは発散し、同様にアクセラグリッドに直撃する (図3(c))。アクセラグリッドへのイオンの流入やイオンの発散は加速効率、ひいては推力の低下を招くため好ましくなく、推進機の寿命を左右するグリッドの損耗に対しても、アクセラグリッドへのイオンの直撃は避けなければならない。近年の数値計算技術の進歩により、イオン軌道を正確に計算することが可能であり<sup>6)</sup>、この技術を用いてグリッドの最適設計が現在では行われている。一方、イオン軌道解析と並行してグリッドシステムにおける重大な問題の一つに、グリッドシステム中流および下流部において次式で表される電荷交換反応により生成された低速イオンの衝突によるアクセラグリッドの損耗がある。

$$A_{slow} + A_{fast}^+ \rightarrow A_{slow}^+ + A_{fast} \quad (5)$$

その概略を図5に示す。この現象は少なからず推進剤の中

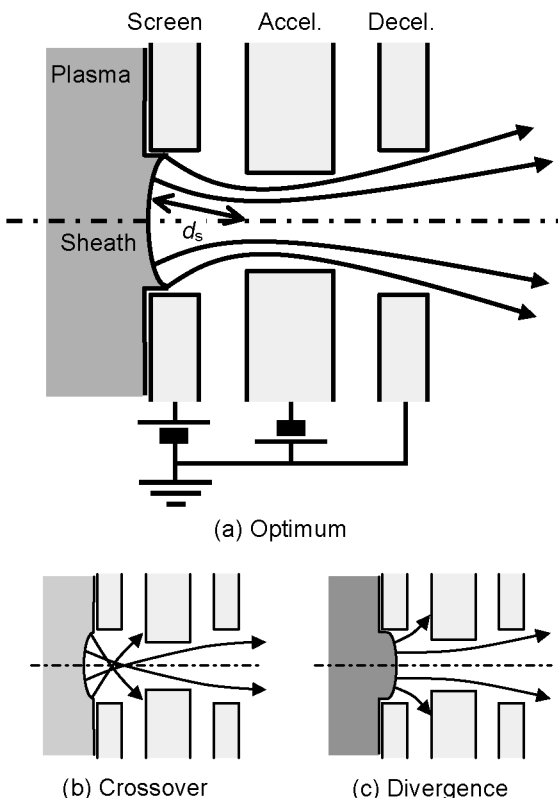


図4 グリッドシステムとイオン軌道。

性粒子のまま排出するイオンエンジンの運転において避けることができない問題である。この問題に対して、グリッド材への低スパッタリング率のモリブデンやカーボン・カーボン複合材の使用や、アクセルグリッド電圧の低減、また、アクセルグリッドの孔径の非一様化による中性粒子の閉じ込め効率の向上等の対策が施されている。また、グリッドの損耗機構が明確になっているため、先述のビーム軌道解析と同様に計算機により、この電荷交換反応を含めたグリッドの損耗および寿命シミュレーションも精力的に研究されており、地上耐久試験で使用された数万時間作動後のグリッドシステムの損耗実測値との比較、評価が検討されている<sup>7)</sup>。今後、より高い比推力を持つイオンエンジンが開発されていくことが考えられ、実作動による耐久試験は数〜十万時間に達すると見込まれる。しかし、これは現実的ではないため、数千時間の実作動結果と損耗計算解析結果を相関させることにより、グリッドシステムの数万時間後の損耗および寿命を評価するといった手法が主流になると予想される。

## 2.4 イオンビームの中和

イオンビームの中和は、中和器と呼ばれる電子源を用いて、噴射されたイオンの電流量と等価な電子電流を空間に放出し、宇宙機の電気的中性を維持するとともに、噴射イオンを中性化して安定なプラズマとして宇宙空間に滞在させる役割を持つ。ここで使用される電力および推進剤は推力には全く寄与しないため、中和器には低電力、低ガス消費量で所定の電子電流を放出することが求められている。

この中和器として、直流放電式イオンエンジンの陰極にも使用されているホローカソードが近年多く用いられている。ホローカソードは、内部に酸化物を浸含させた低仕事関数の電極が挿入され、電子放出のためのオリフィスの付いた円筒と外部の引き出し電極から構成されている。円筒にガス（基本的に推進剤と同種）が導入された状態で、円筒外部に巻かれたヒーターにより、低仕事関数の電極が加熱され、熱電子が放出される。この熱電子が外部の引き出し電極により加速され、導入されたガスと電離衝突を起

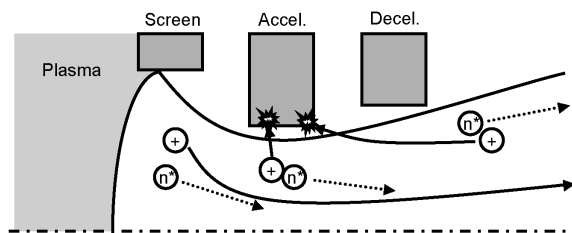


図5 電荷交換反応によるアクセルグリッドの損耗。

すことにより、ホローカソード内部にプラズマが生成され、中和に必要な電子を供給する。この内部プラズマにより、空間電荷制限電流で制限される熱電子以上の電子を放出することができるため、ホローカソードは、低電力かつ低ガス消費量で大きな電子電流を得ることができ、イオンエンジンの電子源として多くの搭載実績がある。しかし、作動時のプラズマ点火における度重なる高低温度サイクルにより、ヒーターの劣化、断線がイオンエンジンの寿命要素となり、また、内部電極に浸含された酸化物は大气との接触により性能を失うため、製造から打ち上げまで厳重な管理が必要となる等の問題をホローカソードは抱えている<sup>8)</sup>。この問題の解決のために、これに代わる電子源が求められており、近年、イオン源と同様にプラズマ生成に無電極放電を用いた、マイクロ波放電式中和器<sup>9)</sup>や高周波放電式中和器<sup>10)</sup>の研究が精力的に行われている。特に、マイクロ波放電式中和器は、小惑星探査機はやぶさの $\mu 10$ イオンエンジンに組み込まれ、その作動が実証されている。しかし、地上試験において2万時間程度の耐久性を確認しながら、実作動においては、1万時間足らずで性能が低下してしまい、エンジンシステムの寿命を制限したことから、現在、宇宙空間特有の中和器劣化現象の解明や性能向上が行われている。

## 2.5 イオンエンジンの性能<sup>11)</sup>

イオンエンジンは、イオンの噴射により推進力を得るため、推力や比推力などの推進性能は、計測される電流・電圧値および推進剤流量から計算することができる。主な性能の計算式と各プラズマ生成方式のイオンエンジンの代表性能を表1にまとめる。ただし、以下で述べる値はビーム電流成分の全てが推力に寄与するとした場合であり、ビーム拡がりや2価イオンの存在により、実測される推力は3%程度低下する場合が多い。それぞれの性能値は以下のような物理的意味を持つ。

- ・ 推力  $F$ : イオンビーム噴射により発生する推進力
- ・ 比推力  $I_{sp}$ : 単位推進剤流量あたりの推力
- ・ 推進剤利用効率  $\eta_u$ : 供給推進剤流量とイオンビーム流量の割合
- ・ イオン生成コスト  $C_i$ : ビーム電流1A相当のイオンを生成するのに要する放電電力（イオンビーム1粒子を生成するために必要な放電エネルギー）
- ・ 推力電力比  $F/P_0$ : 単位消費電力あたりの推力

これまでの研究開発努力により、所定の推力および比推力を維持しながら、高い推進剤利用効率と低イオン生成コストが実現され、実用に耐え得る性能となっている。表1の通り、推進性能面では、ホローカソードを用いた直流放電

表1 イオンエンジンの代表性能値<sup>3),12),13),14)</sup>。

Discharge type for ion production	DC (Kaufman)	DC (Ring Cusp)	RF (ICP)	$\mu$ wave (ECR)
Beam diameter [cm]	12	13	8.7	10
Thrust [mN]: $F = \dot{m}_i v_i = \sqrt{2(m_i/q)V_n}$	23.5	17.8	15	8.7
Specific Impulse [s]: $I_{sp} = F/(\dot{m}g) = \eta_u v_i/g$	2700	2600	3300	3100
Propellant utilization efficiency [%]: $\eta_u = \dot{m}_i/\dot{m}$	79.5*	78.7	69	85
Ion production cost [W/A]: $C_i = P_d/J_b$	256*	290*	393*	513*
Thrust-to-power ratio [mN/kW]: $F/P = F/P_0$	38.7	40.5	33.3	22

$m_i$ : Mass of an ion,  $q$ : Electronic charge,  $g$ : Gravity,  $J_b$ : Ion beam current,  $V_n$ : Net acceleration voltage,

$\dot{m}_i$ : Ion mass flux,  $\dot{m}$ : Propellant mass flow,  $P_d$ : Discharge power for ion production,  $P_0$ : Total power consumption.

\*は著者が他の公表値から算出。

式がもっとも性能が高く、無電極放電の高周波放電式とマイクロ波放電式がそれに追従している。このため、直流放電式がイオンエンジンには最適と考えられるが、他の無電極放電式イオンエンジンの開発が行われている通り、ホローカソードの持つ欠点である、寿命、厳重な管理、運用作業の複雑さといった推進性能以外の観点を含めた総合的観点からイオンエンジンの性能は評価されるべきである。

### 3. 衛星搭載状況

#### 3.1 実証衛星および科学衛星

各国の宇宙機関がこれまでに打ち上げてきた実証衛星および科学衛星へのイオンエンジンの搭載実績を表2に示す。イオンエンジンの基本的概念は宇宙開発の黎明期から検討されてきたが、本格的な研究は1960年代から開始された。宇宙におけるイオンエンジンの初作動は、1964年にNASAルイス研究所の弾道飛行を行う観測ロケットを用いたSERT-1により行われた。SERT-1には水銀とセシウムをそれぞれ推進剤に用いたイオンエンジンが使用され、推力の発生を確認した。その後、宇宙実験の中でもっとも大きな成果を上げたのが、1970年に2台の15cm水銀イオンエンジンを搭載した極軌道衛星のSERT-2である。SERT-2は21年間稼働し、衛星の電位やプラズマ測定、イオンビームの中和などのイオンエンジンの正常作動の確認に必要な有用なデータを取得した。一方、日本においても、1982年にETS-3で2台の5cm水銀イオンエンジンの210時間の宇宙作動実験が行われている。しかし、1970年代、80年代は衛星の発生電力不足等の理由により、実験以外での活躍の場はイオンエンジンには無く、地上における長い研究期間を過ごすことになった。

迎えた1990年代に、静止衛星の南北制御という世界初の実利用を目的として、1994年に12cmキセノンイオンエンジンが搭載されたETS-6が打ち上げられた。しかし、2液式アポジエンジンの不具合のため、静止軌道に投入できず、楕円軌道上において、バス系実験機器として、作動実験が行われた。続く1998年打ち上げの通信放送試験衛星COMETSにも同型のイオンエンジンが搭載されたが、第2段ロケットエンジンの燃焼不足のため、静止軌道に投入できず、その後準回帰軌道に投入された。一方、米国において、商業衛星分野にて1997年にHughes社のXIPS13(Xenon Ion Propulsion System)を搭載したPAS-5衛星が打ち上げられ、イオンエンジンは南北制御用推進機として実用化の時代を迎えた。そして、1990年代後半には、科学衛星へのイ

オンエンジンの搭載が計画され、1998年には、小惑星探査機DeepSpace1にNSTAR(NASA Solar Electric Propulsion Technology Readiness)と呼ばれる30cmキセノンイオンエンジンが搭載され、世界初の惑星間航行用推進機として作動が実証された。日本でも、これまでの直流放電式ではなく、マイクロ波放電式を用いた、世界初の完全無電極放電式イオンエンジン $\mu 10$ が小惑星探査機MUSES-C(はやぶさ)に搭載され、2003年に打ち上げられ、惑星間航行用推進機として小惑星への往復という偉業を成し遂げた。また、南北制御用としても、ETS-6、COMETSに搭載されたイオンエンジンの改良型がETS-8に搭載され、2006年に打ち上げられている。欧州も、米国、日本と同様にイオンエンジンの研究開発が盛んに行われ、2001年には、光通信実証衛星ARTEMISに独国が開発した高周波放電式イオンエンジンRIT-10と英国が開発した直流放電式イオンエンジンUK-10がそれぞれ搭載された。ARTEMISは打ち上げロケットの不具合により、半分以下の軌道に投入されたが、イオンエンジンを用いたスパイラル軌道上昇により、静止軌道への投入に成功した。また、2009年には、地球重力場観測衛星GOCEに先のARTEMISにも搭載されたT5(UK-10)が搭載され、低高度での空気抵抗補償用推進機としての作動が実証された。

また、今後のイオンエンジンの搭載予定として、欧州と日本が共同計画している水星探査機Bepi-ColomboにT5を大型化したT6イオンエンジンが惑星間航行用推進機として搭載される予定である<sup>15)</sup>。日本においても、超低高度衛星技術試験機SLATSにETS-8に搭載された12cmキセノンイオンエンジンが空気抵抗補償用推進機として搭載される予定となっている<sup>16)</sup>。

#### 3.2 商業衛星

前節で説明した通り、イオンエンジンの商業衛星への搭載は、1997年に打ち上げられたPanAmSat社のPAS-5から始まった。4tクラスの静止衛星の南北制御に2液式の化学推進機を用いた場合の衛星総重量に対して、イオンエンジンを用いた場合は700kg程度低減が可能であり、総低減コストとして10億円程度が見込めるため<sup>17)</sup>、通信用静止衛星への搭載が期待されていた。初の商用化に成功したのは先のPAS-5に搭載されたHughes社(後のBoeing社、現L-3 Communications社)が開発したXIPS13であり、Boeing社のBSS-601HP衛星バス(Hughes社時代にはHS-601HP)に

表2 イオンエンジンの搭載実績。

Data	Country	Satellite	Mission	Beam diameter	Discharge Type	Propellant
1964	USA	SERT-1	Experiment	10cm 8cm	DC (Kaufman) Contact	Mercury Cesium
1968	USA	ATS-4	Experiment	5cm	Contact	Cesium
1970	USA	SERT-2	Experiment	15cm	DC (Kaufman)	Mercury
1974	USA	ATS-6	Experiment	8cm	Contact	Cesium
1979	USA	SCATHA	Experiment	5cm	DC (Kaufman)	Xenon
1982	Japan	ETS-III	Experiment	5cm	DC (Kaufman)	Mercury
1993	Europe	EURECA	Experiment	8.7cm	RF (ICP)	Xenon
1994	Japan	ETS-VI	NSSK	12cm	DC (Kaufman)	Xenon
1998	USA	Deep Space 1	Exploration	30cm	DC (Ring Cusp)	Xenon
1998	Japan	COMETS	NSSK	12cm	DC (Kaufman)	Xenon
2001	Europe	ARTEMIS	NSSK (Orbit transfer)	8.7cm 10cm	RF (ICP) DC (Kaufman)	Xenon Xenon
2003	Japan	MUSES-C	Exploration	10cm	$\mu$ wave (ECR)	Xenon
2006	Japan	ETS-VIII	NSSK	12cm	DC (Kaufman)	Xenon
2007	USA	DAWN	Exploration	30cm	DC (Ring Cusp)	Xenon
2009	Europe	GOCE	Drag compensation of atmosphere	10cm	DC (Kaufman)	Xenon

オプション装備された。1999年には、これを大型化したXIPS25が同社のBSS-702衛星バスに標準装備され、南北制御のみならず、GTOからGEOへの軌道遷移用推進機としても使用可能となっている。これらのXIPSシリーズは、世界で最も搭載されているイオンエンジンであり、2006年までにXIPS13が60台、XIPS25が40台搭載されている<sup>18)</sup>。欧州においては、QinetiQ社がT5およびT6イオンエンジンを販売しており、T6はThales Alenia社とEADS Astrium社が共同開発しているAlphaBus衛星バスへの搭載が検討されている。一方、日本においては、ETS-3、COMETS、ETS-8に搭載されてきた三菱電機株式会社の12cmイオンエンジンが自社のDS2000衛星バスへオプション装備されている。また、小惑星探査機はやぶさに搭載され、そのシンプル、ロバスト性が評価されている日本電気株式会社の $\mu$ 10イオンエンジンが米国のAerojet社と共同開発、販売される計画も進行している。

イオンエンジンでなければミッションが達成不可能な科学探査機に搭載される場合と違い、商業衛星に搭載される場合、衛星の製造、打ち上げ、運用費用、そして、信頼性といった総合的観点から推進機は選ばれ、燃費の優れたイオンエンジンが必ずしも選択されているとは限らない。多くの作動実績のあるXIPSシリーズも、十数機の衛星において軌道上で不具合が発生し、うち2機の衛星に対して保険金が支払われている。また、日本のETS-8に搭載されたイオンエンジンに関しても、電源系統の不具合により、現在では使用不能となっている<sup>19)</sup>。このように、実用化から10年経た現在でも、商業衛星分野においてイオンエンジンは世界の信用を得るに至ってはいない。

#### 4. 今後の展望

衛星の大型化、長寿命化、大電力化により、地球近傍における軌道遷移、軌道制御の分野において今後電気推進機の使用は大きく伸びると予想される。しかし、その推進機に必ずしもイオンエンジンが使用されるとは限らず、ロシアの衛星に多くの搭載実績があり、現在各国で開発されているホールスラスタ、イオンエンジンよりも早く実用化したDCアークジェットなどの他の電気推進機と使用目的に応じて、それぞれ棲み分けがなされていくと考えられる。特に、1,000s~2,000sと化学推進機に比べて十分高い比推力、50mN/kWとイオンエンジンに比べて高い推力電力比を持つホールスラスタは構造が簡素であることから、高い信頼性が見込まれ、今後多くの大型衛星に搭載されていくものと予想される。イオンエンジンも大型衛星への搭載に向けて、従来の10~20cmの口径から30~40cmへと大型化が進むとともに<sup>20)</sup>、中・小型衛星への搭載に向けて8cm以下の小型化も現在進行している<sup>21),22)</sup>。また、科学衛星も大型化、大電力化が確実に進行し、科学ミッションでも未踏領域を目指す高 $\Delta v$ ミッションに関心が向き、比推力5,000~10,000s程度と従来に比べて高比推力のイオンエンジンが開発されていくものと考えられる<sup>23)</sup>。一方、適用ミッションの範囲に関しても、静止衛星の南北制御、科学衛星の惑星間航行のみならず、低高度での空気抵抗補償、運用終了衛星や宇宙デブリの軌道降下、小型衛星のフォーメーションフライト、太陽光発電衛星等の大型建造物の軌道間輸送や軌道維持など多くの分野でイオンエンジンの適用が計画され、それぞれのミッション要求に適したイオンエンジンの開発が必要となっている。

高い比推力を持つイオンエンジンの原理的な有効性は認められてはいるものの、高い信頼性が維持されておらず、イオンエンジン無しでも済むミッションの場合には、実績のある化学推進機に頼っているのが現状である。また、近

年では、中国、韓国、インド、イスラエルなども電気推進機に着目しており、その搭載検討や研究に着手している。このため、イオンエンジンを含めた電気推進機も近いうちに国際競争の波にさらされることになるだろう。幸いにして、先人達の先見性と不断の努力により、ETS-3、ETS-6、COMETS、ETS-8、そしてMUSES-C(はやぶさ)と日本は高いイオンエンジン技術と実績を現在維持している。今後は、科学衛星分野で国際協力をしつつも、商業衛星分野においては、この優位性を維持し、産学官一体となった戦略的な技術開発を絶え間なく行い、オールジャパン体制で世界に対して挑戦していかなければならない。

#### 参考文献

- 1) 松尾弘毅, 柴藤羊二, 渡辺篤太郎: ロケット工学, コロナ社, 2001.
- 2) 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.
- 3) 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航行, コロナ社, 2006.
- 4) 國中均: 「はやぶさ」小惑星探査機に搭載されたマイクロ波放電式イオンエンジン, プラズマ核融合学会誌, Vol. 82, No. 5, pp. 300-305, 2006.
- 5) 細田聡史, 國中均: イオンエンジンによる小惑星探査機「はやぶさ」の帰還運用, プラズマ核融合学会誌, Vol. 86, No. 5, pp. 282-292, 2010.
- 6) J. H. Wheaton, R. W. McGaffey, W. L. Stirling: Ion Beam Extraction from a Plasma with Aberration by Method of Mutual Exclusion, Journal of Applied Physics, Vol. 52, No. 6, pp. 3787-3790, 1981.
- 7) 中野正勝, 梶村好宏, 百武徹, 船木一幸: イオン加速グリッド耐久認定用数値解析 JIEDI ツールの開発状況, STEP-2009-16, 2009.
- 8) John R. Brophy, James E. Polk, and Vincent K. Rawlin: Ion Engine Service Life Validation by Analysis and Testing, AIAA96-2715, 1996.
- 9) Ikko Funaki and Hitoshi Kuninaka: Overdense Plasma Production in a Low-power Microwave Discharge Electron Source, Japanese Journal of Applied Physics, Vol. 40, pp. 2495-2500, 2001.
- 10) Hiroki Watanabe, Tomoyuki Hatakeyama, Masatoshi Irie, Asami Okutsu, Takeshi Tsukahara, Junichiro Aoyagi, Haruki Takegahara: Study on Radio Frequency Cathode for Ion Engines, Trans. JSASS Space Tech. Japan, Vol. 7, No. ists26, pp. Pb\_53-Pb\_58, 2009.
- 11) 西田迪雄, 吉川孝雄, 田原弘一, 竹ヶ原春貴, 藤原俊隆, 佐宗章弘: 電気推進の応用, プラズマ核融合学会誌, Vol. 77, No. 8, pp. 772-788, 2001.
- 12) Toshiyuki Ozaki, Yukikazu Kasai, Takafumi Nakagawa, Takashi Itoh, Kenichi Kajiwara and Masafumi Ikeda: 20mN Class Xenon Ion Engine Operation on Orbit, AIAA-2007-3277, 2007.
- 13) J. R. Beattie, R. R. Robson and J. D. Williams: 18-mN Xenon Ion Propulsion Subsystem, IEP-91-010, 1991.
- 14) R. Killinger, H. Bassner, G. Kienlein, J. Muller: Electric Propulsion System for Artemis, IEP-99-054, 1999.
- 15) M.H. Corbett: In-Situ Measurements of Discharge Plasma Characteristics During Thrust Operation of the T6 Gridded Ion Thruster, IEP-2009-151, 2009.
- 16) H. Nagano, K. Kajiwara, Y. Hayakawa, T. Ozaki, H. Osuga: DEVELOPMENT OF THE ION ENGINE SYSTEM FOR SLATS, IAC-10-C4.4.1, 2010.
- 17) 後藤祥史: 電気推進の商用化, 真空, Vol. 45, No. 4, pp. 41-46, 2002.
- 18) Kuei-Ru Chien, William G. Tighe, Thomas A. Bond, Rafael Spaers: An Overview of Electric Propulsion at L-3

- Communications, Electron Technologies Inc., AIAA 2006-4322, 2006.
- 19) Ken'ichi Kajiwara, Masafumi Ikeda, Hiroki Kohata, Toshiyuki Ozaki: ETS-VIII Ion Engine and its Operation on Orbit, IEPC-2009-048, 2009.
- 20) Scott W. Benson and Michael J. Patterson: NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT) Ion Propulsion Technology Development Status in 2009, IEPC-2009-150, 2009.
- 21) William G. Tighe, Kuei-Ru Chien, James Ahn, Julio Hurtado, Ezequiel Soils, Rafael Spears: Update on the XIPS 8-cm Thruster Prototype, AIAA-2008-4912, 2008.
- 22) Hiroyuki Koizumi, Hitoshi Kuninaka: Miniature Microwave Discharge Ion Thruster Driven by 1 Watt Microwave Power, Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 3, pp. 601-604, 2010.
- 23) 林寛, 碓井美由紀, 中山宜典, 清水幸夫, 西山和孝, 國中均: マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化に関する基礎研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 55, No. 647, pp. 604-611, 2007.