

イオンエンジンの計測評価 —推進剤数密度および中和現象—

○中山宜典（防衛大）、成澤健一、田中太（防衛大・院）

1. はじめに

イオンエンジンは、推進剤ガスのプラズマを放電室内で生成し、生成されたイオンをグリッドシステムによって静電加速させて推力を得るしくみである。放電室（イオンエンジン内部）で生成される希薄弱電離プラズマは中性粒子（推進剤）が支配的であり、推進剤供給方法（流入孔位置・形状・数・分配比等）が推進性能を左右する。しかし10～100 mPa程度の希薄圧力であるため計測が難しい。またイオンエンジン下流では、イオン・電子・中性粒子が複雑に相互作用しながら介在する中和現象が生じているが、希薄プラズマであるため計測が難しい^{1,2)}。

どちらの現象も計算解析による知見あるいは評価がされてきているものの³⁻⁵⁾、実験的計測も不十分であるため、その妥当性は十分とは言えない。したがって、数多くの設計製作および試行錯誤によって開発されてきているのが現状である。

本研究では、イオンエンジン内の希薄圧力が計測できれば有用な知見が得られると考え、隔膜式微差圧計が適用可能であることを示してきた。しかし計測分解能は不足していた。また本研究室で開発してきた2次元可視化イオンエンジンは、イオン生成部からイオン加速部（グリッドシステム）下流までを光学計測できる。希薄な中和プラズマを探針計測しても妥当な計測結果を得られないことが十分考えられるが、非接触の光学計測であれば定性的で妥当な知見が得られると考えられた。

本論の1つの目的は、より高精度の微差圧計を用い、計測系を改良することにより、推進剤供給方法の違いによるイオンエンジン内部の推進剤圧力分布を計測評価することであり、もう1つの目的は、可視化イオンエンジンを用いた光学計測により中和現象に対する知見が得られる可能性について検討することである。

2. 推進剤分布計測

2.1 推進剤流れ

イオンエンジンの推進剤は、放電室壁に1つあるいは複数設けられた流入孔から供給され、ディストリビュータあるいはバップルと呼ばれる障壁

部を通り、放電室内へと流れる。放電室へ流入した推進剤の多くは放電室内壁面で複数回反射し、グリッドシステムの孔を通過し、宇宙空間へ流出していく。放電室内壁には磁石や様々な部品で構成されており、それぞれ表面状態（粗さ、温度等）が異なるため、放電室内における推進剤流れは複雑であり、直流放電式の場合には、放電室内にアノードが設けられるため、その流れはより複雑になる。したがって、放電室内の圧力分布（数密度分布）は一様ではない。

イオンエンジン内部の圧力は、主に0.01～0.1 Paオーダであり、流入孔付近で1 Paオーダとなることがある。この圧力（数密度）は、平均自由行程（衝突せずに進める統計的平均距離）700～7 mmに相当し、イオンエンジン内部あるいはグリッドシステム孔の代表長と比をとったクヌッセン数は0.1～10のオーダとなる。すなわち、自由分子流と粘性流の中間（あるいは混成）の希薄気体であり、自由分子流計測に適した真空計や粘性流計測に適した圧力計では計測精度が悪い。

2.2 微差圧計および従来成果

隔膜式微差圧計は、大気圧下の微かな空気流れの計測装置として主用されており、100 Pa以下の微差圧を計測できる機種も開発されてきている。隔膜式微差圧計は、薄板が両面に働く圧力差によって歪みを生じ、それを検知するしくみである。隔膜式微差圧計が持つ特徴として、ガスリーク不要であること、およびガス種非依存であることがあげられる。

計測可能最大圧力差が小さくなればなるほど計測分解能は向上するが、耐圧性（封止性）は低下する。本研究では、通常大気圧下で使用される隔膜式微差圧計およびその計測配管系を真空槽内に設置し、微差圧を有意に計測できることを示した。しかし、一般的なイオンエンジンの内部圧力よりも高い圧力に対して計測を行っており、計測精度については不足していた。

2.3 実験方法

本論では、上限差圧10 Pa、精度0.25%FSの隔膜式微差圧計を用いる。この微差圧計は従来用いたものよりも高精度である。図1に計測系概略を

示す。本実験では、計測用配管長を従来よりも短くし、流路抵抗が小さい電磁弁を採用し、計測系の改良を行った。小惑星探査機はやぶさに搭載された $\mu 10$ イオンエンジンと同程度の円筒（模擬エンジン）を計測対象とし、その内部圧力分布を位置精度 0.1 mm の3軸ステージを用いて計測する。アルゴンを模擬推進剤として用い、円筒上流面に設けた内径 $1/8$ インチの中心孔から流入させ、円筒下流面に設けた開口率 18% の模擬グリッド（多孔板）から流出させる。推進剤供給方法に対する評価を行うため、上流面に推進剤分配板を設けた場合や下流面の模擬グリッドを取り付けない場合についても計測する。推進剤流量は、 $\mu 10$ イオンエンジンと同程度の 20 mPa となるように、グリッド未取付時 7.0 sccm (0.21 mg/s)、取付時 $7.0 \times 18\% = 1.3\text{ sccm}$ (0.04 mg/s)とした。流量調整器の設定誤差は 1.5% FSである。

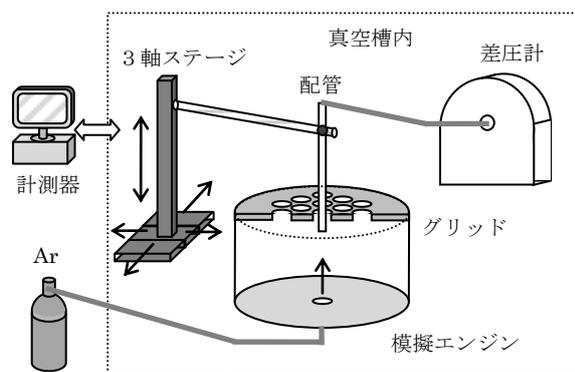


図1 推進剤分布計測概略

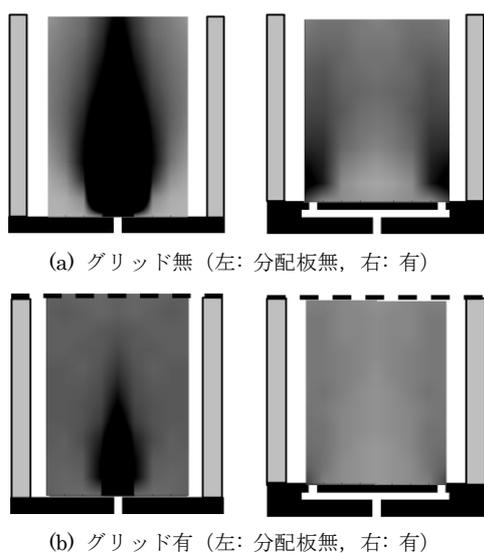


図2 推進剤圧力分布（中央断面図）

真空槽内壁や計測系配管内に付着した残留ガスの影響を排除するため、真空槽をターボ分子ポンプで 1 mPa 程度まで排気し、 6 時間以上封止を維持した後、 4 時間以上クライオポンプおよびターボ分子ポンプで本排気させてから実験を開始する。推進剤無供給時の到達圧力は 0.1 mPa 以下、アルゴン 7.0 sccm 供給時で 0.4 mPa 程度である。

2. 4 実験結果および考察

グリッド取付時、グリッド未取付時ともに、平均内部圧力は $\mu 10$ イオンエンジンと同等の 20 mPa であり、微差圧計の分解能が 1 mPa 以下であることが確かめられた。計測の再現性も十分確認できたため、本論で構成した計測系はイオンエンジン内部の希薄圧力を妥当に計測できるといえる。ただし長時間計測を行うと測定値に残差が認められたため、詳細計測のためには、微差圧計の温度管理等が必要であると考えられる。

図2に推進剤圧力分布を示す。推進剤流入孔近傍の圧力は高くなっており、エンジン内部は不均様であることがわかる。グリッド取付時では推進剤粒子の多くがグリッドで反射されるため、内部圧力は均様化しているものの、不均様性は保持されている。推進剤分配板が無い場合では、中心軸付近のみ高圧力であり、推進剤のエンジン内滞在時間が短いことが推察される。滞在時間が短いと推進剤粒子と1次電子との衝突数が減少し、イオン生成効率の低下をもたらすことになる。したがって、推進剤分配板を設けた場合、すなわち側壁付近から流入させた方が推進剤を有効に利用できると思われる。これは、はやぶさ2に搭載予定の改良型 $\mu 10$ イオンエンジンでは、上流中央孔に加え側壁孔からも推進剤を供給することにより推進性能を向上させたが^{6,7)}、本論で取得した知見とも一致する。

本実験により、イオンエンジン内部の推進剤圧力分布は推進剤供給方法により顕著な差異があることがわかった。温度管理等による計測妥当性向上、および高精度化を図り、詳細な計測を行うことにより、イオンエンジンのさらなる性能向上に寄与できると考えられる。

3. 中和現象計測

3. 1 中和現象

イオン排出による帯電を抑止するため、イオンエンジン下流では中和器による電子放出が行われる。図3に1次元理論によるイオンビームの電位形状を示す。完全に中和されるとディセルグリッ

ドより下流の電位は宇宙空間電位と同程度となるが、中和が不完全であるとイオンの空間電位による電位上昇が生じ、中和が全く行われなければ加速電位と同じ電位上昇が生じることがわかる。この電位上昇は仮想陽極（バーチャルアノード）と呼ばれる。

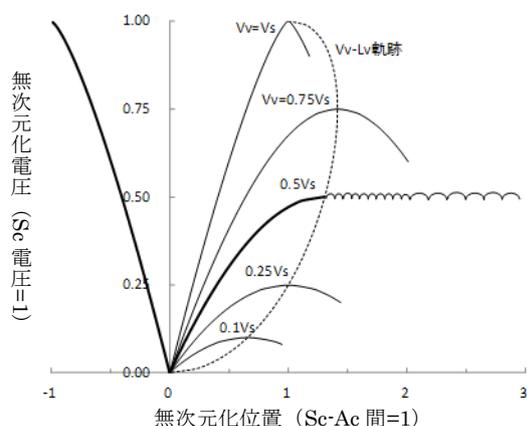


図3 中和時の電位形状

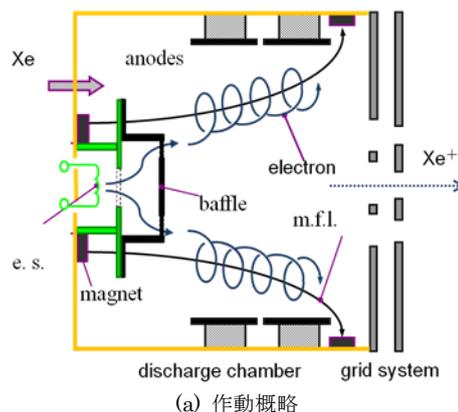
電子はイオンに比べ極めて低質量であるため、移動度が大きい。そのため電子放出位置（中和器位置）に影響を受けず、イオンビームを均一・均様に中和しているとみなされてきた。しかし、イオンは円錐台状に3次元拡散しているのに対し、中和電子は点源から放出される。したがって、中和器に近い側と遠い側では中和現象（たとえば中和電子がグリッドシステムへ遡上する位置）が異なることがあり得る。こうした現象が起きればイオンビーム軌道が排出箇所によって異なることになり、グリッドシステムの耐久性に遍在性が生じる可能性がある。長時間作動を行うイオンエンジンにおいては問題となりうる可能性があるが、その実験的評価や検証が難しい。

3.2 可視化イオンエンジン^{8,9)}

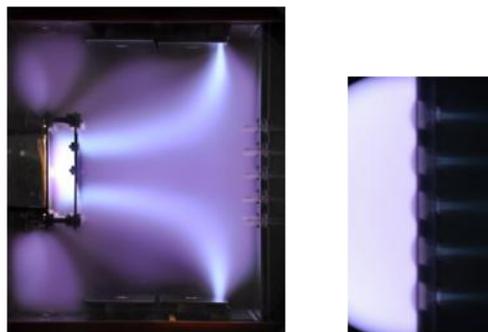
2次元可視化イオンエンジン（VIT）は、2次元可視化のための直方体形状、発光吸収分光を可能にするための2面平行ガラス、放電経路の変更を行うための3対平面アノード、磁場の設定できる1対L字型ヨーク、複数のスリットをもった2枚グリッドシステム、などの特徴を持つ。イオンはグリッドシステムによって静電加速される。一般にイオンビームは光量が小さいためその1本1本を視認することは難しいが、VITではスリット状のイオンビームとなるため、スリット長方向に光量が積み重ねられ、視認しやすい特徴をもつ。

本研究で用いる改良型2次元可視化イオンエン

ジン（VIT-2）は、VIT-1の設計方針を踏襲しつつ、大型化したエンジンである。概略および作動の様子を図4に示す。ガラス面に垂直方向をy軸、上流から下流への軸方向をz軸、y軸とz軸に垂直方向をx軸とすると、プラズマ数密度はy方向に対してほぼ一様であることをプローブ計測によって確認している。グリッドのスリット数は5、スリットピッチは10.0 mm、スリット長は50.0 mm、グリッド厚は1.0 mmであり、スリット幅はスクリーングリッド6.0 mm、アクセルグリッド4.0 mm、グリッド間距離は2.0 mmである。



(a) 作動概略



(b) 作動一例（左：放電室内、右：イオンビーム）

図4 2次元可視化イオンエンジン概略

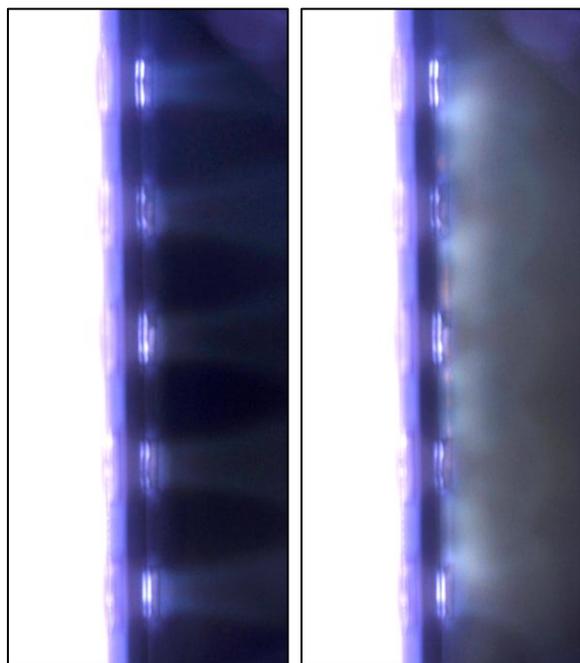
3.3 マイクロ波型中和器

中和プラズマは放電室プラズマよりもさらに希薄であるため、光量が低い。そこで本研究では、低流量かつ低発光で作動できる超小型マイクロ波型中和器を用いる。この中和器はSmCo磁石および軟鉄で構成され、DCブロックを介して供給される2.45 GHzのマイクロ波で作動する。0.1 sccm以下のXe流量および7 Wのマイクロ波電力で30 mA程度の電子を生成・放出できる。本論では、中和電子をVIT-2のX方向に放出させており、作動に伴う発光はVIT-2のイオンビーム発光に比べ十分に小さいことから、イオンビームの撮像に影響を与えないことを予備実験で確認している。

3. 4 実験結果および考察

スクリーングリッド電圧（正味加速電圧）500 V における，中和器の作動／非作動時のイオンビーム軌道の撮像結果を図5に示す．この条件下では真空槽壁面における2次電子放出はほとんど認められない．この図からわかるように，中和器作動時はどのイオンビームもほぼ直進的に下流へ排出されている．これに対し，中和器非作動時には，下流にかまぼこ型の発光帯が見られ，その位置・形が両端のビームと中央のビームでは異なっていることがわかる．したがって，(1) 中和現象を撮像できること，(2) 不完全中和時に仮想陽極が認められたこと，(3) 中和現象は1次元ではなく2次元あるいは3次元で捉えるべきであることが推察できる．

高電圧作動時には真空槽壁面における2次電子放出が認められたため，本実験では高電圧作動時の中和現象を正確に撮像することができなかつた．下流に電子放出抑制板を設けることや，真空排気性能を向上させることを行うことが，中和現象をより正確に計測するための課題として挙げられる．



(a) 中和時 (b) 非中和時
イオンは図中左のプラズマから右方へ加速排出

図5 中和／非中和時の撮像イオンビーム軌道
(中和器は図の右下方にある)

4. まとめ

- (1) 微差圧計の高精度化，計測系の改良，十分な真空排気により，微小圧力を従来よりも高精度（分解能 1 mPa 以下）で計測できた．
- (2) 流入孔位置，壁面反射等の違いにより，イオンエンジン内部の推進剤圧力分布は大きく異なることが確かめられた．
- (3) 中和現象の光学計測ができた．
- (4) 非中和時には，かまぼこ型（非1次元）の仮想陽極が形成された．
- (5) 中和現象は2次元または3次元で把握すべきではないかと推察できた．
- (6) 計測精度を向上させ，様々な知見を取得する予定である．

本研究の一部は，文部科学省科学研究費の助成を受けて実施された．

参考文献

- 1) 荒川義博，國中均，中山宜典，西山和孝：宇宙工学シリーズ8 イオンエンジンによる動力航行，コロナ社，2006．
- 2) 日本機械学会：原子・分子の流れ—希薄気体力学とその応用—，共立出版，1996．
- 3) 中山宜典，竹ヶ原春貴：イオン推進機放電室内の推進剤流れ—ベクトル化 DSMC 法による解析—，第9回計算流体シンポジウム，1998．
- 4) 中山宜典：DSMC 法コードの計算高速化（複雑な境界条件を対象とした解析），第12回計算力学講演会講演論文集，1999．
- 5) 中山宜典，竹ヶ原春貴：DSMC 法解析コードの高ベクトル化率コーディング，日本機械学会論文集（B編），第65巻，第633号，pp.1585-1590，1999．
- 6) 月崎竜童，細田聡史，小泉宏之，西山和孝，國中均：ECR イオンスラスター $\mu 10$ の性能向上，平成20年度宇宙輸送シンポジウム，2009．
- 7) 月崎竜童，小泉宏之，細田聡史，西山和孝，國中均：マイクロ波放電式イオンエンジンにおける中性粒子数密度測定，平成22年度宇宙輸送シンポジウム，2011．
- 8) 中山宜典，中野正勝：可視化イオンエンジンによるイオンビーム軌道計算コードの検証，日本航空宇宙学会論文集，Vol.57，No.662，pp.117-122，2009．
- 9) 中山宜典：イオンエンジン軌道の高精度可視化計測，航空宇宙技術，Vol.11，pp.51-56，2012．