

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御

大川 恭志, 早川 幸男, 宮崎 勝弘, 北村 正治

2005年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

ビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御
Ion Thruster Thrust Vectoring by Ion Beam Deflection

大川 恭志, 早川 幸男, 宮崎 勝弘, 北村 正治
Yasushi OKAWA, Yukio HAYAKAWA, Katsuhiko MIYAZAKI and Shoji KITAMURA

総合技術研究本部 宇宙先進技術研究グループ
Advanced Space Technology Research Group,
Institute of Space Technology and Aeronautics

2005年3月
March 2005

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

ビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御*

大川恭志*¹ 早川幸男*¹ 宮崎勝弘*¹ 北村正治*¹

Ion Thruster Thrust Vectoring by Ion Beam Deflection*

Yasushi OKAWA*¹, Yukio HAYAKAWA*¹, Katsuhiko MIYAZAKI*¹, and Shoji KITAMURA*¹

Abstract

An experimental and numerical investigation of ion beam deflection by grid translation was performed. The ion beam deflection technique is useful for ion thrusters because it can eliminate the need for conventional gimbaling devices and thus reduce propulsion system mass. High repeatability in beam deflection characteristics was produced by a grid translation mechanism consisting of a piezoelectric motor and carbon-based grids. A numerical simulation reproduced the beam deflection characteristics both qualitatively and quantitatively. The maximum beam deflection angles obtained were comparable to those from ordinary gimbaling devices. Therefore, beam deflection by grid translation is a promising method to direct the thrust vector of ion thrusters.

Keywords: electric propulsion, ion thruster, ion optics, thrust vector control

概 要

イオンビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御の有効性を示すため、電極微小移動によるイオンビーム偏向に関する実験的・数値的な検討を行った。この推力ベクトル制御法は、イオンエンジンのイオン加速部電界に偏りを与えることでイオンビームの排出方向を操作するものであり、従来のジンバル機構に比較して大幅な小型軽量化が期待できる。実験には、低熱膨張率を特徴とするカーボンカーボン複合材電極と小型ピエゾモータを組み合わせた電極移動機構を用い、これにより繰り返し精度の高いビーム偏向特性が得られた。実験結果とParticle-in-Cell法による数値計算結果との比較から、実験結果の妥当性が確認され、種々の条件におけるビーム偏向状態が再現された。ビーム偏向特性およびドレイン電流の増加特性から見積もられた有効イオンビーム偏向能力は、代表的な電気推進ミッションの推力ベクトル制御範囲と同等であり、電極微小移動によるイオンビーム偏向がイオンエンジンの推力ベクトル制御手段として有効であることが示された。

1. はじめに

イオンエンジンは、宇宙用推進機である電気推進の1種であり、エンジン内部の放電室に生成したプラズマ中から静電界により正イオンを抽出・加速・排出し、その反作用によって推進力を得る。イオンエンジンの主な特徴は高比推力・低推力密度・高効率の3点であり、特にその高比推力という長所により、静止衛星の南北軌道制御や惑星探査機の主推進など、長期間にわたる大速度増分ミッションに適している。現在、比推力3000 s前後の大小様々なイオンエンジン^{1,5)}が軌道上で運用され始めており、今後その利用範囲は益々広がるものと予想される。

イオンエンジンに限らず、宇宙機の主推進または軌道制御用推進系として何らかのスラスタを使用する場合、スラスタの推力軸が宇宙機の重心を通る状態を維持するために、推力ベクトルの微小制御が必要となる。これは、推進薬の消費や太陽電池パドルの作動等による宇宙機重心の変化に対応するためであり、通常この推力ベクトル制御には、スラスタと宇宙機との間に取り付けられたジンバル機構が使用される。この方法の場合、ジンバル機構がスラスタ本体を支持する必要があるため、ジンバル機構にはある程度の質量が必要であり、推進系システムの容積および質量増大の一因となっている。一例として米国のDeep Space 1に搭載されたイオンエンジンシステム²⁾では、スラスタヘッドの質量が8kg強であるのに対し、そのジンバル機構は約15kgである。また、このジンバル機構の介在により、打上時にスラスタに加わる振

* 平成17年1月6日受付 (received 6 January, 2005)

* 1 総合技術研究本部 宇宙先進技術研究グループ

(Advanced Space Technology Research Group, Institute of Space Technology and Aeronautics)

動が増幅されるという不利点もある。

イオンエンジンにおいて、このジンバル機構に代わる推力ベクトル制御方法として期待できるのが、イオン加速電極部でのイオンビーム偏向である。上述のようにイオンエンジンの推力発生は静電加速されたイオンの噴出に因るため、イオン加速部の電磁界に任意の偏りを与えることが出来れば、イオンビームが偏向され、したがって推力方向も偏向される。この方法の場合、質量の小さなイオン加速部の操作のみで推力ベクトルを制御可能なため、従来のジンバル機構に比較して質量および容積の大幅な削減が期待できる。このイオンビーム偏向による推力ベクトル制御の概念は、1950年代のイオンエンジン開発の黎明期には既に提案され、これまでも米欧を中心に研究が為されてきた⁹⁾¹¹⁾。しかし、イオン加速部での正確かつ信頼性の高い電磁界操作の困難さや電極の熱膨張の問題のため、実用化には至っていない。

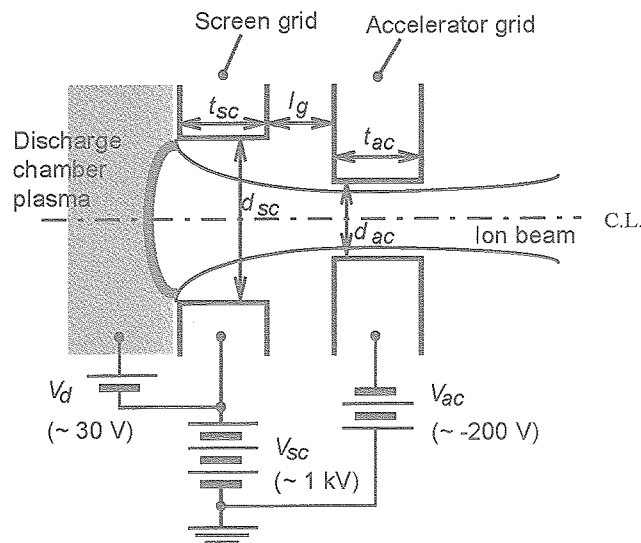
本研究では、このイオンビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御技術の実現可能性を示すことを目的として実験的・数値的な検討を行ったので報告す

る。

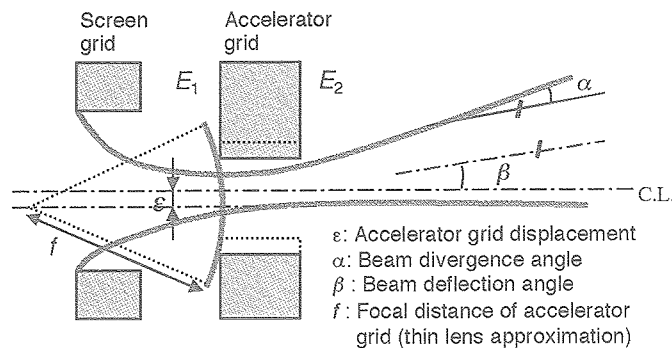
2. イオンビーム偏向原理

イオンビームを偏向させるためには、イオン加速部の電磁界に偏りを与える必要があり、その方法としては、電極自体の移動や追加電極による電磁界印加、分割電極の使用など、いくつかの方法が考えられる⁹⁾。しかし、電極板上の多数の小孔すべてについて外部から均一な電磁界を印加することは困難であり、また各小孔それぞれに対して分割電極を構成することも難しい。したがって現時点では、電極を推力軸に対して直角方向に移動させる電極移動法が最も現実的と考えられ¹⁰⁾、本研究ではこれを採用した。本方法を用いた場合、ビーム偏向による推力ベクトル制御に加え、打上後の電極相対位置の微調整や、スパッタ物質による電極間短絡からの復帰など、付加的な効果も期待できる。

電極移動法によるイオンビーム偏向の概念を図1に示す。同図は多数ある電極小孔対の一つを拡大したものである。イオンエンジンのイオン加速部は、通常2~3枚



(a) イオンエンジンのイオン加速部



(b) イオンビーム偏向原理

図1 イオンエンジンのイオン加速部の概略とビーム偏向原理

の電極で構成されるが、ここでは複雑化を避けるために2枚電極タイプについて検討した。また、通常のイオンエンジンでは六角対称に配置された多数の丸孔によりビームレット形成が為されるが、本研究では、丸孔のみでなくスリット型の孔によるシート状ビームレットの形成も想定している。どちらの場合も図1の表記は有効であり、同一の記号を使用する。図1は、アクセラ電極をビーム中心軸と直角方向に ϵ だけ下方に動かすと、ビームレットが偏向角 β だけ上方に傾く様子を表している。ここで、アクセラ電極の移動方向とビーム偏向方向とが反対であることに注意が必要である。同図中のビーム発散角 α は、全イオンビームレット電流のうち95%が含まれる円錐（スリット孔の場合は扇形）の半頂角として定義される。

ビーム偏向角は、近軸仮定に基づく線形光学理論を用いることで、ある程度見積もることができる¹²⁾。図1に示したイオン加速部を薄肉レンズと見なすと、丸孔の場合、その焦点距離 f は近軸方程式によって次のように表される¹³⁾。

$$f = \frac{4V_t}{E_2 - E_1} \quad (1)$$

ここで、 V_t はスクリーン電極とアクセラ電極との電位差 $V_t = V_{sc} + (-V_{ac})$ であり、 E_1 と E_2 はそれぞれアクセラ電極の上下流部での電界強度である。いまイオン加速部を薄肉光学レンズと等価としているため、図1(b)のようにアクセラ電極を ϵ だけ動かした場合、 $\epsilon \ll f$ の関係が成り立つならば、ビーム偏向角 β は、

$$\beta \approx -\frac{\epsilon}{f} = -\frac{\epsilon}{4V_t} (E_2 - E_1) \quad (2)$$

となる。ここで、右辺の負記号はアクセラ電極移動方向に対してビーム偏向方向が逆向きであることを示している。電極間の電位差 V_t は理想的には電極間距離 l_g を用い

て、

$$V_t = E_1 l_g \quad (3)$$

と表されるため、式(2)のビーム偏向角は、

$$\beta = -\frac{\epsilon}{4l_g} \left(1 - \frac{E_2}{E_1}\right) \quad (4)$$

となり、さらに、一般的なイオン加速部ではアクセラ電極下流側の電界は上流側のそれに比較して十分小さい($E_2 \ll E_1$)ため、式(4)は次のように簡単化される。

$$\beta = -\frac{\epsilon}{4l_g} \quad (5)$$

上式は丸孔の場合であるが、スリット孔の場合には、その焦点距離が丸孔の場合の半分になるため、ビーム偏向角は次のようになる。

$$\beta = -\frac{\epsilon}{2l_g} \quad (6)$$

これらの関係から、ビーム偏向角はアクセラ電極移動量に対して線形に増加すること、およびスリット孔型電極の場合は丸孔型電極の場合よりもビーム偏向角が2倍大きいことが予想される。

3. 実験装置および手順

イオンビーム偏向実験には、航空宇宙技術研究所(現・宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)にて開発された12cm級カスプ磁場型イオンエンジンに新たなイオン加速電極および電極移動機構を付加した装置を使用した。同イオンエンジンの写真を図2に、その模式図を図3に示す。両図ともシールドケースを外した状態である。本実験では真空装置および電源系の負荷軽減のため、12cm級イオンエンジンの中心付近にのみ開口部を設け、そこからのビーム抽出を行った。イオンエンジン

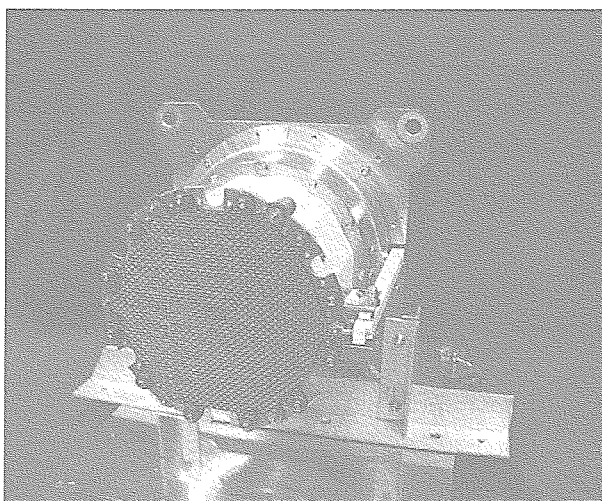


図2 ビーム偏向用イオンエンジン

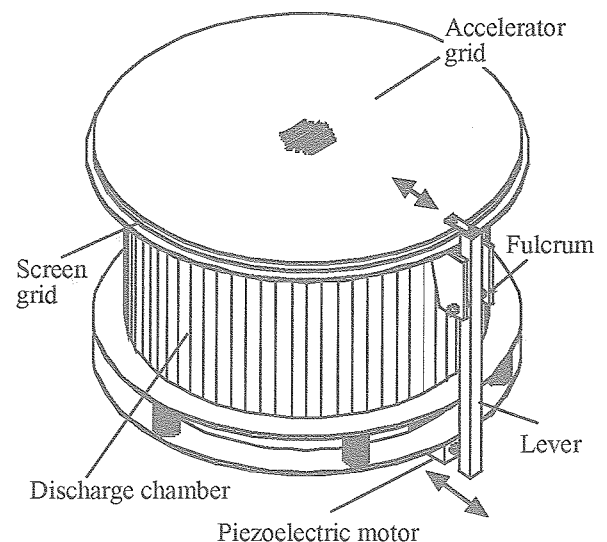


図3 ビーム偏向用イオンエンジン概略

本体は12cm級であるため、電極移動機構としては、現在実用レベルにあるエンジンサイズを想定して試験することが可能である。

3.1 電極移動機構

図3は今回試作した電極移動機構¹⁹⁾の概略を示している。本機構では、セラミック製のテコ棒を介して小型ピエゾモータ（NewFocus社 Picomotor 8301V）の駆動力をアクセル電極に伝達し、アクセル電極を推力軸と直角方向に平行移動させている。図中には示されていないが、本イオンエンジンのスクリーン電極およびアクセル電極は、電極周辺部に推力軸と平行に取り付けられた12本のワイヤスプリングによって支持されているため、推力軸と直角方向にある程度自由度を持っており、同方向に力を加えることにより最大で±0.5mm程度の移動が可能である。ワイヤスプリングの長さに対して電極移動量が十分小さいため、この移動による電極間隔の変化は無視できる。本機構の利点としては、テコ棒の支点を電極に近い位置に設定することにより、モータの小駆動力化・小型化が可能であること、およびモータの動作精度よりも高い位置分解能が得られること、が挙げられる。ただし、後者についてはテコ棒の力点、支点、および作用点での遊びに注意する必要がある。また、付加的な利点としては、絶縁体テコ棒を使用することでモータと電極との距離を十分に確保し、絶縁破壊によるモータの故障を防止する効果がある。電極移動操作に関しては、電極位置を差動トランス式変位計（LVDT、Schaevitz社 GCA-121-050）により検出し、手動コントローラを用いて位置決めを行った。今回の実験ではアクセル電極の1

軸方向移動のみを実施したが、同様の機構をスクリーン電極にも取り付けることにより、2軸のイオンビーム偏向動作に発展させることは容易である。

3.2 イオン加速電極

製作したイオン加速電極の全体像（一例としてスリット孔型のスクリーン電極）を図4に、開口部の拡大写真を図5に示す。すべての電極において開口部は中心の六角形領域に限定されており、その対角線長さは約17mmである。電極孔形状としては、図5に示されるように通常の丸孔型に加えてスリット孔型も採用した。スリット孔型電極を使用した場合には、式(10)に示されたように小さい電極移動量で大きなビーム偏向角が得られる可能性があることに加え、ビーム偏向現象を2次元近似できるため、理論解析や数値計算との比較が容易という利点がある。ただし、スリット孔型電極ではビーム偏向方向が1方向に限定される点に注意が必要である。電極材質にはカーボンカーボン複合材（長繊維）を使用した。これは、同材の実用温度領域での熱膨張係数が極めて小さく、従来の金属材料の場合のように熱膨張を考慮した皿状型にする必要が無いためである。皿状電極板では原理的に電極平行移動は困難であるため、このようなカーボン電極材料技術の進歩が、イオンエンジンのビーム偏向技術を発展させる重要な要素の一つであると考えられる。電極の孔開け加工にはYAGレーザを使用し、丸孔型およびスリット孔型の両者において、スクリーン電極の開口率70%を達成した。スリット孔型のアクセル電極に関しては、その開口率が丸孔型のものと同等のnarrowタイプと、それよりもスリット幅が広いwideタイプ

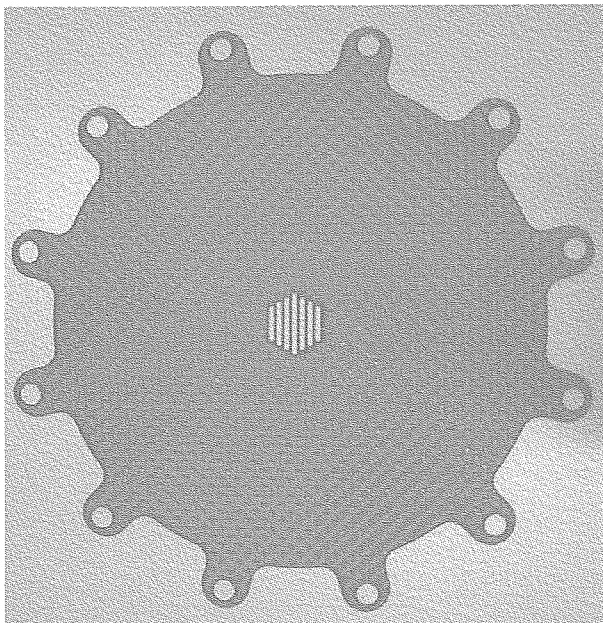


図4 電極全体（スリット孔型スクリーン電極）

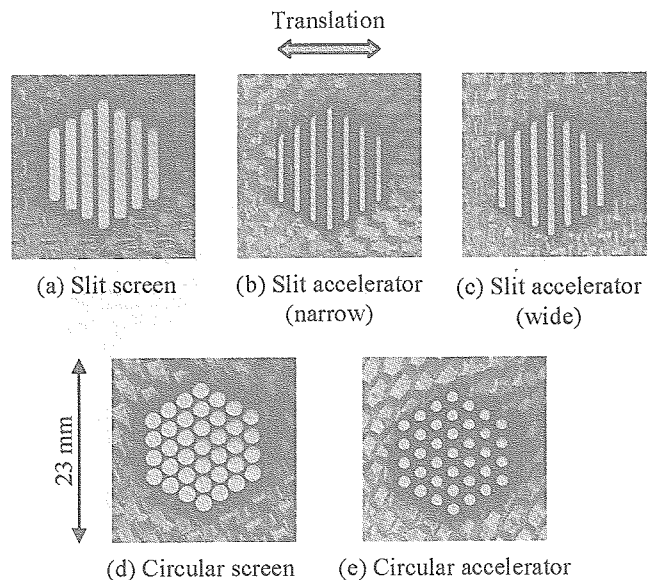
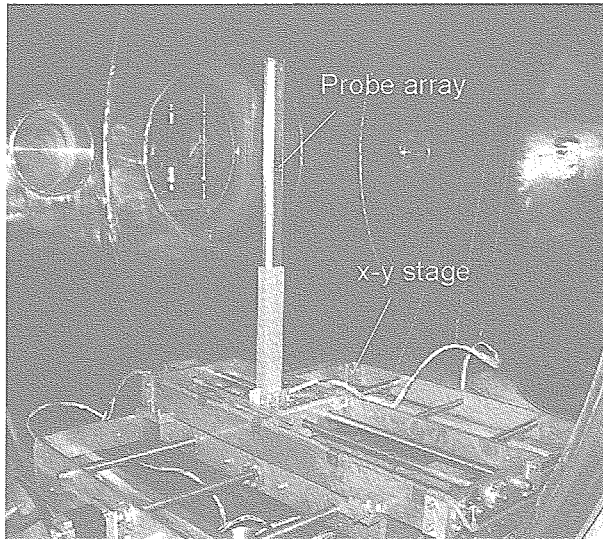
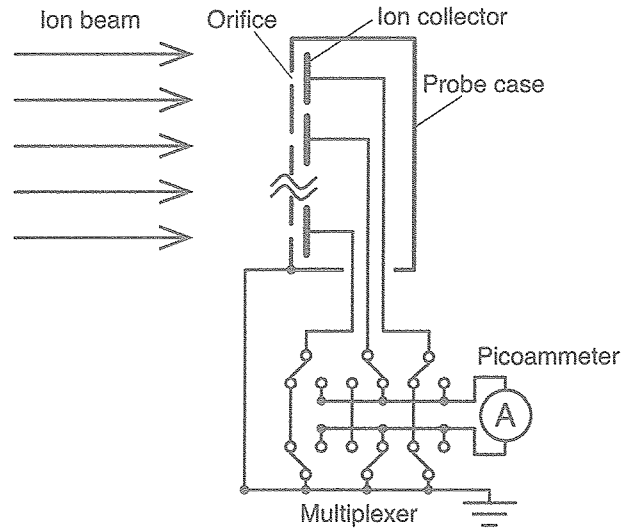


図5 電極拡大図



(a) プロブシステム外観



(b) ファラデープローブ概略

図6 ファラデープローブシステム

表1 電極形状

	Circular	Slit
Screen hole diam. / slit width, mm	2.20	1.52
Accel. hole diam. / slit width, mm	1.50	0.71 / 0.87
Hole / slit pitch, mm	2.50	2.17
Screen thickness, mm	0.5	0.5
Accel. thickness, mm	0.5	0.5
Grid-to-grid separation, mm	1.0	1.0

表2 イオンエンジン作動パラメータ

Screen grid voltage, V_{sc} , V	1000
Accel. grid voltage, V_{ac} , V	-70, -200, -400
Discharge current, J_d , A	2.0
Main discharge prop. feed, mAeq	0
Main cathode prop. feed, mAeq	40
Neutralizer cathode prop. feed, mAeq	80
Propellant	Xenon

との2種類を製作した。電極形状の詳細を表1に示す。同表中の丸孔型電極の孔形状は宇宙航空研究開発機構・総合技術研究本部にて研究されている大型イオンエンジン¹⁵⁾と同等のものである。また、図5中の矢印はアクセル電極の移動方向である。

3.3 計測方法

ビーム偏向角および発散角の測定には、図6に示すアレイ型ファラデープローブシステム¹⁶⁾を使用した。同プローブシステムは、オリフィス直径4mmのファラデーカッププローブ32個を1cm間隔で縦方向に配置し、そのプローブアレイをX-Yステージ上に取り付けたものである。本実験では推力軸方向のプローブ位置は固定し、イオンエンジンから35cm下流の位置でのイオンビーム電流密度分布を測定した。プローブ移動量は1cm刻みで31cmであり、これにより31×31cmの領域のビーム電流密度分布を分解能1cm(測定点1024点)で測定することができる。

全イオンビーム電流 J_b およびアクセル電極へのイオン流入電流 J_{ac} (ドレイン電流と呼ぶ)は、イオンエン

ジン運転用電気回路の中に挿入した電流計により測定した。ドレイン電流の急激な増加は、アクセル電極へのビームレットの衝突(図1参照)、つまりアクセル電極の急激な損耗を意味するため、ビーム偏向角の最大許容範囲はこのドレイン電流の増加によって規定される。したがって、全ビーム電流に対するドレイン電流の割合(ドレイン電流比 J_{ac} / J_b)を評価することにより、有効なビーム偏向角の上限を知ることができる。

3.4 実験条件

イオンエンジンの作動パラメータを表2に示す。すべての実験においてアクセル電極電圧以外のパラメータは一定とした。電極の開口部面積が小さいため、同表に示されるように12cm級イオンエンジンとしては少ない推進剤流量となっている。ビーム偏向をしない(アクセル電極へのビームレットの直接衝突がない)状態でのイオンビーム電流は、すべての実験においておよそ6.5mAであったため、放電室内のみを考慮した場合の推進剤利用効率は16%程度と計算できる。実験中の放電電圧は22~25Vの範囲であり、ビーム偏向による放電電圧の顕著な

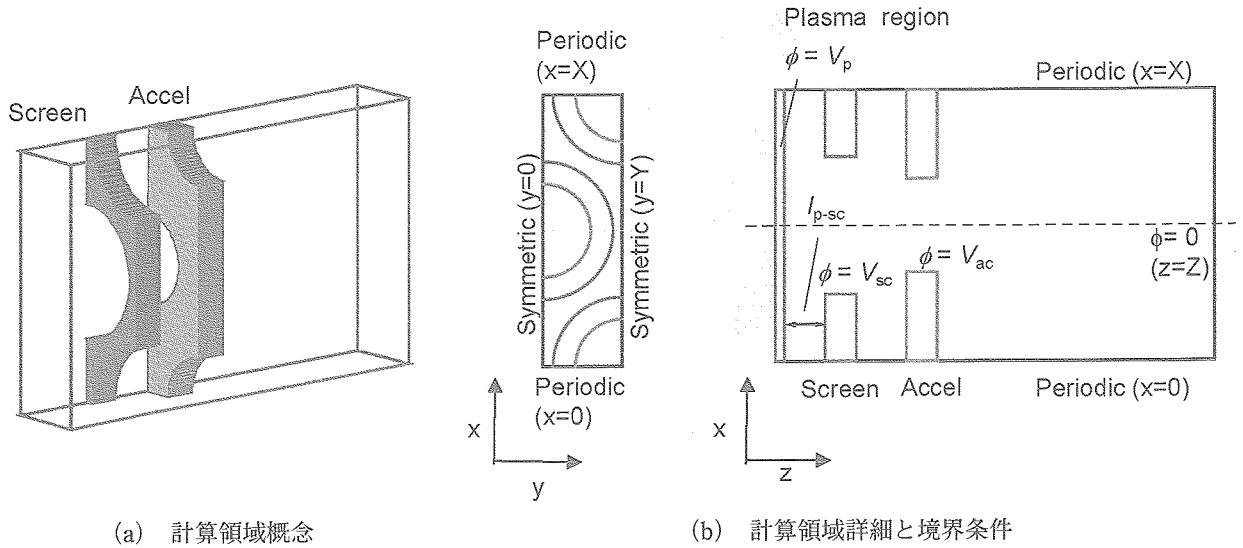


図7 丸孔型電極用3次元計算領域

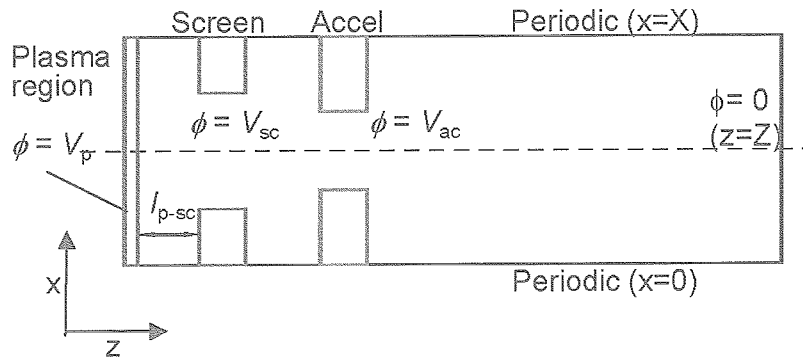


図8 スリット孔型電極用2次元計算領域

変化は見られなかった。

使用した真空槽は、直径1.5m、長さ3.0mの円筒形で、排気速度10000 1/sのクライオポンプ2台および500 1/sのターボ分子ポンプ1台により真空排気された。イオンエンジン動作中の槽内圧力は 3.0×10^{-4} Pa以下であった。

4. イオンビーム軌道計算

実験により得られるビーム偏向特性の検証、およびその現象理解を目的としてイオンビーム軌道計算を行った。本計算では、Particle-in-Cell (PIC) 法¹⁷⁾を用いることにより、荷電粒子運動と電位形状の変化とを互に関連づけながら時間発展で解いていく。もとにした計算コードは、著者等が以前に開発した軌道計算コード^{18, 19)}である。

4.1 計算モデル

本研究では、丸孔型電極およびスリット孔型電極の軸ずらし動作を扱うため、この両者に対してモデル化が必要である。丸孔型電極については、図5に示したように

六角対称の孔配置であるため、その六角対称性に束縛されない3次元モデルを用いる必要がある。これに対し、スリット孔型電極に関しては、スリット端の影響を無視できるとすれば計算負荷の小さい2次元直交座標モデルによってビーム偏向現象を模擬することが可能である。

図7に丸孔型電極用3次元計算モデルを示す。本モデルでの計算領域形状は直方体であり、 x 方向の境界面($x=0, x=X$ 面)を周期条件、 y 方向の境界面($y=0, y=Y$ 面)を面対称条件とすることにより、片方の電極(この場合はアクセラ電極)を x 方向に移動した場合の相対位置関係を正しく模擬することが可能である。この電極移動方向は実験での移動方向(図5)と一致する。ここで、本モデルでは y 方向へ電極移動を模擬することができない点に注意しなければならない。電極移動方向が異なると、厳密には電界形状の変化も異なるため、その模擬のためには異なる計算領域形状が必要となる。しかし、この電極移動方向の影響が小さいことは以前の検討¹⁹⁾により確認されていることから、本研究では図7のモデルのみを使用する。図8にスリット孔型電極用2次元モデルを示す。既述のように、この場合には x 方向境界

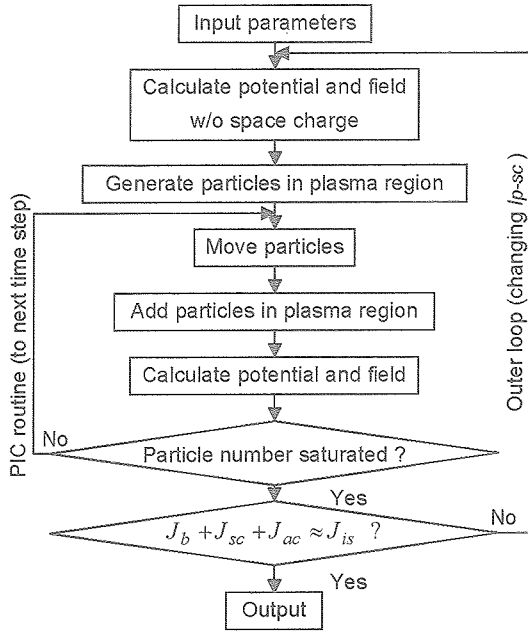


図9 計算の流れ

($x=0, x=X$ 面) を周期境界とすることで x 方向へのアクセル電極の移動を模擬できる。

4.2 計算の流れ

計算の流れを図9に示す。本計算では、イオンと電子の運動をPIC法により下記のように陽的に解いていく。

(a) 放電室プラズマ物性、電極形状、および電極印加電圧を入力する。

(b) 空間電荷が無い状態での電位 ϕ と電界 E をラプラス方程式により求める。

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (7)$$

(c) (a) で入力された放電室プラズマ物性に基づくイオンおよび電子を、図7および図8に示されるプラズマ領域中にランダムに配置する。各粒子の速度分布はMaxwell分布とする。これらの粒子は、100程度の実粒子を代表する超粒子である。

(d) イオンおよび電子の運動方程式、

$$m_i \frac{dv_i}{dt} = eE, \quad m_e \frac{dv_e}{dt} = -eE \quad (8)$$

を解き、1タイムステップ分だけ粒子を進める。ここで、 m_i と m_e はイオンと電子の質量、 v_i と v_e はイオンと電子の速度、 e は素電荷である。ここではEulerの前進差分法を用いている。同法は1次の精度しか有しないが、ここではその安定性を重視した。

(e) プラズマ領域から外部に移動した分の粒子をプラズマ領域中に補完する。

(f) ポアソン方程式、

$$\nabla^2 \phi = -\frac{e}{\epsilon_0} (n_i - n_e) \quad (9)$$

により、空間電荷を考慮した電位・電界形状を求める。ここで、 ϵ_0 は真空の誘電率、 n_i と n_e はイオンと電子の数密度である。全格子点上のポアソン方程式によって構成される連立方程式は、スパースな方程式群に対応した省メモリ利用型のガウスの消去法を用いて解いた。

(g) 計算領域中に存在する粒子数が飽和しているかを判定し、飽和条件が満たされなければステップ (d) に戻る。この (d)~(g) までの繰り返しがPICルーチンである。

(h) (g) での飽和条件が満足されたら、電流の平衡条件、

$$J_b + J_{sc} + J_{ac} \approx J_{is} \quad (10)$$

を判定する。これは、入力値である放電室プラズマ物性から算出されるイオン飽和電流 J_{is} と、検出イオン電流 (ビーム電流 J_b 、スクリーン電極に流入するイオン電流 J_{sc} 、およびアクセル電極に流入するイオン電流 J_{ac}) の合計とを比較するものであり、イオンエンジン動作のように十分大きなイオン加速電圧がある場合には同式が満足されなければならない。本計算では、式 (10) の許容誤差範囲を $\pm 2\%$ 以内とし、これが満たされない場合には、図7および図8に示されるスクリーン電極位置 $l_{p,sc}$ を変更し、再度ステップ (b) から再計算する設定とした。これにより自己完結的なシース形状の決定が可能となる。

4.3 計算条件

図7に示した3次元計算領域の大きさは、 $(x, y, z) = (4.33, 1.25, 7.00)$ mmであり、これを (32, 9, 70) セルに分割した。また、図8の2次元計算モデルについては、 $(x, y) = (2.17, 7.00)$ mmの領域を (60, 70) または (80, 70) セルに分割した。タイムステップは 1×10^{-9} sで一定とした。計算終了時の計算領域中の粒子数は、典型的な場合で、イオンがおおよそ1,500,000、電子がおおよそ500,000であった。扱った粒子は放電室プラズマ起源のイオンと電子のみであり、電荷交換反応等の中性粒子の影響は考慮していない。イオンビームの中和に関しては、下流端境界の電位を0Vと置くことにより簡易的に模擬した。また、計算負荷低減のため (タイムステップを大きく取るため)、電子の質量電荷比を物理量の1000倍としている。この質量電荷比操作の影響が小さいことは以前の検討で確認している^{18,20)}。

放電室プラズマ物性に関する入力パラメータを表3に示す。電子温度およびイオン温度に関しては、他の文献

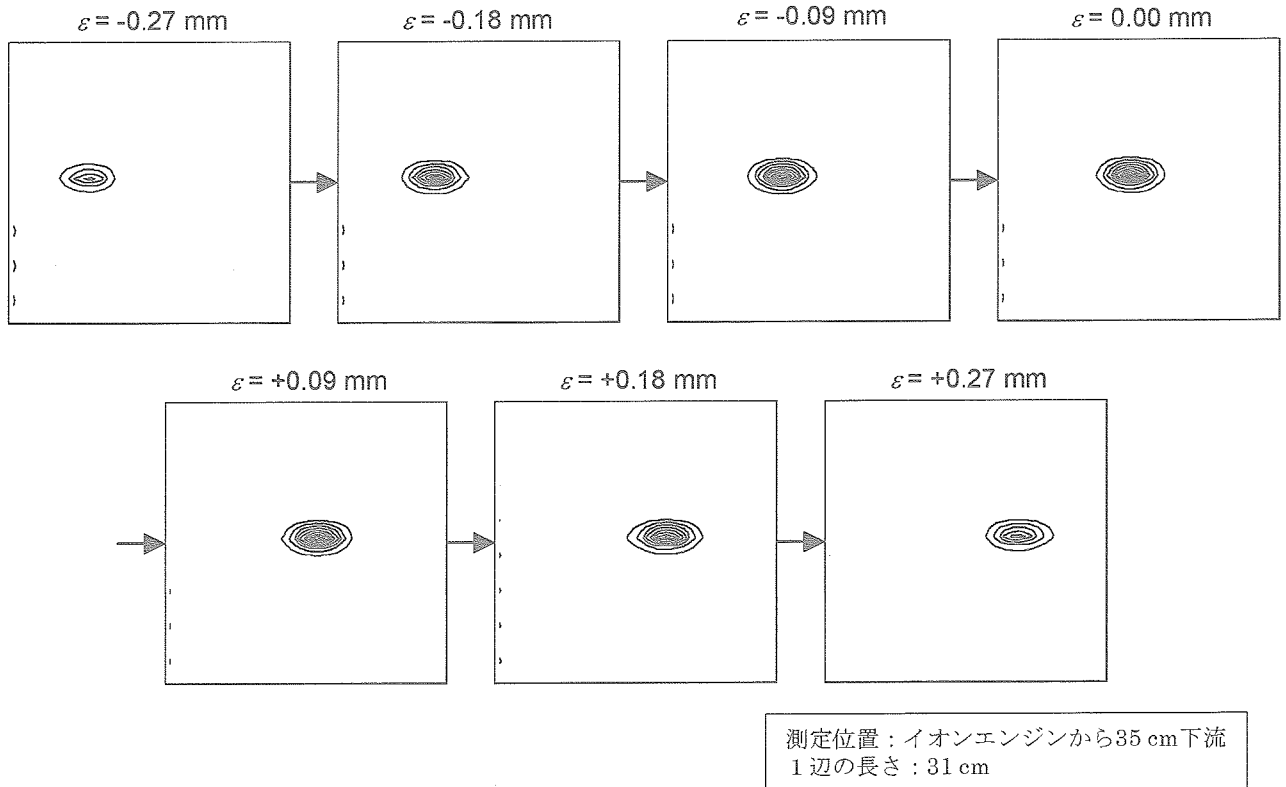


図10 電極移動によるイオンビーム電流密度分布の変化

表3 放電室プラズマ物性 (計算入力値)

Plasma number density, n_p , m^{-3}	3.0×10^{17}
Electron temperature, T_e , K	34800
Ion temperature, T_i , K	450
Plasma space potential, V_p , V	22 ~ 25

や著者等の経験をもとに決定し、プラズマ数密度については、計算されるイオンビーム電流密度が実験値と同等となるように決定した。電極形状および印加電圧については、表1および表2中の実験設定値を用いた。

5. 結果と考察

実験および数値計算により得られたイオンビーム偏向現象に関する検討結果として、1動作点におけるビーム偏向現象の詳細、アクセラ電極電圧と電極孔形状の影響、およびビーム偏向による推力ベクトル制御の有効性の4項目について述べる。

5.1 代表的な結果例

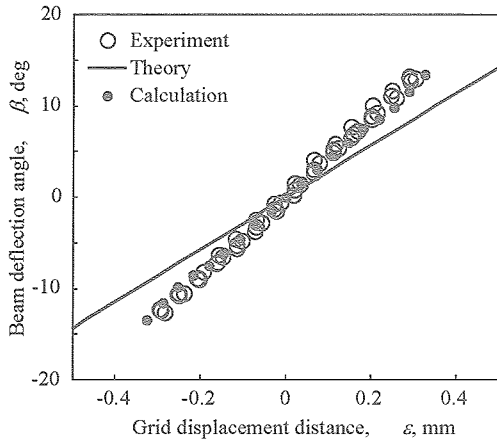
初めに、イオンビーム偏向現象の一例として、スリット孔型電極 (wideタイプ) を使用し、アクセラ電極電圧を $-70V$ とした場合についてその詳細を示す。

アクセラ電極の移動に伴うイオンビーム電流密度分布の変化をファラデープローブにより測定した結果を、図

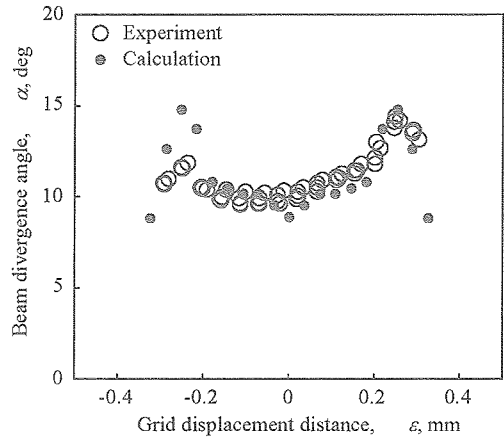
10に示す。同図は、イオンエンジンから35cm下流での等電流密度線を $31 \times 31cm$ の領域に約 $0.16A/m^2$ の間隔で描いたものである。本実験でのアクセラ電極の移動量は合計で約 $0.54mm$ (各図間の移動刻み幅は約 $0.09mm$) であり、この電極移動により、35cm下流においてイオンビーム中心が $10cm$ 程度移動している。ビーム断面形状が扁平となっているのは電極がスリット孔型であるためであり、スリットと直角方向 (この場合水平方向) に大きな発散性電界が生じることに因る。

図10に示したイオンビーム電流密度分布、およびビーム電流とドレイン電流の測定により、イオンビーム偏向角、イオンビーム発散角 (水平方向)、およびドレイン電流比を算出した結果を図11に示す。ここでドレイン電流比とは、イオンビーム電流に対するアクセラ電極衝突イオン電流の割合であり、既述のように有効ビーム偏向範囲を規定する指標となる。図11には、同条件で4回実施したビーム偏向実験の結果、および数値計算結果を示した。数値計算については、正方向へ電極を移動した場合の結果を負側にも補外して示している。同図 (a) のビーム偏向角に関しては、式 (6) によって計算される理論値も示した。

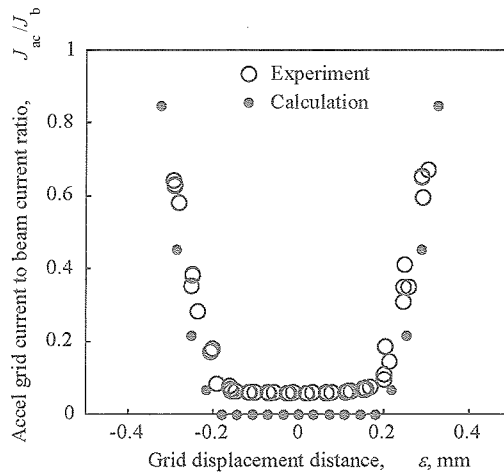
図11の各図より、本実験の再現性を確認することができる。ここに示された4回の実験結果のばらつきをその最小値と最大値との差 (絶対値) で表すと、その最大



(a) ビーム偏向角



(b) ビーム発散角



(c) ドレイン電流比

図11 イオンビーム偏向特性の典型例

の値は、ビーム偏向角については1.5deg、ビーム発散角については0.8deg、ドレイン電流比については定常電流領域で0.004、急上昇領域で0.1であり、本実験結果はある程度の精度を有していると言える。これは、今回試作した電極移動機構の動作の有効性を示すものであり、今後、更なる高精度化や小型化、2軸化などの改良を行うことにより、将来の実用化検討に繋がるものと期待できる。また、後述の各実験結果についてもこれらと同等のデータ精度を持つと考えられる。

図11 (a) は、実験により得られたビーム偏向角が、理論値と同様にアクセラ電極移動量にほぼ比例する様子を表している。ただし、その直線の傾きは理論値が29deg/mmであるのに対し実験値は44deg/mmであり、約1.5倍の違いがある。この相違の理由は特定できていないが、同様の傾向は過去の研究^{6, 21)}でも報告されており、イオン加速部の簡易モデル化にはある程度の限界があるものと考えられる。一方、実験と数値計算との比較に関しては、実験結果の方が計算結果よりも僅かにビー

ム偏向角が大きいものの、その一致は定量的にも満足できるものであり、両者の結果の妥当性を示している。

図11 (b) からは、ビーム発散角が電極移動量にある程度依存しており、ある点 ($\epsilon = \pm 0.25\text{mm}$ 程度)までは増加し、それ以上では減少する様子を確認できる。これは上記の点までの電極移動範囲では電界形状の変化によって発散性が増大していくのに対し、それ以上では図11 (c) に後出のアクセラ電極へのイオン流入により、空間電荷の影響が緩和されて発散角が小さくなるものと説明できる。ただし、電極移動量が大きな領域を除いてビーム発散角はほぼ一定になるとの報告⁶⁾もあり、今後さらに検討する必要がある。また、実験と数値計算との比較という点では、両者は良く一致していると言えるが、実験結果において電極移動方向の正負によりビーム発散角が異なっており、これはアクセラ電極の歪み方の違いに起因するものと推察できる。図11 (b) には水平方向(スリットと直角方向)のビーム発散角のみを示したが、鉛直方向に関しては電極移動による影響はほとんど無

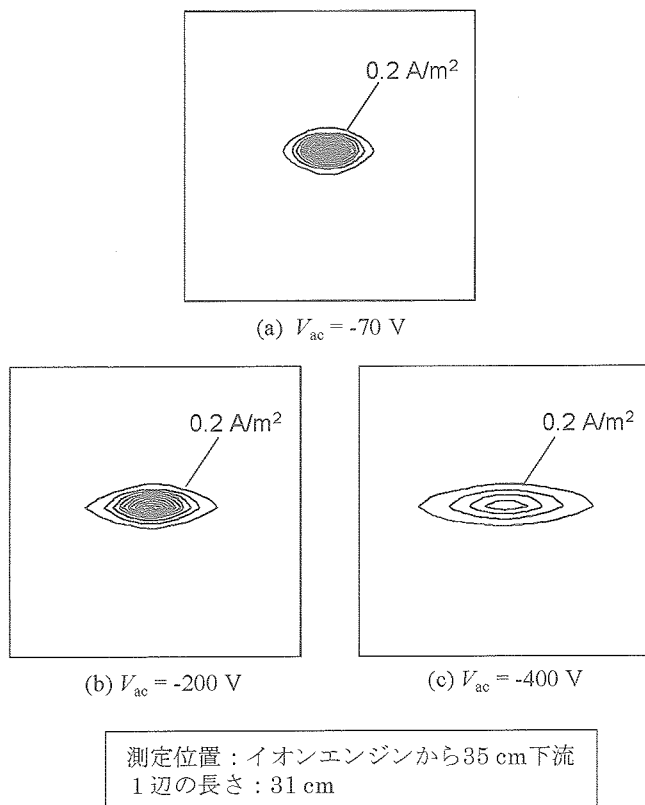
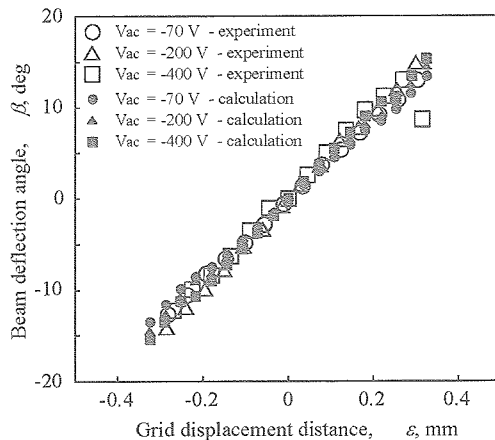


図13 アクセル電極電圧によるイオンビーム電流密度分布の違い

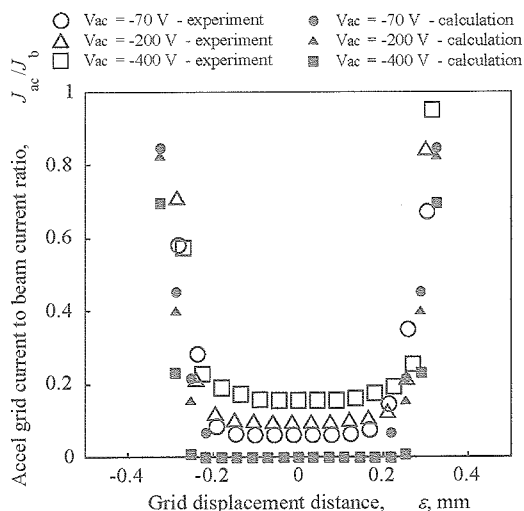
メータは表2の通りである。各場合のイオンビーム電流密度分布を図13に示す。これらはビーム偏向なしの場合のビーム断面であり、等電流密度線の間隔は $0.2\text{A}/\text{m}^2$ 、測定位置と表示領域は図10と同様である。同図は、本条件下ではアクセル電極電圧が小さいほどビームの収束性が良いことを示しており、ビームの発散による推力損失という点では、 -70V の場合が最も有利であると言える。エンジン下流側からの電子の逆流を考慮して、これ以下のアクセル電極電圧の設定は行わなかった。

図14に、アクセル電極電圧の違いによるビーム偏向角およびドレイン電流比の比較を示す。まずビーム偏向角の特性を見ると、図11(a)と同様、その値はアクセル電極移動量にほぼ比例している。アクセル電極電圧の影響については、実験結果では各設定間の違いをほとんど確認できず、計算結果についても、アクセル電極電圧が大きい場合ほど僅かにビーム偏向角が大きいものの、その差は小さい。この傾向は、 $E_2 \ll E_1$ の条件が成立すればビーム偏向角は加速電圧に依存しないとする既述の簡易理論と一致するものであり、図15に示すイオン加速部の電位形状およびイオンビームレット形状の計算値からも、アクセル電極電圧の違いがビーム偏向角に及ぼす影響は小さいことが確認できる。

図14(b)によると、アクセル電極移動量が小さい範



(a) ビーム偏向角



(b) ドレイン電流比

図14 アクセル電極電圧によるイオンビーム偏向特性の違い

囲でのドレイン電流比の実験値が、アクセル電極電圧の違いにより異なった値を示している。これは、アクセル電極電圧が高い場合には、低速の電荷交換イオンがアクセル電極に多く流入するためと考えられ、電荷交換反応を考慮していない計算結果ではその影響は出ていない。この点を除いては実験結果と計算結果は良く一致しており、アクセル電極電圧が大きい場合ほど、低ドレイン電流比が維持される領域が広いという結果が現れている。この違いは僅かであるが、図15のイオンビームレット形状にはその原因が顕著に表れており、アクセル電極電圧が大きい場合ほどビームレットがアクセル電極電圧近傍で絞られているため、両者の接触によるドレイン電流増大が抑制されている。

図14の両図より、5.1節と同様に各アクセル電極電圧における有効ビーム偏向範囲を見積もると、 -70V の場合が約 $\pm 7.0\text{deg}$ 、 -200V の場合が約 $\pm 8.9\text{deg}$ 、 -400V

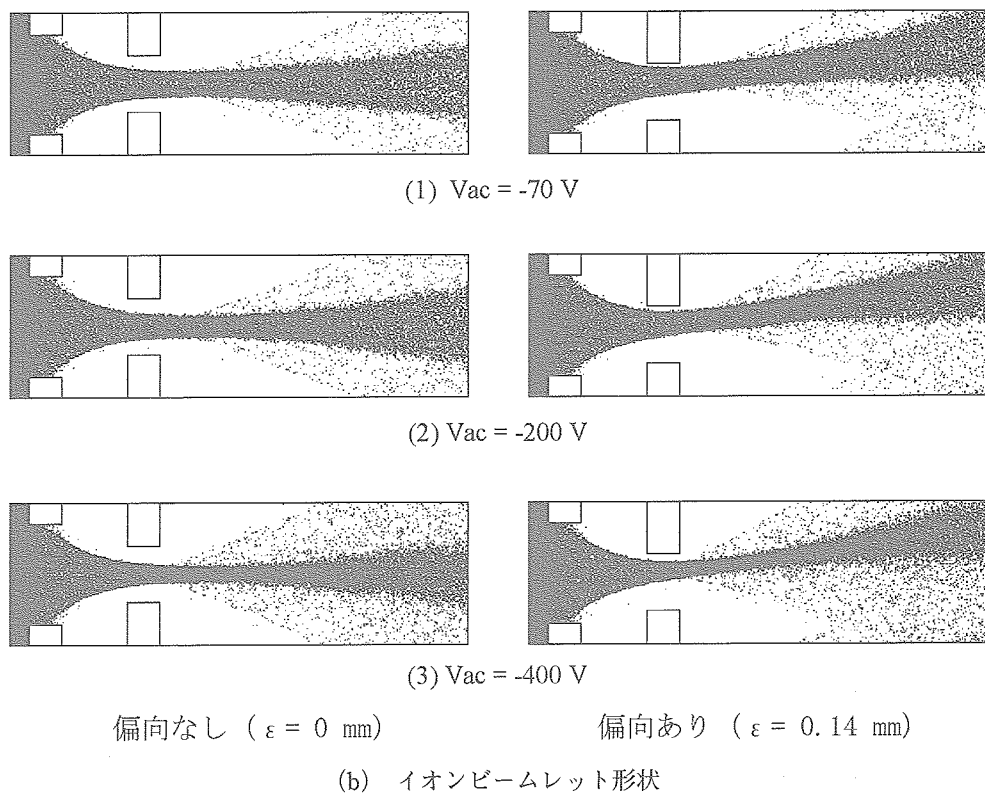
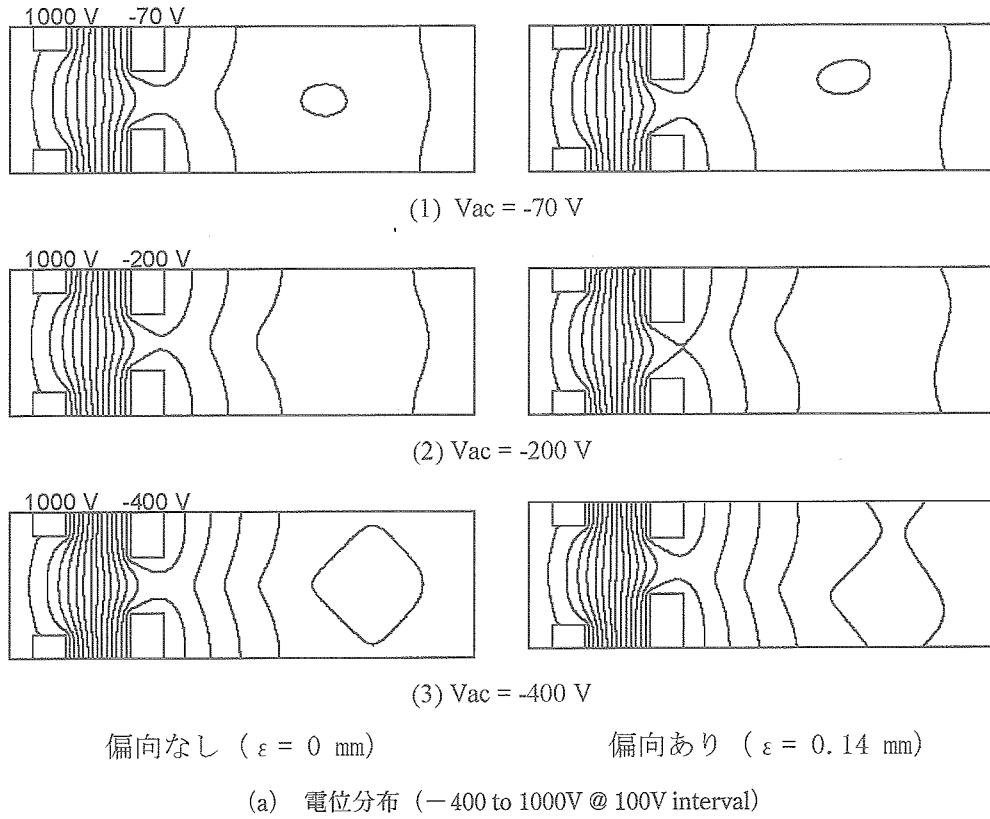
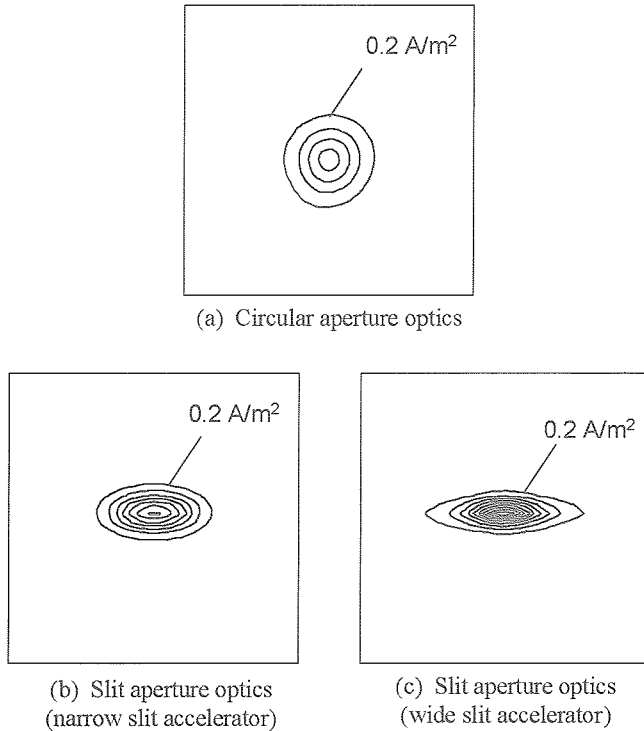


図15 アクセル電極電圧による電位分布とイオンビームレット形状の違い



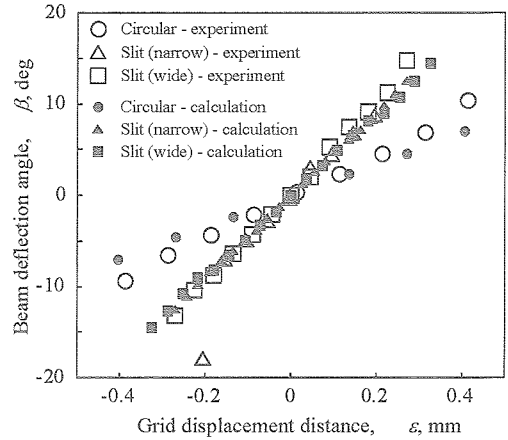
測定位置：イオンエンジンから35 cm 下流
1 辺の長さ：31 cm

図16 電極孔形状によるイオンビーム電流密度分布の違い

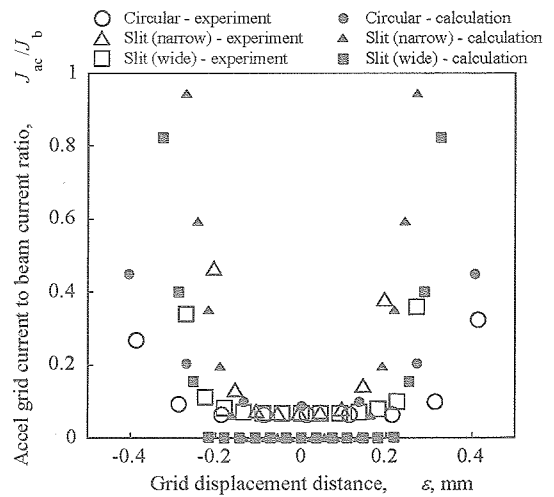
の場合が約±9.3degとなる。これらの比較から、有効ビーム偏向範囲の点ではアクセラ電圧が高いほど有利と言えるが、上述の電荷交換イオンによるアクセラ電極損耗や大ビーム発散角による推力損失などを考慮すると高アクセラ電極電圧は望ましくなく、それぞれの問題を考慮した動作点設定が必要と考えられる。

5.3 電極孔形状の影響

本研究では、図5および表1に示した3種の電極形状(丸孔、narrowスリット孔、およびwideスリット孔)について検討した。通常のイオンエンジンでは丸孔型の電極が使用されるが、スクリーン電極の高開口率化の点でスリット孔型電極にも魅力があり、カーボンカーボン複合材の繊維方向などを工夫することで、将来的にはイオンエンジン電極として利用できるものと期待できる。またビーム偏向に関しては、式(5)および(6)より、スリット孔型のビーム偏向角は丸孔型よりも大きいことが予想される。ただし、スリット孔型電極を使用した場合には、原理的にビーム偏向方向が1方向に限られるため、実際に宇宙機上で推力ベクトル制御をするためには2台以上のエンジンを組み合わせる等の工夫を要する点に注意しなければならない。本検討でのアクセラ電極電圧は-200Vで一定とした。



(a) ビーム偏向角



(b) ドレイン電流比

図17 電極孔形状によるイオンビーム偏向特性の違い

図16に、電極移動なしの場合のイオンビーム電流密度分布を3種の電極形状それぞれについて示す。等電流密度線の間隔は0.2A/m²である。同図は、丸孔型電極のビーム断面が円形に近いのに対し、スリット孔型電極では扁平であり、スリット幅が広い場合にはその水平方向への発散性がより顕著となることを示している。このようにビーム断面形状(ビーム発散特性)は電極孔形状に強く依存するが、断面サイズの比較から、ビーム発散による推力損失という点では3者間に大きな違いはないものと考えられる。宇宙機での運用を想定した場合には、ビーム発散方向を選択できることはスリット孔型電極の利点となる可能性もある。

3種の電極におけるビーム偏向角とドレイン電流比の実験値および計算値を図17に示す。同図(a)より、いずれの孔形状の場合にもビーム偏向角は電極移動量にほぼ比例することが分かる。その比例定数はスリット孔型の場合が丸孔型の場合のほぼ2倍であり、これは式(5)

表4 有効イオンビーム偏向範囲 (degree)

Circular, $V_{ac} = -200V$	± 5.9
Narrow Slit, $V_{ac} = -200V$	± 4.0
Wide Slit, $V_{ac} = -200V$	± 8.9
Wide Slit, $V_{ac} = -70V$	± 7.0
Wide Slit, $V_{ac} = -400V$	± 9.3

および (6) に示した薄肉レンズ近似理論と一致する。ただしその絶対値は図11 (a) の場合と同様、上記の近似理論と比較して1.5倍程度大きい。実験結果と数値計算結果の比較に関しては、実験による偏向角の方が僅かに大きいものの、両者は良く一致していると言える。

図17 (b) に示すドレイン電流比の実験結果は、スリット孔型の場合の方が丸孔型の場合よりも、1) 低ドレイン電流比が維持される領域が狭く、2) ドレイン電流比の増加曲線の傾きが急峻であることを示している。スリット幅の影響としては、予測されるように幅の狭い場合の方がアクセル電極へのビームレット衝突が発生しやすい。同図には数値計算結果も示したが、これと実験結果との違いの傾向はスリット孔型と丸孔型とで異なる。スリット孔型の場合については、これまでの場合と同様、電荷交換イオンの影響による定常電流を除いては数値計算結果が実験結果を良く再現しているのに対し、丸孔型の場合については、数値計算によるドレイン電流比が実験結果のそれよりもかなり大きい。この丸孔型の場合の不一致の原因は、計算格子の粗さに起因する軌道計算の不正確さにあるものと考えられ、今後、計算コードの高速化などの点で改良が必要である。

イオン加速部の電位分布とイオンビームレット形状の計算結果を、ビーム偏向がある場合と無い場合の両者について図18に示す。同図は、同等のアクセル電極移動量において、スリット孔型のビームレット偏向が丸孔型のそれよりも顕著であること、およびnarrowスリットの場合には電極移動量 0.14mmの設定でアクセル電極へのビームレット衝突が始まっていることを示しており、図17に示したビーム偏向特性の違いを良く説明している。また図18には、丸孔型の場合に、計算格子が粗いため一部のイオン軌道が異常に発散し、ビーム偏向がない場合にもアクセル電極にイオンが流入している様子も示されている。

図17の両図の比較から、図11および図14の場合と同様に有効イオンビーム偏向角を見積もると、丸孔型、narrowスリット孔型、およびwideスリット孔型、のそれぞれについて、約±5.9、±4.0、±8.9degとなる。この結果は、スリット孔型ではビーム偏向が容易だがドレイン電流も増加しやすく、丸孔型はその逆であることを

表5 代表的な電気推進ミッションの推力ベクトル制御範囲 (degree)

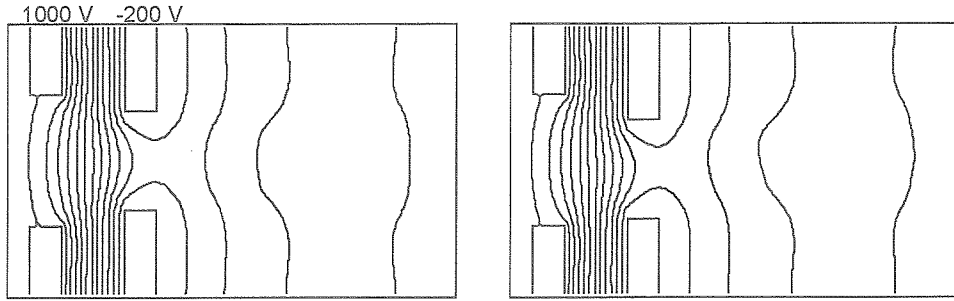
ETS-VIII (NSSK) ³⁾	± 5
STENTOR (NSSK) ²²⁾	± 8
Muses-C (Primary) ⁴⁾	± 5
DS-1 (Primary) ²⁾	± 5
Dawn (Primary) ²³⁾	± 7

反映したものであり、ビーム偏向能力は電極形状に強く依存すると言える。ここで、アクセル電極の開口率一定という条件を用いるならば、丸孔型とnarrowスリット孔型との結果を比較すべきであり、丸孔型の場合には2次元のビーム偏向が可能という点から考えても、ビーム偏向能力としては丸孔型が有利であると言える。

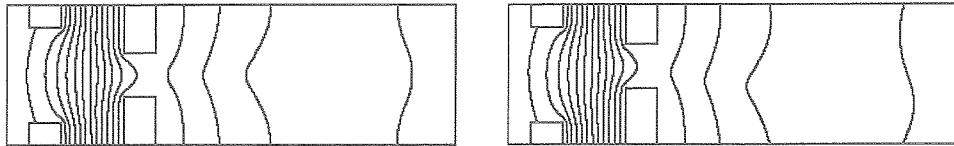
5.4 イオンビーム偏向による推力ベクトル制御の有効性

ビーム偏向角の上限值を決定するのは、アクセル電極へのイオン流入電流（ドレイン電流）の変化であり、既述のように、ビーム偏向特性とドレイン電流比の増加特性を比較することにより有効ビーム偏向範囲を見積もることができる。ドレイン電流比の許容値を最小値の120%と仮定し、本実験の各場合における有効ビーム偏向範囲を算出した結果をまとめると表4のようになる。これに対し、代表的な電気推進ミッションでのジンバリング機構による推力ベクトル制御範囲を示したものが表5である。ここで、NSSK (North-South Station Keeping) は静止衛星の南北軌道制御用としての利用を、Primaryは主推進用としての利用を表す。両表を比較すると、本実験で得られたビーム偏向能力は条件に応じて±4~9deg程度であるのに対し、軌道上での運用値が約±5~8degであり、両者はほぼ同等である。動作点等の違いがあることからこの両者を定量的に比較することはできないが、電極微小移動によるイオンビーム偏向が、イオンエンジンの推力ベクトル制御手段の候補となり得ることを、この両表は示していると言える。ただし、米国ボーイング社のB-702衛星¹⁾のように、静止衛星の軌道投入と南北軌道制御との両方に対応するための広角度ジンバリングには、本方式では対応が困難である。

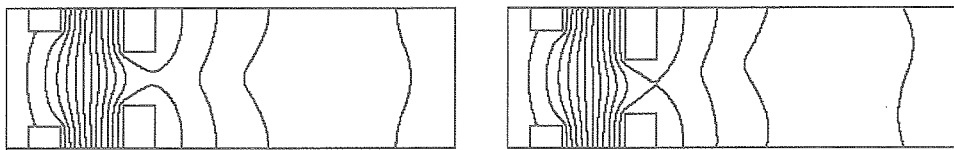
上述のように、電極微小移動によるイオンビーム偏向技術は、その現象としては推力ベクトル制御に適用可能なレベルにあり、また、ある程度の繰り返し精度を有する電極移動機構の構築が可能であることも示された。本実験で得られた動作精度は軌道上で要求される精度(0.01deg)と比較できる段階にはないが、同機構の動作分解能そのものは十分細かく設定できるため、今後のセンサ方式や制御方法の改良により対応可能であると考えられる。またロバスト性や信頼性、耐久性などに関する



(1) Circular aperture optics



(2) Slit aperture optics (narrow slit accelerator)

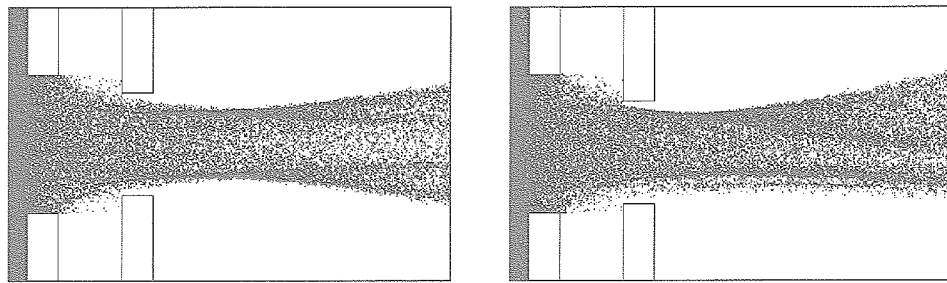


(3) Slit aperture optics (wide slit accelerator)

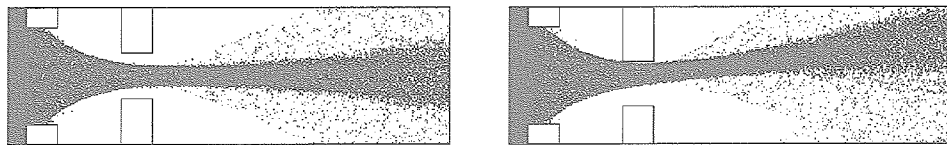
偏向なし ($\epsilon = 0$ mm)

偏向あり ($\epsilon = 0.14$ mm)

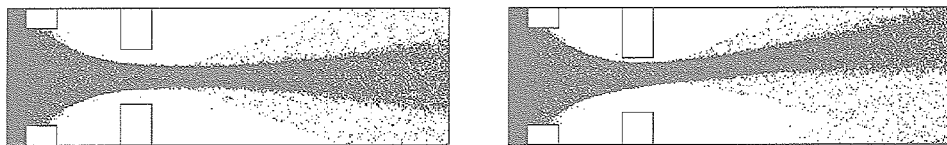
(a) 電位分布 (-200 to 1000V @ 100V interval)



(1) Circular aperture optics



(2) Slit aperture optics (narrow slit accelerator)



(3) Slit aperture optics (wide slit accelerator)

偏向なし ($\epsilon = 0$ mm)

偏向あり ($\epsilon = 0.14$ mm)

(b) イオンビームレット形状

図18 電極孔形状による電位分布とイオンビームレット形状の違い

検討も実用化を目指すためには必須であり、これらが達成されれば、従来のジンバル装置に代わる小型軽量の推力ベクトル制御手段としてイオンビーム偏向技術を利用できるものと期待できる。

6. おわりに

イオンビーム偏向によるイオンエンジンの推力ベクトル制御の有効性を示すため、実験および数値計算による検討を行った。イオンビーム偏向方法としては、现阶段で最も有望と考えられる電極移動法を採用し、カーボンカーボン複合材製電極と小型ピエゾモータを用いた電極移動機構により、再現性のあるイオンビーム偏向特性が得られることを確認した。実験結果の検証および現象把握のため、Particle-in-Cell法を用いた2次元および3次元のイオンビーム抽出計算も併せて実施した。

複数動作点における実験の結果、イオンビーム偏向角は電極移動量に比例すること、およびアクセル電極への流入電流はある電極移動量から急激に増加するがそれ以下ではほぼ一定であることが示された。また、有効イオンビーム偏向範囲は電極孔形状や電極電圧に強く依存することも明らかとなり、スリット孔型電極と丸孔型電極とでは、有効イオンビーム偏向範囲および2次元的制御への拡張の容易さの点から、丸孔型電極が有利であることが示された。これらの実験結果の信頼性は数値計算との比較により確認され、種々の条件におけるイオンビーム偏向状態が把握された。本研究により得られた有効イオンビーム偏向角度の範囲は、代表的な電気推進ミッションで要求される推力ベクトル制御範囲と同等であり、電極微小移動によるイオンビーム偏向は、従来のジンバル機構に代わる推力ベクトル制御手段となり得るものと考えられる。今後は、数値計算コードの改良を進めるとともに、電極移動機構の動作精度やロバスト性、信頼性、耐久性の向上に関する検討を実施していく必要がある。

参考文献

- 1) B. Anzel; Stationkeeping The Hughes HS 702 Satellite with a Xenon Ion Propulsion System, 49th Int. Astronautical Congress (1998) IAF-98-A.1.09.
- 2) J. Polk, R. Kakuda, J. Anderson, J. Brophy, V. Rawlin, M. Patterson, J. Sovey, and J. Hamley; Validation of the NSTAR Ion Propulsion System on the Deep Space One Mission - Overview and Initial Results, 35th Joint Propulsion Conf. (1999) AIAA-99-2274.
- 3) T. Ozaki, E. Nishida, Y. Kasai, Y. Gotoh, T. Ito, and K. Kajiwara; Development Status of Xenon Ion Engine Subsystem for ETS-VIII, 21st Int. Communications Satellite Systems Conf. (2003) AIAA-2003-2215.
- 4) K. Toki, H. Kuninaka, K. Nishiyama, and Y. Shimizu; Flight Readiness of the Microwave Ion Engine System for MUSES-C Mission, 28th Int. Electric Propulsion Conf. (2003) IEPC-03-098.
- 5) R. Killinger, H. Bassner, GG. Kienlein, and J. Muller; Electric Propulsion System for ARTEMIS, 26th Int. Electric Propulsion Conf. (1999) IEPC-99-054.
- 6) J. Homa and P. Wilbur; Ion Beamlet Vectoring by Grid Translation, 16th Int. Electric Propulsion Conf. (1982) AIAA-82-1895.
- 7) H. Kaufman; Technology of Electron-Bombardment Ion Thrusters, Advances in Electronics and Electron Phys., Vol, 36 (1974) p. 319.
- 8) T. Haag; Translation Optics for 30 cm Ion Engine Thrust Vector Control, 27th Int. Electric Propulsion Conf. (2001) IEPC-01-116.
- 9) J. Anderson and G. Work; Ion Beam Deflection for Thrust Vector Control, 5th Electric Propulsion Conf. (1966) AIAA-66-204.
- 10) D. Fearn; Ion Thruster Thrust Vectoring Requirements and Techniques, 27th Int. Electric Propulsion Conf. (2001) IEPC-01-115.
- 11) P. Jameson; Thrust Steering of a Gridded Ion Engine, 4th Int. Spacecraft Propulsion Conf. (2004) ESA-SP-555.
- 12) J. Whealton; Linear Optics Theory of Ion Beamlet Steering, Rev. Sci. Instrum., Vol. 48, No. 11 (1977) p. 1428.
- 13) K. Spangenberg; Vacuum Tubes (1948) p. 354, McGraw-Hill.
- 14) 特願2003-274341 (特許出願中)
- 15) Y. Hayakawa, K. Miyazaki, S. Kitamura, H. Yoshida, Y. Yamamoto, and K. Akai; Endurance Test of a 35-cm Xenon Ion Thruster, 36th Joint Propulsion Conf. (2000) AIAA-2000-3530.
- 16) Y. Hayakawa and S. Kitamura; Ion Beamlet Divergence Characteristics of Two-Grid Multiple-Hole Ion-Accelerator Systems, J. Propulsion and Power, Vol. 15, No. 3 (1999) p. 377.
- 17) C. K. Birdsall and A. B. Langdon; Plasma Physics via Computer Simulation (1991) Inst. Phys. Publishing.
- 18) Y. Okawa and H. Takegahara; Numerical Study of Beam Extraction Phenomena in an Ion Thruster, Jpn. J. Applied Phys., Vol. 40, Part 1, No. 1 (2001) pp. 314-321.
- 19) Y. Okawa, Y. Hayakawa, K. Miyazaki, and S.

- Kitamura; Ion Thruster Thrust Vectoring by Grid Translation, 28th Int. Electric Propulsion Conf. (2003) IEPC-03-083.
- 20) Y. Okawa and H. Takegahara; Particle Simulation on Ion Beam Extraction Phenomena in an Ion Thruster, 26th Int. Electric Propulsion Conf. (1999) IEPC-99-146.
- 21) L. Stewart, J. Kim, and S. Matsuda; Beam Focusing by Aperture Displacement in Multiampere Ion Sources, Rev. Sci. Instrum., Vol. 46, No. 9 (1975) p. 1193.
- 22) P. Garnero, T. Grassin, F. Darnon, and L. Petitjean; Stentor Plasma Propulsion System Experience, 28th Int. Electric Propulsion Conf. (2003) IEPC-03-048.
- 23) J. Brophy, M. Marcucci, G. Ganapathi, C. Garner, M. Henry, B. Nakazono, and D. Noon; The Ion Propulsion System for Dawn, 39th Joint Propulsion Conf. (2003) AIAA-2003-4542.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-029

発行日 2005年3月14日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency