

イオンエンジンシステムの推力広範囲化と高効率化に関する検討

木下, 順平
九州大学総合理工学府先端エネルギー理工学専攻

<https://hdl.handle.net/2324/4479106>

出版情報 : Kyushu University, 2020, 修士, 修士
バージョン :
権利関係 :



令和2年度

九州大学大学院 総合理工学府

先端エネルギー理工学専攻

修士論文

論文名

イオンエンジンシステムの

推力広範囲化と高効率化に関する検討

氏名

木下 順平

指導教員名

山本 直嗣 教授

森田 太智 助教

目次

第1章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.1.1 これまでの宇宙開発	1
1.1.2 今後の宇宙開発	2
1.2 研究目的	3
第2章 イオンエンジン	5
2.1 イオンエンジンの作動原理	5
2.1.1 プラズマ生成部	5
2.1.2 静電加速部	8
2.2.3 中和部	9
2.2 各種パラメータ	13
第3章 PWM 制御実験	16
3.1 PWM 制御回路	16
3.2 PWM 制御用イオンエンジン	18
3.3 各種実験機器	18
3.4 スイッチ速度の調整	19
3.4.1 実験条件	19
3.4.2 実験結果	20
3.5 信号の遅延	21
3.5.1 実験条件	22
3.5.2 実験結果	22
3.6 OFF 時の漏れ低減グリッドの設計	24
3.6.1 実験条件	25
3.6.2 実験結果	27
3.7 イオンエンジンの PWM 制御	29
3.7.1 実験条件	29
3.7.2 実験結果	29
(1) イオンビーム電流のノイズ調査	29
(2) Duty 比と推進剤流量	30
第4章 FEC の中和性能試験	32
4.1 実験設備	32
4.2 50mm 角 FEC 単体での中和性能	33
4.2.1 使用した FEC およびイオンエンジン	33
4.2.2 実験条件	35

4.2.3	実験結果	36
(1)	FEC 中和性能の位置依存性	37
(2)	カソード浮遊電位 V_{cg} のエミッタ電流 I_e 依存性	37
(3)	カソード浮遊電位 V_{cg} のイオンビーム電流 I_b 依存性	37
(4)	空間電位と中和状況	38
(5)	空間電荷制限電流	40
4.3	50mm 角 FEC の複数同時稼働	41
4.3.1	使用した FEC 及びイオンエンジン	41
4.3.2	実験条件	41
4.3.3	実験結果	43
(1)	FEC 単体稼働と 2 台同時稼働	43
(2)	FEC の位置による V_{cg} の変化 (2 台同時稼働)	46
(3)	FEC の角度による V_{cg} の変化	48
(4)	イオンビーム電流による V_{cg} の変化	50
(5)	空間電位の 2D マッピング	50
(6)	空間電位の 3D マッピング	53
第 5 章	結論	61
	参考文献	63
	謝辞	65

第1章 序論

1.1 研究背景

1.1.1 これまでの宇宙開発

1964年にアメリカのNASA(National Aeronautics and Space Administration)が、史上初の宇宙空間でのイオンエンジン¹⁾動作試験である SERT-I (Space Electric Rocket Test-I)²⁾を行った。この宇宙試験では、機体のスピンレートを変える能力が実証されるとともに、中和器のビーム中和性能の確認がなされた。この実験を皮切りに、イオンエンジンの実用化に向けた動きは各国で勢いを増した。日本ではJAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)の前身であるNSDA(National Space Development Agency of Japan)が1982年に打ち上げた技術試験衛星「きく4号(ETS-III)」³⁾にて2mN級イオンエンジンの動作試験を行った。2006年に打ち上げられた技術試験衛星「きく8号(ETS-VIII)」⁴⁾では南北制御用に実用搭載され、2017年に約10年間の運用を終了している。また、イオンエンジンは惑星間探査ミッションにも利用されている。1998年にNASAが打ち上げた「DS1(Deep Space 1)」はイオンエンジンを主推進器として搭載し、小惑星「ブライユ」および「ボレリー彗星」への接近に成功した¹⁾。2003年にJAXAが打ち上げた小惑星探査機「はやぶさ」⁵⁾でも主推進器として搭載され、地球重力圏外にある天体(小惑星「イトカワ」)に着陸してのサンプルリターンという史上初の偉業に大いに貢献した。さらに、2014年にJAXAが打ち上げた小惑星探査機「はやぶさ2」にも主推進器として搭載され、2019年に小惑星「リュウグウ」にタッチダウンし、2020年12月に回収カプセルをオーストラリアに投下後、次の目標天体である1998KY₂₆に向けて現在も航行を続けている⁶⁾。

このように近年目覚ましい成果を上げているイオンエンジンは、電気推進機の中でも特に高比推力・長寿命であるため、推進剤の積載量低減による人工衛星の軽量化・人工衛星の長期ミッション化において非常に優位である。しかし、その一方で推力密度が低く、短時間で高推力が必要なミッションには向かない。これらのことからイオンエンジンは ΔV の大きい長期ミッションを許容している。

1.1.2 今後の宇宙開発

近年の宇宙産業は次のステップへと移行しており、その1つが人工衛星の連携運用である。これまでの人工衛星は単体での運用が一般的であったが、今後は複数の人工衛星を連携させることで、大規模なシステムを宇宙空間で構築することが検討されている。その例として挙げられるのが XEUS(X-ray Evolving Universe Spectroscopy) 計画および DECIGO(DECi-hertz Interferometer Gravitational wave Observatory)計画である。

XEUS 計画は、X 線を集光するための望遠鏡を有する衛星と、焦点で集光した X 線を検出する検出器を有する衛星の 2 機の人工衛星を連携運用することで焦点距離 35m もの巨大な X 線望遠鏡を構築するものである⁷⁾。これまでに日本が打ち上げた X 線天文衛星の焦点距離は、1993 年に打ち上げた「あすか」が 3.5m, 2005 年に打ち上げた「すざく」が 4.5m, 2016 年に打ち上げた「ひとみ」が 12m となっており、段々と長くなっていることが分かる。これはより遠くの天体を観測するためには、より高エネルギーの X 線を利用する必要があり、その X 線を集光するには入射角を非常に大きくする必要があるため、焦点距離を伸ばさなければならなくなるからである。しかし、焦点距離が伸びることで人工衛星が大きくなるにつれて打ち上げが困難になることは言うまでもない。そこで考案されたのが、人工衛星を 2 機に分割しての連携運用である。

DECIGO 計画は、3 機の人工衛星を用いて 1 辺の長さ 1000km の 3 角形を形成し、人工衛星間でレーザーを用いることで重力波を観測する巨大な重力波観測装置を形成するものである⁸⁾。重力波観測にはレーザー干渉を用いるのだが、基線長が長いほど観測能力が向上する⁹⁾。しかし、地球上で建設するのは数 km 程度が限界である。そこで考案されたのが広大な宇宙空間を利用した装置の構築である。

これらの計画において技術的課題となっているのが、人工衛星間の相対位置の維持である。過去の事例を挙げると、チェイサ衛星とターゲット衛星の 2 機の人工衛星から構成される「きく 7 号 (ETS-VII)」では、2 機の分離・接近・ドッキングを行うランデブ・ドッキング実験を実施した際に、ドッキング時の相対位置誤差 7mm を記録している¹⁰⁾。しかし、XEUS 計画では相対距離 35m を 0.3~1mm の誤差で、DECIGO 計画では相対距離 1000km を 0.1mm 以下の誤差で制御することが要求される¹¹⁾。さらに、その距離を維持し続ける必要がある。そのためには太陽輻射等による人工衛星のドラッグに対応し続ける必要がある。そして、このドラッグの要因となる力は一定ではないため、制御用の推進機は広い推力範

囲が要求される。DECIGO 計画の例で挙げると、最大推力 $100\mu\text{N}$ 、推力可変幅 $0.1\mu\text{N} \sim 100\mu\text{N}$ 、応答速度 10Hz 以上、 10^4Ns 以上のトータルインパルスが推進機に要求されている¹²⁾。

1.2 研究目的

本研究室の一連の研究ではイオンエンジンを PWM 制御することによって、DECIGO 計画の要求を満たす推進機として提案することを目的としている。イオンエンジンは「はやぶさ」や「はやぶさ 2」、「きく 8 号」等に搭載され、宇宙空間で運用された確かな実績があるとともに、高比推力・長寿命であるためミッションの長期化を可能とすることから、他の推進機と比較して大きなアドバンテージを有している。また、イオンエンジンは推力密度が小さく、 μN 級の微小推力も単体で発生可能である。しかし、イオンエンジン運転時に推力を決定するパラメータである推進剤流量、グリッド電圧、マイクロ波出力（マイクロ波放電式イオンエンジンの場合）を変化させた場合も数倍程度しか推力を変化させることができない。そこで提案するのがイオンエンジンの PWM 制御である。スクリーンおよびアクセルの 2 枚グリッドの間に On/Off グリッドを設け、このグリッドに印加する電圧を PWM 制御することによってイオンビームを On/Off して推力を変化させ、 $0.1 \sim 100\mu\text{N}$ の 4 桁にも及ぶ推力可変範囲を実現することを目標とする。本研究では一昨年までに確認されていた各種問題の解決を目的とする。具体的には、PWM 制御回路によるノイズの低減、Off 時のイオンビーム電流漏れの低減、Duty 比と推進剤流量の関係の調査に取り組んだ。

また、イオンエンジンを応用するにあたっては、それに対応する中和器も重要になる。中和器とのバランスが取れなければ想定推力が得られないばかりか、搭載した宇宙機が帯電し、ミッションのメイン機器の故障にもつながる。よってイオンエンジンの PWM 制御の実証と並行して、その中和器に Field Emission Cathode(FEC)¹³⁾を提案することも目的とする。PWM 制御の Off 時にイオンエンジン中のイオンが低エネルギーで漏れ出てしまい、カソードに吸い込まれ、カソード不良を起こすことが予想される。しかし FEC は構造上そのようなイオンを吸引しづらいため、この問題に対して有効である。さらに、FEC は構造が非常に単純であり消費電力が非常に小さいことから、人工衛星の小型簡素化および高効率化に非常に有効であると考えられる。それに加え、FEC はアメリカ航空宇宙局 (NASA:

National Aeronautics and Space Administration) と欧州宇宙機関 (ESA: European Space Agency) が共同で開発を行っている DECIGO と同じく重力波検出用の衛星に向けた LISA path-finder のコロイダルスラスタの中和器として既に宇宙実証されている¹⁴⁾。日本国内においても、導電性テザー技術の実証実験において宇宙空間での動作実績を有している¹⁵⁾。よって、PWM 制御中に限らず微小推力用イオンエンジンの中和器としての利用を想定して、その中和性能の検証を行う。FEC は、中和器手法としてはフィラメントカソード¹⁶⁾に似ており、中和器としてよく用いられているホローカソード¹⁷⁾やマイクロ波放電式カソード¹⁸⁾とは異なり、プラズマ生成機構を有しておらず、電子のみを排出する。そのため、中和現象の過程がそれらとは異なり、実用化にあたっては中和性能や取り付けに関する制限等を十分検証する必要がある。したがって本研究では、50mm 角の FEC を単体または複数機同時運転した際の中和性能と挙動の調査および、空間電位を測定しての中和状態の観測を行った。また、その中で FEC のイオンエンジンに対する位置が中和に及ぼす影響や、取り付け角度が及ぼす影響等を調査した。

第2章 イオンエンジン

2.1 イオンエンジンの作動原理

図 2.1 にイオンエンジンの動作概略図を示す。イオンエンジンは大きく、プラズマ生成部、静電加速部、中和部の3つの部分に分けられる。概要を述べると、プラズマ生成部で推進剤をプラズマ化し、静電加速部でイオンのみを選択的に加速して放出することでその反力として推力を生み、中和部で電子を放出することでイオンを中和してイオンエンジンおよび人工衛星の電気的中性を保っている。

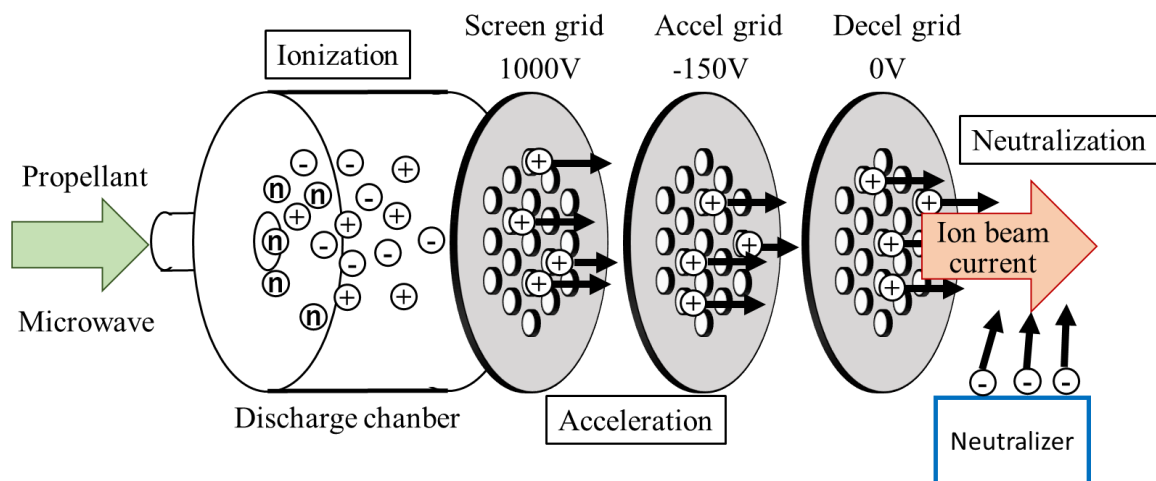


図 2.1 イオンエンジン動作概略図

2.1.1 プラズマ生成部

プラズマ生成部はイオンエンジンで放電室と呼ばれる筐体が担っている。流れとしては以下の通りである。

- ① 放電室内に推進剤を投入
- ② 電子を生成・加速して閉じ込める
- ③ 高エネルギーの電子を推進剤に衝突させてイオン化
- ④ 静電加速部にイオンを供給

イオンエンジンは特に②の工程でどのように高エネルギーの電子を生成するかによって分類される。以下に代表的な3つの方式について説明する。

1) 直流放電式

図 2.2 に直流放電式イオン源の構造の一例を示す。最も大きな特徴は電子放出陰極と陽極を有している点である。フィラメントカソード¹⁶⁾やホローカソード¹⁷⁾などの陰極電子源から、プラズマ空間電位との電位差によって電子衝突電離反応を起こすのに十分なエネルギーを持った電子を放出する。放出された電子が陽極に至るまでに推進剤と衝突するとこれをイオン化させる。衝突した電子は自身のエネルギーを低下させ、イオン化において脱離した電子とともに陽極に至る。高エネルギーの電子と中性粒子の衝突確率を高めてイオン生成コスト（1 個のイオンを得るのに要する電力）を低くするために磁場が適用される。フィラメントカソードは寿命が短い事もあり、一般的にはホローカソードが用いられる。その場合、予熱ヒータの断線がシステム全損を引き起こす場合がある。また、1 次電子を排斥して損失を防ぐ目的でスクリーングリッドを陰極電位にするため、ホローカソードとスクリーングリッドはイオン衝撃によるスパッタリングで損耗を受ける。これが直流放電式の直接の寿命要因である¹⁾。

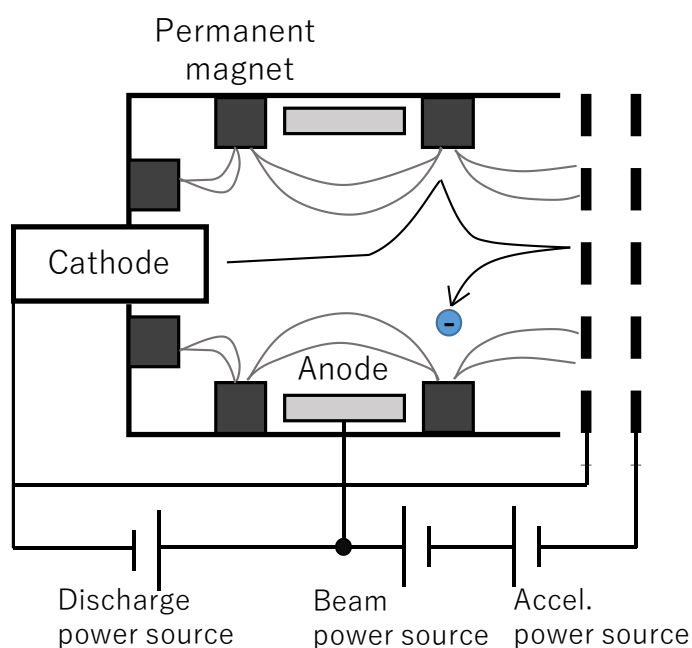


図 2.2 直流放電式イオン源

2) 高周波放電式

図 2.3 に高周波放電式イオン源の一例を示す。放電室外部から適切な変動電磁場をコイル等によって加えることで、放電室内に存在する電子を誘導して壁面に衝突することなく往復運動させ続け、高エネルギーな電子にする。この方式では電子生成用電極は不要であるが、イオン生成領域がイオン損失を起こす放電室壁面付近である短所を持つ。

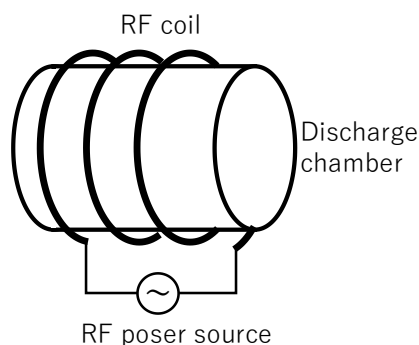


図 2.2 高周波放電式イオン源

3) マイクロ波放電式

最大の特徴は無電極プラズマ生成にある。プラズマ生成過程で放電電極を必要としないこともさることながら、生成プラズマと放電室壁面の電位差が小さいためスパッタが起こりにくく、イオン源内部の損耗とは無縁である。また、予備加熱も不要であるため迅速なスタートが可能である。マイクロ波による加速の方式には空洞共鳴器を利用した空洞共鳴型と電子サイクロトロン共鳴を利用した ECR 型がある。現在の主流は構造が比較的簡単な ECR 型である。ECR 型では永久磁石で生成されたミラー磁場に電子がトラップされ、永久磁石近傍に形成される ECR 領域に存在する電子の電子サイクロトロン角周波数がマイクロ波周波数と一致して共鳴的に加速され¹⁾ (図 2.3)、高エネルギーな電子となる。静電加速部へ積極的に引導する機構が無いため、ビームイオンへの寄与が小さい点や、生成イオンの空間密度一様性が低い点などの短所もあるが、構造が比較的簡単である、マイクロ波放電式中和器との噛み合わせが良い、無電極により長寿命であるといった長所もある。「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンはこの方式が用いられている²⁾。

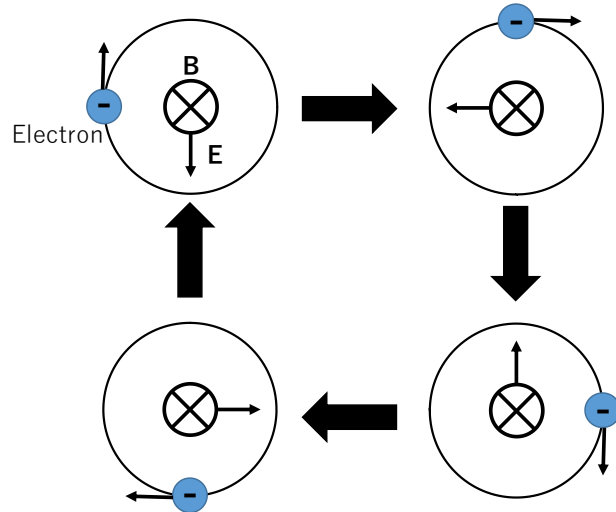


図 2.3 ECR(Electron Cyclotron Resonance)概要図

2.1.2 静電加速部

イオンエンジンの静電加速部は、3 枚または 2 枚のグリッドと呼ばれる電極が担っており、その機構の概要図を図 2.4 に示す。3 枚グリッドの場合、イオン源に近い側からスクリーングリッド、アクセルグリッド、ディセルグリッドと呼ばれ、2 枚グリッドの場合はディセルグリッドを有さない。図 2.1 に示されるようにグリッドは多孔電極であり、スクリーングリッドの孔から引き出されたイオンは、スクリーングリッドとアクセルグリッドの間の電位勾配によって加速された後、アクセルグリッドとディセルグリッドの間の逆電位勾配によってやや減速されてから噴射される。この逆電位勾配は電子の侵入を阻止する目的がある。このグリッドシステムには、各グリッドの電位、孔の大きさ、孔の個数、開口率、厚さ、および各グリッド間の間隔等の複数のパラメータがあり、これらはイオンビーム電流の大きさやビーム軌道、すなわち推力や寿命に大きな影響を与えるため、シミュレーション等を用いた入念な設計が必要となる。ただし、効率的なイオン引き出しのためにスクリーングリッドには大きな開口面積の孔を設け、イオンビームの収束、下流電子の排斥と中性粒子の閉じ込めのためにアクセルグリッドには小さな穴を用いることが一般的である。

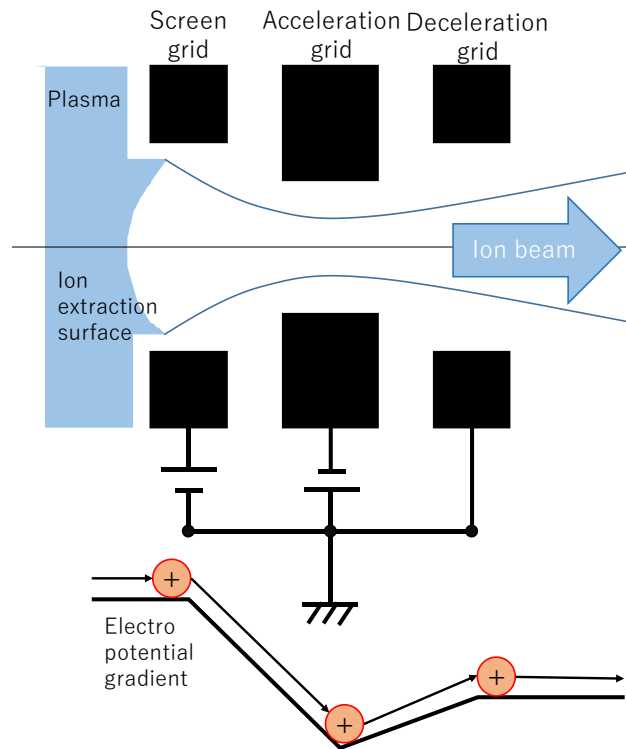


図 2.4 グリッドによる静電加速の概略図

2.2.3 中和部

中和部は中和器と呼ばれる電子源が担っている。中和器は、イオン源から放出されたイオン電流に等価な電子電流を放出することで人工衛星の電気的中性を維持し、噴射イオンを中性化して安定なプラズマ状態として宇宙空間に滞在させる役割を担っている。代表的な中和器としては、フィラメントカソード、ホローカソード、マイクロ波放電式カソード¹⁸⁾、電界放出カソードが挙げられる。これらについて以下で説明する。

1) フィラメントカソード

フィラメント（導線）に電流を流すことで電気抵抗によってジュール熱が発生し、その熱エネルギーが導線物質の仕事関数を上回るとき自由電子が放出される。この反応は熱電子放出と呼ばれ、これを中和器に利用したものがフィラメントカソードである。導線にはタングステンあるいは酸化トリウムやレニウムを添加したタングステン化合物が用いられる。非常に簡素であるが、イオン衝撃に対しての耐久性が低く熱的劣化もあり寿命が短いため、現在では地上試験用途以外では用いられることは少ない。

2) ホローカソード

図 2.5 に示すように、ホローカソードの直流放電室内には、活性剤を含浸させた多孔質タングステン等でできた熱電子放出電極が設置されている。ヒータによる予熱で電極表面に低仕事関数状態を作ることによって熱電子を盛んに放出し、供給された作動ガスを電離しプラズマ化する。そして、放電室外に設置されたキープ電極によってプラズマ中からオリフィスを通して電子が放出される。初期起動時にヒータによる予熱が必要であるため迅速なスタートはできないが、一度起動した後は自己発熱によって稼働し続けるため、ヒータは不要となる。特に直流放電式イオン源では主陰極と中和器双方に利用される。直流放電式イオン源で既述の通り、予熱ヒータの断線や電子放出用電極の損耗が寿命要因となる。

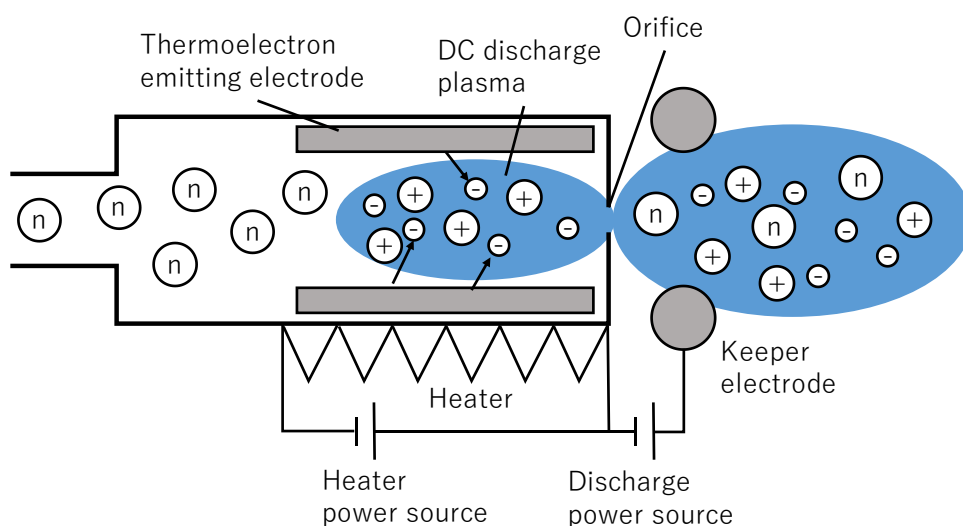


図 2.5 ホローカソード概略図

3) マイクロ波放電式カソード

マイクロ波放電式カソードはマイクロ波放電式イオン源と同様に ECR 放電によってプラズマを生成し、カソード外部に配置された引出し電極によってオリフィスから電子を引出して供給する。予熱を必要としないため迅速なスタートが可能である。特にイオン源がマイクロ波放電式の場合は、DC 成分を絶縁することでイオン源と共通のマイクロ波源を利用できるため、高効率で稼働することが可能である。主な寿命要因は、マイクロ波導入用のモリブデン性のアンテナが、イオン衝撃によってスパッタリングを受け損耗することである。

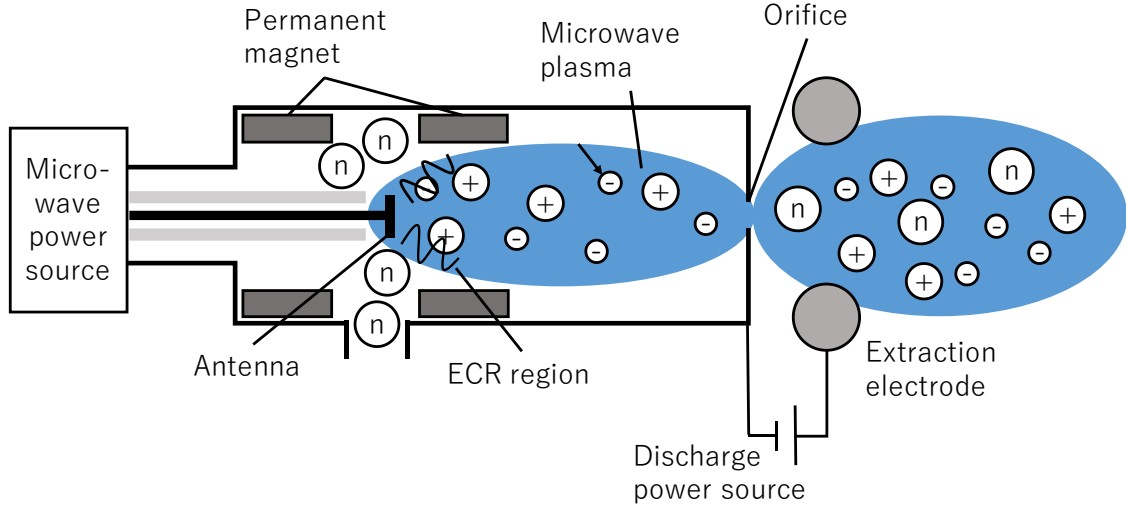


図 2.6 マイクロ波放電式カソード概略図

4) 電界放出カソード(FEC : Field Emission Cathode)

図 2.7 に FEC の概要を示す。FEC はゲート電極、エミッタ電極、エミッタ材料、マスクからできている。本研究ではカーボンナノチューブ (CNT: Carbon Nano Tube) をエミッタ材料として用いている。その電子放出の概要を以下に示す。

- ① ゲート - エミッタ電極間に数百 V を印加。
- ② エミッタ材料の上端部に電界集中が発生し、表面電場が $10^9 \sim 10^{11} \text{ V/m}$ に到達。
- ③ ショットキー効果により電位障壁が薄くなる。
- ④ トンネル効果により電位障壁を透過した電子がゲート電極の電位で加速され、放出される。

この電界放出によって得られる電流は Fowler-Nordheim の式(3-1)によって表される。

$$J = \frac{e^3 f_e^2}{8\pi h \phi} \exp\left(-\frac{8\pi\sqrt{2m}}{3heF_E} \phi^{\frac{3}{2}}\right) \quad (3-1)$$

ここで e は電気素量, h はプランク定数, m_e は電子質量, ϕ は仕事関数, F_E は先端の表面電界である。エミッタ先端が放射物であるとき F_E は以下のように表される。

$$F_E = \beta E \quad (3-2)$$

$$E = \frac{2V}{r_{tip} \ln\left(\frac{4d}{r_{tip}}\right)} \quad (3-3)$$

ここで β は電界増倍係数、 E は電極間電界、 r_{ip} はエミッタ先端の曲率半径、 d は電極間距離、 V は電極間電位差である。

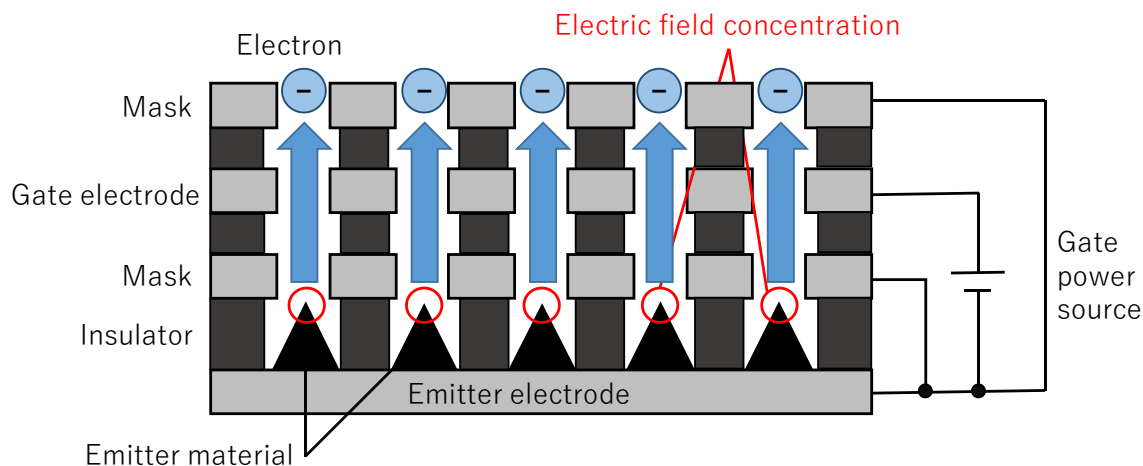


図 2.7 FEC 概略図

5) 各種中和器と FEC

現状、イオンエンジンにおいて中和器は宇宙機の帯電防止のために必要不可欠ではあるが、システム全体における電力損失の割合が大きい。そのため、中和器の高効率化はイオンエンジンシステムにおいて非常に大きな意味を持つ。

表 2.1 に各カソードの特徴および性能例¹⁹⁾を示す。現在、我が国ではマイクロ波放電式イオンエンジンとマイクロ波放電式カソードの組み合わせが「はやぶさ」等での実用実績があり有力なイオンエンジンシステムとなっている。しかし、マイクロ波放電式カソードは作動ガスを必要とするため、推力に寄与しない推進剤が増え、推進剤利用効率及び比推力低下の原因となっている。これはホローカソードでも同じことがいえる。しかし、FEC は作動ガスを必要としないためその問題は発生しない。また、マイクロ波放電式カソードとホローカソードは放電室に加え、作動ガス供給系統、マイクロ波供給系統、熱電子放出系統等が必要となっている。一方 FEC は図 3.1 にも示す通り非常に単純な構造をしており、人工衛星の小型化に伴うイオンエンジンの小型簡素化において非常に有効である。また、寿命の面ではマイクロ波放電式カソードには劣るものの、同様に電圧印加のみで稼働できる簡素なカソードであるフィラメントカソードと比較すると格段に長く、中長期的なミッションにも十分対応可能である。そして、電力損失の問題に関しても FEC は消費電力が

2W程度で、他のカソードの1/2以下となっており、損失低減に有効であることが分かる。さらに、FECは他のカソードとは異なり、数百Vが印加されたゲート電極を外側に有しており、その外側にはシールドも有している。この電位により、イオンが容易にはカソードに近づけず、近づいたイオンもエミッタ電位のマスクに先にぶつかるため、損耗やカソード不良の原因となるイオン衝撃によるスパッタリングを受けにくい。FECは電流密度が小さく、大電流を得るには大面積が必要となってしまうが、イオンエンジンも電流密度が小さいため噛み合わせは良いといえるだろう。

以上のことからFECの中和器としての実用化はイオンエンジンシステムの高効率化および小型簡素化に非常に有効だと考えられる。

表 2.1 各カソードの特徴

	マイクロ波放電式 カソード	フィラメント カソード	FEC
寿命	20000h 以上	100～500h	1000～5000h
構造	放電室, ガス供給系統, マ イクロ波供給系統	放電電源のみ	ゲート電源のみ
消費電力	5W	25W	2W
作動ガス	必要	不要	不要

2.2 各種パラメータ

イオンエンジンおよびその他推進機の性能を評価する際に一般的に用いられるパラメータとして、推力、推進剤利用効率、比推力、推進効率、推力電力費、イオン生成コストを求める式とその意義を説明する。

宇宙空間における推力は、進行方向と反対方向に物体を放出することによる反力で得る。イオンエンジンを含む電気推進機では、推進剤をプラズマ化して後方に噴射することで推力を得る。推力 F は以下の式で表される。

$$F\Delta t = \Sigma \Delta m v_z \quad (2-1)$$

ここで Δt は時間変化、 Δm は噴射前と噴射後の質量変化、 v_z は推進剤排気速度を表す。イオ

ンエンジンではイオンビームの加速噴射によって推力が得られ、次式で与えられる。

$$F = \dot{m}_i v_z = J_b \sqrt{\frac{2m_i V_b}{e}} \quad (2-2)$$

ここで、 $\dot{m}_i$ は推進剤流量、 J_b はイオンビーム電流、 m_i はイオンの質量、 V_b は引出し電圧、 e は電気素量を表す。

推進剤利用効率 η_U は推進剤流量 $\dot{m}$ と推力に直接寄与した推進剤流量 $\dot{m}_{ex}$ の比であるため、次式で表される。

$$\eta_U = \frac{\dot{m}_{ex}}{\dot{m}} \quad (2-3)$$

一般的には噴射した電流を測定するため、この推進剤利用効率は電流値の比

$$\eta_U = \frac{I_b}{\dot{m}_{Aeq}} \quad (2-4)$$

で求められる。 I_b は噴射されたビーム電流[A]、 $\dot{m}_{Aeq}$ は $\dot{m}$ で流入した全ての粒子が1個のイオンに電離したと仮定して電流値換算した値[A]である。

比推力は推進剤流量に対する推力の大小を表す指標であり、推進機の燃費を示すパラメータである。比推力は次式で定義されている。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2-5)$$

比推力 I_{sp} の単位は[秒]であり、 g は地表面における重力加速度[m/s²]である。 I_{sp} が大きいほど燃費の良い推進機と言える。

推力効率 η は発生した推力の運動エネルギーと投入した電力 P との比であり、次式で与えられる。

$$\eta = \frac{F^2}{2\dot{m}P} \quad (2-6)$$

得られた推力と投入した電力との比である推力電力比は次式で与えられる。

$$\frac{F}{P} = \frac{2\eta}{gI_{sp}} \quad (2-7)$$

イオン生成コストは1個のイオンまたは1Aのイオン電流を得るのに必要なエネルギーであり、単位は[eV]または[W/A]である。直流放電式では

$$C_i = \frac{I_D V_D}{I_s} \quad (2-8)$$

と表される。 I_D は放電電源に流れる電流[A]， V_D は放電電圧[V]， I_s は静電加速部へのイオン電流すなわちスクリーン電流[A]である。一方，マイクロ波放電式では

$$C_i = \frac{P_\mu}{I_s} \quad (2-9)$$

と表され， P_μ はマイクロ波投入電力[W]である。

このほかにトータルインパルスというパラメータもある。これは寿命到達までの推力の時間積分値であり，推力の異なる推進機を比較する際等に比推力と合わせて用いられるパラメータである。

第 3 章 PWM 制御実験

本章ではイオンエンジンの PWM 制御に関する実験について述べる．実験内容は主に一昨年までに見つかった問題点の解決を目的としたものである．先行研究より問題点としては，スイッチング時の電流に大きなノイズがのってしまっている，OFF 時にもビーム電流が流れてしまっていることが挙げられている．

3.1 PWM 制御回路

図 3.1 に本研究室で開発されたイオンエンジン用 PWM 制御回路²⁰⁾を示す．本回路はイオンエンジンのスクリーングリッドとアクセルグリッドの間に設けた On/Off グリッドに接続し，その電位をスクリーン電圧とアクセル電圧にスイッチングすることでイオンビームを ON/OFF スイッチし制御するものである．

駆動信号はファンクションジェネレータ WF1974（エヌエフ回路設計ブロック社製）を用いて，任意の周波数及び duty 比を入力し回路駆動信号とした．ファンクションジェネレータを保護するため，信号はフォトカプラ HTCPL-2400（Broadcom 社製）を介して絶縁したうえで下流へ伝搬する．その後インバータ TC74HC04AP（TOSHIBA 社製），2 入力 AND ゲート TC74HC08AP（TOSHIBA 社製）にて信号をスクリーン電圧印加用とアクセル電圧印加用に互いに反転した 2 つの信号に分岐させる．2 つの信号は Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor (MOSFET) 駆動用ドライバ IR2213（Infineon Technologies 社製）によって，それぞれスクリーン電圧印加電源とアクセル電圧印加電源にドレイン電極が接続された MOSFET SCT3080KL（ROHM 社製）のゲート電極に接続され，それぞれの MOSFET を駆動する．2 つの信号は互いに反転しているため，2 つの MOSFET が交互に ON および OFF になる．それにより On/Off グリッドに駆動信号の周波数および duty 比でアクセル電圧 (ON) とスクリーン電圧 (OFF) が交互に印加される．また，IC 駆動にはレギュレータ NJM7800FA（JRC 社製）によって 15V または 5V を供給した．

3.2 PWM 制御用イオンエンジン

PWM 制御実験では本研究室で池田氏によって製作された 100 μN 級イオンエンジン²¹⁾を使用した. その外観を図 3.2 に示す. 本イオンエンジンは 3 枚グリッドを採用しており, グリッドと同じ C/C 製のリングとセラミック製のインシュレータでグリッド間隔を保持している. 放電室は内径 24 mm 高さ 19 mm の軟鉄製であり, 高さ方向磁化のリング型サマリウムコバルト磁石 (内径 3 mm, 外径 8 mm, 高さ 3 mm) 1 つを上流, 周方向磁化のセグメント型サマリウムコバルト磁石 (内半径 9 mm, 外半径 12 mm, 高さ 2 mm, 中心角 90°) 4 つを下流に取り付けて磁場を構築している. アンテナはモリブデン製の星形を採用しており, 放電室中央に SMA コネクタで固定されている. グリッドについては 3.6 節で述べる.

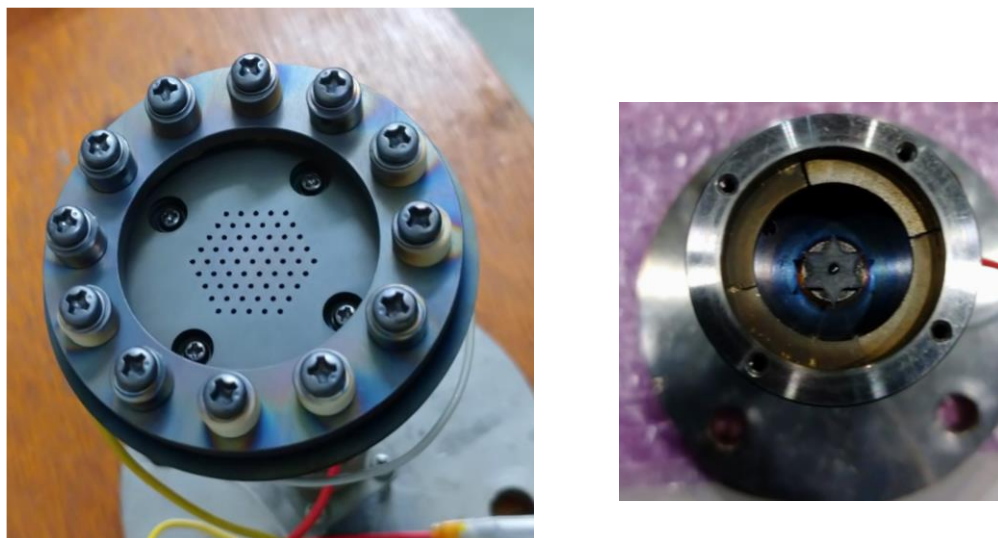


図 3.2 イオンエンジン概観 (池田モデル)

3.3 各種実験機器

本研究において, スクリーン電圧印加用には直流安定化電源 HSV2K-30 (Metronix 社製), アクセル電圧印加用には直流安定化電源 PA600-0.1B (テクシオ・テクノロジー社製) を使用した. イオンエンジンのマイクロ波系統としては, 周波数帯域 2.45 GHz の固体発信機と固体増幅器 T161-48DDA (サムウェイ製) を使用した. 推進剤には Xe ガスを使用し, その供給にはマスフローコントローラ 5850S (BROOKS INSTRUMENT 社製) を使用した. 電圧測定には高電圧差動プローブ 700924 (横河計測社製), 電流測定には電流プローブ

CT6701（日置電機社製）および電流プローブ TCP312（テクトロニクス社製）を使用した。これらで測定した信号は同軸ケーブルを通してスコープコーダ DL850（横河計測社製）で記録した。なお、マイクロ波出力はパワーメータを使用して校正し、固体増幅器の信号から換算している。

3.4 スイッチ速度の調整

竹末らの研究結果から、ビーム電流に非常に大きなノイズが乗ってしまっていることが分かっている²⁰⁾。そこでイオンエンジンではなく $100\text{ k}\Omega$ のダミー抵抗に接続して、図 3.3 に示す模擬回路で回路由来のノイズの測定とその低減を行った。

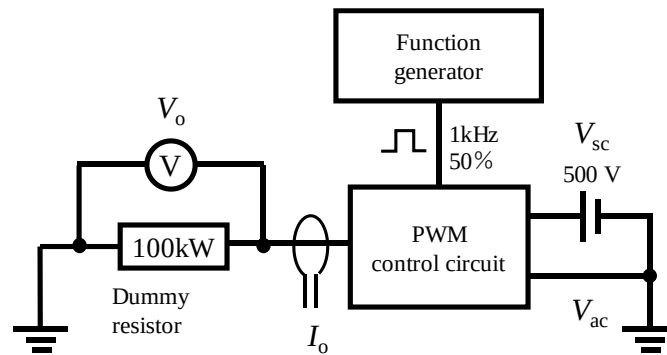


図 3.3 実験用模擬回路

3.4.1 実験条件

本実験では図 3.1 に示される回路図中の抵抗 R2 および R3 の抵抗値を変化させた場合の出力電流の変化を調査した。R2, R3 はゲートシリーズ抵抗 R_{gs} と呼ばれ、スイッチ速度を変化させることができ、大きくすることで電圧変化を緩やかにしてオーバーシュート等のノイズを低減するのに有効である。本実験では、スクリーン電圧は 500 V、アクセル電圧は 0V、入力信号の周波数は 1 kHz、Duty 比は 50%とした。イオンエンジンに接続した場合はスクリーン電圧で OFF、アクセル電圧で ON の状態になるが、ダミー抵抗を用いた実験では逆になっている。これは回路内で発生しているノイズを観測する上では特に問題ないと考えられる。

3.4.2 実験結果

図 3.4 に R_2 , R_3 を 10Ω , 50Ω , 100Ω とした際のビーム電流及び負荷電圧の立下り部を示す. 初期設計で配置された R_{gs} は 10Ω であり, ビーム電流立下り時のアンダーシュートは約 -63mA であった (図 3.4 (a)). 一方, 50Ω にした際のアンダーシュートは約 -40mA (図 3.4 (b)), 100Ω にした際のアンダーシュートは約 -49mA (図 3.4 (c)) となっている. R_{gs} を大きくするほど遅れ時間が大きくなる代わりにアンダーシュートは小さくなると予想していたが, そのような結果にはならなかった. また R_{gs} が 100Ω の場合, アンダーシュートから 0mA に復帰する際に大きなオーバーシュートがみられる. これは, 遅れ時間の増大によって, 出力電流 I_o のアンダーシュートの電流降下速度よりも出力電圧 V_o の電圧降下速度が小さくなってしまったため, I_o が落ち切った後にもしばらく残っていた V_o の影響で再び I_o が流れ, オーバーシュートを起こしたのだと考えられる. 以上の結果より, R_{gs} はノイズの 36.5% を低減させた 50Ω を採用した.

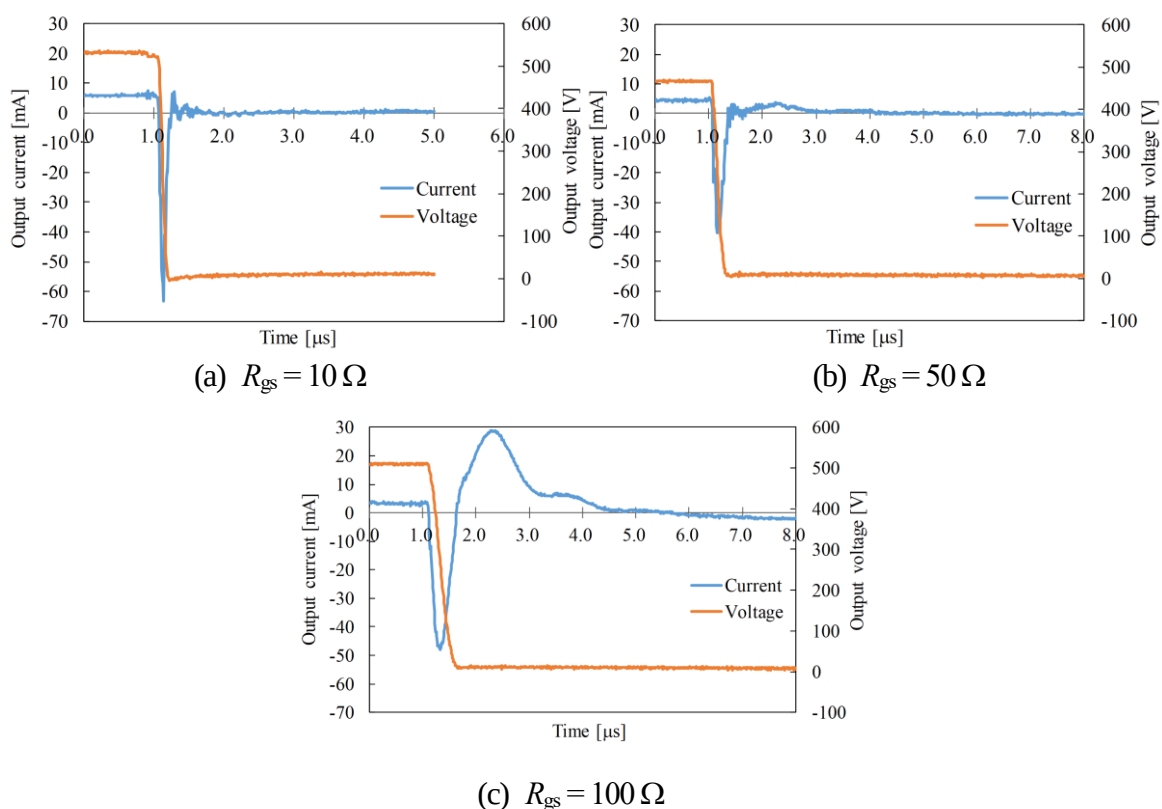


図 3.4 R_{gs} による出力電流の変化

3.5 信号の遅延

図 3.5 に MOSFET のゲート-ソース電圧 V_{gs} のスイッチング部を示す。スクリーン電圧印加側を V_{gs_s} 、アクセル電圧印加側を V_{gs_a} と表記する。MOSFET のスイッチング時は、ON ($V_{gs}=15\text{ V}$) になっている側が OFF ($V_{gs}=0\text{ V}$) になってからもう一方が ON になるように、信号の立ち上がりを遅らせている。図 3.5 を見ると 200 ns 程遅れていることが分かる。しかし、OFF になりきる前にもう一方が立ち上がり出しており、 2 V 付近で交差してしまっている。MOSFET のゲートスレッショルド電圧が 2.7 V であることを考えるとあまり余裕がなく、両 MOSFET が弱くつながってしまっただけでノイズ発生の原因となっている可能性がある。また偶発的に両 MOSFET が繋がってしまい、回路の故障の原因となってしまう恐れがある。実際、イオンエンジンの PWM 制御実験をしている途中で回路が壊れてしまったこともある。本実験では、図 3.1 の回路図中の抵抗 R9 および R10 を変更することで信号を遅らせた。本回路では元の信号と遅らせた信号の AND をとることで、信号の立ち上がりのみを遅らせている。遅れ時間は次式で与えられる時定数 τ で決まる。

$$\tau = RC \quad (3-1)$$

したがって、抵抗および容量の大きさに比例して信号を遅延させることができる。

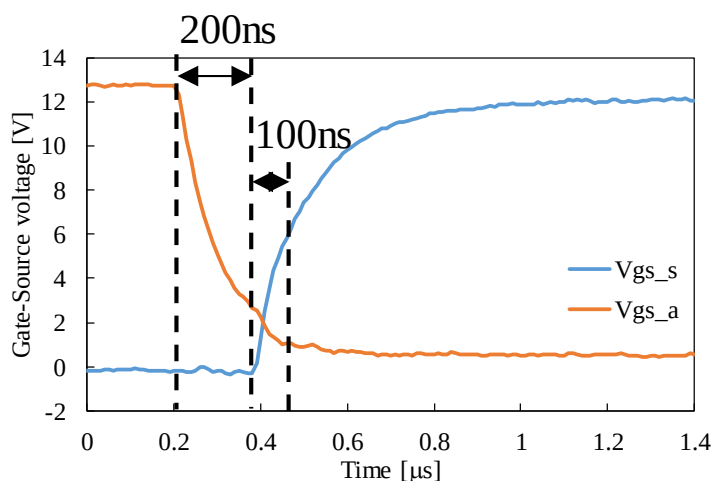


図 3.5 ゲート-ソース電圧のスイッチング部

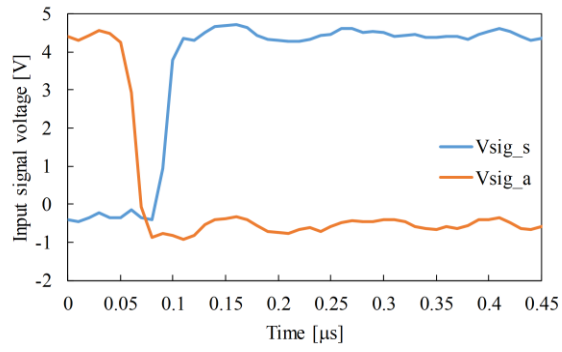
3.5.1 実験条件

本実験も引き続き図 3.3 に示す模擬回路で実験を行った。抵抗 R9 と R10 の抵抗値を変化させ、信号を遅らせた時のゲート-ソース電圧の変化を測定した。この時、スクリーン電圧及びアクセル電圧は 0 V で印加しておらず、ゲート-ソース電圧のスイッチングのみに着目した。その後、スクリーン電圧 500 V、アクセル電圧 0 V を印加してスイッチングした場合の出力電流の変化を調査した。どちらの場合も入力信号の周波数は 1 kHz、Duty 比は 50%である。

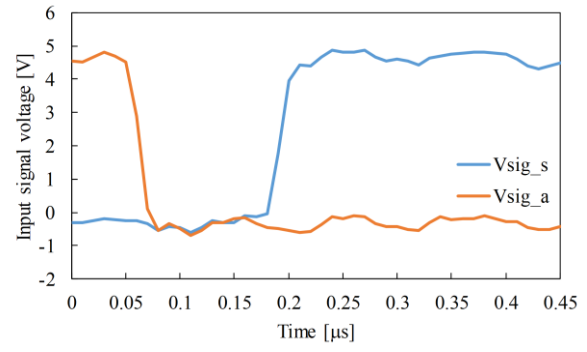
3.5.2 実験結果

図 3.6 (a)に R9, R10 を変える前 (300 Ω)の MOSFET 駆動用ドライバに入力される信号 V_{sig} を示す。スクリーン電圧印加側用を V_{sig_s} , アクセル電圧印加側用を V_{sig_a} と表記する。図を見ると、 V_{sig_a} の立下り開始に対して V_{sig_s} の立上がり開始には 20ns 程度の遅れが確認できる。図 3.5 では 200ns 程の遅れがあるが、これは MOSFET 駆動用ドライバによって作られたディレイが含まれているためである。また図 3.5 より、立ち上がる信号と立ち下がる信号が交差しないようにするためには、約 100ns の信号の遅延が必要であることが分かる。300 Ω で 20ns の遅れができていることから式(3-1)より、さらに 100ns の遅れを作るには R9 と R10 を 1.8 k Ω にすれば良いことが分かるため、1.8 k Ω にした結果が図 3.6(b)である。想定通り 100 ns の遅延が追加できていることが確認できる。しかし、この場合の V_{gs} のスイッチング部である図 3.7(b)を見ると、未だに OFF になりきる前に交差していることが分かる。そこで、R9 および R10 を 3.0 k Ω , 4.7 k Ω とさらに大きくした場合の V_{sig} と V_{gs} が図 3.6(c), (d)と図 3.7(c), (d)である。どちらの図でも信号がさらに遅延していることが分かる。しかし図 3.7 を見ると、 V_{gs_s} が立ち上がるまで V_{gs_a} が 1 V を維持していることが分かる。つまり、逆電圧が加わると電圧が落ちていることから、MOSFET 中の寄生容量によるものであると考えられる。よって、この残留電圧は特に問題ではない。したがって、R9, R10 は偶発的な短絡を避けるために多少の余裕を持たせて 3 k Ω とした。

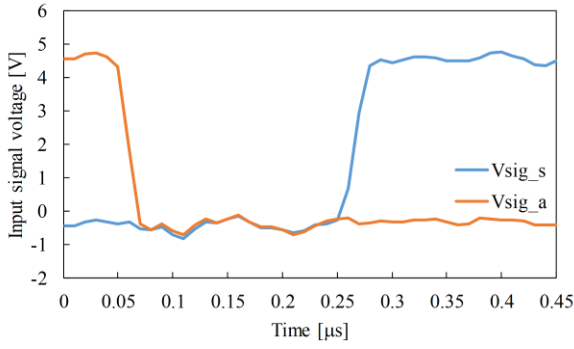
実際に電圧をかけて電流を測定した結果が図 4.8 である。アンダーシュートが約 -12 mA となっており、大幅に低減することに成功している。やはりスイッチングの瞬間に 2 つの FEC が弱くつながってノイズを生んでいたものだと考えられる。



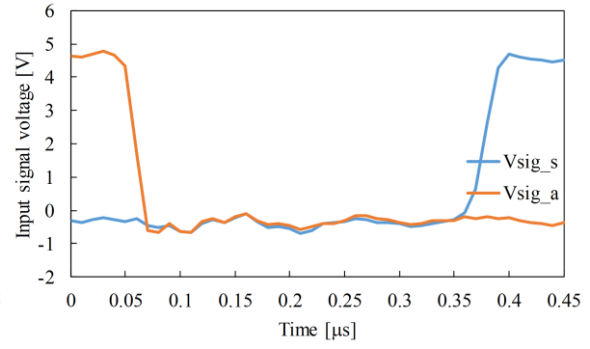
(a) $R9, R10 = 300 \Omega$



(b) $R9, R10 = 1.8 \text{ k}\Omega$

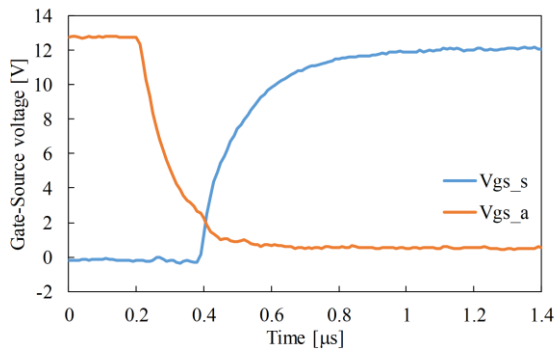


(c) $R9, R10 = 3.0 \text{ k}\Omega$

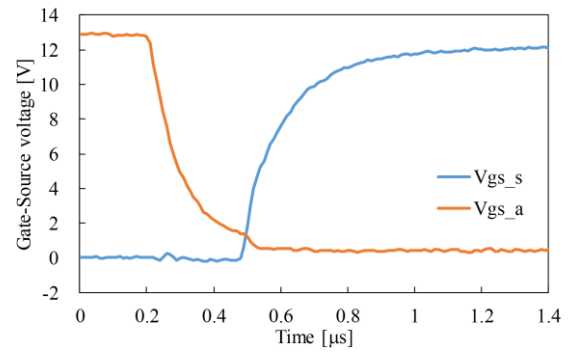


(d) $R9, R10 = 4.7 \text{ k}\Omega$

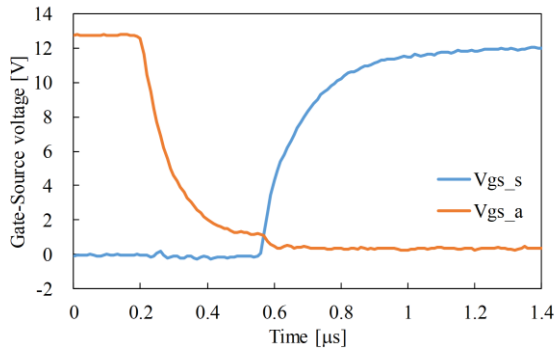
図 3.6 $R9, R10$ による入力信号の遅延



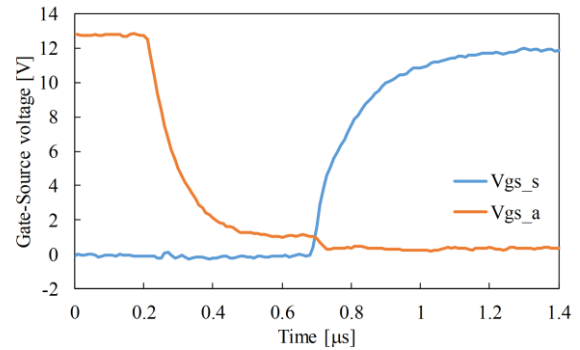
(a) $R9, R10 = 300 \Omega$



(b) $R9, R10 = 1.8 \text{ k}\Omega$



(c) $R9, R10 = 3.0 \text{ k}\Omega$



(d) $R9, R10 = 4.7 \text{ k}\Omega$

図 3.7 $R9, R10$ による V_{gs} の遅延

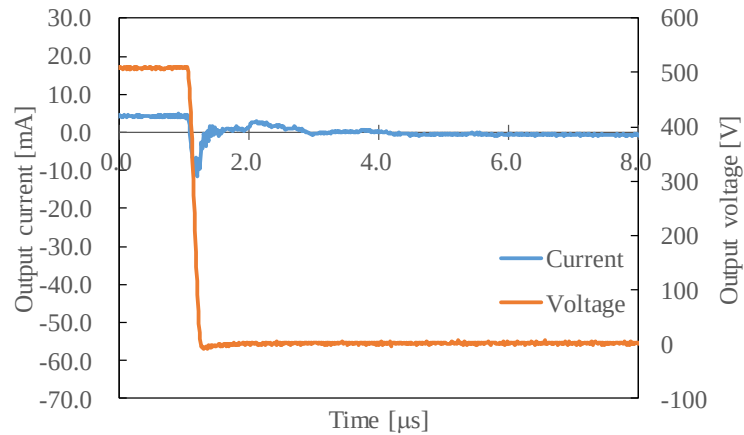


図 3.8 R9, 10 = 3 kΩでの電流ノイズ

3.6 OFF 時の漏れ低減グリッドの設計

竹末らの研究結果から、スイッチング OFF 時に ON 時の 30%以上のイオンビーム電流が漏れてしまっており、Duty 比を下げてでも 30%以下にできない可能性が示唆されている²⁰⁾。その解決案として On/Off グリッドの電圧を OFF 時に大きくすることで、スクリーン-アクセル間の電位勾配をキャンセルまたは逆転させ、ビーム電流を止めるという案もあった。しかし、スクリーン-On/Off 間の電位差がプラズマ電位を超えてしまうと電子が飛び出してきてしまうことや、そもそもスクリーン-アクセル間の電位差をキャンセルするにはスクリーン電圧 + 数百 V という大きな電圧が必要になってしまうことからこの案は却下され、代わりとしてグリッド形状の最適化が採用されるに至った。グリッド形状の最適化に関しては多くのシミュレーション結果が既に公表されており、今回は共同研究者である東京都立産業技術高等専門学校の中野氏が行ったシミュレーション結果²²⁾を基にグリッドを設計した。

本研究室の既存のグリッド²¹⁾と新グリッドのパラメータを表 3.1 と表 3.2 に示す。注目すべき点は On/Off グリッドの厚さである。新グリッドは既存のグリッドの 3 倍の厚さになっている。これにより、OFF 時にイオンをグリッド孔の壁面方向に引き付けてることでビーム電流が下流方向への漏れを防ぎ、閉じ込めを強化している。シミュレーション結果でも OFF 時のビーム漏れの解消が可能であると結論付けられている。したがって、そのシミュレーション結果を実証するべく、表 3.2 のグリッドを実際に製作して実験を行った。

表 3.1 既存のグリッドのパラメータ

Parameter	Screen	Accelerate	Decelerate
Hole diameter, mm	1.2	0.7	0.7
Potential, V	1000	-150	0
Thickness, mm		0.3	
Hole pitch, mm		3.5	
Grid gap, mm	0.8		0.5
Hole number		37	
Material		DFP3-2	

表 3.2 新グリッドのパラメータ

Parameter	Screen	On/Off	Accelerate
Hole diameter, mm	1.5	0.7	0.7
Potential, V	500	-300/500	-300
Thickness, mm	0.3	0.9	0.3
Hole pitch, mm		2.0	
Grid gap, mm	0.5		1.0
Hole number		61	
Material		DFP3-2	

3.6.1 実験条件

本実験には九州大学にある大型真空チャンバー（図 3.9）を使用した。真空容器は直径 1m, 長さ約 1.2 m の SUS 製である。排気はロータリーポンプ 1 台とメカニカルブースターポンプ 1 台で粗挽きを行った後、ターボ分子ポンプ 2 台とクライオポンプ 1 台を用いて高真空に到達させる。チャンバー全体は電氣的にアースされており、基準電位となっている。実験前の到達真空度は 7.0×10^{-4} であった。

実験体系の回路図を図 3.10 に示す。PWM 制御の入力信号は周波数 1 kHz, Duty 比 50% とした。推進剤流量は 0.1 sccm である。



図 3.9 九州大学の大型真空チャンバー

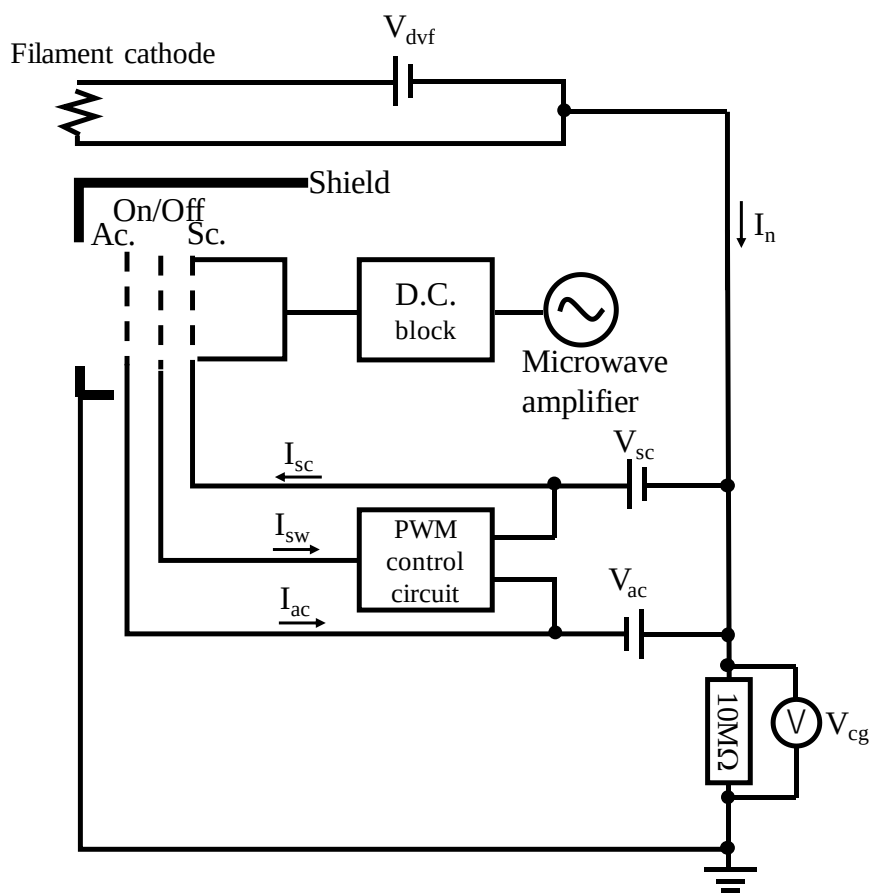


図 3.10 実験体系回路図

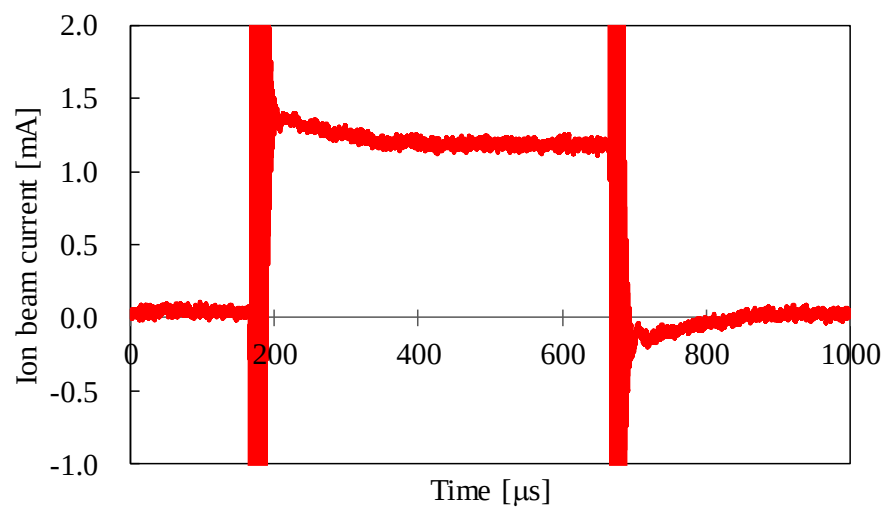
3.6.2 実験結果

グリッド電圧およびマイクロ波出力の条件は事前に定常状態で運転した結果から決定した。1つ目はグリッドの設計条件と同じくスクリーン電圧 $V_{sc}=500V$ 、アクセル電圧 $V_{ac}=-300$ で、マイクロ波出力 $P=6W$ とした場合である。この時、On/Off グリッドの電圧 $V_{sw}=-300$ とした時 (ON 時) のイオンビーム電流 I_b は $0.99mA$ 、 $V_{sw}=500V$ とした時 (OFF 時) の I_b は $-0.42mA$ であった。2つ目はシミュレーションの条件に近づけるために I_b を大きくした $V_{sc}=700V$ 、アクセル電圧 $V_{ac}=-300V$ で、マイクロ波出力 $P=11W$ とした場合である。この時、ON 時の I_b は $3.90mA$ 、OFF 時の I_b は $-0.06mA$ であった。本測定体系においての測定誤差は $0.05mA$ であり、定常作動時には 2000 点以上使用して時間平均をとった。ここで数値がマイナスとなっているのは、放出されていたイオンおよび電荷交換イオンがアクセルグリッドの電位によって引き戻され、アクセルグリッドに流入してきてアクセル電流 I_{ac} が大きくなり、 $I_b = I_{sc} - I_{sw} - I_{ac}$ で算出した I_b がマイナスになったものだと考えられる。

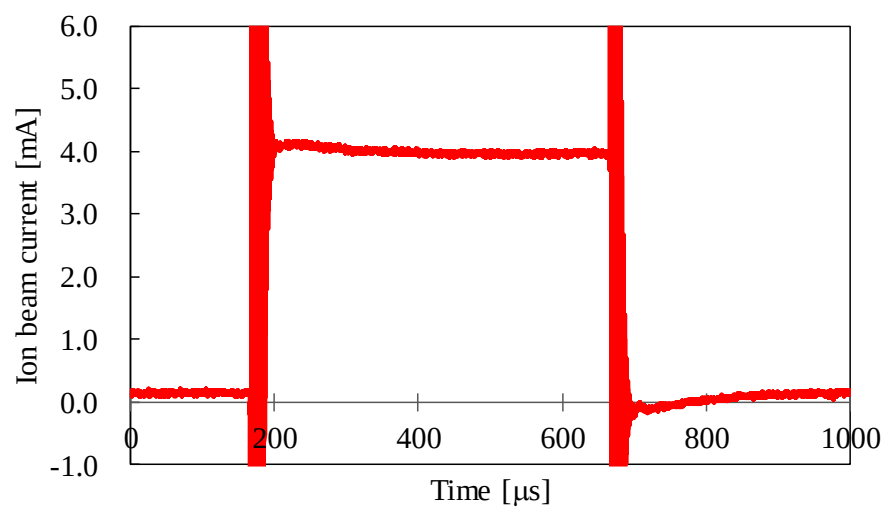
図 3.11 に PWM 制御実験の結果を示す。本信号は、640 kHz のローパスフィルターが入ったスクリーン電流 I_{sc} 、スイッチング電流 I_{sw} (On/Off グリッドに流れる電流)、アクセル電流 I_{ac} を 10 パルス取得して積算し、イオンビーム電流 $I_b = I_{sc} - I_{sw} - I_{ac}$ を計算した結果となっている。グリッド電位を新グリッドの設計値に合わせた実験条件の結果が(a)である。スイッチング後定常となったとみられる ON 時と OFF 時の I_b の平均は、 $1.18mA$ と $0.04mA$ となっていた。この時、ON 時の電流に対する OFF 時の電流は 3%である。また、(b) はイオンビーム電流値を新グリッドの設計値に近づけた実験条件の結果であり、この時は ON 時が $3.96mA$ で OFF 時が $0.14mA$ であった。その比は 3.5%である。したがって、最適化によってアクセルグリッドを厚くし、アクセルグリッドにイオンを引き付けることでシミュレーション結果通り漏れ電流を低減させることに成功した。ただし、放電室の大きさとグリッド孔のピッチの兼ね合いからか、 $V_{sc}=500V$ 、 $V_{ac}=-300V$ 、 $I_b=5mA$ という設計値通りの性能で引き出すことができなかったため、その性能を作れるイオンエンジンでも同様の結果が得られるか確認する必要があるだろう。

また、(a)(b)どちらの場合も定常作動時の結果より I_b が大きくなっている。これは、定常作動時よりも Duty 比 50%でスイッチング作動した場合の方がイオンの排出量が少なく、放電室内の中性粒子密度が定常作動時より大きくなったためだと考えられる。また、OFF

時の I_b がマイナスにならないのは、短い OFF 時間ではイオンがアクセルグリッドに戻るほどの電場が構築されなかったものと推測される。



(a) $V_{sc} = 500 \text{ V}$, $V_{ac} = -300 \text{ V}$, $P = 6 \text{ W}$



(b) $V_{sc} = 700 \text{ V}$, $V_{ac} = -300 \text{ V}$, $P = 11 \text{ W}$

図 3.11 新グリッドの性能

3.7 イオンエンジンの PWM 制御

ノイズ低減を行った PWM 制御回路を用いて実際にイオンエンジンを制御した。その時のノイズの測定と、Duty 比と推進剤流量の関係を調査した。

3.7.1 実験条件

使用したチャンバーと実験体系は 3.6 節と同じである。本実験では 3.5 節でノイズ低減に成功した PWM 制御回路を用いて実際にイオンエンジンを運転した場合のノイズの大きさを調査した。また、イオンエンジンの PWM 制御において Duty 比が小さい場合には推進剤流量を低減させることで推進剤を節約できる可能性がある。よって、Duty 比 50% で運転中に推進剤流量を 0.1 sccm から 0.05 sccm にした場合のイオンビーム電流の変化を調査した。

3.7.2 実験結果

(1) イオンビーム電流のノイズ調査

各グリッドに流れる電流を図 3.12 に示す。作動条件は $V_{sc} = 500 \text{ V}$ 、 $V_{ac} = -300 \text{ V}$ 、推進剤流量 0.1 sccm、マイクロ波出力 6 W、入力信号周波数 1 kHz、Duty 比 50% となっている。また、左図が積算した 1 パルスの波形で、右図が立ち上がり部の拡大図であり、右図には On/Off グリッドに印加された電圧 V_{sw} を追加している。一見して分かるように、非常に大きなノイズがのってしまっている。特に、実際に印加電圧をスイッチングしている On/Off グリッドに流れる電流 I_{sw} が最大約 4 A にも達しており、それに呼応するように I_{sc} と I_{ac} にもノイズが発生している。定常作動時の電流にも多少のノイズがのっているが、最大幅でも 1 mA 程度である。また、 V_{sw} にも若干のアンダーシュートとリングングが確認される。ダミー抵抗を用いた実験回路ではこれほどの電流ノイズは発生していないことから、このノイズはイオンエンジンへの伝送経路中の寄生インダクタンスや放電室内のプラズマ、グリッド間のイオンビーム経路中などで発生したものだと考えられる。現状のままでは未だにノイズが大きすぎて各種性能測定に影響があるのに加え、実際に宇宙機に搭載する場合は実際のミッションを担う他の電子機器に影響を与える可能性も高い。したがって、配線を可能な限り短くしたうえで実験を行い、それでもノイズが消えない場合はイオンエンジ

ンの構造やグリッドによる電位勾配構造を再度検討する必要があるだろう。

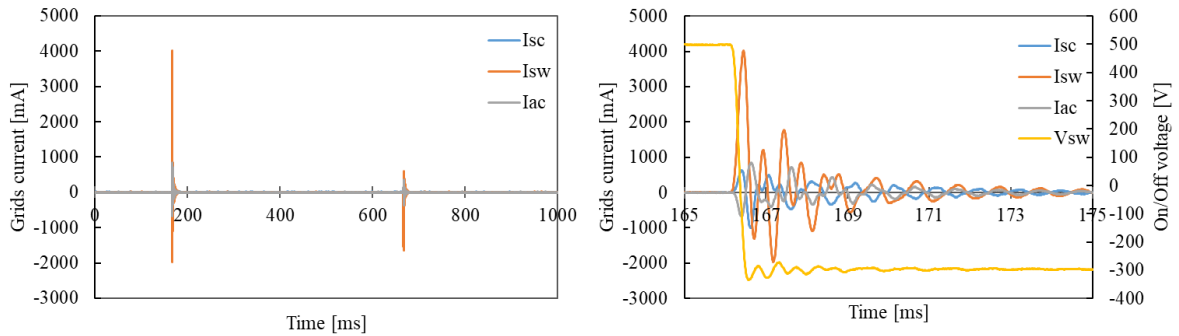
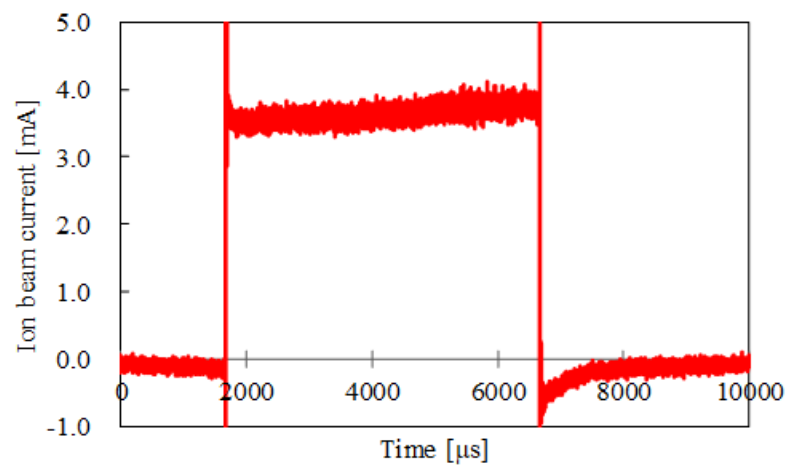


図 3.12 I_{sc} , I_{sw} , I_{ac} のノイズ

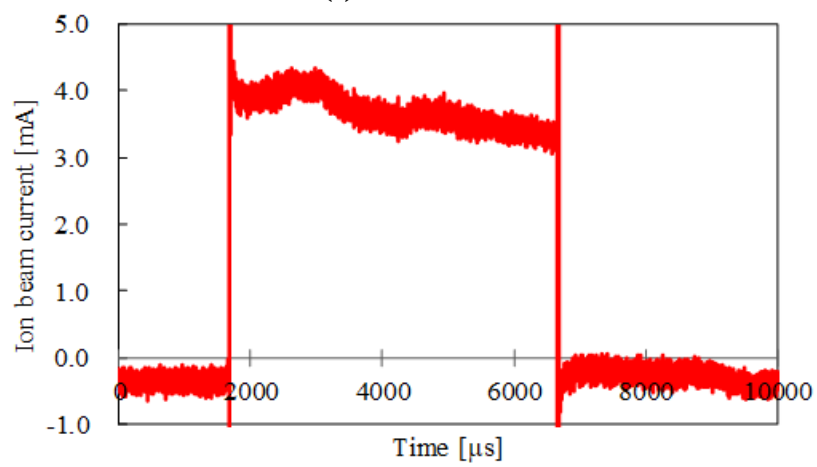
(2) Duty 比と推進剤流量

図 3.13 に Duty 比 50%において、推進剤流量が 0.1 sccm の場合と 0.05 sccm の場合のイオンビーム電流 I_b を示す。スクリーン電圧 $V_{sc} = 700$ V，アクセル電圧 $V_{ac} = -300$ V，マイクロ波出力 11 W となっている。また本実験は On 時または Off 時の時間的变化も取得するためにスイッチングの周波数を 100 Hz とした。本信号は 3.6.2 項で述べた手法で解析したものである。(a)の On 時の積分値が 1.81×10^4 mA μ s に対し(b)の積分値は 1.83×10^4 mA μ s とほとんど同じ値となっている。また、積算した 1 パルス全域の時間平均を算出すると(a)は 1.77 mA。(b)は 1.72 mA となった。したがって、時間平均の推力としては 0.05 sccm においても 0.1 sccm の場合と同等である。そして、時間平均の電流値から推進剤利用効率を算出すると、(a)は 24.7%，(b)は 47.9%となり、1.94 倍に改善されている。よって、Duty 比に対して推進剤利用効率も同等に減少させることで推進剤利用効率を向上させることが出来る。

また、(a)は時間経過とともに I_b が若干大きくなっていることが分かる。これは、時間が経つことで必要以上に存在していたグリッド付近のイオンの密度が減少し、ビーム軌道が整って On/Off グリッドにぶつからずにスムーズにイオンを排出できるようになったことで増加したものだと考えられる。一方、(b)は時間経過とともに I_b が小さくなっている。これは時間が経つにつれて放電室内の中性粒子密度が減少し、グリッド付近のイオン密度が減少したために、引き出せる I_b が小さくなったものだと考えられる。また、On 直後の電流値が (a)よりも大きくなっている。これは、イオンビーム電流が 3 mA に対して推進剤流量 0.1 sccm は過剰であるため、放電室内の中性粒子密度とイオン密度の比率が 0.05 sccm の場合の方が良く、効率よく引き出したのだと推測される。



(a) 0.1 sccm



(b) 0.05 sccm

図 3.13 Duty 比 50%における推進剤流量とイオンビーム電流

第4章 FECの中和性能試験

本章ではFECによる中和性能試験について述べる。本研究では50mm角のFECでの中和試験を行い、イオンビーム電流およびエミッタ電流に対するカソード浮遊電位の依存性の調査、複数台同時稼働の有用性の検討、空間電位測定による中和部のイオンと電子の挙動の確認とカソード浮遊電位との関係の推測を行った。予め断っておくと、本研究ではイオンエンジンのPWM制御と噛み合わせ試験をすることは叶わなかった。これは、定常状態の厳しい条件で中和試験を行っている際にFECが故障してしまったためである。宇宙空間で故障してしまった場合は宇宙機の運用断念に直結してしまうため、今後は故障への対策も必要である。

4.1 実験設備

本章で述べる実験は全て、宇宙航空研究開発機構（JAXA : Japan Aerospace eXploration Agency）相模原キャンパスの宇宙科学研究所（ISAS : Institute of Space and Astronautical Science）の大型真空設備「スペースサイエンスチャンバー」を使用して行った。図4.1にスペースサイエンスチャンバーの外観を示す。チャンバーは直径2.5m、長さ約5mのSUS製円筒状真空容器である。排気はメカニカルブースターポンプ1台とロータリーポンプ2台で粗挽きを行った後、ターボ分子ポンプ1台とクライオポンプ2台を用いて高真空に到達させる。



図4.1 スペースサイエンスチャンバー

4.2 50mm 角 FEC 単体での中和性能

本研究室によって以前行われた実験において $88\text{mm} \times 88\text{mm}$ の FEC の中和性能試験が行われた。その実験では十分中和が可能であることが確認されている。今回は、それより小さいサイズの $50\text{mm} \times 50\text{mm}$ の FEC を用いて中和性能試験を行った。FEC は図 3.1 に示した構造からも分かるように、面積が大きいほど大きな電子電流を供給することができる。しかし、人工衛星の小型化に伴い FEC も可能な限り小さいものを採用する必要がある。また、必要以上に大きな FEC は余分なエミッタ電流がゲートに流れ込み、損失になってしまう。 μN 級の微小推力の中和であれば 50mm 角でも十分可能であると考えられるため、その実証のために本実験を行った。

4.2.1 使用した FEC およびイオンエンジン

本実験では宇宙航空研究開発機構所有の $50\text{mm} \times 50\text{mm}$ の FEC を使用して実験を行った。その外観を図 4.2 に示す。白いコードがエミッタ電位、赤いコードがゲート電位をとっている。固定する時は四隅のエミッタ電位のボルトを利用して固定する。この時、固定具とは絶縁をとる。性能はエミッタ材料である CNT の消耗具合によって個体差がある。消耗している物ほど電界放出に必要なゲート電圧が高まる。本実験で使用了ものは単独稼働時に電子電流 10mA を放出するためにゲート電圧 240V が必要なものと、 450V 必要なものであった。

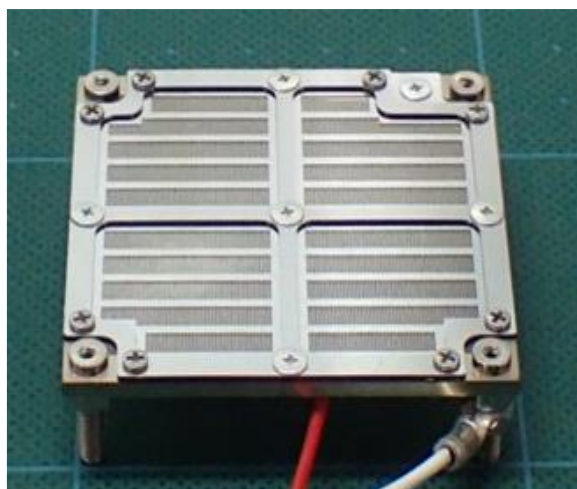


図 4.2 FED ($50\text{mm} \times 50\text{mm}$)

イオンエンジンは本研究室で近岡氏によって製作されたものを使用した。その外観を図 4.3 に、グリッドパラメータを表 4.1 に示す。内径 21 mm 高さ 12 mm の Al 製放電室の周囲に $4 \times 4 \times 12$ mm の長手方向磁化のサマリウムコバルト磁石を 9 個配置し、軟鉄製の 2 枚のヨークで挟み、それを外形 50 mm $\times$ 50 mm の Al 製の箱の中に収納して固定している。放電室の中央には Mo 製の星形アンテナが SMA コネクタによって固定されており、マイクロ波を放電室内に伝搬している。グリッドは 2 枚グリッドを採用しており、各パラメータは表 4.1 に示すとおりである。

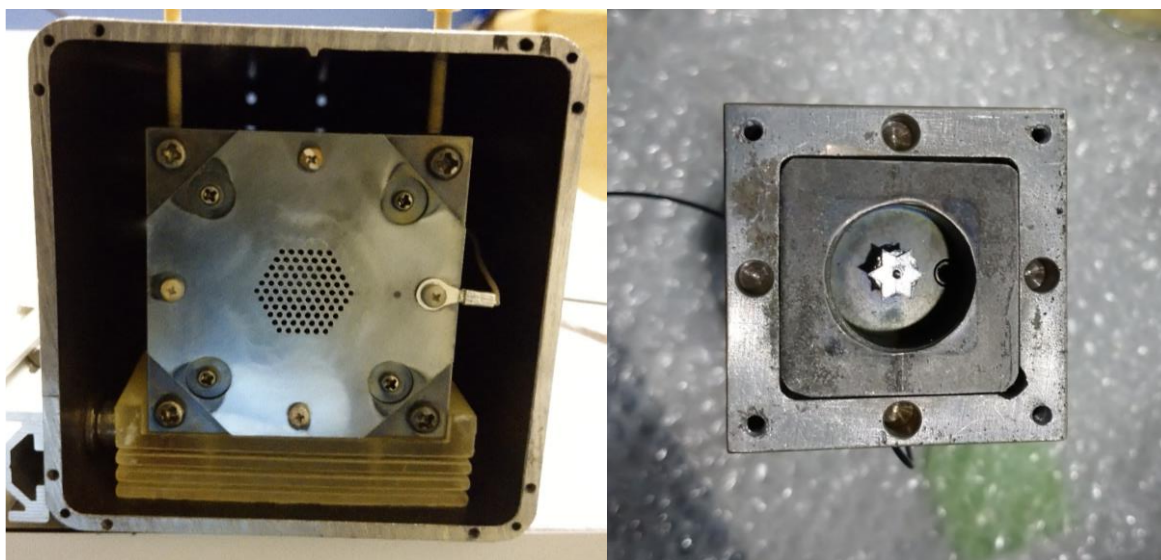


図 4.3 イオンエンジン (近岡モデル)

また、図 4.4 に本実験で空間電位の測定に使用したエミッシブプローブの外観を示す。直径 0.125 mm のタングステンを使用しており、測定時はプローブ電流 I_{ϕ} を 5 A 流した。プローブはチャンバー内に設置されている 3 次元トラバースに固定し、実験中もチャンバー外から動かせるようになっている。



図 4.4 エミッシブプローブ

4.2.2 実験条件

図 4.5 に実験体系の外観を, 図 4.6 にその回路図を示す. FEC との中和実験においては, 高電圧印加部であるグリッドを隠して FEC とのスパッタを防ぐ目的と, 放電室周辺の磁石の磁場が中和を行う電子の動きに影響を与えることを防ぐ目的で, イオンエンジンを厚さ 3.2mm の軟鉄製のシールドで囲っている. シールド内では図 4.3 のように絶縁体の治具とネジで固定している. FEC はシールドと前面を揃え, 横 80 mm と上 80 mm の位置に 1 つずつ設置し, 片方ずつ作動させて実験を行った. 使用したイオンエンジンは 2 枚グリッドであるため, スクリーン電流 I_{sc} からアクセル電流 I_{ac} を引いた値をイオンエンジンから放出されたイオンビーム電流 I_b と定義する. また, FEC ではエミッタ電流 I_e からゲート電流 I_g を引いた値を FEC から放出された中和電流 I_n と定義する. そして, FEC のグラウンドに対する電位をカソード浮遊電位 V_{cg} と定義し, 中和性能は主にこの V_{cg} で評価する. なお, 異常放電による故障を防ぐために V_{cg} と並列にバリスタを接続している. 本実験では, FEC 中和性能のイオンエンジンに対して等距離での位置依存性, イオンビーム電流 I_b が 5 mA と 10 mA の場合のカソード浮遊電位 V_{cg} のエミッタ電流 I_e 依存性および, 中和部の空間電位分布を調査した. また本実験では図 4.5 左上に記すように, イオンビームが放出される方向を Z 方向, 横の FEC がある方向を X 方向, 上の FEC がある方向を Y 方向とする. 実験前の到達真空度は 1.22×10^{-4} Pa であった.

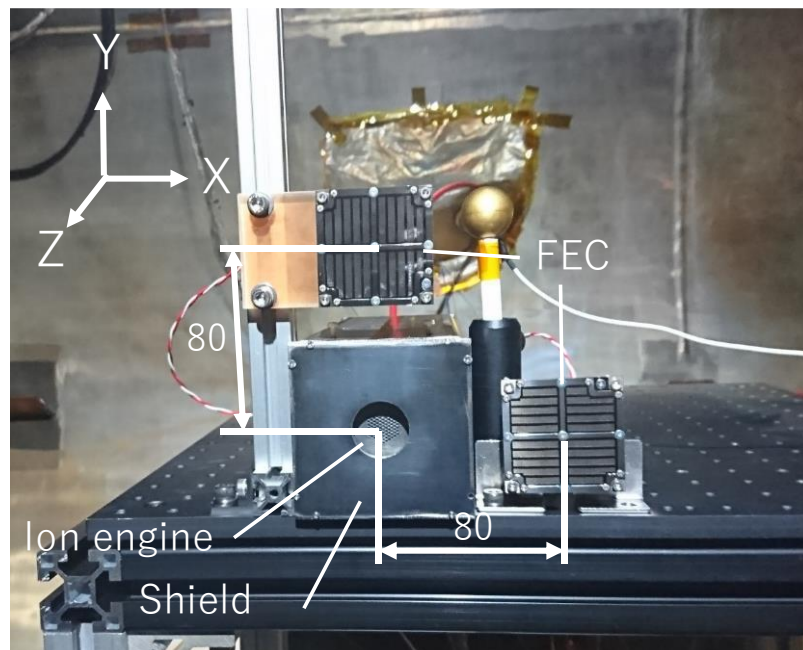


図 4.5 実験体系外観

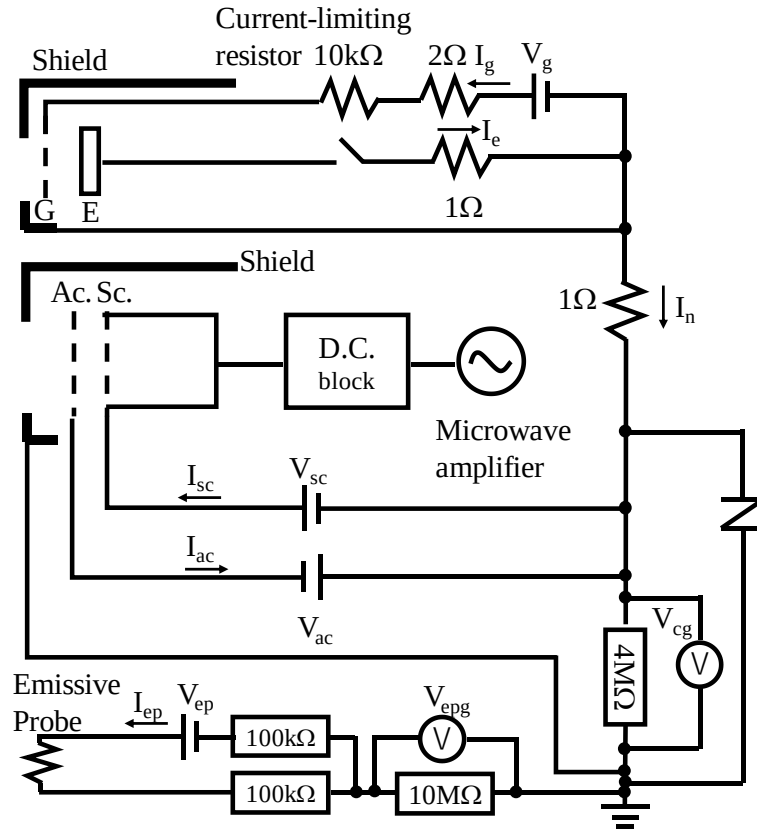


図 4.6 実験体系回路図

4.2.3 実験結果

図 4.7 にエミッタ電流 I_e に対するカソード浮遊電位 V_{cg} の依存性を表したグラフを示す。(a)と(c)は上 80 mm の位置に設置された FEC 単体で、(b)は横 80 mm の位置に設置された FEC 単体で中和した場合であり、(a)と(b)は I_b が 5 mA、(c)は I_b が 10 mA の場合である。また、(d)には(b)における消費電力の変化を示す。このシステムにおいて I_e は FEC のエミッタから放出される電子電流であり、FEC の電子供給能力を表している。 V_{cg} は電子を供給するための駆動力を表し、 I_b と同量の中和電流 I_n をカソードから送り出すために必要な駆動力が得られる電位に自動でバランスする。 I_b を超過した分の I_e はゲート電極に流れ込みゲート電流 I_g となる。したがって、FEC の消費電力は $V_g \times I_g$ となる。また、FEC から電子を供給するための電力損失は $V_{cg} \times I_n$ で表され、 V_{cg} が深く沈み込むほど大きくなるため、 V_{cg} が浅いほど少ない損失で中和ができていくことになる。それに加え、 V_{cg} が深いと FEC の方向に電荷交換イオンが引っ張られ、イオンが衝突することでエミッタ電極が損耗し寿命が低減してしまう。さらに、 V_{cg} が深くなると無限遠に対するイオンエンジン全体のポテン

シャルも低くなり、イオンの加速に寄与する電位差が小さくなってしまうため、エネルギーロスとなってしまう。また、本実験では2枚グリッドのイオンエンジンを用いているが、3枚グリッドのイオンエンジンを用いた場合、ディセルグリッドが V_{cg} と同じ電位になるため、 V_{cg} が深いとイオンが高エネルギーでディセルグリッドに衝突してしまい、イオンエンジンの寿命が短くなってしまう。

(1) FEC 中和性能の位置依存性

まず図 4.7 の(a)と(b)を比較すると、どちらも I_e が 12 mA の時 V_{cg} が -17 V 程度でほとんど同じ値をとっている。したがって、イオンエンジンからの距離が同じであれば同一平面上では位置は中和性能に影響を及ぼさないことが分かる。

(2) カソード浮遊電位 V_{cg} のエミッタ電流 I_e 依存性

次に(b)に注目してみる。 I_e を大きくするにつれて V_{cg} が高くなり、最高で -17 V に到達している。すなわち電子の供給能力を上げることで電子をプルームに供給するための駆動力が小さくて済むようになり、エネルギーロスを小さくすると同時に、イオン衝撃による FEC およびディセルグリッドの負担およびリスクを軽減することができることを示している。しかし、 I_e を大きくするためには V_g を大きくする必要があるため、 I_g も大きくなるため、(d)に示されるように消費電力が大きくなってしまう。さらに、それにより FEC が高温になり負担が大きくなってしまう。 $I_e = 8$ mA 以上では I_e の増加量に対する V_{cg} の変化量が小さくなっており、 I_e を大きくすることによるデメリットを考慮すると、 V_{cg} をどこまで浅くするかとトレードオフになっている。

(3) カソード浮遊電位 V_{cg} のイオンビーム電流 I_b 依存性

次に(a)と(c)を比較してみると、 I_b が 10 mA の(c)では V_{cg} が深く沈み込んでおり、 I_e を I_b の 10 mA と比較して十分大きくしても V_{cg} がそれほど浅くっておらず、最大で -38 V までしか到達していない。その原因としては空間電荷制限電流が考えられる。詳細は(5)で述べる。

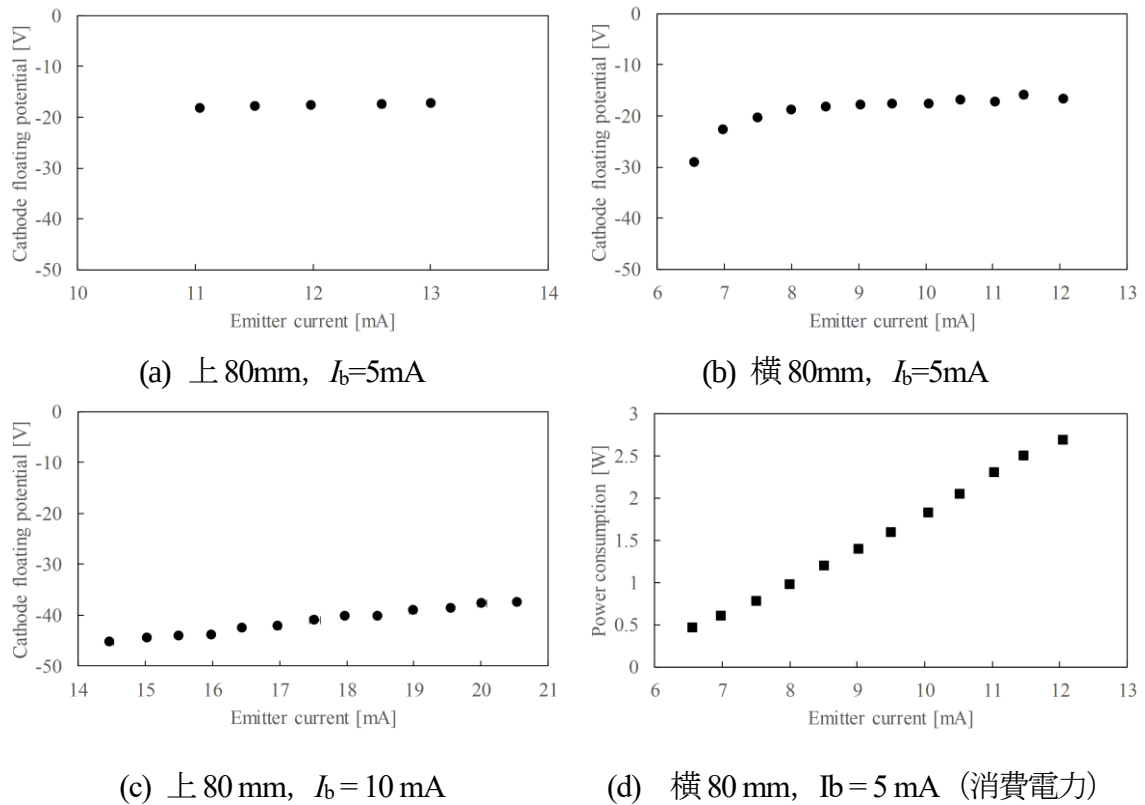


図 4.7 V_{cg} と消費電力の I_e による変化

(4) 空間電位と中和状況

図 4.8 にエミッシブプローブで測定したイオンエンジン下流の空間電位分布図を示す。(a)は横 80 mm の位置の FEC で $I_b=5\text{ mA}$, $I_e=12\text{ mA}$, (b)は上 80 mm の位置の FEC で $I_b=10\text{ mA}$, $I_e=20\text{ mA}$ で動作させた際の空間電位分布である。これらの図において、横軸の $Z=0\text{ mm}$ がイオンエンジンおよび FEC の前面の位置であり、縦軸 (X または Y) が 0 mm の位置にイオンエンジン, 80 mm の位置に FEC が設置されている。測定手順としては、イオンエンジン前面から $Z=25, 50, 100, 150, 200, 250, 300\text{ mm}$ の位置で, X or $Y=-50\sim 200\text{ mm}$ 間を 1 往復ずつプローブで連続的に測定した。図 4.8(a)と(b)のどちらにおいても、イオンエンジンの設置されている $Z=25\text{ mm}$, X or $Y=0\text{ mm}$ 付近が高くなっており、FEC の設置されている $Z=25\text{ mm}$, X or $Y=80\text{ mm}$ 付近が低くなっている。等高線に注目してみると、イオンビームと思われる高電位の領域が FEC の方に若干偏っていることが分かる。これは FEC の低電位に引っ張られたためだと考えられる。また、イオンエンジン付近の空間電位が図 4.8(a)で 94 V , 図 4.8(b)で 155 V と非常に高くなっている。これは、FEC がイオンエンジンと並行方向を向いており、FEC 正面の電位勾配はどの方向に対してもほとんど一定で

あるために、多くの電子がイオンビーム先端の方に回り込むように動いたため、イオンエンジン付近のイオン高密度領域に多数の電子を引き込むためには、その領域の空間電位が高くならなければならなかったものと予測される（図4.9）。また、FEC 単体での動作時においては陽極とエミッタ間の電位差は150V程度印加することから、この電位差はFECからの引き出しに必要であることが示唆される。

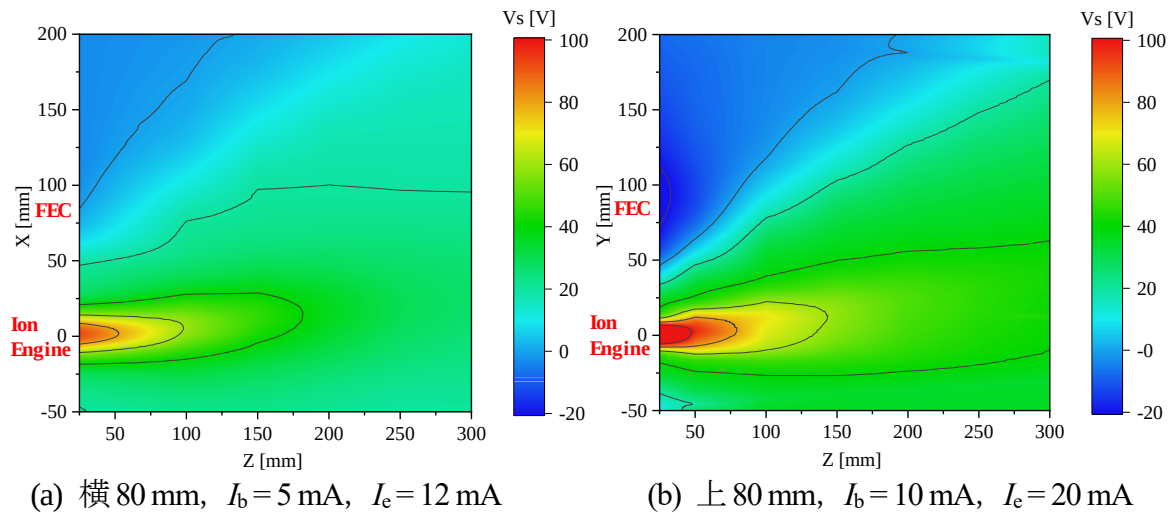


図 4.8 空間電位分布図

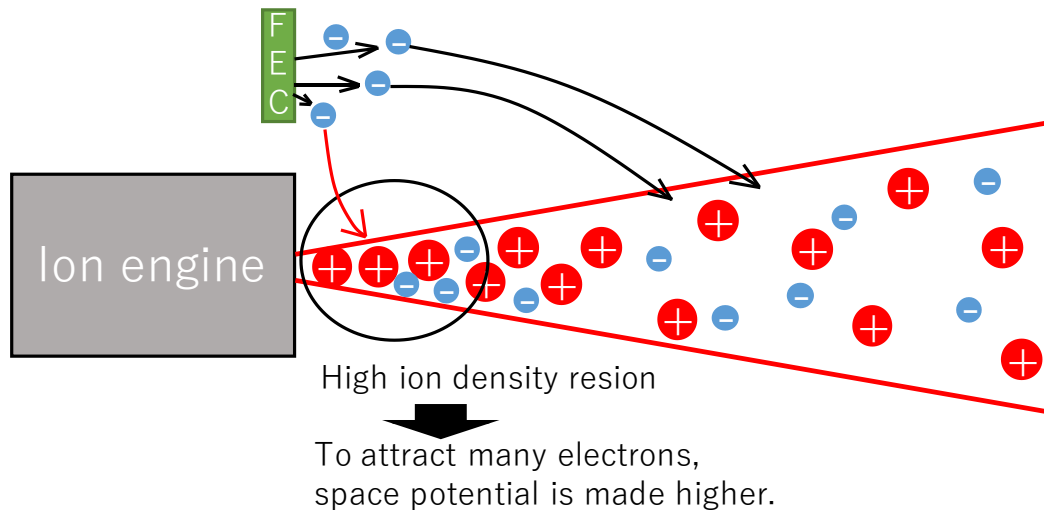


図 4.9 空間電位上昇メカニズム（予測）

(5) 空間電荷制限電流

図4.7(c)において V_{cg} が十分高くない原因としては空間電荷制限電流¹⁾が考えられる。空間電荷制限電流とは電位勾配のある空間を流れることのできる電流の最大値を表し、簡単のため2次元として想定すると以下の式で算出することができる。

$$j = -\frac{4\epsilon_0}{9x^2} \left(\frac{2e}{m_e}\right)^{\frac{1}{2}} V^{\frac{3}{2}} A \quad (4-1)$$

この式はChild-Langmuirの式と呼ばれ、 x は電荷の移動距離、 V は空間の電位差、 A は電流の流れる面積であり、それらを設定する必要がある。その設定は図4.8に示す空間電位分布図を基に行なった。今回の計算ではFECの中心からイオンビームの表面まで流れる電子電流の空間電荷制限電流を算出した。簡単のため、イオンビーム表面は空間電位が40Vの位置と仮定し、 $X = 25 \text{ mm}$ でのFEC中心から空間電位40Vの位置までの距離を電子の移動距離 x 、 V_{cg} と40Vとの電位差を V 、半径 x の円柱の側面積を A に設定した。円柱の高さは図中の40Vの閉曲線の端部までの長さとし、(b)では測定範囲を超えているため400mmと仮定した。これらの値で計算した結果、(a)では $j = 7.82 \text{ mA}$ 、(b)では $j = 14.3 \text{ mA}$ という値が得られた。どちらも I_b より大きな値になっているが、今回の計算の仮定は非常に甘い設定としていることから、 I_b に対して十分余裕があるとは言えない。したがって、空間電荷制限電流によって電子の供給が阻害され、 V_{cg} を低減させることができなかったと十分考えられる。この問題を解決する対策案としては、FECを更に近づける、またはFECをイオンビームの方向に傾けることで、空間電荷制限電流を大きくする、FECを複数個設置することで、1つのFECに要求される電流密度を小さくするなどが挙げられる。

4.3 50mm 角 FEC の複数同時稼働

次に空間電荷制限電流による中和電流供給阻害の緩和のために FEC を複数機同時稼働しての中和性能試験を行い、単体稼働時と比較して V_{cg} が浅くなるのか調査した。

4.3.1 使用した FEC 及びイオンエンジン

本実験でも引き続き宇宙航空研究開発機構所有の FEC を使用して実験を行った。今回は 2 台同時に稼働する場合があるため、イオンエンジンの横に設置して動かせるものを FEC1、上に設置して中心距離 80 mm で固定されている物を FEC2 と呼ぶことにする。

イオンエンジンは 4.2 節で紹介したものを使用した。グリッドは表 4.2 の新グリッドを使用し、スイッチングは行わず、スクリーン・アクセル・ディセルの 3 枚グリッドとして扱った。イオンビーム電流を変化させるとき以外は、スクリーン電圧 500 V、アクセル電圧 300 V、ディセル電圧 0 V、推進剤流量 0.1 sccm、マイクロ波出力 3.7 W で運転した。

4.3.2 実験条件

図 4.10 に本実験の実験体系外観を、図 4.11 に実験体系の回路図を示す。

上に設置した FEC は絶縁体の治具でアルミフレームに固定され、前面がイオンエンジンのシールドと揃っており、中心距離が 80 mm となっている。

横に設置された FEC は絶縁体の治具でステッピングモータに取り付けられており、その場で回転させることができる。また、ステッピングモータと一緒にトラバースに固定されているため、横方向（図中の X 方向）に摺動させることができる。なお、トラバースもステッピングモータによって動かすことができるため、実験中にチャンバー外から FEC を移動させることが可能となっている。なお、この FEC は 90° 回転させたときの側面がシールド前面と揃うように 25 mm イオンエンジンより前（ Z プラス方向）に出ている。

また、フィラメントカソードを横の FEC と反対側 80 mm の位置に設置した。これは実験前のイオンエンジン調整時に FEC の代わりに使用するためと、空間電位分布を FEC のものと比較するために設置した。

本実験では 2 台同時稼働時と単体稼働時の V_{cg} の違いを調査した。2 台稼働時には横に設

置した FEC のイオンエンジンに対する距離と角度を変化させた場合の各 FEC の挙動と V_{cg} の変化を調査した。また、エミッシブプローブを用いた空間電位マッピングを 3 次元で行い、中和部の電子とイオンの挙動を推測した。

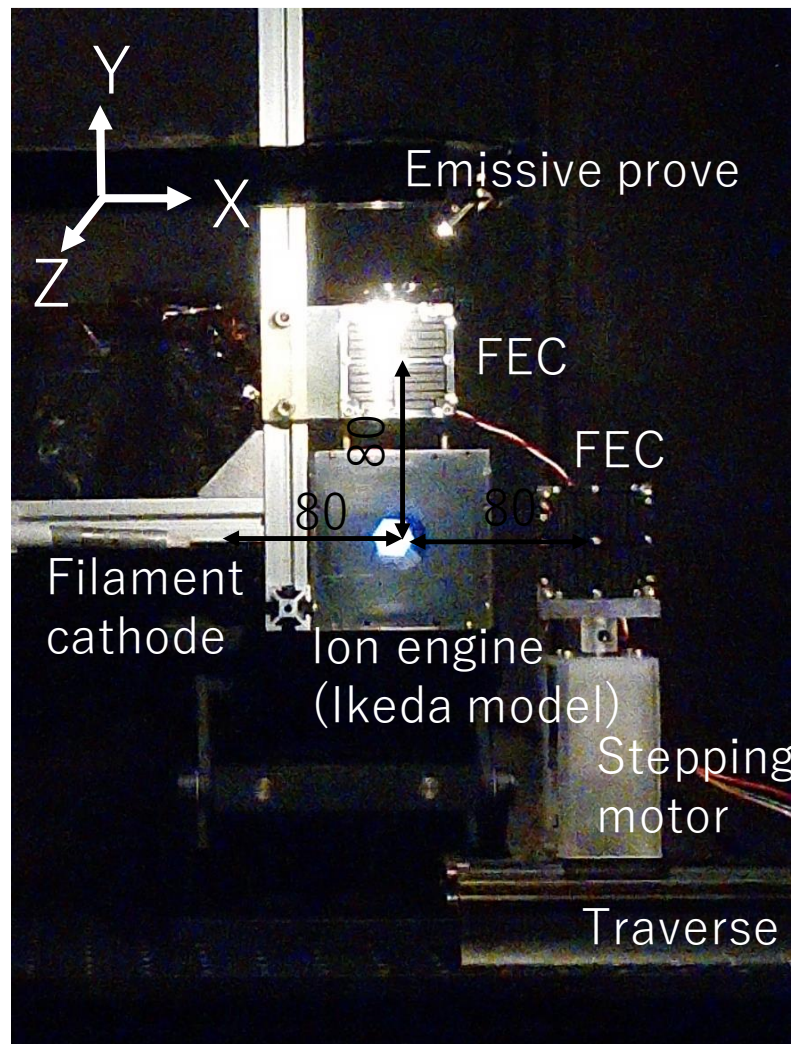


図 4.10 実験体系外観

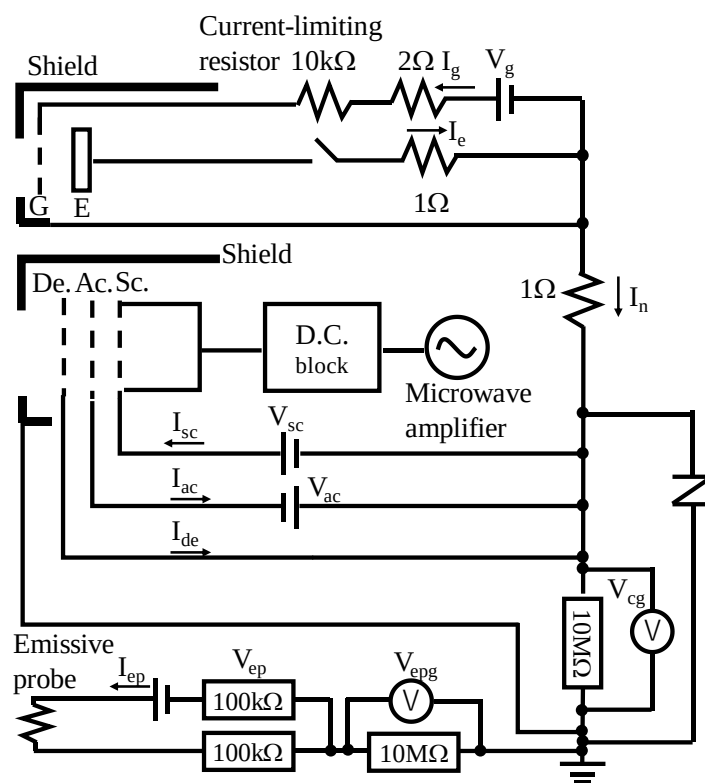


図 4.11 実験体系回路図

4.3.3 実験結果

(1) FEC 単体稼働と 2 台同時稼働

イオンビーム電流 $I_b = 3.3 \text{ mA}$ に対して、上に設置した FEC2 を単体で稼働した場合を図 4.12 (a), 横に設置した FEC1 を単体で稼働した場合を(b), FEC1 を中心距離 80 mm の位置に設置して 2 台同時稼働した場合を(c)に示す. なお, (c)の横軸のエミッタ電流は 2 台のエミッタ電流の合計値としており, 1 台のエミッタ電流はこの 1/2 となっている.

(a)(b)と(c)を比較すると, エミッタ電流を変化させた全域において 2 台同時稼働の場合の方が, V_{cg} が浅くなっていることが分かる. これは図 4.13 に示すイメージ図のように 2 台から電子を供給することで, 電子電流を供給する経路が 2 つでき, 1 つの経路で供給しなければならない電流が小さくなったために, 駆動力である V_{cg} が小さくて済んだと考えられる. また, V_{cg} はある値に到達すると上昇しづらくなる傾向にあるが, (c)の方がその到達電圧も浅くなっている. この V_{cg} 上昇の打ち止めは空間電荷制限電流によるものだと考えられ, 複数台同時稼働により 1 経路当たりの電流量を小さくすることで電位差 (式(4-1)中の V) にかかる制限が緩和されたことによって, 到達電圧が高くなったものだと考えられる. したがって, さらに大きなイオンビーム電流を中和する場合にも単体よりも浅い V_{cg} で

供給可能であることが予測され、複数台同時稼働は V_{cg} の上昇に有効であるといえる。

また(a)と(b)を比較すると、 I_e が大きい場合に(b)の方が V_{cg} は浅くなっている。これはFEC1が25 mm 前に出ていることが関係していると考えられる。4.2.3 項(4)の図 4.8 の空間電位分布図から分かるように、空間電位はイオンエンジン付近から山の裾野のように放射上に広がって低くなっていく。イオンビームの発散角は 10° 程度であることを考慮すると、この広がりには電荷交換イオンや、漏れ出した中性粒子を FEC から放出された電子が電離させたことで生まれるイオンなど、下流方向への速度が大きいイオンによる働きが大きいと考えられる。それらのイオンは下流に行くほど広がって分布しており、FEC1 は 25 mm 前に出ていることで、それらのイオンとの距離が FEC2 と比べて近くなる。すると、そもそもその領域まで押し出すための駆動力が必要なくなるのに加え、そのイオンによる電場で V_{cg} が沈み込まなくとも電子を供給できるようになったものと考えられる。よって、25 mm 前に出ている FEC1 は、イオンエンジンのシールドと前面が一致している FEC2 よりも式(4-1)の x が小さくなり、 V も V_{cg} の沈み込みで確保する必要が無くなったため、 V_{cg} がより浅くなれたのだと考えられる。

また、(b)は(a)(c)と比較して標準誤差が大きくなっている。このとき V_{cg} および I_e に過渡応答が観測されていた。その原因としては、FEC1 をモータに取り付ける構造上、FEC 前面よりも前に治具の一部が出てしまっており、その部分が電荷の溜まる寄生容量となってしまう可能性が挙げられる。

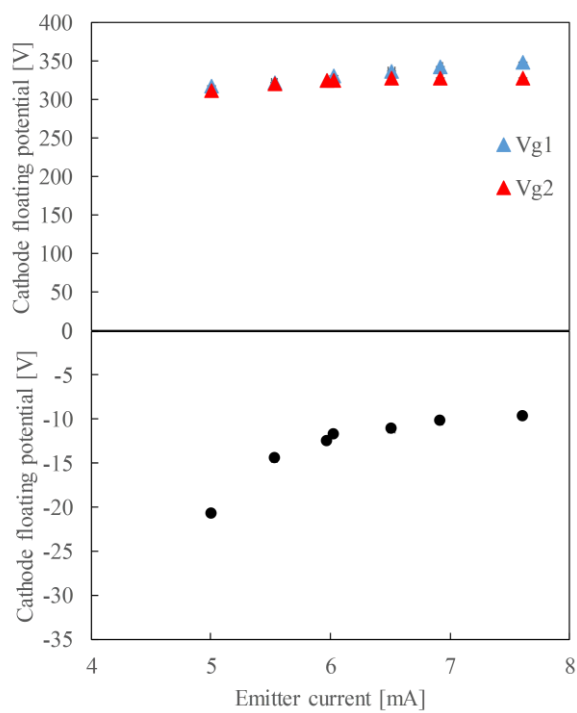
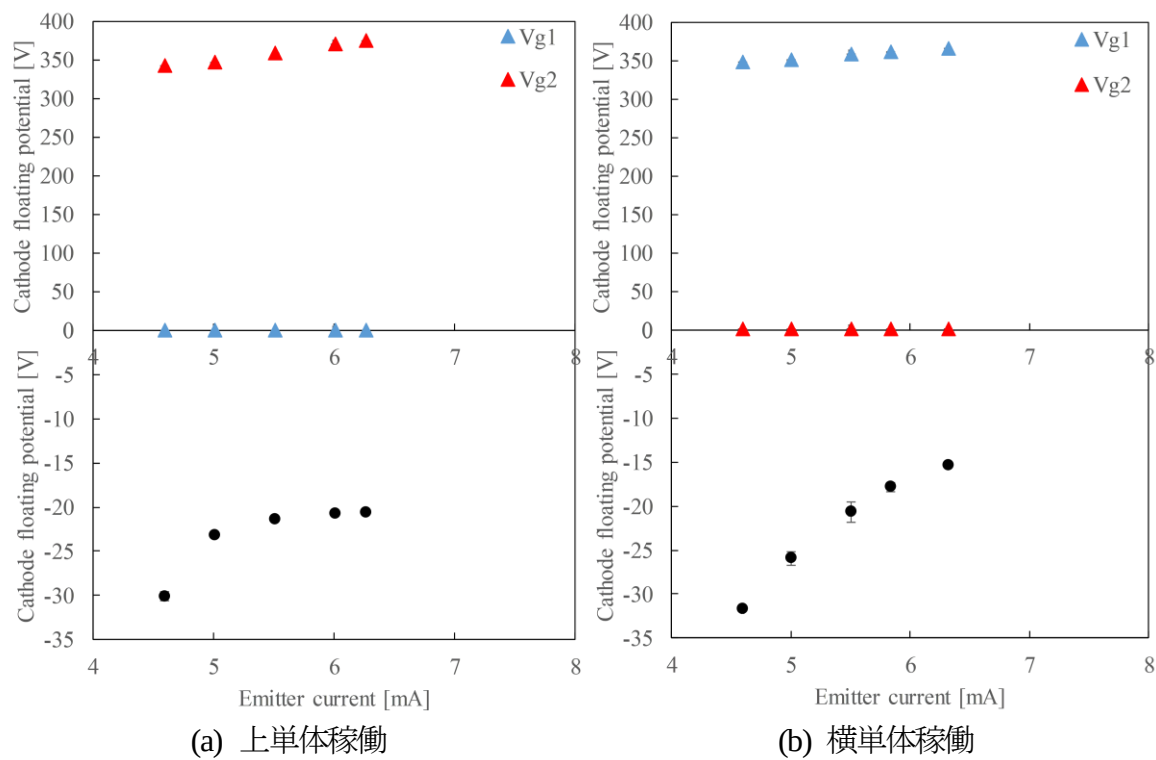
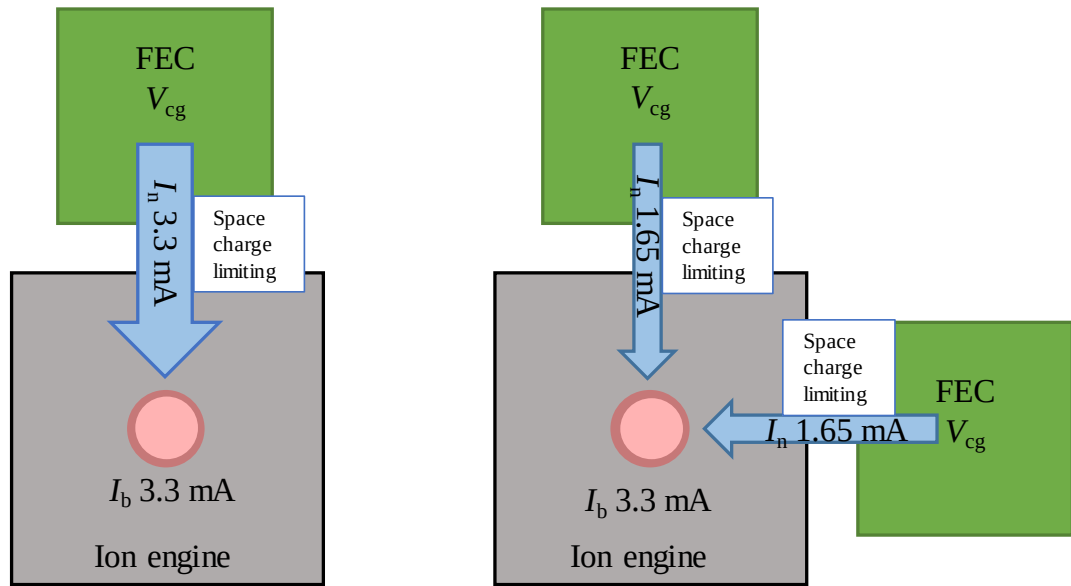


図 4.12 FEC の単体および 2 台同時稼働



It needs high power to provide I_n
 = deep V_{cg}

I_n can be provided by low power
 = shallow V_{cg}

図 4.13 単体および2 台による中和イメージ

(2) FEC の位置による V_{cg} の変化 (2 台同時稼働)

図 4.14 に FEC をイオンエンジンからの距離 80~200 mm で摺動させたときのカソード浮遊電位 V_{cg} および各 FEC の挙動を示す. (a)は2 つの FEC のエミッタ電流の合計値 I_e を 9.5mA に設定して FEC を 200mm→80mm→200mm と1 往復させた場合, (b)は I_e を 11 mA に設定して FEC を 200mm→80mm と近づけた場合, (c)は I_e を 6mA に設定して FEC を 80 mm→200 mm と遠ざけた場合である.

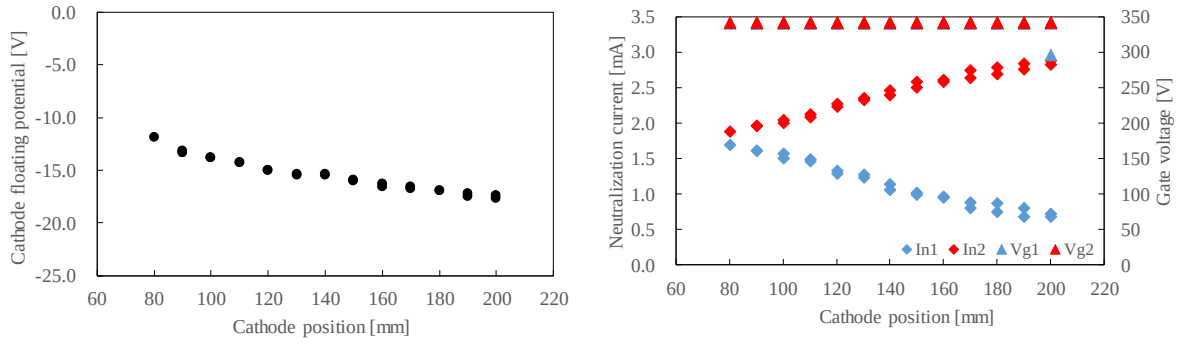
どの条件においても FEC がイオンエンジンから離れるにつれて V_{cg} が深くなっている. これは FEC の挙動を見ると原因が分かる. 2 つの FEC それぞれの中和電流 I_{n1} と I_{n2} に着目すると, 動かした FEC の中和電流である I_{n1} は 80 mm の地点では I_{n2} と同程度の値を示しているが, 離れるにつれて I_{n1} は小さくなっていき, それに伴い I_{n2} が大きくなっていく. つまり片側への負担が大きくなっており, 200mm まで離すとほとんど FEC2 単体での中和になってしまっており, これによって2 台で中和することによる V_{cg} 上昇の効果が無くなり, V_{cg} が深くなったのである. また, この時 FEC1 側のエミッタ電流はほとんど中和に関与しないため損失となってしまう, 逆に効率を下げてしまうことになる. したがって, 2 台同時に稼働する場合はイオンエンジンに対する距離が同程度でなければ V_{cg} 上昇に

よる消費電力低減の十分な効果が得られないといえる。

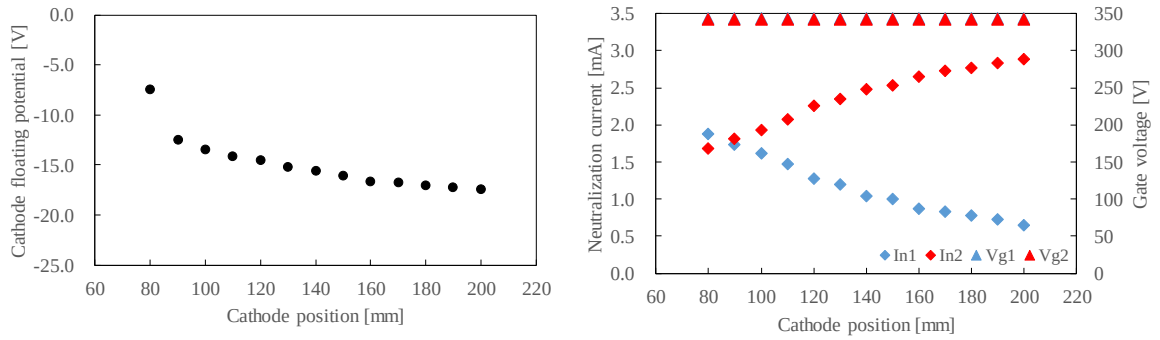
(a)に着目してみると、 I_n (菱形) に若干のヒステリシスが確認される。これは実験中に I_e が上昇してしまったためである。この実験は実験日の一番初めに行った実験であったため、暖機が不十分だった。そのため、 V_g を変化させていないにもかかわらず I_e が実験終了時点で合計 10.5 mA まで上昇してしまった。これにより FEC2 単体で賄える I_n が大きくなり、FEC1 を再度離れたときに I_{n1} は始動時より小さく、 I_{n2} は大きくなったものだと考えられる。なお、200 mm の V_{gl} が小さくなっているのは、200 mm 地点では FEC1 の I_e はほとんどが損失であり、FEC への負担が大きかったため、負担軽減のために動かす直前まで V_{gl} を若干落としていた。それを復帰させるタイミングが遅れたため、始動時の 200 mm 地点で V_{gl} が若干小さくなってしまっている。しかし、 V_{gl} を上げても I_n にも V_{cg} にもほとんど影響が無かったため、実験への影響は十分無視できるものであった。

(b)に着目すると、80 mm 地点で I_{n1} と I_{n2} の大きさが逆転しているのが分かる。これは(1)でも説明したように、FEC1 が若干前に出ていることによる中和性能の差が出たものだと考えられる。FEC1 が離れている時に FEC2 が I_n を負担していたように、80 mm 地点では 25 mm 前に出ている FEC1 の方が効率よく中和できるため、 I_{n1} が I_{n2} より大きくなったものだと考えられる。他の条件でそれが確認されなかった原因は I_e の内訳が 1:1 ではなかったためである。FEC1 が離れる時の負担を考慮して、 I_{e1} は I_{e2} よりも小さく設定していた。具体的には、(a)においては $I_{e1}=4\text{ mA} : I_{e2}=5.5\text{ mA}$ 、(b)においては $I_{e1}=5\text{ mA} : I_{e2}=6\text{ mA}$ であった。既述の通り、 I_e は FEC の電子供給能力ともとれるため、 I_{e2} の比率が大きい(a)では 25 mm という前方向の距離による I_n の逆転現象が起きなかったものと考えられる。なお、(c)は 1 : 1 になっていたがそもそもの I_e が小さく、前に 25 mm 出ているという利点だけでは FEC1 が大きく負担することが無かったのだと考えられる。

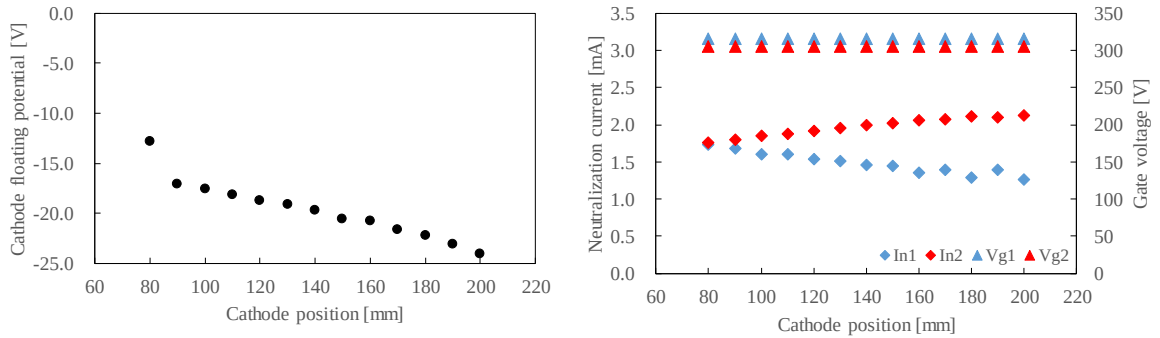
(c)に注目すると、他の 2 条件と比べて 200 mm 地点で FEC1 がよく働いており、 V_{cg} が深くなっている。これは FEC2 の 1 台当たりのエミッタ電流が 3 mA ではイオンビーム電流 $I_b=3.3\text{ mA}$ の中和を単体で担うことができず、離れた FEC1 から I_n を供給する必要がある、それには深い V_{cg} が必要であったためだと考えられる。



(a) 往復, $I_b = 3.3 \text{ mA}$, $I_e = 9.5 \text{ mA}$



(b) 近づけ, $I_b = 3.3 \text{ mA}$, $I_e = 11 \text{ mA}$



(c) 遠ざけ, $I_b = 3.3 \text{ mA}$, $I_e = 11 \text{ mA}$

図 4.14 FEC の位置による V_{cg} および挙動の変化

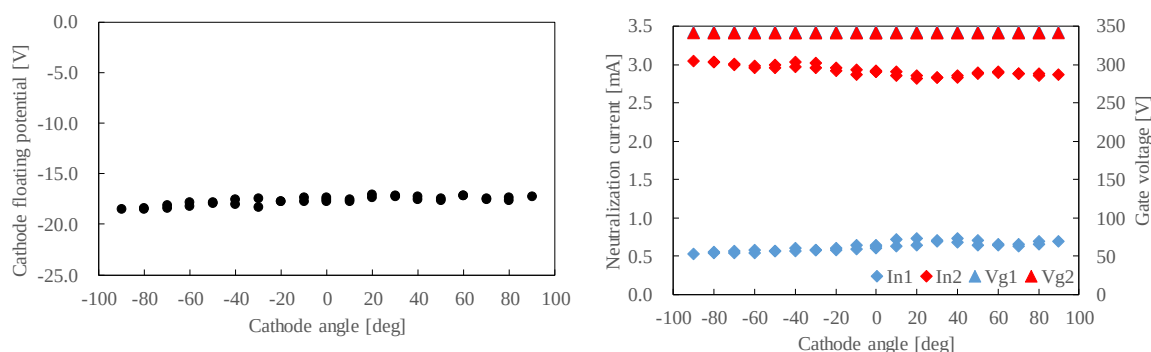
(3) FEC の角度による V_{cg} の変化

次に FEC1 を 200 mm および 80 mm の地点で回転させた場合の V_{cg} の変化を調査した。回転は FEC がイオンエンジン側を向く方向を+とし, $0^\circ \rightarrow +90^\circ \rightarrow -90^\circ \rightarrow 0^\circ$ と回転させた。この実験結果を図 4.15 に示す。(a)は $I_e = 11 \text{ mA}$ で FEC1 が 200 mm の位置, (b)は $I_e = 6 \text{ mA}$ で FEC1 が 80 mm の位置で回転した場合である。

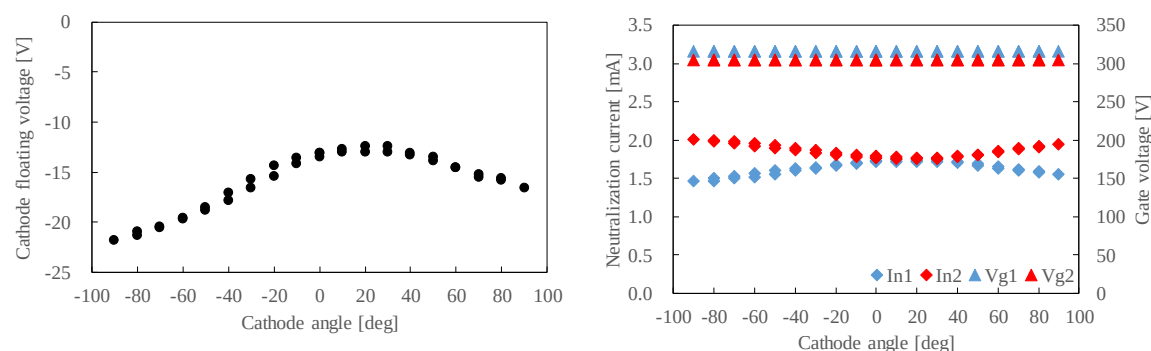
(a)では V_{cg} がほとんど変化していないが, 全体的に若干右上がりになっており, FEC1 がイオンエンジン方向を向くほど V_{cg} が上昇している。 I_n に着目すると, こちらも同じく FEC1

がイオンエンジン方向を向くほど I_{n1} が大きくなっている。 V_{cg} および I_n の変化が小さかった理由は、回転している FEC1 が中和にあまり寄与していないため、その角度による影響が小さかったのだと考えられる。ただし、FEC を複数台設置するが等距離には置けない場合に遠い FEC をイオンエンジンの方向に傾けることで、近い FEC にかかる負担を軽減できることを示唆している。

(b)では(a)と比較して大きな変化が確認された。しかしそれは特にパフォーマンスが悪化する方向に表れている。(a)と同様に FEC1 がイオンエンジンと反対方向を向くと V_{cg} が深くなっている。この時 I_{n1} が小さくなっており、FEC2 にかかる負担が大きくなっている。これはイオンエンジンの方向に 40° 以上向けた場合も同様である。したがって、複数台同時稼働する場合で FEC がイオンエンジンに対して同距離にある場合は、1 台がイオンエンジンと逆方向や、正方向でも極端に角度がついていると、他の FEC の負担が大きくなってしまうことを表している。一方、 V_{cg} が最も浅くなっているのは $+20^\circ$ 付近となっている。これは、FEC がイオンビームの下流方向を向いた時であり、図 4.9 で示した回り込むような動きが、FEC が下流方向を向くことによって直線的な動きとなり、曲がる必要がなくなった分だけ駆動力が小さくて済んだものと推測される。したがって、FEC をイオンエンジン方向に少し角度をつけることは V_{cg} の上昇に効果的である。



(a) 200 mm, $I_b = 3.4$ mA, $I_e = 11$ mA



(b) 80 mm, $I_b = 3.4$ mA, $I_e = 6$ mA

図 4.15 FEC の角度による V_{cg} および挙動の変化

(4) イオンビーム電流による V_{cg} の変化

図 4.16 にイオンビーム電流 I_b によるカソード浮遊電位 V_{cg} (左図) および 2 台のエミッタ電流の合計値 I_e の変化 (右図) を示す. 左図では, I_b を大きくするほど V_{cg} が深くなっていることが分かる. これは, I_b が大きくなればそれだけ大きな中和電流 I_n を送り出す必要があるため, 大きな I_n を送り出すためにはその駆動力である V_{cg} も深くなる必要があったためである. また, I_b を 3.8~6.5 mA で変化させる間に, I_e が 9.8~10.8 mA で変化した. これは V_{cg} が沈んだことによって FEC 正面の電位勾配が急になり, 電子が移動しやすくなったことで, 同じ V_g でも多くのエミッタ電流を出せるようになったためだと考えられる.

なお, 50mm 角の FEC 単体での性能試験である図 4.7 の(a)および(b)と V_{cg} を比較すると, 2 台同時稼働した場合の今回の方が深くなっていることが分かる. これはイオンエンジンの違いによるものだと考えられる. どちらの実験でも同一のシールドを使用しているのだが, イオンエンジンの構造上今回使用したものの方が出口から遠くなっている. それによりイオンビームの一部がシールドにあたってしまう, その分を中和するために前回以上の負担が FEC にかかったものだと考えられる.

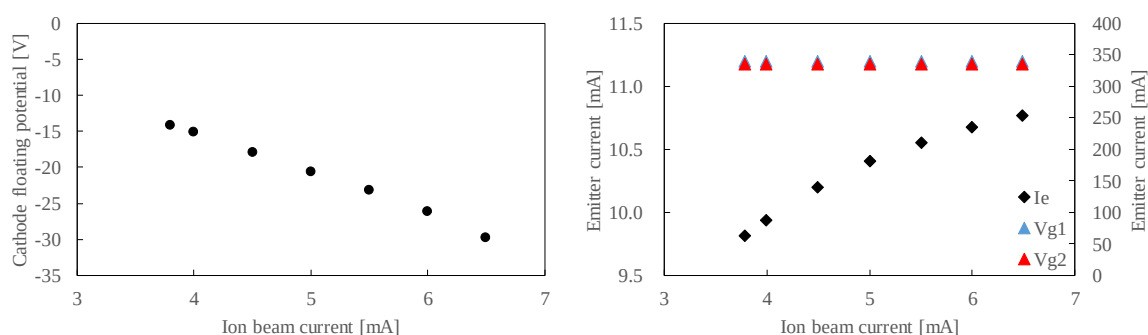


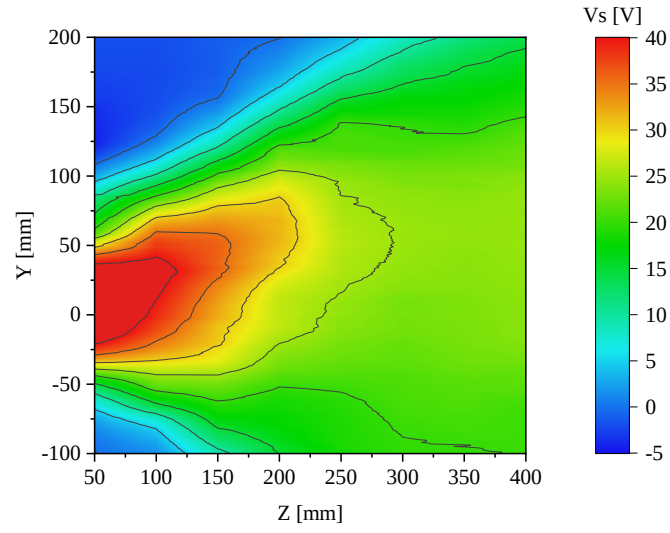
図 4.16 イオンビーム電流による V_{cg} の変化

(5) 空間電位の 2D マッピング

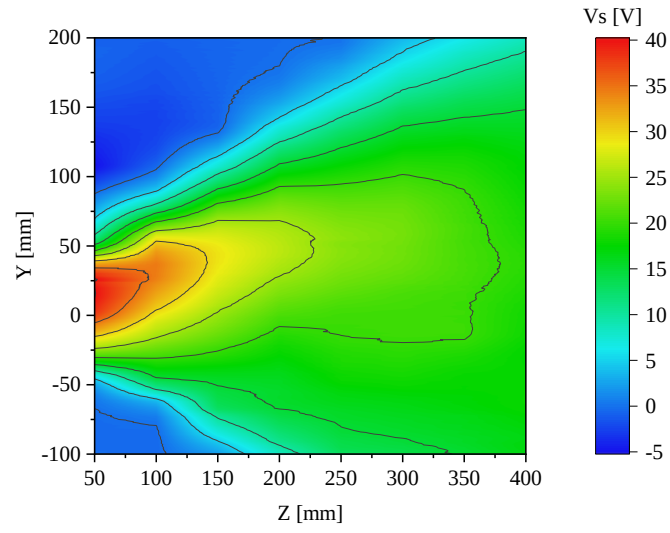
本実験でも中和部の電子およびイオンの挙動を推測し, FEC による中和現象の理解を深めるために 2D での空間電位マッピングを行った. 測定は $Z=50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400$ mm の位置で, エミッシブプローブを $Y=-100 \sim 200$ で動かして行った. 今回は測定時間短縮のために各 Z 位置で往復はさせずに片道で測定したため, プローブは $(0, -100, 400)$ から $(0, -100, 50)$ まで $X=0$ の YZ 平面上でジグザグに動かしたことになる. なお, 既述の通り使用しているイオンエンジンが異なるため, 図 4.8 との比較は行わない.

図 4.17 に FEC2 単体稼働時でイオンビーム電流 $I_b=3.5\text{ mA}$ に対して、 I_e を 5 mA , 6 mA , 7 mA とした場合の空間電位分布図を示す. まず, どのグラフにおいてもイオンエンジンの設置してある $Z=0\text{ mm}$ 付近の電位が高く, FEC の設置してある $Z=80\text{ mm}$ 付近の電位が低くなっている. しかし, どちらも Z プラス方向にずれていることが分かる. これは最も近い点でもイオンエンジンから 50 mm 離れていることが原因である. イオンエンジンから放出されたイオンビームだと考えられるイオン優勢の空間電位が高い領域が, 全体的に FEC のある方向に傾いているため, $Z=50\text{ mm}$ でのその中心もそちらに偏ってしまっている. また, 放出されたイオンは FEC の正面まで広がっているため, $Z=50\text{ mm}$ の地点ではそれに押し上げられる形となり, 最も空間電位が低い位置がプラス方向にシフトしているのだと考えられる. イオンビームが傾いている理由としては, FEC のある方が電位が低いため, そちらにイオンが引っ張られたものだと考えている. もしその影響が大きいとすれば, イオンエンジンは斜め方向の推力を生んでしまうため, 反対側にも FEC を置くなどの対策が必要だと考えられる. また, イオンエンジン自体に傾きおよび偏りがある可能性がある. そう考えられる原因は(6)で述べる.

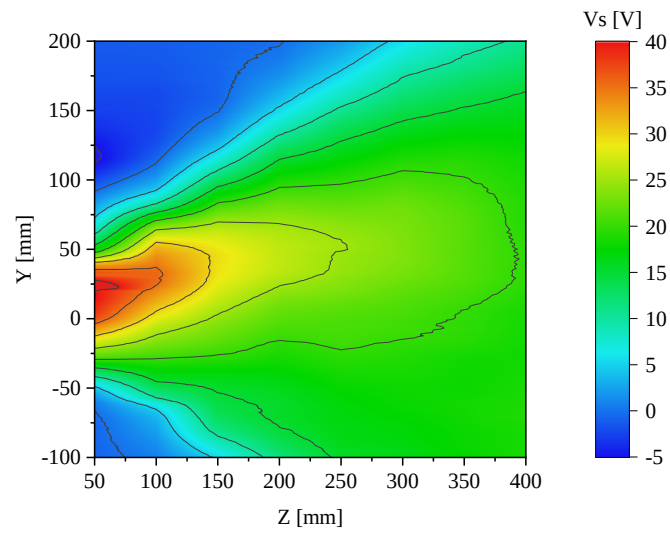
(a), (b), (c)を比較すると, I_e が大きいほど図中の赤の範囲 (高電位領域) が狭くなっていることが分かる. これは I_e を上げることで, イオンエンジンの近くの準中性を満たすことを容易にしていることを示している. I_e を上げると放出される電子が増えて供給能力が上がり, その電子をイオン高密度領域まで大量に引張り込むための電位が低くて済むようになったのだと考えられる. また, (a)と(b)ではその変化が大きい, (b)と(c)ではそこまで変化は大きくない. これは図 4.12(a)の V_{cg} の変化も同じである. 5 mA と 6 mA では V_{cg} に変化があるが, その変化は 6 mA 付近で急激になだらかになっており, 測定点にはないが 6 mA と 7 mA ではほとんど変化が無いことが推測される. したがって, 電子供給の駆動力はカソード浮遊電位のみではなく空間電位も担っており, V_{cg} が深いときは空間電位も高くなり, V_{cg} が浅いときは空間電位も低くなる. ただし, V_{cg} は主に下流方向に押し出す Z 方向の駆動力, 空間電位は主にビーム中心付近の電子が多く必要な領域に引きこむ Y 方向の駆動力となっているものだと考えられる. また, 空間電位が高くなるとアクセルグリッドとその電位との間でイオンがトラップされてしまい, FEC および同じく V_{cg} 電位のディセルグリッドに衝突して寿命低減および不能につながってしまうため, 空間電位はそういった観点からも低い方が好ましい. なお, V_{cg} と空間電位のバランスがどのようにして決定するかを理解するには, 電子密度分布の測定など更なる調査が必要である.



(a) $I_e = 5 \text{ mA}$



(b) $I_e = 6 \text{ mA}$



(b) $I_e = 7 \text{ mA}$

図 4.17 I_e による空間電子分布の変化 ($I_b = 3.5 \text{ mA}$)

(6) 空間電位の3D マッピング

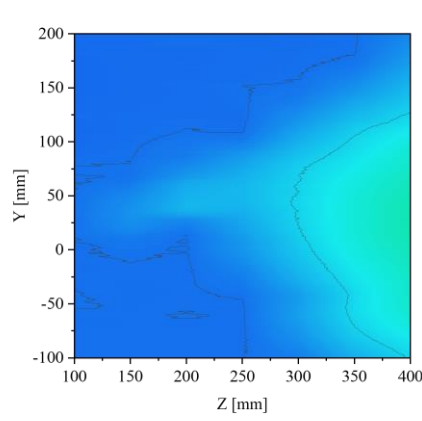
本実験では3次元での空間電位分布の調査も行った。本来は、2台同時稼働時と単体稼働時の差を観測したかったのだが、横に設置したFEC1が熱的不良により不能となったため、上に設置したFEC2単体での計測となってしまった。 $I_b = 3.5 \text{ mA}$, $I_e = 6 \text{ mA}$ としたときの計測結果を切り取る平面によって分類して図4.18, 図4.19, 図4.20に示す。この時の V_{cg} は-19 V程度であった。測定は(5)の2次元測定を $X = -100, -50, 0, 50, 100, 150, 200 \text{ mm}$ の位置で行うことで3次元展開した。なお、プローブが台にあたる危険性があったため $Z = 50 \text{ mm}$ は $X = 0 \text{ mm}$ でしか測定していない。

まず、イオンビームが円錐形状になっており、下流に行くほど広がっていることが分かる。既述の通り、図4.18のYZ平面ではFECのあるYプラス方向に高電位領域の広がりが見えている。しかし、図4.19のXZ平面でもXプラス方向への傾きが観測された。 $X = 80 \text{ mm}$ の位置にFEC1が設置したままであり、FEC1はカソード電位だったため、イオンがそちらに引き付けられたという可能性もあるが、それほどの影響があったとは考えにくい。したがって、これはイオンエンジンが傾いていたと考えられる。本実験では、イオンエンジンを支持しているマイクロ波供給用の管に十分な剛性があることから、シールド内のイオンエンジンを固定する機構を導入していなかった。しかし、自作のシールドおよびDCブロックの形状精度が十分でなかったために傾きおよび偏りがあったものと考えられる。なお、Y方向の傾きに関しても同様のことがいえるため、Y方向にも傾きおよび偏りがあったとも考えられる。ただし、FEC方向への傾きに関しては4.2.3項(4)でも観測されている。よって今後は正確な計測のために池田氏によって作られたイオンエンジンの固定機構も製作する必要があるだろう。

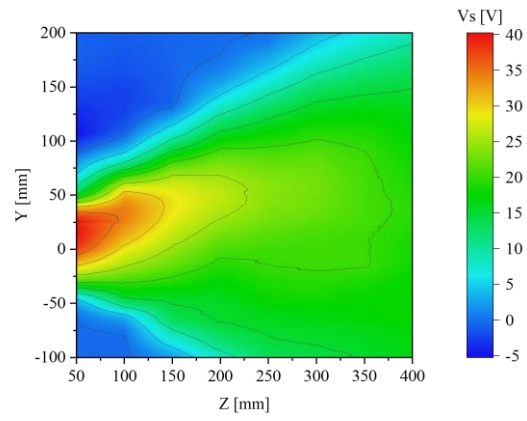
図4.20では高電位領域を輪切りにしたような断面図が観測できている。その円はYプラス方向が潰れた形状になっていることが分かる。 $Y = 80 \text{ mm}$ 付近のFECに近い領域は電子供給に必要な駆動力が小さくて済む、または高電位領域に向かう途中の電子の一部で供給可能なため空間電位 V_s は小さくなっている。 $Y = 0 \sim 50 \text{ mm}$ のイオンビーム中心部のイオン密度が高く、多くの電子を必要とする領域は電子を引き込むために V_s が高くなっている。その領域は $X = 0 \sim 50 \text{ mm}$ であり、電子はその領域に引かれるため、 $X < 0 \text{ mm}$ および $X > 50 \text{ mm}$ では電子を多少引張る必要があり、図中緑色の中電位領域はX方向に広がっている。また、 $Y < 0 \text{ mm}$ ではFECとの間に高電位領域があるため、 $Y < 0 \text{ mm}$ の領域が引き込まなくとも、高電位領域に引かれて慣性力で通り過ぎる電子がいると考えられる。これ

により、イオン密度が同程度の分布だと予測される $X < 0 \text{ mm}$ および $X > 50 \text{ mm}$ ほど V_a を高くななくても電子供給が間に合うため、そちらの方向には中電位領域が広がっていない。このことから、実質的に高電位領域が FEC と反対側 ($Y < 0 \text{ mm}$) の領域の中和に必要な駆動力の役割を果たしていると推測できる。ただし、イオンエンジンから離れる (Z 座標が大きくなる) ほど高電位領域は小さくなり無くなっていくため、電子の Y 方向の速度が小さくなりその役割は失われていくと考えられる。実際に、 Z 方向に離れるほど中電位領域が Y マイナス方向にも広がっている。したがって、FEC から放出された電子は FEC から放射状に広がり、FEC のある側からイオンビームを潰していくように中和しているものだと考えられる。なお、イオンビームが潰れているようにみえても、完全な準中性のプラズマとなったイオンと電子がそこには存在すると考えられるため、推力方向に影響はないだろう。

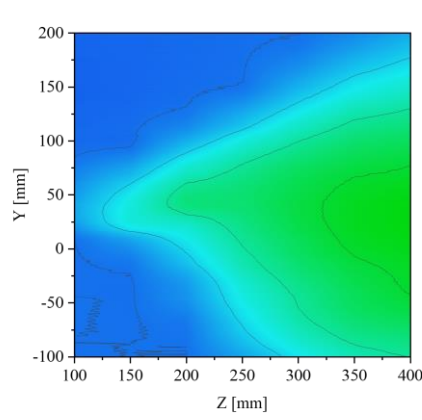
図 4.21, 図 4.22, 図 4.23 に $X = -80 \text{ mm}$ に設置したフィラメントカソードを使用した際の空間電位分布図を示す。本実験の際も $I_b = 3.5 \text{ mA}$ とした。しかし、 V_{cg} は -35 V までしか上昇させることが出来なかった。図 4.23 で $X = 80 \text{ mm}$ 付近に四角の凹みがあるが、これは設置してあった FEC の影響だと考えられる。それぞれのグラフを比較すると、フィラメントカソードを使用した場合の方が、空間電位が歪な形になっていることが分かる。図 4.20 と図 4.23 の XY 平面が最も分かりやすいだろう。FEC で中和した図 4.20 では、若干変形してはいるものの、赤から緑の電位領域の等電位線が閉曲線を描き、 Z 方向に進むにつれて段々とそれらの領域が $(50, 50)$ 付近を中心に広がり、高電位な領域から順番に消えていつている。一方、フィラメントカソードで中和した図 5.23 では、(d) で最も内側の電位領域が 2 つに分裂し、(f) と (g) では下側の領域のみが残っている。つまり、その領域に電子がスムーズに送れていないために電位が高くなってしまっていることを表している。これは、フィラメントカソードはほとんど $X = -80 \text{ mm}$ の“点”から電子を放出しており、円錐状に広がるイオンビームを均等に中和できていないためだと考えられる。一方 FEC は、“面”から電子を放出しているため、FEC 側が若干潰れているもののそれ以外は空間電位の等高線が整っており、イオンビームの広がりに合わせてまんべんなく中和できている様子がうかがえる。空間電位が歪になっているということは、電子供給経路に無駄があるともとれるため、FEC の方が無駄な駆動力を必要とせずに電子を供給できていることが示唆される。



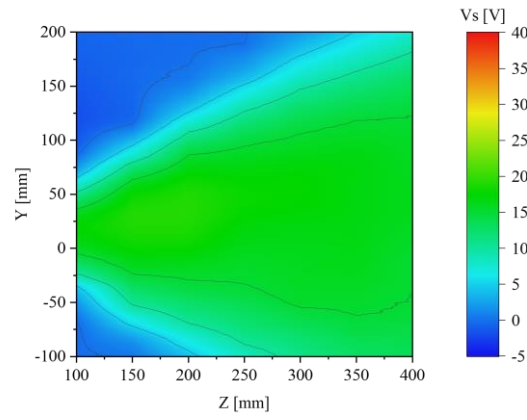
(a) $X = 200$ mm



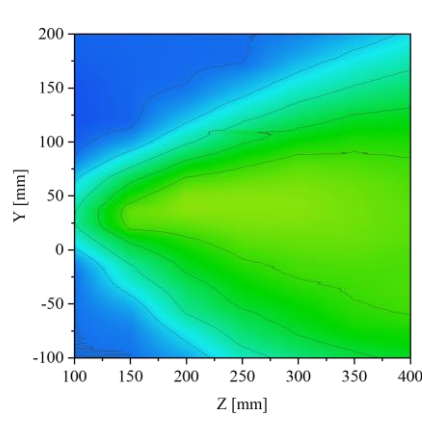
(e) $X = 0$ mm



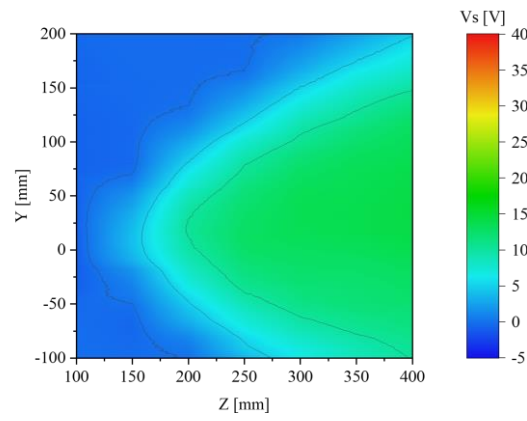
(b) $X = 150$ mm



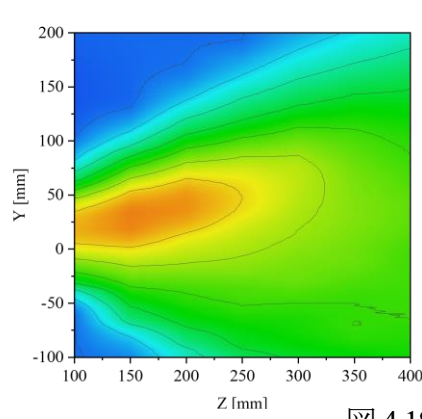
(f) $X = -50$ mm



(c) $X = 100$ mm

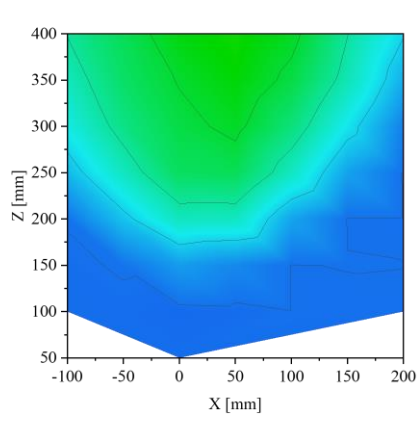


(g) $X = -100$ mm

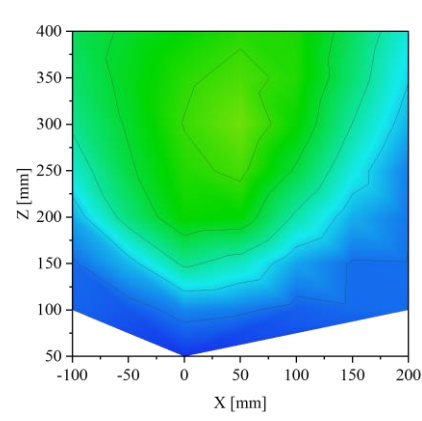


(d) $X = 50$ mm

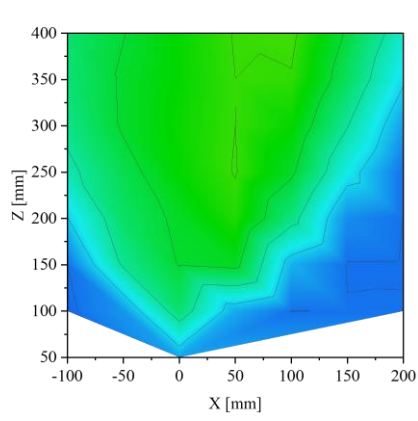
図 4.18 空間電位分布図 (YZ 平面)



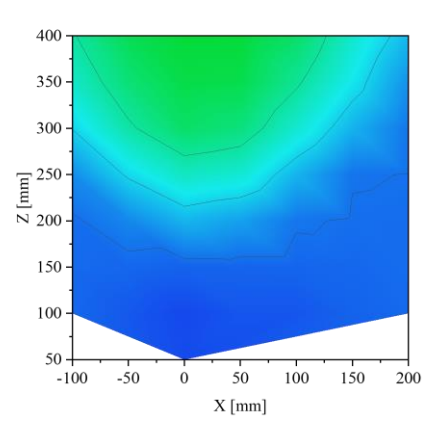
(a) $Y = -100$ mm



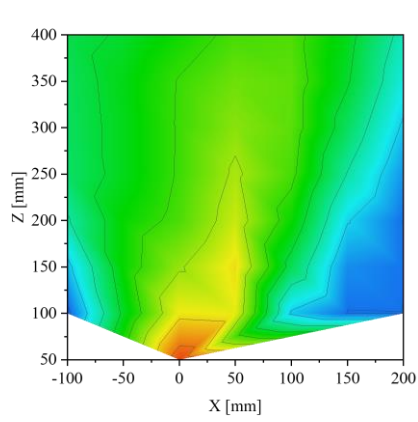
(e) $Y = 100$ mm



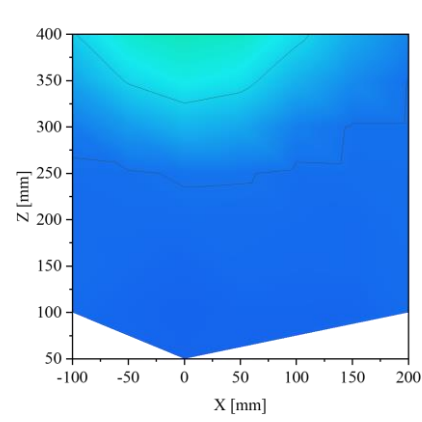
(b) $Y = -50$ mm



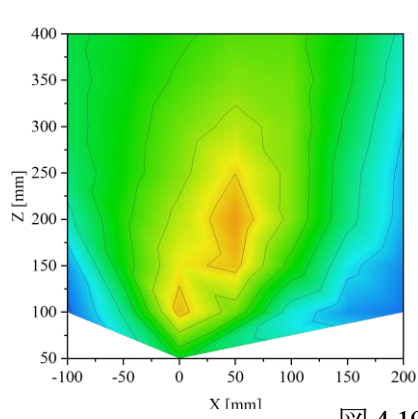
(f) $Y = 150$ mm



(c) $Y = 0$ mm

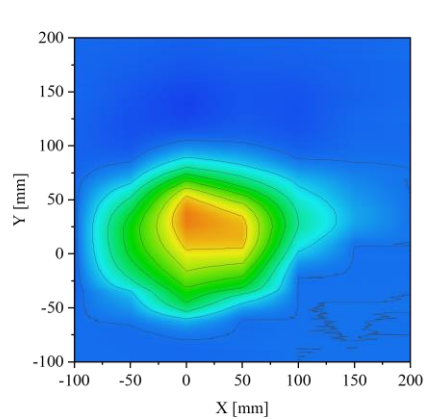


(g) $Y = 200$ mm

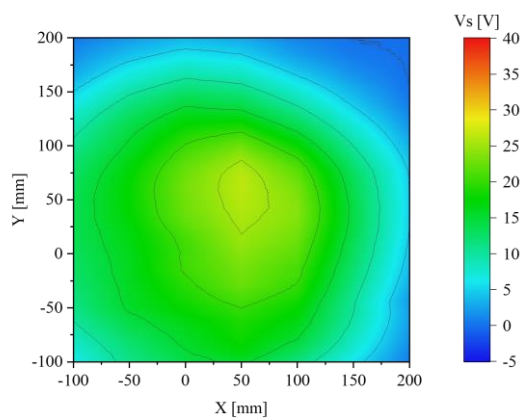


(d) $Y = 50$ mm

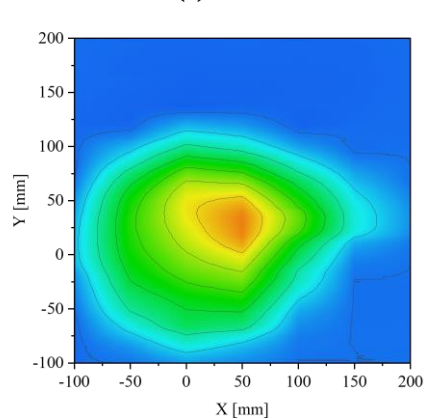
図 4.19 空間電位分布図 (XZ 平面)



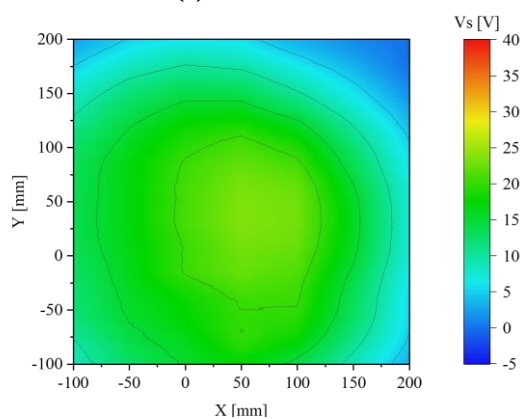
(a) $Z = 100$ mm



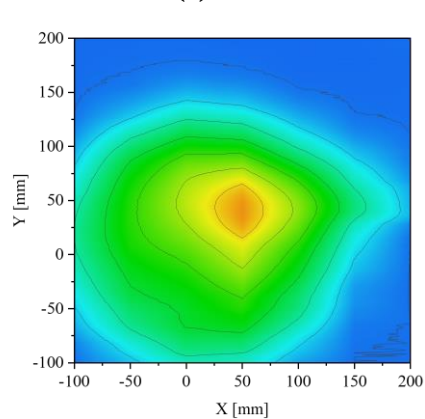
(e) $Z = 300$ mm



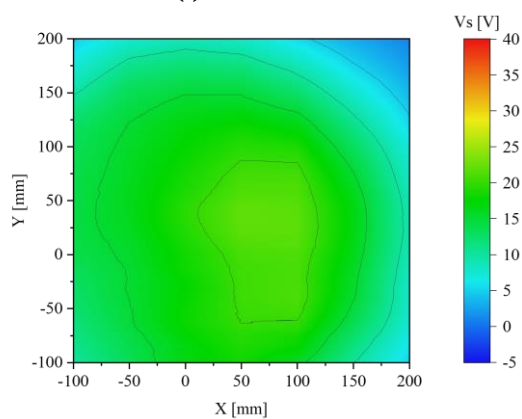
(b) $Z = 150$ mm



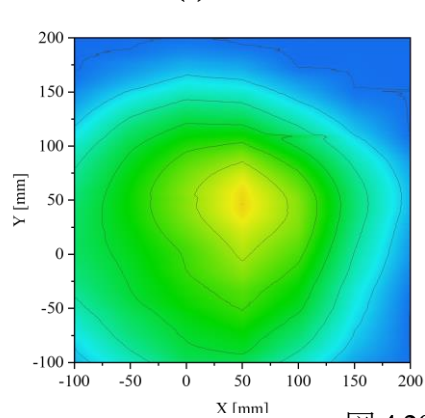
(f) $Z = 350$ mm



(c) $Z = 200$ mm



(g) $Z = 400$ mm



(d) $Z = 250$ mm

図 4.20 空間電位分布図 (XY 平面)

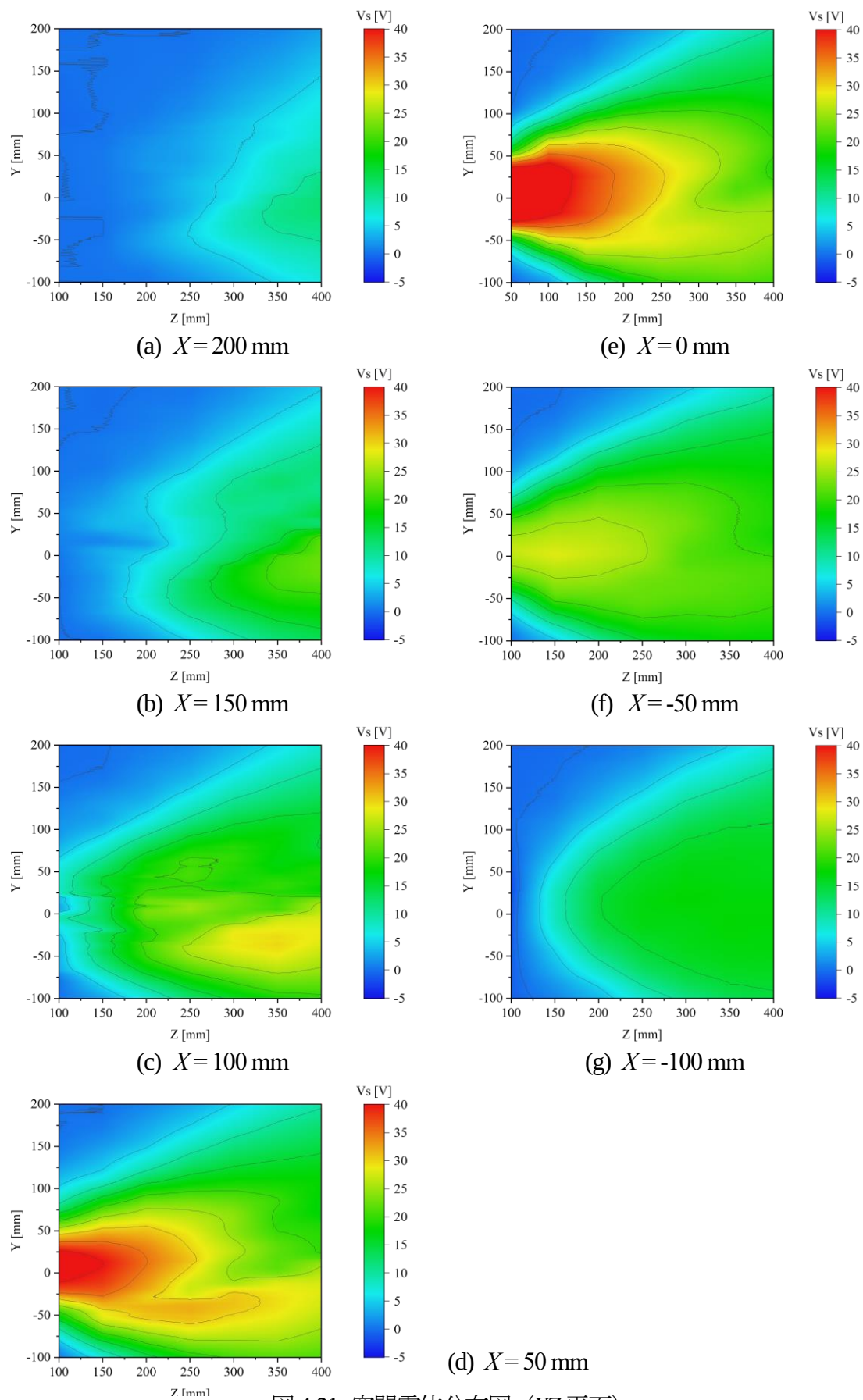
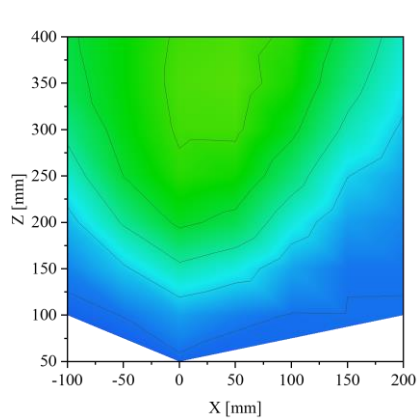
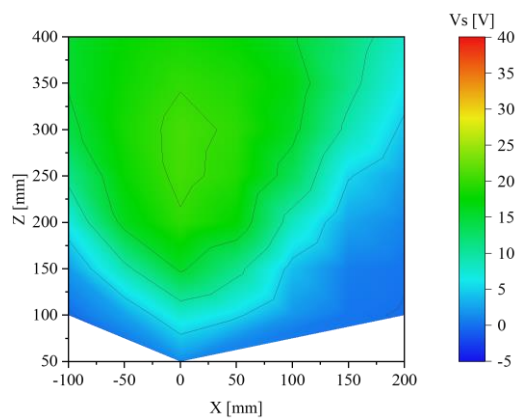


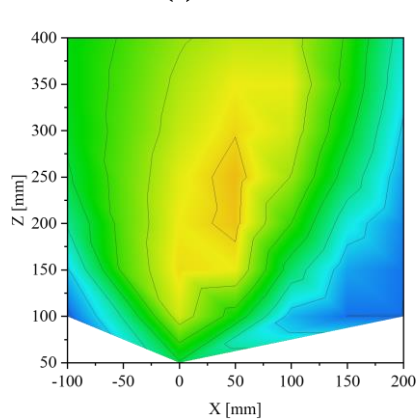
図 4.21 空間電位分布図 (YZ 平面)



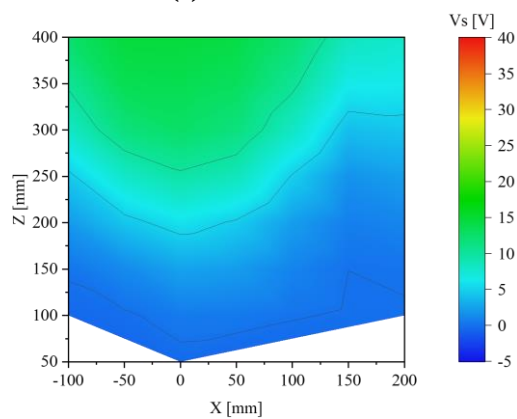
(a) $Y = -100$ mm



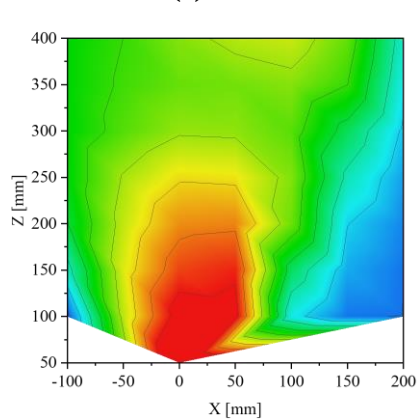
(e) $Y = 100$ mm



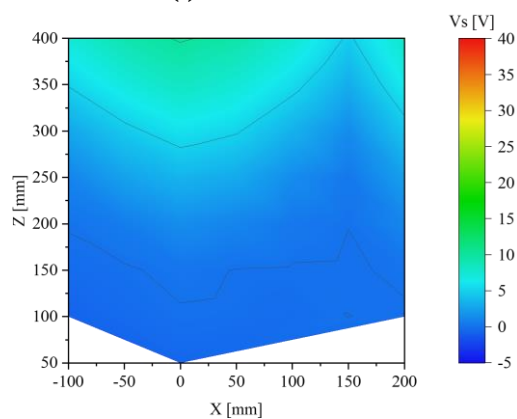
(b) $Y = -50$ mm



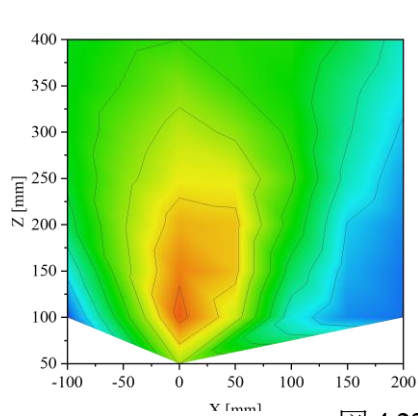
(f) $Y = 150$ mm



(c) $Y = 0$ mm

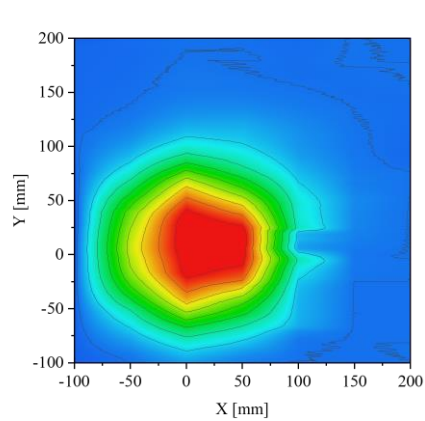


(g) $Y = 200$ mm

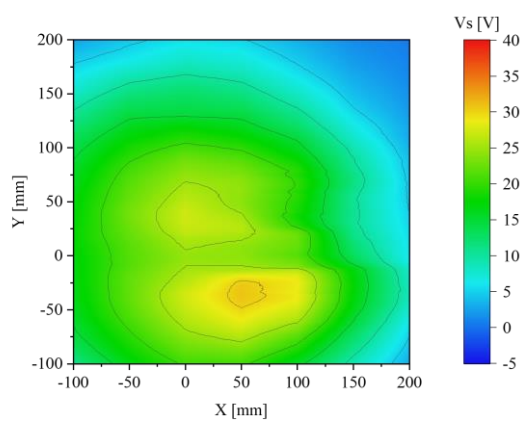


(d) $Y = 50$ mm

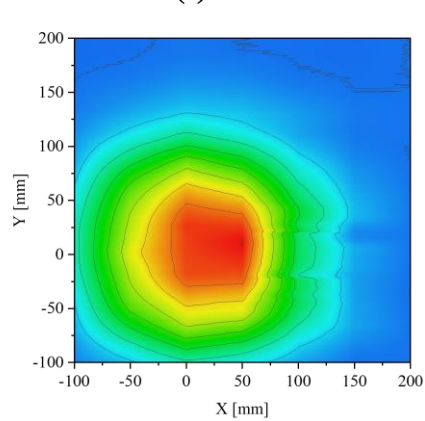
図 4.22 空間電位分布図 (XZ 平面)



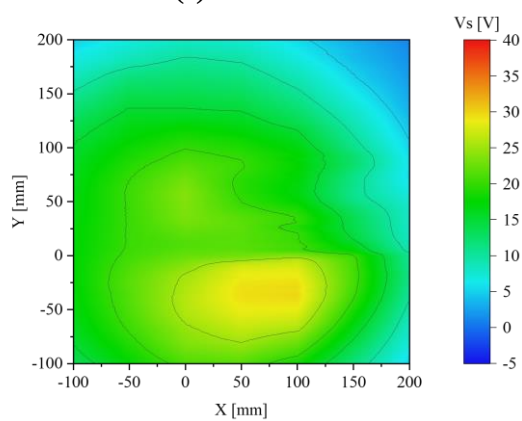
(a) $Z = 100 \text{ mm}$



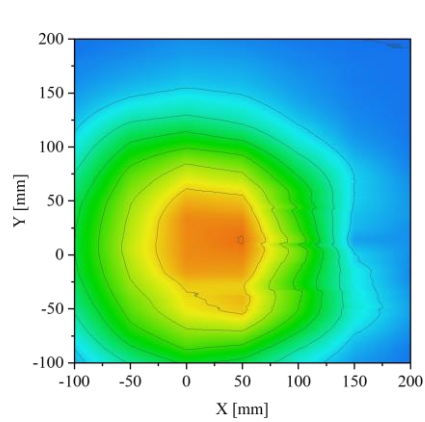
(e) $Z = 300 \text{ mm}$



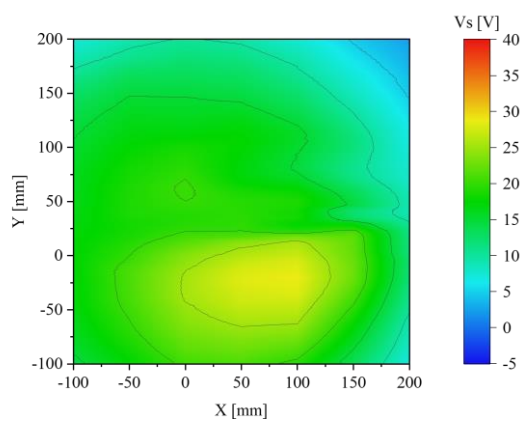
(b) $Z = 150 \text{ mm}$



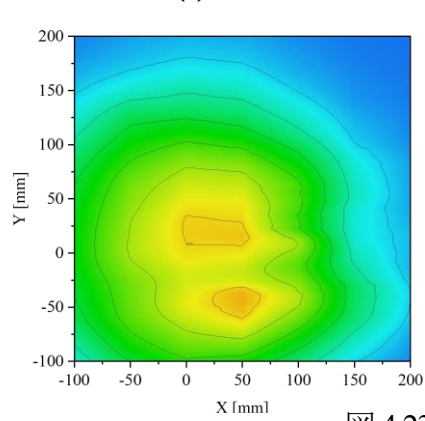
(f) $Z = 350 \text{ mm}$



(c) $Z = 200 \text{ mm}$



(g) $Z = 400 \text{ mm}$



(d) $Z = 250 \text{ mm}$

図 4.23 空間電位分布図 (XY 平面)

第5章 結論

本研究で行った一連の実験の結果、以下の結論が得られた。

PWM 制御実験

- (1) ゲートシリーズ抵抗を $10\ \Omega$ から $50\ \Omega$ に変更することで、回路由来の出力電流のノイズを 36.5% 低減することに成功した。
- (2) 信号を遅延させ、2 つの MOSFET がスイッチング時に弱くつながることを防ぐことで、出力電流のノイズを更に 70% 低減することに成功した。
- (3) On/Off グリッドを厚くすることで漏れるイオンビームをグリッド孔壁面に引き寄せることで閉じ込めを良くするという発想で行われたシミュレーション結果を基に新しいグリッドを設計・製作し、漏れ電流を On 時の 30% から 3.6% まで低減させることに成功した。ただし、シミュレーション通りの性能を出せるイオンエンジンでも同等の結果が得られるか確認する必要がある。
- (4) ノイズの低減を行った PWM 制御回路を用いてイオンエンジンを運転したが、未だに最大 4 A ものノイズがのってしまっていた。その原因としては、回路からイオンエンジンへの伝送経路の寄生インダクタンスが考えられるため、ケーブルを可能な限り短くする必要がある。それでも消えない場合は、イオンエンジンの構造やグリッドによる電位勾配の構造を再検討する必要があるだろう。
- (5) Duty 比 50% に対して推進剤流量を 50% にしても、時間平均では推進剤流量 100% と同等のイオンビームを出すことが出来ることが確認された。したがって、Duty 比に応じて推進剤流量を下げることで推進剤利用効率を向上させることが出来る。

50mm 角 FEC の中和性能試験

- (6) イオンエンジンからの距離が同じであれば、同一平面上では FEC の位置は中和性能に影響を及ぼさない。
- (7) FEC をイオンエンジンの下流方向に動かすことで、電荷交換イオンが近くに存在することになり、カソード浮遊電位で電子を送り出すための電位差を確保しなくて済むため、カソード浮遊電位の最高到達電位が上昇する。
- (8) エミッタ電流の増大はカソード浮遊電位を上昇させるのに有効である。ただし、エミ

ツタ電流の増加は消費電力の増加による FEC の熱的負担増加に繋がるため、カソード浮遊電位上昇とトレードオフとなっている。

- (9) イオンビーム電流が大きくなると、エミッタ電流を増大してもカソード浮遊電位がほとんど上昇しなくなる。その原因としては空間電荷制限電流が考えられる。
- (10) イオンビームが電位に引っ張られて FEC 側に偏っている。推力方向に影響がある場合は反対側にも FEC をつける等の対策が必要だと考えられる。
- (11) FEC を複数台同時稼働することは、1 経路あたりの電流量が減少することで駆動力が小さくて済むため、カソード浮遊電位の上昇に有効である。ただし、その場合イオンエンジンとの距離を等しくする必要がある。等しくできない場合は遠い方の FEC をイオンエンジン側に角度をつけることで、近い方の FEC の負担を軽減できる。
- (12) 空間電位もカソード浮遊電位と同じく電子の駆動力となっており、それらのバランスによって電子がプルームに送り込まれていることが推測される。ただし、それらがどのようにしてバランスし電子軌道がどのようなになっているかは、電子密度分布の測定など更なる調査の必要がある。
- (13) 空間電位の 3D マッピングによって、イオンビームが円錐状に広がっており、それを FEC が潰すように中和していることが推測される。
- (14) FEC は面から電子を供給するため、点から供給するフィラメントカソードと比較して効率的に電子が運ばれていることが示唆された。

参考文献

- 1) 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飛行, コロナ社, 2006.
- 2) Cybulski R. J., Shellhammer D. M., Lovell R. R., Domino E. J. and Kotnik J. T., Results from SERT-I ion rocket flight tests, NASA Technical Note D-2718, 1965
- 3) 田畑浄治, 技術試験衛星 III 型 (ETS-III) 「きく 4 号」について, 日本航空宇宙学会誌, 368 号, 32 巻, 1984, pp.483-490
- 4) <https://www.satnavi.jaxa.jp/project/ets8/> (JAXA, 人工衛星プロジェクト, きく 8 号(ETS-VIII))
- 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, Vol86, No.5, 2010, pp. 282-292
- 6) https://www.jaxa.jp/press/2020/12/20201206-1_j.html (JAXA プレスリリース, 小惑星探査機「はやぶさ 2」再突入カプセルの回収結果について)
- 7) 常深博, 小型衛星 FFAST ワーキンググループ, フォーメーションフライトを使った硬 X 線広天走査観測衛星, 低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集 (JAXA), 2008.
- 8) <https://www.isas.jaxa.jp/feature/forefront/160912.html> (ISAS, 読む ISAS, 宇宙科学最前線, 重力波と宇宙科学研究所)
- 9) 安東正樹: 重力波とはなにか 「時空のさざなみ」が拓く新たな宇宙論, 講談社, 2016
- 10) 河野功, 杳野正明, 鈴木孝, 小山浩, 功刀信, ETS-VII ランデブ・ドッキング実験結果, 日本航空宇宙学会論文集, Vol50, No.578, pp.95-102, 2002
- 11) 河野功, DECIGO の実現を目指した高精度フォーメーションフライト(FF)技術の研究, DECIGO workshop, 2013
- 12) DECIGO パスファインダーワーキンググループ, 小型重力波観測衛星 DECIGO パスファインダー (DPF)-ワーキンググループ終了報告書, 2016
- 13) Ohkawa, Y., Matsumoto, K., Kawamoto, S., and Kitamura, S., Performance Improvement of a Carbon Nanotube Field Emission Cathode, 63rd International Astronautical Congress, Naples,

Italy, IAC-12-C4.4.11, 2012

- 14) <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/lisa-pathfinder> (earth online, LISA Pathfinder)
- 15) Ohkawa, Y., Okumura, T., Horikawa, Y., Miura, Y., Kawamoto, S. and Inoue, K., Field Emission Cathodes for an Electrodynamic Tether Experiment on the H-II Transfer Vehicle, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol.16, No. 1, 2018, 63-68
- 16) 三輪徹, 山極芳樹, 松井信, 能見公博, 佐野心治, 浅井徳彰, 溝口航, 超小型衛星用導電性テザーシステムにおける電子エミッタの研究開発, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, STEP-2012-078, 2013
- 17) Goebel, D. M., Chu, E., High-Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for High-Power Hall Thrusters, Journal of Propulsion and Power, 2014, Vol.30: 35-40
- 18) 山本 直嗣, 平岡 義章, 中島 秀紀, 小型マイクロ波放電型中和器の性能向上に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 62, No. 4, 2014, pp.123-128
- 19) 林寛, 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研究, 九州工業大学博士論文, 2006
- 20) 竹末一平, イオンビームの duty 制御による推力可変イオンエンジンの開発, 九州大学修士論文, 2019
- 21) 池田凌, ドラッグフリー衛星への搭載を目指した 100 μ N 級イオンエンジンの開発, 2019
- 22) 中野正勝: イオン加速グリッドの高速なイオンビーム加工計算, プラズマ応用科学 = Applied plasma science : journal of IAPS 26(2), pp.65-72, 2018-12

謝辞

大学院の高専推薦入試用の発表スライドの約 10 回にもなる添削から始まり、日々熱く
て厚いご指導をしてくださった山本直嗣教授に心より感謝申し上げます。機械工学科卒で
あり、電氣的知見の少ない私の初歩的な質問にも答えていただき、たまには呆れさせてし
まったこともあったと思います。それでも研究に惜しみなく協力してくださり、素晴らし
い環境も整えてくださりました。誠にありがとうございました。

森田太智助教には、研究室の進捗報告時などに非常に貴重なご意見をたくさん頂きまし
た。新型コロナ感染拡大の影響で行くことは無くなってしまいましたが、昼食等の息抜き
の時間も共に過ごしてくださいました。心より感謝申し上げます。

本研究の一部は独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所の実験設備ならびに
製品を提供していただきました。また、共同研究者の独立行政法人宇宙航空研究開発機構
宇宙科学研究所 大川恭志様にはFECの実験に協力していただき、たくさんの貴重なご意
見を承りました。厚くお礼申し上げます。

研究を温かく見守ってくださった中島秀紀名誉教授に深く感謝いたします。

研究における細かな事務手続き等をサポートしてくださった大内田映子事務補佐員に
心よりお礼申し上げます。

研究に関するサポートはもちろんのこと、楽しい研究室生活を送らせてくださった研究
室在籍メンバーに心より感謝申し上げます。

特にイオンエンジン組と一緒に実験を手伝ってくれた白木僚君。卒論で忙しい時期にま
で実験を手伝って頂き誠にありがとうございました。

そして私生活においても深い親交のあった同期の諸君に深く感謝いたします。騒ぐとき
とまじめな時のテンションのギャップが激しい山戸葵維君。ディープステイトの話など世
の中の動きに誰よりも敏感でした。どこぞで酔い潰れて鞆を無くし、私の家に早朝からや
ってきたあの日を二度と繰り返さないで欲しいと切に願っています。笑顔で煽ってくる河
津誠人君。誰よりもきちんとしていて、株を始めるくらい誰よりも将来を見据えていまし
た。同期で集まった時に見せてくれる遊び疲れた少年のような寝顔は私のスマホで永久保
存です。誰よりも口が上手く、いつも面白い話を持っている桑原直也君。彼女ができた直
後は少し構ってくれなくなりました。学会直後で気持ち良くなっている君と超絶体調不良

を押して大盛りカツカレーに挑み、余裕で食べきれなかったあの日は人生で最もつらい日となりました。いつも勝手に美味しいもの食べに行っていた井上純武君。圧倒的に賢くせに現代っ子とは思えないネットへの弱さで、しょうもないミスを頻繁にしていました。いい席だったので私は君より君の席に座っていたかもしれません。寡黙で孤高な町田貴大君。いつ遊びに誘っても悔しそうに断る君の姿はぶれることなく、私たち同期の心の拠り所となっていました。誕生日のサプライズで豆腐を顔面にぶつけられた時に、ぶつけた側なのにぶつける瞬間小さく呟いた「うわっ」って一言は私の耳から一生離れることは無いでしょう。本当に愉快的な日々を送らせてもらいました。誠にありがとうございました。

最後に、高専本科卒で就職すると言っていたにもかかわらず、結局大学院まで進学した私をただ温かく見守り続けてくれた家族に心から感謝致します。