

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

竹末, 一平
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

<https://hdl.handle.net/2324/4150489>

出版情報 : Kyushu University, 2018, 修士, 修士
バージョン :
権利関係 :



平成30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

イオンビームの duty 制御による
推力可変イオンエンジンの開発

氏 名

竹末 一平

指導教員名

山本 直嗣

目次

第1章 序論	1
1.1 背景	1
1.2 人工衛星のミッション	2
1.3 複数機の人工衛星の連携運用	2
1.4 人工衛星の編隊飛行（フォーメーションフライト）	3
1.5 フォーメーションフライトに要求される推進機	5
1.6 研究目的	6
第2章 推力可変イオンエンジン	8
2.1 電気推進機	8
2.2 イオンエンジン	10
2.2.1 基本原理	10
2.2.2 マイクロ波放電式イオンエンジン	11
2.2.3 イオンビームの引き出し	12
2.2.4 推進性能	14
2.3 イオンエンジンにおける推力可変システム	15
2.4 中和器	18
2.4.1 イオンビームの中和	18
2.4.2 電界放出中和器	18
第3章 実験体系	21
3.1 実験装置	21
3.1.1 イオンエンジン	21
3.1.2 制御回路	24
3.1.3 中和器	27
3.1.4 真空装置	28
3.2 計測	29
第4章 結果・考察	33
4.1 制御回路によるアクセル電圧の制御	33

4.2	イオンビーム電流計測.....	34
4.3	推力可変範囲	36
4.4	スイッチ速度抑制によるノイズの影響	43
4.5	チャージコレクタによるイオン計測.....	47
4.6	duty 比の時間変化による応答速度の検証	49
4.7	イオンエンジン duty 制御時の中和実験	50
5 章	結論.....	54
	謝辞.....	55

第1章 序論

1.1 背景

1961年に旧ソビエト連邦出身の宇宙飛行士 Yuri A. Gagarin が人類で初めて有人宇宙飛行を実現して以来、人類の興味はより一層宇宙へと向けられている。1969年には、遙か昔から人類の興味の対象であり、地球の相棒とも言うべき天体である月に人類が遂に到達した。アメリカのアポロ 11 号が月まで運んだ宇宙飛行士 Neil A. Armstrong が語った「That's one small step for a man, one giant leap for mankind.」の言葉通り、以降人類の宇宙開発は世界中で急速に進んでいる。近年多くの民間宇宙ベンチャー企業やインドなどの新興国が宇宙開発に参入し、今後も継続して宇宙開発は激化していくと予想される。しかし、今なお人が宇宙に行くことは様々な面から容易ではない。そこで、人に代わって宇宙で活躍しているのが人工衛星である。

人工衛星の歴史は 1957 年に始まる。世界で初めて打ち上げに成功した人工衛星は旧ソビエト連邦の Sputnik 1 である⁽¹⁻¹⁾。直径 58 cm、重量 83.6 kg の非常に小型の人工衛星で、地球周辺の電離層の観測や電波の伝播実験を行い、宇宙からの地球観測の先陣を切った。日本における宇宙探査の幕開けはやはり人工衛星によるもので、これは 1970 年のことである。日本初の人工衛星おおすみ⁽¹⁻²⁾は、全長 1 m、重量 24 kg の人工衛星で、ミューロケットによる人工衛星打ち上げ技術の習得と、衛星についての工学的試験を目的として鹿児島県から打ち上げられた。1957 年以後、技術の発展と共に世界中で様々な種類の人工衛星が打ち上げられ、更なる技術発展をもたらしている。地球やその周辺、あるいは宇宙そのものの科学的探査を行う科学衛星や、遠く離れた世界各地の電波を繋ぐ通信衛星や、地上の気象状況や地球環境を観測する地球観測衛星や、ナビゲーションシステムに利用される測位衛星などが人工衛星の種類例として挙げられる⁽¹⁻³⁾。人工衛星による宇宙利用は現代社会の発展に大きく寄与しており、天気予報や GPS 機能は今や世界中の人々の生活に欠かせないものになっている。

1.2 人工衛星のミッション

「はやぶさ(MUSES-C)」という日本の人工衛星が近年脚光を浴びている。初号機の「はやぶさ」は 2003 年に打ち上げられ、小惑星イトカワのサンプルを採取し、2010 年に地球へ帰還した小惑星探査機である⁽¹⁻⁴⁾。小惑星は太陽系初期の記録を留めている化石のような天体と考えられており、そのサンプルを持ち帰り解析することは、様々な知見が得られるため非常に有意義なことである。「はやぶさ」は世界で初めて地球重力圏外の天体表面に着陸しサンプルを持ち帰った事と、イオンエンジンと呼ばれる電気推進エンジンの実用化に世界で初めて成功したことで、世界中で注目された⁽¹⁻⁵⁾。電気推進エンジンは H2A ロケットに代表される化学推進機と比較すると、推力は小さいものの比推力が大きいため宇宙空間における長期ミッションには適した推進機である。また、後継機である「はやぶさ 2」が 2014 年に打ち上げられ、2018 年に小惑星リュウグウに到着したニュースは記憶に新しい。このように人工衛星は、人に代わって宇宙深遠に到達し宇宙の謎の解明に多大な貢献をしている。

1.3 複数機の人工衛星の連携運用

また、近年複数機の人工衛星を連携させ運用させようという試みが活発化している。例の 1 つとしてコンステレーションがある。通信や地球観測などで活躍する人工衛星だが、単機よりも複数機で連携した方が得る情報の正確性や高度さが増し、更に単機ではカバーできない人工衛星から見て裏側の地球を、複数機で連携すればカバーすることが可能になる。地球を網羅するように複数の人工衛星を配置する運用をコンステレーションという。衛星の小型化が進み各国の宇宙ベンチャーがコンステレーションを利用したサービスを計画している。イーロン・マスクによって設立されたアメリカの SpaceX は、Starlink という約 12000 機もの人工衛星を用いたコンステレーションを計画しており、2018 年 2 月に試験機が 2 機打ち上げられた。この計画が成功すれば地球のあらゆる場所にネット環境を提供できるようになる⁽¹⁻⁶⁾。

1.4 人工衛星の編隊飛行（フォーメーションフライト）

コンステレーションのように複数機の人工衛星が連携することで、「はやぶさ」が成功したように宇宙の謎を解き明かすことが期待されているものに X 線観測と重力波観測がある。

X 線天文衛星「ひとみ(ASTRO-H)」は宇宙からの X 線を観測することが可能で、X 線を用いることで可視光では見えなかった宇宙の姿を見ることが可能となる(図 1.1)⁽¹⁻⁷⁾⁽¹⁻⁸⁾。宇宙からの X 線は地上まで到達出来ないため、大気圏外から観測する必要があり人工衛星が活躍する。日本は X 線観測衛星を継続的に打ち上げて来たが、1993 年に打ち上げられた「あすか」は重量 420 kg 焦点距離 3.5 m, 2005 年に打ち上げられた「すざく」は重量 1700 kg 焦点距離 4.5 m, 2016 年に打ち上げられた「ひとみ」は重量 2700 kg 焦点距離 12 m と段々と高性能化に伴いサイズアップがされ焦点距離も伸びている。将来的に計画されている X-ray Evolving Universe Spectroscopy (XEUS) 計画では焦点距離は 35 m にも及ぶ⁽¹⁻⁹⁾。図 1.2 に XEUS のイメージ図を示す⁽¹⁻¹⁰⁾。XEUS の高エネルギー観測には長い焦点距離が必要だが、「ひとみ」以上の焦点距離を単機で達成するには技術的なハードルが高くなり困難になるため、望遠鏡部と検出器を分離して 2 つの衛星に分離し編隊飛行させることで観測を行うことが目指されている。

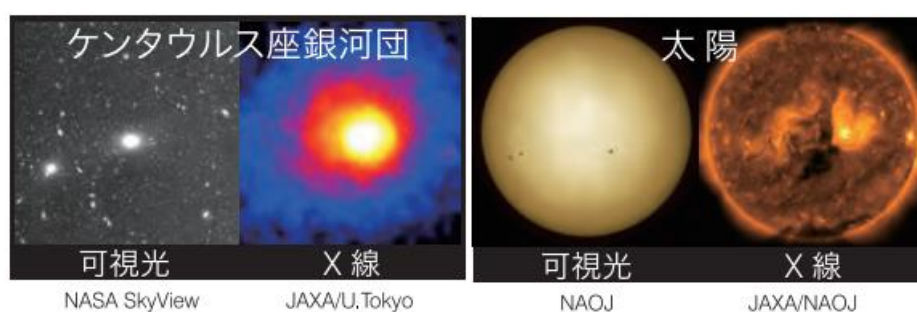


図 1.1 天体を可視光と X 線で見た姿

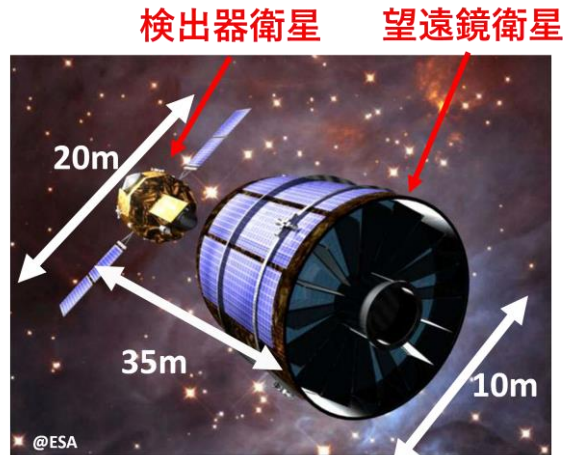


図 1.2 XEUS

アメリカのレーザー干渉計型重力波検出器 Laser Interferometer Gravitational-wave Observatory (LIGO)⁽¹⁻¹¹⁾が 2015 年に世界で初めて重力波検出を成し遂げ，その成果が世界に認められ 2017 年ノーベル物理学賞を受賞したことで重力波観測は注目を浴びた．地上での観測に成功した重力波であるが，地上での観測には主に 2 つの点で課題がある．1 つは，観測能力の向上である．地上の重力波観測装置はレーザー干渉を用いた基線長が数百 m から数 km にも及ぶ巨大さであるが(表 1.1)，この基線長が観測能力に大きく関係しており，これを長くするほど能力が向上する⁽¹⁻¹²⁾．しかし，地上において数十 km や数百 km にも及ぶ観測施設の建設には困難が多い．また，重力波の周波数域が地面振動雑音周波数と近く，観測の障害になり易いことがもう 1 つの問題である．今後更なる重力波観測の発展には地上観測ではいずれ限界が来ることになる．将来的に観測精度を向上させるため，宇宙空間での重力波観測が目指されており人工衛星の活躍が期待されている．将来的に計画されている宇宙空間における重力波観測計画の 1 つに DECI-hertz Interferometer Gravitational wave Observatory (DECIGO)がある．DECIGO では 3 機の人工衛星が互いに 1000 km 離れ三角形を形成する．図 1.3 にその概要図を示す⁽¹⁻¹³⁾．その人工衛星間でレーザーを用いて重力波観測を行うことで，基線長が 1000 km にも及ぶ重力波観測装置が完成することになる⁽¹⁻¹⁴⁾．

表 1.1 第一世代レーザー干渉計型重力波望遠鏡

プロジェクト名	LIGO		GEO600	VIRGO	TAMA300
基線長	4 km	4 km	600 m	3 km	300 m
	2km				
場所	ハンフォード	リヴィングストン(USA)	ハノーバー(GER)	ピサ(ITA)	三鷹(JPN)

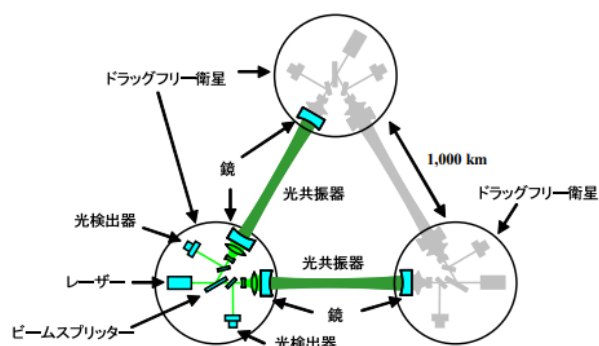


図 1.3 DECIGO の概要図

1.5 フォーメーションフライトに要求される推進機

先述の通り人工衛星のフォーメーションフライトによって人工衛星サイズの物理的な制約を解消することができ、理論上 XEUS 計画のような長焦点距離大型望遠鏡や、DECIGO 計画のような超長基線干渉計などが可能になり、ミッション達成によって未だ解明されていない宇宙の謎が解き明かされることが期待できる。しかし、宇宙空間において人工衛星には太陽輻射圧等様々なドラッグが働き、人工衛星の相対距離を保持するのは非常に困難である。現状技術としては「きく7号 (ETS-VII)」は2つの人工衛星がランデブ・ドッキングする際に相互距離 30 m を 20 cm ~ 30 cm の誤差で編隊飛行したことが確認されている。しかし、将来的な XEUS 計画では相互距離 35 m の2つの人工衛星を 0.3 mm ~ 1 mm の誤差で制御することが要求される。更に高度な要求としては、DECIGO 計画では相互距離 1000 km の人工衛星間を 0.1 mm 以下で制御することが要求されている⁽¹⁻¹⁰⁾。

「きく7号」⁽¹⁻¹⁵⁾では 20 N 級の 2 液式スラスタや 20 mN 級のイオンエンジンによって制御が行われたが、XEUS や DECIGO はドッキングではなく、常に人工衛星

間の相互位置を維持し続ける必要があり、時々刻々と変化するドラッグに対応しなければならない。つまり、推進機の推力を変化させることが可能かつ、その可変率が細かければ細かいほど精密な位置制御が可能になる。DECIGO 計画における推進機の性能として、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 $10\ \text{Hz}$ 以上、 $10^4\ \text{Ns}$ 以上のトータルインパルスのスラストが要求されている⁽¹⁻¹³⁾。精密な推力制御が可能なイオン液体スラストなどが候補として挙がるが、本研究では 1 機で μN 級の推力が発生可能で、安定な希ガスを推進剤として用い、高いトータルインパルスを有し（「はやぶさ」搭載のイオンエンジンは $10^6\ \text{Ns}$ ）、高比推力で長期間のミッションに適するイオンエンジンも候補の 1 つである。

1.6 研究目的

将来的な重力波や X 線の観測ミッションを成し遂げるために必要不可欠な人工衛星のフォーメーションフライトを可能にする推力可変型推進機の開発を本研究の目的とする。宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace eXploration Agency : JAXA) らによって計画されている宇宙重力波観測計画 DECIGO の要求値をターゲットとする。DECIGO ではドラッグフリー制御を行うための要求値として、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 $10\ \text{Hz}$ 以上、トータルインパルス 10^4 以上などが挙げられる。この要求値を、「はやぶさ」に搭載されたことで注目を集めたイオンエンジンによって達成することを目指す。イオンエンジンは $100\ \mu\text{N}$ 級の推力が発生可能であり、更に特徴である高い比推力は長期ミッションを可能にするため、他の推進機と比較して大きなアドバンテージとなる。

本研究ではイオンエンジンの推力を duty 制御によって変化させるシステムを開発する。イオンエンジンはイオンを噴出することで推力を発生させている。そのイオンの噴出を制御するため、アクセル電圧をスイッチする制御回路を作成した。アクセル電圧の制御によってイオンビームを ON/OFF させ、その duty 比を制御することで時間平均の推力を変化させることを目指す。この推力可変システムによって $0.1\ \mu\text{N} \sim 100\ \mu\text{N}$ という 1000 倍の可変率を有するイオンエンジンを開発することを本研究の目的とする。

参考文献

- 1-1 http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/sputnik_1.html (JAXA, 宇宙情報センター, 人工衛星「スプートニク 1 号」)
- 1-2 <http://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/past/ohsumi.html> (JAXA, 宇宙科学研究所, 科学衛星・探査機「おおすみ」)
- 1-3 臼井澄夫：高精度衛星測位技術と精密計測への応用，精密工学会誌，Vol. 77，No. 4，2011.
- 1-4 <http://www.hayabusa2.jaxa.jp/mission/> (JAXA, はやぶさ 2 プロジェクト)
- 1-5 川口淳一郎，國中均：小惑星探査機「はやぶさ」の帰還（＜特集＞小惑星探査機「はやぶさ」の帰還と回収），日本航空宇宙学会誌，59 巻，694 号，2011.
- 1-6 <https://www.spacex.com/news/2018/02/22/paz-mission> (SPACEX, SPACEX NEWS, PAZ MISSION)
- 1-7 http://fanfun.jaxa.jp/countdown/astro_h/files/astro_h_presskit.pdf (JAXA, ASTRO-H プレスキット, 熱い宇宙の中を観る X 線天文衛星 ASTRO-H)
- 1-8 高橋忠幸：ASTRO-H 衛星 意義、国際的位置づけ，宇宙科学シンポジウム，P4-001，2012.
- 1-9 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.
- 1-10 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.
- 1-11 <https://www.ligo.caltech.edu/> (Caltech, MIT, LIGO Lab)
- 1-12 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.
- 1-13 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.
- 1-14 川村静児：スペース重力波アンテナ DECIGO，天文月報，99，2006.
- 1-15 米澤克雄，本間正修：技術試験衛星 VIII 型 (ETS-VIII) 特集 -3 衛星システムの開発-通信総合研究所季報，49，Nos.3/4，2003.

第2章 推力可変イオンエンジン

2.1 電気推進機

大気による抵抗が無いいため宇宙空間においての推力は、物体を後方に放出することによって、その反作用として得ることが出来る。燃料補給無しの条件下では、宇宙空間の推進は次式によって表される⁽²⁻¹⁾。

$$\Delta v = v_{ex} \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (2-1)$$

ここで、 v_{ex} は推進剤排気速度[m/s]、 M_i は宇宙機の初期質量[kg]、 M_f は加速後質量[kg]、 Δv は初期軌道から目標軌道までの速度増分[m/s]を表す。高い輸送能力を持った推進機には、高い排出速度が必要となる。一般的に推進機の性能は、次式で表す比推力 I_{sp} によって評価されることが多い。

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

ここで、 F は推力[N]、 $\dot{m}$ は単位時間あたりに消費する推進剤質量[kg/s]、 g は重力加速度を表す。比推力は単位質量の推進剤あたり単位推力を発生することが出来る時間、つまり推進機の燃費を意味する。

推進機として一般的に認知されているのは化学推進機であり、これはエンジン内部で固体や液体の推進剤（燃料と酸化剤）を燃焼させることで発生した化学エネルギーによって、燃焼後の生成物の温度を上昇させ、分子の熱速度を高め、ノズルによってこれを排気速度に変換することで運動エネルギーを得る推進機である。推力は噴射流体の排気速度と単位時間当たりの排気質量の積で表され、排気速度は比較的小さいが排気質量が極めて大きく、推力密度が大きいのが特徴である。大推力を発生させることができ、真空でも大気中でも使用できるため、宇宙機の打ち上げや俊敏な軌道制御に適する。しかし比推力は 200~400 秒程度で、作動時間が数十分程度と短く、長期運用は難しい⁽²⁻²⁾。

これに対して、推力発生に化学反応を伴わないものは非化学推進機と呼ばれ、電気推進機、原子力ロケット、核融合ロケットなどがこれに分類される。本研究で対象としているのは電気推進機の一種のイオンエンジンである。電気推進機は、主に

太陽電池によって光エネルギーを電気エネルギーに変換し、これを推進エネルギーに利用する推進機である。具体的には推進剤を放電によって電離・プラズマ化し、様々な方式でそれを加速噴射することで推力を発生する。化学推進機と比較すると、推進剤噴出速度が非常に大きいため、比推力が大きいことが特徴である。比推力が大きいということは、推進剤が少なくて済むため、ペイロード質量を増やすことが出来る利点もある。高比推力ではあるが、低加速度であるため、重力の弱い宇宙空間での長期ミッションに適し、人工衛星の軌道保持、姿勢制御、深宇宙探査の主エンジンとして利用される⁽²⁻³⁾。

電気推進機には主に、イオンエンジン、ホールスラスタ、アークジェットスラスタといった種類がある。それぞれの推力密度と比推力を図 2.1 に示す。それぞれのエンジンがカバーする領域は大きく異なるため、それぞれ軌道遷移や姿勢制御、デブリ除去、惑星探査など用途に合った推進機が用いられる。また、電気推進機は推進剤の加速方式により区別されるが、イオンエンジンに代表される静電加速型、ホールスラスタ⁽²⁻⁴⁾に代表される電磁加速型、アークジェットスラスタ⁽²⁻⁵⁾に代表される電熱加速型の 3 種類に分別することができる⁽²⁻⁶⁾。

静電加速型：プラズマ化した推進剤中のイオンを 2 枚ないし 3 枚からなる多孔状の電極に電圧を印加し推力方向に生じた電界により静電加速することで推力を得る。

電磁加速型：プラズマ化した推進剤を円環状のイオン加速部において、半径方向の外部磁場と軸方向電界によって周方向のホール電流を誘起し、外部磁場とのローレンツ力によってイオンを加速することで推力を得る。

電熱加速型：推進剤をジュール加熱し、分子振動励起、解離、電離が進行し生成した高エントロピーガスがノズルを介して空気力学的に加速され推力を得る。

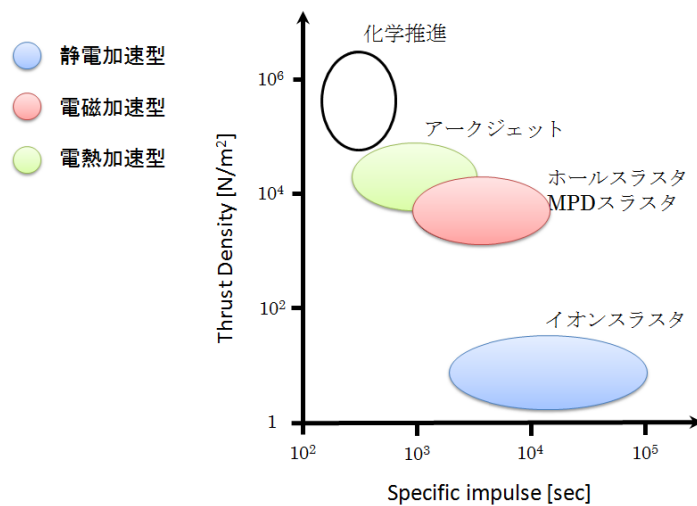


図 2.1 各種推進機の推力密度と比推力の関係

2.2 イオンエンジン

2.2.1 基本原理

図 2.2 にイオンエンジンの概略図を示す⁽²⁻⁷⁾。イオンスラスタの物理過程は、図 2.2 に示すように主に 3 つの領域に分けられる。

- (1) 推進剤を電離するプラズマ生成部(Ionization)
- (2) 生成したイオンを静電加速し推力を得る加速部(Acceleration)
- (3) 放出されたイオンビームを電氣的に中和する中和部(Neutralization)

放電室上流から投入された推進剤を放電室においてプラズマ化し維持する(1)。放電室下流に設置された 2 枚もしくは 3 枚の多孔電極にイオン加速用の静電場を印加することで、生成したプラズマ中のイオンを選択的に開口部から抽出加速され、下流へと高速で噴射される(2)。このままではエンジンが電氣的に負に帯電していくため放電室中に取り残された電子は中和器によって放出され、噴射されたイオンと中和し、最終的には電氣的に中性なプラズマ流として下流へと噴射される(3)。

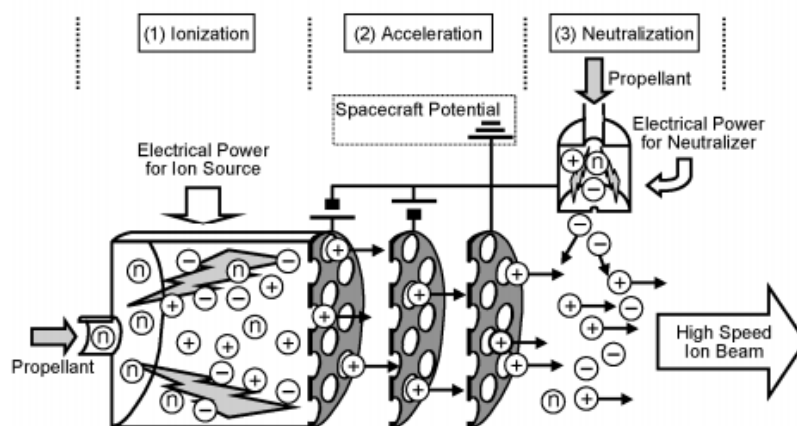


図 2.2 イオンエンジンの概略図

(出典：渡邊裕樹，竹ヶ原春貴：イオンエンジンの作動原理および搭載状況，
Space Japan Review, No. 70, 2010.)

2.2.2 マイクロ波放電式イオンエンジン

イオンエンジンは推進剤をプラズマ化し、イオンを加速している。このプラズマ生成には多種の方式が存在する。従来は衝突電離反応や接触電離反応が研究されていたが、イオンの生成効率が悪い事やエンジンの大型化が原因で、現在は電子の衝突電離によってプラズマを生成することが多い。この電離衝突を引き起こすための1次電子の生成や加熱に多くの方式が存在する。放電室内に設置された電子源と放電室に接地された陽極が直流放電を起こしプラズマを生成する直流放電型などがあるが、本研究に用いたイオンエンジンではマイクロ波放電式でプラズマを生成した。マイクロ波放電式では、生成された弱電離プラズマが放電室壁面で表面再結合によって損失するのを抑制するため、磁場によってプラズマを閉じ込める。放電室壁面に取り付けた磁石によって、磁石による電子のらせん運動と磁石近傍におけるミラー効果によって一次電子の壁面損失を低減し、プラズマを閉じ込めている。そして、投入したマイクロ波が生じる電場によって一次電子にエネルギーを与える。一定のエネルギーを持った電子が推進剤に衝突することで、プラズマが生成される。また、マイクロ波放電式では、電子のサイクロトロン周波数とマイクロ波の周波数が電子サイクロトロン共鳴（Electron Cyclotron Resonance：ECR）が起きる領域があり、そこでは効率的に電子が加速される⁽²⁻⁷⁾。

2.2.3 イオンビームの引き出し

プラズマは陽イオンと電子の密度が等しく、正と負の空間電荷量が釣り合った電位的に安定な状態にある。プラズマの空間電位に対して負の電位を持つ電極が存在すると、空間電荷のバランスが崩れ電子は反発されてイオンの空間電荷だけが存在するシースが形成される。プラズマ中の電子はイオンと比較して移動度が大きく、エネルギー分布を持っているため、イオンから取り出されるときにはイオンは遷移領域を経てからイオンシース領域において加速される。このときプラズマから取り出されるイオン電流量のことをイオン飽和電流と呼び、イオン飽和電流密度 J_{pi} はイオンシースが安定に存在する条件から求めることができ、次式で表される。

$$J_{pi} = en_p \left(\frac{kT_e}{m_i} \right)^{\frac{1}{2}} \exp \left(-\frac{1}{2} \right) \quad (2-3)$$

この式からイオン飽和電流密度はプラズマ密度と電子温度の平方根に比例することがわかる。しかし、プラズマからイオンを引き出す場合は、イオン自らがもっている正の空間電荷によって電界が変化し、その電界がイオンビーム電流量を制限する。また、イオンシース領域において、電流密度 J_0 と電極間の印加電圧 V_0 を用いて次式のような関係がある。

$$J_0 = \frac{4\varepsilon_0}{9} \left(\frac{2q}{m_i} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{v_0^{\frac{3}{2}}}{d^2} \gamma \quad (2-4)$$

この式は、Child-Langmuir の式と呼ばれ、荷電粒子ビームの加速進行方向に対して輸送する場合の最大電流密度を表す。1つの孔から引き出すことができる最大のイオンビーム電流は、理想的には引き出し電圧の $3/2$ 乗に比例して増加する。しかし、イオンは質量が大きいので速度が遅いので空間電荷効果を受けやすい。また、与えられた電極間隙に対し絶縁破壊電圧が存在することなどから、イオンビームの大きさには上限値がある。多量のイオンビームを得たい場合は孔の数を増やせばよい⁽²⁻⁸⁾。

先述の通り、イオンエンジンではプラズマ生成部で発生した陽イオンを2枚もしくは3枚の多孔電極（グリッド）間に印加する静電場によって加速することでイオンビームの引き出しが行われる。イオンビームの引き出し部はプラズマに接してい

る電極（スクリーングリッド）と 1 mm 程度の短い間隔で置かれる加速電極（アクセルグリッド）、減速電極（ディセルグリッド）で構成されている。各電極には内径 1~3 mm の孔が多数あけられ、その開孔率はスクリーングリッドで約 70 %、アクセルグリッドで約 25%、ディセルグリッドで 50 ~ 70%程度となっている。アクセルグリッドの孔径はスクリーングリッドに比べて小さいが、これはビームを収束させることと、電離していない推進剤の流出を妨げることの 2 つが主な目的である。スクリーングリッドに 1000 V 程度の正電圧が印加される。生成されたプラズマは、基準電位に対してスクリーン電圧と放電電圧の和の電位を有している。その為、スクリーングリッドはプラズマに対して負の電位を有し、イオンを引き寄せイオンシースを形成することでイオン放出面を抑える役割を持つ。アクセルグリッドには-300 V 程度の負電圧が印加される。これによってスクリーングリッドとの間に電位差が生じイオンを加速噴射させる。また、この負電位によって中和器からの電子の逆流を防ぐ役割も持つ。ディセルグリッドに宇宙機電位の 0 V などの電位が印加され、アクセルグリッドとディセルグリッド間の電位勾配は、下流からの電子が高電位のスクリーングリッドに侵入することを防ぐ役割がある⁽²⁻⁹⁾。

図 2.3 にグリッドシステムの概略図を示す。図中 d_s はグリッドの静電加速長さを表し、これはプラズマの温度や密度に依存し、適切な条件によって引き出さなければ収束したイオンビームとはならない。ビームが収束しない場合、イオンがアクセルグリッドに流入衝突し、加速効率の低下やグリッドの損耗による推進機自体の寿命低下を引き起こす。本研究室の池田によってグリッドの最適設計が行われたうえで、本研究で新たに使用するイオンエンジンは開発された⁽²⁻¹⁰⁾。

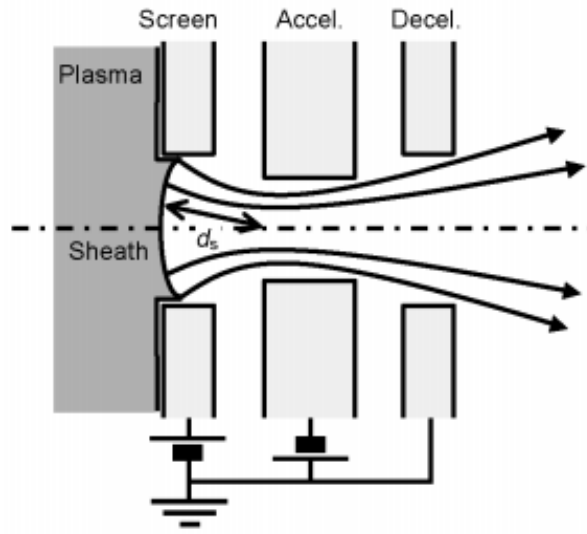


図 2.3 グリッドシステムの概略図

(出典：渡邊裕樹，竹ヶ原春貴：イオンエンジンの作動原理および搭載状況，
Space Japan Review, No. 70, 2010.)

2.2.4 推進性能

簡単のため，多価電離をしない場合について考える．推進剤として供給される粒子のうち，イオンビームとして排出される粒子の割合を表す推進剤利用効率 η_u ，ビームとなるイオン 1 個当たりの生成に要するエネルギーを表すイオン生成コスト ε_c は，それぞれ次のように表される．

$$\eta_u = \frac{m_i J_b}{e \dot{m}} \quad (2-5)$$

$$\varepsilon_c = \frac{P_d}{J_b} \quad (2-6)$$

ここで， m_i はイオン質量[kg]， $\dot{m}$ は推進剤の質量流量[kg/s]， J_b はビーム電流[A]， P_d はプラズマ生成に要する電力[W]を表す．イオン生成コストは単位 V であるが，W/AまたはeV/ionで表わされるのが一般的である．中性粒子の推力への寄与がないとすると，推力 F は次のように表される．

$$F = \dot{m}_i v_b = J_b \sqrt{\frac{2m_i V_b}{e}} \quad (2-7)$$

ここで、 $\dot{m}_i$ はイオンの流量[kg/s]、 v_d はイオンのビーム速度[m/s]、 V_b はビーム加速電圧[V]を表す。イオンスラスタに供給される電力はビーム加速とプラズマ生成に消費されるものとした場合、 $P_b = J_b \cdot V_b$ の関係から、推進効率 η_t は、次のように表される。

$$\eta_t = \frac{F^2/2\dot{m}}{P_b + P_d} = \frac{\eta_u}{1 + (\varepsilon_c/V_b)} = \frac{\eta_u}{1 + (2e\varepsilon_c/m_i g^2)(\eta_u/I_{SP})^2} \quad (2-8)$$

ここで、 I_{SP} は比推力[s]を表す。推進効率は高比推力範囲においては極めて高く、比推力の増加に従って推進剤利用効率まで漸近するようになる。また、式(2-8)より、推進効率低下が顕著になるときの比推力は、 m_i によるため、一般的にキセノンよりアルゴンの方が高いと言える。式(2-5)より、イオンスラスタから排出される中性粒子の割合 η_n は次のように表される。

$$\eta_n = 1 - \eta_u \quad (2-9)$$

イオンスラスタの推進剤利用率は、約 90%(²⁻¹¹)と示されているので、推進剤の約 10%が電離せずに中性粒子として排出されることになる。

2.3 イオンエンジンにおける推力可変システム

イオンエンジンはグリッドに電位差を印加することでイオンを高速で排出し推力を発生する。推力を変化させる方法として、加速電圧（スクリーングリッドとアクセルグリッド間の電位差）を変化させる方法が考えられるが、グリッドは加速電圧も設計パラメータの一つで最適に設計されている。その加速電圧を変化させると、ビームの状態が最適でなくなり、スクリーングリッドを通過したイオンがアクセルグリッドに衝突してしまう。高速のイオンがグリッドに衝突するとスパッタリングが起き、加速性能や寿命を低下させることが知られている(²⁻¹²)。更に、加速電圧を変化させても数倍変化する程度であり、0.1 μN ~ 100 μN という 1000 倍にも及ぶ可変率を達成するのは困難である。そこで、Pulse Width Modulation (PWM)を応用して推力を制御しようと考えた。

イオンエンジンにおいて推力はイオンが高速で引き出されることによる反作用で生じる。つまり、イオンが引き出されている状態は推力が ON となり、イオンが引き出されていない状態は推力が OFF となる。イオンの引き出し（イオンビーム）

の ON と OFF は推力の ON と OFF に対応している。スクリーングリッドとアクセルグリッド間の電位差が生じた時にイオンの引き出しは行われるので、アクセルグリッドに印加する電圧を、スクリーン電圧と等電圧及び異電圧でスイッチすると、イオンビームの ON と OFF をスイッチすることが可能である。

また、PWM 制御は ON と OFF の繰り返しスイッチングを行うことで出力を制御する方法である。概念図を図 2.4 に示す。一定の入力から、パルスの ON と OFF の一定周期を作り、ON の時間幅(duty 比)を変化させる制御方式が PWM である。高速でスイッチすることで、ON のパルス幅に比例した任意の出力を得ることが可能である。

アクセルグリッドに印加する電圧を高速で ON と OFF をスイッチし、その duty 比を変化させることで、1 周期当たりのイオンの引き出し時間を変化させることができ、これは 1 周期の時間平均推力を変化させることになる。例えば、1 N の推力を発生するイオンエンジンにおいて、duty 比を 60 % とすれば、1 周期の時間平均推力は 0.6 N となる。PWM を用いれば加速電圧を変化させなくても推力が可変となる。また、スクリーン電圧ではなくアクセル電圧をスイッチした理由は、アクセル電流はスクリーン電流よりも小さく、また変更させるために必要な電荷量も少ないため応答がよい点が挙げられる。更に、イオン源としてマイクロ波放電式のイオン源を用いるため、スクリーン電圧を変更するとプラズマ生成のためのマイクロ波増幅器への悪影響を及ぼす可能性があることも理由の一つである。また、図 2.5 のように duty 比を時間変化させれば、推力を時間変化させて制御できる。

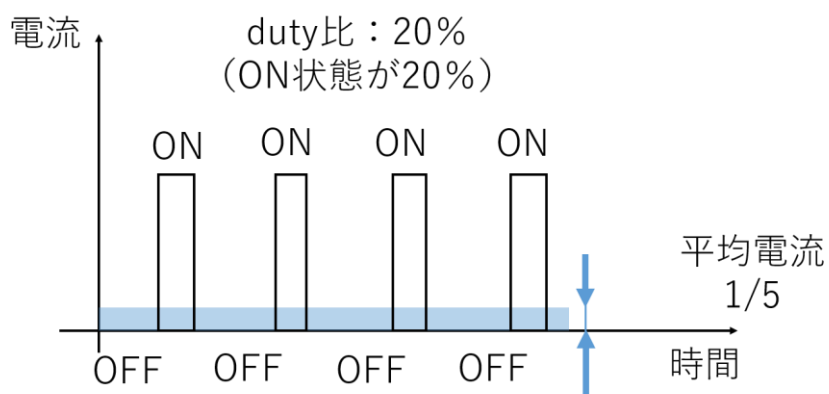
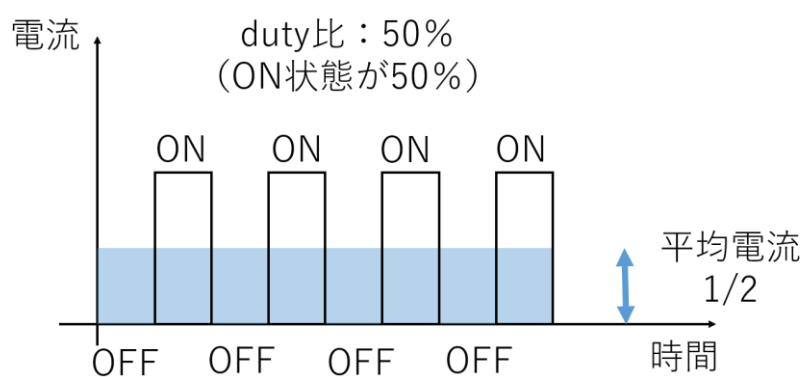
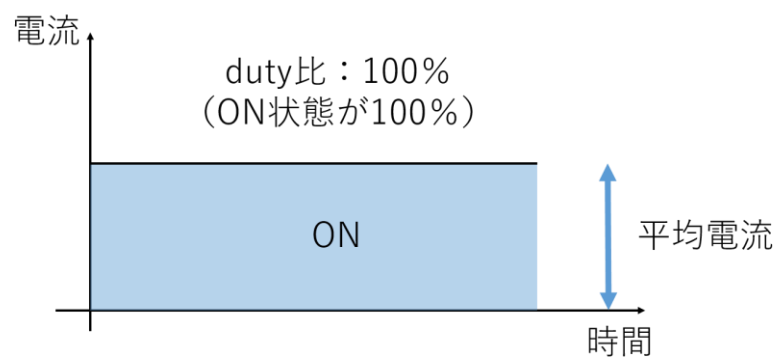


図 2.4 PWM の概念図

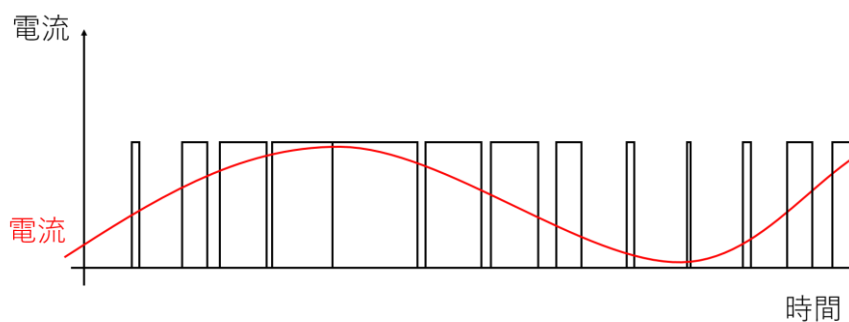


図 2.5 duty 比の時間変化による出力の時間変化

2.4 中和器

2.4.1 イオンビームの中和

イオンエンジンは先述の通りグリッドシステムによって数百 mA 程度のイオンビームを噴射することで推力を得ている。しかし、イオン推進タイプの宇宙機の電気容量は 10^{-9} F 以下であることが多く、放電室からイオンのみを選択的に宇宙機外に放出した場合、宇宙機に取り残されることになり、単位時間に次式のような負電荷が帯電する。

$$V_s = \frac{Q_s}{C_s} \quad (2-10)$$

ここで、 V_s は宇宙機の電位、 C_s は宇宙機の総電気容量、 Q_s は宇宙機が帯びる電荷量を表し、 Q_s の時間変化はイオンビーム電流 I_b にほぼ等しい。中和をせずにイオンエンジンを作動させた場合、負の高電位が宇宙機に帯電し、宇宙機内部の絶縁破壊や、噴射されたイオンが負に帯電した宇宙機への逆流や、空間電荷効果によるイオンビーム電流の上限が生じてしまう等の推進性能の低下などの悪影響が生じる。そのため、イオンビームを中和する機構 (中和器) がイオンエンジンには不可欠である。中和器としては、噴射したイオンと同量の電子を放出しなければならないが、その中和電流量は中和器の電位の変化によって自動的に制御されるため、積極的な制御は基本的に必要としない⁽²⁻¹³⁾。

中和器にも様々な種類があるが、本研究にて用いた電解放出中和器 (Field Emission Cathode : FEC) について述べる。

2.4.2 電界放出中和器

電界放出を利用した中和器 (Field Emission Cathode : FEC) がある。他の中和器と比較して、構造が簡易で、低電力での動作可能、作動ガスが不要である利点を有する。

電界放出とは金属や半導体の表面に高電場を印加すると、物質内の電子が引き出される現象である。FEC は主にエミッタ電極とゲート電極によって構成される。

FEC の概略図を図 2.6 に示す⁽²⁻¹⁴⁾。エミッタ電極とゲート電極に電位差を生じさせ、エミッタ材料であるカーボンナノチューブ (CNT) 表面の電場が 10^9 V/m ~ 10^{11} V/m オーダーに達すると、電界放出が起きる。これは、電子に対するポテンシャル障壁が高電場によって希薄になったことで、電子の波動性から電子がポテンシャル障壁を通り抜けることができるようになることに起因する。この現象をトンネル効果と呼ぶ。

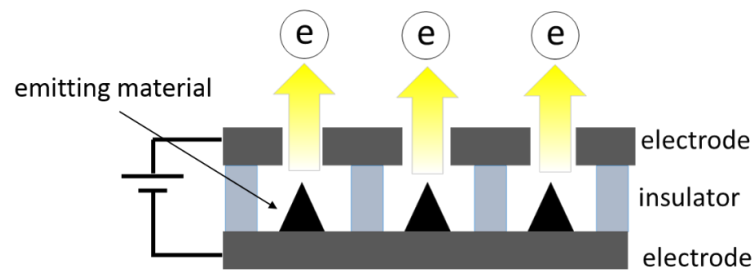


図 2.6 電界放出カソードの概略図

物質表面の単位面積・単位時間あたりに電界放出によって真空中に放出される電流密度 J は、Fowler-Nordheim のトンネル電流の式より次式で表される。

$$J = \frac{e^3 F^2}{8\pi h \phi} \exp \left[-\frac{8\pi\sqrt{2m}}{3heF} \phi^{3/2} \right] \quad (2.11)$$

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 は先端の正面電場である⁽²⁻¹⁵⁾。

参考文献

- 2-1 松尾弘毅, 柴藤羊二, 渡辺篤太郎 : ロケット工学, コロナ社, 2001.
- 2-2 Tahara, H., : Current Status and Prospects of Electric Rocket Propulsion Technology, J. Plasma Fusion Res, Vol.94, No. 2, 2018.
- 2-3 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, 平成18年度, 九州工業大学博士論文.
- 2-4 荒川義博, 小紫公也, 平川美晴 : ホール推進機, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 46, No. 530, 1998.
- 2-5 栗木恭一, 荒川義博 : 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003.
- 2-6 鈴木寛, 三好孝一, 吉川孝雄 : DC アークジェット・システムの研究, 宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究所, 1986.
- 2-7 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴 : イオンエンジンの作動原理および搭載状況, Space Japan Review, No. 70, 2010.
- 2-8 飯島健介 : ON/OFF 制御による推力可変イオンスラスタの開発, 2017, 九州大学修士論文.
- 2-9 中野正勝 : 電気推進のシステム解析と性能評価, 1999, 東京大学博士論文.
- 2-10 池田凌 : ドラッグフリー衛星への搭載を目指した 100 μ N 級超小型イオンエンジンの開発, 2019, 九州大学修士論文.
- 2-11 北村正治, 竹ヶ原春貴 : イオンエンジンの現状と展望, 日本航空宇宙学会誌, 46, 1998.
- 2-12 John R. Brophy, James E. Polk, and Vincent K. Rawlin : Ion Engine Service Life Validation by Analysis and Testing, AIAA96-2715, 1996.
- 2-13 中野和彦 : イオンエンジンの中和器のプラズマ計測, 2016, 九州大学修士論文.
- 2-14 川原友太郎 : 電気推進機作動環境下における電解放出カソードの作動特性, 2018, 九州大学修士論文
- 2-15 井本伸 : 軌道上実証実験を想定した電界放出カソードの性能評価, 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-035, 2013.

第3章 実験体系

3.1 実験装置

3.1.1 イオンエンジン

本研究には本研究室の近岡と池田によって設計された2種類のイオンエンジンを使用した。以下より、近岡が設計したイオンエンジンをイオンエンジンA⁽³⁻¹⁾、池田が設計したイオンエンジンをイオンエンジンB⁽³⁻²⁾とする。

イオンエンジンAの写真を図3.1に、その構成図を図3.2に示す。イオンエンジンAは、外観が50×50 mmの箱型でAl製の放電室の周囲に4×4×12 mmの長手方向磁化磁石のサマリウムコバルト磁石 (Sm - Co磁石) を9個設置し、高さ12 mm内径21 mmの放電室を採用している。この磁石は脆くて欠けやすい欠点がある一方、高い磁気特性を持ち、温度特性に優れ高温での使用にも向いている。アンテナはSMAコネクタによって固定されており、マイクロ波電力を放電室内部に伝えている。このアンテナにはモリブデン (Mo) 製の星型アンテナを使用している。過去の研究から星形のアンテナが最もカップリングが良いと結論付けられている⁽³⁻³⁾。イオンビームの引き出しを行うグリッドはカーボン製で、スクリーングリッドとアクセルグリッドの2枚を用いた。その写真を図3.3に、そのパラメータを表3.1に示す。

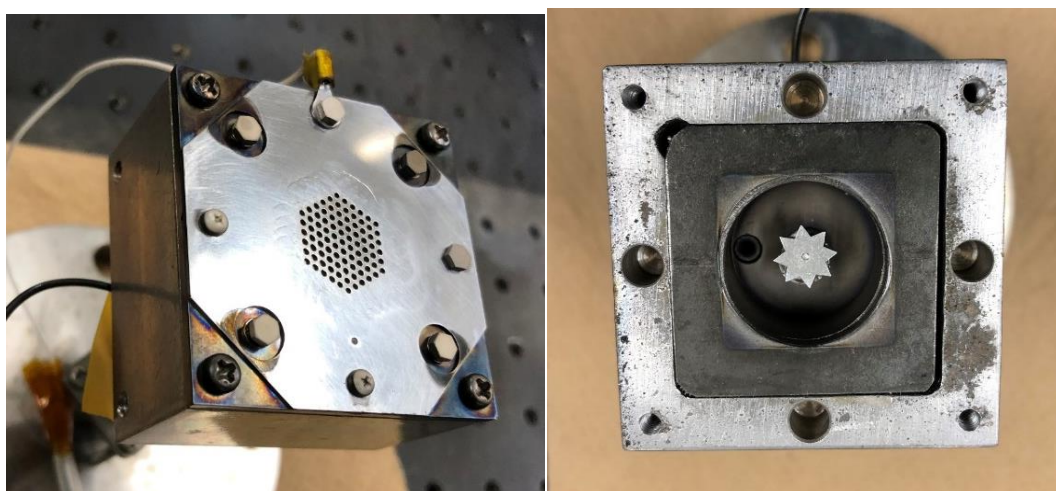


図3.1 イオンエンジンA

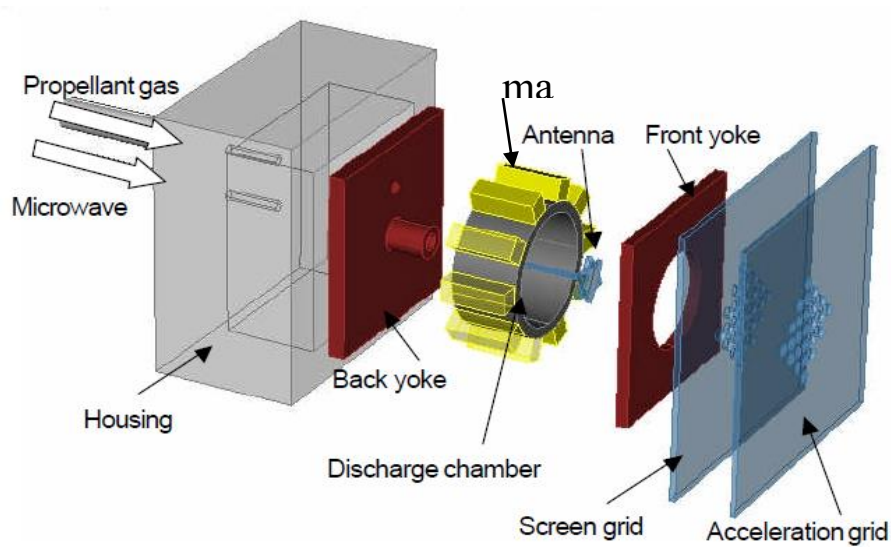


図 3.2 イオンエンジンの構成図

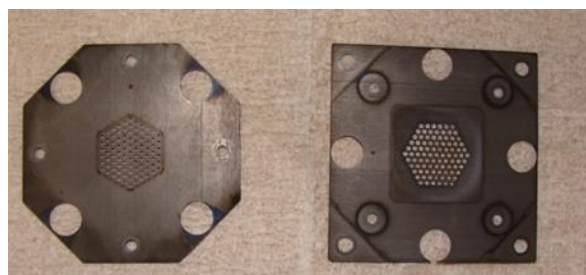


図 3.3 アクセルグリッド(左)とスクリーングリッド(右)

表 3.1 イオンエンジン A のグリッドシステム

Parameter	Screen	Acceleration
Open area ratio, %	51	16
Hole diameter, mm	1.20	0.70
Thickness, mm		0.30
Hole pitch, mm		1.20
Material		Carbon
Grid gap, mm		0.20
Number of holes		91

イオンエンジンBの写真を図3.4に示す。イオンエンジンBはスクリーン、アークセル、ディセルの3枚のグリッドによって構成され、それぞれのグリッドの大きさは、56 mm, 55 mm, 57 mm となっており、図3.4のようにグリッドよりも小さな円筒放電室が接続されている。放電室は外径 32 mm, 内径 24 mm, 高さ 19 mm の軟鉄製の円筒からなっており、それを囲むように内径 18 mm, 外径 24 mm 厚さ 2 mm の径方向磁化磁石のサマリウムコバルト磁石を4分割したものを4個採用している。アンテナには星形を採用し、グリッドは C/C 複合材でできている。イオンエンジンのグリッドパラメータを表3.2に示す。



図 3.4 イオンエンジン B

表 3.2 イオンエンジン B のグリッドシステム

Parameter	Screen	Accel.	Decel.
Hole diameter	1.2	0.7	1
Potential, V	1000	-150	0
Thickness, mm		0.3	
Hole pitch		3.5	
Material	carbon - carbon composite(Poco graphite, DFP3-2)		
Grid gap		0.8	0.5
Number of holes		37	

3.1.2 制御回路

本研究ではアクセルグリッドに印加する電圧をスクリーン電圧とスクリーン電圧にスイッチしイオンビーム（推力）を ON/OFF スイッチし制御する回路を作成した。回路図と実物をそれぞれ図 3.5, 図 3.6 に示す。

駆動信号は図 3.7 に示すファンクションジェネレータ WF 1974（エヌエフ回路設計ブロック社製）を用いて、任意の周波数、および duty 比を入力し回路駆動信号とした。信号はフォトカプラ HCPL-2400（Broadcom 社製）を介して下流の回路へと信号を伝搬する。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の 2 ルートに分離する。この際、信号はそれぞれ反転している。2 つに別れた信号はそれぞれ 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接続された MOSFET SCT3080KL (ROHM 社製) を駆動し電圧をスイッチする。スクリーン電圧印加用の電源とアクセル電圧印加用の電源のそれぞれが印加する電圧を交互にアクセルグリッドに印加する (図 3.8)。これがファンクションジェネレータによる入力信号の周波数, duty 比によって繰り返される。また、IC 駆動にはレギュレータ NJM7800FA (JRC 社製) によって 15 V, 5 V を印加することで駆動した。

また MOSFET にスナバ回路を組み込み、スイッチ速度を調節する抵抗等によってスイッチングによるノイズ対策を行った。

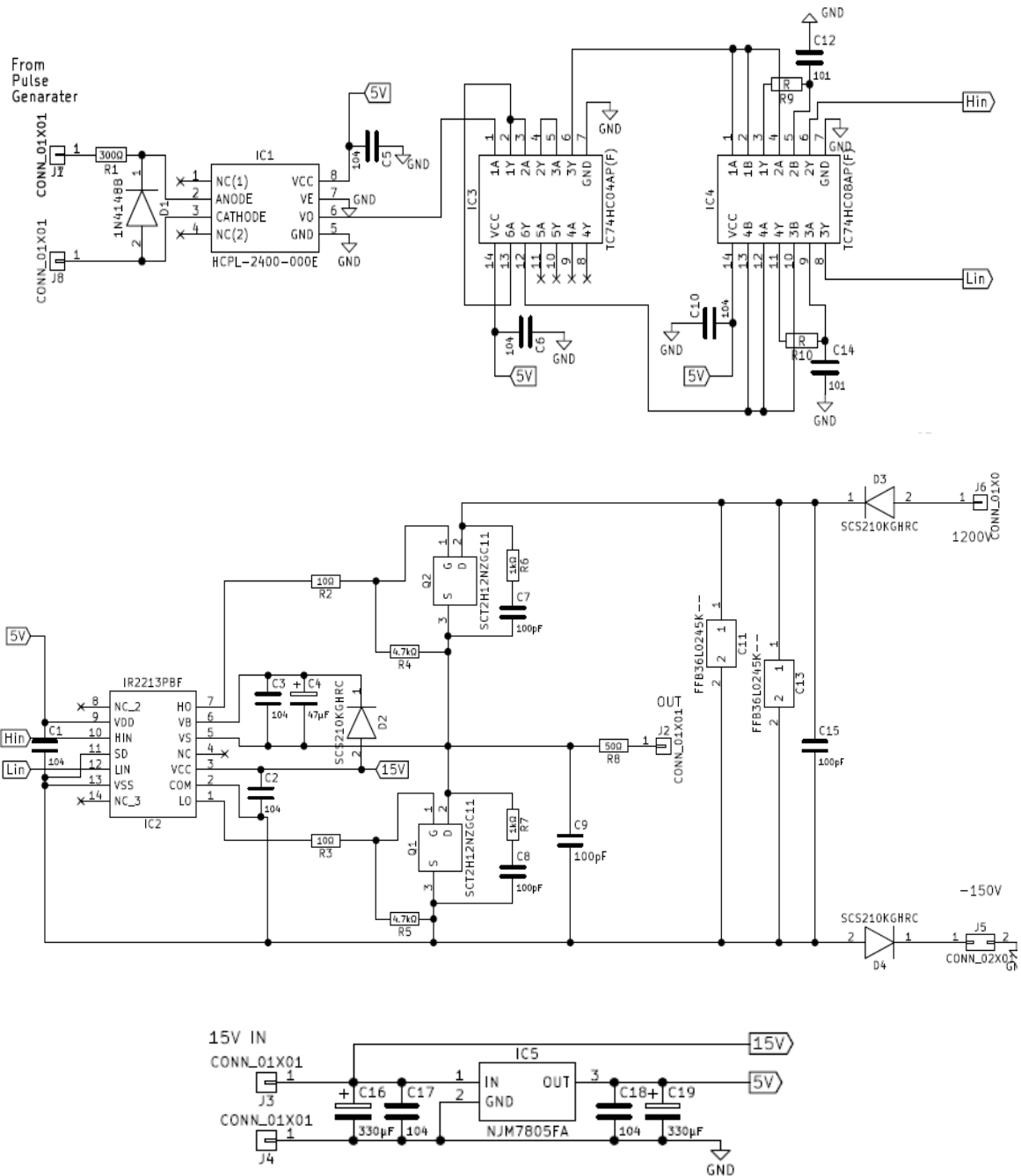


図 3.5 スイッチ回路図

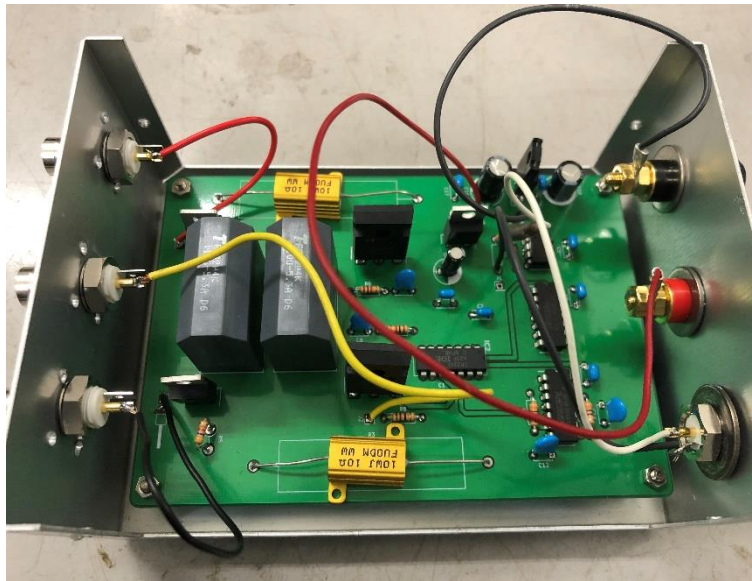


図 3.6 作成した回路



図 3.7 ファンクションジェネレータ

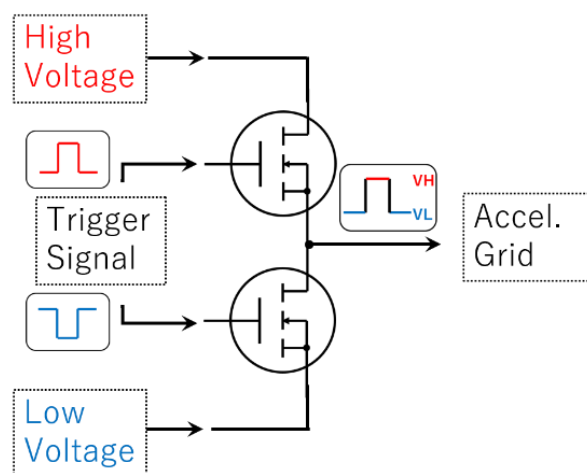


図 3.8 制御回路簡略図

3.1.3 中和器

実験に使用した中和器を図 3.9 に示す．この中和器は JAXA によって開発されたカーボンナノチューブ製で $88\text{ mm} \times 88\text{ mm}$ の正方形の FEC である．

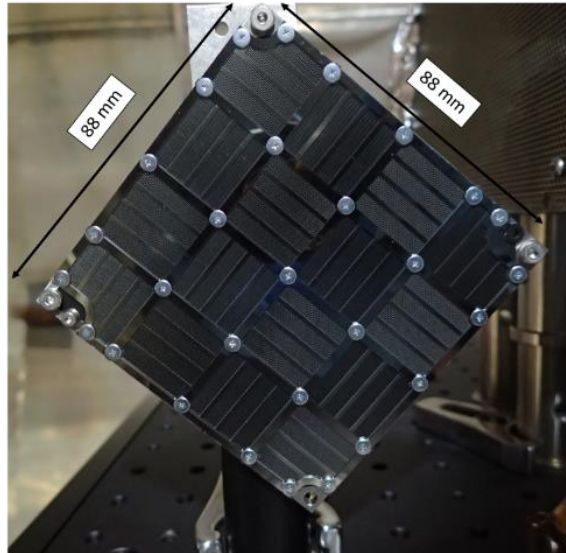


図 3.9 使用した CNT-FEC

中和実験の際は図 3.10 に示す実験体系にて実験した．イオンエンジンと FEC 間の電氣的なやり取りを測定するために，イオンエンジン及び FEC をチャンバー電圧から電氣的に浮かした状態で実験した．

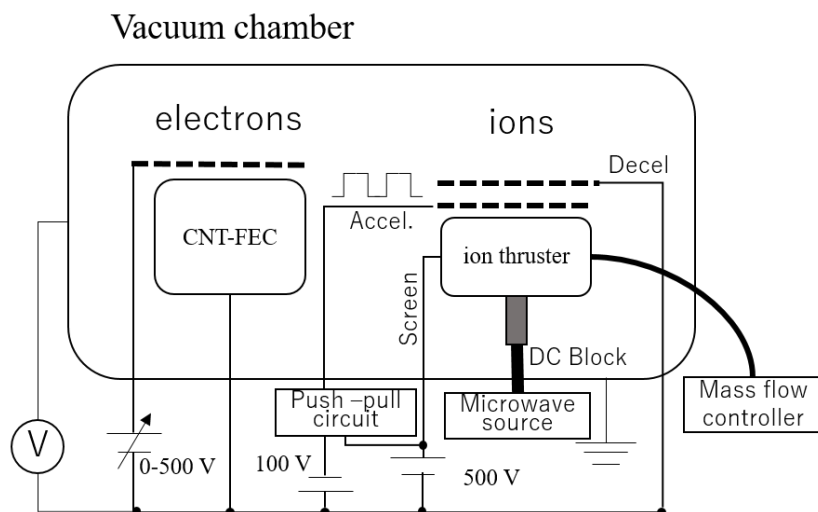


図 3.10 中和実験時の体系図

3.1.4 真空装置

実験で使用した真空チャンバーを図 3.11 に示す。使用した真空チャンバーの大きさは、直径 300 mm、高さ 270 mm の円筒形である。排気には荒排気用にドライポンプ、高真空用にターボ分子ポンプと、2 種類のポンプを用いる。2 つのポンプの詳細を表 3.3 に示す。初めにドライポンプのみで真空を引き、40 Pa 程度まで圧力が下がったところでターボ分子ポンプを作動させる。この 2 つのポンプを組み合わせることで、 10^{-5} Pa 程度の高真空状態に達することができる。チャンバー内の圧力は、電離真空計 M-430 (キヤノンアネルバ社製) を用いて計測する。

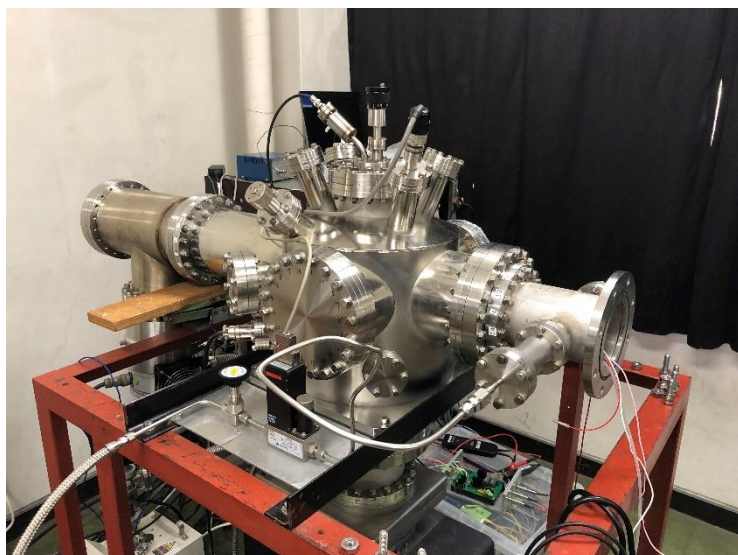


図 3.11 真空チャンバー



図 3.12 電離真空計

表 3.3 ポンプの詳細

真空ポンプ	ドライポンプ	ターボ分子ポンプ
メーカー	檜山工業	Varian Vacuum Technologies
型番	NeoDry 15E-3	Turbo-V 550 969-9050
排気量	250 L/min	600 L/s

また、中和実験は独立行政法人 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。スペースサイエンスチャンバーの概観を図 3.13 に示す。真空チャンバーは直径 2.5 m、長さ約 5 m のステンレス製円筒状真空容器であり、排気に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 台で粗引きを行った後、ターボ分子ポンプ (TG3451MVAB：排気速度 3400 l/s) 1 台とクライオポンプ (CRYO-U30H：排気速度 28000 l/s) 2 台を用いて高真空まで排気した。



図 3.13 スペースサイエンスチャンバー

3.2 計測

本研究の実験体系を図 3.14 に示す。本研究において推進剤は Xe とし流量はマスフローコントローラ 5850S (BROOKS INSTRUMENT 社製) によって調整した (図 3.15)。投入した Xe をマイクロ波によってプラズマ化したものを実験で取り扱った。マイクロ波源 T161-48DDA (サムウェイ社製) と増幅器 T161-48DDA (サムウェイ社製) を図 3.16 に示す。

本研究においては主にイオンビーム電流の値によって推力可変システムの検証を行った。グリッドに印加された電圧によるグリッド間のポテンシャル差によって引き出されたイオンビーム電流 I_b [A] は次式で表される。

$$I_b = I_s - I_a \quad (5-1)$$

ここで、 I_s, I_a とはそれぞれスクリーングリッドに流れる電流値とアクセルグリッドに流れる電流値である。スクリーン電流、アクセル電流はそれぞれ電流プローブ CT6701 (日置電機社製) を2つ用いて測定した (図 3.17)。スイッチ回路によってアクセルグリッドに印加する電圧がスイッチされていることを電圧プローブ THDP0100 (Tektronix 社製) によって測定した (図 3.18)。電流プローブは立ち上がり時間 7.0 ns 以下、周波数帯域は 120 MHz、出力レートは 1 V/A がカタログスペックとなっている。電圧プローブは立ち上がり時間 3.5 ns 以下、周波数帯域は 100 MHz、差動電圧は±6000 V がカタログスペックとなっている。

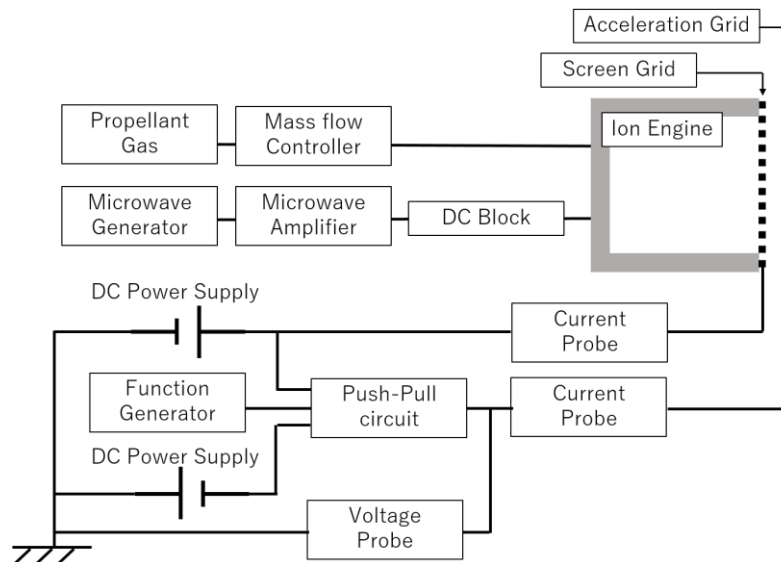


図 3.14 実験体系

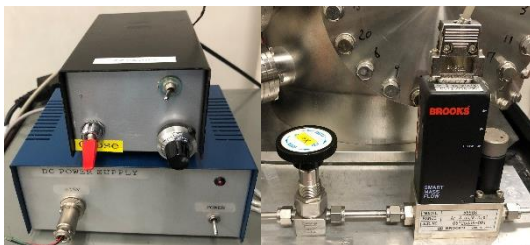


図 3.15 マスフローコントローラ



図 3.16 マイクロ波源(上)と増幅器(下)



図 3.17 電流プローブ



図 3.18 電圧プローブ

また、チャージコレクタによってもイオンの計測を行った。チャージコレクタとは、荷電粒子を電流に変換する装置であり、電流の空間分布の測定や、荷電粒子の検出等に用いられる。本研究ではイオンビーム電流をチャージコレクタによって測定するのではなく、高速スイッチングによって変化するイオンの挙動を捉えるために使用した。図 3.19 に使用したチャージコレクタの概略図と実際に使用したチャージコレクタを示す。チャージコレクタは SMA コネクタ、銅製のファラデーカップ、ピンホールカップで構成される。ファラデーカップに衝突した荷電粒子を電流として測定する⁽³⁻⁴⁾。

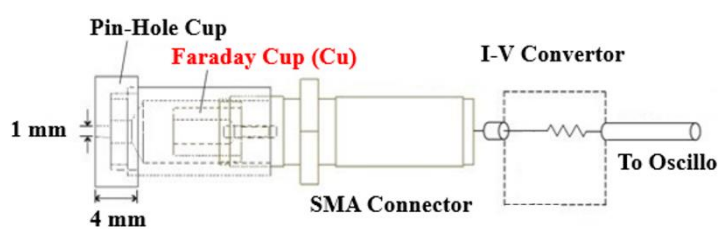


図 3.19 チャージコレクタ

参考文献

- 3-1 近岡貴行：小型衛星用イオンスラスタの開発，2005，九州大学修士論文.
- 3-2 池田凌：ドラッグフリー衛星への搭載を目指した 100 μN 級超小型イオンエンジンの開発，2019，九州大学修士論文.
- 3-3 牛尾康一：マイクロ波放電を用いた新しい小型推進器の開発，2014，九州大学学士論文.
- 3-4 齋藤直哉：The Behavior of Laser-Produced Plasma in a Magnetic Thrust Chamber, 2015，九州大学修士論文.

第 4 章 結果・考察

4.1 制御回路によるアクセル電圧の制御

アクセルグリッドに印加する電圧を、アクセル電圧とスクリーン電圧とでスイッチすることで、イオンビーム (推力) の ON/OFF が可能になり、さらに duty 比を変化させることで推力可変が達成される。そこで、まずは今回作成した制御回路を用いてアクセル電圧に印加する電圧をスイッチできるか確認した。図 4.1 は duty 比 50%, 周波数 100 Hz の信号を制御回路に入力した際のアクセル電圧の時間変化である。スクリーングリッドには常に 600 V が印加され、アクセルグリッドには制御回路によって 600 V と 0 V を交互に印加する。図 4.1 から黒線が表すファンクションジェネレータの信号の変化に合わせて、青線が表すアクセル電圧が 600 V と 0 V で切り替わっていることが確認できた。

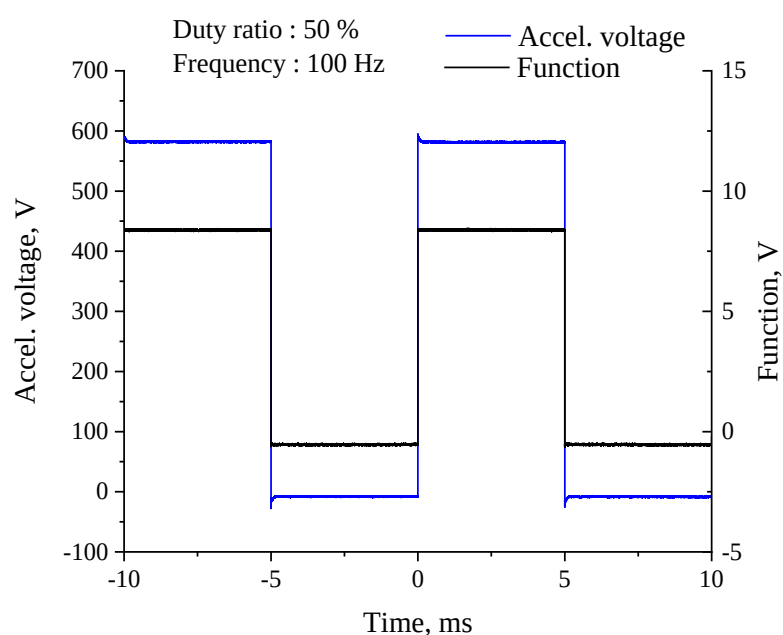


図 4.1 アクセル電圧のスイッチ
duty 比 : 50%, 周波数 : 100 Hz

4.2 イオンビーム電流計測

アクセラ電圧をスイッチすることで、イオンビームの ON / OFF がスイッチされることを確認するためイオンビーム電流を測定した。アクセラ電圧を duty 比 50 %, 周波数 100 Hz でスイッチした際のイオンビーム電流の時間変化を図 4.2 に示す。イオンエンジンはマイクロ波投入電力 6 W, 投入推進剤流量 0.1 sccm で作動させた。アクセラ電圧のスイッチと同じタイミングで、イオンビーム電流が変化していることが確認できた。アクセラグリッドが 600 V の時は 0.5 mA 程度のイオンビーム電流が, 0 V の区間になると 1.3 mA 程度までイオンビーム電流が大きくなり, イオンの引き出しが行われていることが確認できた。また, アクセルグリッドに 600 V を印加している時にも 0.5 mA 程度のイオンビームが発生しているのは, スクリーニンググリッドとアクセラグリッド間には電位差が生じていないが, スクリーン電圧に対して -600 V に印加しているディセルグリッドとスクリーングリッドとの間で電位差が生じてしまい, イオンが漏れ出てしまっていることが原因だと考えられる。グリッドパラメータを変更することで漏れ電流を抑制することが可能であることがシミュレーションにて予想されている。

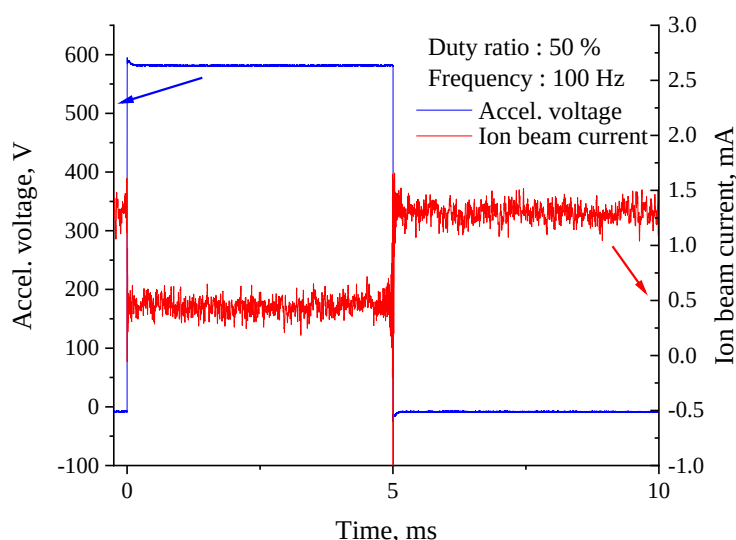


図 4.2 イオンビーム電流のスイッチ

duty 比 : 50 %, 周波数 : 100 Hz

次に、アクセル電圧及びイオンビームの duty 比を変化させることが可能か実験を行った。イオンビーム電流の duty 比が 99 %, 90 %, 10 %, 1 %となるようアクセル電圧を制御した。図 4.3 に各 duty 比におけるアクセル電圧とイオンビーム電流の時間変化を示す。青色が示すアクセル電圧が 10 ms の周期でそれぞれの duty 比に準ずる時間割合で 600 V 及び 0 V がスイッチしていることが分かる。そのアクセル電圧の変化と同じタイミングで赤線が示すイオンビーム電流も変化していることが確認できた。これによって、アクセル電圧の duty 制御によって推力可変であることが実証された。

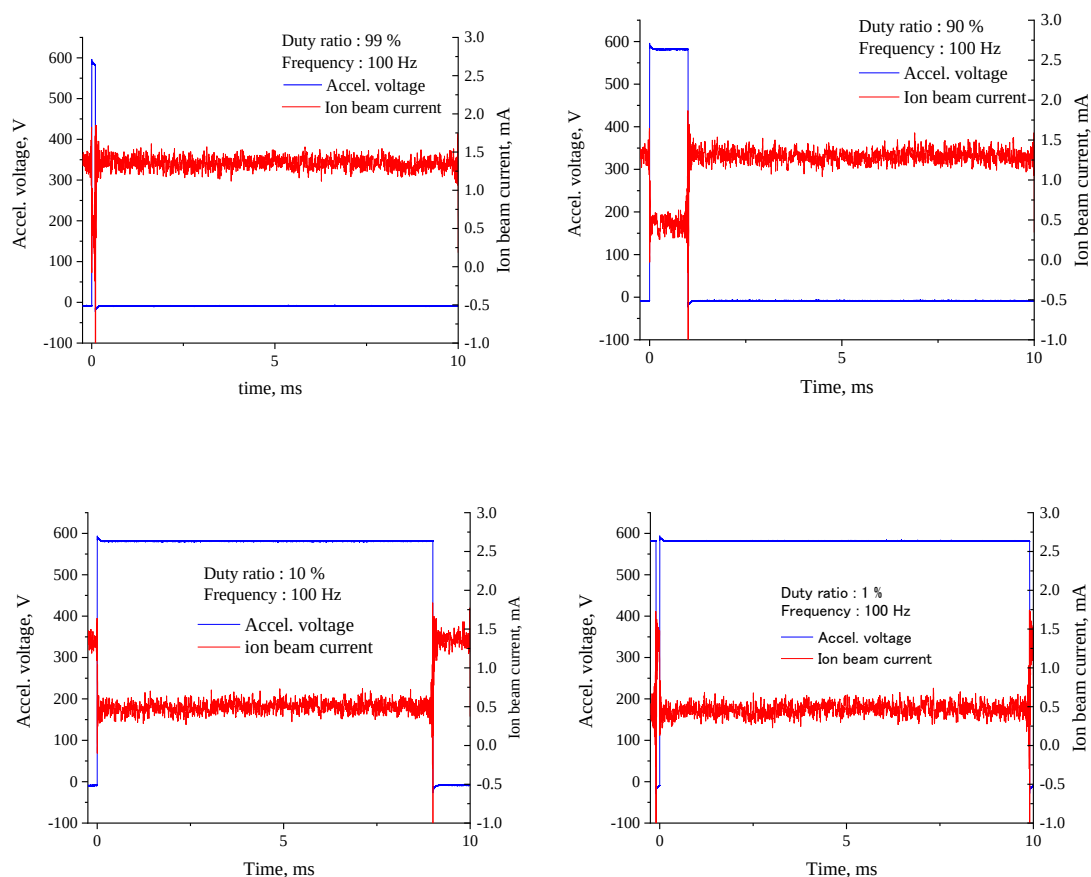


図 4.3 様々な duty 比でのイオンビーム電流
duty 比 : 99 %, 90 %, 10 %, 1 % 周波数 : 100 Hz

4.3 推力可変範囲

次に推力可変範囲の検証を行った。本研究は人工衛星によるフォーメーションフライトを達成するためのイオンエンジンにおける推力可変システムの開発を目的としている。想定するミッションの推力可変範囲は $0.1 \mu\text{N} \sim 100 \mu\text{N}$ である。本システムはイオンビームの duty 比による推力制御なので、制御するエンジンの設計推力によって推力可変範囲は決定される。つまり、本システムにおいて $0.1 \mu\text{N} \sim 100 \mu\text{N}$ を達成するには、イオンビーム duty 比 0.1 %が達成されれば、最大推力の $1/1000$ の推力が発生可能となりミッションの推力可変範囲を実現可能となる。

本システムはアクセル電圧の duty 制御による推力可変システムなので、推力可変範囲はアクセル電圧の duty 制御可能範囲に依存する。アクセル電圧のスイッチにかかる時間（立ち上がり時間および立ち下がり時間）やファンクションジェネレータによって入力された信号からアクセル電圧変化がどれだけ遅れ、電圧立ち上がり及び立ち下がりにおいてどのような違いがあるか確認した。ファンクションジェネレータによる入力信号とアクセル電圧の立ち上がり時の時間変化を図 4.4、立ち下がり時の時間変化を図 4.5 に示す。アクセル電圧は 0 V と 600 V を 100 Hz でスイッチしている。

図 4.4 よりファンクションジェネレータによって信号が入力された後、約 600 ns 後にアクセル電圧が 0 V から上昇を開始していることが分かる。また、図 4.4 の下 2 図はそれぞれの立ち上がり時直後を示している。ファンクションジェネレータによる信号は立ち上がり開始から約 20 ns は急激に立ち上がりその後緩やかに上昇しやがて一定になっている。立ち上がり開始から約 100 ns で入力信号は立ち上がることを確認できた。一方アクセル電圧は、0 V から 600 V に達するまで約 600 ns かかることが確認できる。つまりファンクションジェネレータの信号が入力されてから、約 600 ns 後にアクセル電圧が変化し始め、約 1.2 μs 後に 0 V から 600 V まで電圧が上昇する。立ち上がり直後には約 10 V のオーバーシュートやリングングノイズが見られた。

図 4.5 よりファンクションジェネレータによって入力された信号が下降し始めた後、約 600 ns 後にアクセル電圧が 600 V から下降を開始していることが分かる。これは立ち上がり時と同程度である。また、図 4.5 の下 2 図はそれぞれの立ち下がり

直後を示している。ファンクションジェネレータによる信号は下降開始から約 20 ns は急激に立ち下がりその後緩やかに下降しやがて一定になっている。立ち上がり時と同じように、立ち下がり開始から約 100 ns で信号は立ち下がる事が確認できた。一方アクセル電圧は、下降開始から約 230 ns で立ち下がっている。これは立ち上がり時と比較して 1 / 3 ほど短い。しかし、立ち上がり時と同様アンダーシュートが見られるが、立ち上がり時よりも明瞭なリングングノイズが発生している。このアンダーシュートは 30 V 程度であり、このノイズが減衰するのに約 1.2 μ s 要している。つまり、600 V からおよそ 0 V まで立ち下がるのには約 230 ns 要するが、ノイズの減衰まで考慮すると約 1.4 μ s 要することになる。入力信号が下降を開始してからアクセル電圧は、およそ 800 ns 程度で立ち下がるが、その後ノイズが減衰するまで更に約 1 μ s 要する事が確認できた。

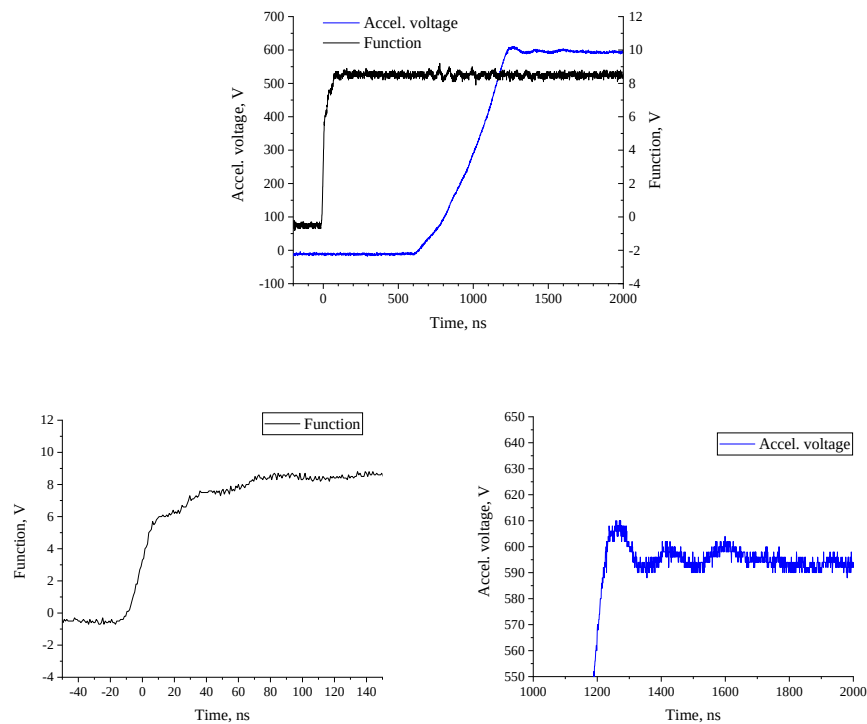


図 4.4 立ち上がり時の電圧及び入力信号の時間変化

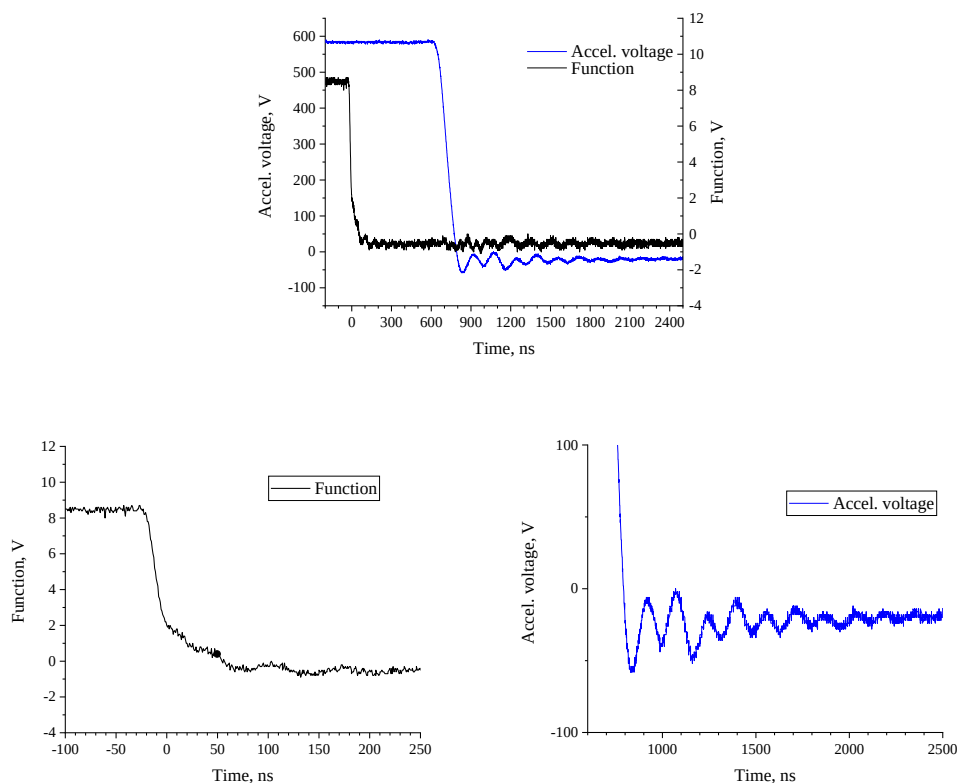


図 4.5 立ち下がり時の電圧及び入力信号の時間変化

アクセル電圧は立ち上がり時立ち下がり時にそれぞれなまりが生じるため、アクセル電圧のスイッチが瞬間的に行われる理想値とは差異が生じてしまう。また、立ち上がり時間立ち下がり時間は周波数や duty 比によって変化しないことが分かった。500 Hz、アクセル電圧 duty 比 0.1 %におけるアクセル電圧の 0 V から 600 V へのスイッチ結果を図 4.6 に示す。この結果においてアクセル電圧の時間積分は理想値に対して約 90 %程度であった。アクセル電圧における可変範囲は理想値の 95 %を満たすことを条件とすると、duty 比可変範囲は表 4.1 のように結論付けられる。立ち上がり、立ち下がり時間の違いは非常に短時間の差異であるため、1000 倍以上のより細かな可変率を達成する際に影響するため、本研究で目標とする 1000 倍の可変率には影響の無い範囲であった。想定ミッションの要求応答速度が 10 Hz 以上であるため、スイッチ周波数は 100 Hz、500 Hz、1000 Hz にて実験を行った。3 つの周波数から周波数と下限 duty 比には図 4.7 のように比例関係が見られた。アクセル電圧において周波数 100 Hz では duty 比は 0.044 %まで小さくすることが可能であることが確認された。

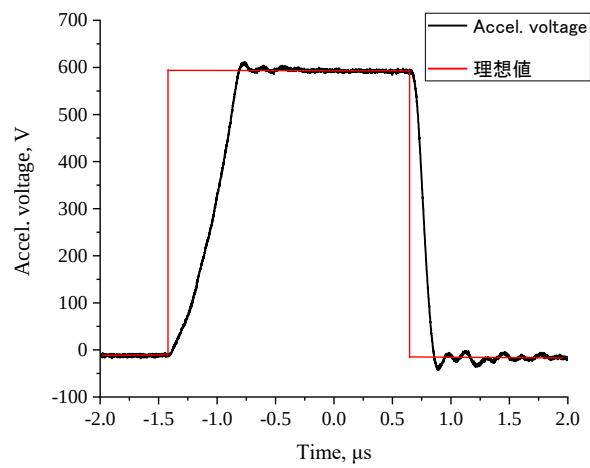


図 4.6 アクセル電圧のスイッチング波形と理想値

周波数：500 Hz, duty 比：0.1 %

表 4.1 アクセル電圧における可変下限

周波数	アクセル電圧 Duty 比
100 Hz	0.044 %
500 Hz	0.22 %
1000 Hz	0.44 %

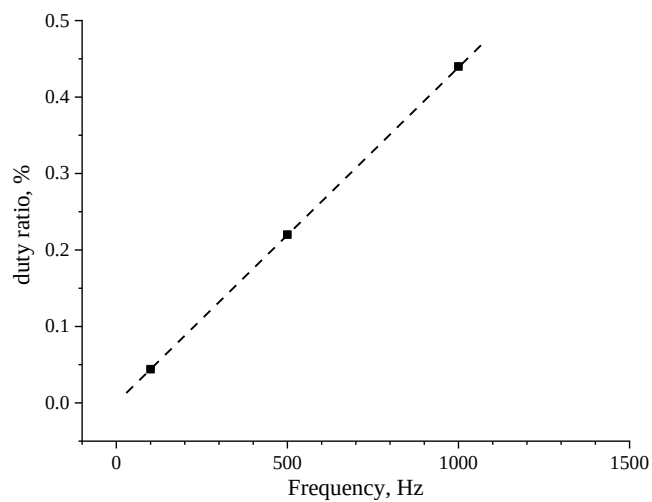


図 4.7 周波数と下限 duty 比の関係

また、原理上はアクセル電圧の制御可能範囲によってイオンビームの制御可能範囲が決定されるが、推力はイオンがビームとして引き出されて始めて推力が発生するため、イオンが確かにビームとして噴射されていることも実証しなければならない。イオンビーム電流測定によっても制御可能範囲を調査した。

図 4.8（上）はアクセル電圧を周波数 500 Hz, duty 比 90 %で 600 V と 0 V をスイッチした際の、図 4.8（下）はアクセル電圧を周波数 100 Hz, duty 比 50 %で 600 V と 0 V をスイッチした際の立ち上がりとしち下がり時のイオンビーム電流を示す。イオンビーム電流には 0.7 MHz のローパスフィルタを使用している。アクセル電圧をスイッチ時にイオンビーム電流に減衰するノイズが生じていることが確認できる。またこのノイズは周波数や duty 比に依存しないノイズであることも確認できる。そのため、高周波数や低 duty 比になるにつれイオンビームの引き出し時間は短くなり、ノイズに引き出し時のイオンビーム電流が覆われてしまい計測が行えなくなってしまう。

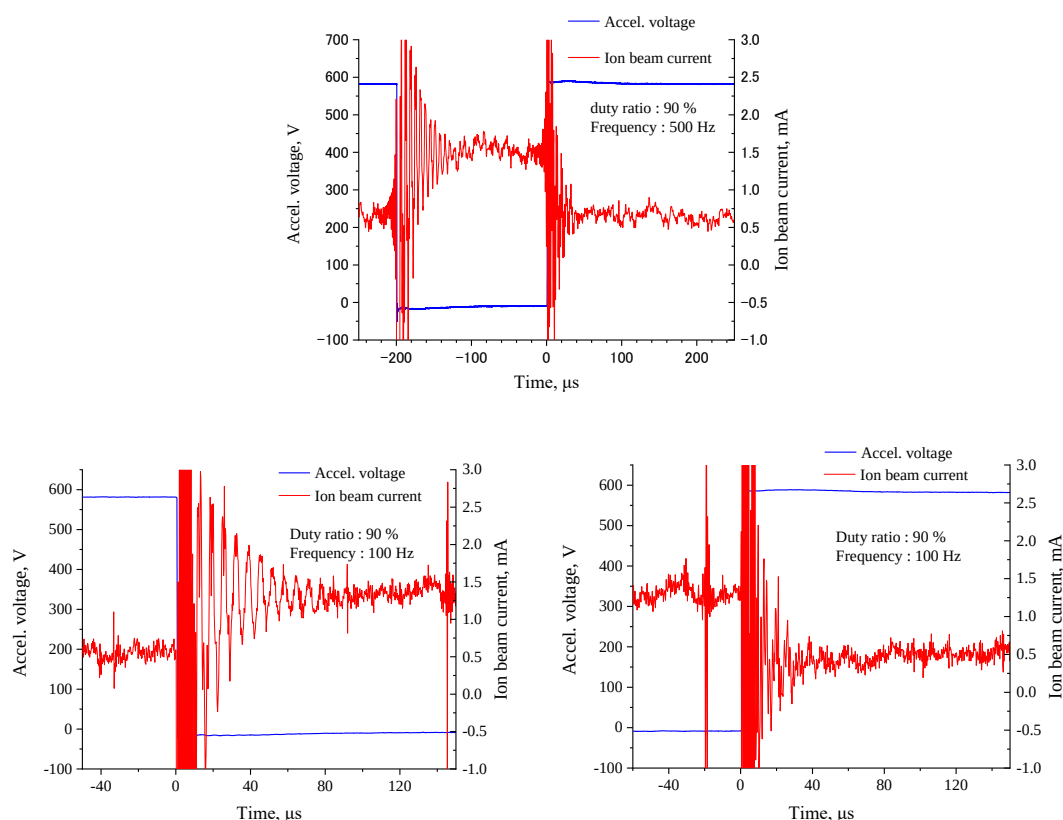


図 4.8 スイッチ時のイオンビーム電流

上：アクセル電圧 duty 比 90 %, 周波数 500 Hz

下：アクセル電圧 duty 比 90 %, 周波数 100 Hz

イオンビーム電流は、スクリーン電流とアクセル電流の差によって求められる。スクリーン電流とアクセル電流をそれぞれフーリエ解析すると、複数の同じ周波数帯に大きなスペクトルが確認され、またアクセル電流の方がいずれの周波数帯においても強度が大きかった。更に、高周波数帯の波のみで測定するとスイッチ時に大きく振れ、スイッチによるビームの ON / OFF に関与しないことが確認された。本研究ではアクセル電圧をスイッチしており、そのスイッチによって回路の寄生インダクタンスや寄生キャパシタンスによって振動するノイズが発生してしまいアクセル電流やスクリーン電流の測定を妨げていると考えられる。イオンビーム測定による可変範囲の特定においては、イオンの引き出しがスイッチ出来ていることが確認できれば十分であるので、ノイズの影響の小さいスクリーン電流をフーリエ解析によってスイッチノイズの周波数をカットすると図 4.9 のようになる。図 4.9 の結果には 0.12 MHz のローパスフィルタを用いている。

スイッチ直後にオーバーシュートのように振動してしまっているが、立ち下がり時は約 11 μ s 後、立ち上がり時は約 5 μ s でスクリーン電流の遷移が完了していることが確認できる。イオン引き出し直後に大量のイオンが一気に引き出されているのは、イオンの引き出しが OFF の場合スクリーングリッドとアクセルグリッド間のプラズマ密度が上昇し、グリッド間に電位差が生じた瞬間に一気にイオンが流れ出したことによるものだと考えられる。

また、より引き出し時間の短いイオンビーム duty 比 1 % の 500 Hz と 1000 Hz のスクリーン電流の変位を図 4.10 に示す。図 4.10 の結果にも 0.12 MHz のローパスフィルタを用いている。アクセル電圧のスイッチによってイオンの引き出しが行われていることが確認できるが、大きく振動しており、平衡に達する前にアクセル電圧がスイッチしてしまっている。そのため、duty 比 1 % 程度以下のイオンの引き出しが短時間領域の場合、正確な電流量を計測することは困難である。また、スイッチ後のオーバーシュートがイオンの引き出し状況を意味する変化であるのか、ノイズの影響によるものなのか結論付けることは困難である。

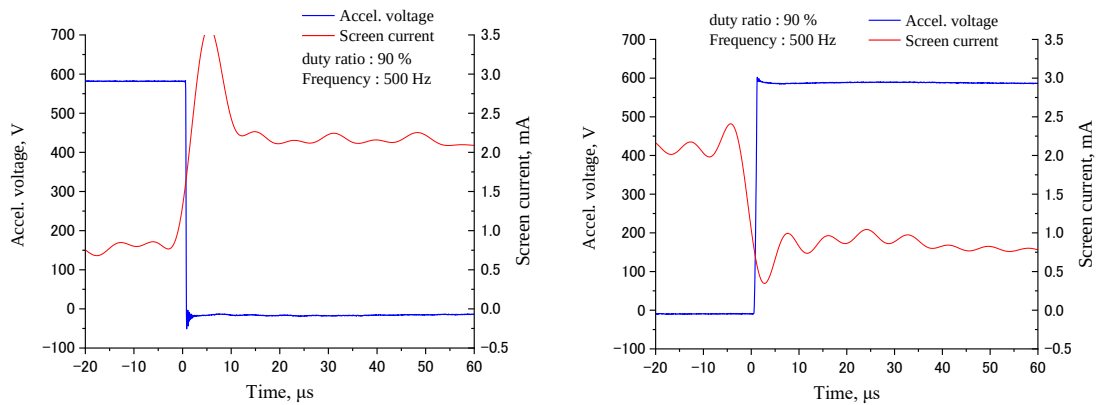


図 4.9 スイッチ時のスクリーン電流の変化

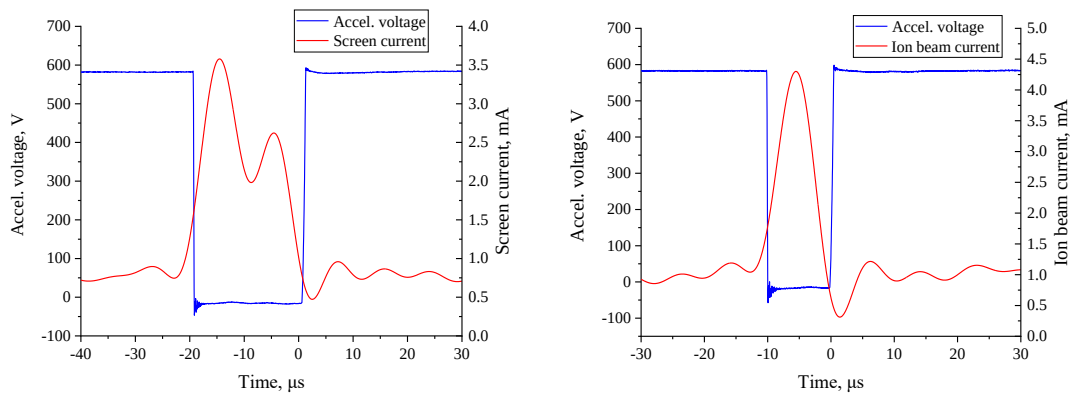


図 4.10 イオンビーム duty 比 1 %時のスクリーン電流の変化

(左 : 500 Hz 右 : 1000 Hz)

オーバーシュート後の遷移終了後の電流値は信頼性が担保されていると考えられるため、イオンビーム電流計測における可変範囲は、引き出し時間の 95 %が信頼性の担保される領域に含まれることを条件とすると 100 Hz, 500 Hz, 1000 Hz においてイオンビーム duty 比の可変下限は表 4.2 のようになる。イオンビーム電流による可変下限においても、周波数と duty 比には図 4.11 のような比例関係が見られた。しかしこれは、測定による限界であり、図 6.10 の結果は 1 %のような低 duty 比においてもイオンの引き出しが行われていることを支持している。

表 6.2 イオンビーム電流における可変下限

周波数	イオンビーム duty 比
100 Hz	2.2 %
500 Hz	11 %
1000 Hz	22 %

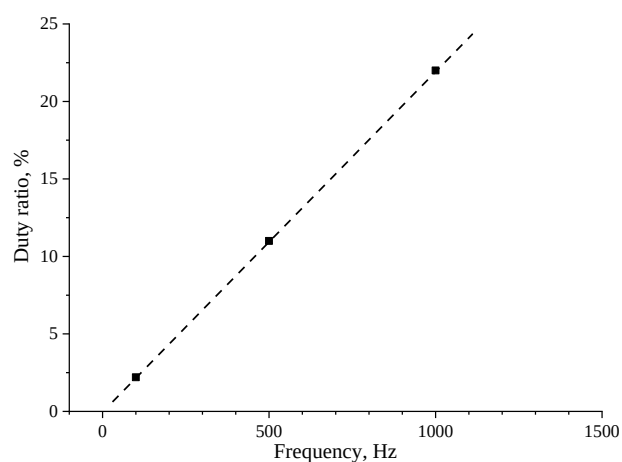


図 4.11 周波数と下限 duty 比の関係

4.4 スイッチ速度抑制によるノイズの影響

イオンビーム電流計測の際、スイッチ直後にはノイズが発生したため推力可変範囲実証の障害となった。そのノイズは高速な電圧スイッチによって、回路中の寄生インダクタンスや寄生キャパシタンスによって振動してしまっていると考えられる。アクセル電圧においてもスイッチ直後にはリングングノイズが発生しており、イオンビーム電流のノイズにも影響を及ぼしていると考えられる。そこで、スイッチングスピードを制御回路とアクセルグリッドの間に抵抗を接続することによって変化させ、アクセル電圧のノイズやイオンビーム電流のノイズにどのように影響するのか調査した。抵抗の値は 10 Ω , 50 Ω , 100 Ω , 300 Ω , 1000 Ω の 5 種類を用いて実験した。まず、アクセル電圧の立ち上がり時の比較を図 6.12 に示す。図 4.12 の点線部を拡大したものが図 4.13 である。結果から抵抗値が大きいほど立ち上が

り速度が遅いことが確認できる。リングングノイズに関しては、 $100\ \Omega$ 以上になると確認できないが、抵抗が小さいほどより長時間大きく波打っていることが確認できる。

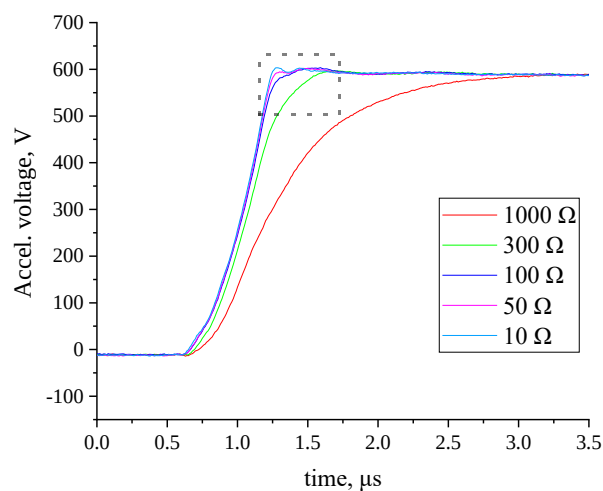


図 4.12 各抵抗を挿入した際のアクセル電圧の立ち上がり

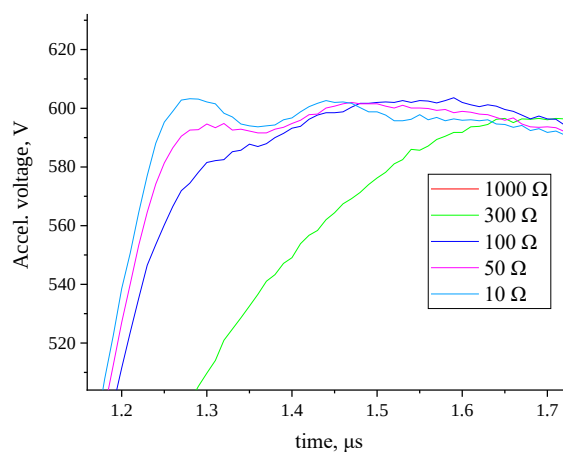


図 4.13 各抵抗を挿入した際のアクセル電圧の立ち上がり（拡大）

アクセル電圧の立ち下がり時間の比較を図 4.14 に示す。図 4.14 の点線部の拡大を図 4.15 に示す。立ち上がり時と同様に抵抗値が大きいほど立ち下がり時間は長くなっていることが分かる。また、リングングノイズも抵抗値が小さいほうが大きく振れ、収束に時間がかかっている。立ち上がり時は、 $100\ \Omega$ では見られなかったノイズが立ち下がり時には多少発生している。これは、立ち下がり時間が立ち上が

り時間に比べて、短いことによるものだと考えられる。

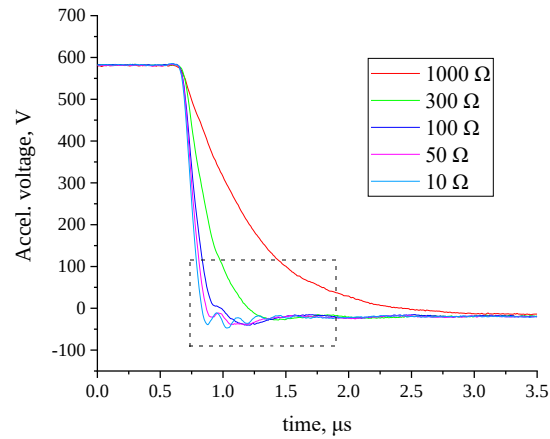


図 4.14 各抵抗を挿入した際のアクセル電圧の立ち下がり

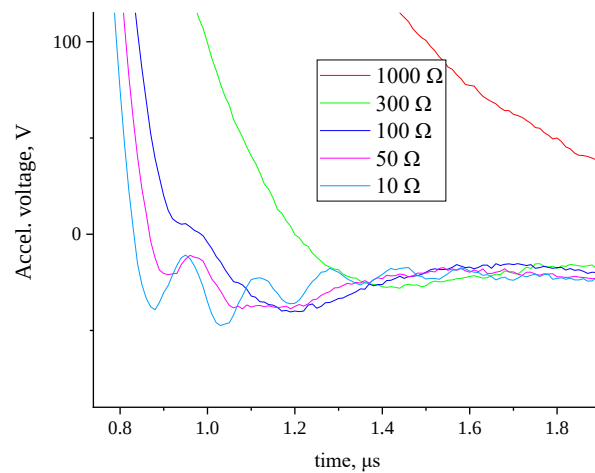


図 4.15 各抵抗を挿入した際のアクセル電圧の立ち下がり（拡大）

次に抵抗を挿入することで、イオンビーム電流計測にどのような影響があるか調べた。10 Ω と 1000 Ω の立ち上がり時を図 4.16 に、立ち下がり時を図 4.17 に示す。10 Ω を赤線、1000 Ω を青線で示す。減衰の様子が比較し易いようにイオンビーム電流を別個の軸で 3 mA ずらして表示している。アクセル電圧のオーバーシュートやアンダーシュートによるリングングノイズに起因すると考えられるイオンビーム電流のスイッチ時のノイズが 1000 Ω の場合、減衰が早く、振幅が小さいことが確認できる。10 Ω と 1000 Ω の場合でイオンビーム電流をフーリエ解析した。結果

を図 4.18 に示す．結果から確かにスイッチ時に発生する高周波域の振幅が $1000\ \Omega$ の場合小さくなっていることが分かる．しかし，イオンビーム電流のスイッチによる遷移は $0.2\ \text{MHz}$ 程度以下の低周波であるが， $1000\ \Omega$ の方が低周波の振幅が大きくなってしまっていることが確認できる．スイッチによるノイズを減衰させる反面，イオンビームの変化を計測する際，妨げになる可能性があり，可変範囲拡大に大いに有効であるとは言えない．

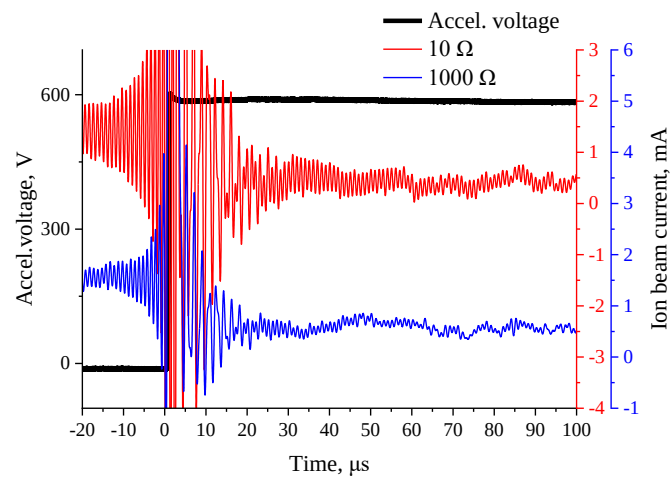


図 4.16 抵抗挿入時のイオンビーム電流（アクセル電圧立ち上がり時）

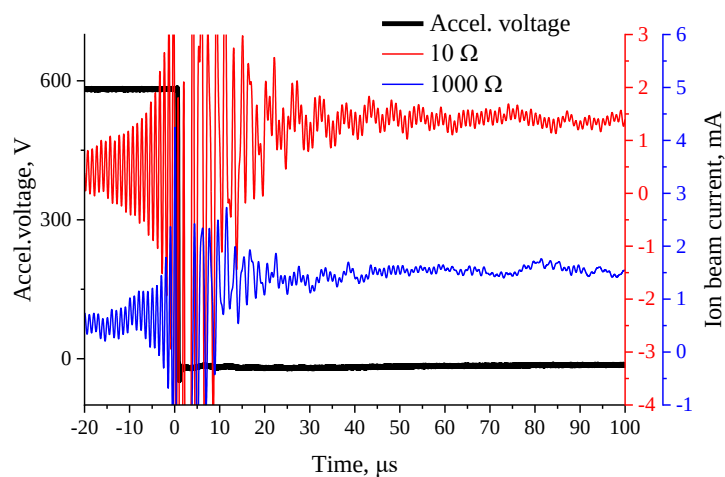


図 4.17 抵抗挿入時のイオンビーム電流（アクセル電圧立ち下がり時）

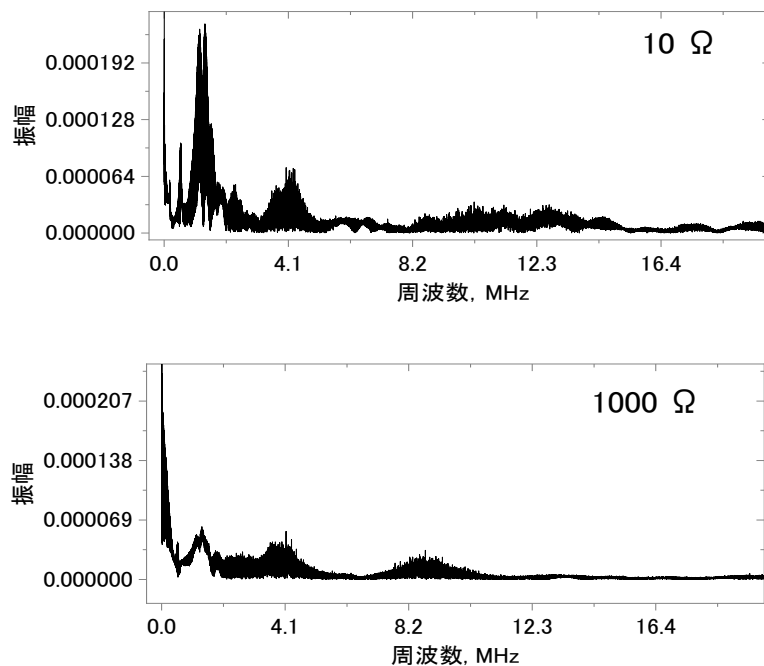


図 4.18 イオンビーム電流のフーリエ解析（上：10 Ω ，下：1000 Ω ）

4.5 チャージコレクタによるイオン計測

イオンエンジンの下流に設置したチャージコレクタによってイオンビームを測定した。チャージコレクタによる測定の目的は、正味のイオンビーム電流量を測定することではなく、プローブによってイオンビーム電流を測定した際にノイズに妨げられて測定できなかった時間領域をチャージコレクタによって測定することである。

チャージコレクタによって測定したイオンビームを図 4.19 に示す。アクセル電圧スイッチ duty 比は 10% である。スイッチ直後の拡大図を図 4.20 に示す。ビーム引き出し開始直後にはビーム電流値が急激に負の領域まで減少し、その後大きくオーバーシュートし、約 700 μs 後に平衡に達する。ビーム引き出し停止直後も急激に減少し約 50 μs で平衡に達する。引き出し直後のイオンの検出が停止直後に比べて平衡に達するのが遅いのは、二次電子の影響と考えられる。引き出されたイオンはチャージコレクタに衝突し、二次電子が発生する。イオンビームが OFF の時イオンエンジン及びアクセルグリッドはスクリーン電圧に印加されており、発生した電子がイオンエンジンへと引き寄せられる。そしてイオンエンジンとチャージコレ

クタ間に漂っていると考えられる。引き出され始めたイオンは、電子とチャージコレクタによって形成された進行方向逆向きの電場を打ち消しつつチャージコレクタに達する。そのため引き出し開始した直後チャージコレクタに検出されるイオンが徐々にしか増加しないものと考えられる。結果として、プローブで測定できなかった時間領域をチャージコレクタによって測定することは出来なかった。

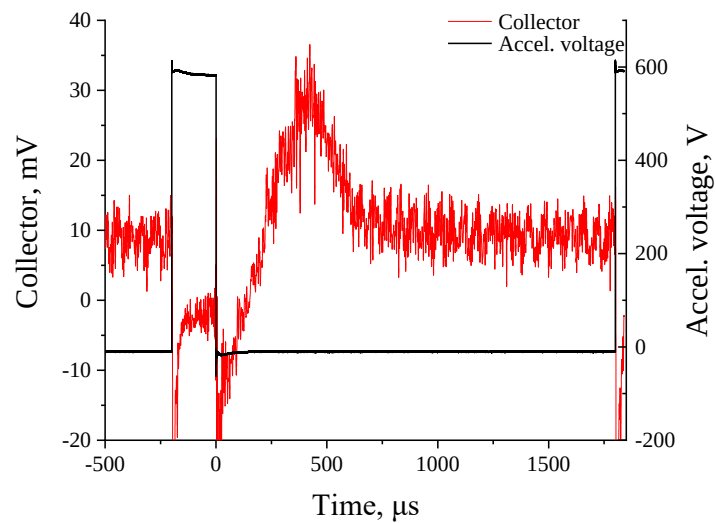


図 4.19 チャージコレクタによるイオンの計測

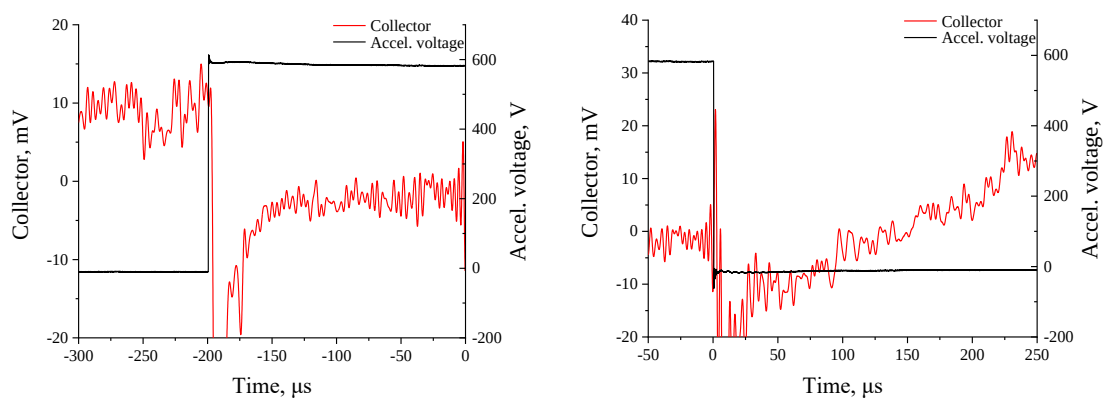
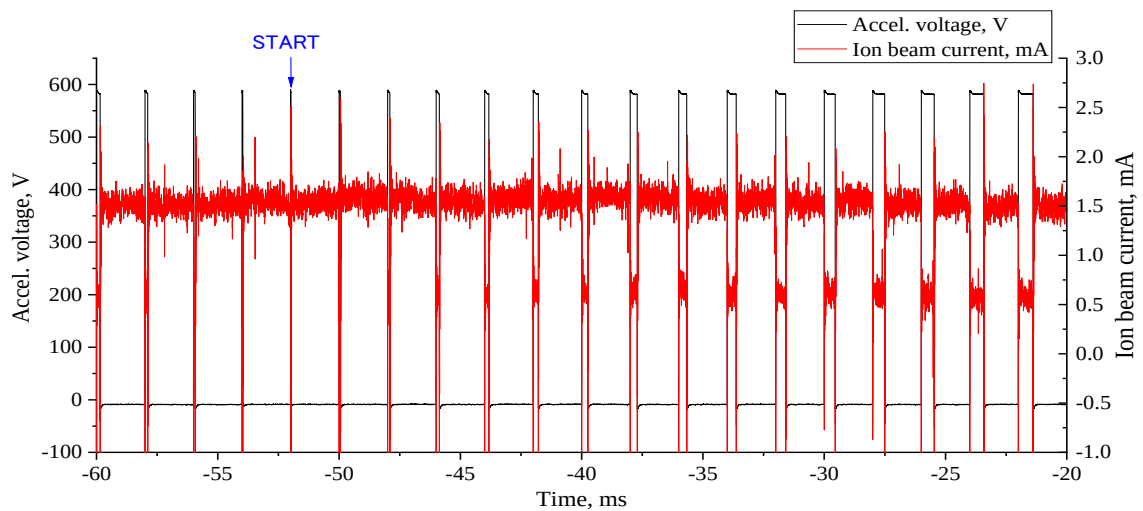


図 4.20 イオンビーム ON→OFF(左)と OFF→ON(右)

4.6 duty 比の時間変化による応答速度の検証

duty 比を連続的に時間変化させその時のアクセル電圧及びイオンビーム電流を測定した．応答速度 10 Hz 以上が本研究のターゲットであるので推力変化，つまりアクセル電圧やイオンビーム電流の duty 比変化を 10 Hz 以上で行うことができるのか確認した．

ファンクションジェネレータによって入力信号を 100 ms の間に duty 比が 0.1 % から 99.9 % へ時間変化させた．100 ms は応答速度 10 Hz 以上をターゲットとしているためである．結果を図 4.21 に示す．繰り返し周波数は 500 Hz である．この duty 比の時間変化は繰り返し周波数 100 Hz, 1000 Hz でも行えた．正確には 0.1 % や 99.9 % においてイオンの引き出しが行われていると実証はできないものの前述の結果に示す可変幅においては 10 Hz よりも高速で応答ができると結論づけることができる．



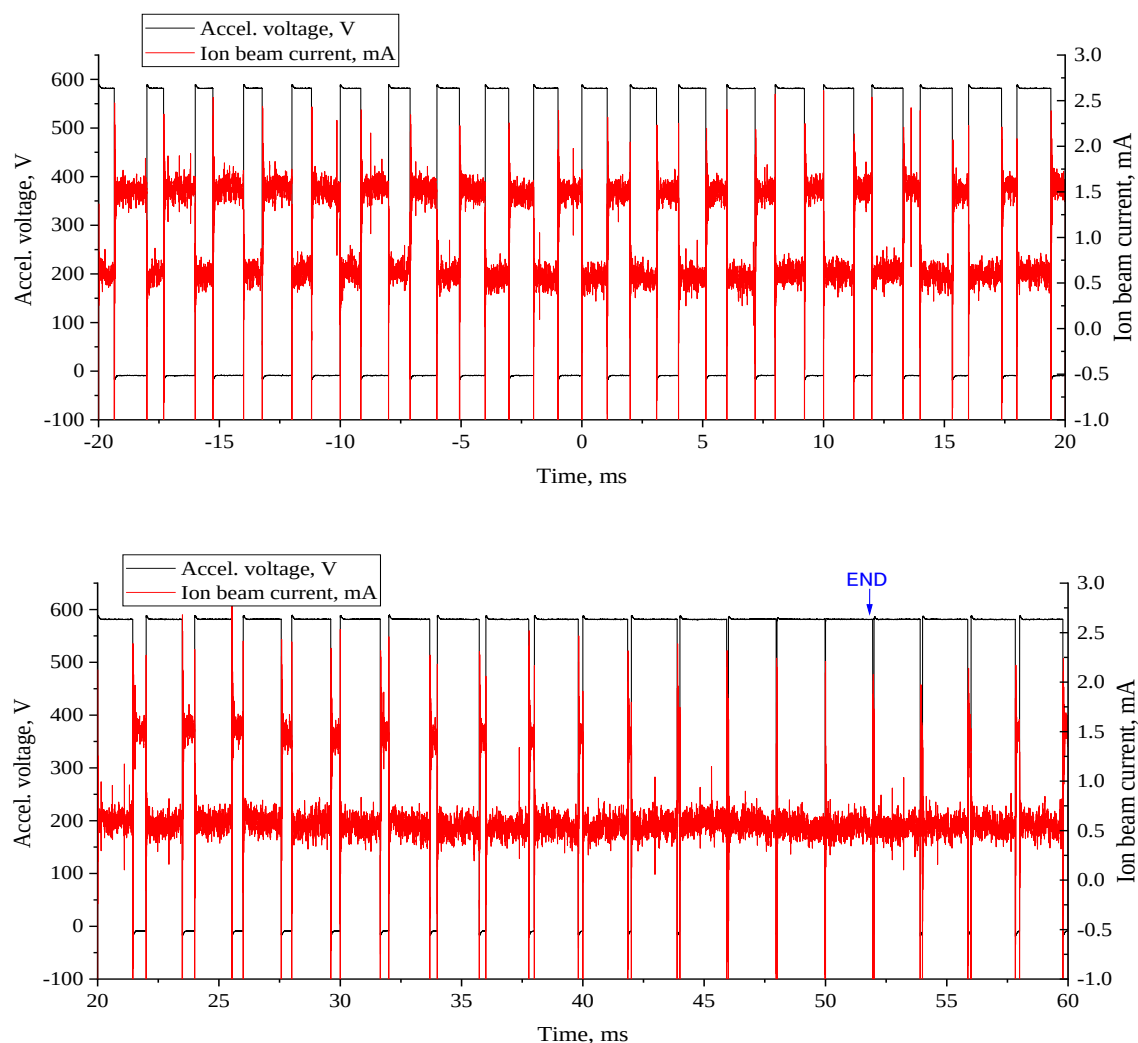


図 4.21 アクセル電圧及びイオンビーム電流の duty 比時間変化

周波数：500 Hz duty 比：0.1 %～99.9 %

4.7 イオンエンジン duty 制御時の中和実験

先行研究によってイオンエンジンの中和が FEC にて行えることが示された。そこで、イオンの引き出しを duty 制御した場合、中和がどのように行われるのか実験した。この CNT-FEC はイオンエンジンから 150 mm 離れたところに放出面を揃えて設置した。エミッタとゲート電極間は 500 V の電位差を印加した。また、本実験ではイオンエンジンと中和器間での電氣的なやり取りを検証するため、イオンエンジンと中和器はチャンバー電位に接地せず電氣的に浮いた状態で実験した。また、本実験は JAXA の宇宙科学研究所にあるスペースサイエンスチャンバーにて行わ

れた。

イオンエンジンは周波数 500 Hz, duty 比 50%でアクセラ電圧を 600 V と -150 V でスイッチさせた。その時のイオンエンジンのイオンビーム電流及び CNT-FEC のエミッタ電流とゲート電流をアクセラ電圧と共に図 4.22 に示す。イオンビームの引き出しが行われている時間領域において、エミッタ電流が増加し CNT-FEC から電子が放出されていることが確認できる。また、FEC から引き出された電子はゲート電圧に引き寄せられ、ゲート電流として検出されやすいが、イオンビーム引き出し時にはビームのイオンに引き寄せられるためゲート電極に流入する電流が減少していると考えられる。イオンエンジンを duty 制御することで、中和器も合わせてスイッチしながら作動することが確認できた。また図 4.23 に、エミッタ電流からゲート電流を引いた正味の中和電流とイオンビーム電流を示す。図 4.23 から分かるように、中和電流はイオンビーム電流に対して時間遅れが生じている。これは浮動電位が変化することで中和器の電子放出能力が調整されているが、この浮動電位の変化や電子放出能力のバランスに時間を要するためだと考えられる。浮動電位は図 4.24 に示すようにバランスに時間を要していることが分かる。CNT-FEC のポテンシャルをイオンエンジンと同じように制御すれば、この時間遅れは解消されることが考えられる。また、時間遅れはあるものの、イオンエンジンと CNT-FEC によって引き出されたイオンと電子の電荷量はそれぞれの電流を時間積分すると求められ、1 周期でそれぞれ $1.54 \times 10^{-6} \text{ C}$ と $1.12 \times 10^{-6} \text{ C}$ であり、この差異は電流計測の誤差が 30 %程度あり誤差範囲内に入るため、中和に成功していると結論付ける。制御回路を用いてイオンエンジンを作動させると、中和器は能動的に制御しなくても、受動的に中和器から放出される電子電流が制御され、イオンビームに合わせて ON / OFF されることが確認された。

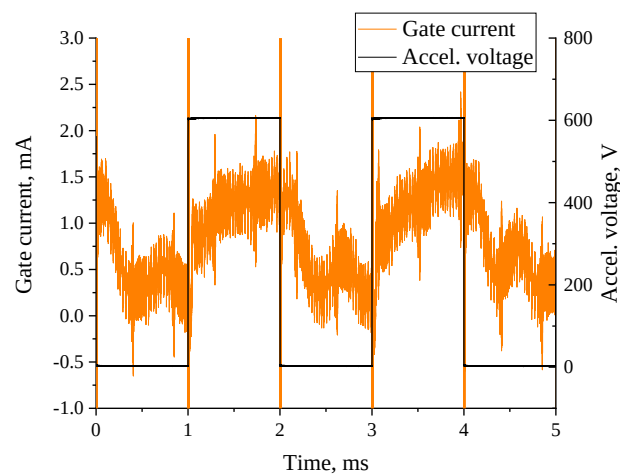
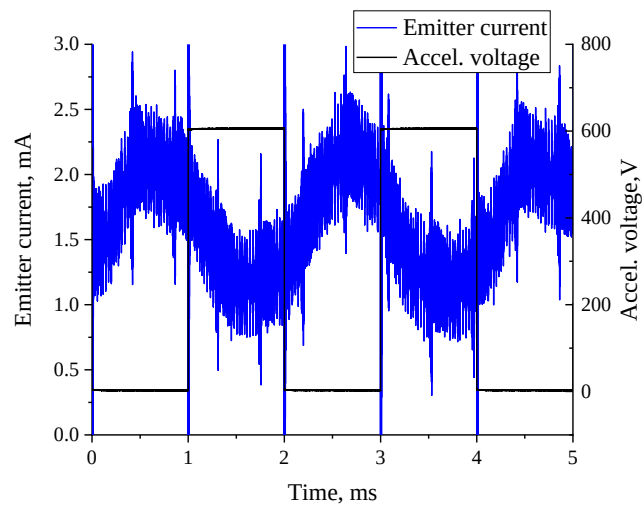
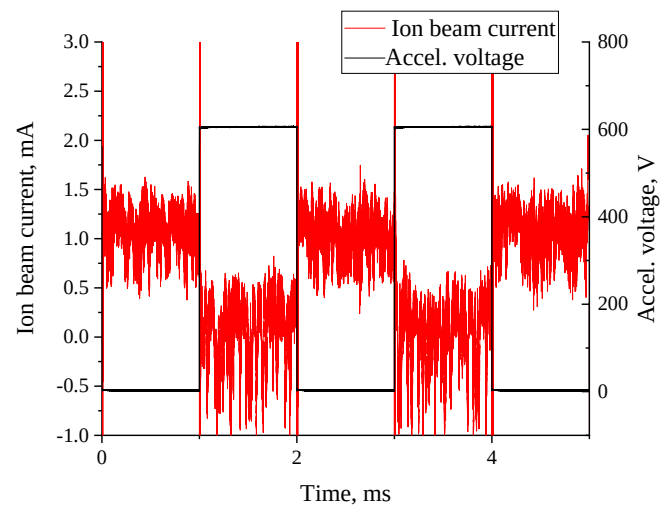


図 4.22 アクセル電圧スイッチ制御時のイオンビーム電流,
エミッタ電流及びゲート電流の時間変化

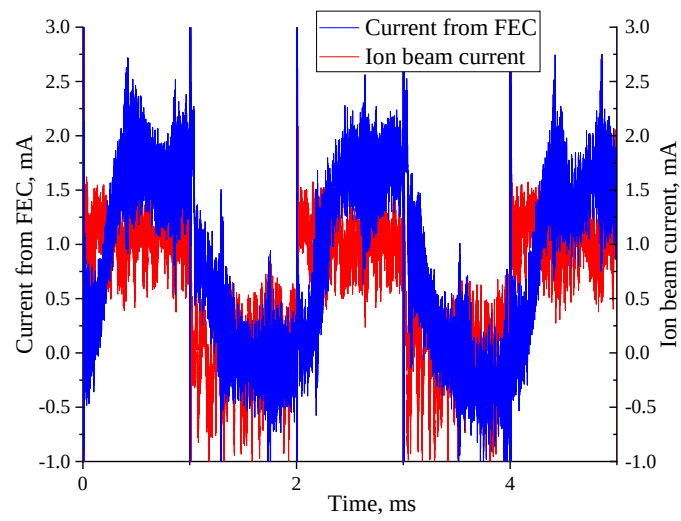


図 4.23 中和電流とイオンビーム電流

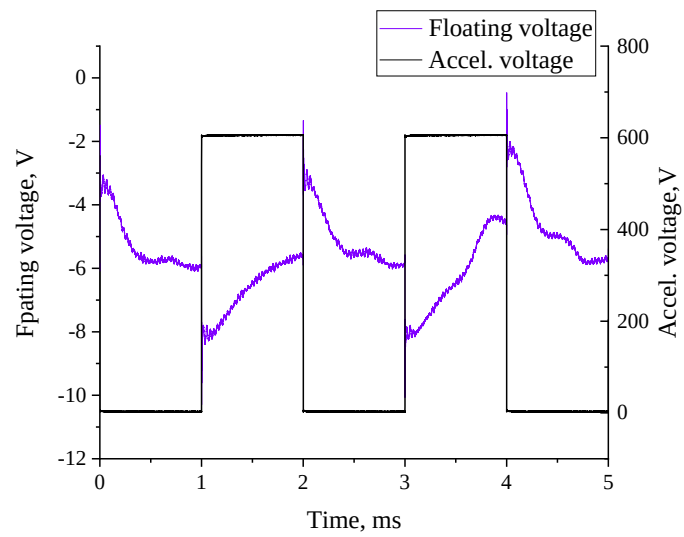


図 4.24 浮動電位の時間変化

5 章 結論

本研究では、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と題して、アクセル電圧のスイッチ回路の作成、イオンビームの ON/OFF スイッチ、duty 比変更による推力可変実証及び推力可変範囲の特定、応答速度試験やイオンエンジン制御作動時の中和試験を行った。

アクセル電圧を制御回路によってスイッチすることに成功し、イオンビーム電流の ON/OFF をスイッチすることに成功した。また、アクセル電圧の duty 比を変化させることで、イオンビーム電流の duty 比を変化させることができ推力可変を実証した。また、アクセル電圧のスイッチ制御においてはスイッチ周波数 100 Hz においては下限 duty 比が 0.1 %を下回り、目標とした推力可変範囲を達成した。

しかし、推力算出に必要なイオンビーム電流計測においては、500 Hz 付近以上の高周波では 0.1 %の実証はかなわなかった。スイッチ回路の寄生インダクタンスや寄生キャパシタンスを見直し、可能な限りスイッチによるノイズが測定に影響を与えないよう改善する必要がある。

また、ビームの引き出しを行っていない時間領域において、イオンの流出が起きないようにグリッドのパラメータの最適化や、グリッドに印加する電圧を工夫する必要がある。

さらに、本システムではイオンビームを ON/OFF するため推進剤利用効率が悪いと言える。推進剤投入量を制御する必要があるのか検証する必要がある。また、目標としていた 10 Hz 以上の応答速度は実証された。

中和試験においてはイオンエンジンを ON/OFF 制御した時、能動的に中和器を制御しなくても、受動的に中和器から出る電子電流が制御され、電子放出も ON/OFF されながら中和が行われていることが確認できた。

謝辞

初めに、私が学士4年の時から3年間、お世辞にも真面目とは言えないこの私を見放さずご指導して頂いた山本直嗣教授に深く心より感謝致します。理解力の乏しい私に何度も何度も理解できるまで質問に応じて下さり、時には厳しく時には優しく接して下さった山本直嗣教授が私の学生最後の師で良かったと心から感じております。幼少の頃から抱いていた宇宙への憧れに深く携わる機会を頂きこの場で深くお礼申し上げます。

実験や解析が難航している際、様々な視点で考察のヒントを示して下さい下さった森田太智助教授、研究を温かく見守って下さった中島秀紀名誉教授に深く感謝致します。

研究室活動がスムーズに行えるようサポートして頂いた大内田映子事務補佐員に感謝申し上げます。

私がB4の頃から研究から様々なことまでサポートして頂いた齋藤直哉氏、牛尾康一氏、江川雄亮氏、枝本雅史氏、パルサユースセフィアン氏に感謝致します。短い間でしたがお世話になった廣池匠哉氏に感謝致します。

楽しい研究室生活を送らせてくれた黒江雄貴氏、高木麻里子氏、安達美咲氏、西岡裕輝氏、齋木淳氏、西牟田直氏、山村徹氏、井上純武氏、河津誠人氏、川邊智氏、桑原直也氏に深く感謝致します。

学士4年の時から長く苦楽を共に過ごした児島富彦君、ある時は夜中の実験室でイオンエンジンのプラズマ点火に喚起しハイタッチした池田凌君、心地の良いお腹をいつも触らせてくれる長野公勇君、独特の空気感で楽しませてくれた大坪正和君ら同期に深く感謝致します。

最後に、大学院まで通わせてくれた両親をはじめ家族に感謝致します。長い学生生活を終えやっとな社会人になります。私のやりたいことを優先させてくれ、負担をかけ続けた分、今後の人生においてそれ以上の親孝行をしていきます。

大学に入学してから出会った先輩、後輩、友人は勿論のこと、今迄関わった全ての人に感謝します。