

博士論文

水を推進剤とする電子共鳴加熱式超小型イオンスラスタ

Water-fueled Miniature Ion Thruster

Using Electron Cyclotron Resonance

中川悠一

Yuichi Nakagawa

ACKNOWLEDGEMENT

まずなにより、指導教員である小泉宏之准教授の 6 年間に及ぶご指導ご鞭撻に、深い感謝を申し上げます。先生には、研究をするうえで、見失ってはいけない本質とは何かを常に指摘され続けてきたと感じております。いまだに指摘されているのは恥ずかしいばかりですが、本当に多くのことを学ばせていただきました。また、研究、開発、そのほかにも多くの機会を与えていただきました。4 年生で配属して早々から PROCYON の開発、試験に立ち会い、運用をやらせていただき、その後も毎年のように国際学会に参加させていただきました。特に深く感謝申し上げたいのは、自分を信頼して多くのことを任せていただいたことです。自分ではまず無理だと思うこと、やらないことに挑戦できたのは、先生が背中を押してくださったからです。先生と出会い、学ばせていただく中で、ただ漫然と保守的であった自分の考え方が、本質的な部分とそうでない部分に分けられ、価値観が明確に変化してきました。5 年前なら絶対にしなかったであろう挑戦に踏み切れるようになったのは、間違いなく先生のおかげです。本当にありがとうございます。

小紫公也教授には、主に小紫小泉研輪講の場で指摘、質問という形で多くのご指導をいただきました。先生のご質問は常に背景の物理、ものが起こる道理を意識させられるもので、先生からの質問をいただいた後には自然と多くのことを考えるようになりました。ご指導に深く感謝いたします。修士のころに先生に 24 時間 365 日頭のどこか片隅では研究のことを考えなさいといわれたことがあります。研究に限らず何かに打ち込むときにはこの言葉を思い出してそうあれるよう努力したいと思います。

川島嶺助教には、自分が柏を拠点とする前の 2 年間、特にまだ博士課程にいらっしやっころに多くのことを教えていただきました。先生というよりも気軽に話していただける先輩という感じで、研究の面では特に数値計算の方面から多くのアドバイスを頂き、実験ばかりやっていた自分では全く考えないアプローチを教えていただきました。研究に対する考え方や姿勢にも多くを学ばせていただきました。ありがとうございます。

また、自分の博士課程中に離職なさってしまいましたが、トニー・ショーンヘル元助教には、英語でのプレゼンや議論に関するご指導でお世話になりました。英語に対して非常に苦手意識があった自分が、とりあえず話してみる、研究のことならなんとかなる、と思えるようになったきっかけは、トニーさんが日本語交じりの英語でも議論をし、話してくださったからだと思っています。ありがとうございます。また学会かどこかでお会いできる日を楽しみにしております。

6年間、実に多くの先生、先輩後輩に囲まれて研究をしておりましたが、本当に自分は環境に対する引きが強いと常々思っております。この環境を作って、整えて、維持して下さっている先生方には感謝が絶えませんが、一緒に研究をしたメンバーにも同時に深く感謝をしたいと思います。4年生で入ってきて全く何もわからないまま PROCYON の開発に飛び込んだ自分に、忙しい中休憩時間にいろいろ教えていただいた笠木さん、稲垣さん、それからさらに1年間イオン班の先輩と一緒に実験、議論をして、時には相談に乗って下さった河原さんには今、より一層感謝の気持ちを感じております。特に、イオンスラストの基礎は小泉先生と河原さんから学んだと思っています。今こうして博士論文を書いているのも河原さんのおかげです。

また、同じく研究室の先輩の浅川さん、柳沼さんには、様々な面で協力いただき、また博士課程の先輩として多くのアドバイスを頂きました。3人の研究のテーマが違ったのもよかったと思っており、浅川さんからは化学推進よりのコメントを、柳沼さんからはプラズマよりのアドバイスを多く頂きました。また、特にこの半年はプロジェクトから完全に抜ける形になってしまいご迷惑をおかけしましたが、いやな顔一つせずに立ち回っていただきました。本当にありがとうございます。研究開発以外の面でも、ご一緒することが多く、楽しい博士課程を過ごせたのは間違いなくお二人のおかげです。ぜひまた「しちりん」でビールを飲みながら宇宙について語り合いましょう。これからもよろしく願います。

柏キャンパスで博士課程に来た後輩として、実は後輩の中では一番付き合いが長くなった関根君には、特にプラズマ測定や基礎物理に関する知見の広さに多く助けられました。自分の考えを確かめるために説明を聞いてもらったことも多かったので、ちょっとうるさい先輩だった気もしますが付き合いができてありがとう。自分のコメントがどれだけ役に立っていたかはわかりませんが、切磋琢磨できていたのであれば幸いです。

富田君、飯田さん、吉竹君、内藤君、安宅君、元木君、ピエール、白須君、高崎君とこんなに多くなったイオン班の後輩にも感謝いたします。一番実験をしっかりやっていた時期と一緒にだった富田君、飯田さん、吉竹君とは、実験のトラブルがあったり、引っ越しがあったりと大変でしたが、全てが互いに影響することもあり必死にトラブルシューティングをしたものです。あの頃の経験は大きな糧になっています。内藤君、安宅君には、プロジェクトで忙しくあまりイオン班に顔を出さないゆえの苦勞を掛けたと思っています。それでもこんな先輩についてきてくれてありがたい限りです。元木君、ピエール、白須君、高崎君とこれからもいい研究をしてくれればと思います。名前を上げていくとまだまだきりがありませんが、6年間楽しい研究室生活を送れたのは間違いなく先輩、同期、後輩のおかげです。皆さ

んに深く感謝いたします。

研究室を支えてくださった学術支援職員の田原さんにもこの場を借りて感謝申し上げます。研究室の雰囲気明るく保たれているのは田原さんのおかげです。学生との交流も積極的にして下さる姿勢には頭が上がりません。また、年度末のプロジェクト予算締めの際には本当にお世話になりました。ありがとうございます。

研究においては、横浜国立大学の鷹尾先生、都立産業技術高専の中野先生にも大変お世話になりました。2 か月おきに集まる共同研究の報告の場で、数多くの有用な指摘をいただき、数値計算の面からどういうことが言えるのか、どう考えているのかなど、大変勉強になりました。ありがとうございました。また特に鷹尾研の卒業生である平本君、中村君とは学会や集まりで一緒になるたびに議論したり、愚痴を言ったりと、いい仲間であったと思っています。一緒に研究できてよかったです。ありがとう。

また、研究室こそ違いますが、PROCYON という素晴らしい機会を与えていただいた船瀬龍准教授、および中須賀船瀬研究室の先輩、同期、後輩の皆さんにも深く感謝いたします。自分の人生の中で間違いなく大きな転機となったのが PROCYON にかかわったことですが、今思ってもなんて幸運だったのだろうと信じられない思いです。その機会を作ってくくださった船瀬先生にも深く感謝申し上げます。また、特に当時学生だった五十里助教、中島研究員には現場で多くのことを教えていただき、忙しい中でも嫌な顔をせずに門外漢の質問に答えていただきました。この経験、その時に得た知識はしっかり生かして、推進系の人間として、今度は自分が貢献できるようこれからも頑張ります。

振り返ってみると中学から高校、大学、大学院と本当に恵まれた環境で勉強させていただきました。この環境を整えてくれた家族には改めて感謝したいと思います。大学に入った時から9年間だといっていた研究者の父に、なぜか3年前に博士号を取得した母と、博士課程で学ぶ上ではこの上ない家族からの理解と、素晴らしい環境を与えていただきました。本当にありがとうございます。また、こんな兄に感化されたのか博士課程に進む弟には、エールを送りたいと思います。がんばれ。

多くの人に助けられ、協力していただき何とかここまで来ることができました。自分ができることは感謝を忘れずに、社会に還元すること、次につないでいくことだと思っています。まだまだこれからですが、自分なりに、少しずつ、この恩を社会に、皆さんに返していきたいと思っています。

2020年3月16日

中川悠一

CONTENTS

Acknowledgement.....	3
Contents.....	7
List of figures	11
List of tables	19
Nomenclature	21
第1章 序論.....	29
1.1 超小型衛星・キューブサットを取り巻く現状	31
1.2 小型推進機に関する研究	35
1.2.1 コールドガスジェットスラスタ	35
1.2.2 化学推進	36
1.2.3 電熱加速	37
1.2.4 静電加速	38
1.2.5 電磁加速	40
1.3 小型推進機への要求	42
1.4 水を推進剤とする推進機	50
1.4.1 推進剤としての水の優位性と課題	50
1.4.2 水を推進剤とする小型推進機に関する研究	51
1.4.3 水を推進剤とする小型推進機における課題	53
1.5 本研究の目的	54
1.6 本論文の構成	55
第2章 グローバルモデル.....	57
2.1 水イオンスラスタの原理と性能指標	59
2.2 背景と先行研究	64
2.3 モデルの定式化	65
2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応	69
2.4.1 水およびキセノンプラズマモデルの共通条件	69
2.4.2 水プラズマモデルに含まれる反応	70
2.4.3 キセノンプラズマモデルに含まれる反応	79

2.5	モデルにおけるスラスタ性能評価方法	82
2.6	グローバルモデルの計算結果	83
2.6.1	水プラズマモデルの計算結果	83
2.6.2	キセノンプラズマモデルの計算結果	89
2.7	第2章の総括	93
第3章	実験装置及び方法	95
3.1	実験装置	97
3.1.1	実験装置概要	97
3.1.2	真空チェンバ及び排気系	98
3.1.3	イオンスラスタ系	99
3.1.4	マイクロ波系	102
3.1.5	直流電源系	104
3.1.6	推進剤供給系	107
3.1.7	電位変更用直流電源系	111
3.1.8	四重極型質量分析計	113
3.1.9	測定装置	115
3.2	較正および誤差評価	116
3.2.1	マイクロ波系	116
3.2.2	直流電源系	122
3.2.3	推進剤供給系	125
3.2.4	四重極型質量分析計	128
3.3	実験方法	134
3.3.1	電力および流量依存性	134
3.3.2	周波数変更	140
3.3.3	壁面電位変更	141
3.3.4	イオン種測定	144
第4章	実験結果	147
4.1	電力及び流量依存性に関する実験結果	149
4.2	周波数変更に関する実験結果	158
4.3	壁面電位変更に関する実験結果	165
4.4	イオン種測定に関する実験結果	169

4.4.1	イオン種測定に関する誤差評価結果	169
4.4.2	イオン種存在割合の測定結果	171
4.5	第4章の総括	175
第5章	考察	177
5.1	グローバルモデルについての考察	179
5.1.1	モデル上の仮定の妥当性について	179
5.1.2	モデルにおける水とキセノンのパラメータ比較	191
5.2	電力及び流量依存性に関する考察	196
5.2.1	電力及び流量への推進機としての性能依存性	196
5.2.2	電力及び流量依存性の実験結果とグローバルモデルの比較	201
5.3	周波数変更に関する考察	205
5.3.1	周波数変更に伴う ECR 層の移動	205
5.3.2	放電室の高さ変更による性能変化	206
5.3.3	周波数変更による性能向上に関する検討	208
5.4	壁面電位変更に関する考察	209
5.4.1	壁面電位変更による電子損失の変化	209
5.4.2	壁面電位変更による性能向上に関する検討	214
5.5	イオン種測定に関する考察	214
5.5.1	イオン種測定における誤差要因	214
5.5.2	グローバルモデルとの組成比の違いとその要因	218
5.6	第5章の総括	219
第6章	システム検討	223
6.1	システムの構成とモデル化	225
6.1.1	全体構成	225
6.1.2	イオンスラスタ系のモデル化	226
6.1.3	レジストジェット系のモデル化	233
6.1.4	マイクロ波系のモデル化	234
6.1.5	直流電源系のモデル化	240
6.1.6	流量制御系のモデル化	242
6.1.7	制御系のモデル化	247
6.1.8	タンク系のモデル化	248

6.1.9	モデル化の総括.....	251
6.2	システム性能の解析結果と考察.....	254
6.2.1	イオンスラスタシステムとしての性能.....	254
6.2.2	イオンスラスタとレジストジェットのハイブリッド運用.....	263
6.2.3	性能向上の見込みおよび既存モジュールとの性能比較.....	265
6.3	ミッション解析.....	269
6.3.1	ミッションの概略.....	269
6.3.2	衛星および力学モデル.....	270
6.3.3	軌道遷移に関する解析結果.....	273
6.3.4	軌道維持に関する解析結果.....	276
6.3.5	ハイブリッド運用に関する解析結果.....	281
6.4	第6章の総括.....	283
第7章	結論.....	285
	References.....	289
	Appendix A: Reactions for water molecules.....	305

LIST OF FIGURES

Figure 1-1 The number of launching CubeSat per year: prediction and record (Doncaster 2017, DelPozzo 2019)	32
Figure 1-2 (a) Historical and forecasted percentage of the mission of nano-/micro- satellites (Doncaster 2017), (b) Missions of launched CubeSats and CubeSats in develop at August 2016 (Poghosyan 2017).....	33
Figure 2-1 Schematic of the microwave-discharge miniature ion thruster.....	59
Figure 2-2 Schematic of discharge chamber for the global model	65
Figure 2-3 Cross sections included in the water-plasma model	75
Figure 2-4 Rate constants in the water-plasma model calculated from the cross-sections and the electron temperature with assuming the Maxwell distribution function of the electrons ...	76
Figure 2-5 Example of fitting of Generalized Oscillator Strength (GOS) by equation (2-55) on $\text{H}_2\text{O} + e^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{B}_2) + e^-$ (No.12 in Table 2-2).....	77
Figure 2-6 Cross sections included in the xenon-plasma model.....	80
Figure 2-7 Rate constants in the xenon-plasma model calculated from the cross-sections and the electron temperature with assuming the Maxwell distribution function of the electrons ...	81
Figure 2-8 Results of the water-plasma model at the mass flow rate of 45 $\mu\text{g/s}$: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the absorbed microwave power	86
Figure 2-9 Results of the water-plasma model at the absorbed microwave power of 2 W: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the mass flow rate...	87
Figure 2-10 Parameters in the water-plasma model: (a) electron density, (b) electron temperature, (c) total current, (d) plasma potential (e) ion production cost, and (f) propellant utilization efficiency	88
Figure 2-11 Results of the xenon-plasma model at the mass flow rate of 30 $\mu\text{g/s}$: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the absorbed microwave power	90

Figure 2-12 Results of the xenon-plasma model at the absorbed microwave power of 2 W: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the mass flow rate...	91
Figure 2-13 Parameters in the xenon-plasma model: (a) electron density, (b) electron temperature, (c) total current, (d) plasma potential, (e) ion production cost, and (f) propellant utilization efficiency.....	92
Figure 3-1 Schematic of the whole experimental setup	97
Figure 3-2 Vacuum chamber (left in the picture) and other experimental facilities (right in the picture)	98
Figure 3-3 Schematic of vacuum system.....	99
Figure 3-4 Ion thruster: Ion source (left) and neutralizer (right).....	100
Figure 3-5 Schematic of the ion source and the neutralizer	101
Figure 3-6 Topology of the magnetic field and the antenna with the ECR layer of the frequency	101
Figure 3-7 Condition of applied voltage of the ion source with changing wall potential and the other experiments	102
Figure 3-8 Schematic of microwave feeding system: (a) used in the other experiments except for changing the wall potential by trim circuit and (b) used in the experiment changing the wall potential by trim circuit	103
Figure 3-9 Picture of microwave feeding system with the setup of the experiment with changing the wall potential by the trim circuit.....	104
Figure 3-10 Monitoring circuit for voltage and current of Screen grid Power Supply (SPS) ..	105
Figure 3-11 Monitoring circuit for voltage and current of Accelerating grid Power Supply (APS)	106
Figure 3-12 Monitoring circuit for voltage and current of Neutralizer Power Supply (NPS) ..	106
Figure 3-13 Schematic of the water feeding system.....	107
Figure 3-14 Picture of water feeding system: (a) bird-eye's view and (b) side view	108
Figure 3-15 Example of controlling the pressure of the accumulator by the bang-bang control system.....	109
Figure 3-16 Schematic of the xenon feeding system.....	110
Figure 3-17 Picture of mass flow controller for xenon	110

Figure 3-18 (a) SPS and the trim circuit and (b) detail of trim circuit for changing wall potential	112
Figure 3-19 Picture of QMS connected to the vacuum chamber.....	114
Figure 3-20 Picture of the logger: GL820	115
Figure 3-21 Microwave feeding system when conducting the calibration tests for (a) forward power to the discharge chamber and (b) reflected power from the discharge chamber....	118
Figure 3-22 Forward power measured by power meter: N8481A and N1913A versus the output voltage from the amplifier indicating the forward microwave power	119
Figure 3-23 Reflected power calculated by using the output voltage indicating the forward microwave power versus the output voltage from the amplifier indicating the reflected microwave power	120
Figure 3-24 Measured voltage of APS versus the output voltage from the monitoring circuit indicating APS voltage	123
Figure 3-25 Measured current of APS versus the output voltage from the monitoring circuit indicating APS current.....	124
Figure 3-26 Pressure decreasing in the calibration test of the water feeding system	127
Figure 3-27 (a) Measured spectrum with the mass-to-charge ratio of the water plasma at a microwave power of 2.0 W and mass flow rate of 40 $\mu\text{g/s}$ and (b) Fitting functions of the spectrum	130
Figure 3-28 (a) Measured spectrum with the mass-to-charge ratio of the xenon plasma at a microwave power of 1.5 W and mass flow rate of 30 $\mu\text{g/s}$ and (b) Fitting functions of the spectrum	132
Figure 3-29 Geometrical configuration of the experiment for the dependence on the microwave power input and the mass flow rate	135
Figure 3-30 Connection of the trim circuit and the definition of currents in the experiment of changing the wall potential in (a) the antenna bias experiment and (b) the magnet bias experiment.	142
Figure 3-31 Geometrical configuration of the experiment with QMS.....	144
Figure 4-1 Typical time development of the experiment with changing the microwave power input and the mass flow rate: (a) experiment with water at the microwave power input of 1.72 ± 0.09 W and (b) experiment with xenon at the mass flow rate of 32.0 ± 0.3 g/s	152

Figure 4-2 Dependence of screen current on the microwave power input using water in all range of the mass flow rate, the legends indicate the mass flow rate of the points.....	153
Figure 4-3 Dependence of screen current on the mass flow rate using water as a propellant in all range of the microwave power input, the legends indicate the microwave power input of the points.....	154
Figure 4-4 Dependence of screen current on the microwave power input using xenon as a propellant in all range of the mass flow rate, the legends indicate the mass flow rate of the points.....	155
Figure 4-5 Dependence of screen current on the mass flow rate using xenon as a propellant in all range of the microwave power input, the legends indicate the microwave power input of the points.....	156
Figure 4-6 Dependence of the lowest operating mass flow rate on the microwave power input	157
Figure 4-7 Dependence of the screen current of the microwave on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm	160
Figure 4-8 Dependence of the reflection ratio of the microwave on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm	161
Figure 4-9 Dependence of the ion production cost for the microwave power input on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm.....	162
Figure 4-10 Dependence of the ion production cost for the absorbed microwave power on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm.....	163
Figure 4-11 Dependence on the microwave frequency with changing the height of the discharge chamber at the microwave power input of 2.0 W: (a) Screen current, (b) Reflection ratio, (c) Ion production cost calculated by the microwave input power, and (d) Ion production cost calculated by the absorbed input power.....	164
Figure 4-12 Results of the experiment while changing the antenna bias voltage: (a) screen current and current to the parts and (b) total power including the power of the trim circuit to the	

antenna and the ion production cost with including the power of the trim circuit.....	167
Figure 4-13 Results of the experiment while changing the magnet bias voltage: (a) Screen current and current to the parts and (b) total power including the power of the trim circuit to the magnet and the ion production cost with including the power of the trim circuit	168
Figure 4-14 Estimates of the natural abundance of isotope of xenon (Meija 2016).....	170
Figure 4-15 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of (a) 1.0 W and (b) 2.0 W	172
Figure 4-16 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of (c) 3.0 W and (d) 4.0 W	173
Figure 4-17 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of 5.0 W.....	174
Figure 5-1 (a) Front view of the operated ion source and (b) Time-averaged distributions of H_2O^+ ion current density in the z-direction on the x-y plane in 3D-PIC simulation (Nakamura 2019, Figure 3(b)).....	180
Figure 5-2 Screen current, electron temperature, and neutral particle density while changing the neutral particle temperature artificially ignoring the energy balance equation of the neutral particle	182
Figure 5-3 (a) Screen current, plasma potential and electron density while changing the loss area of the ions and (b) screen current, plasma potential and electron density while changing the loss area of the electrons.....	184
Figure 5-4 Screen current, electron temperature, and neutral particle density while changing the diameters of the holes of the accelerating grid	185
Figure 5-5 Screen current, electron density, and electron temperature while changing the cross section of the reaction which generates H_2O^+ within the experimental error.....	190
Figure 5-6 (a) proportion of power loss in the water-plasma model with absorbed microwave power at the mass flow rate of 45 $\mu\text{g/s}$, (b) proportion of power loss in the water-plasma model with the mass flow rate at the absorbed microwave power of 2.0 W, (c) proportion of power loss in the xenon-plasma model with the absorbed microwave power at the mass flow rate of 30 $\mu\text{g/s}$, and (d) proportion of power loss in the xenon-plasma model with the mass flow rate at the absorbed microwave power of 2.0 W	193
Figure 5-7 Performance evaluation based on the experiment changing the microwave power input	

and the mass flow rate for the ion source with using water and xenon: (a) Thrust, (b) Specific impulse, (c) Ion production cost and (d) Propellant utilization efficiency. Specific impulse included the mass flow rate of the neutralizer as 25 $\mu\text{g/s}$ for water and one-third of the mass flow rate for xenon. Propellant utilization efficiency was only included in the mass flow rate of the ion source.	198
Figure 5-8 Propellant utilization efficiency verses ion production cost using water and xenon	199
Figure 5-9 Thrust-to-power ratio versus the specific impulse. The specific impulse included the mass flow rate of the neutralizer as 25 $\mu\text{g/s}$ for water and one-third of the mass flow rate for xenon. The efficiency did not include the efficiency of the microwave power source and DC power supply.	200
Figure 5-10 (a) Comparison between the experiment and the model: the ratio of the experimental result to the model and (b) the ratio of the experimental result to the model plotted using modified microwave power defined by equation (5-18).	204
Figure 5-11 Dependence of ECR layer on the microwave frequency (same as Figure 3-6)	206
Figure 5-12 Comparison between the experimental results and the model with changing the height of the discharge chamber.....	207
Figure 5-13 Comparison between the model and the experiments applying the bias voltage: (a) antenna bias experiment and (b) magnet bias experiment.....	213
Figure 5-14 Measurement results by QMS and fitting curves for each ion at the mass flow rate of 40 $\mu\text{g/s}$ and at the microwave input power of (a) 5.0 W, (v) 4.0 W (c) 3.0 W, (d) 2.0 W, and (e) 1.0 W. Every results are scaled as the peaks take the similar value. The scaling factor is 1/10 for 5.0 W, 1/7 for 4.0 W, 1/4 for 3.0 W, 5/6 for 2.0 W, and 2.5 for 1.0 W.	216
Figure 5-15 Mean free path of the charge-transfer reactions of the ions.....	217
Figure 6-1 Schematic of the ion thruster system	226
Figure 6-2 Comparison between the experiment and the estimate from the water-plasma model	229
Figure 6-3 Reflection ratio with the microwave power input and the fitting curve	230
Figure 6-4 Neutralizer current and neutralization cost of ECR neutralizer using water propellant at a mass flow rate of 25 $\mu\text{g/s}$	232
Figure 6-5 Schematic of MPS (a) when using single main amplifier and (b) when using double	

main amplifiers.	235
Figure 6-6 Characteristics on gain and drain efficiency of GaN power amplifiers: CGH40006, CGH40010 and CGH40025P	236
Figure 6-7 Power consumption of MPS for microwave power output by both pattern (a) single main amplifier and (b) double main amplifier in Figure 6-5	239
Figure 6-8 Picture of SPS module and the interface circuit.....	241
Figure 6-9 Schematic of MFCU	242
Figure 6-10 Schematic of TCU.....	247
Figure 6-11 Results of system modeling in Case N1 (Neutralizer power was determined from experiment): (a) Power consumption, (b) Thrust, (c) Specific impulse, and (d) Power-to-thrust ratio. Both axes are for the ion source. The system does not work in the blue area on top right of the figures due to the lack of output power from MPS.....	256
Figure 6-12 Results of system modeling in Case N2 (Neutralization cost was 300 W/A): (a) Power consumption, (b) Thrust, (c) Specific impulse, and (d) Power-to-thrust ratio. Both axes are for the ion source.	257
Figure 6-13 Thrust-to-power ratio verses specific impulse in (a) Case N1 and (b) Case N2. The dotted line in the graph shows the thrust efficiency.....	258
Figure 6-14 Power consumption verses thrust-to-power ratio in (a) Case N1 and (b) Case N2	259
Figure 6-15 Proportion of power consumption at a total mass flow rate of 75 $\mu\text{g/s}$ with Case N2	260
Figure 6-16 Total impulse with the power consumption and the hrust-to-power ratio for 2U, 4U, and 6U module in Case N2. Empty marks in bottom are for 2U module, solid marks are for 4U module, and empty marks with the higher total impulse are for 6U module.....	262
Figure 6-17 Averaged thrust and effective specific impulse for hybrid operation of the ion thruster and the resistojet thruster.....	264
Figure 6-18 Atmospheric model from COSPER (The Committee on Space research 2012)	271
Figure 6-19 Required time for orbit transfer from 400 km to the lower orbit and remained propellant mass using the ion thruster with the duty cycle of 50 %	274
Figure 6-20 Period for orbit transfer and remained propellant mass while changing power	

consumption with (a) A: 6U: TypeA, (b) 6U: TypeB, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B.	275
Figure 6-21 Power consumption and propellant consumption for orbit keeping corresponding to the orbit altitude with (a) A: 6U: TypeA, (b) 6U: TypeB, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B.	277
Figure 6-22 Required power consumption and keeping period of the orbit corresponding to the altitude with (a) A: 6U: TypeA, (b) 6U: TypeB, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B... ..	278
Figure 6-23 Orbit altitude and keeping period with hybrid operating of the ion thruster and the resistojet thruster with (a) A: 6U: TypeA, (b) 6U: TypeB, (c) 12U: Type A, and (d) 12U, Type B. The power consumption was fixed at the maximum value: 48.8 W for Type A and 81.2 W for Type B.	282

LIST OF TABLES

Table 1-1 List of classification of the hazards in GHS (United Nations 2019)	43
Table 1-2 List of propellants and hazards by GHS	44
Table 1-3 Stored status, feeding status and density of various propellants. Status and density are based on the standard conditions for temperature and pressure except for specifying ones.	47
Table 1-4 Propulsion systems for CubeSat which are regarded as a benchmark of this study (Tsay 2017, Schönherr 2019, Woodruff 2019)	49
Table 2-1 Fixed parameters in both water- and xenon-plasma models.....	69
Table 2-2 Reactions in the water-plasma model	70
Table 2-3 Reactions not included in the model due to the lack of data on the cross-sections	72
Table 2-4 Rotationally averaged GOS (a.u.) as a function of the transferred impulse (a.u.) for a number of electronic vertical transitions in H ₂ O all starting from the ground state X ¹ A ₁ , which quoted from Durante 1995 and reconstructed by author.....	78
Table 2-5 Reactions in the xenon-plasma model	79
Table 2-6 Ratio and efficiencies on modeling of the thrust of the ion thruster.....	83
Table 3-1 Design of the screen grid and the accelerating grid.....	100
Table 3-2 DC voltage supplies used in the experiments	105
Table 3-3 Specification of Quadrupole Mass Spectrometer (QMS).....	113
Table 3-4 Natural abundance (Meija 2016) and measured relative abundance of xenon isotopes	133
Table 3-5 Conditions of the experiments for the dependence on the microwave power and the mass flow rate for water propellant	135
Table 3-6 Conditions of the experiments of the dependence on the microwave power and the mass flow rate for xenon propellant	136
Table 3-7 Conditions of the experiments of the dependence on the microwave frequency for water propellant.....	140
Table 3-8 Conditions of the experiments for the dependence on the bias voltage to the antenna and the magnets for water propellant.....	143
Table 3-9 Conditions of the experiment with QMS for water propellant	145

Table 3-10 Conditions of the experiment with QMS for xenon propellant	145
Table 5-1 Parameters related to the production and the losses of the ions in three conditions.	195
Table 6-1 Performance of the resistojet thruster based on the model	234
Table 6-2 Specifications of the devices included in the model of MPS	237
Table 6-3 Voltage, current and efficiency of the modules in DCPS	240
Table 6-4 Power consumption of valves in the ion thruster operation	244
Table 6-5 Estimated volume of MFCU	246
Table 6-6 Present volume of the module and comparison between the estimated volume of AQUARIUS-1U and its actual volume	250
Table 6-7 Estimated volume of the module.....	250
Table 6-8 The highest performance of the system in less than 50 W of the total power consumption and the one in more than 50 W.....	261
Table 6-9 Comparison of the performance of the ion thruster module with other CubeSat's propulsion systems. "EX" means that it was estimated with assuming the effect of changing the microwave frequency and the wall potential.	268
Table 6-10 Summary of specification of satellite and installed module.....	270
Table 6-11 Summary of results of analyzing on the satellite A: 6U with Type A.....	279
Table 6-12 Summary of results of analyzing on the satellite B: 6U with Type B	279
Table 6-13 Summary of results of analyzing on the satellite C: 12U with Type A	280
Table 6-14 Summary of results of analyzing on the satellite D: 12U with Type D.....	280
Table A-1 Reactions for water molecules.....	305

NOMENCLATURE

Symbol

A	area
B	magnetic flux density
C	gas conductance
C_D	drag coefficient
C_i	ionization cost
D	diameter
F	force, thrust
G	gravitational constant (without subscript), gain (with subscript)
I	current
I_{sp}	specific impulse
J	rotation mode, current density
K	rate constant
K_{x-y}	rate constant of the reaction between x and y
L	length
L_w	latent heat of water
M	mass
N	number
N_A	Avogadro number
N_{val}	maximum number of valve opening within the lifetime
P	power, pressure
$P_{modified}$	modified microwave power
Q	squared momentum transfer
R	gas constant (without subscript), radius (with subscript)
S	insertion loss
T	temperature
V	volume, voltage
Γ	flux
Δ	difference / error

Δ_κ	difference of the number of a certain particle in κ (reaction)
Λ	duty ratio
a_0	Bohr radius
e	elementary charge
f_s	safe factor
$f(x)$	function of x
g_0	standard gravity
k	Boltzmann constant (without subscript), momentum (with subscript)
\dot{m}	mass flow rate
m_e	mass of electron
n	number density
q	charge
r	ratio
t	time, thickness
v	velocity
\bar{v}	averaged velocity
γ_G	beam transparency of grid
γ_T	thrust correction factor
ϵ	energy
ϵ_0	electric constant
η	efficiency
θ	angle
λ_D	Debye length
λ_j	mean free path of j : ion
ρ	Mass density
σ	cross section, variation
τ	period of orbit
ϕ	electrical potential
$\alpha, \beta, \zeta, \psi, X$	fitting parameters
\bar{X}	averaged X

Subscripts

AG	accelerating grid
APS	Accelerating grid Power Supply
B	Bohm (used as v_B for Bohm velocity)
BE	Binary Encounter
Born	Born (used as σ_{Born} for Born cross section)
C	calibration
CL	Child-Langmuir (used as J_{CL} for child-Langmuir limit for current density)
D	driver amplifier for microwave power supply
DC	direct current
DCB	DC block
DCPS	Direct Current Power Supply
DI	divider
E	Earth
GOS	Generalized Oscillator Strength
H	hydrogen
I	current
ICE	ice, frozen
IS	ion source
ISO	isolator
IT	ion thruster
M	main amplifier for microwave power supply
MC	monitoring circuit
MF	microwave forward to the ion source
MFCU	mass flow control unit
MR	reflected microwave
NA	natural abundance
NE	neutralizer
NPS	Neutralizer Power Supply
OS	oscillator
P	propulsion
PAE	power added efficiency
PF	packing factor

PWM	measured by power meter
R	Rydberg (used as ϵ_R for Rydberg energy)
RJ	resistojet thruster
SG	screen grid
SG – AG	between screen grid and accelerating grid
SPS	Screen grid Power Supply
T	thrust
TANK	tank
TH	thruster heater
U	utilization (propellant utilization)
VAPS	voltage from accelerating grid power supply
VC	vaporization chamber
WAT	water
abs	absorbed
acc	accumulator
act	actual
air	air
ant	antenna
b	beam
bias	bias
bind	binding of electron
<i>cal</i>	calibration (variable)
ct	charge transfer
cycle	opening cycle
d	discharge chamber
diss	dissociation
div	divergence
e	electron
ec	electron cyclotron
ek	electron kinetic
em	experiment-to-model
est	estimated
ex	excitation

exh	exhaust
exp	experiment
fin	final state of a collision
freq	frequency
gen	generation
h	heater
i	ion
ic	ion cyclotron
ideal	with ideal condition
ie	internal energy
ik	ion kinetic
in	input
inside	inside
ini	initial state
is	ion saturation
iso	isotope
iz	ionization
<i>j</i>	ion (variable)
<i>l</i>	particle (variable)
life	lifetime
<i>m</i>	neutral particle (variable)
mag	magnet
max	maximum
mc	mass-to-charge
measured	(directly) measured value
mfr	mass flow rate
min	minimum
mod	model
multi	multiply-charged ion
n	neutral particle
nk	neutral particle kinetic
op	operation
open	opening of valve

out	output
p	plasma
pg	pressurized gas
prop	propellant
ref	reflection
s	sheath
sam	sample
sat	satellite
sl	sheath to the axis direction
sr	sheath to the radial direction
spc	(quadrupole mass) spectrometer
system	system (used as $v_{B,system}$ for “system” Bohm velocity)
th	thermal
thr	thruster
theor	theoretical
tot	total
tri	triple recombination
val	valve
w	wall of discharge chamber
wl	circular plane surface of discharge chamber
wr	curved surface of discharge chamber
x, y, z	x- y- z- axis
κ, κ'	index of reaction

Abbreviation

1D	One-Dimensional
3D	Three-Dimensional
ACPS	ACcumulator Pressure Sensor
APS	Accelerating grid Power Supply
BE	Binary Encounter
BP	Bi-Propellant thruster
CGJ	Cold-Gas Jet thruster
CHT	Cylindrical Hall Thruster

CPU	Central Processing Unit
DC	Direct Current
DCPS	Direct Current Power Supply
ECR	Electron Cyclotron Resonance
EEDF	Electron Energy Distribution Function
EMI	Electromagnetic Interference
EMC	ElectroMagnetic Compatibility
FEEP	Field Emission Electric Propulsion
FFPPT	Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster
FM	Flight Model
GaAs	Gallium Arsenide
GaN	Gallium Nitride
GHS	Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals
GOS	Generalized Oscillator Strength
GPPT	Gas Pulsed Plasma Thruster
HT	Hall Thruster
IA	Ion source Accumulator
ICV	Ion thruster Control Valve
I/F	interface
IT	Ion Thruster
LIF	Laser-Induced Fluorescence
LPPT	Liquid Pulsed Plasma Thruster
MFC	Mass Flow Controller
MFCU	Mass Flow Control Unit
MP	Mono-Propellant thruster
MPS	Microwave Power Supply
MR	Mechanical Regulator
NA	Neutralizer Accumulator
NASA	National Aeronautics and Space Administration アメリカ航空宇宙局
NCV	Neutralizer Control Valve
NPS	Neutralizer Power Supply
OBC	On-Board Computer

ONERA	The Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales フランス国立宇宙研究所
PAE	Power Added Efficiency
PIC	Particle-In-Cell
PPT	Pulsed Plasma Thruster
PTFE	polytetrafluoroethylene
QMS	Quadrupole Mass Spectrometer
RCS	Reaction Control System
RF	Radio Frequency
RJ	ResistoJet thtuster
RV	Regulation Valve
SPS	Screen grid Power Supply
SPT	Stationary Plasma Thruster
STP	Standard condition for temperature and pressure
TA	Tank Attachment
TAL	Thruster with Anode Layer
TC	Thruster Controller
TH	Thruster Head
THH	Thruster Head Heater
TMP	Turbomolecular pump
TRL	Technology readiness levels
TV	Thruster Valve
VAT	Vacuum Arc Thruster
VC	Vaporization Chamber
VCH	Vaporization Chamber Heater
VCO	Voltage Controlled Oscillator

第1章 序論

1.1 超小型衛星・キューブサットを取り巻く現状

超小型衛星 (microsatellite) は質量が 100 kg 以下の衛星と定義され、2010 年以降、特に 50 kg 以下の衛星について打ち上げ数の急激な増加が報告されている (Doncaster 2017) 。また、その大部分が 10 kg 以下であることが報告されている。2019 年以降の打ち上げ数は継続して増加していくことが予想されており、実際 2016 年になされた予想に比べて、2017 年、2018 年の打ち上げ実績が上回っていることを鑑みると、この増加傾向は数年間に及んで続くことが予想される (DelPozzo 2019, Figure 1-1) 。10 kg 以下の衛星は、10 cm×10 cm×10 cm を一つのユニット (1U) とするキューブサット が主である。キューブサットの大きさは、ユニットの数ごとに 1U, 2U, 3U, 6U などと定義される。2016 年 8 月までに打ち上げられた 10 kg 以下の衛星のうち実に 90%以上が 3U 以下のキューブサットであった (Poghosyan 2017) 。

単に数が増加しているだけでなく、ミッションの内容も高度化・多様化している。キューブサットは 1999 年ごろより始まった 1 kg クラスの超小型衛星の開発とその規格化 (Heidt 2000, Tsuda 2000) に端を発し、その後も学生の教育を主たる目的として利用されてきた (Suari 2001) 。2000 年代中ごろより徐々に機能が高度化し、産業への応用が検討されるようになり (Bouwmeester 2010) , 2010 年代には教育目的に限らず、地球観測・リモートセンシングや理学ミッションを行うものが増加し大きな割合を占めるようになった (Doncaster 2017, Poghosyan 2017, Figure 1-2) 。Spaceworks 社の予測に基づけば、今後技術実証衛星は減少していき、地球観測やリモートセンシングの衛星が 20 % 以上増加する見込みである。また、Poghosyan らがまとめた理学ミッションの実施状況においては、2017 年現在ですでに 61 機のキューブサットが理学ミッションを帯びて打ち上げられ、93 機もの衛星が開発中であるとされる。またそのうち実に 10 機は深宇宙探査機である。

地球観測をミッションとするキューブサットとしては、2009 年に打ち上げられた東京大学の PRISM (Sato 2009) が初期の例として挙げられる。その後、徐々に民間企業でも地球観測が実施されるようになっていき、代表的な例として Planet 社による 3U キューブサットのコンステレーションを用いた地球撮像がある (Boshuizen 2014) 。姿勢制御技術を用いたアクティブな空気抵抗の制御による軌道遷移の利用など、技術の更新も報告されており (Foster 2015) , 開発期間の短さ、ハードウェア更新周期の速さというキューブサットの利点を生かしてビジネスへと昇華しつつあるといえる。こういった民間企業への移行がキューブサット利用の拡大に大きな役割を果たしている。地球観測以外の理学ミッションや技術実証などに関しては、大学や研究機関を中心に盛んにおこなわれている。理学ミッショ

ンの例としては、高エネルギー電子および陽子の観測 (Schiller 2015), 宇宙天気予報の精度向上のためのデータ収集に向けた実証 (Abramowitz 2015) などがあげられる。これらは学生への教育という面も残しつつ理学ミッションを行っている例といえる。

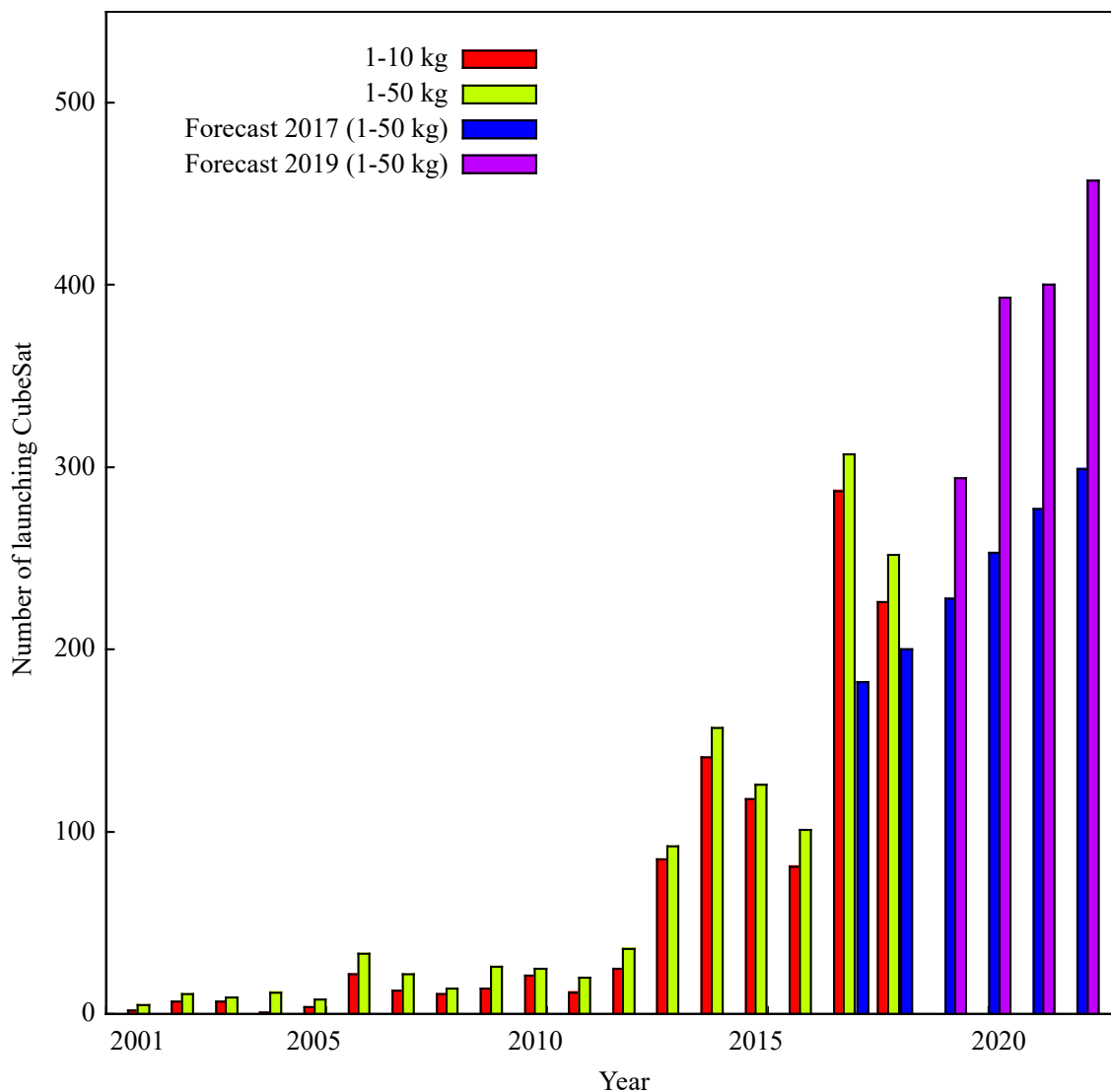


Figure 1-1 The number of launching CubeSat per year: prediction and record (Doncaster 2017, DelPozzo 2019)

1.1 超小型衛星・キューブサットを取り巻く現状

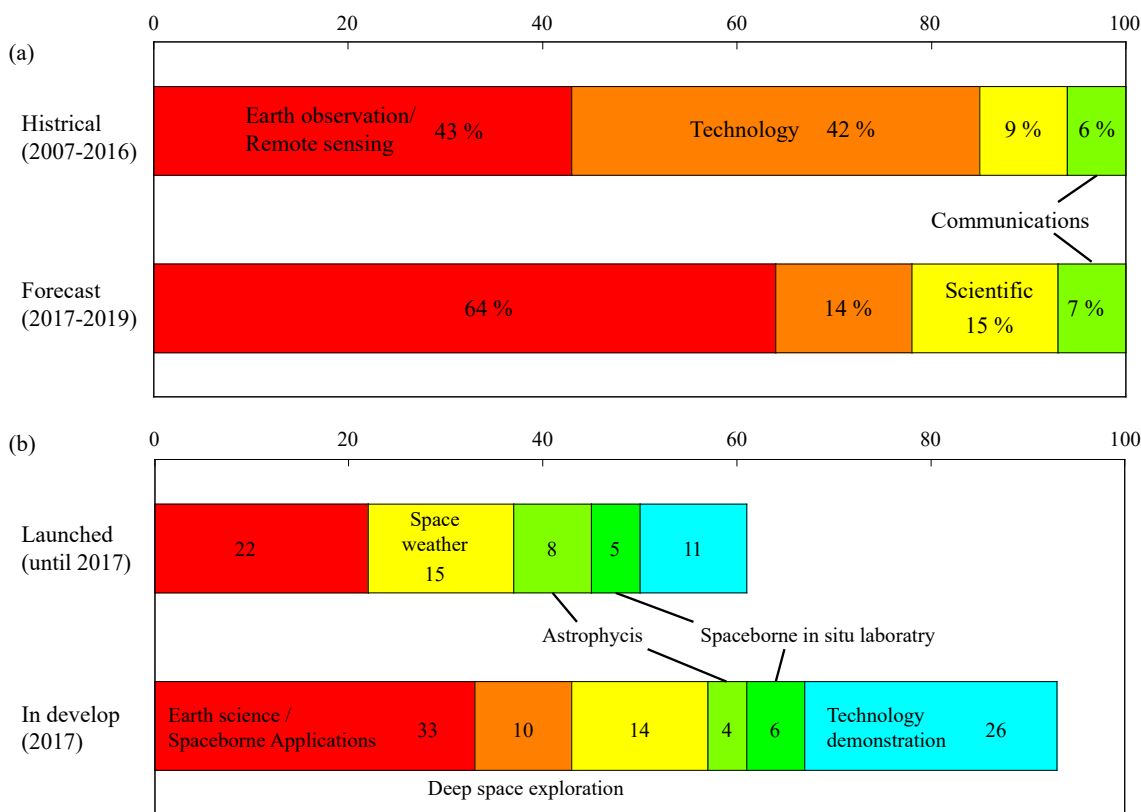


Figure 1-2 (a) Historical and forecasted percentage of the mission of nano-/micro- satellites (Doncaster 2017), (b) Missions of launched CubeSats and CubeSats in develop at August 2016 (Poghosyan 2017)

こういったミッションの高度化および多様化を背景として、推進系を必要とする超小型衛星やキューブサットの提案や、キューブサットをターゲットとする推進系の開発も盛んになってきている。特に、深宇宙探査などのハイリスクなミッションへの超小型衛星の利用が提案されるようになってきた (Freeman 2016)。深宇宙探査において、外乱が蓄積する中で 3 軸姿勢制御を継続的に行うためには、リアクションホイールに蓄積した角運動量を定期的に外部に放出する必要がある。通常地球低軌道におけるこの放出 (アンローディング) は、地球近傍の磁場を利用し磁気トルカを用いて実施する。一方、深宇宙探査機の場合は、地球近傍磁場を利用できないため、何らかの推進系を搭載してアンローディングする必要がある。実際に推進系を搭載して深宇宙探査を実施した例としては、超小型衛星によるものとして東京大学の PROCYON (Funase 2015, Koizumi 2016)、キューブサットによるものとして NASA の Mars Cube One (MarCO) (Klesh 2018) がある。また、現在開発中のものとしては、NASA の Artemis I ミッションに相乗りとして搭載される予定のキューブサットがある。水レジストジェットを搭載する EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft)

(Funase 2018, Nishii 2020) , コールドガスジェットと固体モーターを搭載する OMOTENASHI (Ayuso 2019) , ヨウ素イオンスラスタを搭載する LunaIceCube (Bosanac 2018) など、多くのキューブサットで推進系を用いたミッションが計画されている。

地球周回軌道においても、推進系の需要は高まっている。現在打ち上げられる多くのキューブサットが副ペイロードとして搭載される形、もしくは大量のキューブサットを同時に打ち上げる形で、宇宙へと運ばれている。そのため、自分の希望する軌道に精密に入るとはできず、また軌道の選択の余地も少ない。こうした中で、放出後に軌道を変えることができる推進機の実在は必要不可欠になっている。また、推進系を利用した多くのミッションも提案されている。すでに打ち上げられた例としては、カナダトロント大学の開発した CanX-4, CanX-5 が推進機を搭載したフォーメーションフライトのテストを軌道上で実施しており、相対的な位置制御に 1 m ほどのオーダーで成功したと報告されている (Bonin 2015)。本格的に精密なフォーメーションフライトを行うためには推進機の性能向上、特に推力の微小コントロールが必要になってくる。

放出後の軌道遷移、及び軌道維持への需要という点では、低軌道において軌道を維持するのに十分な推力および、十分な軌道維持時間を達成することができる速度増分が必要になる。例として典型的な 400-500 km の低軌道を考えると、1 年間に必要な速度増分はおおよそ 25 m/s/year 程度である。一方、現在最も多く打ち上げられているコールドガスジェットスラスタでは、3U のキューブサットに対してすら 10 m/s 程度の速度増分にとどまるものが多く、軌道維持のみを考えても半年以下で維持できなくなってしまうことがわかる。加えて、軌道遷移を検討すると、最低限必要な推力を確保しつつも、トータルインパルスが大きい推進機が求められている。

本研究では、大きなトータルインパルスを出すことができる小型推進機として水イオンスラスタを提案し、水イオンスラスタのキューブサットへの適応可能性及び有用性を示す。以下、本章では小型推進機に関する研究および、小型推進機への要求、現状の課題を整理したのち、推進剤としての水の優位性及び課題、水を推進剤とする小型推進機の研究と課題について述べ、本研究の目的を明確化する。

1.2 小型推進機に関する研究

推進機が必要とされるミッションが多く提案されている中, 超小型衛星・キューブサットに搭載可能なサイズの推進機の研究開発が盛んにおこなわれている. 推進機は多くの場合, 化学推進と非化学推進(電気推進)に大別される. 化学推進は物質の内部エネルギーを用いて推力を発生させる一方, 電気推進は外部から電気エネルギーを与えることで推力を発生させる. 内部にエネルギーを蓄える化学推進の方が, 電気推進に比べて瞬時推力は高くなる傾向がある. 一方, 推進剤の供給量と無関係に外部からエネルギーを投入できる電気推進は, 単位流量あたりの投入エネルギーを増やすことで, 高い排気速度を達成することができる. ここでは, コールドガスジェット, 化学推進, 電気推進について, 特に電気推進に関しては電熱加速型, 静電加速型, 電磁加速型の3つに種類に分けて, 推進機の特徴および小型推進機としての利点と課題について述べていく.

1.2.1 コールドガスジェットスラスタ

コールドガスジェットスラスタ (Cold-Gas Jet thruster (CGJ)) は, 高圧で貯蔵するガスを, バルブを開くことでノズルから排出するスラスタである. 化学反応や電氣的な加速を用いず, 高圧で貯蔵される分子の持つ熱力学的エネルギーのみで作動し, 構造は簡素である. その簡素さから多軸化は容易であり, 大きな速度増分を必要としない, Reaction Control System (RCS) 用スラスタとして利点がある. 一方で, 常温における分子の熱速度で排気速度が律速されるため, 比推力は低い. 例えばアルゴン(分子量 40)を使用し, 常温(300 K)でノズルの開口面積比を 16 とした場合に, 準一次元断熱流れを仮定した際の比推力は 66 秒である. 大きなトータルインパルスを出すことはできず, 速度増分も 10 m/s のオーダーにとどまるものが多い. また, 液体貯蔵を行っている CGJ も多く, その場合流路中に潜熱分の発熱を保証しつつ, 気液分離を行うデバイスが必要になる.

コールドガスジェットスラスタは原理が単純であるがゆえに信頼性が高く, キューブサットでも, 最も早い時期から多く採用されているスラスタである. 技術的な成熟度も高く, すでに多くの打ち上げ例, 軌道上実証例がある. トロント大学の CanX-2 (Rankin 2005, Sarda 2008), CanX-4 & CanX-5 (Bonin 2015) や TU Delft の Delft-n3Xt (Guo 2016), Microspace の POPSAT-HIP1 (Manzoni 2015) などが例として挙げられる. それぞれ推進剤は六フッ化硫黄 (SF_6), 窒素, アルゴンですべて高圧ガスとして搭載された. すでに製品として販売されるレベルになっており, キューブサットに搭載可能なサイズとして代表的なものとしては, VACCO 社による MiPS シリーズや GOMSPACE 社による NanoProp シリーズなどがある. そ

れぞれ R236fa, ブタンを推進剤としており, 液体状態で貯蔵されている。

1.2.2 化学推進

化学推進は, 化学反応によって推進剤の温度を上げることで推力を得る推進機である。短時間に大きなエネルギーを得ることができるため, 高い推力が期待できる。大きく 1 液式スラスタ, 2 液式スラスタ, 固体モーター, ハイブリッドロケットに分類することができる。ただし, ハイブリッドロケットは燃焼機構の解明が十分になされておらず, 実用化に至っていない。また, ほぼすべてのスラスタで, 大気中で反応が発生する可能性があるため, 特に安全面に関する要求が高くなる。この要求も一因となり, 推力, 比推力ともに勝るにもかかわらず, 2020 年現在までの超小型衛星への搭載数は前述のコールドガスジェットスラスタに比べるとはるかに少ない。

1 液式スラスタは, 1 種類の推進剤に対して触媒を使って自己分解反応を発生させ, 加熱し推力を得る推進機である。一方, 2 液式スラスタは燃料と酸化剤を搭載し, 2 液を混合することによって化学反応を起こし, 推力を発生させる。双方とも一般的な大型衛星ではヒドラジンがよく使われるが, 近年より環境に優しく毒性も少ない推進剤への切り替えが進み, HAN 系, ADN 系といった推進剤が研究されている。超小型衛星向けにも研究されており, さらに毒性や危険性の少ない過酸化水素を使った 1 液式小型スラスタ (Lécossais 2018) や, プロパンと亜酸化窒素を使った 2 液式スラスタ (Wink 2018) などがある。特に 2 液式スラスタの PM200 はすでに衛星に搭載されて打ち上げられたことが報告されている。但し作動の報告はない。

固体モーターは, 固体の推進剤を着火して推力を得る方式で, 小型推進機としてもいくつかの開発例が存在する (Thrasher 2015, Asakawa 2018)。Thrasher は推進剤として AP/HTPB, イグナイタとして塩素酸バリウムを用いた推進機を提案, 実際に軌道上に打ち上げることに成功した。特にキューブサット特有の厳しい安全審査をクリアするため, 破裂弁だけではなく, 電氣的にも多数の安全装置が組み込まれた設計となっていた。また, Asakawa の例においては, ボロン硝酸カリウムを推進剤とする固体モーターを提案し, レーザー着火方式を採用して物理的にレーザーを遮ることによる安全装置を設けるなど, 誤着火を強く意識した研究がなされている。一方で, 実機への搭載は進んでいない。一度着火すると止まらない固体モーターの特性と, 推力軸がずれていた時に容易に回ってしまうキューブサットや超小型衛星の慣性モーメントの低さは, 相性が悪いことも一因にあげられる。

1.2.3 電熱加速

電熱加速は、電気エネルギーで推進剤を加熱し、その熱力学的エネルギーを推力に変える電気推進機である。電熱加速の排気速度は熱エネルギーに拠るためせいぜい数千 K の熱速度程度で、電気推進の中では比較的比推力が低く、推力が高い推進方式である。電熱加速型の代表的な推進機としては、レジストジェットスラスタ、DC アークジェットスラスタがある。また近年は高周波によるプラズマによって気体を加熱し、磁気ノズルもしくは物理ノズルを用いて推力を生成するスラスタが研究されている。このうち、DC アークジェットスラスタは、その特性上電力レベルが高く、小型推進機への直接的な適応研究例は少ない。

レジストジェットスラスタは、コールドガスジェットのノズル前に加熱部を設けたもので、最も単純な電気推進である。ガスを加熱することで典型的には 200-300 秒程度の比推力を達成できる。超小型衛星もしくはキューブサットに搭載可能なサイズでもいくつかの例がある。また、水を用いたレジストジェットも研究されており、AeroCubes-OSCD-7B & -7C による軌道上実証が報告されている (Rowen 2018)。小型推進機としての利点はコールドガスジェット同様構造が簡素である上に、コールドガスジェットに比べると高い比推力を実現できることである。一方、気体を推進剤とする場合にはやはり高圧ガスの問題が発生し、液体を推進剤とする場合には、気液分離機構が課題になることが多い。例えば、UK-DMC の軌道上作動の報告 (Gibbon 2004) では、推進機が想定通り動かなかった原因として、液体の水が噴出してしまった可能性が示唆されている。また、比推力もコールドガスジェットに比べると高いが、他の電気推進機に比べると低い。ヒドラジンなど大型衛星でよく使われる推進剤は、後述する安全性の理由もあり超小型衛星では使用されない。

プラズマによって気体を加熱する推進機は、おもに高周波 (Radio Frequency (RF)) もしくは電子共鳴 (Electron Cyclotron Resonance (ECR)) 加熱によってプラズマを生成し、ラバールノズルもしくは磁気ノズルでプラズマを加速して推力を得るものである。比推力は電力レンジや設計によって大きく変化するがおおむね 500 秒から 1000 秒程度を目標として設計されているものが多い。小型推進機としては、レジストジェットに比べて高い比推力を実現しつつ、他の電気推進に対して大きな推力を出せるため、推力と比推力のバランスという点で利点がある。また、構造としてはさほど複雑ではなく、特に RF スラスタの場合は放電室とコイルに加えて RF 電源を準備するだけという簡素なものになる (Greig 2015)。一方大きな課題としては、小型化した際に著しく性能が下がっていくことが報告されていることがある。また、ECR 加熱を用いる場合、小型化によって特に中心部の構造が熱的に厳しい環境になり作動が難しい例が報告されている (Packen 2017)。推進剤としては高圧ガスのアル

ゴン、キセノンを用いる作動例が多く、高圧ガスは大きな問題となる。

1.2.4 静電加速

静電加速型は、静電場によるクーロン力で推進剤を加速することによって推力を得る方式で、電熱加速に比べて高い比推力を達成することができる。大型衛星で最も使われている電気推進の方式で、イオンスラスタおよびホールスラスタが該当する。また、特に小型推進機の開発が盛んな推進機の方式としてはエレクトロスプレースラスタおよび FEED (Field Emission Electric Propulsion の略称) がある。

イオンスラスタは、電気推進機の中でも特に比推力が高く (3000 秒ほど) , Deep Space 1, Dawn, 「はやぶさ」など深宇宙探査での採用例の多い電気推進機である (Rayman 2000, Rayman2006, Kuninaka 2007) 。プラズマの生成方法によって、直流放電式, RF 放電式, ECR 加熱式の 3 つに大別され、それぞれについて超小型衛星に搭載可能なサイズのスラスタが研究されている。直流放電式イオンスラスタの小型推進機としては MiXI (Miniature Xenon Ion thruster) が代表的で、20-100 W において推進効率は 50 %ほどと大型推進機と比べてもさほど遜色ない値が報告されている (Witz 2004, Dankongkakul 2017) 。一方、小型化に関する課題として放電室のカソード、および中和器として用いるホローカソードの小型化があげられている (Stephen 2019) 。RF 放電式のイオンスラスタとしては、特に常圧で高密度の保存が可能であり、キセノンに近く高性能が発揮できるヨウ素を用いた研究が多く行われている (Grondein 2016, Tsay 2017, Holste 2018, Dietz 2019) 。特に BUSEK 社の BIT-3 は、ヨウ素を推進剤とすることで高圧ガスの問題を解決した上、中和器としてホローカソードではなく RF 放電式の中和器を使用することにより、低電流での作動に成功、すでに 2U のモジュールとしてフライトモデル (FM) が完成している (Tsay 2017) 。トータルインパルスも 37 kN s クラスと現時点で完成しているモジュールとしては、最も高い数字を出している。小型化に関する課題としては、ヨウ素という推進剤の腐食性、安全性の問題や生成効率が高くないためイオン生成コストが上昇しがちで、全体的な電力が大きい (2U で 60 W 以上) 点などがある。しかし、高比推力の小型推進機としては後に上げる ECR 加熱式, FEED と並んで有力なものである。ECR 加熱式イオンスラスタとしては「はやぶさ」, 「はやぶさ 2」で採用された $\mu 10$ (Kuninaka 2007, Nishiyama 2016) の中和器をベースとして開発された小型イオンスラスタ (Nakayama 2007) があり、その後東京大学で開発された MIPS (Miniature Ion Propulsion System) が 50 kg 級衛星 2 機での宇宙作動に成功している (Koizumi 2016, Koizumi 2018) 。しかし、推進剤はキセノンが用いられており、50 kg 級の衛星に搭載可能なサイズではあるもののさらなる小型化、キューブサット搭載は難しい。この問題を解決するために

1.2 小型推進機に関する研究

提案されたのが水を推進剤とするイオンスラスタ (Nakagawa 2019) で本論文の主題である。

ホールスラスタは、イオンスラスタに比べて高い推力電力比 (50 mN/kW ほど) とイオンスラスタと比べるとやや低い比推力 (1000 秒ほど) の電気推進機で、中・大型衛星の多くの周回軌道衛星で採用されている (Lev 2019) . Stationary Plasma Thruster (SPT) 型と Thruster with Anode Layer (TAL) に大別されるが、小型推進機としての研究は、主に 200 W を超えるレンジの SPT 型で盛んにおこなわれている。例えば、Conversano らによって開発された MaSMi シリーズは 300 W をターゲットに開発が始まり、200 W 以上の領域において、ホローカソードとともに作動をを行い 50% 近くの推進効率を達成している (Conversano 2019) . この効率は例えばより大型の NASA-173Mv2 Hall thruster で報告されている効率 (Hoffer 2006) に比べても大差がないものといえる。一方で、さらなる小型化が進まない要因は、ホローカソードの小型化が難しいことが一因として挙げられる。また、放電電圧が低い領域における振動現象が、小型のホールスラスタにおいて報告されており (Mazouffre 2019) , 小型化を阻む一因となっている。特に小型化に焦点を当てた研究としては Cylindrical Hall Thruster (CHT) がある (Raitses 2010) . 小型化を阻む一因である中心部を排して、円筒形状としていることが特徴的である。100 W 程度での作動が可能であることは示されたが、やはり周方向に特徴的な振動現象が観測されており研究が進められている (Shi 2018) .

エレクトロスプレースラスタは、イオン液体と呼ばれる導電性の液体表面に高電圧をかけることでイオンや液滴 (イオンの塊, コロイド) を引き抜き、加速することで推力を得る推進機である。典型的には先端のとがったエミッタとその軸上にある穴との間に高電圧をかけることで、引き出しを実施する。このエミッタを Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) 技術によって作ることで、高精度かつ超小型なエレクトロスプレースラスタが実現できるようになり、特に小型推進機として研究されている (Lozano 2005, Krejci 2017) . また、超精密制御に用いる推進機としての需要もあり、ESA の衛星である LISA Pathfinder にも搭載された実績がある (Hruby 2018) .

FEFP は、インジウム、セシウム、ルビジウムなどの液体金属を推進剤として用いる推進機で、高電圧によりエミッタ先端に局所的に発生する MV/m オーダーの電場によって、金属原子を液体から引き抜いて加速する。この現象を Field Emission といい、命名の理由になっている。電界からイオンを引き抜く点や、特に小型推進機として開発が進められている点もエレクトロスプレースラスタと似通っている。代表的なものに ENPULSION 社の IFM Nano Thruster があり、システム電力が 40 W 時に 350 μ N の推力を達成している (Reinesser 2018) . 推力電力比は 8.8 mN/kW ほどと一般的なイオンスラスタと比べても低い、比推

力は 2000 秒から 6000 秒と高く、小型推進機としては最も高い値であるといえる。すでに 1 U サイズのモジュールとしての開発が終了しており、2018 年には軌道上実証が報告されている (Krejci 2019)。小型化においては、小型中和器の開発に加えて、他の推進機と比べてひととき高い電圧を制御し使用することが求められる点があるが、いずれも現在のところ問題は報告されていない。

1.2.5 電磁加速

電磁加速型は、プラズマ中を流れる電流を用いたローレンツ力によって推進剤を加速する推進方式である。大型の推進機としては、高周波でプラズマを生成したのち、変動磁場や自己誘導磁場を用いて加速するスラストが多く研究されている。一方、低電力時に投入電力に対するプラズマ密度が下がって推進効率が落ちてしまう問題があり、小型化には向いていない。小型推進機としては、大きく Pulsed Plasma Thruster (PPT) と Vacuum Arc Thruster (VAT) の二つが研究されている。どちらも本質的に小型化が容易であることが特徴で、小型推進機の研究初期から多く研究がなされてきた。ここでは、PPT と VAT について取り上げる。

PPT は、2 電極間に高電圧をかけることで、固体推進剤（主に PTFE）の表面上で放電を発生させ、流れた電流による自己誘起磁場と電流とのローレンツ力で推力を得る推進機である。構造上小型化が容易で、小型推進機としての研究が多くなされてきた (Pottinger 2011, Colletti 2015)。高電圧をパルス的に送るため、大きなコンデンサが必要になる点、瞬時 kA クラスの電流が流れるため、電磁ノイズが大きく衛星側との干渉が問題になる点、繰り返し作動による電極やイグナイタの損耗が、小型に限らず課題となる点である。また、固体推進剤表面を削りながら推力を出すようにするが、固体を固体のまま供給するため、流路を曲げるなどの措置をとることができず、搭載できる推進剤量に限りがあることが大きな問題である。この問題を解決する方策として、液体推進剤や期待推進剤を供給しつつ放電を行う方式である Liquid Pulsed Plasma Thruster (LPPT) (Cerstin 2003, Koizumi 2003, Rezaeiha 2014) や Gas Pulsed Plasma Thruster (GPPT) (Ziemer 1999) に加えて、ファイバー上の PTFE を連続的に供給することで持続的な推進剤供給を可能にする FFPT (Fiber-fed Pulsed Plasma Thruster) など (Woodruff 2019) が提案されて研究が行われている。LPPT の液体推進剤としては、古くは水銀が研究されていたが、2000 年以降は主に水がよく研究されており、またメタノールやガリウムなども候補として挙げられている (Rezaeiha 2014)。GPPT としてはアルゴンやキセノンが研究されてきた (Ziemer 1999) が、近年は極低軌道での空気吸い込み式推進機としての利用を想定した空気を作動流体とする GPPT なども研究されている (Skalden 2017, Schönherr 2018)。LPPT, GPPT とともに通常の PPT に比して比推力は高く、電力あたりの

1.2 小型推進機に関する研究

インパルスビット（推力に相当）が低くなる傾向があるが、推力効率としては同等以上の結果（20%程度）を出しているものもある。FFPPTは、同軸型のPPT（中心に陽極、周囲に陰極を配置）で、中心から供給されるファイバーを推進剤として用いるタイプのPPTである。すでに長時間の連続作動を達成しており、最も開発が進んでいるといえる。特に、回生カーボングナイタによって、グナイタの損耗を防ぎ繰り返し作動を実現している点が画期的である（Woodruff 2019）。

VAT（Vacuum Arc Thruster）は、円筒形状をした推進機の中心部にあるアノードと外周部にあるカソードの間に放電を起こして推力を得る推進機である。構造的にはFFPPTや同軸型PPT（Schönherr 2018）と近いものがあり、1990年代の研究では、“Pulsed Plasma Accelerator”などと呼称しているものもある（Lesnevsky 1999）。この呼称はPPTの原理研究でも見られ、同一視されていたと思われる。大きな違いとして、推進剤としては主に金属が用いられ、2010年代の代表的な研究例である μ CATではチタンやニッケルが推進剤として用いられることが多い。ただし、様々な金属での研究例があり、クロム、マグネシウム、タンゲステン、タンタルなどの研究例がある（Polk 2005）。推進効率は高くなく10%に満たない程度、推力も1 μ Nのオーダーであるが、非常に構造がシンプルなことと平均的な消費電力が小さいことから、補助的な推進機としての役割が期待されている（Kolbeck 2019）。

1.3 小型推進機への要求

1.2 節で見てきたように、超小型衛星・キューブサットに搭載可能なサイズの推進機の研究・開発は広く行われており、様々なタイプの推進機が研究されている。しかしながら、特にキューブサットへの搭載を考えたときに、共通する要求として以下の4点が指摘できる。

- ・ 推進機の安全性
- ・ 推進剤搭載量の低下
- ・ 推進機の運用性
- ・ 高比推力と高推力の両立が難しいこと

推進機としての安全性は、キューブサットにとって最も重要な問題の一つである。キューブサットの設計思想の一つに、短期間、低コストで開発することがあり、ハイリスクなミッションに挑戦しやすいこと、新規参入の障壁が低いことといった多くのメリットを生み出している。推進機の安全性を気にして開発をすることはコストの増加を生み出し、メリットを失いかねない。また、推進機は多くの安全審査で重要な識別事項となるコンポーネントであり、コストや時間リソースを余分に使用することになる。例えば、国際宇宙ステーションからの放出に推進機を搭載する場合、高圧ガスかどうか、人に対して毒性があるかどうか、腐食性があるかどうかなどを確認し、該当事項に対する然るべき対応をする必要がある。推進機に関して多くの場合、安全性のリスクとなるのは推進剤である。

推進剤の安全性を評価するための指標として、ここでは一般に用いられる指標であるGHS (Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals) を導入する。GHSは化学品の分類及び表示に関する世界調和システムと和訳され、1992年に採択されたアジェンダ21において定められた国際的に化学品の危険性や有害性の分類基準や表示内容を統一する制度である。国際連合によって基準が定められ2020年3月現在、2019年度に定められた第8版が最新である (United Nations, 2019)。物理学的危険性、健康に対する有害性、環境に対する有害性を観点別に評価しており、Table 1-1のように細分化される。この観点をもとに1.2で取り上げた推進剤について、ハザードの識別を実施したものをTable 1-2に示す。多くの推進剤が何かしらのハザードを持っており、とりわけアンモニア、ヒドラジン、ヨウ素、過酸化水素は多くのハザードを持っていることがわかる。ヒドラジンの毒性は特に強く使用に伴うコストが莫大になるため、超小型衛星では普通使用されない。逆にハザード

1.3 小型推進機への要求

が少ない推進剤は高圧ガス系およびインジウム, PTFE, 水, イオン液体などがある。

Table 1-1 List of classification of the hazards in GHS (United Nations 2019)

Physical hazard	Explosives
	Flammable gases
	Aerosols
	Oxidizing gases
	Gases under pressure
	Flammable liquids
	Flammable solids
	Self-reactive substances and mixtures
	Pyrophoric liquids
	Pyrophoric solids
	Self-heating substances and mixtures
	Substances and mixtures, which in contact with water, emit flammable gases
	Oxidizing liquids
	Oxidizing solids
	Organic peroxides
	Corrosive to metals
	Desensitized explosives
Health hazards	Acute toxicity
	Skin corrosion / irritation
	Serious eye damage / eye irritation
	Respiratory or skin sensitization
	Germ cell mutagenicity
	Carcinogenicity
	Reproductive toxicity
	Specific target organ toxicity single exposure
	Specific target organ toxicity repeated exposure
Aspiration hazard	

Environmental hazards	Hazardous to the aquatic environment
	Hazardous to the ozone layer

Table 1-2 List of propellants and hazards by GHS

Propellant	Hazards	Propulsion
Ammonia	Flammable gases: danger Gases under pressure: caution Acute toxicity: caution Skin corrosion: danger Eye corrosion: danger Specific target organ toxicity single exposure: danger Specific target organ toxicity repeated exposure: danger	RJ, MP, BP
Argon	Gases under pressure: caution	CGJ, RJ
Butane	Flammable gases: danger Gases under pressure: caution Specific target organ toxicity single exposure: danger	CGJ, RJ
Cesium	Substances and mixtures, which in contact with water, emit flammable gases: danger Skin corrosion: danger Eye corrosion: danger	FE
Dinitrogen monoxide	Oxidizing gases: danger Gases under pressure: caution Reproductive toxicity; danger Specific target organ toxicity single exposure: caution Specific target organ toxicity repeated exposure: danger	BP
Hydrazine	Flammable liquids: caution Acute toxicity: danger Skin corrosion: danger Eye corrosion: danger Skin sensitization: caution	RJ, MP, BP

1.3 小型推進機への要求

	Germ cell mutagenicity: danger	
	Carcinogenicity: danger	
	Reproductive toxicity: danger	
	Specific target organ toxicity single exposure: danger	
	Specific target organ toxicity repeated exposure: danger	
	Hazardous to the aquatic environment: caution	
Hydrogen peroxide ^{a)}	Oxidizing liquids: danger	MP, BP
	Acute toxicity: danger	
	Skin corrosion: danger	
	Eye corrosion: danger	
	Carcinogenicity: caution	
	Specific target organ toxicity single exposure: danger	
	Specific target organ toxicity repeated exposure: danger	
Indium	None ^{b)}	FE
Iodine	Corrosive to metal: caution	IT, HT
	Acute toxicity: danger	
	Skin corrosion: caution	
	Eye corrosion: caution	
	Skin sensitization: caution	
	Specific target organ toxicity single exposure: caution	
	Specific target organ toxicity repeated exposure: danger	
	Hazardous to the aquatic environment: caution	
Ionic liquid ^{c)}	Acute toxicity: danger	ES
	Eye corrosion: danger	
Nitrogen	Gases under pressure: caution	CGJ, RJ
PTFE	None	PPT
Propane	Flammable gases: danger	CGJ, RJ, BP
	Gases under pressure: caution	
	Specific target organ toxicity single exposure: caution	
R236fa ^{d)}	Gases under pressure: caution	CGJ, RJ
	Eye irritation: caution	

Water	Corrosive to metal: caution	RJ, IT
Xenon	Gases under pressure: caution	IT, HT

BP: Bi-Propellant thruster, CGJ: Cold-Gas Jet thruster, ES: Electrospray thruster, FE: FEFP,

HT: Hall Thruster, IT: Ion Thruster, RJ: Resistojet thruster, MP: Mono-Propellant thruster,

PPT: Pulsed Plasma Thruster

a) Depend on the concentration

b) Almost all hazards could not be judged due to lack of data

c) 1-ethyl-3-methylimidazolium tetrafluoroborate

d) 1,1,1,3,3,3-hexafluoro-Propane

続いて、推進剤搭載量の低下について、キューブサットはその体積的制約の大きさから推進剤搭載量が著しく低下することがある。アルゴン、窒素、キセノンなどの特に高压ガス系はその制限が顕著で、構造質量比が上がらずトータルインパルスが小さくなってしまう。ここで取り上げた推進剤について、保管する際の相、供給する際の相、密度および使用される推進機を Table 1-3 に示した。ブタン, R236fa は比較的低い圧力で液化状態を保つことができるため小型推進機向けだといえるが、密度は 0.6 g/cm^3 程度と比較的低めである。固体推進剤である PTFE をそのまま使用する PPT と VAT については、形状の制約から推進剤搭載量が少なくなることは、すでに述べた通りである。密度という点では比較的高いが、固体のまま供給する点に難点がある。貯蔵密度という点ではインジウムとヨウ素は大変高くなり、かつ液相もしくは気相で供給されるため優秀な推進剤である。ただし、インジウムの場合には電界放出部までの供給、ヨウ素は昇華後のスラストまでの供給が容易ではなく、特にインジウム (FEFP) の場合は搭載方法に制限を受ける。

1.3 小型推進機への要求

Table 1-3 Stored status, feeding status and density of various propellants. Status and density are based on the standard conditions for temperature and pressure except for specifying ones.

Propellant	Stored status	Feeding status	Density	Propulsion
Ammonia	Liquid (1.16 MPa at 30 °C)	Gas	0.596 g/cm ³	RJ, MP, BP
Argon	Pressurized gas	Gas	1.784 kg/m ³ (STP)	CGJ, RJ
Butane	Liquid (0.21 MPa at 21 °C)	Gas	0.6 g/cm ³	CGJ, RJ
Cesium	Liquid or solid	liquid	1.93 g/cm ³	FEEP
Dinitrogen monoxide	Pressurized gas, Liquid (52.4 MPa at 21.1 °C)	Gas	0.913 g/cm ³	BP
Hydrazine	Liquid	Gas	1.013 g/cm ³	RJ, MP, BP
Hydrogen peroxide	Liquid	Liquid Gas	1.45 g/cm ³	MP, BP
Indium	Solid	Liquid	7.31 g/cm ³	FE
Iodine	Solid	Gas	4.93 g/cm ³	IT, HT
Ionic liquid	Liquid	Liquid	1.28 g/cm ³	ES
Nitrogen	Pressurized gas	Gas	1.251 kg/m ³ (STP)	CGJ, RJ
PTFE	Solid	Solid	2.13-2.2 g/cm ³	PPT
Propane	Liquid (8.53 MPa at 21.1 °C)	Gas	0.493 g/cm ³	CGJ, RJ, BP
R236fa	Liquid (0.27 MPa at 25 °C)	Gas	1.36 g/cm ³	CGJ, RJ
Water	Liquid	Gas	1.00 g/cm ³ 5.89 kg/m ³ (STP)	RJ, IT
Xenon	Pressurized gas	Gas	1.1 g/cm ³ (at 5.8 MPa, 17 °C)	IT, HT

BP: Bi-Propellant thruster, CGJ: Cold-Gas Jet thruster, ES: Electrospray thruster, FE: FEEP,

HT: Hall Thruster, IT: Ion Thruster, RJ: Resistojet thruster, MP: Mono-Propellant thruster,

PPT: Pulsed Plasma Thruster, STP: Standard conditions for Temperature and Pressure

推進機の運用性は、衛星に組み込まれて実際に使用する際に、衛星側として気にしなければならないことがどれほどあるか、という点に関する課題である。例えば、一般にヨウ素を用いた推進機の場合には、ヨウ素を昇華させたうえで、その温度を持って流量を制御するため、作動時熱環境に厳しい制約がかかる。また、PPT や VAT は瞬時的に大電流を流して推進する推進機であるので、常に電磁ノイズ (ElectroMagnetic Interference (EMI)) の問題を抱えることになる。また、イオンスラスタや FEED など直流の高電圧を用いる推進機における高電圧からの放電も注意すべき対象である。これらの問題は、大型衛星であれば、孤立した熱設計にする、ElectroMagnetic Compatibility (EMC) 設計を丁寧におこなうなどで解決してきた問題ではあるが、使用できるリソースが限られるキューブサットにおいては、対策が一層難しくなっているため、推進機自体もしくはモジュールとして、対策ができていることが肝要である。

最後に、高比推力と高推力の両立はそもそも 1 つのスラスタで行うことは不可能である。どの程度の高比推力、高推力を求めるかにもよるが、大型衛星では軌道遷移用のスラスタと RCS 用のスラスタというように、別種の推進機を持つことが一般的である。キューブサットにおいてミッションの高度化に対応するためには、高比推力と高推力を両立するような推進システムが求められ、現状の研究からは、高比推力スラスタと高推力スラスタを別のコンポーネントとして持つことが必要となる。

これら 4 つの要求を鑑みたくうえで、比推力が高く、大きなトータルインパルスを出せる推進機に関して考える。2020 年 3 月現在の小型推進機の開発状況を踏まえると、以下の 3 つの推進機が、特に性能面もしくは上記要求面に関しての充足事項が多く、高比推力の小型推進機のベンチマークとなりうる推進機だと考える。BUSEK 社の製造するヨウ素イオンスラスタ (Tsay 2017)、ENPULSION 社の製造する IMF Nano Thruster (FEED) (Schönherr 2019)、CU Aerospace 社の製造する Fiber-Fed PPT (Woodruff 2019) である。3 つのモジュールの性能について Table 1-4 にまとめた。ヨウ素イオンスラスタは、すでに FM の開発まで終了しており、技術的な成熟度を表す Technology Readiness Levels (TRL) 6 相当の製品である。キューブサットに搭載可能なサイズのスラスタとしては最も大きいトータルインパルスを実現することができる。一方、電力レベルは 6 U のキューブサットに搭載するには高めの 70 W となっているうえ、安全性に難のあるヨウ素を使っており、また熱設計が難しいことなど取り扱いという点ではやや難があるといえる。IMF Nano Thruster は、すでに軌道上実証が終わり (TRL 7) キューブサットに搭載可能な電気推進機としてトータルインパルスの面で最も性能が高いといえるものである。推力電力比やトータルインパルスなどの性能はヨウ

1.3 小型推進機への要求

素イオンスラスタに劣るが、取り扱いの面では大きなメリットを持つ。高電圧や中和に関して潜在的に問題が発生しうる可能性はあるが、今のところ報告はなく衛星としても扱いやすいスラスタであるといえる。Fiber-Fed PPT は、IMF Nano Thruster に近い性能を実現しているうえに、推進剤が PTFE という非常に安全な固体で扱いやすいためここで取り上げた。地上試験が終了しており TRL としては 5 相当である。ただし、実機に組み込んだ際の EMI の問題に関しては注意する必要がある。

Table 1-4 Propulsion systems for CubeSat which are regarded as a benchmark of this study (Tsay 2017, Schönherr 2019, Woodruff 2019)

	BIT-3 iodine	IMF Nano Thruster	FFPPT
Power consumption	80 W (max.)	40 W (Nominal)	48 W
Size	2 U (180 × 88 × 102 mm ³)	1U (100 × 100 × 82.5 mm ³)	1U (100 × 100 × 100 mm ³)
Thrust	1.25 mN (max.)	350 μN (Nominal)	240 – 380 μN
Thrust-to-power ratio	15.5 mN/kW (max.)	8.8 mN/kW	6.0 mN/kW
Total impulse	37 kN s	9.0 kN s	2.9 - 5.5 kN s
Total impulse per volume	2.29×10^7 N s/m ³	1.09×10^7 N s/m ³	2.9×10^6 – 5.5×10^6 N s/m ³
Propellant / Safety	Iodine / High risk	Indium / Low risk	PTFE fiber / No risk
Acceptability	Heat problem	None	EMI problem

1.4 水を推進剤とする推進機

1.4.1 推進剤としての水の優位性と課題

こういった背景に基づくと、優れた推進剤の一つとして水があげられる。水は安全性の面で非常に優れており、唯一ハザードとして挙げられた金属腐食性についても、異種金属に同時に触れることによる電蝕を避けること、水に対して耐腐食性の強い金属を使用することによって、解決することができる。液体での貯蔵が可能なため、体積効率は高められ、トータルインパルスにも有利である。運用性の観点として問題に上がるのは水の凍結および潜熱による熱輸送、熱設計であるが、この点に関してはすでに凍結した後温度を上げることで水の供給が可能であること、また衛星本体と熱絶縁をしてモジュールのみで熱の収支を調整できることがレジストジェットの1Uモジュールにおいて示されている (Yaginuma 2020)。

さらに水を用いることのメリットとしては、有人宇宙探査との親和性の高さや深宇宙における資源活用の可能性があげられる。現在、NASA, ESA, JAXA の協力で月面ゲートウェイの建設が計画されるなど、国際宇宙ステーションから次のステップへ進む機運が高まっている。有人宇宙探査において水は必要不可欠なものであるため、推進機として使うかどうかにかかわらず必ず確保するものであり、利用に困ることはない。さらに、実際に国際宇宙ステーションへの水推進剤の持ち込みは実施され、問題がないことが確認されている (Yaginuma 2020)。また、一般的な無人探査機とは大きく性質の異なる、対人としての安全性を求められる有人のミッションにおいて、水が推進剤であることのメリットは非常に大きい。将来的に月もしくは深宇宙への進出を考えると、月での存在がほぼ確定したと考えられる水を利用することができるのは、現地で推進剤を補給できることを意味し、大きな利点となる。

水を推進剤とする場合に性能面を特徴づけるものは、大きい潜熱と小さい分子量である。水は大きな潜熱 (2.44 MJ/kg) をもち、比較的大流量の推進機、特に電熱加速型の電気推進に利用する際に大きな問題になる。例えば常温の水の比熱は 4.12 J/g K であり、潜熱は気体の水をおおよそ 600 K 温めるのに相当するエネルギーを消費することがわかる。他の液体、例えばエタノールにおいては潜熱が 0.393 MJ/kg、比熱が 2.4 J/g K であることを考えると、比熱に対する潜熱の割合が大きいうえに、比熱も大きく温めるのに大きなエネルギーが必要であることがわかる。電熱加速において、気体の温度は推力および比推力に直結するため、電力あたりの推力、比推力の値は低くなりがちである。

1.4 水を推進剤とする推進機

分子量の小ささは、利点と欠点の両方を併せ持つ性質である。レジストジェットなど電熱加速型の推進機に使用する場合は、熱速度が速いことによって同一温度における比推力を高める効果がある。一方、プラズマを推進剤とする推進機に水を応用した場合には、同一電力で加速した際の速度が速くなり、推力が低くなってしまうことが予想される。例えばキセノンで比推力が 3000 秒、推力が 1 mN のイオンスラスタにおいて、全く同じ推進剤利用効率、発散角効率、解離効率で、仮に水を使用できたとしたとき、推力は質量の平方根に反比例し、比推力は 8000 秒を超え、推力は 0.37 mN というバランスの悪い推進機となってしまう。また、分子量の軽さは中性粒子の損失やイオンの損失の多さに直結し、推進剤利用効率が著しく下がることが予想でき、結果比推力が上がらず推力だけが下がる結果となりかねない。これら水の推進剤としての特性については、特にイオンスラスタへの応用に焦点を当て、グローバルモデルと実験を通して本研究で詳しく検討する。

1.4.2 水を推進剤とする小型推進機に関する研究

水を用いた電気推進機の研究はこれまでも多く行われてきた。すでに言及したものも含めて、レジストジェット、電気分解式スラスタ、LPPT、RF もしくは ECR 加熱を用いた電熱加速型スラスタ、および本研究で取り上げる水イオンスラスタなどがある。

水レジストジェットは、すでに述べたように、水を気化させ、水蒸気として排出することで推力を得る電気推進機である。分子量の軽さから他のレジストジェットやコールドガスジェットスラスタに比べると比推力は高く、ノズルの開口面積比を 16 として 準一次元断熱流れを仮定した場合、常温 (300 K) で比推力は 100 秒、スロート温度で 2000 K まで加熱した場合は 258 秒まで上昇する。一方で、開口比を大きくした場合の温度低下に伴う凝縮の問題や、小型化に伴うノズルの効率低下などの問題 (Brucoleri 2012) があり、準一次元流れの理論計算に比して実際の比推力は低くなる (Nishii 2020)。そのほかの課題としては、水の大きな潜熱を保証するための熱交換の機構が十分でない設計において、水の凍結や液体として水が損出してしまう事態が引き起こされる点がある。これを解決するために気液分離の方法に関して研究が行われている (Silva 2017, 浅川 2019)。また、推力は流量と排気速度で決定され、流量は潜熱によって律速されるため、推力はおおよそ潜熱分の投入電力で決定される。例えば浅川の研究例においては 273 mN/kW 程度であった (浅川 2019)。

水を電気分解したのちに再度混合して着火する推進機が提案され、Tethers Unlimited 社によって商品化されている (James 2015)。水を一度電気分解し、水素酸素の燃焼を起こすことでインパルス的に大きな推力を出す推進機で、機構としては化学推進であるが、外部から投入した電気エネルギーを用いた推進機であるので、エネルギーの動きとしては電気推

進機であるといえる。したがって、投入したエネルギーに対する推力しか得られない。燃焼を利用しているため、比推力は300秒程度である。

PPT の節で述べたように、LPPT のうち水を用いたものがあり、Scharlemann および Koizumi によって研究された (Scharlemann 2003, Koizumi 2005) 。Scharlemann の研究では30 J の放電エネルギーに対して、8000 秒を超える比推力を記録し、最も高いところでは推力効率は16%にまで届いている。また、Koizumi は、10 J クラスの水を用いた LPPT について通常作動では3500 秒を超える比推力、またイグナイタなしでの作動に成功し、比推力1550 秒、推進効率6%を達成している。しかしながら、電力あたりの推力は $6.3 \mu\text{Ns/J}$ と通常のPPTよりも低い値にとどまっている。

水を定常的にプラズマ化して推進機として用いる研究は、中川らによる水イオンスラスタの実験的研究 (Nakagawa 2019) のほかに、 $E \times B$ ドリフトを利用した直流放電式イオン源への導入実験 (Gurciullo 2017) や、水を利用した ECR スラスタの実験 (Moloney 2019) 、水を高周波でプラズマし、磁気ノズルで加速することを提案した数値計算がある (Petro 2017) 。直流放電式イオン源においては、他の作動流体との比較が行われて、空気と比較しても大きく変わらない放電特性が確認された。しかし、必要な流量は著しく多くなっている。Moloney による ECR スラスタは、同心軸上にアンテナを置いた発散磁場中での ECR プラズマの生成また磁気ノズルによる加速によって推力を得る推進機で ONERA の開発した ECR スラスタ (Packen 2017) をベースに作られたものである。ただし、キセノンやアルゴンに比べて性能は落ちてしまい、負荷電力が28-56 W の時に推力0.1-0.2 mN、比推力は53-126 s となっている。Petro による数値計算では本研究も取り上げるグローバルモデルを用いて水のプラズマ密度を計算し、そこに磁気ノズルによる加速の効果をモデルとして加えて推力を計算している。

本研究の対象である水イオンスラスタは、キセノンを推進剤とする小型 ECR イオンスラスタについて、推進剤を変更する形で開発された。中和器にも ECR プラズマ源を用いることで、酸化に弱いホローカソードを排し、水での作動を可能にしている。すでにイオン源と中和器の作動が可能であることが確かめられ (Nakagawa 2016, Nakagawa 2019) 、振り子式スラストスタンドによる推力の測定が実施された (Nakagawa 2018b) 。推力の測定により、投入電力2 W、流量90 $\mu\text{g/s}$ 、加速電圧1.4 kV の条件において、推力は $141 \pm 10.2 \mu\text{N}$ であることが示され、この結果は水の解離や発散角によって極端に推力が低下していないことを示している。また、この時の電流量は7 mA ほどであった。中和器の実験においては、1.5 W から2 W の作動において、中和コストがおおよそ300 W/A となる作動点があることが示さ

れ、中和に十分な電子が放出できることが明らかになった。

1.4.3 水を推進剤とする小型推進機における課題

1.4.2 において見てきたように、水を推進剤とする小型推進機に関して、推力が高く比推力が比較的低いレジストジェットスラスタや電気分解スラスタに関しては、すでに FM が作られるなど比較的技術的な成熟度が高い状況になっている。一方で、比推力が高く、速度増分が期待できる推進機に関しては、実際に推力測定を実施したものは PPT、RF スラスタ、イオンスラスタの3種にとどまり、宇宙実用のレベルに到達したものはない。PPT に関しては、寿命に関する点および電気回路周辺の小型化、EMI 対策が大きな課題となり、RF スラスタ、イオンスラスタに関しては、その性能の低さが課題となっている。加えて、RF スラスタは作動電力が大きくなってしまっており、キューブサットに搭載可能なサイズに収まらない可能性が高い。一方、水イオンスラスタについては、すでにキューブサットで使用可能な電力の範囲で作動できることがわかっている (Nakagawa 2016, 2019)。

特に水イオンスラスタに関する課題としては、実際に作動を行った作動点が少なく、推進機としての性能を十分に評価することが難しいことがあげられる。さらに、Nakagawa 2018 および Nakagawa 2019 の結果から、推進効率および推進剤利用効率がキセノンの場合に比べて著しく劣ることは予想できる。そのため、同時にこれらの効率を向上させるための方策を検討する必要がある。また、小型 ECR イオンスラスタに関しては、キセノンを推進剤とした場合においても、挙動の物理的背景が理解されていない現象も多く、性能向上への知見を深めるために物理モデルの構築、および実験との比較が求められている。

1.5 本研究の目的

以上の背景から、本研究では、水イオンスラスタのキューブサットへの適用可能性および有用性を示すことを研究の目的とする。また、目的を達成するための小目的を以下のよう

に定める。

- ・ 水イオンスラスタ内部のプラズマモデルを確立すること
- ・ 水イオンスラスタの性能特性を実験的に明らかにすること
- ・ 水イオンスラスタの性能向上に向けた知見を得ること
- ・ 水イオンスラスタのシステム解析によるキューブサットへの適用可能性および有用性を示すこと

キューブサットへの適用可能性および有用性を示すためには、水イオンスラスタの特性を明らかにする必要がある。また、前節で述べたように、性能が不足していることも予想されるため、性能向上に向けた実験を行うと同時に、将来的な性能向上に向けた知見を得る必要がある。そこで、まず水イオンスラスタおよびキセノンイオンスラスタ内部のプラズマモデルを確立することにより、物理的な検討を行いやすくする。続いて、性能特性を実験的に明らかにすることで、キューブサットへの適用可能性および有用性を示すための準備を行う。さらに、性能が低く有用性が十分に示されないことが予想されるので、同時に性能向上に向けた実験と性能向上に向けた知見を得るための考察、モデル化を実施する。

これらのモデル及び実験結果をもとに、キューブサットへの適用可能性および有用性を検討する。そのために、本研究の対象である水イオンスラスタを作動させるためのシステムを検討する。そのうえで、水を推進剤としイオンスラスタとレジストジェットを併せ持つキューブサットに搭載可能なモジュールを提案し、実際に電力および体積の見積もりを行い、キューブサットに搭載可能であることを示す。また、有用性について、提案したモジュールをベンチマークとした既存のモジュールと直接比較すること、およびモデルミッションを解析しその実現性を示すことの2つの方法によって検討する。

1.6 本論文の構成

本論文は、水プラズマモデルおよびキセノンプラズマモデルの構築と結果、性能特性の実験的な研究と性能向上に向けた実験的な研究、およびキューブサットへの適用可能性および有用性を示すための検討からなる。

まず、第2章において、水プラズマおよびキセノンプラズマの、イオン源を対象としたグローバルモデルを構築、および推進機としての性能およびプラズマ内部のパラメータの推定を実施した。

続いて、第3章および第4章において、水イオンスラスタの特性の実験的評価、および性能向上に向けた実験的研究の内容について述べた。具体的には、イオン源の主要な入力である電力と流量に対する依存性、本研究で対象とする ECR イオン源に特有なパラメータである入力周波数と幾何条件に対する特性、小型であるがゆえにスラスタの性能に特に強く影響すると考えられる壁面電位に関する特性、水特有の解離現象に関する理解を深めるためのイオン種の測定、の4つの実験について述べる。実験方法を第3章に、実験結果を第4章に記した。

第5章では第2章から第4章で得られた知見をもとに、水イオンスラスタの性能特性および性能向上について論じた。モデルのみで検討できる成立性、および実験から明らかになる性能特性に加えて、実験結果をモデルと比較することにより、モデルでとらえられていない現象を明らかにし、また、実験で現象論的に観測された事実をモデルによって説明することを試みた。

最後に第6章では、取得した性能特性から水イオンスラスタの性能をモデル化し、システム解析を行った。また、解析結果をベンチマークとした推進機と比較し、有用性を検討した。また、解析したシステムを用いたモジュールを使用したときに遂行可能なミッションとして、国際宇宙ステーションからの放出を起点とするモデルミッションを提案し、その解析を行うことで例示した。以上を持って、水イオンスラスタのキューブサットへの適用可能性および有用性を示すものとした。

第2章 グローバルモデル

2.1 水イオンスラスタの原理と性能指標

まず、モデル化の実施及び以降の性能評価に必要な、マイクロ波放電式水イオンスラスタの原理について記す。本研究で用いたマイクロ波放電式小型イオンスラスタの模式図を Figure 2-1 に示す。イオン源、中和器は双方とも ECR 加熱を用いてプラズマを生成している。イオンの加速はスクリーングリッドとアクセルグリッドの 2 枚のグリッドによって行われる。典型的にはスクリーングリッドに 1500 V、アクセルグリッドに -200 V 程度の電圧が印加されており、スクリーングリッドと宇宙の無限遠の電位差による静電力でイオンは加速されて推力となる。また、アクセルグリッドを負に印加することにより、電子の逆流を防いでいる。中和器は、負にバイアスされることにより選択的に電子を放出することができる。中和器から放出された電子は、イオンビーム電流よりも若干多く調整されている。ビームを中和した上で、過剰な電子が衛星筐体へと逆流することで衛星の電位を宇宙の空間電位に保つ役割をしている。スラスタ本体の設計に関しては, Koizumi 2009 および Koizumi 2010 に詳しい。

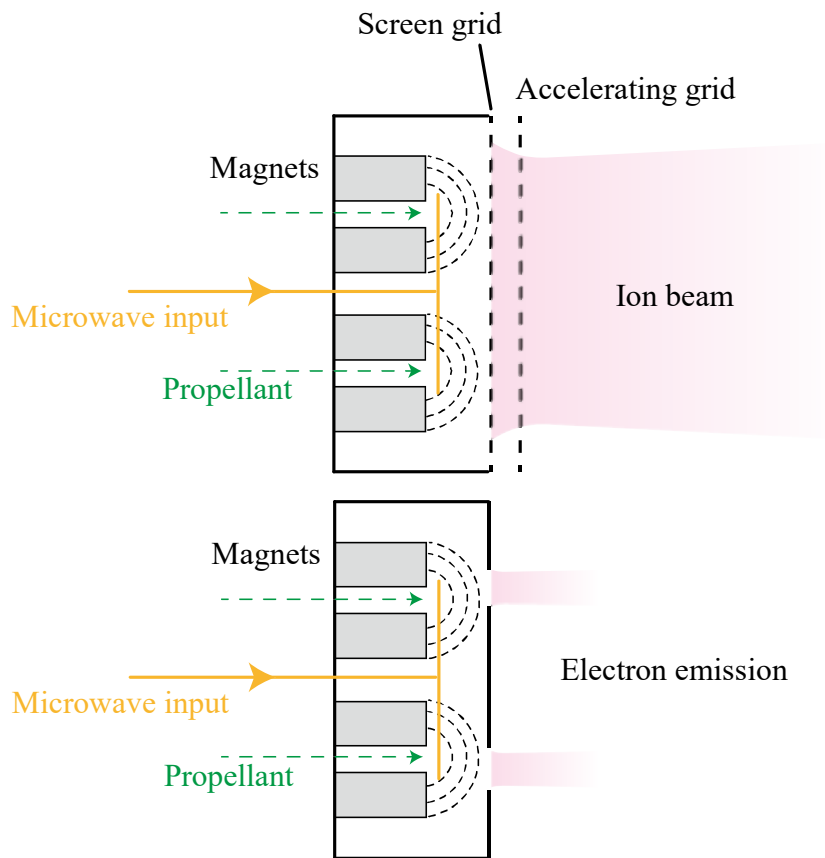


Figure 2-1 Schematic of the microwave-discharge miniature ion thruster

イオンスラスタの性能に関して、必要な事項の定式化を行う。まず、推進機として最も重要な性能である推力から論じる。その定義から、一般のイオンスラスタの場合、推進剤流量 \dot{m}_{prop} と平均排気速度 $\overline{v_{\text{exh}}}$ を用いて

$$F_{\text{IT}} = \dot{m}_{\text{prop}} \overline{v_{\text{exh}}} \quad (2-1)$$

と表すことができる。水を推進剤として用いた場合、上記を全ての粒子種に対する推力の和として表記することで、

$$F_{\text{IT}} = \sum_l \dot{m}_l \overline{v_{\text{exh},l}} \quad (2-2)$$

と表せる。ある粒子種に対する平均排気速度は、イオンの平均排気速度 $\overline{v_{\text{exh},i}}$ と中性粒子の平均排気速度 $\overline{v_{\text{exh},n}}$ から

$$\overline{v_{\text{exh}}} = \frac{\dot{m}_n \overline{v_{\text{exh},n}} + \dot{m}_i \overline{v_{\text{exh},i}}}{\dot{m}_n + \dot{m}_i} \quad (2-3)$$

となるが、ここでは

$$\dot{m}_n \overline{v_{\text{exh},n}} \ll \dot{m}_i \overline{v_{\text{exh},i}} \quad (2-4)$$

として、中性粒子による推力を無視する。この時推力は、イオン種に対する平均排気速度の重みづけ和となり

$$F_{\text{IT}} = \sum_j \dot{m}_j \overline{v_{\text{exh},j}} \quad (2-5)$$

である。ここで、イオンの流量は、ビーム電流 $I_{b,j}$ を用いて

$$\dot{m}_j = \frac{M_j I_{b,j}}{q_j} \quad (2-6)$$

と書くことができる。

続いて、あるイオン種の平均排気速度について述べる。グリッドで加速されたビーム中の粒子の速度 $v_{b,j}$ は、スクリーン電圧 V_{SG} を用いて

$$\frac{1}{2} M_j v_{b,j}^2 = q_j V_{\text{SG}} \quad (2-7)$$

より、

$$v_{b,j} = \sqrt{\frac{2q_j V_{\text{SG}}}{M_j}} \quad (2-8)$$

である。ただし、イオンがすべて1次元的に加速されて排出されることを仮定しており、実際にはイオン同士の反発などの効果でビームは一定の発散角を持つ。この発散角による平均排気速度の低下を、発散角効率 $\eta_{\text{div},j}$ で代表させることにより、推力は

$$F_{IT} = \sum_j \eta_{\text{div},j} \frac{M_j I_{b,j}}{q_j} \sqrt{\frac{2q_j V_{SG}}{M_j}} = \sum_j \eta_{\text{div},j} \sqrt{\frac{2M_j V_{SG}}{q_j}} I_{b,j} \quad (2-9)$$

と書くことができる。しかしながら、イオン種ごとのビーム電流を測定することは難しい。そこで、全イオンビーム電流に対する表式とするため、全てのイオンが推進剤の1価イオン（水であれば H_2O^+ ）であった時の推力を基準とした係数を導入する。推力の表式を変形し、

$$F_{IT} = \sum_j \eta_{\text{div},j} \sqrt{\frac{e}{q_j} \frac{M_j}{M_{\text{prop}}}} \frac{I_{b,j}}{I_b} \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}} V_{SG}}{e}} I_b \quad (2-10)$$

とすることで、解離に関する効率を分離することができる。ここで、各粒子による推力低下の効果

$$\eta_{\text{mc},j} \equiv \sqrt{\frac{e}{q_j} \frac{M_j}{M_{\text{prop}}}} \quad (2-11)$$

と定めることで、

$$F_{IT} = \sum_j \eta_{\text{div},j} \eta_{\text{mc},j} \frac{I_{b,j}}{I_b} \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}} V_{SG}}{e}} I_b \quad (2-12)$$

と書くことができる。仮に、各粒子による発散角効率が等しいとしたときは、発散角効率と解離に関する効率を独立して議論することができる。この効率をここでは新たに解離効率 η_{diss} として

$$\eta_{\text{diss}} \equiv \sum_j \frac{\eta_{\text{mc},j} I_{b,j}}{I_b} \quad (2-13)$$

と定義する。解離効率によって、推力を

$$F_{IT} = \eta_{\text{div}} \eta_{\text{diss}} \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}} V_{SG}}{e}} I_b \quad (2-14)$$

と書くことができる。ただし、解離を考慮しない推進剤の場合は、多価イオンに関する効率

$$\eta_{\text{multi}} \equiv \sum_j \sqrt{\frac{e}{q_j} \frac{I_{b,j}}{I_b}} \quad (2-15)$$

を用いて

$$F_{IT} = \eta_{\text{div}}\eta_{\text{multi}} \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}}V_{\text{SG}}}{e}} I_b \quad (2-16)$$

と推力を書くことが一般的に行われており、解離効率が多価イオン効率を多種分子に対して一般化した表現であるといえる。キセノンの場合発散角効率はおよそ 0.97、多価イオン効率は 0.96 程度であることがわかっており、推力を推定することができる。水の場合は、

$$\gamma_T \equiv \sum_j \eta_{\text{div},j} \eta_{\text{mc},j} \frac{I_{b,j}}{I_b} \quad (2-17)$$

で定義される推力係数 γ_T を、直接推力測定によって計測しており、加速電圧 1.4 kV で 0.919 ± 0.072 であることがわかっている (Nakagawa 2018)。誤差が大きく信頼度は低いが、実験では推力係数を 0.92 とすることにより性能を評価した。また、モデルにおいては、解離に伴う効率を実際に計算できるため、発散角効率が粒子に寄らないと仮定して 0.95 とすることで、推力を評価した。また、比推力については、

$$I_{\text{sp}} = \frac{F_{IT}}{(\dot{m}_{\text{prop,IS}} + \dot{m}_{\text{prop,NE}})g} \quad (2-18)$$

で定義される。中和器の流量も考慮することがあることに注意されたい。

続いて、性能評価のために用いる指標をいくつか導入する。まず、イオン源における性能指標として推進剤利用効率とイオン生成コストを導入する。推進剤利用効率は

$$\eta_{\text{U,IS}} = \frac{M_{\text{prop}}I_b}{e\dot{m}_{\text{prop,NE}}} \quad (2-19)$$

と定義され、投入した推進剤のうちどの程度がビーム電流として利用されたかを表している。中和器に関しても同様に推進剤利用効率を定義することができ、

$$\eta_{\text{U,NE}} = \frac{M_{\text{prop}}I_{\text{NE}}}{e\dot{m}_{\text{prop,NE}}} \quad (2-20)$$

となる。特に比推力は、イオン源と中和器の推進剤利用効率を用いて、

$$\begin{aligned} I_{\text{sp}} &= \frac{1}{\left(\frac{M_{\text{prop}}I_b}{e\eta_{\text{U,IS}}} + \frac{M_{\text{prop}}I_{\text{NE}}}{e\eta_{\text{U,NE}}}\right)g} \eta_{\text{div}}\eta_{\text{multi}} \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}}V_{\text{SG}}}{e}} I_b \\ &\cong \frac{\eta_{\text{U,IS}}\eta_{\text{U,NE}}}{(\eta_{\text{U,IS}} + \eta_{\text{U,NE}})g} \eta_{\text{div}}\eta_{\text{multi}} \sqrt{\frac{2eV_{\text{SG}}}{M_{\text{prop}}}} \end{aligned} \quad (2-21)$$

と表せる。但し、ビーム電流と中和器電流がほぼ等しいとした。推進剤利用効率は、比推力に対して直接的な影響がある指標であるといえる。また、イオン生成コストは、イオン源においてプラズマ生成に用いた電力を $P_{\text{gen,IS}}$ としたとき、

2.1 水イオンスラスタの原理と性能指標

$$C_i = \frac{P_{\text{gen,IS}}}{I_{\text{SG}}} \quad (2-22)$$

と定義され、スクリーン電流あたりに必要な生成電力を表している。低いほど生成の効率が良いことを示し、特に電力が異なる場合に、イオンスラスタとしての性能を比較するのに有用な指標である。中和器に関しても同様に中和コストを考えることができ、

$$C_i = \frac{P_{\text{gen,NE}}}{I_{\text{NE}}} \quad (2-23)$$

と定義される。

システムとしての評価を行う際には、より包括的な指標として、推力電力比や推進効率を用いる。推進効率は、

$$\eta_P = \frac{F_{\text{IT}}^2}{2\dot{m}_{\text{prop}}P_{\text{tot}}} \quad (2-24)$$

と定義される。推力効率は

$$\eta_P = \frac{\sum_l \dot{m}_l}{\dot{m}_{\text{prop}}} \frac{(\sum_l \dot{m}_l \bar{v}_{\text{exh},l})^2}{2P_{\text{tot}} \sum_l \dot{m}_l} = \eta_U \frac{1}{2} \frac{(\sum_l \dot{m}_l \bar{v}_{\text{exh},l})^2}{\sum_l \dot{m}_l P_{\text{tot}}} \quad (2-25)$$

より、おおよそ推進剤利用効率とエネルギー効率の積であるとみることができる。また、推進効率を用いると推力電力比は比推力を用いて

$$\frac{F_{\text{IT}}}{P_{\text{tot}}} = \frac{2\eta_P}{gI_{\text{sp}}} \quad (2-26)$$

と書くことができるため、推進効率に比例、比推力に反比例の特性を持っていることがわかる。以上の式に基づいて、以降のモデル化および性能評価を行う。

2.2 背景と先行研究

本章では、イオンスラスタ内部の放電現象をモデル化するために、0次元モデル（いわゆるグローバルモデル）を導入する。グローバルモデルは一般に、定常プラズマに対して、シースの内側における体積平均の数密度を、エネルギーバランス、粒子の生成と損失の保存を用いて求めるものであり、プラズマ源の特性を調べるために多く用いられる手法である。RFプラズマ源やECRプラズマ源に広く用いられており（Lichtenberg 1994, Meyyappan 1995, Wu 1995）、分子を対象とした研究例もある（Lee 1995）。推進機内部のプラズマの数値計算としても多く用いられており、1D以上の数値計算に比べると、計算コストが低く広い範囲における推進機の大まかな特性を取得するのに適している。水に対しても適応可能であるため、本研究の目的である、水イオンスラスタの特性把握には適している。

イオンスラスタへの適用例としては、キセノンイオンスラスタへの適用例のほかに、ヨウ素イオンスラスタへの適用例がある。キセノンイオンスラスタに関しては、Brophyによるモデル化（Brophy 1984）のほか、NASAのNEXT thrusterにおいて、グローバルモデルによるシミュレーションが実験値と良い一致を見せていることが報告されている（Goebel 2007）。また、ヨウ素イオンスラスタにグローバルモデルを適応した例では解離を含めた検討がなされており、キセノンのモデルとの比較が実施された（Grondein 2016）。

また、本研究で扱うレベルの低圧水プラズマへの適用例としては、非定常現象の模擬を目的とした研究例（Avtaeva 2010）と、電熱加速型の電気推進（Petro 2017）のモデル計算、3D-PIC計算との比較計算（Nakamura 2019）がある。Avtaevaの研究は紫外発光源としての応用や、プラズマを用いた炭化水素の改質（Scaponello 2017）への応用を目指しており、非定常現象に重きを置いている。直流放電を想定して、126の反応式を考慮し、34の粒子種について時間発展的に計算を行うことで非定常現象を明らかにしようとした。計算した領域においては、負イオンは電子に対して0.1%ほどであることがわかっており、この結果はNakamuraの結果とも整合性が取れている。また、 H_2O^+ 以外の正イオンとしては H_3O^+ と OH^+ が主な存在粒子であることがわかっている。Petroは水プラズマについてグローバルモデルを解くことで、電熱加速型のスラスタへの適応可能性を示した。但し、計算中では H_2O^+ 以外のイオン生成に関しては無視しており、電荷交換反応も考慮していない。

このように、水プラズマへの適用例、イオンスラスタへの適用例はあるが、水イオンスラスタへの適用例はなく、また、多種イオンおよび電荷交換反応を想定した定常水プラズマに関する先行研究例はない。本研究では、イオンスラスタに適応可能な形で多種イオンお

よび電荷交換反応を想定した定常水プラズマモデルを構築し計算を行った。

2.3 モデルの定式化

プラズマの存在する放電室を Figure 2-2 のように定める。また、以下を仮定する。

- ・ 重粒子（すべてのイオンと中性粒子）の温度はすべて等しい。
- ・ シースの厚さはプラズマに対して十分薄い。
- ・ 壁面に衝突した重粒子はその電荷を失い、壁面温度と等しくなる。
- ・ 壁面に衝突した電子は、壁面に電流として流入する。
- ・ 電子のエネルギー分布はマクスウェル分布に従う。

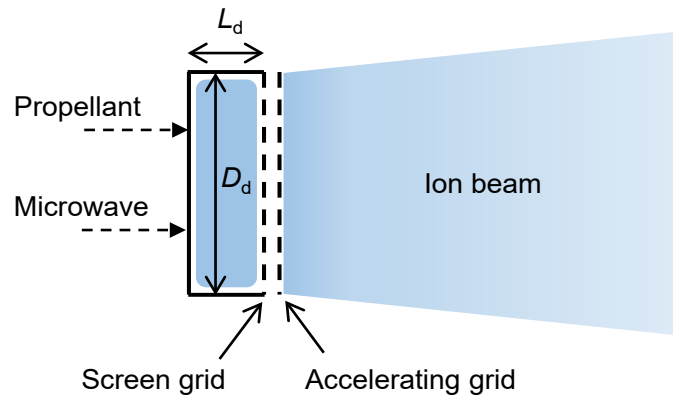


Figure 2-2 Schematic of discharge chamber for the global model

この時、モデル中のパラメータとしては

- ・ 各粒子（電子、全てのイオン、全ての中性粒子）の密度
- ・ 電子温度
- ・ 重粒子温度（各イオン温度と中性粒子温度. すべて等しいとしている.)
- ・ プラズマ電位

があり、考慮するイオンの数を N_i , 考慮する中性粒子の数を N_n とすると、 $(N_i + N_n + 4)$ 個の拘束条件が必要である。必要な拘束条件を満たすために、電力の釣り合い式 (式(2-27)) , イオンと中性粒子の生成と損失に関する釣り合い式 (式(2-44)および(2-45)) , 粒子の保存式 (式(2-47)) 電荷の釣り合い式 (式(2-48)) , 準中性の条件式 (式(2-50)) を考える。式(2-44) と式(2-45) は $(N_i + N_n)$ 個の式になるので、必要十分な拘束条件をそろえることができる。以下、詳細を述べる。

まず、電力の釣り合いに関して

$$P_{\text{abs}} = P_{\text{ie}} + P_{\text{ik}} + P_{\text{ek}} + P_{\text{nk}} \quad (2-27)$$

が成立する. ここで, 左辺第1項は内部エネルギーへの損失, 第2項から第4項はそれぞれイオン, 電子, 中性粒子の運動エネルギーとしての損失を表す. 第1項の内部エネルギーへの損失は, 複数粒子の非弾性衝突によって生じ, ある衝突 κ によって発生する内部エネルギーへの損失の和であり, 衝突による損失エネルギー ϵ_κ ある粒子 l の密度 n_l を用いて,

$$P_{\text{ie}} = \sum_{\kappa} P_{\text{ie},\kappa} = \sum_{\kappa} \left(K_{\kappa} V_{\text{P}} \epsilon_{\kappa} \prod_l n_l \right) \quad (2-28)$$

と表すことができる. ここで,

- ・ 3体再結合を無視する.
- ・ 電子-中性粒子間の反応以外における反応前後の内部エネルギーの総和の変化を無視する.

とすることにより, 式(2-25)は, ある反応に対するレートコンスタント K_{κ} を用いて

$$P_{\text{ie}} = \sum_{\kappa} K_{\kappa} n_{\text{n}} n_{\text{e}} V_{\text{P}} \epsilon_{\kappa} \quad (2-29)$$

と書くことができる. 反応に対するレートコンスタントは, 電子エネルギーの関数である衝突断面積 σ_{κ} と, 電子速度 v_{e} の畳み込み積分で計算される. 電子がマクスウェル分布することを仮定することで,

$$K_{\kappa} = \langle \sigma_{\kappa} v_{\text{e}} \rangle = 4\pi \left(\frac{m_{\text{e}}}{2\pi k T_{\text{e}}} \right)^{\frac{3}{2}} \int_0^{\infty} \sigma_{\kappa}(v_{\text{e}}) v_{\text{e}}^3 \exp\left(-\frac{m_{\text{e}} v_{\text{e}}^2}{2k T_{\text{e}}}\right) dv_{\text{e}} \quad (2-30)$$

と表すことができる. 第2項の損失するイオンの運動エネルギーは, すべてのイオン種の損失運動エネルギーの総和であり, プラズマポテンシャル ϕ_{p} を用いることで,

$$P_{\text{ik}} = \sum_j \left(n_{\text{sr},j} v_{\text{B},j} A_{\text{wr}} q_j \phi_{\text{p}} + n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} A_{\text{wl}} q_j \phi_{\text{p}} + \gamma_{\text{G}} n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} A_{\text{SG}} q_j \phi_{\text{p}} \right) \quad (2-31)$$

と表される. 第1項は壁面半径方向への損失, 第2項は壁面高さ方向への損失, 第3項はスクリーングリッドの穴への損失である. ここで各部の損失面積は,

$$A_{\text{SG}} = \frac{\pi N_{\text{SG}} D_{\text{SG}}^2}{4} \quad (2-32)$$

$$A_{\text{wr}} = \pi D_{\text{d}} L_{\text{d}} \quad (2-33)$$

$$A_{\text{wl}} = \frac{\pi D_{\text{d}}^2}{2} - \frac{\pi N_{\text{SG}} D_{\text{SG}}^2}{4} \quad (2-34)$$

である. また, γ_{G} はグリッド周りにおけるシースの拡大によって実効の損失面積が増加することを表す係数である. 各方向におけるシース端での密度は, イオンの平均自由行程を用いて,

2.3 モデルの定式化

$$n_{sr,j} = 0.8 n_j \left(4 + \frac{R_d}{\lambda_j}\right)^{-\frac{1}{2}} \quad (2-35)$$

$$n_{sh,j} = 0.86 n_j \left(3 + \frac{L_d}{2\lambda_j}\right)^{-\frac{1}{2}} \quad (2-36)$$

と表されるものとする。(Lee 1995) λ_j はイオンの平均自由工程を表し、ここではイオン—中性粒子間の衝突が支配的として、

$$\lambda_j = \frac{v_{th,j}}{\sum_m K_{j-m} n_m} = \frac{1}{\sum_m K_{ct,j-m} n_m} \sqrt{\frac{8kT_j}{\pi M_j}} \quad (2-37)$$

とした。イオン—中性粒子の衝突に関するレート常数は、イオンと中性粒子のエネルギーの関数であるが、ここでは重粒子の温度は等しいとしているため、単に重粒子の温度の関数となる。また、ボーム速度 $v_{B,j}$ はそれぞれのイオンに対して定義され、

$$v_{B,j} = \sqrt{\frac{kT_e}{M_j}} \quad (2-38)$$

である。損失する電子の運動エネルギーは

$$v' = \sqrt{\frac{2e(\phi_p - \phi_s)}{m_e}} \quad (2-39)$$

とした場合に、壁面垂直方向に v' 以上の速度を持つすべての電子が壁面に輸送する運動エネルギーを、マクスウェル分布をすべての方向に対して積分することによって

$$\begin{aligned} P_{ek} &= A_e \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{v'}^{\infty} v_z f(\mathbf{v}) \left(\frac{1}{2} m |\mathbf{v}|^2 - e(\phi_p - \phi_s)\right) dv_z dv_y dv_x \\ &= \frac{1}{4} A_e n_{s,e} \bar{v}_{s,e} \exp\left\{-\frac{e(\phi_p - \phi_s)}{kT_e}\right\} m v_{th}^2 = 2A_e \Gamma_e kT_e \end{aligned} \quad (2-40)$$

として求めることができる。ただし、電荷の釣り合いより壁面に損失する電子の電荷は、壁面に損失するイオンの電荷と等しく、

$$e\Gamma_e A_e = \sum_j q_j (n_{sr,j} v_{B} A_{wr} + n_{sl,j} v_{B} A_{wl}) \quad (2-41)$$

であるため、

$$P_{ek} = 2kT_e \sum_j \frac{q_j}{e} (n_{sr,j} v_{B} A_{wr} + n_{sl,j} v_{B} A_{wl}) \quad (2-42)$$

である。壁面に損失する中性粒子のエネルギーは、

$$P_{nk} = \frac{3}{2} \Gamma_n (T_n - T_w) \quad (2-43)$$

である。

続いて、イオンの生成と損失の釣り合いより、

$$\begin{aligned} \sum_{\kappa} \left(\Delta_{\kappa} K_{\kappa} V_p \prod_l n_l \right) \\ = n_{sr,j} v_B A_{wr} + n_{sl,j} v_B (A_{wl} + \gamma_G A_{SG}) \\ + \sum_{\kappa'} \left(\Delta_{\kappa'} K_{\kappa'} V_p \prod_l n_l \right) \end{aligned} \quad (2-44)$$

がすべてのイオンについて成り立つ。但し、 κ はあるイオンが発生する反応、 κ' はあるイオンが損失する反応を表す。また、 Δ_{κ} はその反応によって発生及び損失するイオンの数を表す。同様に、中性粒子の生成と損失の釣り合いより、

$$\dot{m}_{m,in} + \sum_{\kappa} \left(\Delta_{\kappa} K_{\kappa} V_p \prod_l n_l \right) = \dot{m}_{m,out} + \sum_{\kappa'} \left(\Delta_{\kappa'} K_{\kappa'} V_p \prod_l n_l \right) \quad (2-45)$$

がすべての中性粒子について成り立つ。但し、 κ はある中性粒子が発生する反応、 κ' はある中性粒子が損失する反応を表す。 Δ_{κ} はその反応によって発生及び損失する中性粒子の数を表す。また、流出する中性粒子は放電室内の中性粒子の密度とアクセルグリッドのコンダクタンスより決定するとして、

$$\dot{m}_{m,out} = \frac{N_{AG} D_{AG}^2}{16} \sqrt{\frac{8\pi k T_n}{M_n}} \left[1 + \frac{3}{4} \left\{ \frac{L_{AG}}{D_{AG}} \left(1 + \frac{1}{3 + \frac{6}{7} \frac{L_{AG}}{D_{AG}}} \right) \right\} \right]^{-1} M_n n_n \quad (2-46)$$

と書くことができる。ただし、コンダクタンスは Santeler の式に従うものとした (Santeler 1986)。

粒子の保存より、

$$\sum_m \dot{m}_{m,in} = \sum_m \dot{m}_{m,out} + \sum_j \gamma_G M_j n_{sl,j} v_B A_{SG} \quad (2-47)$$

が成り立つ。

電荷の釣り合いより、壁面に損失する電子とイオンを同数として、

$$\begin{aligned} \frac{1}{4} e \bar{v}_e \exp \left\{ -\frac{e(\phi_p - \phi_s)}{k T_e} \right\} A_e \sum_j n_{sl,j} \\ = \sum_j q_j \{ n_{sr,j} v_B A_{wr} + n_{sl,j} v_B (A_{wl} + \gamma_G A_{SG}) \} \end{aligned} \quad (2-48)$$

が成り立つ。ただし、電子損失は円筒の円面に配置されている磁石を想定している。ただし、シース端における電位は

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

$$\phi_s = \frac{kT_e}{2e} \quad (2-49)$$

である。

最後に、プラズマが準中性であることから

$$n_e = \sum_j \frac{q_j}{e} n_j \quad (2-50)$$

が成り立つ。

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

2.4.1 水およびキセノンプラズマモデルの共通条件

水とキセノンに共通する条件を Table 2-1 に示す。幾何的条件として、放電室の形状とグリッドシステムの形状、温度条件として壁面の温度が共通である。電子の損失面積としては磁化を考慮して損失面積は磁石の表面積とし、イオンに対して 1/5 ほどの損失面積を定めている。また、簡単のため、スクリーングリッド周りでのシースの拡大は考えないものとし、係数 γ_G は 1 に定められている。

Table 2-1 Fixed parameters in both water- and xenon-plasma models

		Symbol	Value
Discharge chamber	Diameter	D_d	20 mm
	Length	L_d	2 mm
Screen grid	Diameter	D_{SG}	0.8 mm
	Length	L_{SG}	0.2 mm
	Number of holes	N_{SG}	289
	Factor	γ_G	1
Accelerating grid	Diameter	D_{AG}	0.4 mm
	Length	L_{AG}	0.4 mm
Wall	Temperature	T_w	295 K
	Loss area of electron	A_e	$1.26 \times 10^{-4} \text{ m}^2$

2.4.2 水プラズマモデルに含まれる反応

水プラズマモデル中で考慮する反応を Table 2-2 に示す。これらの反応は、

- ・ 反応式の左辺に水分子 (H_2O) を含む
- ・ 電子温度が 0–20 eV である範囲において、レートコンスタントが $1.0 \times 10^{-16} \text{ m}^3/\text{s}$ を超える点がある

の 2 つの条件を満たす反応を選んでいる。この時に考慮したすべての反応は Appendix A に列記されている。

いくつかの重要になりうる反応が、衝突断面積のデータが理論値、実験値を問わず少ないかほとんどないために考慮されていない。これらの反応を Table 2-3 に示す。励起に関しては実験値のない光学的禁制遷移に対応する断面積が該当している。また、電離や励起を伴わない解離反応のうち、基底状態の酸素原子が発生する反応 (No. 6 に該当) については十分な実験データがとられておらず、考慮することが難しい。

また、一部の断面積については、発光断面積を反応断面積として用いている。発光断面積は、反応によって発生した励起粒子の発光を数えたときの断面積で、より高い準位から降りてくる粒子などを考えると、厳密には反応断面積とは異なる。ただし逆に、その発光によって失われるエネルギーは、高い準位から降りてくる粒子も含めてとらえることができおり、単にその励起の反応断面積を見るよりも多くの反応の損失エネルギーを捉えることができる。ここでは、Table 2-2 中の No.13 から 15 の反応について、発光断面積を用いて損失エネルギーを計算する。

Table 2-2 Reactions in the water-plasma model

N	Reaction type	Reaction	ϵ_k , eV	Rate constant at 5 eV, m^3/s	Ref.
1	Ionization	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + 2\text{e}^-$	12.621	1.36×10^{-15}	1
2	Dissociative ionization	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}^+ + \text{H} + 2\text{e}^-$	18.112	4.00×10^{-16}	1
3		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}^+ + \text{H}_2 + 2\text{e}^-$	18.116	3.64×10^{-18}	1
4		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}^+ + \text{OH} + 2\text{e}^-$	16.95	3.93×10^{-17}	1
5	Electronic excitation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^3\text{B}_1) + \text{e}^-$	7.0	1.47×10^{-16}	2-4
6		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{B}_1) + \text{e}^-$	7.4	7.07×10^{-16}	2, 5, 6
7		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{A}_2) + \text{e}^-$	9.1	4.99×10^{-17}	2, 5, 6
8		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^3\text{A}_1) + \text{e}^-$	9.3	8.66×10^{-17}	2, 3, 7

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

9		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^*(2^1\text{A}_1) + \text{e}^-$	9.7	3.30×10^{-16}	2, 5, 6
10		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^*(2^1\text{B}_1) + \text{e}^-$	10.01	6.08×10^{-17}	2, 5, 6
11		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^*(3^1\text{A}_1) + \text{e}^-$	10.16	4.10×10^{-17}	2, 5, 6
12		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^*(1^1\text{B}_2) + \text{e}^-$	11.1	1.46×10^{-17}	2, 5, 6
13	Dissociative excitation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}^*(\text{A}) + \text{H} + \text{e}^-$	9.15	4.55×10^{-16} ^a	1
14		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^*(n=2) + \text{e}^-$	15.30	8.38×10^{-18} ^a	1
15		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^*(n=3) + \text{e}^-$	17.19	8.17×10^{-18} ^a	1
16	Elastic scattering	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$	$\frac{3m_e T_e}{M_{\text{H}_2\text{O}}}$	2.57×10^{-13}	1, 8
17	Rotational excitation	$\text{H}_2\text{O}(J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=1) + \text{e}^-$	4.269×10^{-3}	2.80×10^{-13}	1
18		$\text{H}_2\text{O}(J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=2) + \text{e}^-$	1.279×10^{-2}	1.45×10^{-14}	1
19		$\text{H}_2\text{O}(J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=3) + \text{e}^-$	2.553×10^{-2}	3.37×10^{-15}	1
20	Vibrational	$\text{H}_2\text{O}(000) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(010) + \text{e}^-$	4.534×10^{-1}	2.42×10^{-15}	1
21	excitation	$\text{H}_2\text{O}(000) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(100+001) + \text{e}^-$	1.980×10^{-1}	4.96×10^{-15}	1
22	Dissociation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}(\text{X}) + \text{H} + \text{e}^-$	5.10	3.32×10^{-15}	1
23		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}(^1\text{S}) + \text{H}_2 + \text{e}^-$	9.22	8.49×10^{-18}	1
	Dissociative charge transfer				9
24		$\text{H}_2\text{O} + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{H}_3\text{O}^+ + \text{OH}$	-	1.7×10^{-15} ^b	
25	Charge transfer	$\text{H}_2\text{O} + \text{OH}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{OH}$	-	3.0×10^{-15} ^b	9
26		$\text{H}_2\text{O} + \text{H}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{H}$	-	3.0×10^{-15} ^b	9
27		$\text{H}_2\text{O} + \text{O}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{O}$	-	2.33×10^{-15} ^b	9

¹⁾ Itikawa 2005, ²⁾ Chutjian 1975, ³⁾ Gill 1994, ⁴⁾ Matsui 2013, ⁵⁾ Kim 2001, ⁶⁾ Durante 1995, ⁷⁾ Thorn 2007, ⁸⁾ Lichtenberg 1994, ⁹⁾ Avtaeva 2010

^a Emission cross-section was used as an excitation cross-section. It ignored the higher excited states.

^b Charge-transfer cross-section does not depend on the electron temperature.

Table 2-3 Reactions not included in the model due to the lack of data on the cross-sections

No.	Reaction Type	Reaction
1	Electronic excitation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^3\text{A}_1) + \text{e}^-$
2		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^3\text{A}_1) + \text{e}^-$
3		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^3\text{B}_1) + \text{e}^-$
4		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (3^3\text{B}_1) + \text{e}^-$
5		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^3\text{A}_2) + \text{e}^-$
6	Dissociation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}(3^3\text{P}) + \text{H}_2 + \text{e}^-$

ここで用いた各反応の衝突断面積を Figure 2-3 に、その断面積を使って電子温度に対して計算したレートコンスタントを Figure 2-4 に示す。値は励起反応を除いてすべて実験値と実験や計算に基づく推奨値 (Itikawa 2005) による。励起反応については、光学的許容遷移と光学的禁制遷移で扱いが異なる。以下、励起反応の断面積について、詳述する。

光学的許容遷移については、平面波ボルン近似による励起断面積 (Born cross section) を2体衝突モデルで修正した BE (Binary Encounter) Born cross section および、さらに実験値で修正した BEf-scaled Born cross section による近似が、実験値と良い一致を持つことが示されている。(Kim 2001, Thorn 2007, 市川 2012: p219) ここでは実験値を必要としない、2体衝突モデルで修正した平面波ボルン近似による励起断面積によって、断面積を定義した。この断面積は

$$\sigma_{\text{BE}}(\epsilon_e) = \frac{\epsilon_e}{\epsilon_e + \epsilon_{\text{bind}} + \epsilon_{\text{ex}}} \sigma_{\text{Born}}(\epsilon_e) \quad (2-51)$$

と表される。この時、 $\epsilon_e/(\epsilon_e + \epsilon_{\text{bind}} + \epsilon_{\text{ex}})$ は低エネルギー帯における断面積補正項で、 $\sigma_{\text{Born}}(\epsilon_e)$ が平面波ボルン近似 (plane wave Born) による衝突断面積である。平面波ボルン近似は特に高いエネルギー (kV オーダー) の電子による励起衝突でよく一致することが知られており、式(2-51)は、そのうち励起エネルギーに近い低エネルギー帯における断面積を補正した断面積である。 ϵ_{bind} は最外殻電子の束縛エネルギーを表しており、水の場合 12.62 eV (Table 2-2 の No. 1 のイオン化エネルギーに等しい) である。 ϵ_{ex} は励起エネルギーを表し、各反応によって異なる。(Table 2-2 中に示した通り)

平面波ボルン近似による衝突断面積は、散乱角 θ に対して衝突による運動量移行の 2 乗

$$Q = (k_{\text{ini}}a_0)^2 + (k_{\text{fin}}a_0)^2 - 2(k_{\text{ini}}a_0)(k_{\text{fin}}a_0) \cos \theta \quad (2-52)$$

を用いて表され、

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

$$\sigma_{\text{Born}}(\epsilon_e) = \frac{4\pi a_0^2 \epsilon_R}{\epsilon_e} \int_{Q_{\min}}^{Q_{\max}} \frac{f^{GOS}(Q) \epsilon_R}{\epsilon_e} d(\ln Q) \quad (2-53)$$

$$\text{where} \quad Q_{\max} = \frac{2\epsilon_e}{\epsilon_R} \left(1 - \frac{\epsilon_{\text{ex}}}{2\epsilon_e} + \sqrt{1 - \frac{\epsilon_{\text{ex}}}{\epsilon_e}} \right) \quad (2-54)$$

$$\text{and} \quad Q_{\min} = \frac{2\epsilon_e}{\epsilon_R} \left(1 - \frac{\epsilon_{\text{ex}}}{2\epsilon_e} - \sqrt{1 - \frac{\epsilon_{\text{ex}}}{\epsilon_e}} \right) \quad (2-55)$$

となる. a_0 はボーア半径, ϵ_R はリュードベリ定数で, ともに定数であるので, 式 (2-53) は電子エネルギーのみの関数となる. Q_{\max} と Q_{\min} はそれぞれ散乱角が 0° の時と 180° の時に相当し, 全散乱角における反応の積分をしていることと同じである. $f^{GOS}(Q)$ は一般化振動子強度 (Generalized Oscillator Strength) で, ある原子や分子のエネルギー状態が遷移する確率を表現する無次元量である. 衝突による散乱電子の運動量移行の 2 乗である Q 関数として表され, 多くの実験値や理論値が示されている (例えば Durate 1995). また, 近似関数として,

$$f^{GOS}(Q) = \frac{1}{(1+x)^6} \sum_{l=0}^{\infty} \frac{\alpha_l x^l}{(1+x)^l} \quad (2-56)$$

$$\text{where} \quad x = Q \left(\sqrt{\frac{\epsilon_{\text{bind}}}{\epsilon_R}} + \sqrt{\frac{\epsilon_{\text{bind}} - \epsilon_{\text{ex}}}{\epsilon_R}} \right)^{-1} \quad (2-57)$$

がよく値を再現することが知られている. α_l はフィッティングパラメータで, これを離散的な実験値及び理論値に合うように定めることで関数を得る. ここでは, 一般化振動子強度に関して, Durante らが示した値 (Table 2-4) を式(2-56)の 6 次の項まででフィッティングすることにより求めた. フィッティングの例を Figure 2-5 に示す. 以上により, 式(2-53)の積分が可能となり, 式(2-51)より各電子エネルギーに対する光学的許容遷移に関する励起断面積の近似式を求めることができる. その結果は Figure 2-3 に示した通りである.

光学的禁制遷移に関しては, 上記の近似式は適応できない. また, 実験値と理論値が著しく解離する例が多く報告されている. 例えば Gorfinkiel の計算値 (Gorfinkiel 2002) に対して, Thorn の実験値はおおよそ 20 分の 1, Matsui の実験値は 10 分の 1 程度である. (Matsui 2013) ここでは, 多くの文献で例として挙げられる Gill の計算値 (Gill 1994) を, Thorn の実験結果及び Matsui の実験結果と合うように 20 eV における結果を用いて

$$\sigma_{\text{mod}} = \frac{\sigma_{\text{exp}}(\epsilon_e)}{\sigma_{\text{theor}}(\epsilon_e)} \Bigg|_{\epsilon_e=20 \text{ eV}} \sigma_{\text{theor}}(\epsilon_e) \quad (2-58)$$

とスケールした。元の計算値に対して用いた断面積はおおよそ 3-4 %になっている。また、実験による測定が報告されていない励起断面積については、考慮しないものとしている。Table 2-3 の No.1-5 に上げられているものが、考慮されていない断面積のうち、励起エネルギーが 11 eV を下回る代表的な反応である。ただし、一般に光学的許容遷移は、光学的禁制遷移に比べて広いエネルギーでの大きな衝突断面積を持ち、応用上重要であるとされることが多く、光学的禁制遷移の欠落はモデルに大きな影響を与えないものと考えられる。

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

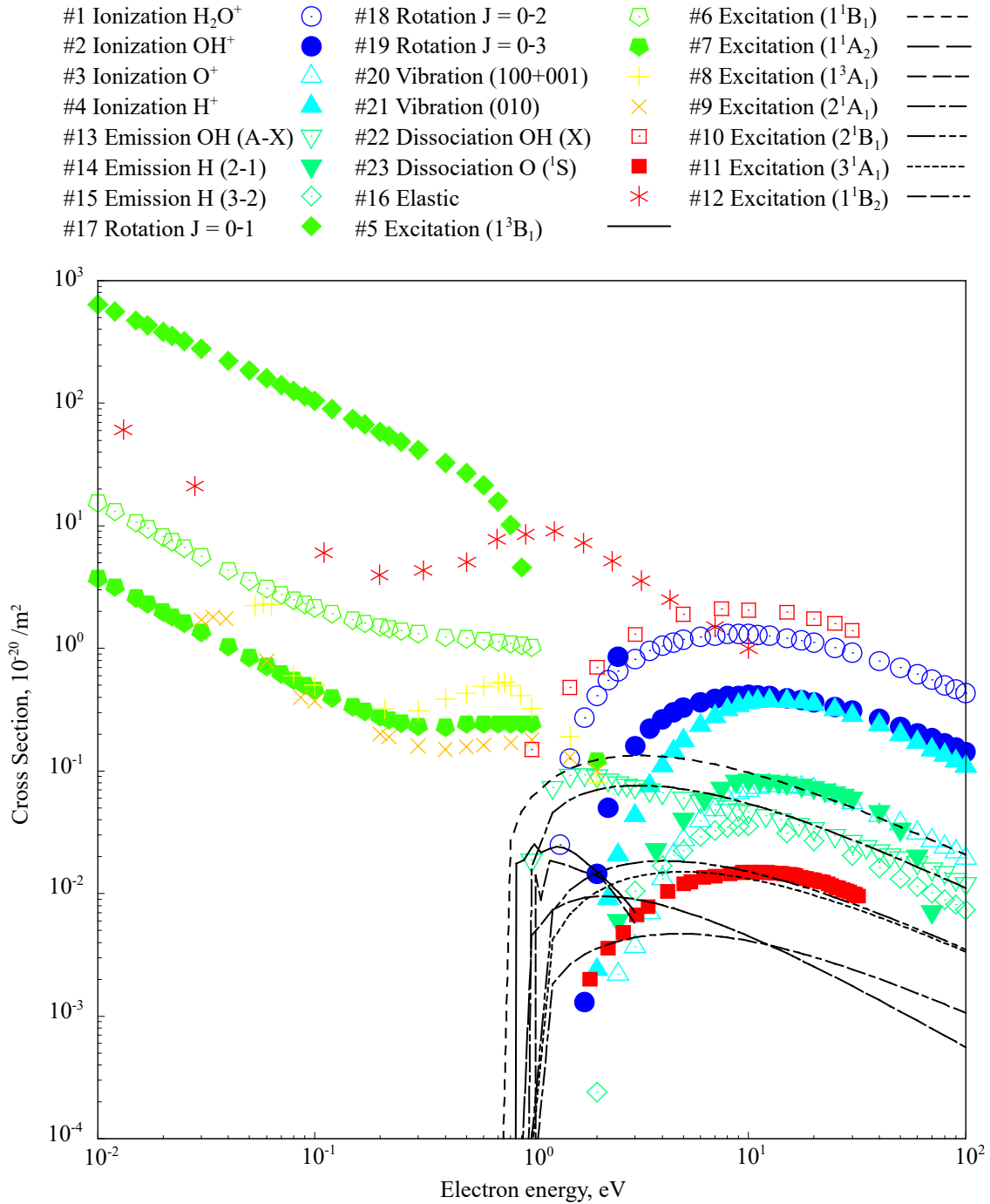


Figure 2-3 Cross sections included in the water-plasma model

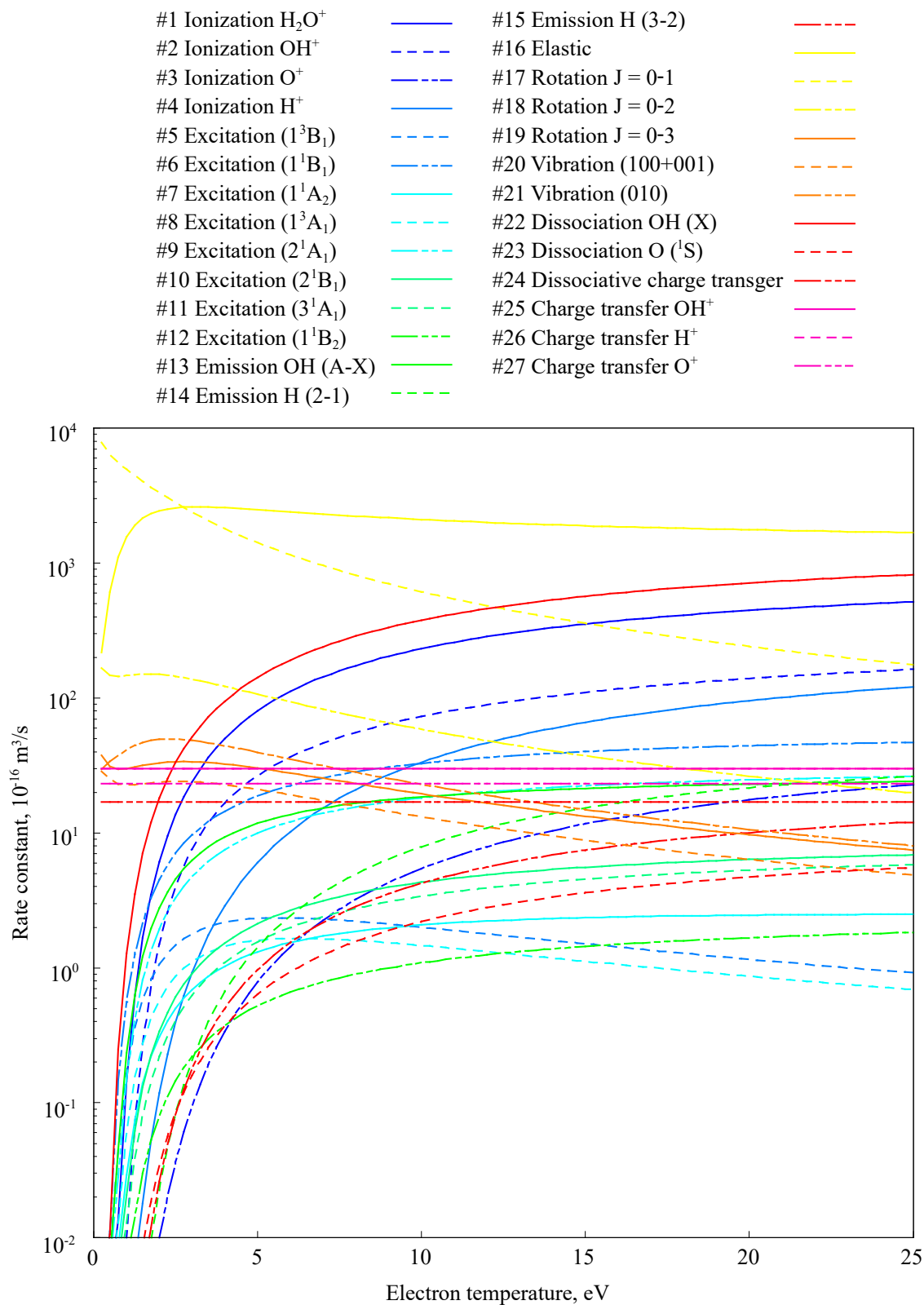


Figure 2-4 Rate constants in the water-plasma model calculated from the cross-sections and the electron temperature with assuming the Maxwell distribution function of the electrons

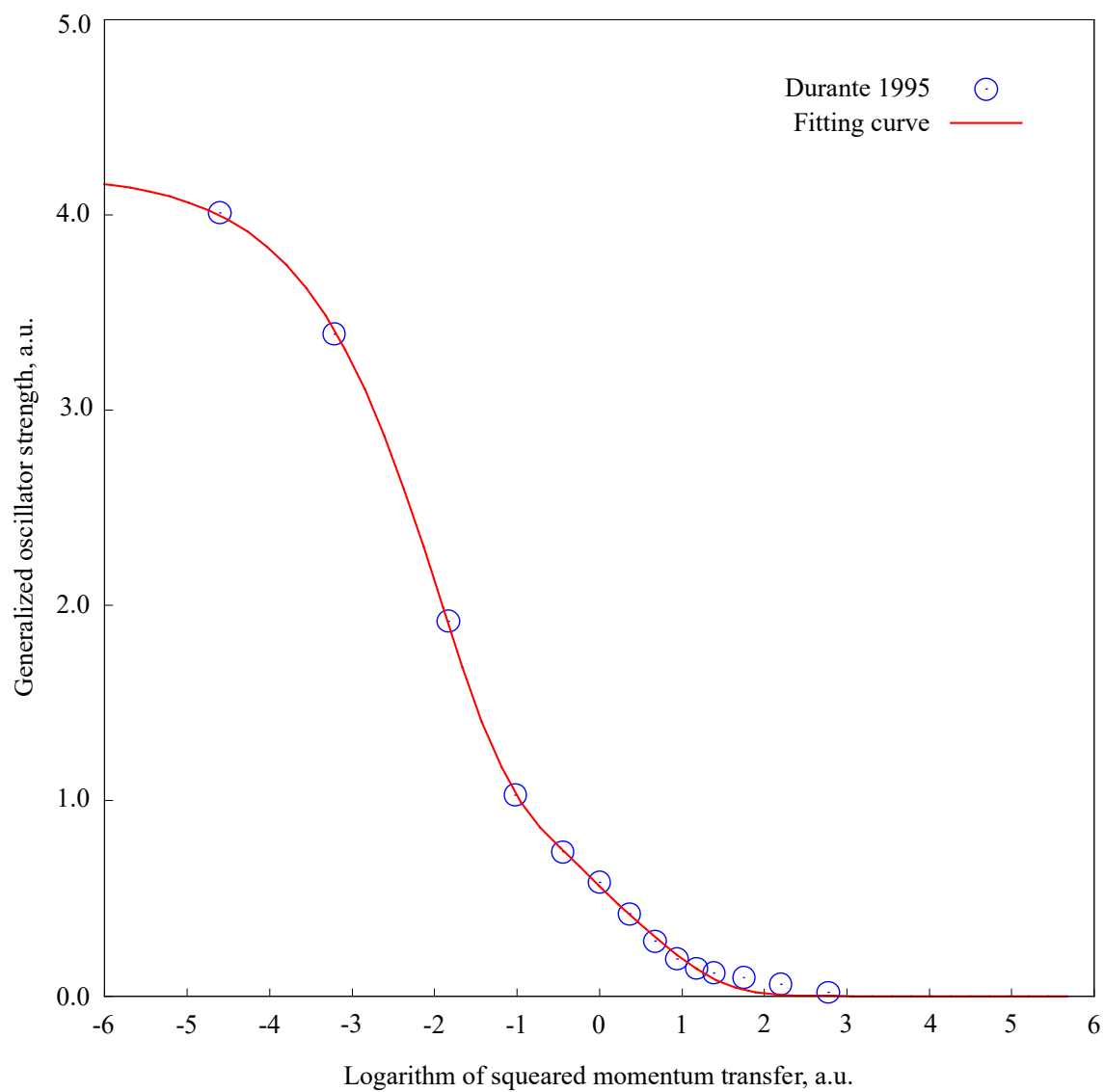


Figure 2-5 Example of fitting of Generalized Oscillator Strength (GOS) by equation (2-55) on $\text{H}_2\text{O} + e^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^*(1^1\text{B}_2) + e^-$ (No.12 in Table 2-2)

Table 2-4 Rotationally averaged GOS (a.u.) as a function of the transferred impulse (a.u.) for a number of electronic vertical transitions in H₂O all altering from the ground state X¹A₁, which quoted from Durante 1995 and reconstructed by author

transferred impulse	2 ¹ A ₁	3 ¹ A ₁	1 ¹ B ₁	2 ¹ B ₁
0.1	2.97 × 10 ⁻¹	1.19 × 10 ⁻¹	4.50 × 10 ⁻¹	1.13 × 10 ⁻¹
0.2	2.93 × 10 ⁻¹	1.05 × 10 ⁻¹	4.08 × 10 ⁻¹	1.04 × 10 ⁻¹
0.4	2.64 × 10 ⁻¹	6.48 × 10 ⁻²	2.75 × 10 ⁻¹	7.56 × 10 ⁻²
0.6	2.02 × 10 ⁻¹	3.00 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻¹	4.49 × 10 ⁻²
0.8	1.27 × 10 ⁻¹	1.16 × 10 ⁻²	4.97 × 10 ⁻²	2.12 × 10 ⁻²
1.0	6.66 × 10 ⁻²	4.51 × 10 ⁻³	1.01 × 10 ⁻²	7.64 × 10 ⁻³
1.2	3.10 × 10 ⁻²	2.06 × 10 ⁻³	1.89 × 10 ⁻³	2.01 × 10 ⁻³
1.4	1.42 × 10 ⁻²	1.10 × 10 ⁻³	6.09 × 10 ⁻³	7.14 × 10 ⁻⁴
1.6	7.58 × 10 ⁻³	3.57 × 10 ⁻⁴	1.20 × 10 ⁻²	1.07 × 10 ⁻³
1.8	5.19 × 10 ⁻³	4.12 × 10 ⁻⁴	1.56 × 10 ⁻²	1.73 × 10 ⁻³
2.0	4.24 × 10 ⁻³	2.75 × 10 ⁻⁴	1.64 × 10 ⁻²	2.19 × 10 ⁻³
2.4	3.11 × 10 ⁻³	1.41 × 10 ⁻⁴	1.33 × 10 ⁻²	2.31 × 10 ⁻³
3.0	1.70 × 10 ⁻³	6.47 × 10 ⁻⁵	6.62 × 10 ⁻³	1.56 × 10 ⁻³
4.0	5.06 × 10 ⁻⁴	1.92 × 10 ⁻⁶	1.49 × 10 ⁻³	5.41 × 10 ⁻⁴

transferred impulse	3 ¹ B ₁	1 ¹ B ₂	1 ¹ A ₂	2 ¹ A ₂
0.1	7.70 × 10 ⁻⁵	4.01 × 10 ⁻²	2.17 × 10 ⁻³	7.90 × 10 ⁻⁵
0.2	3.29 × 10 ⁻⁴	3.39 × 10 ⁻²	7.87 × 10 ⁻³	2.73 × 10 ⁻⁴
0.4	1.53 × 10 ⁻³	1.92 × 10 ⁻²	2.14 × 10 ⁻²	9.84 × 10 ⁻⁴
0.6	2.84 × 10 ⁻³	1.03 × 10 ⁻²	2.60 × 10 ⁻²	2.88 × 10 ⁻³
0.8	2.68 × 10 ⁻³	7.38 × 10 ⁻³	2.00 × 10 ⁻²	3.69 × 10 ⁻³
1.0	1.78 × 10 ⁻³	5.83 × 10 ⁻³	1.12 × 10 ⁻²	4.45 × 10 ⁻³
1.2	1.81 × 10 ⁻³	4.20 × 10 ⁻³	5.23 × 10 ⁻³	4.43 × 10 ⁻³
1.4	2.81 × 10 ⁻³	2.81 × 10 ⁻³	3.15 × 10 ⁻³	3.97 × 10 ⁻³
1.6	3.96 × 10 ⁻³	1.90 × 10 ⁻³	3.56 × 10 ⁻³	3.43 × 10 ⁻³
1.8	4.65 × 10 ⁻³	1.42 × 10 ⁻³	4.83 × 10 ⁻³	2.94 × 10 ⁻³
2.0	4.75 × 10 ⁻³	1.19 × 10 ⁻³	5.96 × 10 ⁻³	2.53 × 10 ⁻³

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

2.4	3.80×10^{-3}	9.50×10^{-4}	6.62×10^{-3}	1.88×10^{-3}
3.0	1.90×10^{-3}	6.08×10^{-4}	4.90×10^{-3}	1.13×10^{-3}
4.0	4.20×10^{-4}	1.91×10^{-4}	1.86×10^{-3}	3.99×10^{-4}

2.4.3 キセノンプラズマモデルに含まれる反応

キセノンプラズマモデル中で考慮した反応を Table 2-5 に、計算に用いた衝突断面積を Figure 2-6 に、その断面積を使って電子温度に対して計算したレートコンスタントを Figure 2-7 に示す。キセノンの衝突断面積に関してはすべて実験値を用いている。キセノンの励起断面積は 12 の反応の総断面積を用いている。励起エネルギーは衝突ごとに異なるため、電子エネルギーの関数となる。ここでは、Filipovic が示した 20 eV の時の各反応の断面積 (Filipovic 1988) をもとに励起エネルギーを重み付け平均した値 (式(2-59)) を励起エネルギーとして用いた。

$$\epsilon_{\text{ex}} = \frac{1}{\sigma_{\text{tot,ex}}} \sum_{\kappa=1}^{12} \sigma_{\kappa} \epsilon_{\kappa} |_{\epsilon_e=20 \text{ eV}} \quad (2-59)$$

Table 2-5 Reactions in the xenon-plasma model

No.	Reaction	ϵ_{κ} , eV	Rate constant at 5 eV, m ³ /s	Ref	
1	Ionization	$\text{Xe} + e^- \rightarrow \text{Xe}^+ + 2e^-$	12.13	8.42×10^{-15}	1,2
2		$\text{Xe} + e^- \rightarrow \text{Xe}^{++} + 3e^-$	33.34	2.88×10^{-17}	1,2
3	Electronic excitation	$\text{Xe} + e^- \rightarrow \text{Xe}^* + e^-$	9.686 eV ^a	1.31×10^{-14}	3
4	Elastic scattering	$\text{Xe} + e^- \rightarrow \text{Xe} + e^-$	$\frac{3m_e T_e}{M_{\text{Xe}}}$	2.57×10^{-13}	4,5
5	Charge transfer	$\text{Xe}^+ + \text{Xe} \rightarrow \text{Xe}^+ + \text{Xe}$	-	3.0×10^{-16} ^b	6

¹⁾ Muther 1987, ²⁾ Rejoub 2002, ³⁾ Filipovic 1988, ⁴⁾ Lichtenberg 1994, ⁵⁾ Hayashi 1983,

⁶⁾ Miller 2001

^a Estimated by the author from Filipovic 1988.

^b Charge-transfer cross-section does not depend on the electron temperature but on the ion temperature.

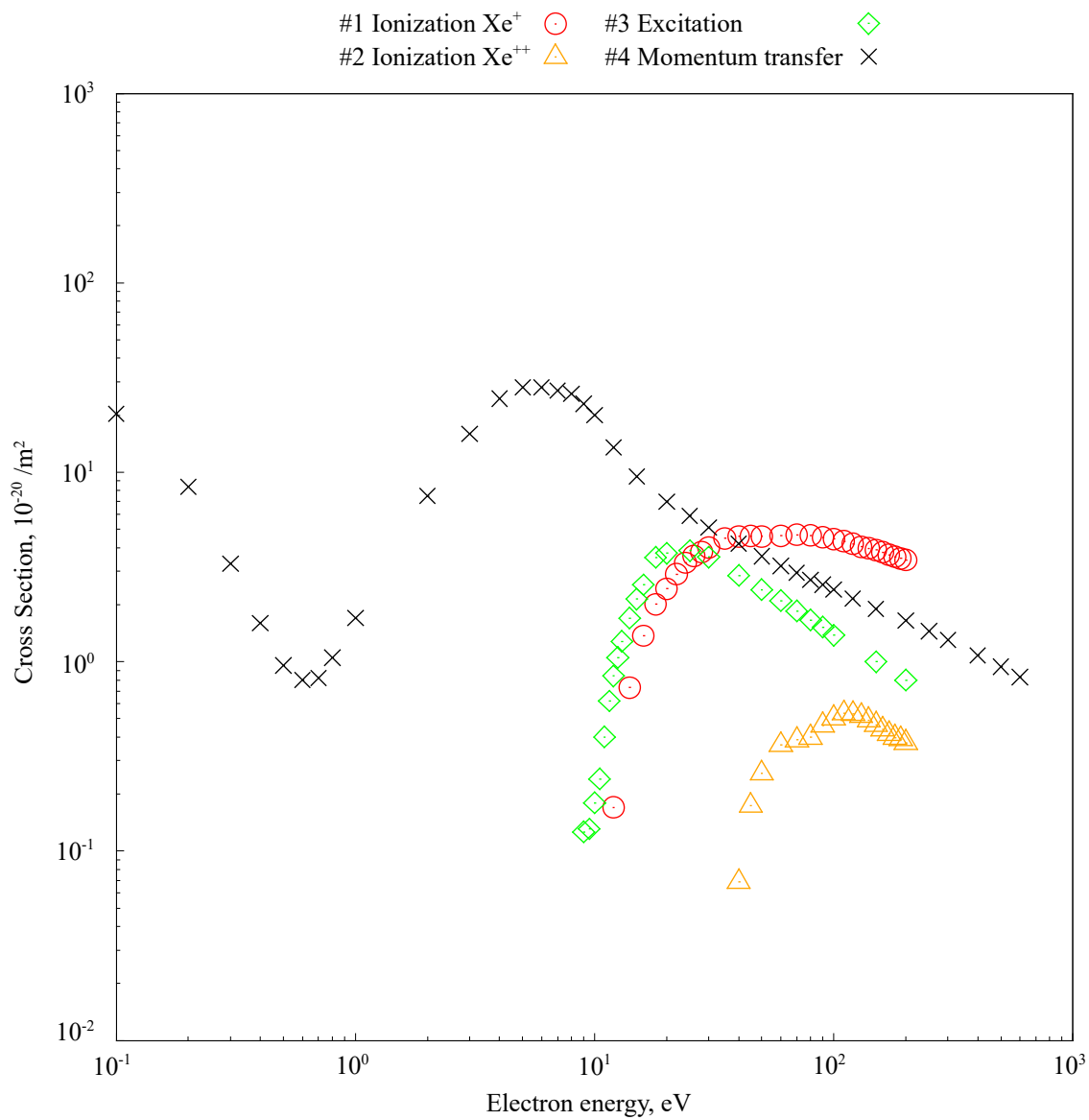


Figure 2-6 Cross sections included in the xenon-plasma model

2.4 モデルにおける諸条件および含まれる反応

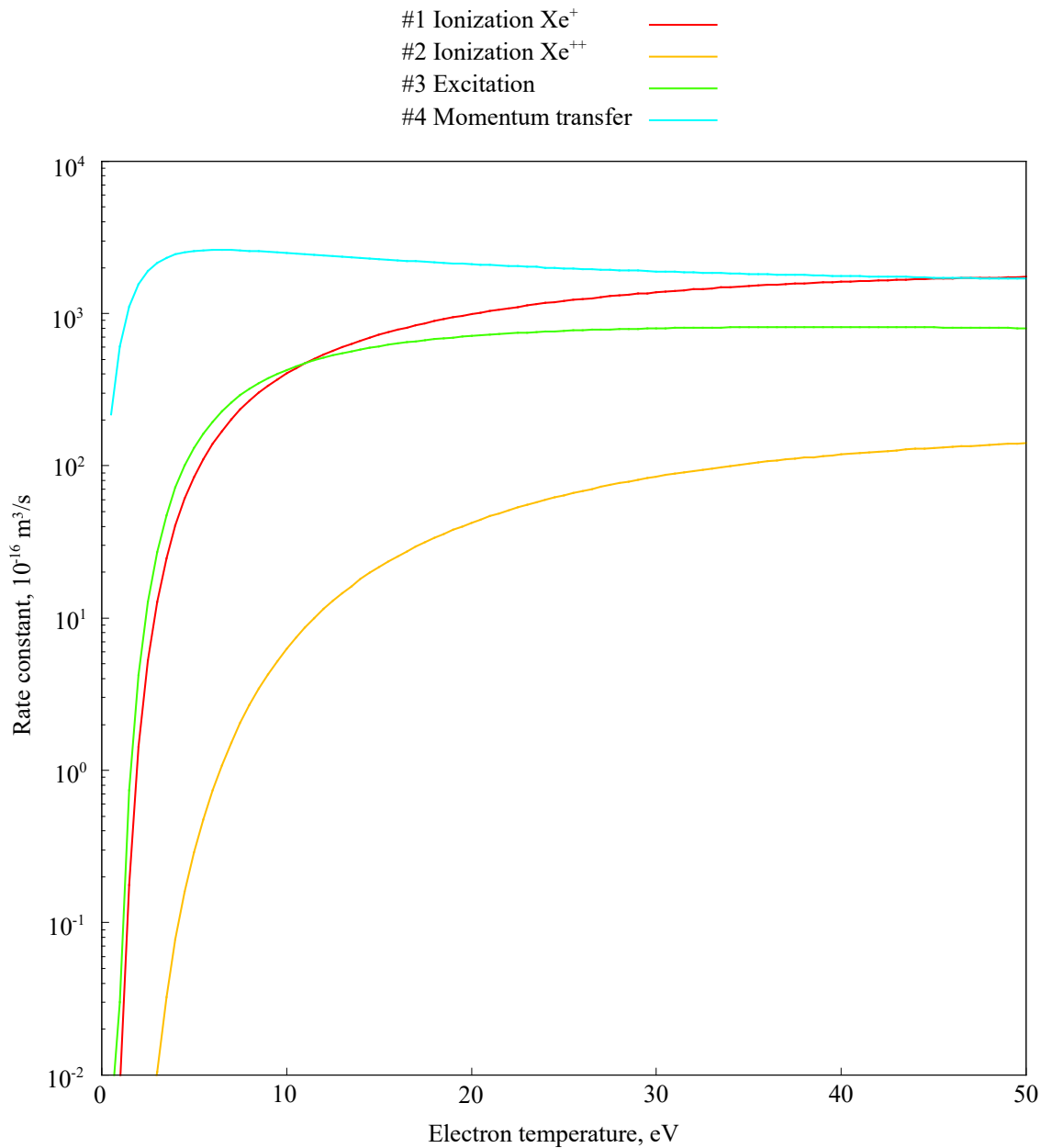


Figure 2-7 Rate constants in the xenon-plasma model calculated from the cross-sections and the electron temperature with assuming the Maxwell distribution function of the electrons

2.5 モデルにおけるスラスト性能評価方法

モデルから計算されるのは、ある流量、吸収電力を置いた時のプラズマであり、スラストとしてはスクリーン電流およびその組成を求めることになる。モデル上のあるイオンのスクリーン電流、及びスクリーン電流は

$$I_{SG,j} = \frac{q_j \dot{m}_{SG,j}}{M_j} \quad (2-60)$$

$$I_{SG} = \sum_j \frac{q_j \dot{m}_{SG,j}}{M_j} \quad (2-61)$$

で表される。これを用いて、イオン生成コストは投入電力の吸収率 r_{abs} を用いて

$$C_i = \frac{P_{in}}{I_{SG}} = \frac{P_{abs}}{r_{abs}} \sum_j \frac{M_j}{q_j \dot{m}_{SG,j}} \quad (2-62)$$

と書くことができ、推進剤利用効率

$$\eta_U = \sum_j \frac{q_j M_{prop}}{e} \frac{\dot{m}_{SG,j}}{M_j \dot{m}_{prop}} \quad (2-63)$$

と書くことができる。

続いて推力は、各イオンの発散角効率を用いて

$$F_{IT} = \sum_j \eta_{div,j} \dot{m}_{b,j} v_{b,j} \quad (2-64)$$

で表されるが、このモデル上ではアクセルグリッドへの損失を計算していないため、ビーム電流を直接計算することはできない。アクセルグリッドへの流入電流を電流効率 $\eta_{l,j}$ を用いて

$$I_{AG,j} = (1 - \eta_{l,j}) I_{SG,j} \quad (2-65)$$

と置くことで、ビーム電流を

$$I_{b,j} = \eta_{l,j} I_{SG,j} \quad (2-66)$$

と書くことができ、式(2-8)を用いることで、推力を

$$F_{IT} = \sum_j \eta_{div,j} \eta_{l,j} \frac{M_j I_{SG,j}}{q_j} v_{b,j} = \sum_j \eta_{div,j} \eta_{l,j} \sqrt{\frac{2M_j V_{SG}}{q_j}} I_{SG,j} \quad (2-67)$$

と書くことができる。

本章の結果の節では、ここに示した定数を簡単のため Table 2-6 のように定めた。マイクロ波の吸収率と電流効率は実験時の値を参考に設定、発散角効率はキセノンでの測定結果

を参考におおよその値を定めた.

Table 2-6 Ratio and efficiencies on modeling of the thrust of the ion thruster

	Symbol	Value	Reference
Absorption ratio	η_{abs}	0.8	Based on experiment
Current Efficiency*	η_{I}	0.95	Based on experiment
Efficiency of divergence*	η_{div}	0.95	Based on experiment using xenon

* Efficiencies are regarded as the same value for all species.

2.6 グローバルモデルの計算結果

2.6.1 水プラズマモデルの計算結果

水プラズマモデルの計算結果を Figure 2-8 から Figure 2-10 として示す. Figure 2-8 では流量を 45 $\mu\text{g/s}$ に固定し, 電力を振った場合の各粒子の密度, 電流および電子温度, プラズマ電位を(a)として, 推進機としての性能を評価するための数値を(b)として, モデル中の電力損失の割合について(c)として示した.

Figure 2-8 (a)に示した通り, 15 W までの間においては, 吸収電力の上昇に伴って全電流は単調に増加している. 一方, 電子密度はピークを持ち, 8.5 W 付近で $1.8 \times 10^{17} / \text{m}^3$ が最大値である. H_2O^+ および OH^+ の密度は電子密度とほぼ同じ点で密度のピークを持つが, H_3O^+ はより低い電力でピークを持ち徐々に減少していつている. 密度がピークを持つにもかかわらず電流が増加し続けているのは, 電子温度が上昇を続けていること, および電子温度上昇に伴うボーム速度の増加に起因する. 特に高い電力域では, イオンは主に H_2O^+ および OH^+ で構成されており, 他のイオンは 5%にも満たない. H^+ に関しては特に高電力領域で電流量が大きく, 15 W 時には 10%を占める.

密度がピークを持つことは, モデル上において, 同一電子密度に対して2点の電力が解として存在することを示している. 一方で, 同電力に対して2点の電子密度を持つ場合には, プラズマが不安定になる領域の存在が知られている. また, この不安定性はグローバルモデルでも再現する (Chabert 2001, Pojo 2009). 従って, 本研究の例においても不安定性の存在が想定され, ピーク以後の電力については, 安定的にプラズマを維持できない可能性が示唆される. この検証のためには, グローバルモデルを非定常で時間発展的に解くこと (例えば Avtaeva 2010 のように行うこと) が求められる.

この流量において、イオン生成コストは 300 W/A ほどから上昇を続け 15 W においては 867 W/A となっている (Figure 2-8 (b))。イオン生成コストの上昇に伴い推進剤利用効率は上昇しているものの、10%には届かず、例えば 3 W 時には 3.7%と低い値にとどまっております。比推力は高い点で 1000 s 近くである。この比推力は、水がキセノンより 1/8 ほど軽い分子であることを考慮すると、同条件では低い値といえる。また、この比推力に中和器は考慮されていないことに留意されたい。推力は最大で 400 μN ほどである。グローバルモデルの一つの目的である解離の影響の見積もりについては、解離効率がおおよそ 90%以上であることが確認できる。キセノンの多価イオン効率に比べると若干低いが、十分に実用にたる値である。また、Nakagawa らによる推力測定と同条件においては 98.8%で、この解離効率は発散角効率がキセノンの例で 0.96 程度であることを考慮すると、先行研究とにおける推力係数 0.919 ± 0.72 と整合性が取れている。

吸収された電力の損失に関しては、低エネルギー時はイオンの運動エネルギーが最も大きく、ついで電子の運動エネルギーとイオン化エネルギーがほぼ同じ、次いで解離エネルギーと励起エネルギーが合わせて 15% から 20% となっている。水分子に特有の励起反応である振動励起、回転励起に関しては他の損失に対して一桁以上小さくほとんど影響を与えていない。電力を増加させていくと運動エネルギーへの損失が増加してその他に使われるエネルギーが減少する。この減少は Figure 2-8 (a)に示されるポテンシャルの上昇が大きく影響している。一方励起エネルギーへの消費は相対的に小さくなるだけでなく、絶対値もほぼ横ばいとなっており、この飽和現象は、電子温度の上昇によって励起反応のレートコンスタントが他の反応よりも早く頭打ちになることに起因する (Figure 2-4 を参照)。解離反応が占める割合はおおよそ 5%から 10%である。低圧、弱電離の水プラズマモデルを考える際には、解離反応、特に中性粒子になる解離反応 (Table 2-2, No.22 および No.23 が該当) を考慮する必要があることがわかる。

Figure 2-9 では、Figure 2-8 と同様のグラフについて、電力を固定して流量を変化させたものとして示した。Figure 2-9 (a) は、電力を固定して各イオン種の密度、電流の流量依存性を示しているが、特に H_3O^+ の増加が特徴的である。Table 2-2 に示されているように、 H_3O^+ は中性粒子との電荷交換反応でしか発生しない。そのため流量が上がり中性粒子密度が上昇すると、著しく割合が増えていく。100 $\mu\text{g/s}$ までの領域では全体のイオンのおおよそ 42%が H_3O^+ となっている。他のイオン種は軒並み少なく、特に H^+ , O^+ は無視できるレベルにまで少なくなっている。この組成の変化は、流量増加に伴う電子温度の低下も大きく関係しており、低流量の電子温度が高い領域では、前述の電力を変化させたときと同様に無視でき

ない割合となっている。例えば $20 \mu\text{g/s}$ のとき、 H^+ は密度比で 2.1%、 O^+ は 1.4% である。

H_3O^+ の増加は推進機性能にも影響を与えており、 $30 \mu\text{g/s}$ 以上で解離効率は 95% 以上、 $30 \mu\text{g/s}$ 以上では 98% などとなっている。ただし、イオン生成コストに関しては $50 \mu\text{g/s}$ よりも流量を増やした場合でも改善されないことが示唆されており、大流量を流すことは推進機としては意味を持たない。電力を変えていないため流量の推力への寄与も限定的で、比推力は単調に減少する (Figure 2-9 (b))。

大流量時のエネルギーの損失は励起エネルギー、解離エネルギーへの分配が多くなることが特徴的である。プラズマポテンシャルの低下に伴ってイオン、電子の運動エネルギーへの損失が減少するのに対し、励起エネルギーは $60 \mu\text{g/s}$ で 10%、 $90 \mu\text{g/s}$ で 14% と大きな損失がある。解離も $60 \mu\text{g/s}$ で 11%、 $90 \mu\text{g/s}$ で 15% となっている。励起や解離の影響でイオン化へ使われるエネルギーは頭打ちになっており、イオン生成コストが低下しない一つの要因であると考えられる。Figure 2-9 (c) ではほとんど確認できなかった回転および振動励起による損失は大流量時に若干認められ、全体の 3.5% 程度である。

Figure 2-10 では、電子温度、電子密度などのプラズマの主要なパラメータおよび推進機性能の評価指標を、電力と流量の 2 次元空間にマップとして示した。(a) 電子密度と (c) 電流は流量、電力の双方にたいして正の相関関係があることがわかる。この 2 パラメータも強い正の相関があるが、特に流量が高くなると、電力を増加させたときの値の変化は、電流の方が大きいことがわかる。この差には、電子温度の上昇によるボーム速度の増加が影響している。また、(b) 電子温度、(d) プラズマポテンシャル、(e) イオン生成コストは特に低流量、大電力側で極端に大きくなり、これらの領域は推進機としての作動には適していない。また、電子温度とプラズマポテンシャルは直接的に関係があるが、イオン生成コストがプラズマポテンシャルの増加による損失の増加の影響を強く受けることがわかる。推進剤利用効率は特に大電力領域で高いが、10% を超える点はない。

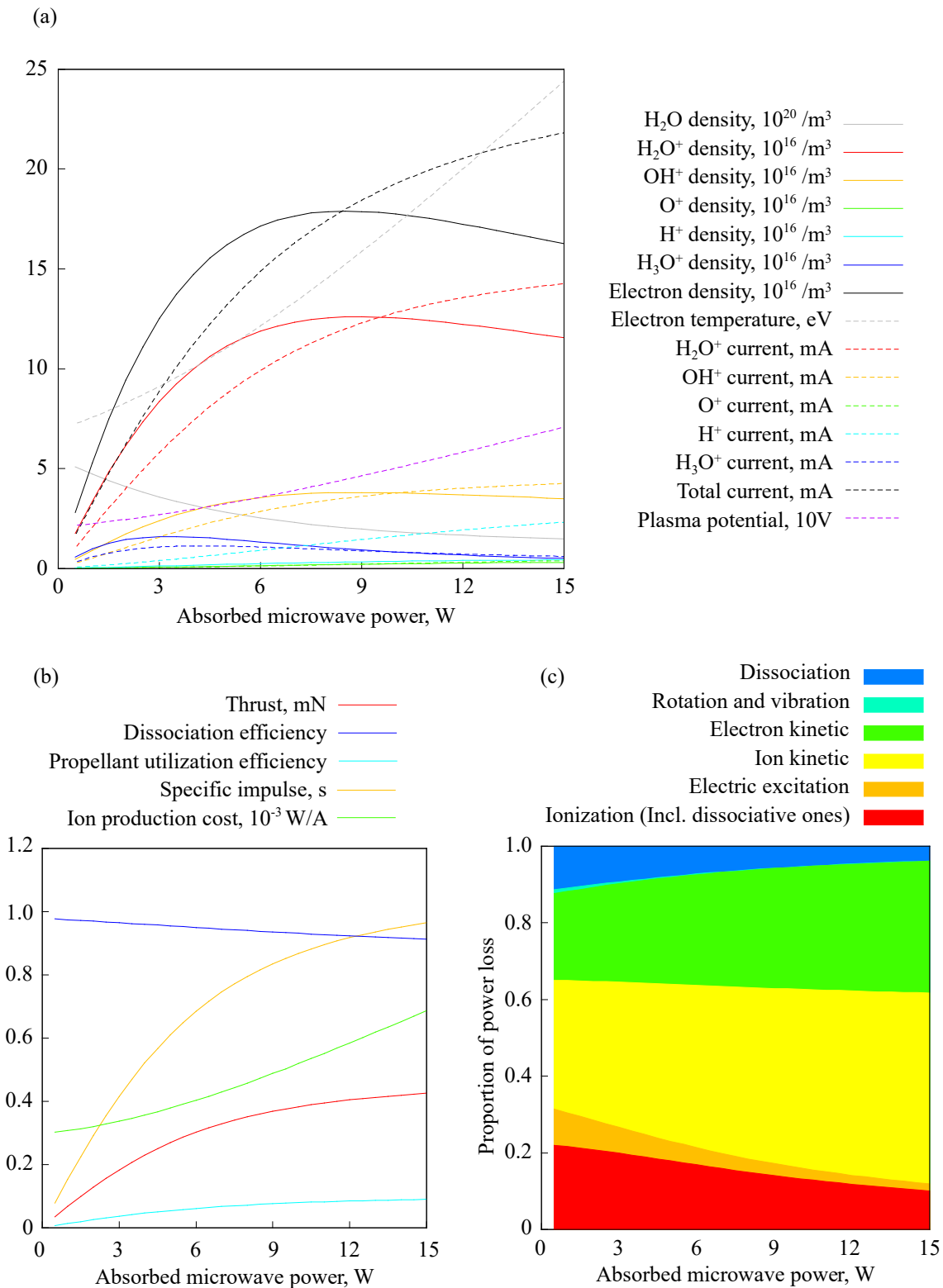


Figure 2-8 Results of the water-plasma model at the mass flow rate of 45 μg/s: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the absorbed microwave power

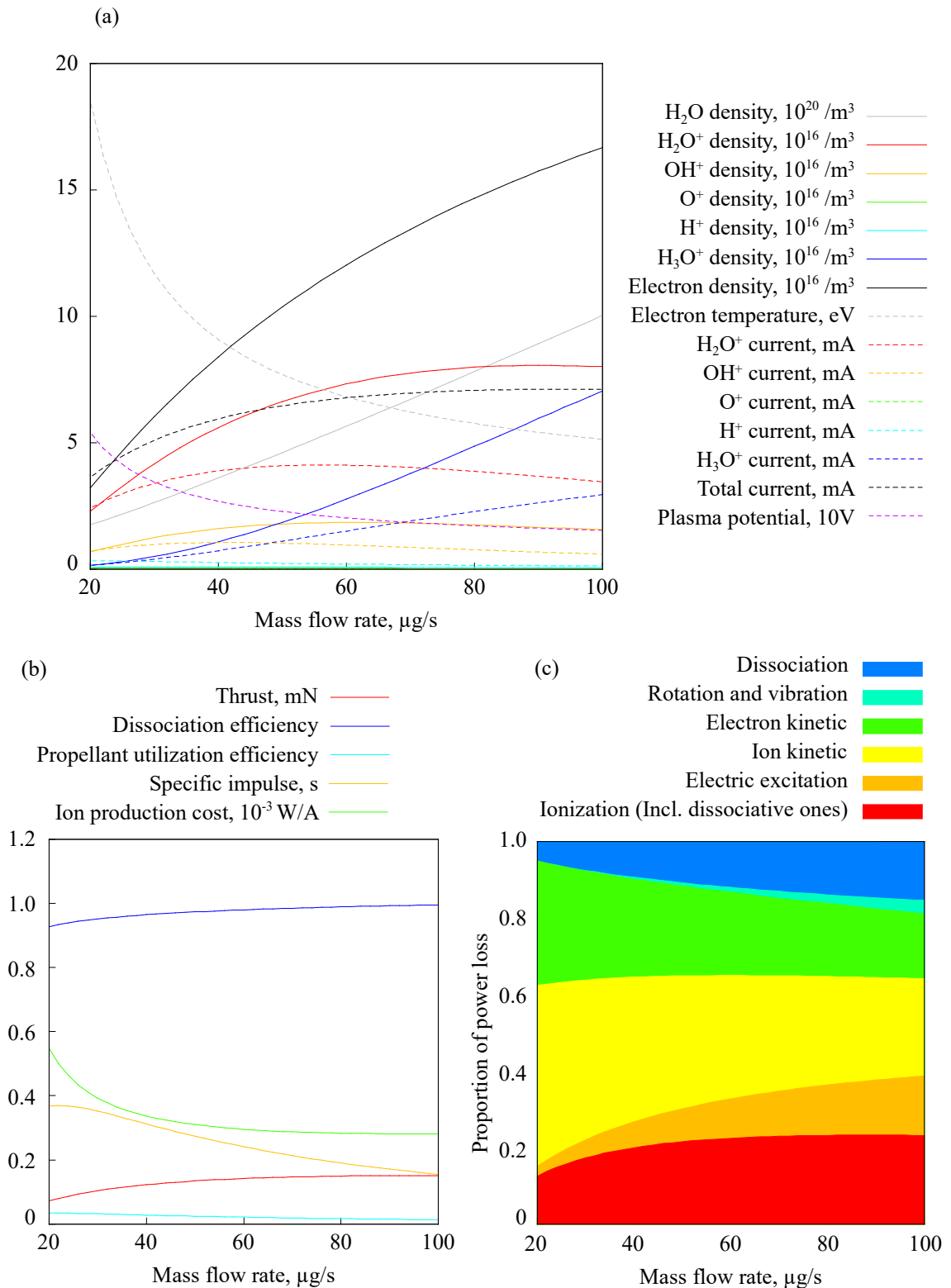


Figure 2-9 Results of the water-plasma model at the absorbed microwave power of 2 W: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the mass flow rate

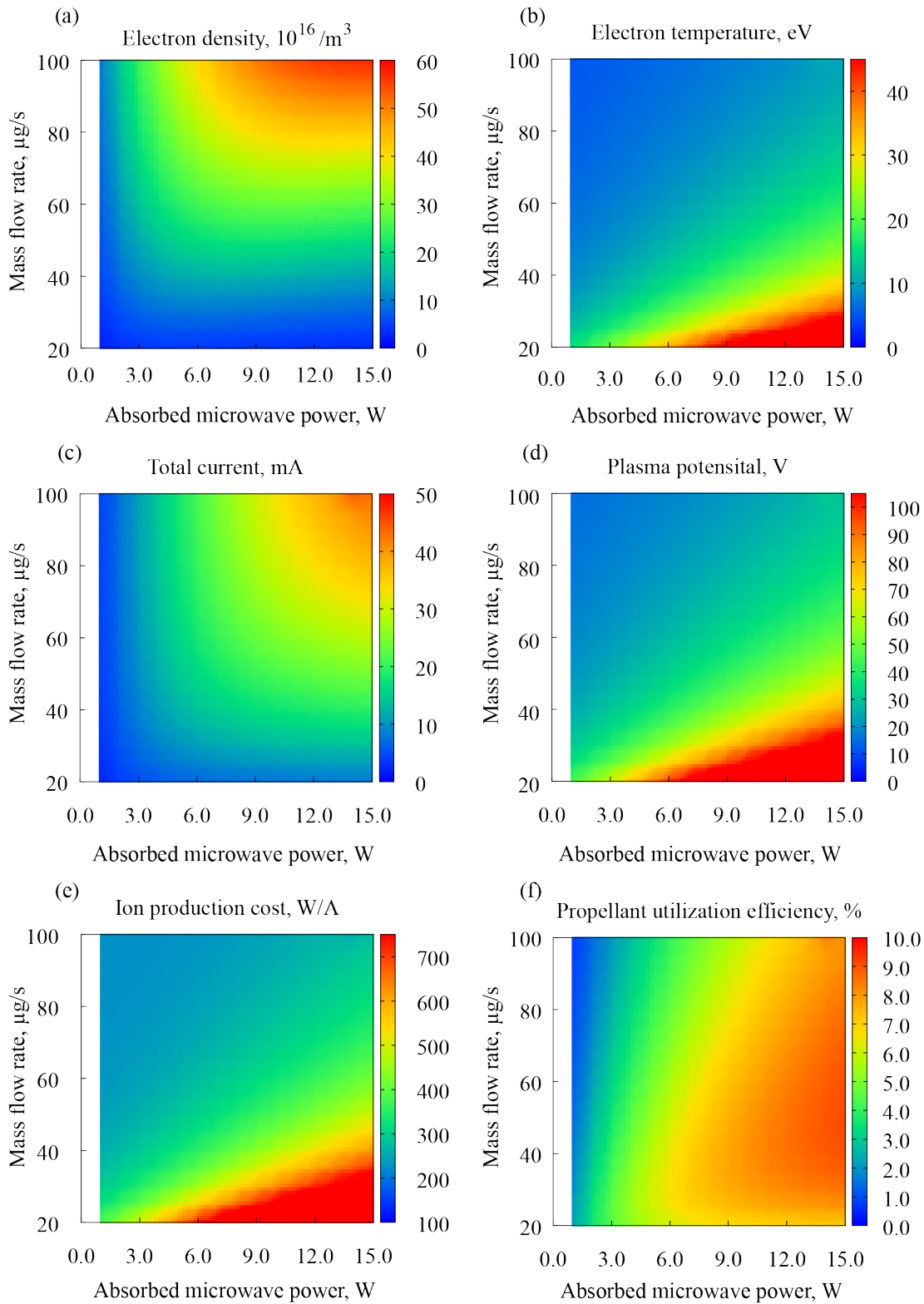


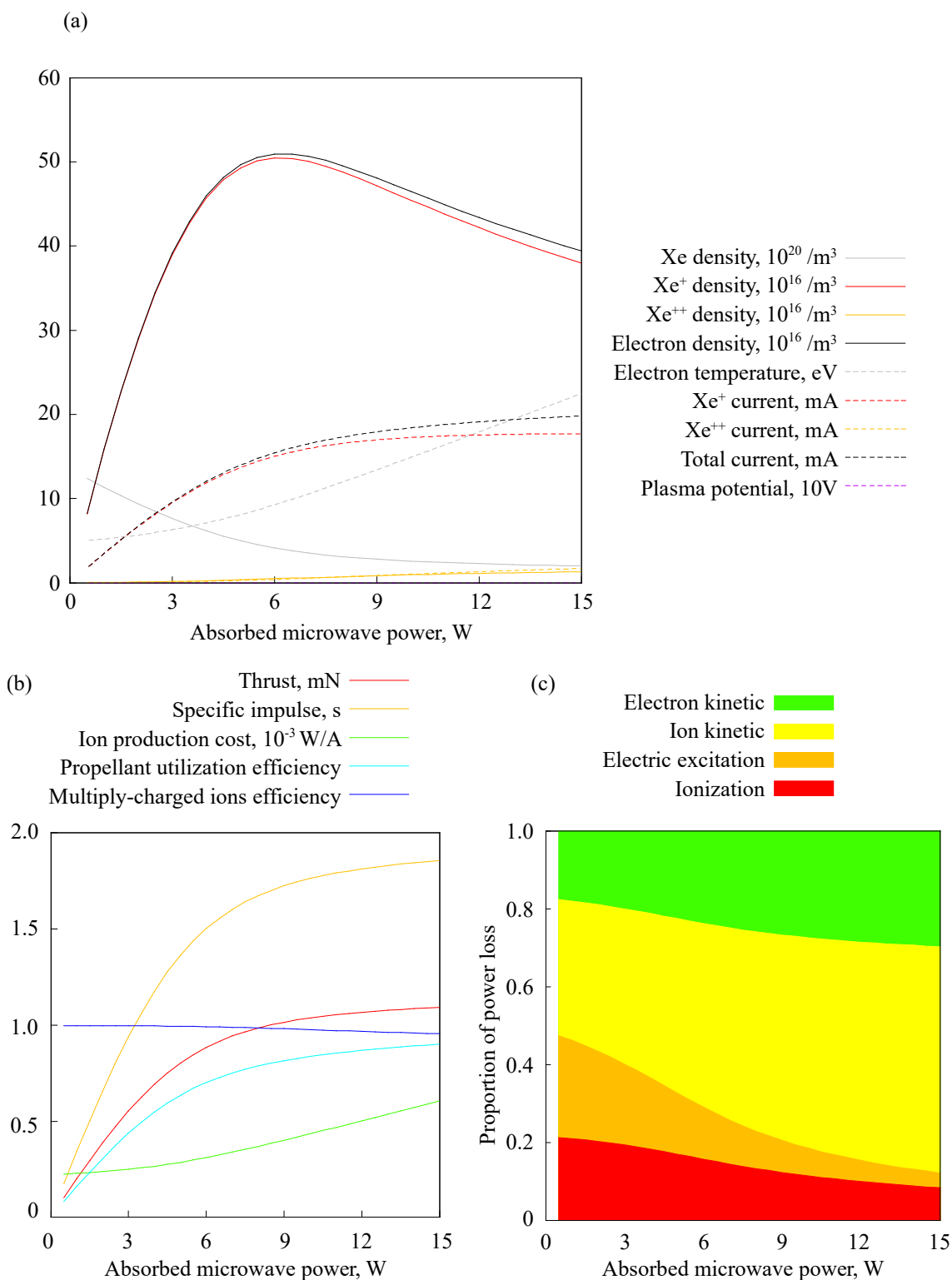
Figure 2-10 Parameters in the water-plasma model: (a) electron density, (b) electron temperature, (c) total current, (d) plasma potential (e) ion production cost, and (f) propellant utilization efficiency

2.6.2 キセノンプラズマモデルの計算結果

キセノンプラズマモデルの計算結果を Figure 2-11 から Figure 2-13 として示す。水プラズマモデルとは流量のみ異なり, Figure 2-11 では流量を $30 \mu\text{g/s}$ に固定し, 電力を振った場合の各粒子の密度, 電流および電子温度, プラズマ電位を(a)として, 推進機としての性能を評価するための数値を(b)として, モデル中の電力損失の割合について(c)として示した。(a) からわかるようにキセノンも同様に電子密度のピークを持ち, 6.5 W で $1.8 \times 10^{17} / \text{m}^3$ が最大値である。電流は一貫して増加傾向にあるが, 特に Xe^+ の電流は 10 W 以上でほとんど上昇しない。水の場合と同様に, ピーク以後のプラズマがモデル上で安定的に存在できるのかの検討は必要である。

Figure 2-11 (b)に示された推進機としての性能に関しては, 推進剤利用効率が 1 に近いところまで上昇していくことが水と比べて特徴的である。イオン生成コストは対応して上昇してしまっているが, 例えば 2 W の時に, イオン生成コストは 237 W/A で推進剤利用効率は 30.6% である。これに対して, 8 W の時には, イオン生成コストは 369 W/A で約 1.55 倍にとどまるが, 推進剤利用効率は 78.7% と 2.6 倍ほどまで上昇する。今回計算対象としたイオンスラストのキセノンでの作動は通常 1.5 W で行われているが, より高い電力での作動により全体としての性能, 効率を改善することが示唆される。Figure 2-11 (c)における損失分布は, 電子温度の上昇に伴ってイオンおよび電子の運動エネルギーへの損失が著しく増えることを示している。

流量を変化させた場合, 密度は上昇していくが電流の上昇が止まるのは早く, $40\text{-}50 \mu\text{g/s}$ ほどでほぼ頭打ちになっている (Figure 2-12)。イオン生成コストの低下も止まり, 推進剤利用効率は下がっていくので, 2 W で $40\text{-}50 \mu\text{g/s}$ 以上の流量を用いる必要はない。一方, 性能には表れていないが, エネルギー損失の分布は大きく変化している。 $20 \mu\text{g/s}$ では, 電離エネルギーが 18% , 励起エネルギーが 17% , イオンの運動エネルギーが 44% , 電子の運動エネルギーが 21% となっていて, おおよそ, 電離, 励起, 電子の運動エネルギーへの損失が同じ, イオンの運動エネルギーだけ 2 倍となっている。一方, $60 \mu\text{g/s}$ では, 電離エネルギーが 23% , 励起エネルギーが 32% , イオンの運動エネルギーが 30% , 電子の運動エネルギーが 15% となっていて, 運動エネルギーへの損失が減った分, 励起への損失が大きく増加している。電離エネルギーに使われたエネルギーの割合も増えているため, イオン生成コストは若干改善しているが, $60 \mu\text{g/s}$ 以上の流量では励起エネルギーへの損失が大きく増加してしまい, 電離エネルギーへの消費, イオン生成コストの改善はともにほとんどない。



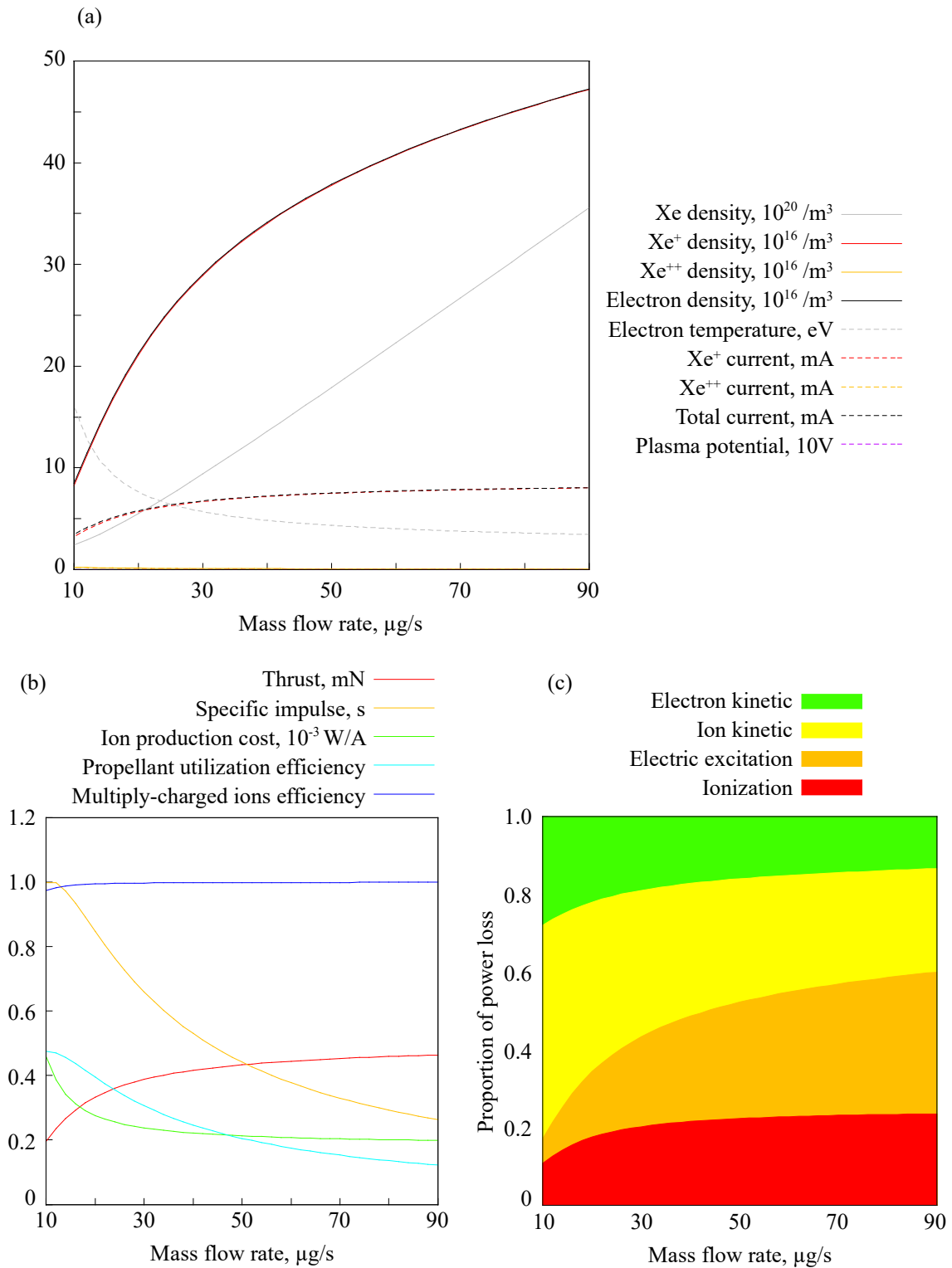


Figure 2-12 Results of the xenon-plasma model at the absorbed microwave power of 2 W: (a) the densities and currents of each particles, the electron temperature, and the plasma potential, (b) performance as a thruster, and (c) proportion of power loss with the mass flow rate

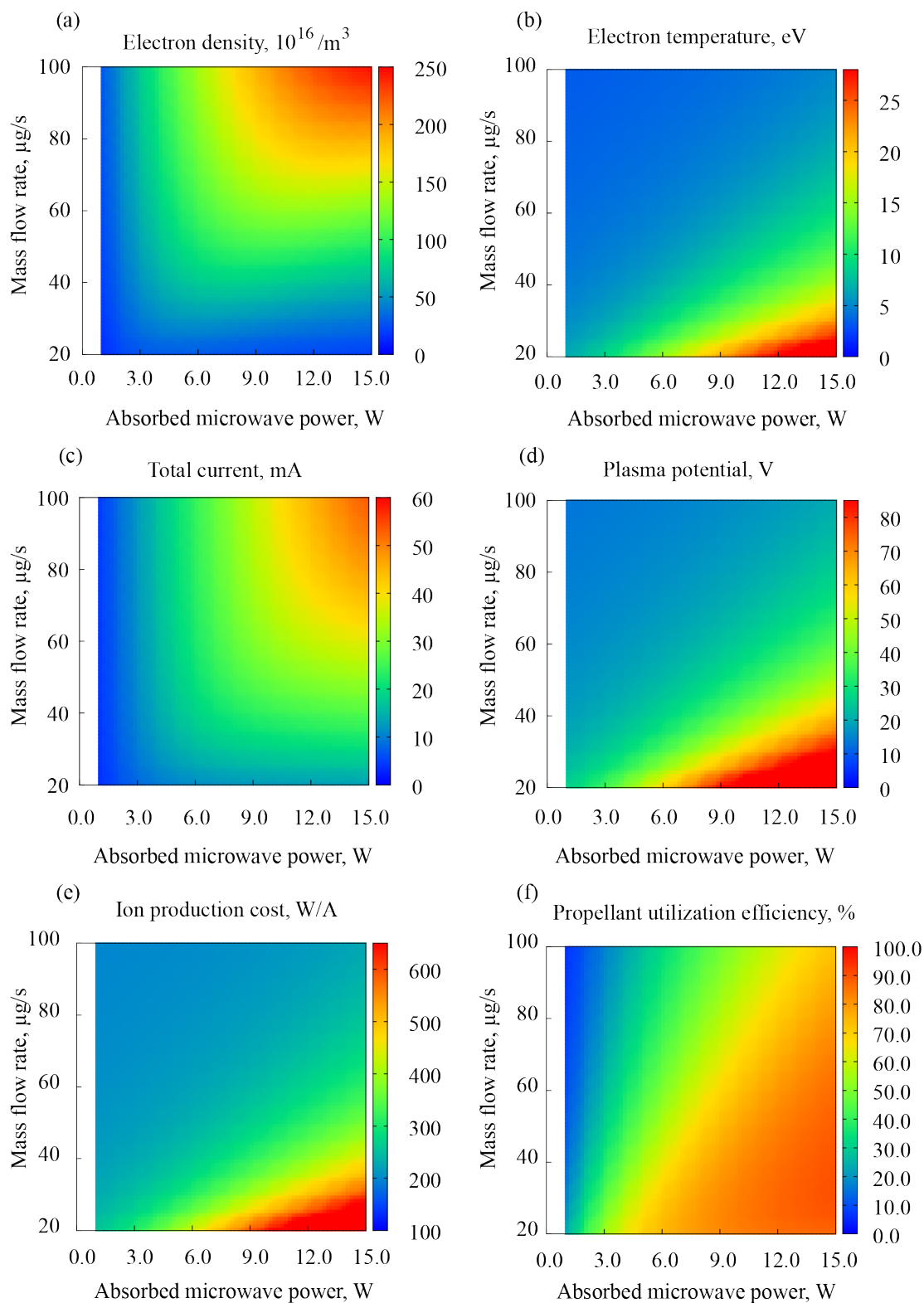


Figure 2-13 Parameters in the xenon-plasma model: (a) electron density, (b) electron temperature, (c) total current, (d) plasma potential, (e) ion production cost, and (f) propellant utilization efficiency

2.7 第2章の総括

本章では以下の内容について述べた。

- ・ イオンスラスタについて、原理の整理と特性評価に必要な定式化を実施した。
- ・ イオンスラスタのプラズマの状態について、グローバルモデルを用いた計算を導入するために、モデルの定式化を行った。
- ・ 幾何条件と温度条件を同一とし、水とキセノンのプラズマ中で起こりうる反応およびその衝突断面積を定義した。水の反応については、弱電離および中性粒子が単一であることを仮定し、一部反応のみを考慮した。断面積は実験に基づいて定義されるものとしたが、一部断面積については平面波ボルン近似を用いた理論値をもとに定義した。
- ・ モデル上におけるスラスタ性能評価の方法を定義した。
- ・ 水プラズマモデル、キセノンプラズマモデルの計算結果および主要なパラメータの分布を示した。

本章で得られた主な知見は以下のとおりである。

- ・ グローバルモデル上の水プラズマについて
 - ・ 45 $\mu\text{g/s}$ の条件下で電力を変化させた例において、ビーム電流は主に H_2O^+ および OH^+ で構成されているが、15 W に近い高電力領域では H^+ の占める割合が 10 % に達している。しかし、解離に伴う推力低下の効率はおおむね 90 % 以上で十分実用に足る値である。一方、推進剤利用効率は 10 % に満たず、中和器を無視した比推力も 1000 s に届かない。
 - ・ 2 W の条件下で流量を変化させた例においては、大流量 (100 $\mu\text{g/s}$ 付近) において、ビーム電流は主に H_2O^+ および H_3O^+ で構成されており、解離に伴う推力低下の効率は 98% にも達する。一方、イオン生成コストは 50 $\mu\text{g/s}$ で頭打ちとなり、推進剤利用効率は流量を上げると悪化する。
 - ・ 投入エネルギーの損失割合について、励起反応への消費は特に低流量、大電力時に小さくなるが、イオン化エネルギーへの損失は電子およびイオンの運動エネルギーへの損失分によるところが大きく、プラズマポテンシャルに影響される。また、水分子の解離反応への消費は 1 割程度で十分に大きく、考慮する必要がある。

一方、水分子に特有の励起反応である振動励起、回転励起に関しては影響が小さい。

- ・ グローバルモデル上のキセノンプラズマについて
 - ・ 30 $\mu\text{g/s}$ の条件下で電力を変化させた例において、8 W 程度の電力を投入するとイオン生成コストは 369 W/A で 2 W 時の約 1.55 倍にとどまるが、推進剤利用効率は 78.7%と 2.6 倍ほどまで上昇する。流量に対するイオン生成コストの上昇は 40 $\mu\text{g/s}$ ほどで頭打ちとなり、250 W/A 程度である。
 - ・ 投入エネルギーの損失割合について、水と同様に励起反応への消費は特に低流量、大電力時に小さくなるが、割合としては水の場合比べて大きい。イオン化エネルギーへの消費も同様にプラズマポテンシャルによるところが大きいがおおむね 15-20% 程度である。

第3章 実験装置及び方法

3.1 実験装置

3.1 実験装置

本節では、すべての実験に共通する真空チェンバ、イオンスラスタ、マイクロ波、直流電源、推進剤の供給系に加え、壁面電位変更で使用した直流電源とイオン種測定で使用した四重極型質量分析計について述べる。

3.1.1 実験装置概要

全ての実験は真空チェンバの中で実施された。実験装置は以下の要素で構成される。

- ・ 真空チェンバおよび排気系
- ・ イオンスラスタ
- ・ マイクロ波系
- ・ 直流電源系
- ・ 推進剤供給系
- ・ トリム電源系
- ・ 四重極管型質量分析計
- ・ 記録装置

これら実験系の構成を Figure 3-1 として示す。

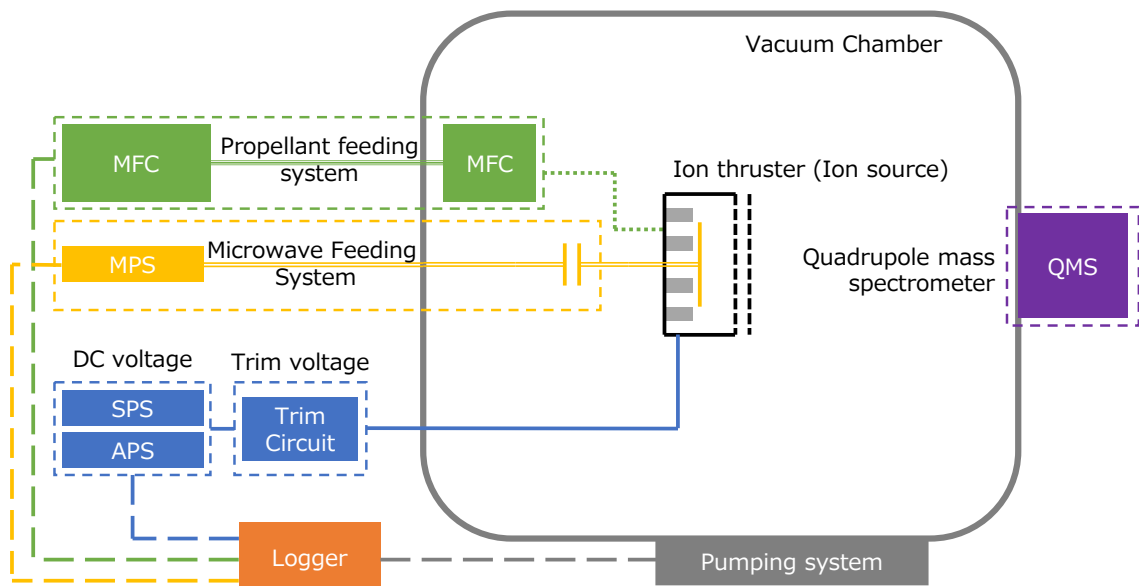


Figure 3-1 Schematic of the whole experimental setup

3.1.2 真空チェンバ及び排気系

真空チェンバは、直径 1.0 m、長さ 1.2 m の円筒形状で、円の片方が片開きの扉となっている (Figure 3-2)。両側面に 8 インチフランジが 3 つずつ、上下に 10 インチフランジが 2 つずつ、扉および扉の逆側の面に 10 インチフランジがついており、フランジからマイクロ波や電源の導入を行った。排気系は 800 L/s (N₂) のターボ分子ポンプ (Turbomolecular pump (TMP)) (島津製作所製 TMP-803) と 1300 L/min のロータリーポンプ (大亜真空製 GHP-1300) で構成され、ロータリーポンプは粗引き用のポンプとターボ分子ポンプのバックポンプの両方を兼ねている。排気系の接続図は Figure 3-3 に示した通りである。背圧はピラニ真空計とコールドカソードを組み合わせた真空計である Pfeiffer 社製 PKR-251 によって計測された。非実験時の到達圧力はおおよそ 1×10^{-3} Pa で、水作動実験時の背圧は 3×10^{-2} Pa 以下、キセノン作動実験時の背圧は 5×10^{-3} Pa 以下であった。



Figure 3-2 Vacuum chamber (left in the picture) and other experimental facilities (right in the picture)

3.1 実験装置

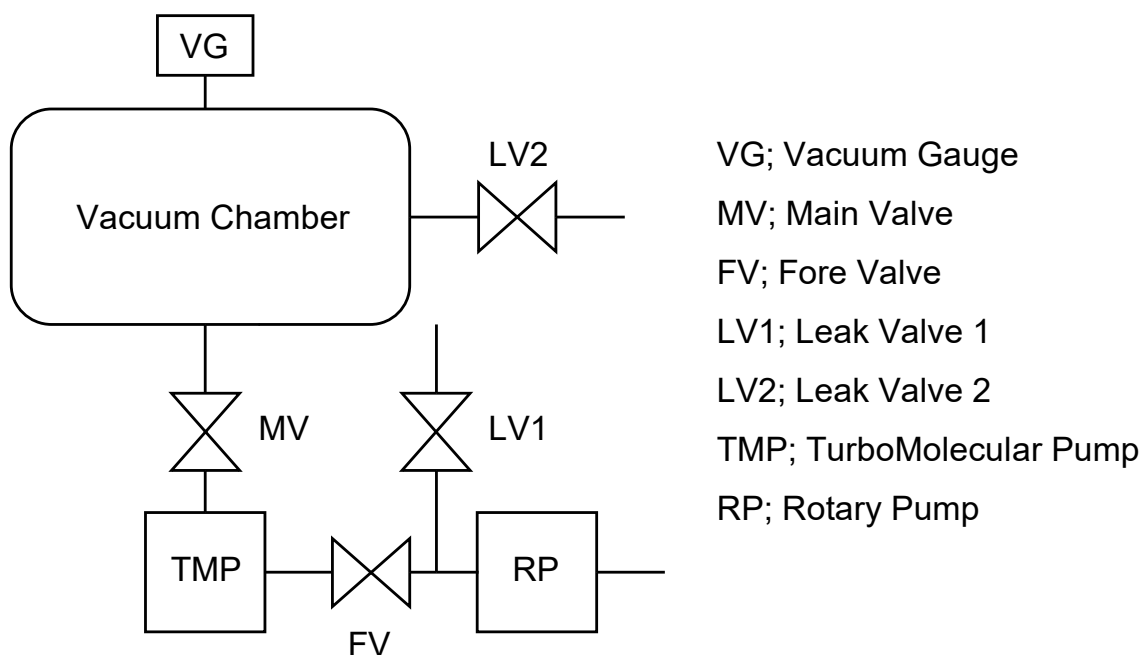


Figure 3-3 Schematic of vacuum system

3.1.3 イオンラスタ系

イオンラスタは、イオン源と中和器から構成される。本論文で扱うイオン源及び中和器は、ECR イオン源および ECR 中和器で、放電室の直径が 20 mm、高さが 3 mm（磁石からグリッドまでの高さ）である。ただし、周波数変更の実施時には、放電室の高さを変更して実験を行っている。外観写真を Figure 3-4 に示す。また、イオン源と中和器の内部構成を Figure 3-5 に、イオン源、中和器に共通する磁場の形状およびアンテナの配置を Figure 3-6 に示す。イオンラスタの設計は Koizumi らによる先行研究などに基づいて実施されており (Koizumi 2009, Koizumi 2010)、キセノンを用いた作動は宇宙での実績がある (Koizumi 2016, Koizumi 2018)。グリッドはキセノン向けに設計されたグリッドを、水、キセノンで共通して用いる。グリッドのサイズ、穴数などを Table 3-1 にまとめる。グリッドの設計に関しては Nakano 2018 などに詳しい。本論文ではこのうちイオン源を対象とする。

イオン源、中和器はそれぞれマイクロ波、推進剤、直流電圧の供給を受けて作動する。マイクロ波はアンテナへと供給され、放電室に放射される。推進剤はヨーク下流面から供給される。イオン源に供給される直流電圧はスクリーン電圧とアクセル電圧の 2 種類で、スクリーン電圧はスクリーングリッド、側壁、リング状磁石及びヨークに、アクセル電圧はアクセルグリッドへと印加される。中和器には中和器電圧が供給され、オリフィス、側壁、リング状磁石及びヨークに印加される。ただし、壁面電位変更時は印加部分が異なり、イオン源

は側壁とスクリーングリッド, ヨークと磁石, アンテナの3部分に印加される (Figure 3-7) .
アクセル電圧の印加に変化はない. 印加方法の詳細については, 実験方法の節 (3.3.3.1,
Figure 3-30) に記した.

Table 3-1 Design of the screen grid and the accelerating grid

	Diameter	Thickness	Number
Screen grid	0.8 mm	0.2 mm	289
Accelerating grid	0.4 mm	0.4 mm	289



Figure 3-4 Ion thruster: Ion source (left) and neutralizer (right)

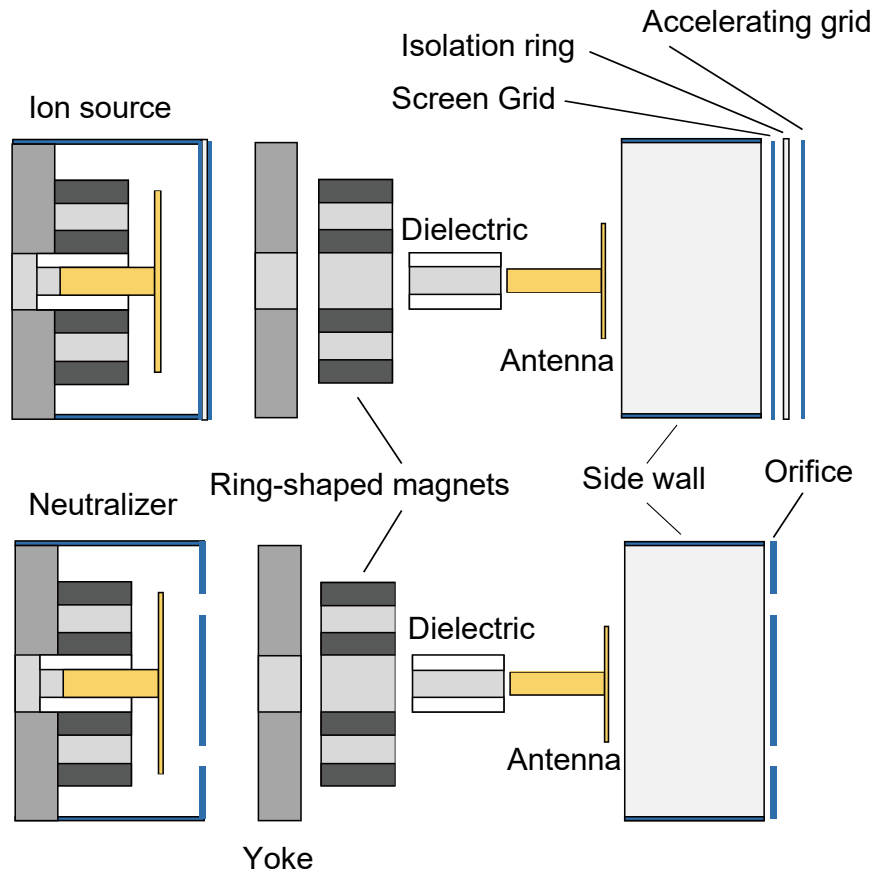


Figure 3-5 Schematic of the ion source and the neutralizer

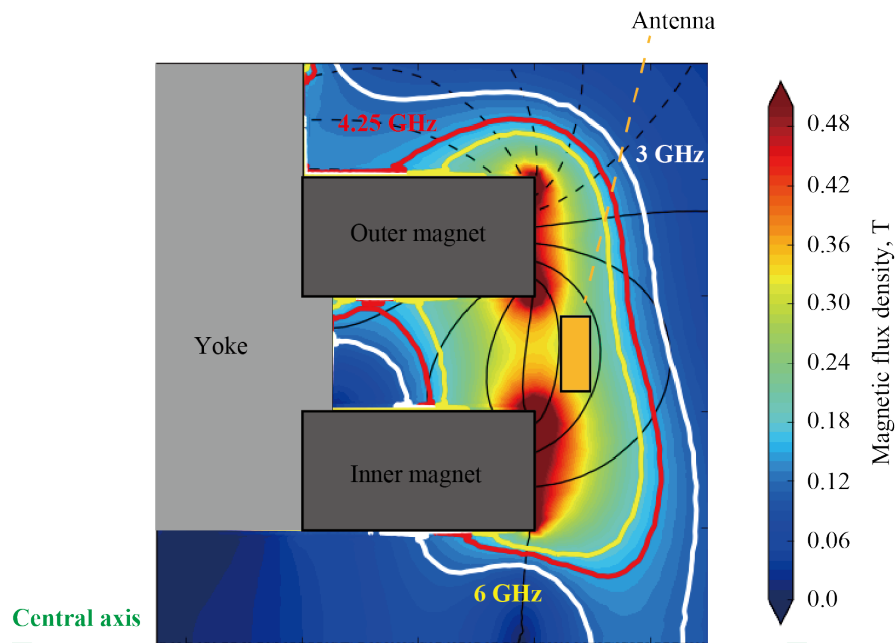


Figure 3-6 Topology of the magnetic field and the antenna with the ECR layer of the frequency

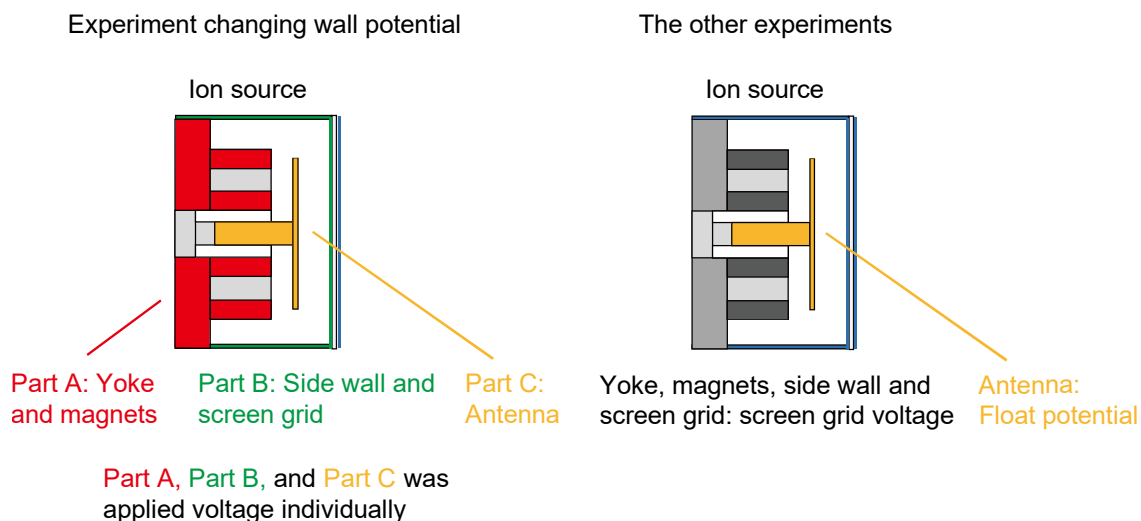


Figure 3-7 Condition of applied voltage of the ion source with changing wall potential and the other experiments

3.1.4 マイクロ波系

マイクロ波は発振器から同軸ケーブルで増幅器へ送られ、方向性結合器とDCブロックを通してイオン源および中和器に供給された。マイクロ波供給系の構成図を Figure 3-8(a)及び(b)に示す。発振器としてLMS-602D、増幅器としてR&K社製増幅器CGA302M502-4040Rを用いた。また、増幅器の内部で、方向性結合器によって電力を分岐し、パワーメータによって計測されている。このパワーメータにより、進行方向の電力及び反射方向の電力が測定されている。これらの電力は別のパワーメータ（Agilent製N8481A及びN1913A）によって較正され、出力される電圧と電力の対応がとられている。較正の方法及び誤差評価の方法については、3.2.1 マイクロ波系で詳述する。

(a)は壁面電位変更以外で、(b)は壁面電位変更で使用された系統図になっている。較正の方法等は同一であるが、アンテナに電圧を印加できるようにマイクロ波の系統を分岐している。分岐先にラインストレッチャーを準備し、マイクロ波の線路長を変化させることでマッチングをとり、DCブロックから放電室までの線路で $50\ \Omega$ が保たれるようになっている。実際のセットアップの様子を Figure 3-9 に示す。

3.1 実験装置

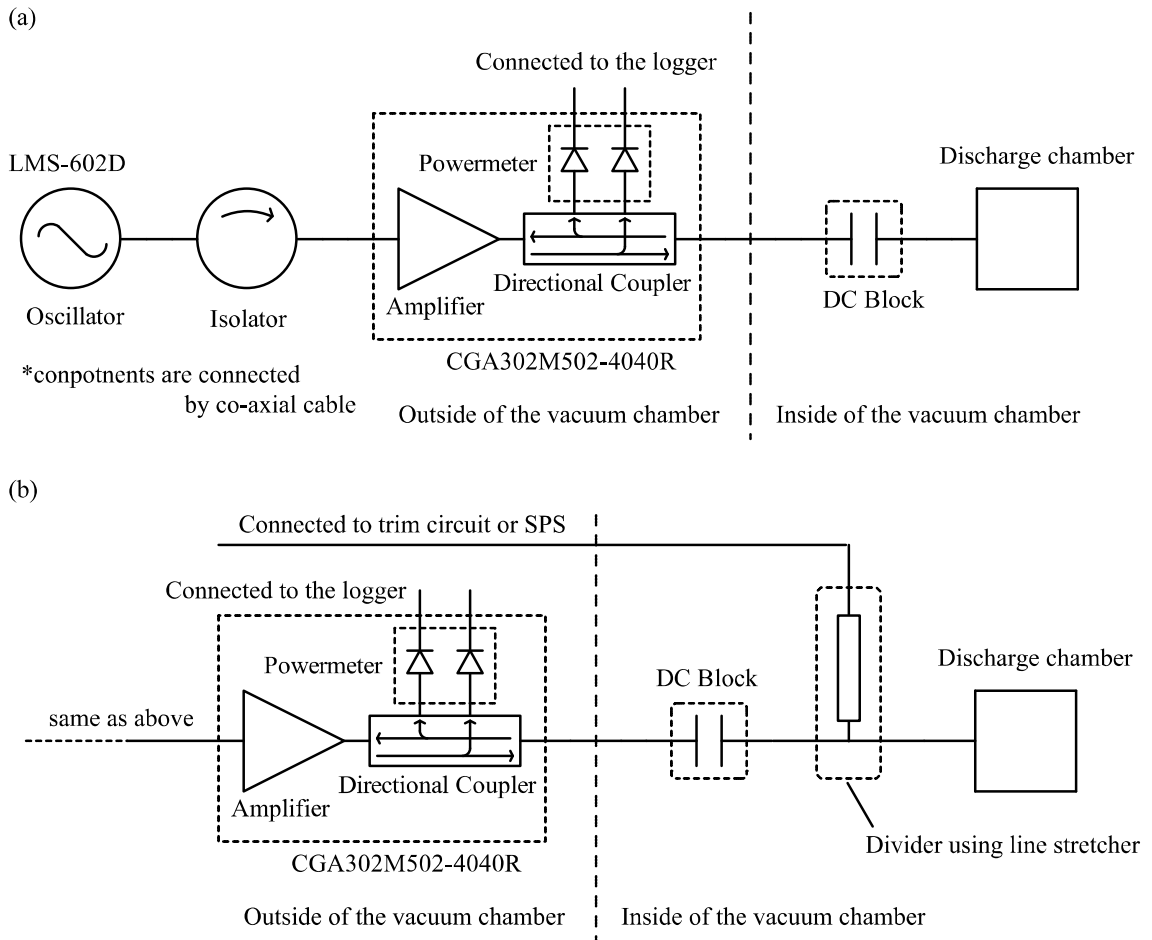


Figure 3-8 Schematic of microwave feeding system: (a) used in the other experiments except for changing the wall potential by trim circuit and (b) used in the experiment changing the wall potential by trim circuit

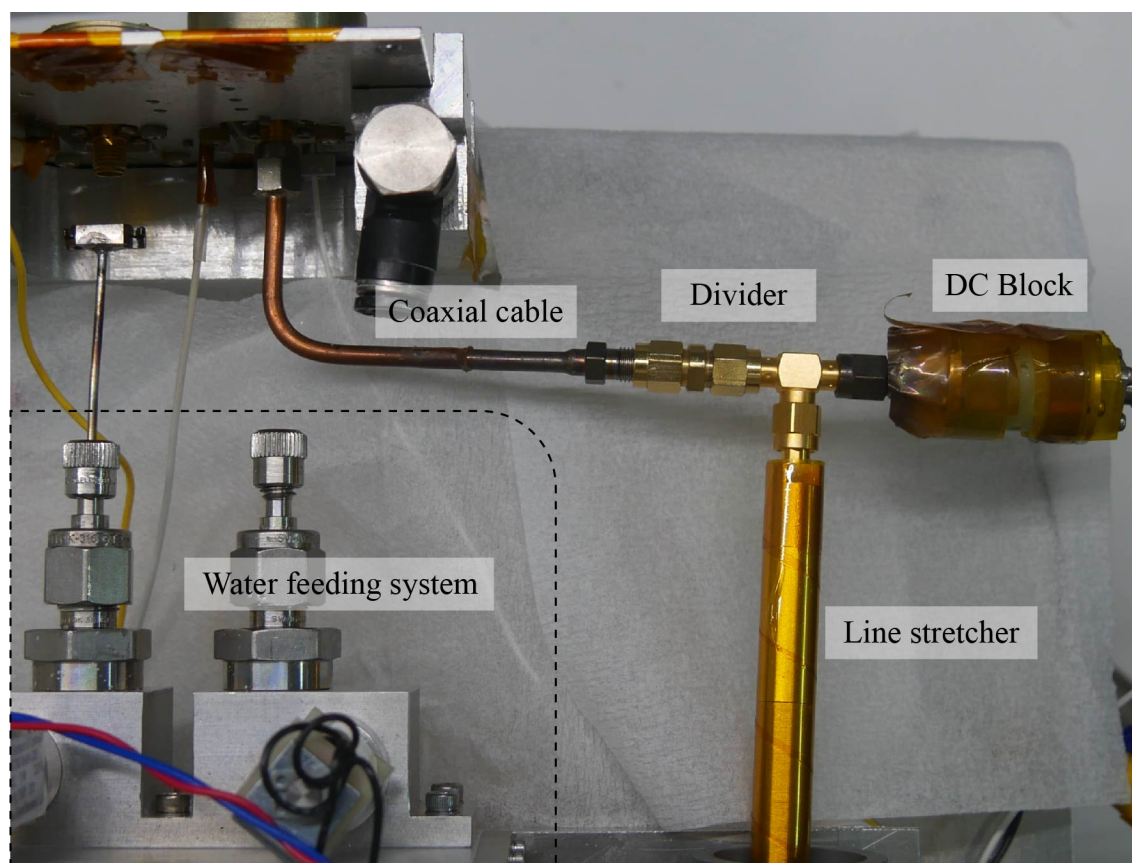


Figure 3-9 Picture of microwave feeding system with the setup of the experiment with changing the wall potential by the trim circuit

3.1.5 直流電源系

直流電源としては、スクリーングリッドに電源を供給するスクリーン電源 (Screen grid Power Supply (SPS)) , アクセルグリッドに電源を供給するアクセル電源 (Accelerating grid Power Supply (APS)) , 中和器に電源を供給する中和器電源 (Neutralizer Power Supply (NPS)) の3種類を用いた。それぞれの電流, 電圧の出力レンジを Table 3-2 にまとめた。

電源の電流および電圧は Figure 3-10 から Figure 3-12 に示す測定回路によって測定され, 記録装置に入力された。Figure 3-10 に示すように SPS の電流, 電圧測定は電源から出力されるモニタ用信号を用いた。一方, Figure 3-11 および Figure 3-12 に示すように, APS, NPS の電流, 電圧測定は, 実際の出力から直接測定された。

3.1 実験装置

Table 3-2 DC voltage supplies used in the experiments

	Voltage	Current	Model
Screen grid Power Supply (SPS)	0 – 1.50 kV	0 – 40.0 mA	HJPR-1.5P40 (Matsusada Precision)
Accelerating grid Power Supply (APS)	0 – 650 V	0 – 100 mA	PLE-650-0.1 (Matsusada Precision)
Neutralizer Power supply (NPS)	0 – 120 V	0 – 600 mA	PLE-120-0.6 (Matsusada Precision)

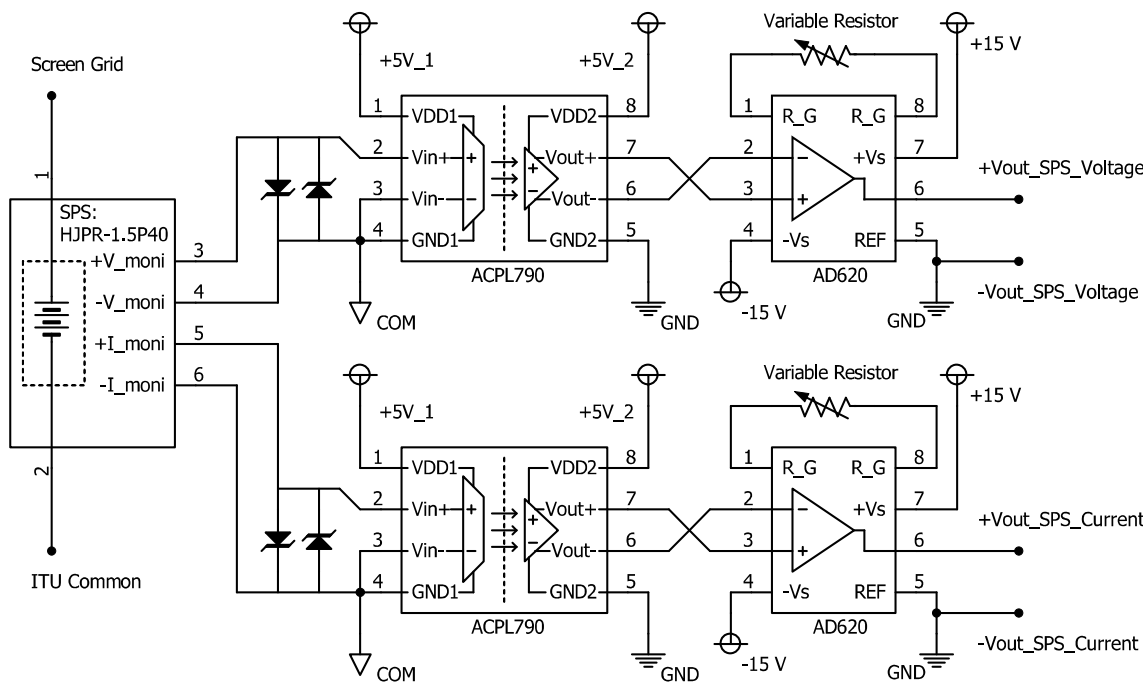


Figure 3-10 Monitoring circuit for voltage and current of Screen grid Power Supply (SPS)

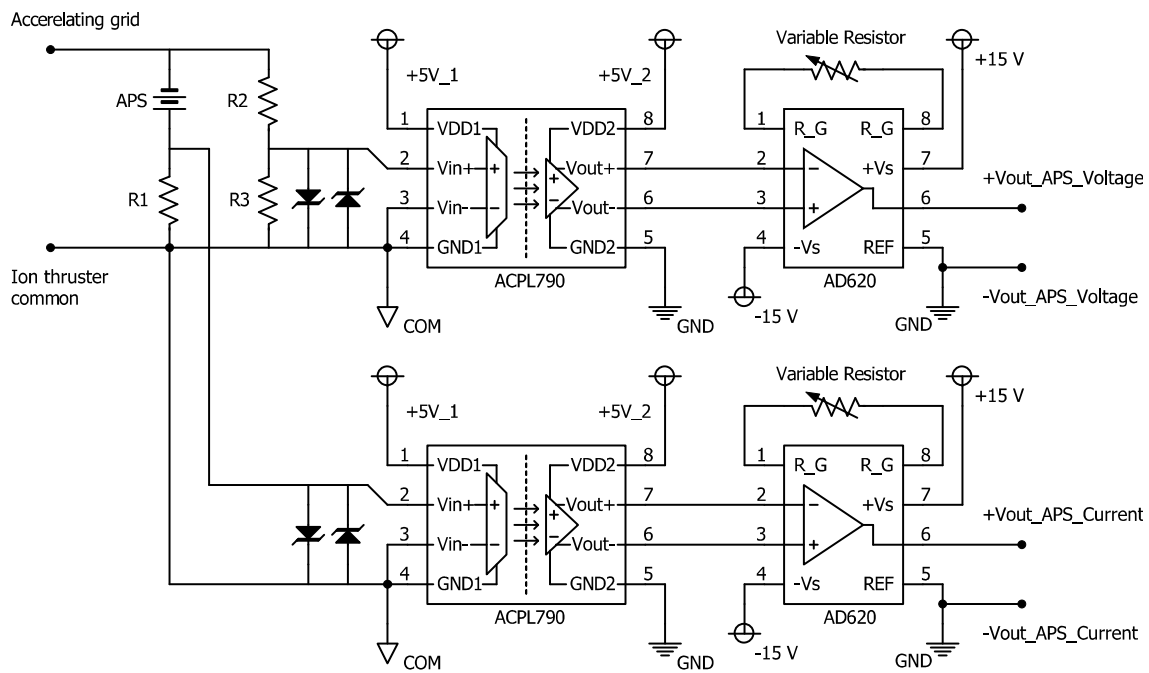


Figure 3-11 Monitoring circuit for voltage and current of Accelerating grid Power Supply (APS)

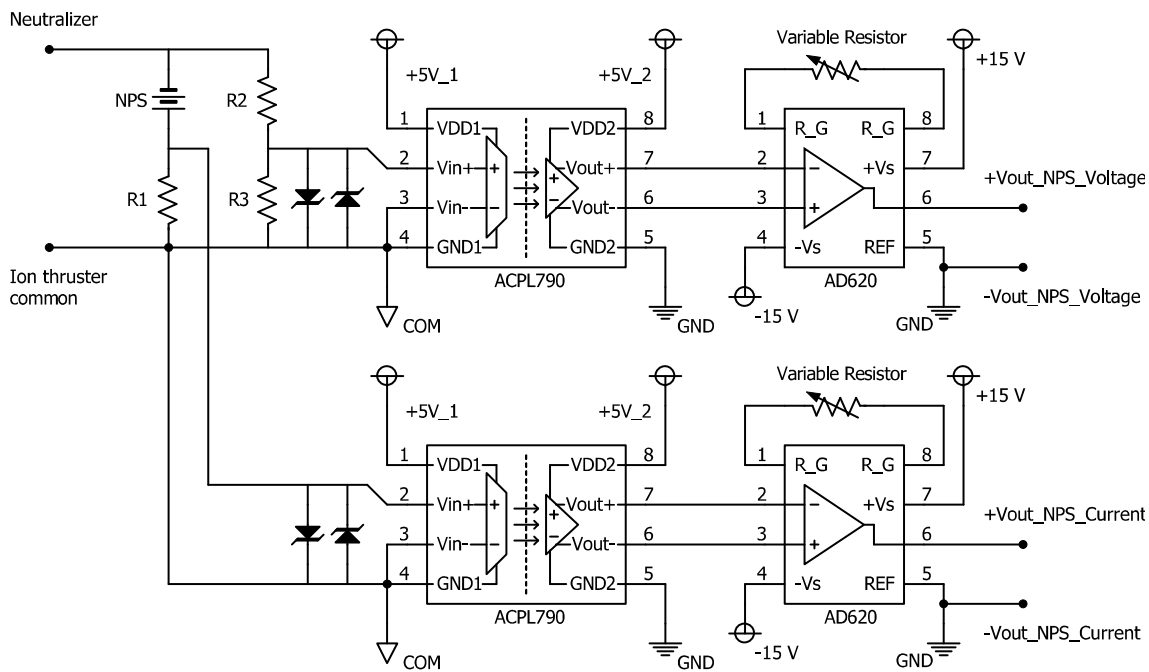


Figure 3-12 Monitoring circuit for voltage and current of Neutralizer Power Supply (NPS)

3.1 実験装置

3.1.6 推進剤供給系

推進剤供給系は、推進剤がキセノンの場合と水の場合で異なる。まず、水の推進剤供給系の構成図を Figure 3-13 に、外観写真を Figure 3-14 に示す。水の推進剤供給系は、Figure 3-13 に示す部分がすべて真空チェンバ内に設置されており、電気信号を真空チェンバの外から送ることで作動させた。

流量制御は、アキュムレータの圧力を一定に保つことによって行われる。水は最上流のタンクに液体の状態で保管されており、タンクの上部はその温度における飽和水蒸気圧の水蒸気で満たされるようになっている。この構造は、水の気液分離が重力によってなされていることを意味している。タンク上部にはバルブがついており、そのバルブ (Regulation Valve (RV)) を開閉することで、アキュムレータに水蒸気を送ることができる。RV の開閉を適切に制御すると、アキュムレータの圧力を一定に保つことができ、圧力が一定に保たれると下流にある放電室への流量も一定に保たれる。実験においては、アキュムレータの圧力センサ (Accumulator Pressure Sensor (ACPS)) の値に下限の閾値を設け、閾値を下回った場合に RV を指定時間だけ開ける、いわゆるバンバン制御を行った。制御は LabVIEW によって実施され、開閉信号の入出力は National Instrument 社製 NI9205 が担っている。ステップ的に閾値を変化させた場合の圧力変化を Figure 3-15 に示す。圧力と流量を対応づけるための較正、及び実際の実験における誤差評価は 3.2.3 推進剤供給系で詳述する。

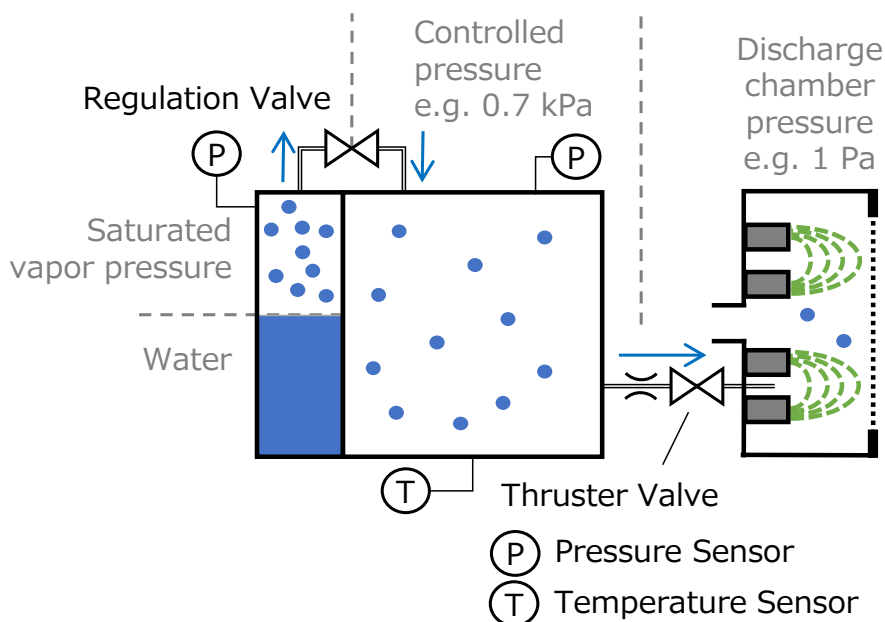


Figure 3-13 Schematic of the water feeding system

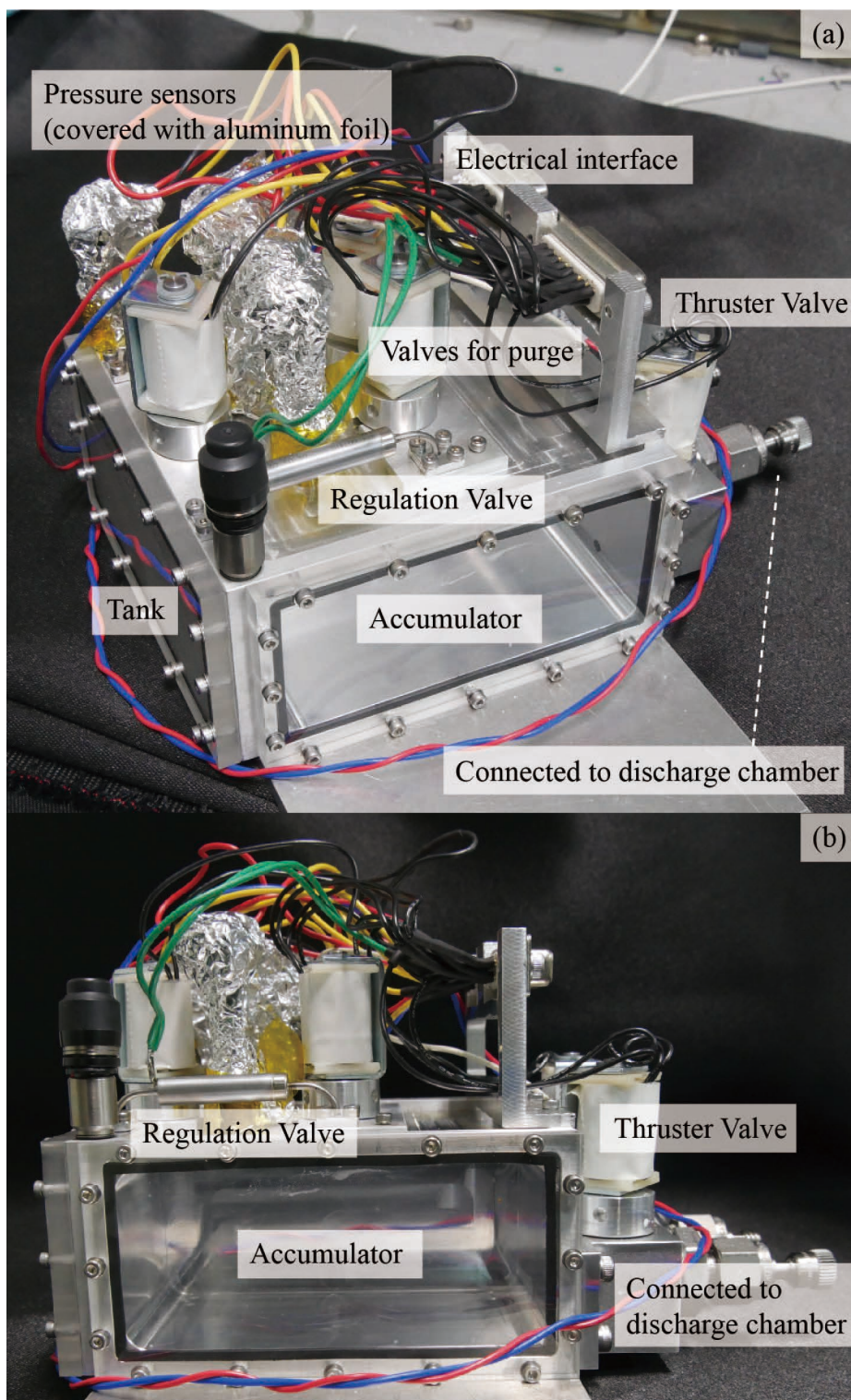


Figure 3-14 Picture of water feeding system: (a) bird-eye's view and (b) side view

3.1 実験装置

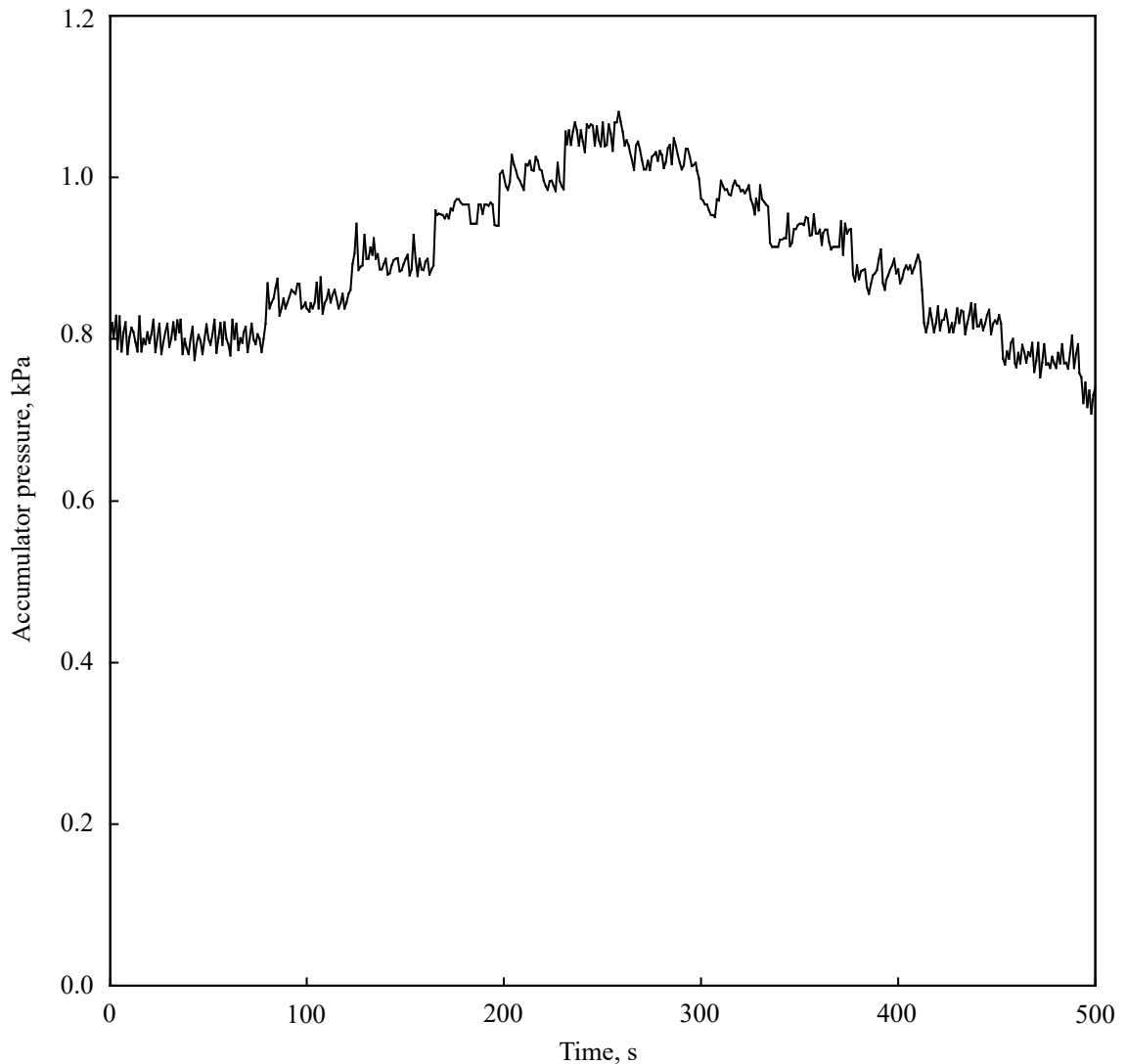


Figure 3-15 Example of controlling the pressure of the accumulator by the bang-bang control system

キセノンの推進剤供給系はチェンバの外部に設置されている。その構成図を Figure 3-16 に、流量制御ユニットの外観写真を Figure 3-17 に示す。高圧タンクに保管されているキセノンは、メカニカルレギュレータによって約 50 kPa に降圧された後、ステンレス管を通してマスフローコントローラに供給される。マスフローコントローラは Alicat 社製で、制御可能な流量域は 0 – 0.500 sccm である。0.500 sccm は、質量流量換算で、45.5 $\mu\text{g/s}$ に相当する。マスフローコントローラからスラスタまではステンレス管及びポリウレタンチューブで接続されている。

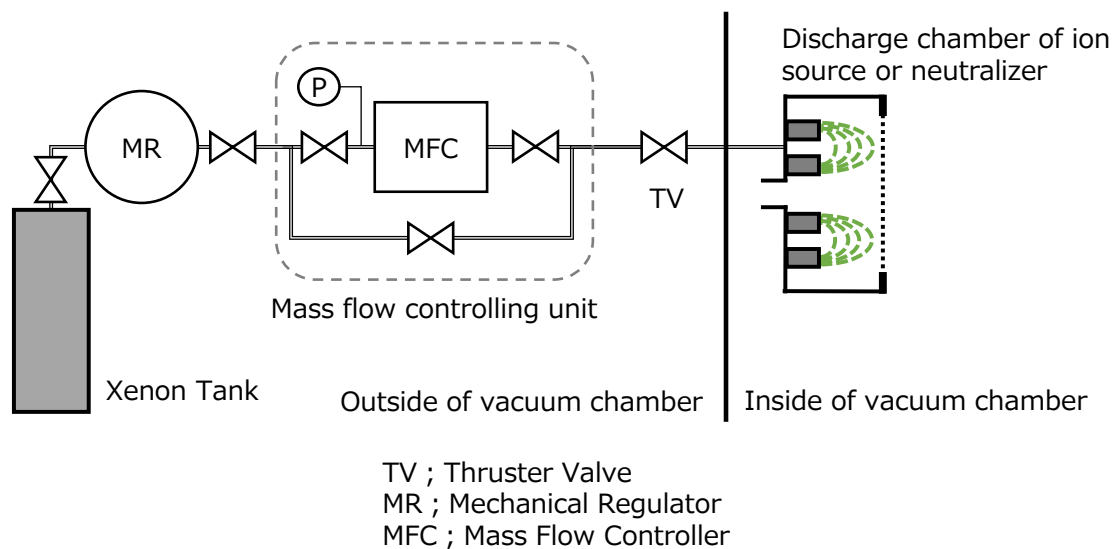


Figure 3-16 Schematic of the xenon feeding system



Figure 3-17 Picture of mass flow controller for xenon

3.1 実験装置

3.1.7 電位変更用直流電源系

電位変更用直流電源系は、壁面電位変更で用いた直流電源である。壁面電位変更では、Figure 3-7 に示したように、イオンスラスタを電氣的に分割し、各部分にかかる電圧をスクリーン電圧から若干変化させている。以下、このスクリーン電圧からの変化分をトリム電圧と呼称する。Figure 3-18(a)に示した通り、SPS の陽極側にトリム電圧をかける回路を挿入し、スクリーン電圧を直接投入する部分に対しておおよそ±48 V までの電圧を 6 V ごとに離散的に印加できるようになっている。スクリーン電圧を投入する経路およびトリム電圧を加えて投入する経路の双方に抵抗を挿入し、その両端をデジタルマルチメータで測定することで、電流を測定している。電流は一定条件下における読み値の最大と最小を誤差範囲とし、その平均値を電流の平均値としている。Figure 3-18 (b)に示す通り、電源には乾電池を用い、接続を変更することで、トリム電圧を離散的に変更した。スイッチは排他的に操作され、短絡は起こさないようになっている。

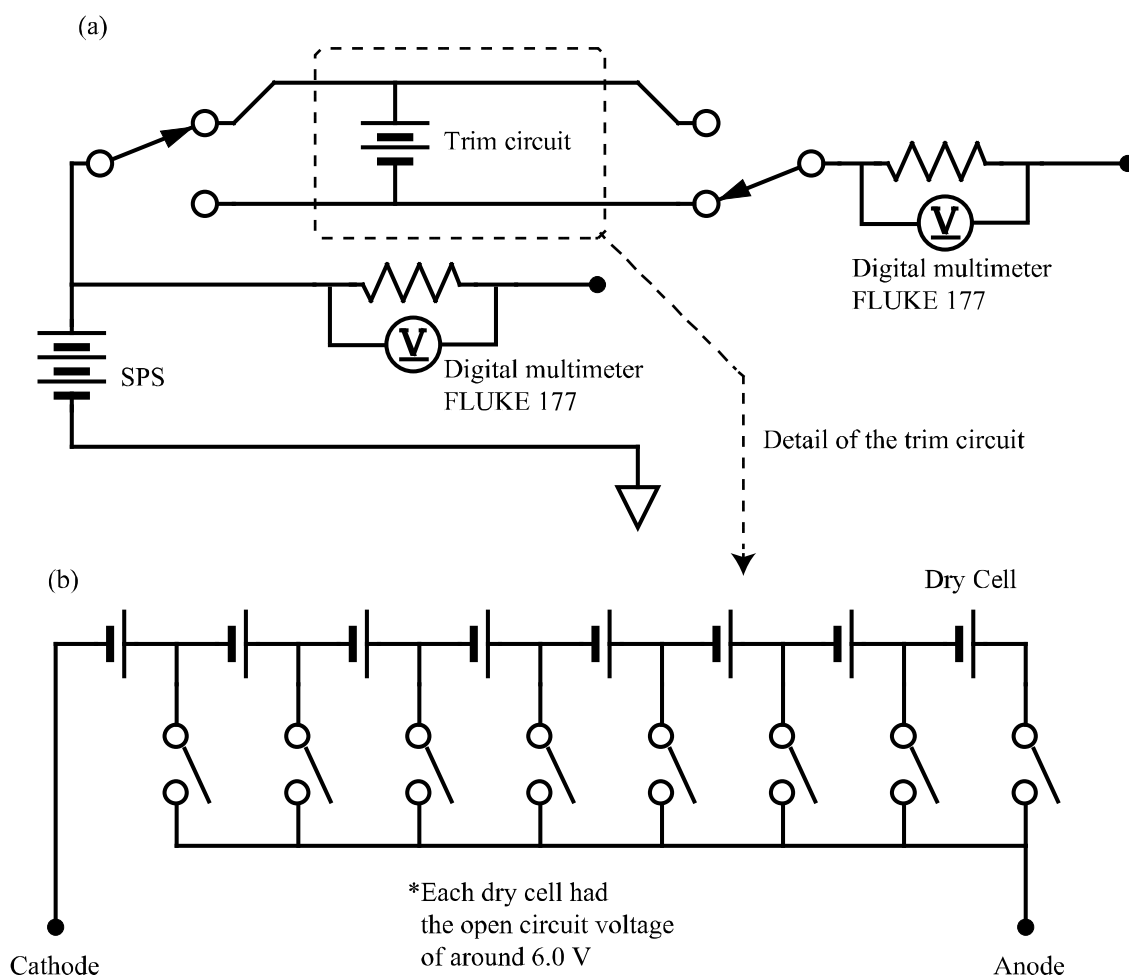


Figure 3-18 (a) SPS and the trim circuit and (b) detail of trim circuit for changing wall potential

3.1 実験装置

3.1.8 四重極型質量分析計

四重極型質量分析計 (Quadrupole Mass Spectrometer (QMS)) は, 四重極に直流および交流を適切に印加することにより, ある比電荷のイオンのみが安定に通過できる変動電界を生成し, 検出する装置である. 本実験で用いた QMS は SRS 社の RGA200 である. 主な仕様を Table 3-3 に, 設置時の外観図を Figure 3-19 示す. 通常, QMS はフィラメントを用いて中性粒子をイオン化し, その質量を測定する. ここではプラズマ中のイオンを直接測定するために, フィラメントには電流を流さずに測定を実施した. 測定は直流と交流の電圧比を一定にしたまま電圧掃引を行うことで実施される.

Table 3-3 Specification of Quadrupole Mass Spectrometer (QMS)

Specifications	
Mass range	1 – 200 amu
Detector type	Faraday cup
Resolution	Better than 0.5 amu @ 10% peak height
Sensitivity	1.5×10^{-6} A/Pa
Operating pressure range	$< 1.3 \times 10^{-2}$ Pa

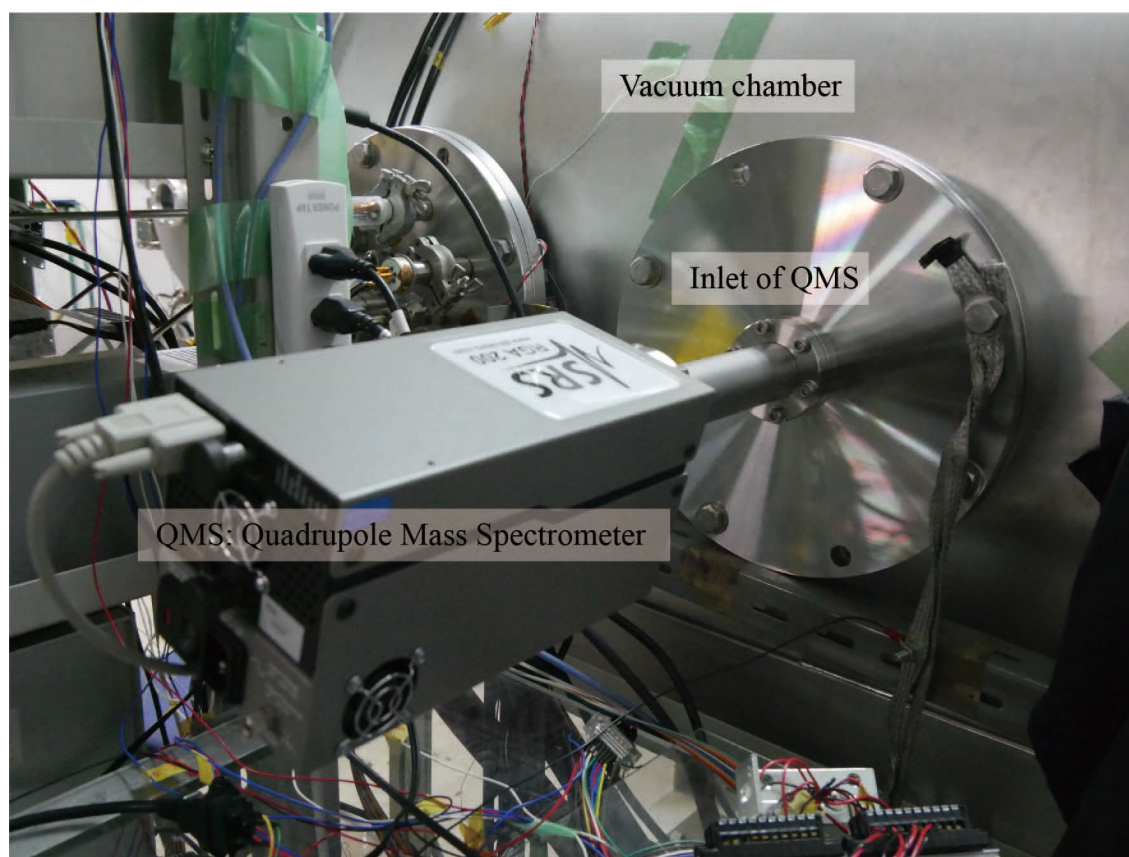


Figure 3-19 Picture of QMS connected to the vacuum chamber

3.1 実験装置

3.1.9 測定装置

実験に伴う諸量は、各系ですべて電圧信号に変換され、測定装置 (Graphtech 社製 GL820) へと入力される。ただし、電位変更用の直流電源系のみ、測定はデジタルマルチメータで行われ、記録は PC への入力もしくはノートへの書き取りによって行われる。測定装置の測定頻度は 200 mHz もしくは 1 Hz である (Figure 3-20)。



Figure 3-20 Picture of the logger: GL820

3.2 較正および誤差評価

本節では、特に較正を実施しているマイクロ波、直流電源、推進剤の供給系について較正方法と誤差評価の方法を述べる。また、四重極型質量分析計に関しては解析方法と誤差評価の方法を記す。

3.2.1 マイクロ波系

3.2.1.1 マイクロ波系較正方法

マイクロ波の投入電力は、パワーメータをイオン源もしくは中和器の代わりに取り付けた場合の測定電力として較正された。較正時のマイクロ波系の構成図を Figure 3-21 に示す。この状態で、マイクロ波系からマイクロ波を出力し、パワーメータで測定される電力、アンプから出力される電圧（投入電力に対応する電圧と反射電力に対応する電圧の2種類）を測定し、較正を行う。マイクロ波系からの出力電力は 0 W から 7 W 付近まで連続的に変化させられ、その出力の変化をパワーメータおよび電圧で測定することにより、パワーメータでの測定出力とアンプからの出力電力の対応をとることができる。

投入電力測定時の投入電力に対応するアンプからの出力電圧 V_{MF} と、パワーメータからの出力電力 P_{PWM} の典型的な関係を Figure 3-22 に示す。図中の近似曲線は2次曲線を最小二乗法で近似することで求めており、ある較正に対して、

$$\sum_x (\alpha_{MF,cal} V_{MF,x}^2 + \beta_{MF,cal} V_{MF,x} + \zeta_{MF,cal} - P_{PWM,x})^2 \quad (3-1)$$

が最小となるような $\alpha_{MF,cal}, \beta_{MF,cal}, \zeta_{MF,cal}$ を用いて、

$$P_{MF,cal} = f_{MF,cal}(V_{MF}) = \alpha_{MF,cal} V_{MF}^2 + \beta_{MF,cal} V_{MF} + \zeta_{MF,cal} \quad (3-2)$$

と定義される。この較正を実験前後で、それぞれ複数回実施しており、ここではその較正式からの出力をすべて平均して出力電力とする。したがって出力電力は

$$P_{MF} = f_{MF}(V_{MF}) = \frac{1}{N_C} \sum_{cal=1}^{N_C} \alpha_{MF,cal} V_{MF}^2 + \beta_{MF,cal} V_{MF} + \zeta_{MF,cal} \quad (3-3)$$

と定義される。この式(3-3)を較正式とし、実験時に測定されたアンプからの出力電圧より出力電力を求める。

反射電力は、イオン源もしくは中和器の代わりに短絡したコネクタを接続することで較正した (Figure 3-21 (b))。投入電力がすべて反射して戻ってくると仮定すると、

$$P_{MR} = f_{MF}(V_{MF}) \quad (3-4)$$

3.2 較正および誤差評価

と書ける. 式(3-3)を用いて求めた反射電力と, 反射電力に対応するアンプからの出力電圧 $V_{MR,x}$ の典型的な関係を Figure 3-23 に示す. Figure 3-23 中の近似曲線は2次曲線を最小二乗法で近似することで求めており,

$$\sum_x \left(\alpha_{MR,cal} V_{MR,x}^2 + \beta_{MR,cal} V_{MR,x} + \zeta_{MR,cal} - f_{MF,cal}(V_{MF,x}) \right)^2 \quad (3-5)$$

が最小となるような $\alpha_{MR}, \beta_{MR}, \zeta_{MR}$ を用いて,

$$P_{MR,cal} = f_{MR,cal}(V_{MR}) = \alpha_{MR,cal} V_{MR}^2 + \beta_{MR,cal} V_{MR} + \zeta_{MR,cal} \quad (3-6)$$

と定義される. 出力電力と同様に, その較正式からの出力をすべて平均して反射電力とするため, 反射電力は

$$P_{MR} = f_{MR}(V_{MR}) = \frac{1}{N_C} \sum_{cal=1}^{N_C} \alpha_{MR,cal} V_{MR}^2 + \beta_{MR,cal} V_{MR} + \zeta_{MR,cal} \quad (3-7)$$

と定義される. この式(3-7)を較正式とし, 反射電力に対応するアンプからの出力電圧より反射電力を求める.

実験における投入電力および反射電力は, 1 条件に対して測定した電圧値すべてに上記の較正式を適応したのち, 平均化して求めている. 測定点の数を N_{sam} とすると, ある条件でのマイクロ波投入電力および反射電力はそれぞれ,

$$\overline{P_{MR}} = \overline{f_{MR}(V_{MR})} = \frac{1}{N_{sam}} \sum_{l=1}^{N_{sam}} f_{MF}(V_{MF,l}) \quad (3-8)$$

$$\overline{P_{MR}} = \overline{f_{MR}(V_{MR})} = \frac{1}{N_{sam}} \sum_{l=1}^{N_{sam}} f_{MR}(V_{MR,l}) \quad (3-9)$$

となる.

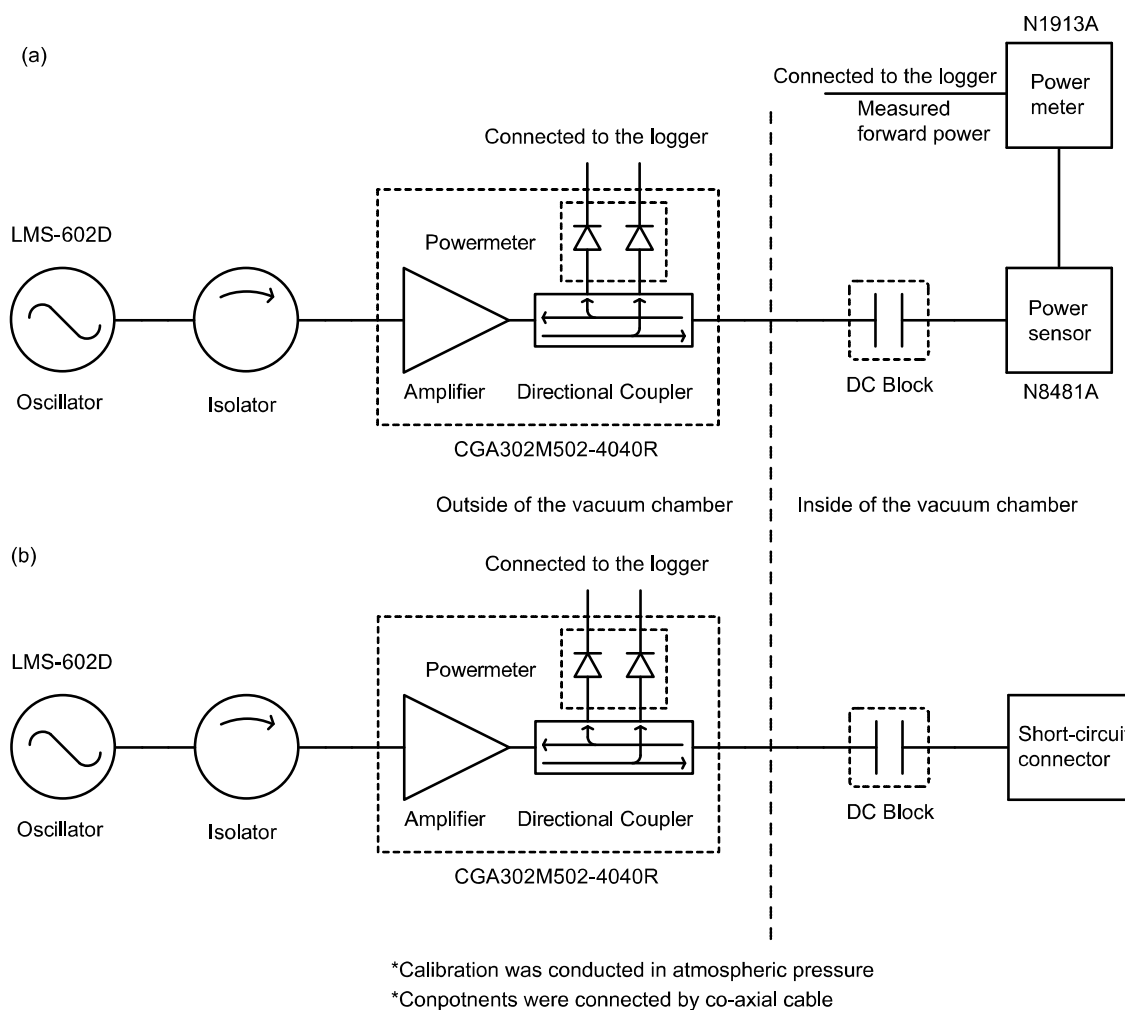


Figure 3-21 Microwave feeding system when conducting the calibration tests for (a) forward power to the discharge chamber and (b) reflected power from the discharge chamber

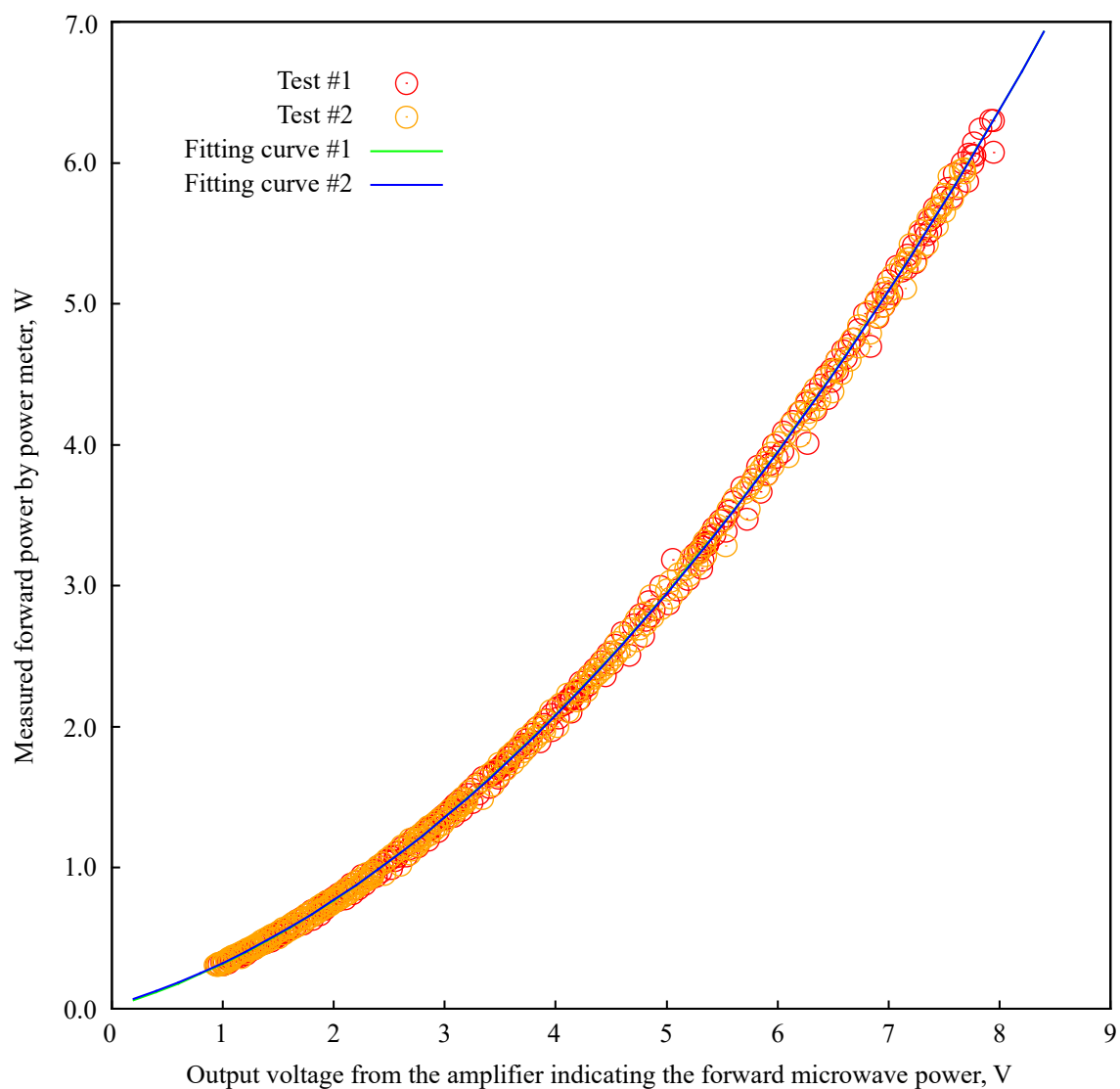


Figure 3-22 Forward power measured by power meter: N8481A and N1913A versus the output voltage from the amplifier indicating the forward microwave power

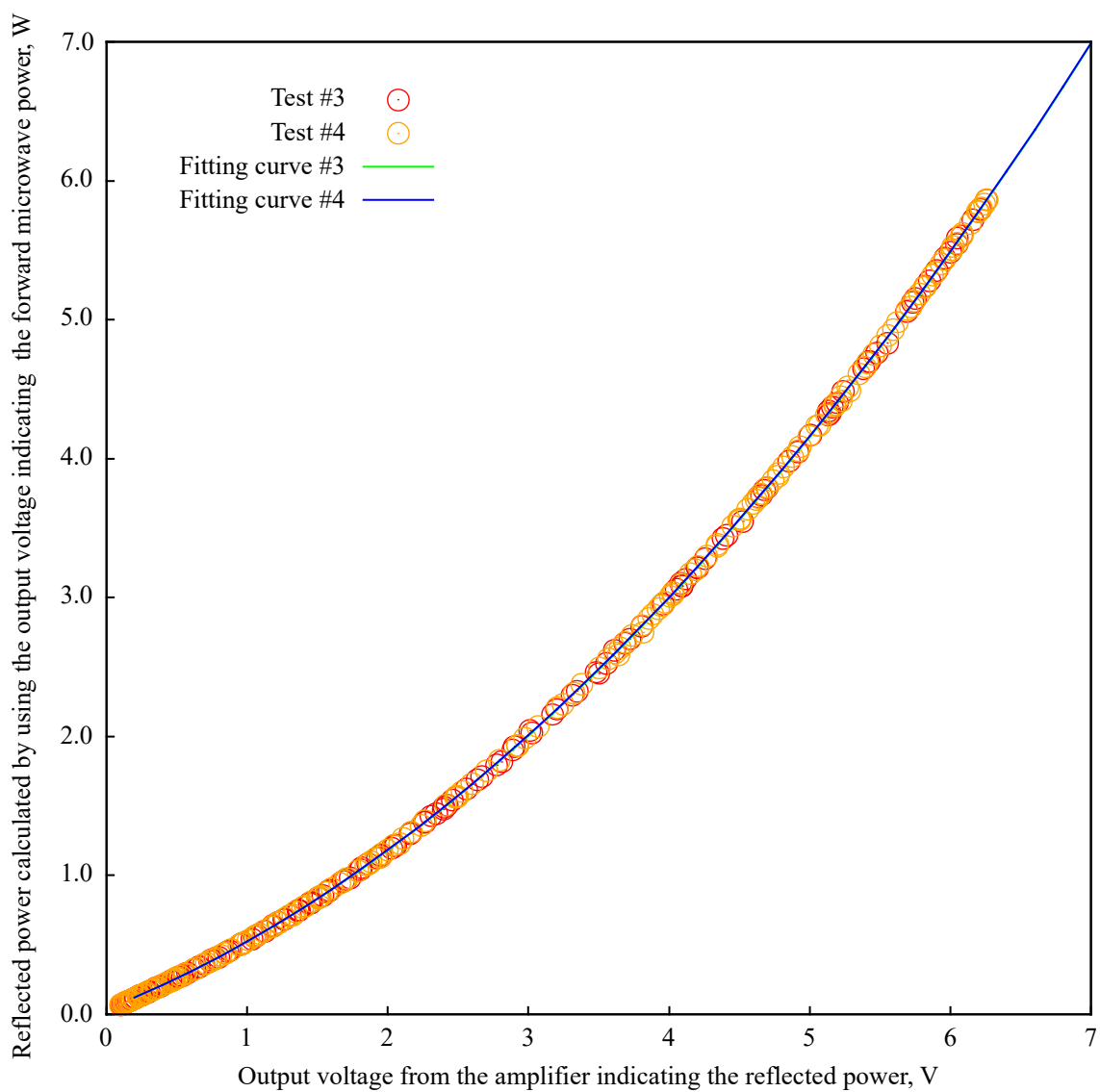


Figure 3-23 Reflected power calculated by using the output voltage indicating the forward microwave power versus the output voltage from the amplifier indicating the reflected microwave power

3.2 較正および誤差評価

3.2.1.2 マイクロ波系誤差評価

ある較正に伴う投入電力の誤差は、Figure 3-22 に示された近似曲線からの測定点のばらつきを用いて、

$$\sigma_{MF,cal} = \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_x \{f_{MF,cal}(V_{MF,x}) - P_{PWM,x}\}^2} \quad (3-10)$$

と定義できる。さらに較正を複数回行っている場合、このばらつきは較正を行った数だけ定義されるがここでは簡単のため、ばらつきが最も大きかったものを較正によるばらつきと定義し、

$$\sigma_{MF,C} = \text{Max}\{\sigma_{MF,cal}\} \quad (3-11)$$

と定義する。

ある較正に伴う反射電力の誤差は、同様に Figure 3-23 に示された近似曲線からの測定点のばらつきを用いて、

$$\sigma_{MF,cal} = \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_x \{f_{MR,cal}(V_{MR,x}) - f_{MF,cal}(V_{MR,x})\}^2 + \sigma_{MF,C}^2} \quad (3-12)$$

と定義できる。反射電力の算出には投入電力の較正式を用いているので、その誤差伝搬を考慮している。投入電力の時と同様に、ばらつきが最も大きかったものを較正によるばらつきと定義し、

$$\sigma_{MR,C} = \text{Max}\{\sigma_{MR,cal}\} \quad (3-13)$$

と定義する。

実験における投入電力および反射電力の誤差は、上記で定義した誤差に加え実験上での真の投入電力および反射電力のばらつきを含んでいる。したがって、投入電力と反射電力の誤差はそれぞれ

$$\sigma_{MR} = \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_{l=1}^{N_{sam}} \{f_{MF}(V_{MF,l}) - \overline{P_{MR}}\}^2 + \sigma_{MF,C}^2} \quad (3-14)$$

$$\sigma_{MF} = \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_{l=1}^{N_{sam}} \{f_{MR}(V_{MR,l}) - \overline{P_{MR}}\}^2 + \sigma_{MR,C}^2} \quad (3-15)$$

と表される。ここでのサンプル数 N_{sam} は実験における測定点のサンプル数であることに注意されたい。

3.2.2 直流電源系

3.2.2.1 直流電源系較正

計測系に入力される電圧と、実際の電流、電圧の関係は、スクリーングリッド、アクセルグリッド、中和器の代わりにダミー抵抗を接続して測定することにより較正した。ダミー抵抗を接続した状態で電圧を変化させることにより、Figure 3-10 から Figure 3-12 に示した回路によって出力される電圧とダミー抵抗の両端にかかる電圧の関係を得た。また、ダミー抵抗の抵抗値を、デジタルマルチメータ（FLUKE177）によって測定し、その値を用いることによって電流値を求め、同様に回路から出力される電圧と電流値の関係を得た。較正時の回路からの出力電圧に対する電圧値、電流値の典型的な関係を、APS を例として Figure 3-24 および Figure 3-25 に示す。近似直線は最小二乗法によって求められ、例えば APS 電圧の場合

$$\sum_x (\alpha_{V_{APS}} V_{V_{APS,MC,x}} + \beta_{V_{APS}} - V_{APS,measured,x})^2 \quad (3-16)$$

が最小となるような $\alpha_{V_{APS}}, \beta_{V_{APS}}$ に対して

$$V_{APS} = f_{APS}(V_{MC,V_{APS}}) = \alpha_{V_{APS}} V_{MC,V_{APS}} + \beta_{V_{APS}} \quad (3-17)$$

となる。近似直線の求め方は他のすべての直流電源系の電源について、同様である。

実験における直流電源系の電圧および電流は、1 条件に対して測定した電圧値すべてに上記の較正式を適応したのち、平均化して求めている。測定点の数を N_{sam} とすると、ある条件での APS 電圧は

$$\overline{V_{APS}} = \overline{f_{APS}(V_{MC,V_{APS}})} = \frac{1}{N_{sam}} \sum_{l=1}^{N_{sam}} f_{APS}(V_{MC,V_{APS,l}}) \quad (3-18)$$

となる。測定値は他のすべての直流電源系の電源について同様に求めることができる。

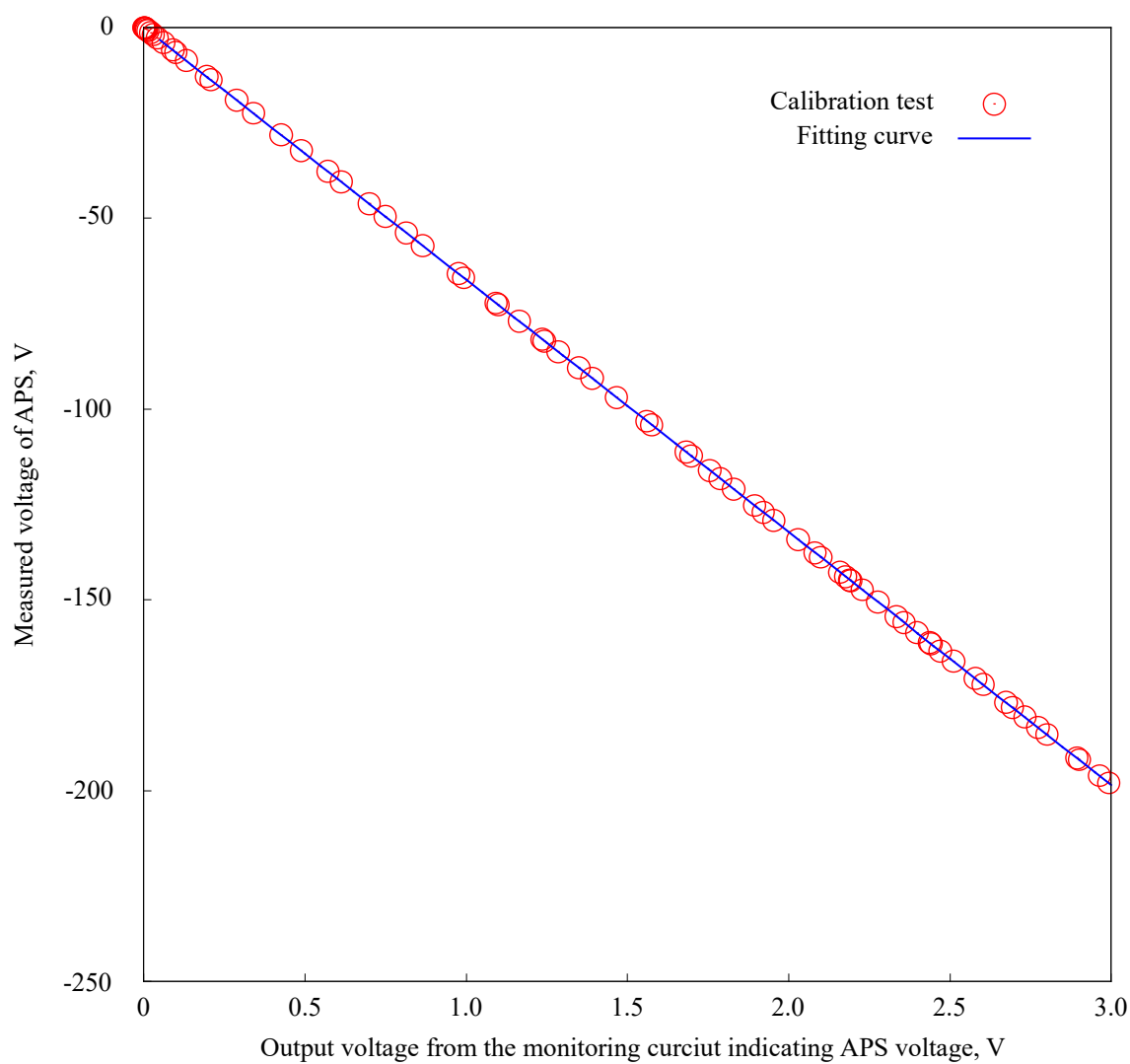


Figure 3-24 Measured voltage of APS versus the output voltage from the monitoring circuit indicating APS voltage

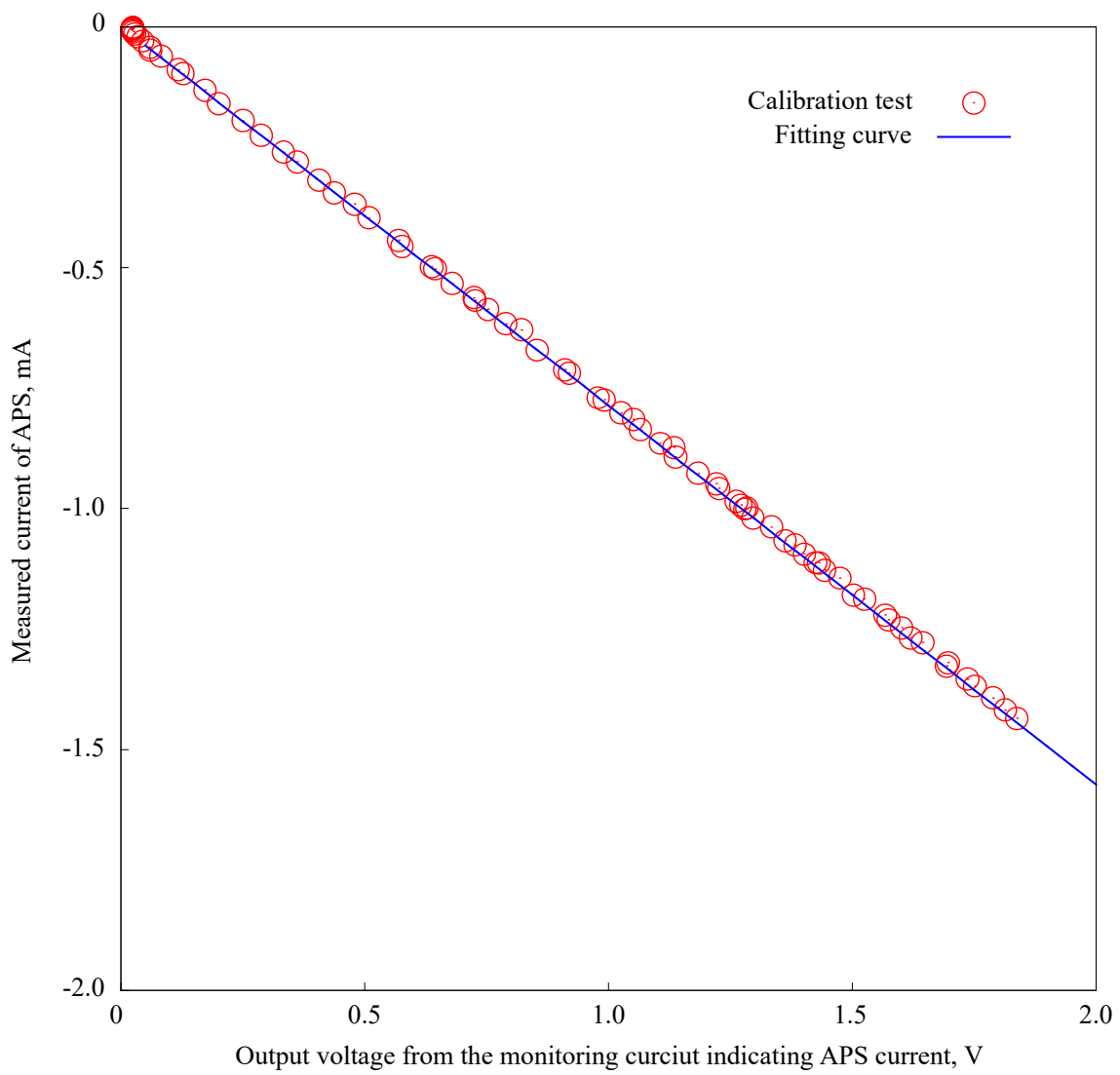


Figure 3-25 Measured current of APS versus the output voltage from the monitoring circuit indicating APS current

3.2 較正および誤差評価

3.2.2.2 直流電源系誤差評価

較正に伴う誤差 σ_C は、例えば APS の電圧に関して

$$\sigma_{V_{APS,C}} = \sqrt{\frac{1}{N_{sam,C} - 1} \sum_{x=1}^{N_{sam,C}} \{f_{APS}(V_{MC,VAPS,x}) - V_{Measured,APS,x}\}^2} \quad (3-19)$$

により定義される。実験における直流電源系の電圧および電流の誤差は、上記で定義した誤差に加え実験上での真の電圧および電流のばらつきを含んでいる。また、式(3-19)に基づく較正による誤差は本論文で取り上げる実験の範囲では著しく小さく無視できる。したがって、直流電源系の電圧および電流の誤差は、例えば APS 電圧に関して、

$$\begin{aligned} \sigma_{V_{APS}} &= \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_{l=1}^{N_{sam}} \{f_{APS}(V_{MC,VAPS,l}) - \overline{f_{APS}(V_{MC,VAPS})}\}^2 + \sigma_{V_{APS,C}}^2} \\ &\cong \sqrt{\frac{1}{N_{sam} - 1} \sum_{l=1}^{N_{sam}} \{f_{APS}(V_{MC,VAPS,l}) - \overline{f_{APS}(V_{MC,VAPS})}\}^2} \end{aligned} \quad (3-20)$$

となり、誤差評価の方法は他の電圧、電流に関しても同様である。

3.2.3 推進剤供給系

3.2.3.1 推進剤供給系較正

水の推進剤供給系は、アキュムレータの圧力から流量を計算しているため、その関係を較正する必要がある。キセノンの推進剤供給系に関しては、既製品のマスフローコントローラを使用しており、ここでは較正を実施していない。以下、水の推進剤供給系について、較正の方法を述べる。

圧力と流量の関係を較正するため、以下の手順に従って較正試験を実施した。この試験は実験開始前に行われ、較正試験後に最初に大気開放をするときまで有効とした。

C1-A. アキュムレータの設定圧力を 2 kPa 以上の値とし、すべてのバルブを閉める。

C1-B. TV を開ける。

C1-C. 圧力が 0 kPa 近辺に落ちるまで待つ。

C1-D. C1-A から C1-C を 5 回繰り返す。

これらの手順により得られた 5 つのデータセットは、タンクから全く水蒸気が供給されなかった際の圧力低下を示しており、ここから各圧力における流量を計算することができる。圧力変化 \dot{P}_{acc} と流量 \dot{m}_{H_2O} の関係は、水が理想気体であり、温度が一定であるとき

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} N_{\text{A}} V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \dot{P}_{\text{acc}} \quad (3-21)$$

と表せる. ここで中性粒子の温度は, アキュムレータの温度と等しいとしている. さらにその流れが分子流であるとき, 流量と圧力の関係はアキュムレータの圧力 P_{acc} と放電室の圧力 P_{d} を用いて

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = C(P_{\text{acc}} - P_{\text{d}}) \approx CP_{\text{acc}} \quad (3-22)$$

と書くことができる. C はアキュムレータから放電室までのガスコンダクタンスである. ただし, 放電室の圧力はグローバルモデルによる計算でおよそ 1 Pa のオーダーであり, 1 kPa のオーダーであるアキュムレータの圧力に対して十分無視できるとしている. 式(3-21) および(3-22)より, ある一つのデータセット cal に関する圧力の時間変化は,

$$P_{\text{acc}}(t) = \alpha_{\text{mfr},cal} \exp(\beta_{\text{mfr},cal} t - \psi_{\text{mfr},cal}) + \zeta_{\text{mfr},cal} \quad (3-23)$$

と表すことができる. $\alpha_{\text{mfr},cal}, \beta_{\text{mfr},cal}, \zeta_{\text{mfr},cal}, \psi_{\text{mfr},cal}$ は最小二乗法を用いて決定した. 実際の圧力変化と, 指数関数による近似曲線を Figure 3-26 に示す. この近似曲線を時間微分することで, 流量を求めることができ,

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} N_{\text{A}} V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \beta_{\text{mfr},cal} (P_{\text{acc}} - \zeta_{\text{mfr},cal}) \quad (3-24)$$

と表すことができる. 流量は各データの係数の平均値を用いて計算され,

$$\overline{\beta}_{\text{mfr}} = \frac{1}{5} \sum_{cal=1}^5 \beta_{\text{mfr},cal} \quad (3-25)$$

$$\overline{\zeta}_{\text{mfr}} = \frac{1}{5} \sum_{cal=1}^5 \zeta_{\text{mfr},cal} \quad (3-26)$$

の時に,

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{MN_{\text{A}}V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \overline{\beta}_{\text{mfr}} (P_{\text{acc}} - \overline{\zeta}_{\text{mfr}}) \quad (3-27)$$

となる.

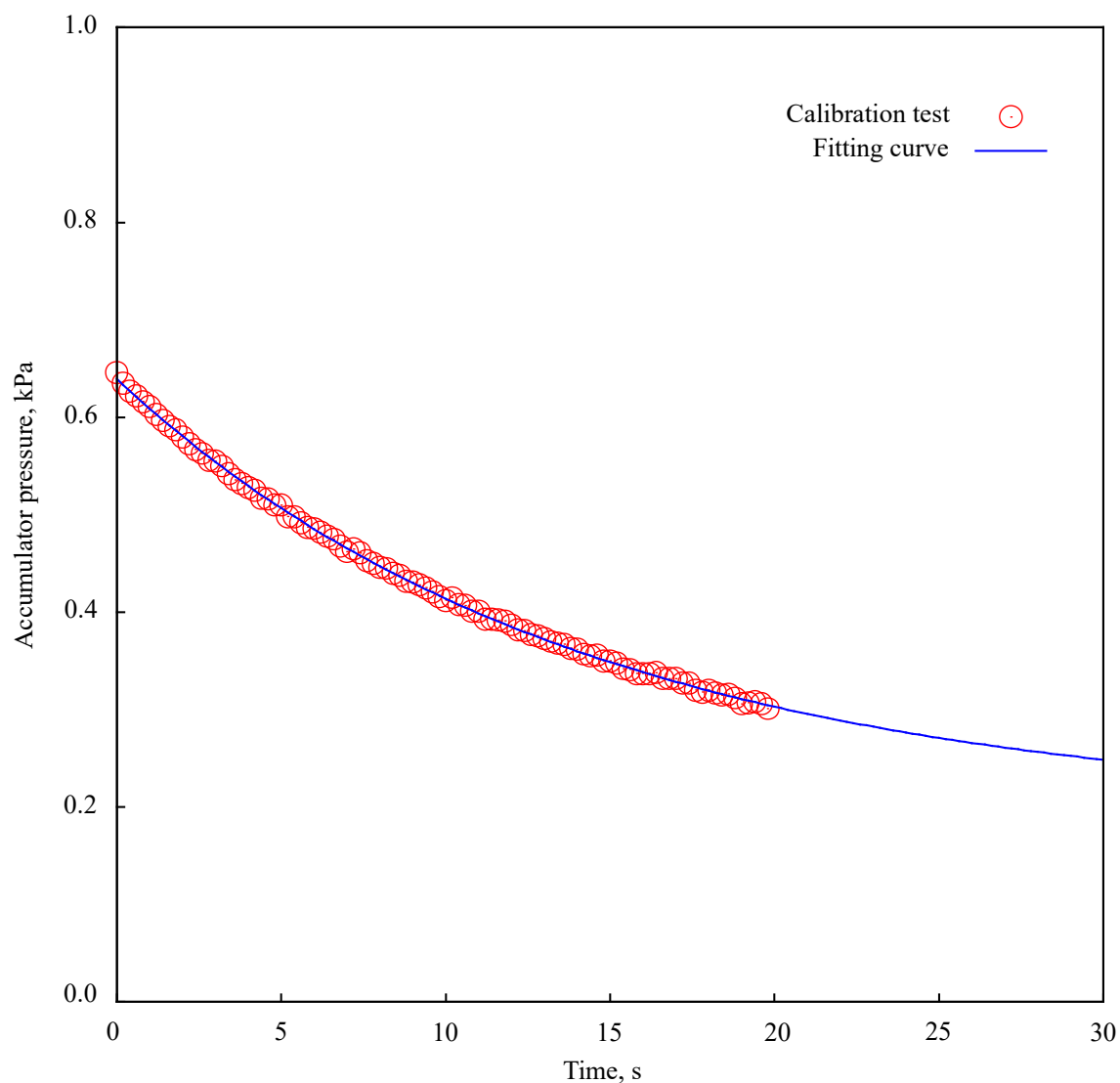


Figure 3-26 Pressure decreasing in the calibration test of the water feeding system

3.2.3.2 推進剤供給系誤差評価

水供給系に関して、ある圧力に対する較正に伴う誤差は、5回の較正試験の係数のばらつきによって定義し、

$$\begin{aligned} & \sigma_{\text{mfr,C}} \\ &= \sqrt{\frac{1}{n-1} \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} N_{\text{A}} V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \sum_{\text{cal}}^n \{ \beta_{\text{mfr,cal}} (P_{\text{acc}} - \zeta_{\text{mfr,cal}}) - \overline{\beta_{\text{mfr}}} (P_{\text{acc}} - \overline{\zeta_{\text{mfr}}}) \}^2} \end{aligned} \quad (3-28)$$

とした。(n=5)アキュムレータの温度のばらつき、体積の見積もりに関する誤差は無視している。実験における流量の誤差は、上記で定義した誤差に加え実験上での真の圧力のばらつきに起因する流量のばらつきを含んでいる。したがって、実験における流量の誤差は、

$$\begin{aligned} & \sigma_{\text{mfr,exp}} \\ &= \sqrt{\frac{1}{N_{\text{sam}}-1} \sum_{l=1}^{N_{\text{sam}}} \left\{ \frac{MN_{\text{A}}V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \beta_{\text{mfr}} (P_{\text{acc}} - \zeta_{\text{mfr}}) - \frac{MN_{\text{A}}V_{\text{acc}}}{RT_{\text{H}_2\text{O}}} \overline{\beta_{\text{mfr}}} (P_{\text{acc}} - \overline{\zeta_{\text{mfr}}}) \right\}^2} \end{aligned} \quad (3-29)$$

を用いて、

$$\sigma_{\text{mfr}} = \sqrt{\sigma_{\text{mfr,exp}}^2 + \sigma_{\text{mfr,C}}^2} \quad (3-30)$$

とした。

キセノンの流量制御系については、マスフローコントローラのカatalog上において、流量精度は指示値の0.8%とフルスケールの0.2%の和と定義されている。本論文での流量精度はこの値を採用した。

3.2.4 四重極型質量分析計

3.2.4.1 イオン種存在割合の解析方法

四重極型質量分析計を用いることで、質量電荷比に対する信号強度を得ることができる。本論文では、この振動強度をフィッティングすることで、イオン源中の各種イオンの相対的な割合を、プラズマ源からのイオンのフラックスの割合という形で測定する。ここでは、まずその解析方法について述べる。

フィッティングにはガウス関数を用い、存在すると考えられるイオン種に対応するガウス関数の重ね合わせに対して、最小二乗法でフィッティングをする。典型的な水の測定結果とフィッティングの結果をFigure 3-27に示す。フィッティングに用いた関数は、各イオン種に関するガウス関数の重ね合わせと、計測のオフセットとなる1次関数を用いて、ある質

量電荷比 r_{mc} の関数として以下のように表せる.

$$f_{\text{spc}}(r_{\text{mc}}) = \sum_j \frac{X_{\text{spc},j}}{\sqrt{2\pi\sigma_{\text{spc},j}^2}} \exp\left[-\frac{\{(r_{\text{mc}} + \psi_{\text{spc}}) - r_{\text{spc},j}\}^2}{2\sigma_{\text{spc},j}^2}\right] - (\alpha_{\text{spc},j}r_{\text{mc}} + \beta_{\text{spc},j}). \quad (3-31)$$

$X_{\text{spc},j}, \sigma_{\text{spc},j}, \alpha_{\text{spc},j}, \beta_{\text{spc},j}, \psi_{\text{spc}}$ は最小二乗法で求められる係数である. ψ_{spc} のみすべてのイオン種で共通としており, 他の係数はイオン種ごとにフィッティング係数が異なる. この時イオンの存在割合は, 上記フィッティング関数の積分値の比になると考えられる. 測定されたイオン種の割合は, プラズマ源からのイオンのフラックスに等しいと考えると,

$$\Gamma_{\text{H}_2\text{O}^+} : \Gamma_{\text{OH}^+} : \Gamma_{\text{H}_3\text{O}^+} : \Gamma_{\text{O}^+} = X_{\text{H}_2\text{O}^+} : X_{\text{OH}^+} : X_{\text{H}_3\text{O}^+} : X_{\text{O}^+} \quad (3-32)$$

となる. 例えば Figure 3-27 (b)の場合は, $\Gamma_{\text{H}_2\text{O}^+} : \Gamma_{\text{OH}^+} : \Gamma_{\text{H}_3\text{O}^+} : \Gamma_{\text{O}^+} = 75.8 : 11.3 : 9.2 : 3.6$ となる.

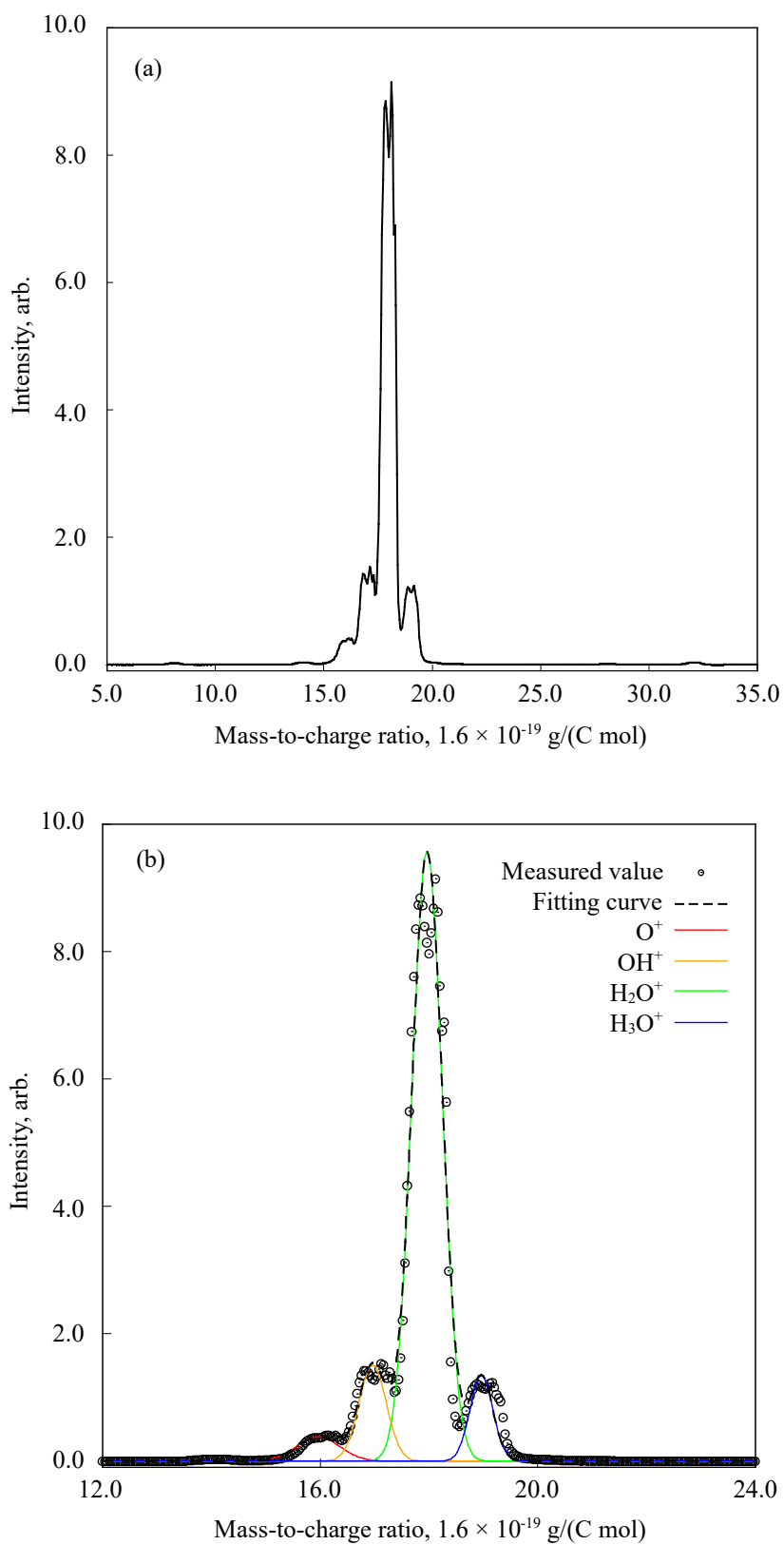


Figure 3-27 (a) Measured spectrum with the mass-to-charge ratio of the water plasma at a microwave power of 2.0 W and mass flow rate of 40 $\mu\text{g}/\text{s}$ and (b) Fitting functions of the spectrum

3.2 較正および誤差評価

3.2.4.2 イオン種存在割合の誤差評価

四重極質量分析計を用いた測定においては、測定された相対的な存在割合が実際の存在割合に比して、どの程度ずれているかを検討し誤差評価とする。本論文では、キセノンのスペクトルを測定し、その同位体の存在割合の測定値を、既知の天然存在割合と比較することでその誤差評価を行った。

キセノンを用いた測定結果の典型的な例は Figure 3-28 に示されたとおりであり、1 価のキセノンイオンとして多くのスペクトルを観測することができる。これらのスペクトルはすべてキセノンの安定同位体に基づくスペクトルである。このフィッティングも式(3-31)に示したものと同様におこなわれ、Figure 3-28 における存在割合と天然存在比との比較は Table 3-4 に示した通りである。この測定を N_{exp} 回行うとき、ある同位体について真値に対する測定値の平均値の誤差は、QMS で測定された存在割合の平均値と真の天然存在比の差をとって

$$\Delta r_{\text{iso,QMS}} = \left| \frac{1}{N_{\text{exp}}} \sum_{l=1}^{N_{\text{exp}}} \frac{r_{\text{iso},l}}{r_{\text{tot},l}} - r_{\text{iso,NA}} \right| \quad (3-33)$$

であり、測定値自体のばらつきは、

$$\sigma_{\text{iso,QMS}} = \sqrt{\frac{1}{N_{\text{exp}} - 1} \sum_{x=1}^{N_{\text{exp}}} \left(\frac{r_{\text{iso},x}}{r_{\text{tot},x}} - \frac{1}{N_{\text{exp}}} \sum_{l=1}^{N_{\text{exp}}} \frac{r_{\text{iso},l}}{r_{\text{tot},l}} \right)^2} \quad (3-34)$$

と定義することができる。ここでは、1 回の測定に対して取りうる誤差を定義したいので、オフセット的にかかる平均値の誤差およびばらつきを両方勘案し、全ての同位体の測定結果から最も悪いものを想定して、

$$\sigma_{\text{QMS}} = \max\{\Delta r_{\text{QMS,iso}} + \sigma_{\text{QMS,iso}}\} \quad (3-35)$$

を割合測定の誤差とする。較正に使ったキセノンの実験方法および条件等は 3.3.4 にしるし、結果は他の実験結果とともに示した。

誤差の要因として考えられることとして、キセノン同位体の質量差に起因するプラズマ中での損失速度の違いを無視していることがあげられる。主にボーム速度と中性粒子の音速の変化が原因で、中性粒子のキセノン同位体の組成、プラズマ中での組成、測定されるフラックスとしての組成の3者は、全て異なることが予想される。いずれも質量の平方根に比例する効果になるので、最大およそ 1% 程度の効果が見込まれる。

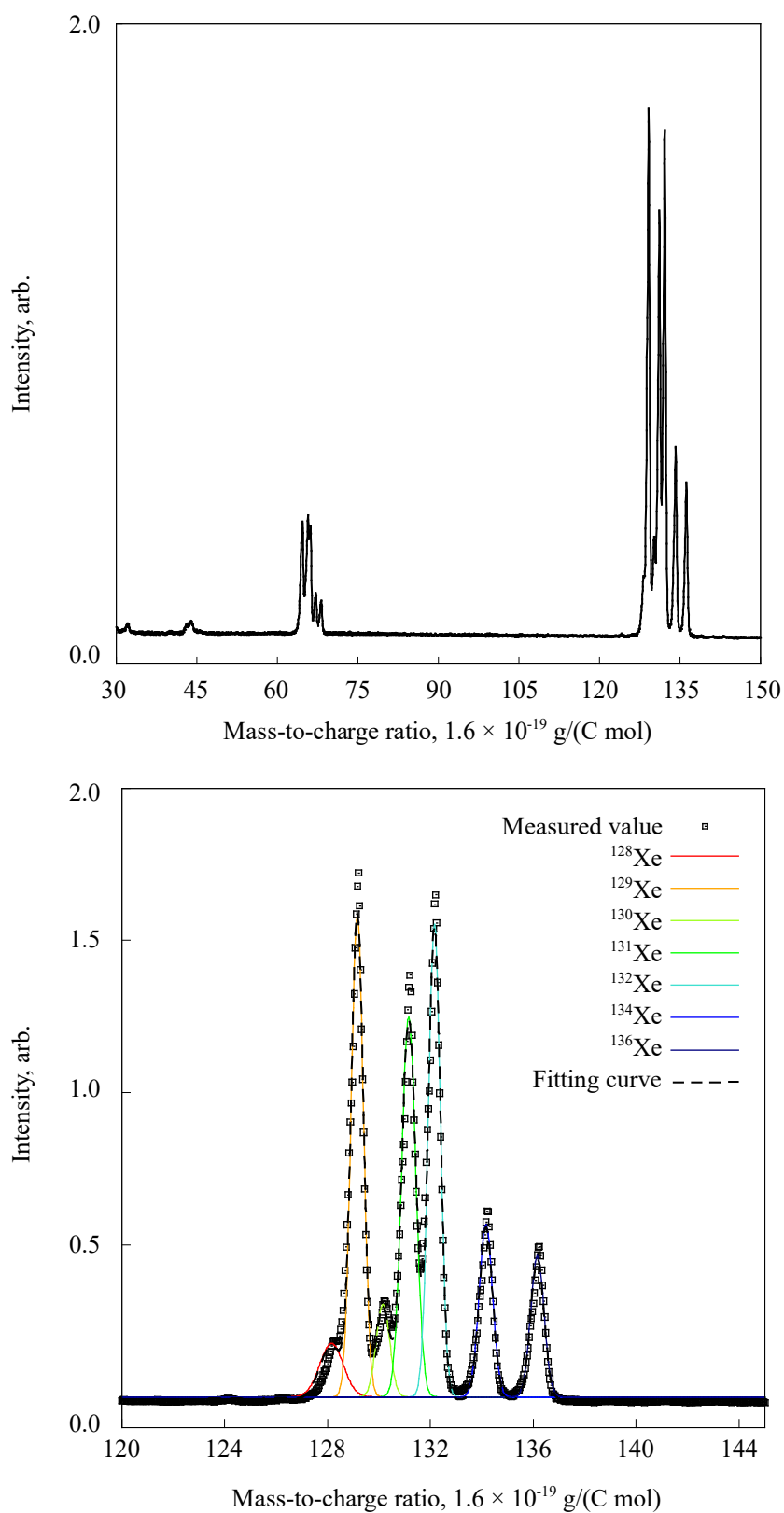


Figure 3-28 (a) Measured spectrum with the mass-to-charge ratio of the xenon plasma at a microwave power of 1.5 W and mass flow rate of 30 $\mu\text{g/s}$ and (b) Fitting functions of the spectrum

Table 3-4 Natural abundance (Meija 2016) and measured relative abundance of xenon isotopes

	Natural abundance	Measured relative abundance
^{124}Xe	0.095(5)%	0.080%
^{126}Xe	0.089(3)%	0.087%
^{128}Xe	1.910(13)%	4.0%
^{129}Xe	26.401(138)%	25.8%
^{130}Xe	4.071(22)%	5.2%
^{131}Xe	21.232(51)%	21.9%
^{132}Xe	26.909(55)%	25.2%
^{134}Xe	10.436(35)%	9.7%
^{136}Xe	8.857(72)%	7.9%

3.3 実験方法

本節では、実験の幾何条件、入力条件、および実施手順について述べる。

3.3.1 電力および流量依存性

3.3.1.1 電力及び流量依存性に関する実験条件

幾何的な配置条件を Figure 3-29 に示す。3.1.2 で示した通り、真空チェンバは直径 1.0 m、長さ 1.2 m の円筒形状であり、本実験は長手方向にイオンスラストを向けて実施された。TMP はイオンスラストが向いている方向の下方に設置されている。イオンスラストから壁面までの長さはおおよそ 0.7 m ほどで、円周方向にはほぼ中心に設置された。

続いて、水を用いた場合のマイクロ波、推進剤、直流電源の投入条件を Table 3-5 に示す。マイクロ波の投入電力と流量は、範囲内で離散的に変更された。投入電力は 1.4 W 以上についてはおおよそ 0.4 W ごと、1.2 W 以下についてはおおよそ 0.2 W ごと、流量はおおよそ 3 $\mu\text{g/s}$ ごとにデータを取得した。また、表に示した条件の中でプラズマを 20 秒間維持できなかった点については、維持不可能点としてデータを取得していない。イオン源の実験時は、中和器は作動させずに、イオンスラストの 0 V とアースを電氣的に接続して実験を行った。これは、真空チェンバへとビーム電流が流れている状態を意味する。また、キセノン使用時の実験条件を Table 3-6 に示す。マイクロ波の投入電力と流量は、範囲内で離散的に変更された。水と同様に、投入電力はおおよそ 0.4 W ごと、流量はおおよそ 3 $\mu\text{g/s}$ ごとにデータを取得した。また、表に示した条件の中でプラズマを 20 秒間維持できなかった点については、維持不可能点としてデータを取得していない。

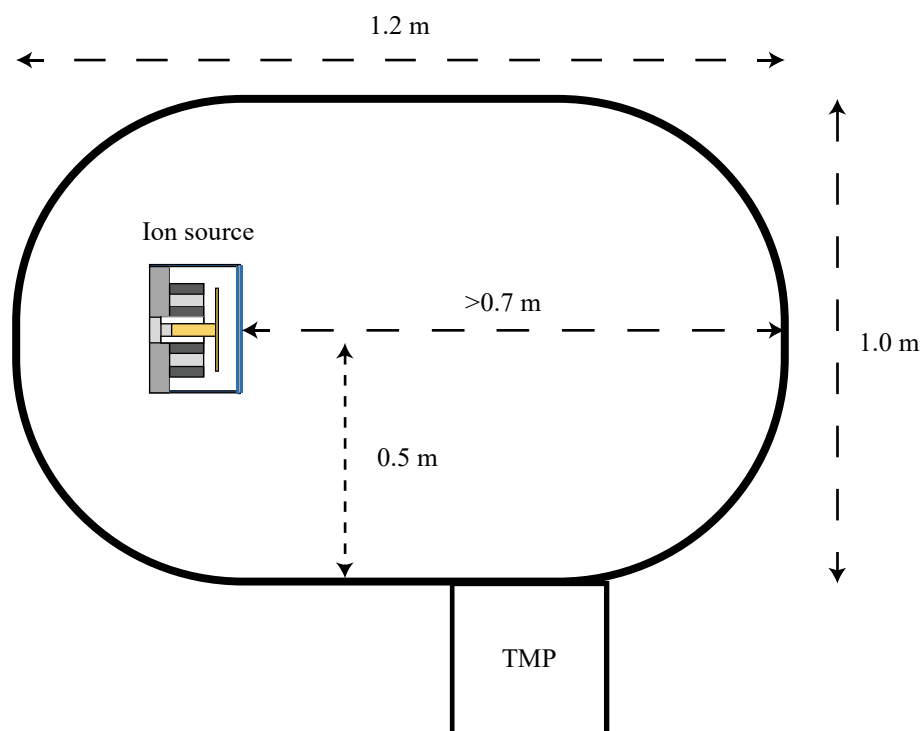


Figure 3-29 Geometrical configuration of the experiment for the dependence on the microwave power input and the mass flow rate

Table 3-5 Conditions of the experiments for the dependence on the microwave power and the mass flow rate for water propellant

Microwave power input	0.25 – 6.6 W
Microwave frequency	4.25 GHz
Mass flow rate of water	$33.3 \pm 2.0 - 71.2 \pm 3.5 \mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	1.5 kV
Voltage of accelerating grid	-200 V
Vacuum chamber pressure	$< 3 \times 10^{-2} \text{ Pa}$

Table 3-6 Conditions of the experiments of the dependence on the microwave power and the mass flow rate for xenon propellant

Microwave power input	0.25 – 6.0 W
Microwave frequency	4.25 GHz
Mass flow rate of xenon	$19.2 \pm 0.24 - 44.8 \pm 0.45 \mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	1.5 kV
Voltage of accelerating grid	-200 V
Vacuum chamber pressure	$< 5 \times 10^{-3} \text{ Pa}$

3.3.1.2 電力及び流量依存性に関する実験手順

水を用いた実験の手順を以下に示す。

W1-1. プラズマの着火

W1-1A. 手順 W1-3A を実施した後に 1 に戻ってきた場合、この時点でプラズマが維持されていれば以下の W1-1B から W1-1E までの手順を省略する。

W1-1B. 水供給系のアキュムレータの設定圧力を 3 kPa に設定して、最下流の TV (Thruster Valve, Figure 3-13) を閉じる。

W1-1C. アキュムレータの圧力が 3 kPa になったら、指定する条件のマイクロ波電力の投入を開始する。（初めてこの手順に来る場合、マイクロ波の電力条件は投入電力で 1.4 W である）

W1-1D. TV を開けてプラズマの着火の確認をする。プラズマの着火は目視で確認する。着火を確認した場合 W1-1E へと進む。着火が確認できない場合、マイクロ波電力を大きくして W1-1B から W1-1C までの手順を着火するまで繰り返す。

W1-1E. マイクロ波の電力条件を指定の値に定めて、プラズマが定常に落ち着くのを待つ。

W1-2. 流量を掃引する

W1-2A. 各電力で基準とした流量になるようにアキュムレータの閾値圧力を設定する。閾値圧力は流量較正 (Figure 3-26) によって決定される。基準とする値は、3.0 W 以下の作動点では $42 \mu\text{g/s}$ 、3.4 W 以上の作動点では $54 \mu\text{g/s}$ である。

W1-2B. スクリーニンググリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。

W1-2C. 流量がおおよそ $3 \mu\text{g/s}$ ごとに上昇するように閾値圧力を変化させる。ある流量ごとに 20 秒以上定常状態が維持されるようにステップ的に変化させ、定常状態の判断は、

3.3 実験方法

スクリーン電流がおおむね安定することとする。定常状態においてもバンバン制御による流量の摂動があるため、実際にはスクリーン電流は 0.5 mA 程度の幅で振動している。その振動は誤差として評価されるため、ここでの判断は誤差に反映される。

W1-2D. 72 $\mu\text{g/s}$ を想定した閾値圧力になったら、おおよそ 3 $\mu\text{g/s}$ ごと減少するように閾値圧力を変化させる。ステップ的に変化させるのは W1-2C と同様である。この操作をプラズマが維持できなくなるまで続ける。プラズマの消火はスクリーン電流が 0 mA となることおよび目視で確認する。

W1-2E. スクリーニンググリッドおよびアクセルグリッドへの電圧印加を終了する。

W1-2F. W1-1B から W1-1E の手順に従い、プラズマの再着火を行う。

W1-2G. アクキュレータの閾値圧力を、W1-2D においてプラズマが維持できなかった流量となるように設定する。

W1-2H. スクリーニンググリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。

W1-2I. 20 秒以上加速が維持された場合、その点をプラズマ維持可能な作動点と判断し、その流量から、W1-2D の手順に戻る。20 秒未満でプラズマが消火した場合、その点およびその点よりも流量が低い点をプラズマが維持不可能な作動点と判断し、W1-2J に進む。

W1-2J. W1-1B から W1-1E の手順に従い、プラズマの再着火を行う。

W1-2K. 流量の最も低いプラズマ維持可能点で、スククリーニンググリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。そこから各電力で基準とした流量 (3.0 W 以下の作動点では 42 $\mu\text{g/s}$, 3.4 W 以上の作動点では 54 $\mu\text{g/s}$) に至るまで 3 $\mu\text{g/s}$ ずつ上昇させる。ステップ的に変化させるのは W1-2C と同様である。

W1-3. 電力を掃引する。

W1-3A. 電力を変更する。マイクロ波の電力条件は、投入電力で 1.4 W から始まり、おおよそ 0.4 W ごとに 6.6 W まで上昇、その後 1.2 W からおおよそ 0.2 W ごとに 0.2 W まで減少させることである。電力の変更を行ったのち W1-1A に戻り、各電力で流量を掃引する。

W1-3B. すべての電力についての掃引終了後、加速を停止、マイクロ波および推進剤の供給を終了し、実験を終了する。

続いて、キセノンを用いた実験の手順を以下に示す。

X1-1. プラズマの着火

X1-1A. 手順 X1-3A を実施した後に 1 に戻ってきた場合、この時点でプラズマが維持され

ていれば以下の X1-1B から X1-1E までの手順を省略する。

X1-1B. マスフローコントローラを指定の流量に設定する。

X1-1C. TV を閉じて 2 分間待つ。

X1-1D. マイクロ波電力を 1.4 W に設定して、マイクロ波の投入を開始する。

X1-1E. TV を開けてプラズマの着火の確認をする。プラズマの着火は目視で確認する。着火を確認した場合は X1-1F へと進む。着火が確認できない場合、マイクロ波電力を大きくして X1-1C から X1-1D までの手順を着火するまで繰り返す。

X1-1F. マイクロ波を 1.4 W に定めて、プラズマが定常に落ち着くのを待つ。

X1-2. 電力の掃引

X1-2A. スクリーニンググリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。

X1-2B. マイクロ波の電力を 0.4 W ごとに上昇させる。ある電力ごとに 20 秒以上定常状態が維持されるようにステップ的に変化させ、定常状態の判断は、スクリーン電流がおおむね安定することとする。この操作をプラズマが維持されなくなるまで、もしくは 6.0 W に到達するまで繰り返す。プラズマが維持されなくなった場合 X1-2C に、6.0 W に到達した場合 X1-2J に進む。

X1-2C. スクリーニンググリッドおよびアクセルグリッドへの電圧印加を終了する。

X1-2D. X1-1C から X1-1F の手順に従い、プラズマの再着火を行う。

X1-2E. プラズマが維持できなくなった電力に設定する。

X1-2F. スクリーニンググリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。

X1-2G. 20 秒以上加速が維持された場合、その点をプラズマ維持可能な作動点と判断し、その流量から、X1-2B の手順に戻る。20 秒未満でプラズマが消火した場合、その点およびその点よりも流量が低い点をプラズマが維持不可能な作動点と判断し、X1-2H に進む。

X1-2H. X1-1B から X1-1F の手順に従い、プラズマの再着火を行う。

X1-2I. プラズマが維持できた一番高い電力に設定して、スクリーングリッドとアクセルグリッドに電圧を印加し、イオンの引き出しを開始する。

X1-2J. 6.0 W もしくはプラズマが維持できた一番高い電力から 1.4 W まで 0.4 W ごとに電力を減少させる。さらに、1.2 W から 0.2 W ずつ 0.2 W まで電力を減少させる。ステップ的に変化させるのは X1-2B と同様である。

X1-2K. 0.2 W から 1.4 W まで、0.2 W ずつ電力を増加させる。ステップ的に変化させるの

3.3 実験方法

は X1-2B と同様である。

X1-3. 流量を掃引する。

X1-3A. 流量を変更する。流量は 32.0 $\mu\text{g/s}$ からおよそ 4.3 $\mu\text{g/s}$ 刻みで 44.8 $\mu\text{g/s}$ まで増加させた後、27.8 $\mu\text{g/s}$ からおよそ 4.3 $\mu\text{g/s}$ 刻みで 19.2 $\mu\text{g/s}$ まで減少、その後 21.4 $\mu\text{g/s}$ からおよそ 4.3 $\mu\text{g/s}$ 刻みで 42.7 $\mu\text{g/s}$ まで増加させる。流量を変化させるたびに X1-1A に戻り、電力を掃引する。

X1-3B. すべての電力についての掃引終了後、加速を停止、マイクロ波および推進剤の供給を終了し、実験を終了する。

W1-1 および X1-1 について、着火は確率的な現象であり、同一条件でも着火する場合としない場合が観測された。また、W1-1E および X1-1E における定常状態の判断は、アクセル電圧が一定に落ち着くこと、および1分間の経過によって行っている。アクセル電圧は印加していないため電源部の電圧は 0 V であるが、Figure 3-11 に示すように、電流測定用の抵抗及び電源装置が直列につながってグラウンドへとつながっており、電源の内部インピーダンスと抵抗のインピーダンスでグラウンドへつながっている状態になっている。この状態でプラズマを着火すると、アクセルグリッドが一種のプロープのような状態になり、電位に変化がある。定量的にこの電位を扱うことはできないが、ここでは定常かどうかを判断する一つの指標として用いている。

また、実験時の指示値と実験における測定値は必ずしも一致しない。例えばマイクロ波電力は実験時の指示値で 0.2 W まで減少させたが、実際に後の解析および校正の結果 0.25 W 相当であったことがわかっている。流量についても、特に水供給系における閾値圧力の設定と実際の測定流量には若干の差異があり、水を用いて 72 $\mu\text{g/s}$ を設定値とした実験での測定流量は、 $71.2 \pm 3.5 \mu\text{g/s}$ であった。結果の章においては、設定値は扱わず、測定値のみ表記する。Table 3-5 および Table 3-6 においても同様に測定値のみを表記している。

水においては流量、キセノンにおいては電力について、往復掃引を行うことで、ヒステリシスを確認している。結果の章では、同一条件における点はすべて平均化されてまとめて表記されているため、ヒステリシスはエラーバーに含まれている。なお、ヒステリシスは、平均化する際の他の条件による分散をもとにしたエラーバーの範囲に十分に収まることを確認している。

3.3.2 周波数変更

3.3.2.1 周波数変更に関する実験条件

幾何的な設置条件は、3.3.1と同様であり、Figure 3-29に示した通りである。周波数変更実験において変更したパラメータは、放電室高さ、マイクロ波周波数、マイクロ波電力である。そのほかのパラメータを含めて、水を用いたときの実験条件をTable 3-7にまとめた。流量及び電力依存性の実験条件との大きな差異は加速電圧が800 Vであることと流量の誤差がやや大きいことである。流量の振れ幅が大きくなった結果、低流量かつイオン生成コストが高い周波数の条件でプラズマが不安定になることを防ぐために電圧を下げている。スクリーン電流は電圧に依存性を持つので、流量及び電力依存性に関する結果とスクリーン電流を直接比較することはできず、イオン生成コストなどで比較することになる。

周波数はおおよそ0.2 GHzごとに変化し、示した条件において加速が20秒以上維持できた点を作動可能点としている。作動可能点のみ結果では示している。放電室の高さ変更には放電室の分解を伴うため、高さを変更するごとに大気開放と再度のイオン源の設置を行っている。

Table 3-7 Conditions of the experiments of the dependence on the microwave frequency for water propellant

Microwave frequency	3 – 6 GHz
Microwave power input	1.0, 1.5, 2.0, 2.5 W
Height of discharge chamber	2.5, 3.0, 4.0, 5.0 mm
Mass flow rate of water	$40 \pm 5.0 \mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	0.8 kV
Voltage of accelerating grid	-100 V
Vacuum chamber pressure	$< 5 \times 10^{-2} \text{ Pa}$

3.3.2.2 周波数変更に関する実験手順

以下に実験の手順を示す。

W2-1. プラズマの着火

W2-1A. 発信器の周波数を指定周波数（最初は3.0 GHz）に設定する。

W2-1B. W1-1の手順に従い、プラズマを点火する。

3.3 実験方法

W2-2. 電力および周波数の掃引

W2-2A. 投入電力を 1.0 W に合わせ、指定条件で加速を開始する。

W2-2B. 投入電力を 1.0 W→1.5 W→2.0 W→2.5 W→2.0 W→1.5 W→1.0 W の順に変化させる。ただし、電力ごとに 20 秒以上同条件を維持する。同条件であることの判断は、3.3.1 と同様である。

W2-2C. 加速を停止する。

W2-2D. 周波数を 0.2 GHz 上昇させ、W2-1B.に戻る。周波数が 6.0 GHz であった時 W2-3 に進む。

W2-3. 高さの掃引

W2-3A. 真空チェンバを大気開放し、イオン源をチェンバから取り出す。

W2-3B. イオン源を分解し、高さを変更する。変更順は 4 mm→3 mm→5 mm→3 mm→2.5 mm の順で実施した。2.5 mm まで実施が終了していた時、実験を終了する。

W2-3C. イオン源を再度真空チェンバに入れ、推進剤供給系、マイクロ波供給系、直流電源系を接続したのち、再度真空引きを実施する。その後、W2-1に戻る

着火に関する再現性、定常状態の判断については W1-1, X1-1 と同様である。また、実験時の指示値と実験における測定値は必ずしも一致しないことにも同様で、結果の章および Table 3-7 では測定値のみを示している。1.0 W, 1.5 W, 2.0 W の実験については、往復掃引を行うことでヒステリシスを確認している。結果の章では、同一条件における点はすべて平均化されてまとめて表記されているため、ヒステリシスはエラーバーに含まれている。なお、ヒステリシスは、平均化する際の他の条件による分散をもとにしたエラーバーの範囲に十分に収まることを確認している。

3.3.3 壁面電位変更

3.3.3.1 壁面電位変更に関する実験条件

幾何的な設置条件は、3.3.1 と同様であり、Figure 3-29 に示した通りである。壁面電位変更に関する実験で変更した電位は、アンテナ電位と磁石電位の 2 つである。それぞれの実験時の接続図を Figure 3-30 に示す。ヨーク及び磁石、アンテナ、側壁及びスクリーングリッドの 3 部分に分割し、電子が流入する方向を正として電流を定めている。

本実験での実験条件は Table 3-8 に示した通りである。バイアス電圧以外条件は固定でとしている。また、スクリーングリッドの加速電圧は 1.0 kV であるため、他の実験に対して、スクリーン電流の値を直接比較することはできない。バイアス電圧は Figure 3-18 に示した

ように離散的に変化させる。また、バイアス電圧を印加した状態でプラズマが維持できなかった点については、維持不可能点としてデータを取得していない。

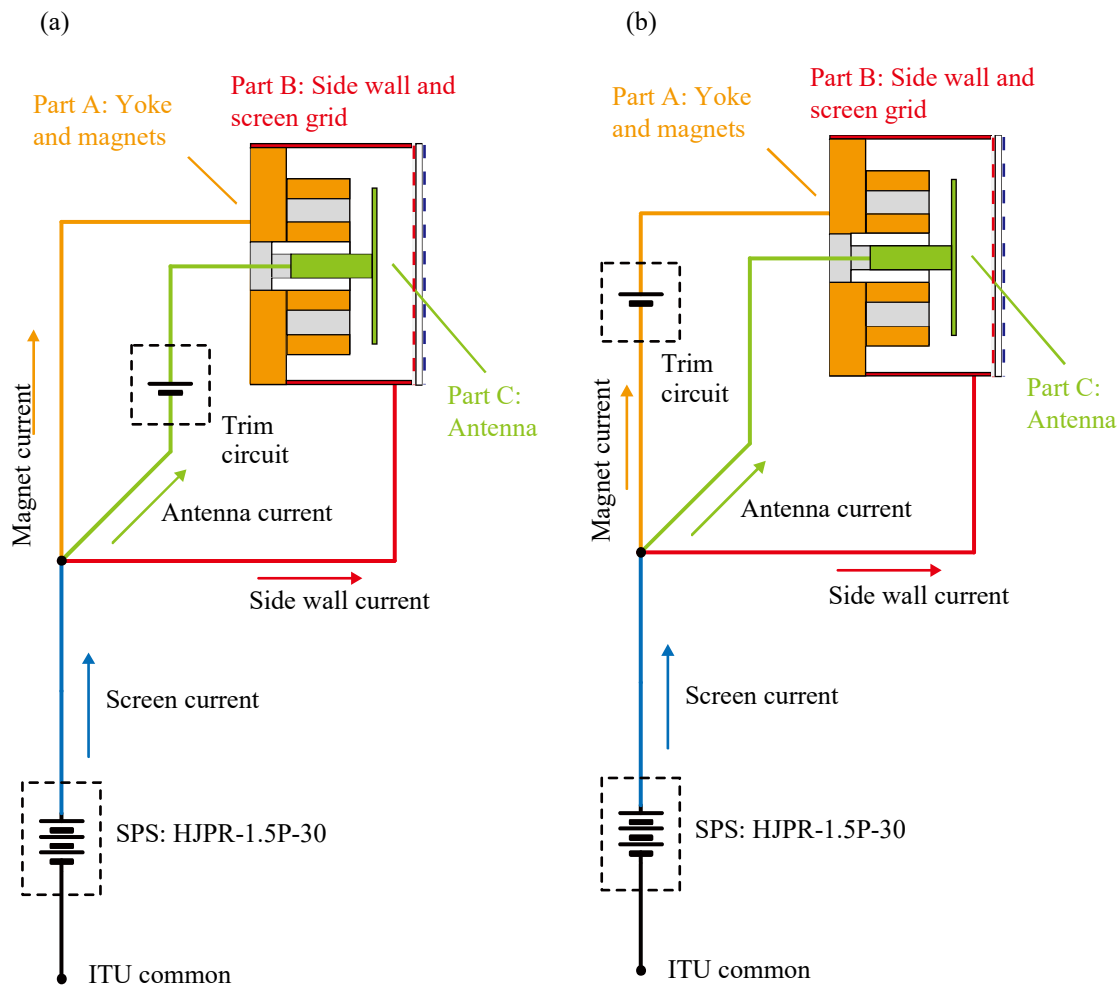


Figure 3-30 Connection of the trim circuit and the definition of currents in the experiment of changing the wall potential in (a) the antenna bias experiment and (b) the magnet bias experiment.

3.3 実験方法

Table 3-8 Conditions of the experiments for the dependence on the bias voltage to the antenna and the magnets for water propellant

Microwave power input	1.5 W
Microwave frequency	4.25 GHz
Mass flow rate of water	$30.3 \pm 1.0 \mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	1.0 kV
Voltage of accelerating grid	-200 V
Bias voltage	$-62.3 \text{ V} - 62.3 \text{ V}$
Vacuum chamber pressure	$< 2 \times 10^{-2} \text{ Pa}$

3.3.3.2 壁面電位変更に関する実験手順

W3-1. プラズマの着火

W3-1A. W1-1B から W1-1D と同様の手順でプラズマを着火する.

W3-1B. マイクロ波投入電力を 1.5 W になるように設定する.

W3-2. 加速の実施

W3-2A. アンテナもしくは磁石に指定のバイアス電圧を印加する.

W3-2B. 加速を開始し 20 秒以上定常状態で電流を記録する. プラズマが維持できなかった場合は, W3-2C に進む.

W3-2C. 加速を停止する.

W3-2D. バイアス電圧を $0\text{V} \rightarrow 62.3\text{V} \rightarrow 0\text{V} \rightarrow -62.3\text{V} \rightarrow 0\text{V}$ の順で変化させて W3-1A. に戻る. ただし, W3-2B においてプラズマが維持できなかった場合には, その時点で実験条件を折り返す. (例えば, 30 V で実験後, 36 V で維持できなかった場合には, 30 V へと戻り, 以後 24 V, 18 V というように進む.)

着火に関する再現性, 定常状態の判断については W1-1, X1-1 と同様である. また, 実験時の指示値と実験における測定値は一致しないことにも同様で, 結果の章および Table 3-8 では測定値のみを示した. バイアス電圧については, 往復掃引を行うことでヒステリシスを確認した. 結果の章では, 同一条件における点は平均化されて一点として表記されているため, ヒステリシスはエラーバーに含まれている. なお, ヒステリシスは, 平均化する際の他の条件による分散をもとにしたエラーバーの範囲に十分に収まることを確認している.

3.3.4 イオン種測定

3.3.4.1 実験条件

幾何的な配置条件を Figure 3-31 に示す. 本実験では, QMS の設置位置からおおよそ 7 cm の場所にイオンスラストを設置した. イオンスラストと QMS の軸は, 目視でおおよそ一致させている. 実験は水とキセノンを推進剤として用いて, イオン源について行われた. 実験条件を Table 3-9 および Table 3-10 にまとめる. 流量は $5 \mu\text{g/s}$ ごとに変化させた. スクリーニンググリッドおよびアクセルグリッドには電圧を印加せず, イオンの引き出しを実施していない. 本実験の目的は, 主に水を推進剤として用いたときの内部組成比を明らかにすることであり, イオンの引き出しを実施することは, 各イオンによるイオン引き出し効率の差を同時に測定してしまうことになるので適していない. 推進機の性能のみを考えた場合は, 引き出しを行ってビーム中のイオン組成比を見る方が適しているが, 本実験では実施しないものとした.

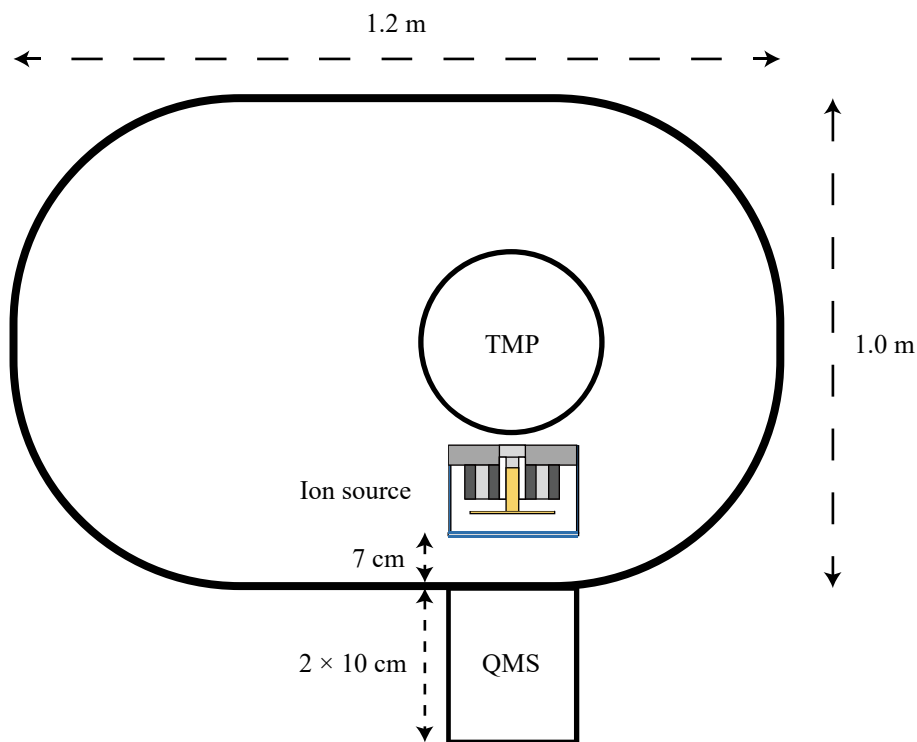


Figure 3-31 Geometrical configuration of the experiment with QMS

3.3 実験方法

Table 3-9 Conditions of the experiment with QMS for water propellant

Microwave power input	1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 5.0 W
Mass flow rate of water	25 - 70 $\mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	0 V
Voltage of accelerating grid	0 V
Vacuum chamber pressure	$< 1 \times 10^{-2}$ Pa

Table 3-10 Conditions of the experiment with QMS for xenon propellant

Microwave power input	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5 W
Mass flow rate of water	20 - 45 $\mu\text{g/s}$
Voltage of screen grid	0 V
Voltage of accelerating grid	0 V
Vacuum chamber pressure	$< 1 \times 10^{-2}$ Pa

3.3.4.2 実験手順

水を用いた実験の手順を以下に示す.

W4-1. プラズマの着火

W4-1A. 水供給系のアキュムレータの設定圧力を 3 kPa に設定して, 最下流の TV (Thruster Valve, Figure 3-13) を閉じる.

W4-1B. アキュムレータの圧力が 3 kPa になったら, 指定する条件のマイクロ波電力の投入を開始する.

W4-1C. TV を開けてプラズマの着火の着火を確認する. プラズマの着火は目視で確認する. 着火を確認した場合 W4-2 へと進む. 着火が確認できない場合, マイクロ波電力を大きくして W4-1A から W4-2B までの手順を着火するまで繰り返す.

W4-2. 電力および流量の掃引

W4-2A. 閾値圧力を, 設定する圧力になるように変化させる.

W4-2B. 電力を 1.0 W に設定し, 定常になるのを待つ

W4-2C. QMS による測定 (電圧掃引) を 5 回行う

W4-2D. 電力を 1.0 W 上昇させ 5.0 W になるまで W4-2C を繰り返す.

W4-2E. W4-2A に戻り、閾値圧力を $5 \mu\text{g/s}$ 分上昇させる。

W4-2F. 設定流量が $70 \mu\text{g/s}$ となるような閾値圧力での測定が終了後、マイクロ波および推進剤の供給を終了し、実験を終了する。

続いて、キセノンを用いた実験の手順を以下に示す。

X4-1. プラズマの着火

X4-1A. マスフローコントローラを $20 \mu\text{g/s}$ に設定する。

X4-1B. TV を閉じて2分間待つ。

X4-1C. マイクロ波電力を 1.5 W に設定して、マイクロ波の投入を開始する。

X4-1D. TV を開けてプラズマの着火の確認をする。プラズマの着火は目視で確認する。着火を確認した場合は X4-1E へと進む。着火が確認できない場合、マイクロ波電力を大きくして X4-1B から X4-1D までの手順を着火するまで繰り返す。

X4-2. 電力および流量の掃引

X4-2A. マスフローコントローラの設定流量を実験条件の流量に設定する。

X4-2B. 電力を 0.5 W に設定し、定常になるのを待つ

X4-2C. 電圧掃引 (3.1.8 を参照) を5回行う

X4-2D. 電力を 0.5 W 上昇させ 3.0 W になるまで X4-2C を繰り返す。

X4-2E. X4-2A に戻り、設定流量を変化させる。

X4-2F. 設定流量 $45 \mu\text{g/s}$ での実験終了後、マイクロ波および推進剤の供給を終了し、実験を終了する。

着火に関する再現性、定常状態の判断については W1-1, X1-1 と同様である。また、実験時の指示値と実験における測定値は必ずしも一致しないことにも同様で、結果の章では測定値のみを示している。途中で実験を中断して再開する場合には、W4-1 および X4-1 から再開し、W4-2A および X4-2A における設定流量を再開地点の流量に設定して再開した。1条件について5回の掃引を実施しているが、誤差の扱い、平均化の方法については 3.2.4 で述べた通りである。各条件の実験は一度ずつ実施されヒステリシスの確認は実施していない。

第4章 実験結果

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

まず、実験の時系列での結果として典型的な例を Figure 4-1 に示す。(a)が水を用いた実験例、(b)がキセノンを用いた実験例に対応している。各ステップが 20 秒以上あるように条件を変化させているが、大きな違いとして、水を用いた場合はアキュムレータの圧力をステップ的に変化させているのに対し、キセノンを用いた実験では電力をステップ的に変化させている。変化の方法が異なることは実験方法の節で述べたとおりであり、流量制御器が異なることに起因する。アキュムレータの圧力は、較正及び誤差評価の推進剤供給系の節で論じた式によって流量に対応している。いずれの場合も反射電力が急激に上昇する点が存在し、プラズマが維持できなくなり再着火から加速の手順を踏んだ点が存在する。水については 650 秒前後及び 800 秒前後が該当し、キセノンの場合は 600 秒から 1000 秒の間に 3 回ある反射電力の急激な上昇が該当する。反射電力は流量や投入電力によって変化し、特に投入がほとんど変化していない水の例では反射電力が変化しており、すなわち反射率の変化を意味する。本節以降の結果および解析では、投入電力と反射電力の差を吸収電力と定義して、反射率の変化を考慮する場合に用いている。

Figure 4-1 では、(a)の 70 秒前後において、アクセラ電流の瞬時上昇が発生している。このように、スクリーン電圧やアクセラ電圧が瞬時的に低下する、もしくはスクリーン電流やアクセラ電流が瞬時的に上昇するという現象が見られることがある。この瞬時的な上昇および低下はスクリーングリッド-アクセラグリッド間、もしくはアクセラグリッド-イオンスラストのコモン間の放電現象である。以下の結果、解析においては放電した点は取り除いている。放電の頻度はここに示したグラフが典型的で、キセノンについては 1 時間程度の実験に対して 1 度も放電をしないことが多く、水については 20 分程度の実験に対して 1 回程度の放電が観測された。

スクリーン電流に対するアクセラ電流の割合は、Figure 4-1 に示された例の場合、水、キセノンのいずれの場合もおおよそ 5-10 % 程度で変化している。アクセラ電流は、グリッドに直撃するイオンビームおよびイオンビーム中の高速イオンと中性粒子の電荷交換によって生じた低速イオンによるものが主であると考えられ、電力、流量によって変化する。厳密な解析には数値計算との比較が必要であるが、本論文ではグリッドの最適化については論じないものとし、以下スラストの性能はスクリーン電流を基準として議論される。また、5-10 % という値は一般的なイオンスラストの値や同型のキセノンイオンスラストである PROCYON に搭載された I-COUPS (Koizumi 2018) と比べても高い値である。

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

水の実験においては、電流は最大で 6.44 ± 0.01 W, 71.2 ± 1.5 $\mu\text{g/s}$ 投入時の 19.1 ± 0.11 mA まで上昇した。電流値の測定誤差は全測定点の 97 % において標準偏差が 6 % 以下に収まった。収まらなかった点は、ある流量においてプラズマが維持できなくなる電力の測定結果で、詳細は後述する。また電流値の標準偏差の平均値は 1.49 %、中央値は 0.738 % であった。流量の標準偏差は平均で 2.8 % であった。Figure 4-2 は投入したマイクロ波電力に対するスクリーン電流の値を各流量別に示したものであり、Figure 4-3 は各流量に対するスクリーン電流の値をマイクロ波電力別に示したものである。Figure 4-2 と Figure 4-3 の各プロットは 1 対 1 で対応している。レジェンドに示された誤差は、プロットされているそのレジェンドに対応する点すべての平均値および標準偏差をもとに書かれている。

電力への依存性について、電力の上昇に従って電流値は上昇するが、その上昇率は電力の上昇とともに低下し、イオン生成コストは上昇する。また、各流量に共通するトレンドとして、1.0 W 付近と 5.5 W 付近に変曲点が見られる。特に前者は明確で、流量に対する電流依存性がなくなっている。この変曲点は、マイクロ波のモード変化にかかわるものであると考えられる。また、電力を上昇させていくと、流量が小さい点から順にプラズマが維持できなくなる。加えて、プラズマが維持できなくなる直前の点、例えば 4.4 W, 9 mA 付近の 39.2 ± 2.0 $\mu\text{g/s}$ の点などは、電流のエラーバーが 10 % を超え、前述した平均の誤差 1.49 % と比して大きい。この状態は、流量に対する電流の変化量が大きくなり、流量制御の粗さに対するスクリーン電流の変化が、他の点に対して大きい状態である。Figure 4-1(a)においては 600 秒から 630 秒が該当し、アキュムレータの圧力のばらつきが他の点と大きく変化していないことに対して、スクリーン電流の値のばらつきが大きくなっている。直接的にはマイクロ波吸収率の変化が主原因であり、同じ点でマイクロ波の反射電力のばらつき標準偏差は、9.8 % で、マイクロ波の反射電力に関する標準偏差の平均値 2.72 %、中央値 1.57 % と比して大きい。

流量への依存性は電力に比べて小さく、特に 50 $\mu\text{g/s}$ を超えるような流量においては、流量に対する電流増加が飽和している。Figure 4-3 において、電力が 20 % の上昇することで電流も 20 % 程度上昇が期待できるが、流量が 50 $\mu\text{g/s}$ から 60 $\mu\text{g/s}$ に 20 % 上昇する場合の電流の上昇は、10 % 以下である。前述した 1.0 W 付近の変曲点は、 0.78 ± 0.09 W のプロットにおける 50 $\mu\text{g/s}$ 付近の不連続点として観測できる。50 $\mu\text{g/s}$ 以下のプロットがそれ以下の流量とほぼ同じトレンドであるのに対し、50 $\mu\text{g/s}$ 以上のプロットはその他の電力のより高い流量におけるプロットと同じ傾向を示している。

キセノンを用いた実験結果を同様に Figure 4-4 および Figure 4-5 に示した。水の場合と同

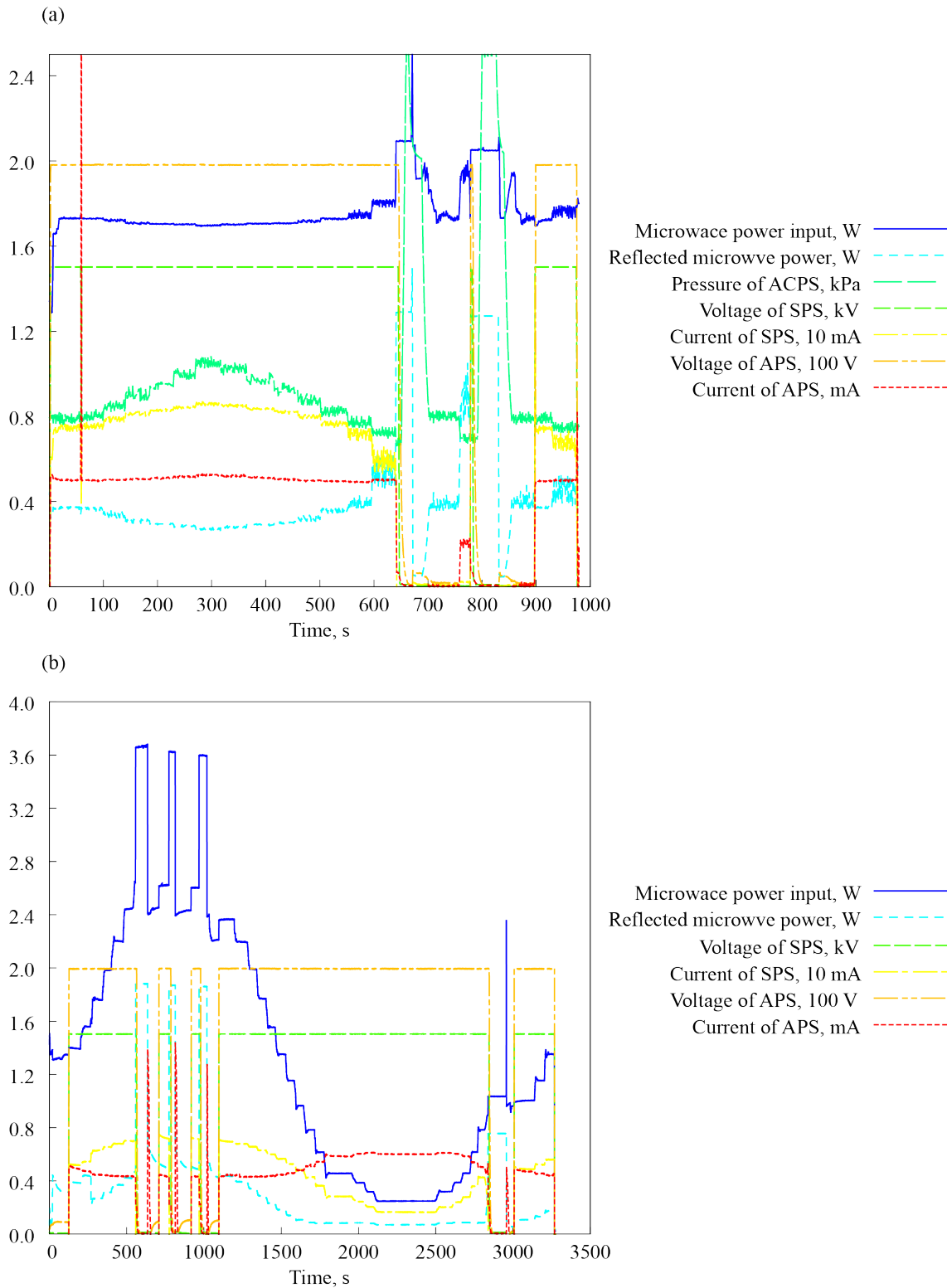
4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

様に、各データのプロットは1対1で対応している。電流の標準偏差の平均値は0.21%、中央値は0.14%である。水に比べて低い標準偏差は、キセノンの推進剤供給系において用いているマスフローコントローラの制御精度（3.1.6 および 3.2.3.2 参照）が、水の推進剤供給系の2-3%に比べて高く、流量が安定していることに起因する。

電力の依存性に関する傾向はおおよそ水と同様で、電力の上昇に従って電流値が上昇している。また、電力あたりのイオン生成コストは電力に従って上昇する。水で観測された変曲点はキセノンにおいては観測されていない。流量の依存性も水の場合と同様に電力よりも依存度が低い。電流の絶対値は水より低く、最大電流値は6.17 W, 44.8 $\mu\text{g/s}$ 投入時の $11.3 \pm 0.01 \text{ mA}$ であった。

水とキセノンの双方で、一部の点を除き、各電力に対して作動可能な流量に下限があった。各電力における作動可能な最低流量を、水の場合とキセノンの場合で比較したものを Figure 4-6 に示す。2.5 W 以上の領域において両者の傾向は一致し、ほぼ同一の流量が、作動可能な最低流量となっている。一方、2.5 W 以下の点においては傾向が異なり、特に水の作動可能な最低流量は、挙動電力の低下に従って最低流量が横ばいもしくは大きくなる。ただし、1.0 W 以下の点でキセノンのプロットが横ばいになっているのは、実験上の最低流量が $19.2 \mu\text{g/s}$ であることに起因し、作動可能な最低流量が横ばいになっているわけではない。

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果



4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

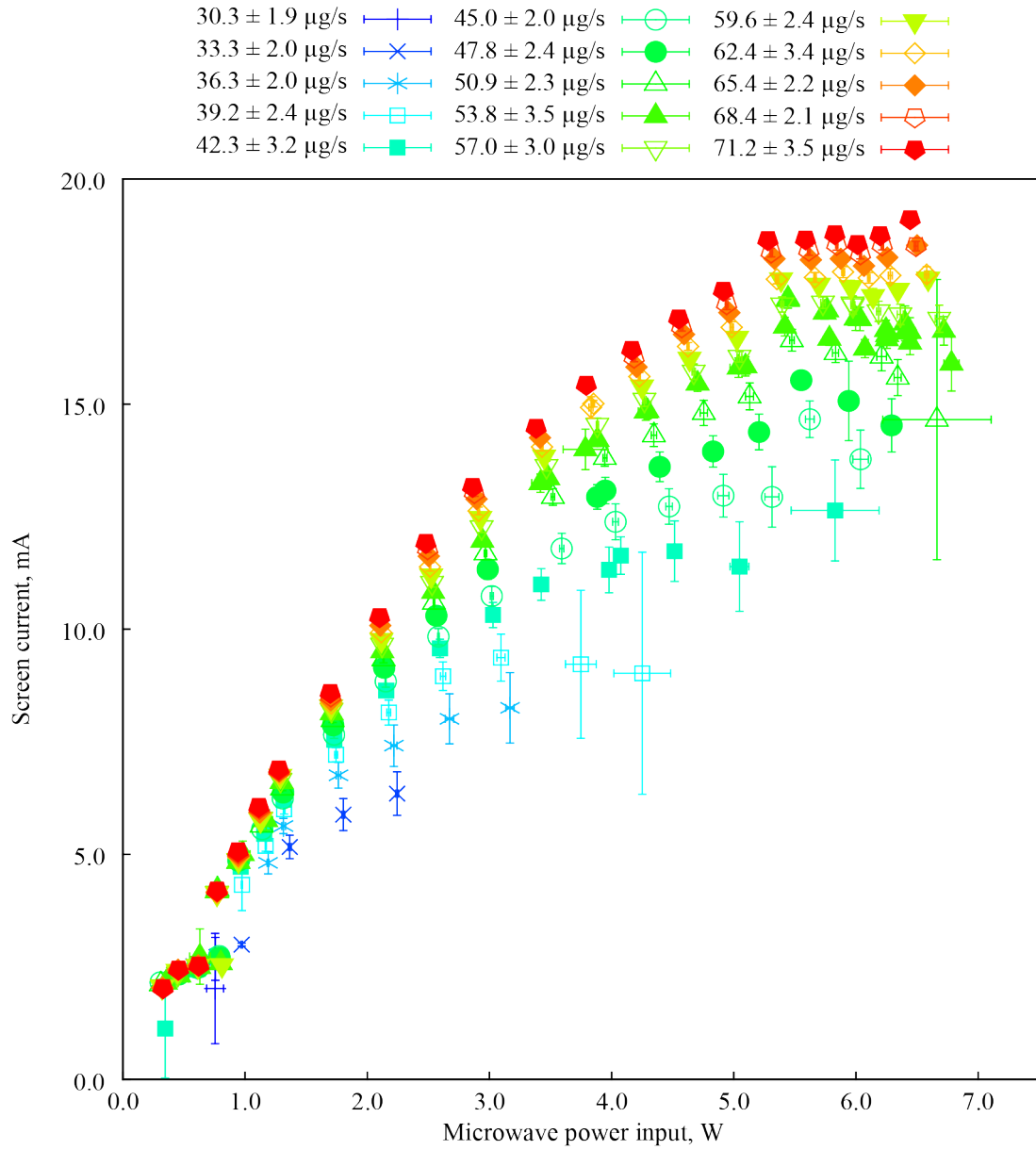


Figure 4-2 Dependence of screen current on the microwave power input using water in all range of the mass flow rate, the legends indicate the mass flow rate of the points.

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

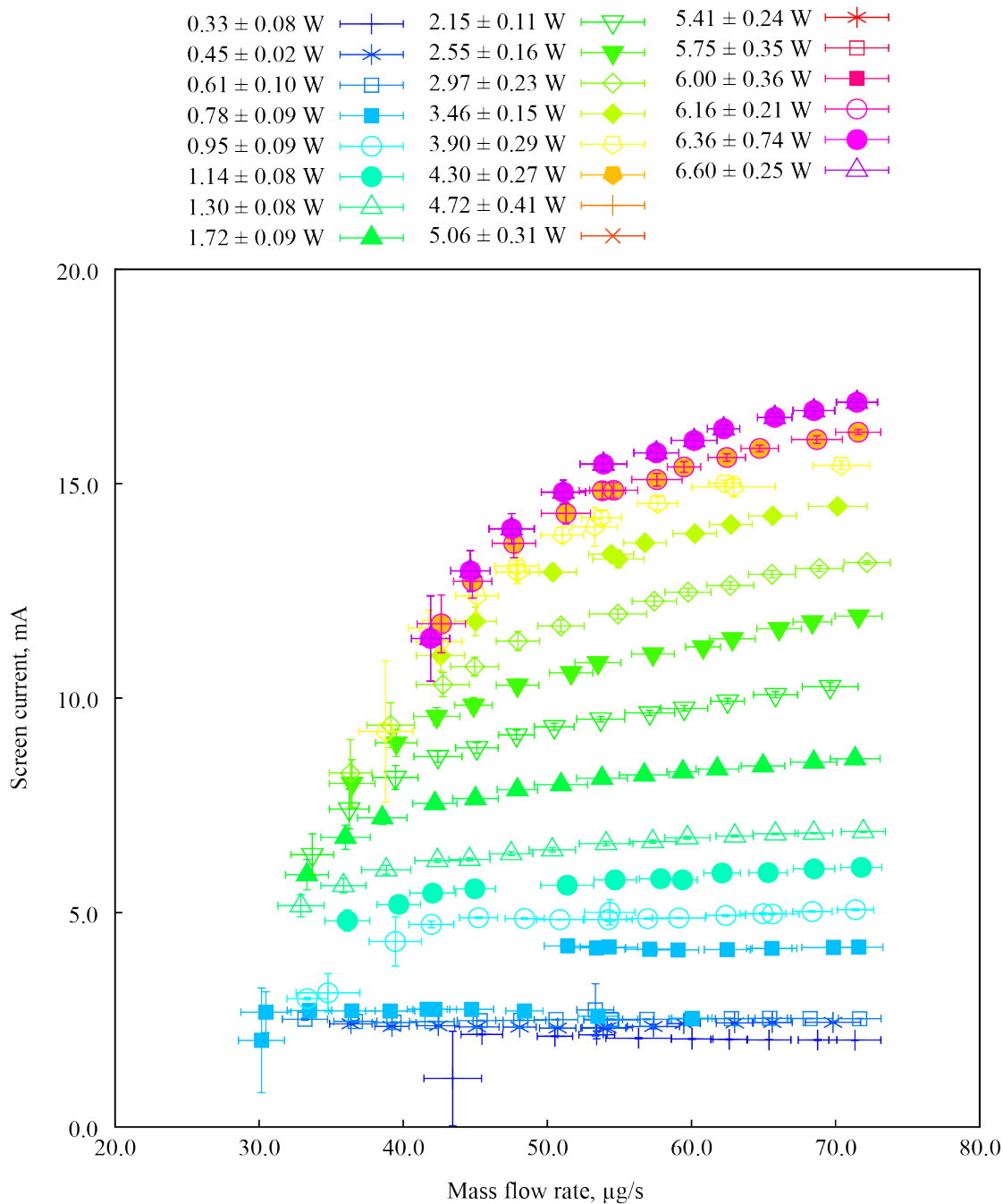


Figure 4-3 Dependence of screen current on the mass flow rate using water as a propellant in all range of the microwave power input, the legends indicate the microwave power input of the points.

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

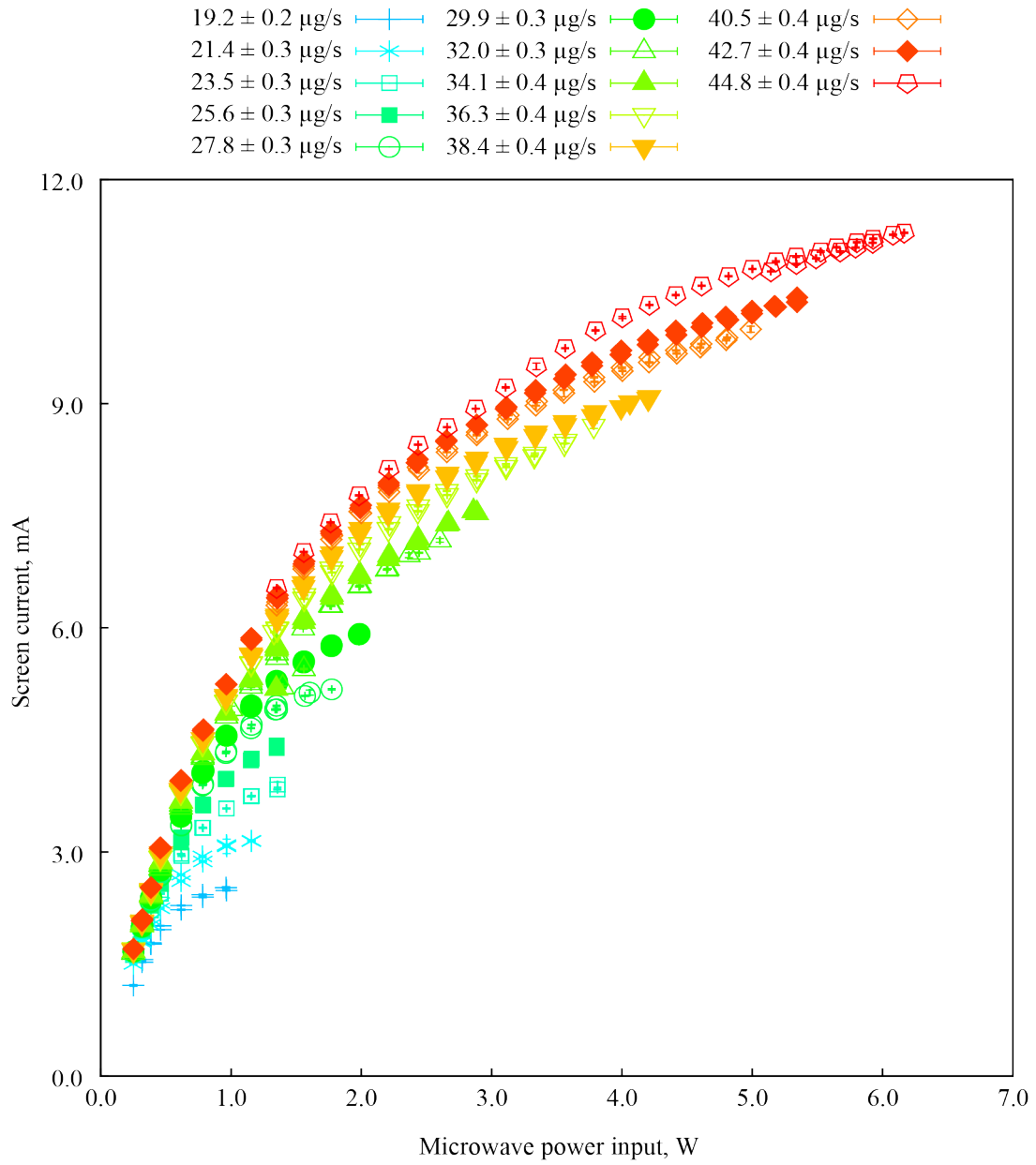


Figure 4-4 Dependence of screen current on the microwave power input using xenon as a propellant in all range of the mass flow rate, the legends indicate the mass flow rate of the points.

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

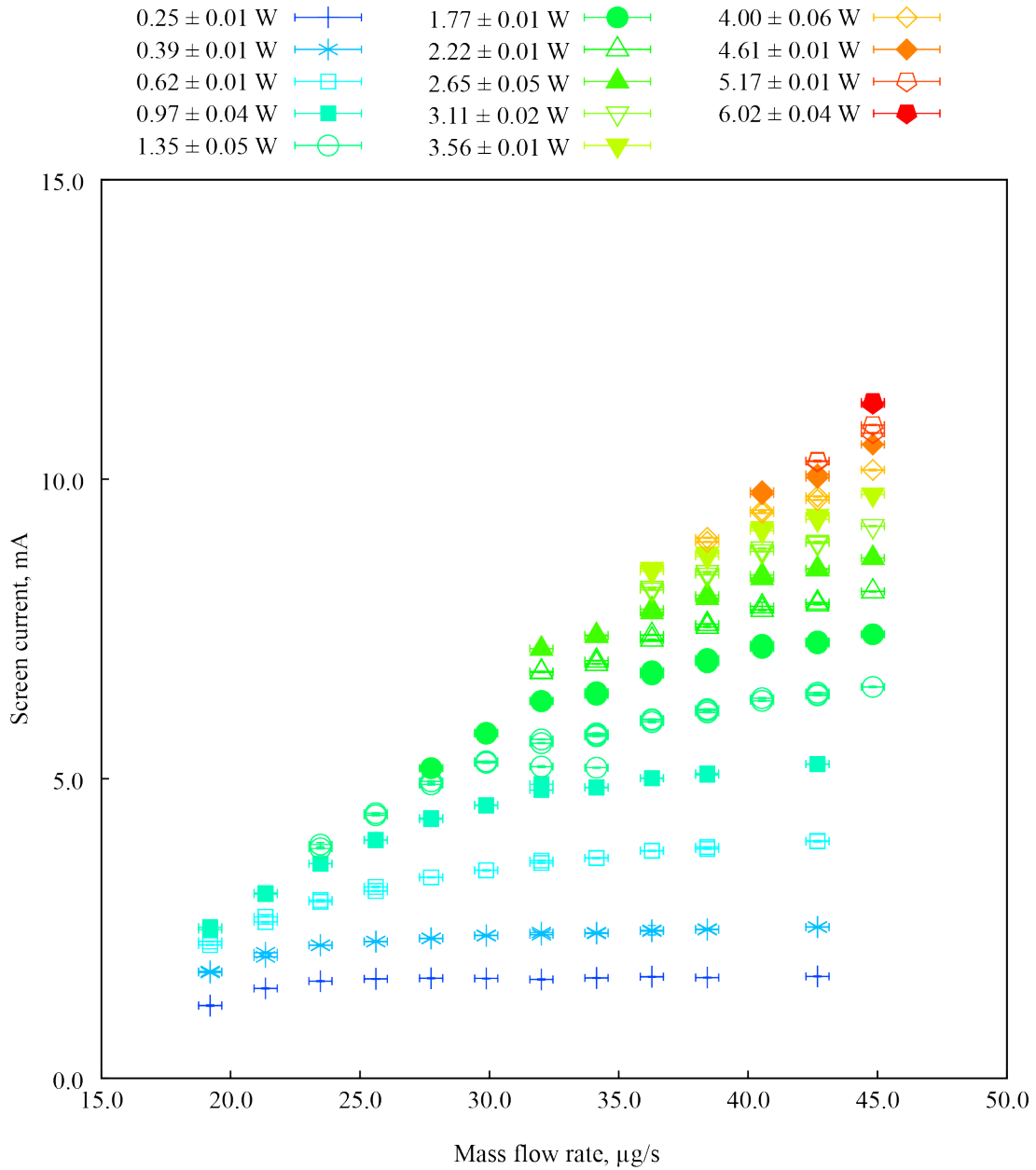


Figure 4-5 Dependence of screen current on the mass flow rate using xenon as a propellant in all range of the microwave power input, the legends indicate the microwave power input of the points.

4.1 電力及び流量依存性に関する実験結果

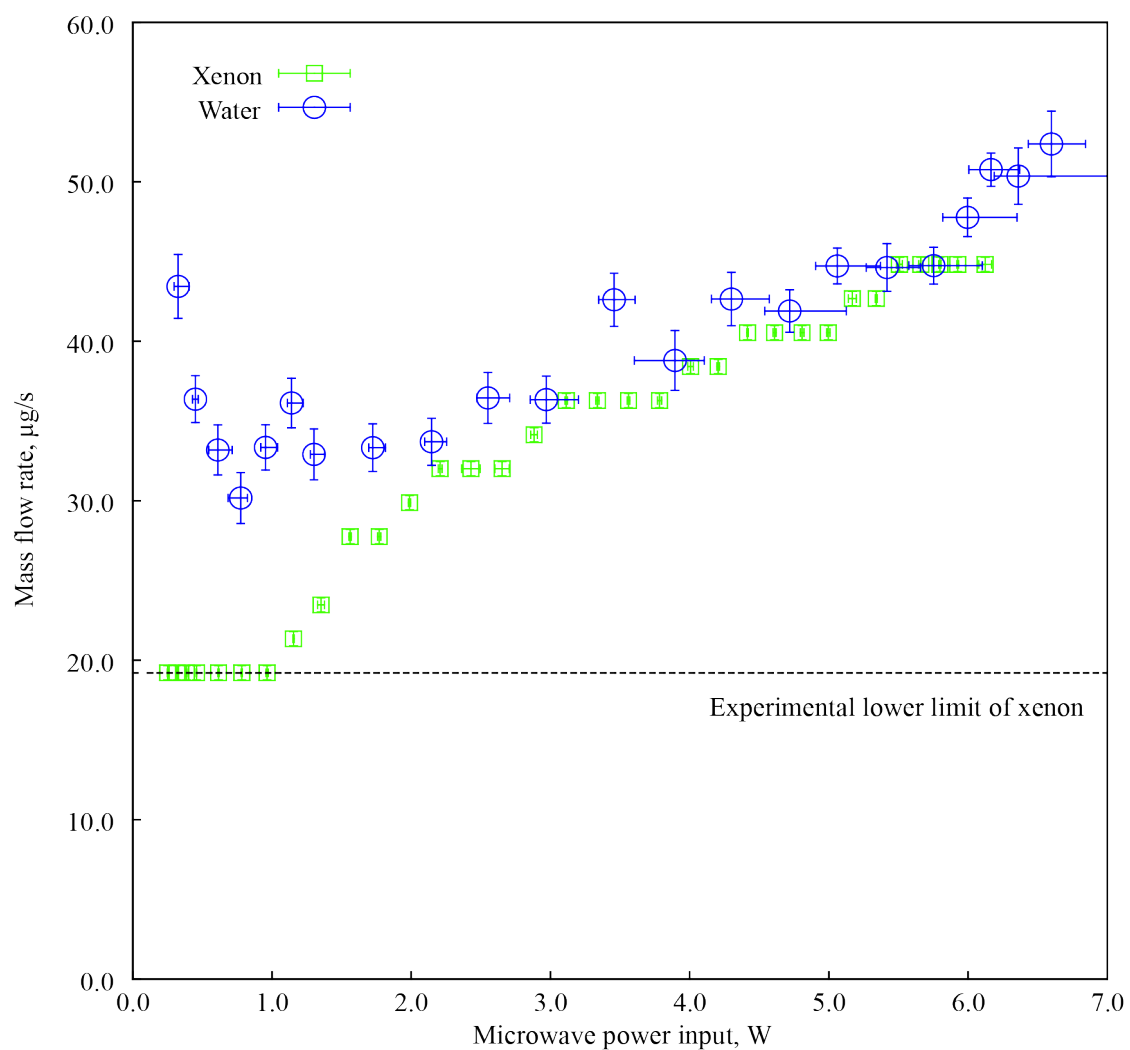


Figure 4-6 Dependence of the lowest operating mass flow rate on the microwave power input

4.2 周波数変更に関する実験結果

周波数変更に関する実験においては、作動可能な周波数が放電室高さによって変化した。周波数変更に関する実験結果について、スクリーン電流とマイクロ波反射率の周波数依存性を Figure 4-7 および Figure 4-8 に示す。4つのグラフは各々ある放電室の高さ（磁石とスクリーングリッド間の距離で定義）に対応しており、各グラフは同一幾何条件における、周波数変化に対する電流、反射率の変化を示している。各プロットは投入電力を代表しており、1.0 W から 2.5 W までの4点が各周波数に対して示されている。実験範囲内（3-6 GHz）においてプロットがない点が、プラズマが点火しなかった、もしくは 20 秒以上維持できなかった点である。作動可能範囲が最も狭いのが 2.5 mm の時で、4.4 GHz 以下および 5.6 GHz 以上では作動しなかった。3 mm, 4 mm と放電室の高さが高くなるほど低周波数側の作動可能範囲は広がり、4 mm, 5 mm では 3 GHz でも作動可能であった。ただし、3 GHz 未満の点については実験を実施していないので、3 GHz が作動下限ではない。また、5 mm については、3.6 GHz, 3.8 GHz において一部作動できない条件がある。作動上限の周波数はすべての高さ、全ての電力において 5.4 GHz であった。

スクリーン電流は周波数によって変動し、変化の大きな点、例えば 3.0 mm の 1.0 W 投入電力においては最大値に対して 50% 以下の電流値をとる。この変化は反射率と強い関係がある。2.5 mm, 3 mm の例では、反射率が最小となる点、すなわち 2.5 mm では 5.0 GHz 付近、3.0 mm では 4.0 GHz 付近で、スクリーン電流がピークを持っている。特にピークよりも低い周波数においては、周波数の低下に従って反射率が上昇し、スクリーン電流が減少、さらに低下するとプラズマが維持できなくなっている。4.0 mm, 5.0 mm に関しても反射率が下がる点でスクリーン電流が上昇していることは同様である。反射率の変化はプラズマの状態および伝送路と放電室形状の周波数応答によって規定される。したがって、投入電力に対するスクリーン電流値は、その双方の影響が強く反映されている。

周波数変化によるプラズマへの影響をより明確にするために、投入電力と吸収電力のそれぞれでイオン生成コストを評価した (Figure 4-9 および Figure 4-10)。各高さにおいて、上のグラフは投入電力に対するイオン生成コストを、下のグラフは吸収電力に対するイオン生成コストを示している。上のグラフが伝送路やプラズマとのマッチングの周波数依存性による影響を含んだ値で、現状のイオン源設計における達成値である。一方、吸収電力での評価は、伝送路がその周波数およびプラズマに対して最適化された場合に達成しうる、一種の理想的な評価である。投入電力に対する評価において、5 GHz 以上の周波数に対するイ

4.2 周波数変更に関する実験結果

オン生成コストは、2.5 mm および 3 mm の場合は周波数上昇に伴って上昇し、4.0 mm および 5.0 mm の場合では低下している。しかし、吸収電力による評価においては、3.0 mm, 4.0 mm, 5.0 mm のすべての電力において、4.8 - 5.0 GHz でイオン生成コストが極大値を持ち、3.8 - 4.0 GHz 付近で極小値を持つ。また、すべての作動可能な周波数で平均したイオン生成コストは、1.5 W での作動時において、2.5 mm から順に、179 W/A, 190 W/A, 209 W/A, 224 W/A となり、一貫して上昇しているが、上昇量は 20 % 程度である。この変化量は投入電力によるイオン生成コストからみられる変化に比べて小さく、反射率が及ぼす影響が大きいことがわかる。また、小型のマイクロ波放電式イオン源において、周波数に対する伝送路の設計は放電室を含めて行うことが、性能を考えるうえで重要であることが表れている。

スクリーン電流は、高さに対する依存性に比して反射率の影響が大きく、高さに対する電流の傾向は一貫していない。電力を 2.0 W に固定した結果を Figure 4-11 に示す。各グラフがスクリーン電流、反射率、投入電力に対するイオン生成コスト、吸収電力に対するイオン生成コストに対応している。反射率の傾向は高さへの依存性が強く、特に 2.5 mm と 3.0 mm の場合と 4.0 mm と 5.0 mm の場合は、4.4 - 5.2 GHz に極大値を持つか持たないかという違いがある。イオン生成コストも投入電力に対するものはほぼ反射率の傾向に対応している。吸収電力によるイオン生成コストでは、前述したように 4.8 - 5.0 GHz で極大値を持っており、また、高さが低い方がイオン生成コストも低くなる傾向がある。また 4.0 GHz 以下の 4.0 mm, 5.0 mm の実験では作動可能だった点のすべてでイオン生成コストが 5 % 以内の差になり、高さの影響が乏しい領域であることがわかる。これらの傾向に関する物理的な背景の検討は、考察の章で行う。

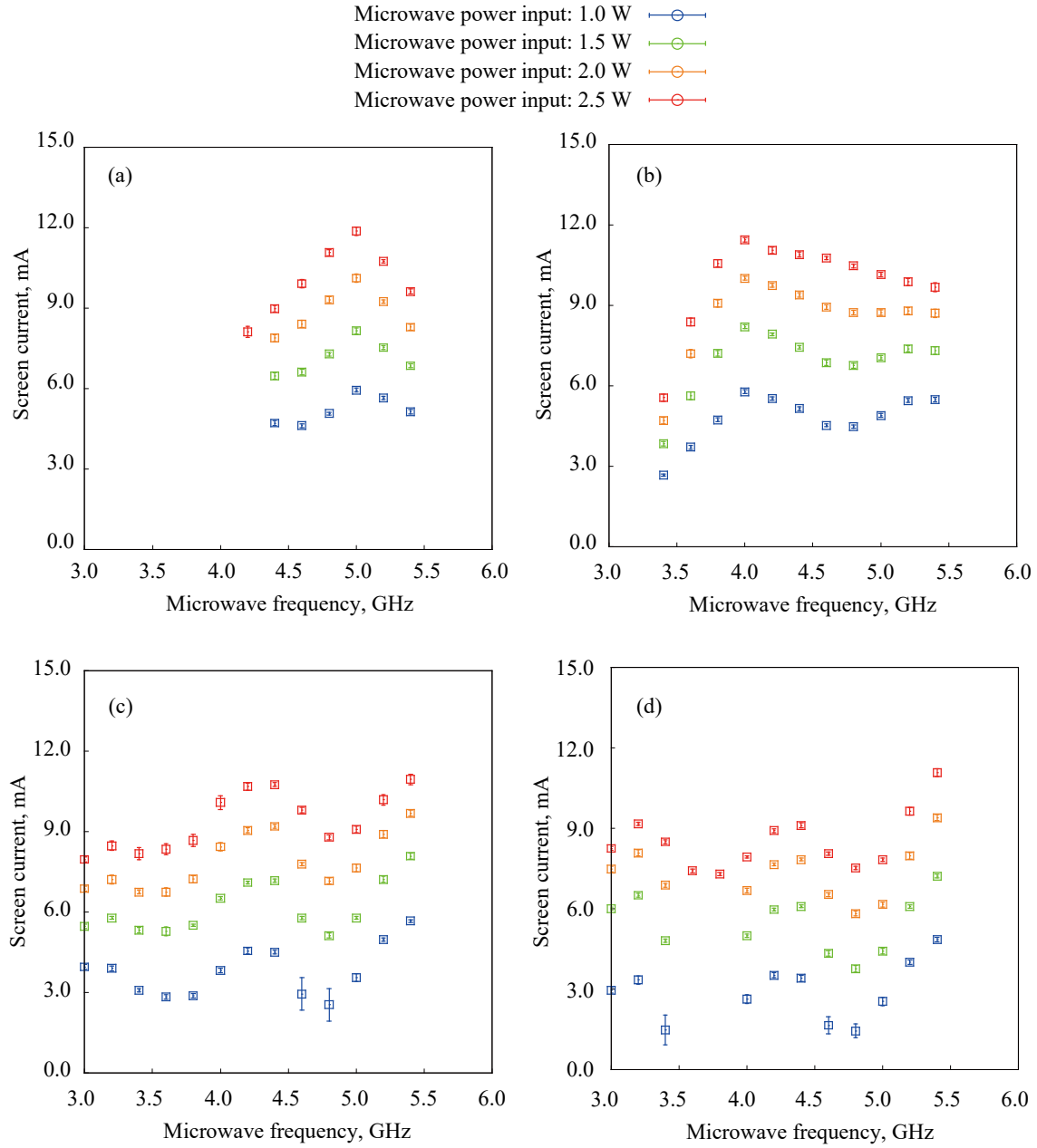


Figure 4-7 Dependence of the screen current of the microwave on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm

4.2 周波数変更に関する実験結果

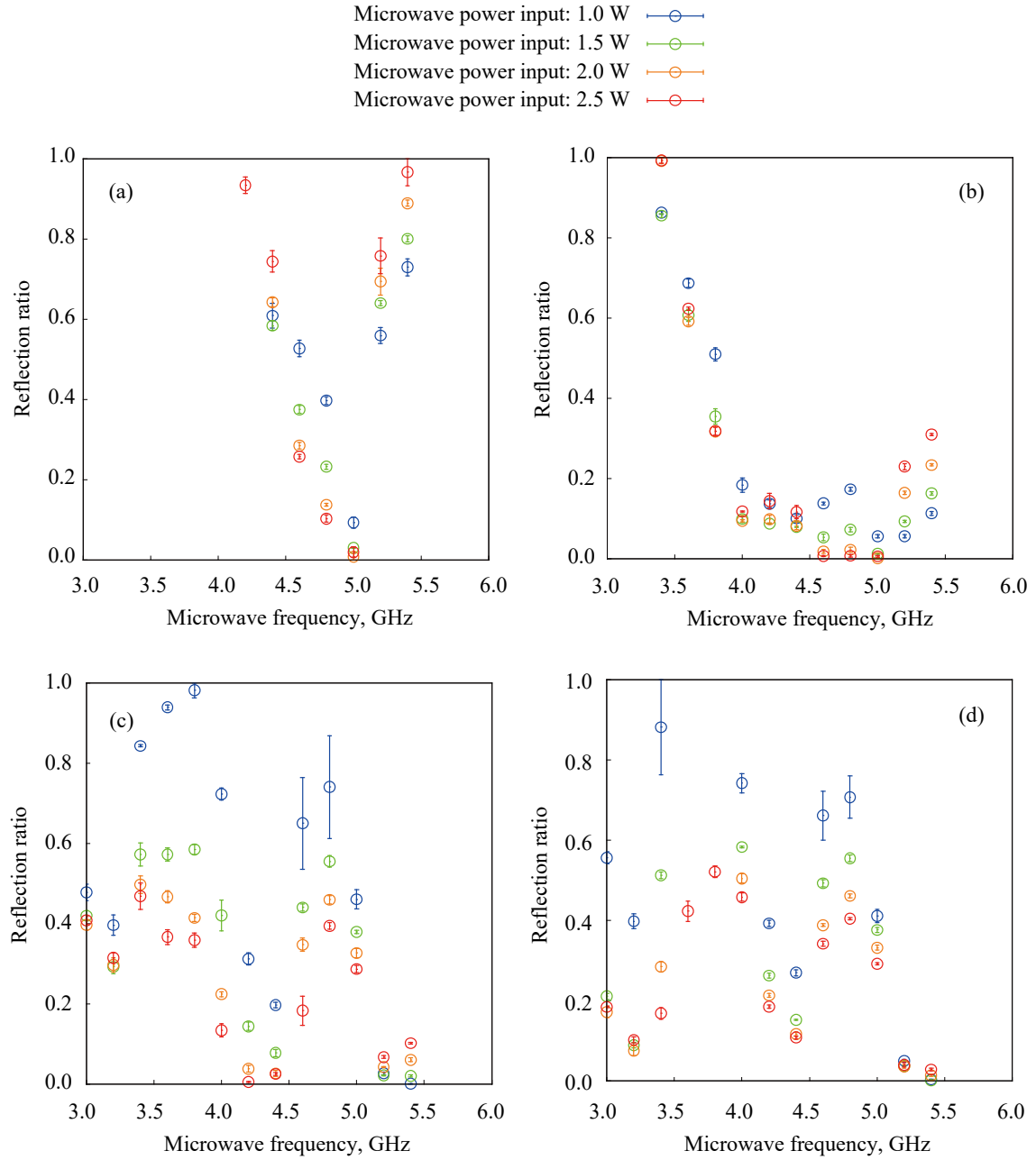


Figure 4-8 Dependence of the reflection ratio of the microwave on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm

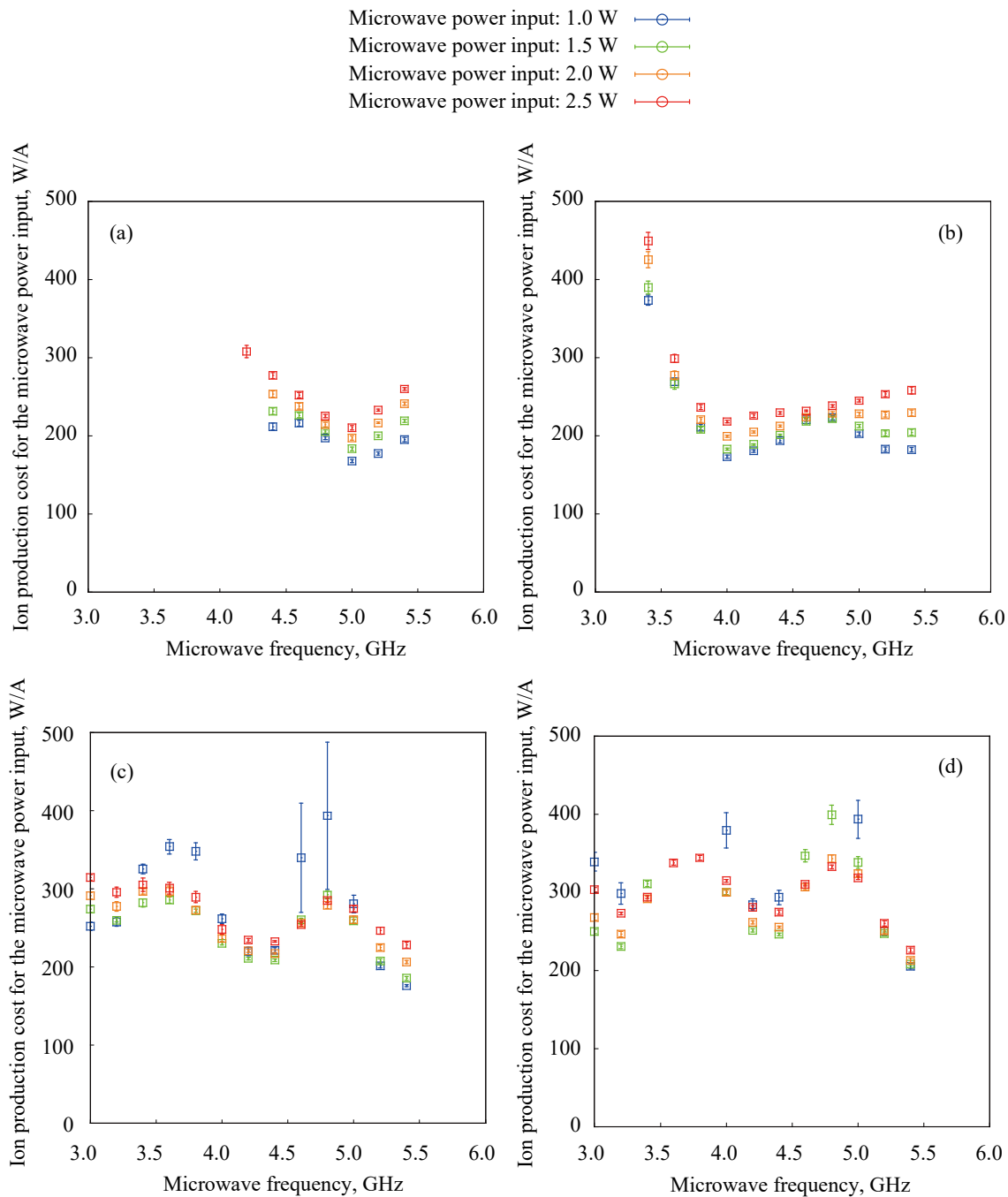


Figure 4-9 Dependence of the ion production cost for the microwave power input on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm.

4.2 周波数変更に関する実験結果

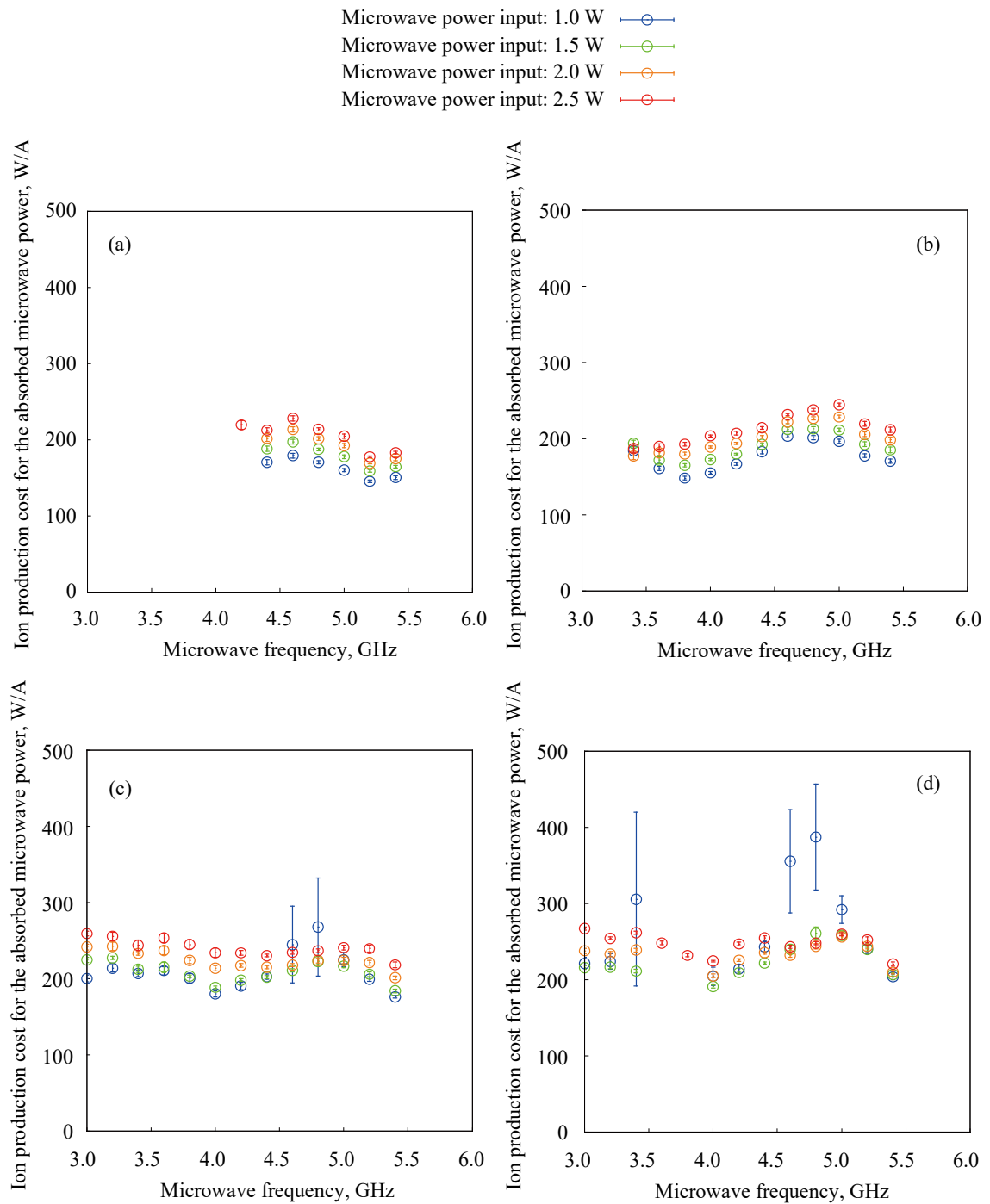


Figure 4-10 Dependence of the ion production cost for the absorbed microwave power on the microwave frequency with the height of the discharge chamber of (a) 2.5 mm, (b) 3.0 mm, (c) 4.0 mm, and (d) 5.0 mm.

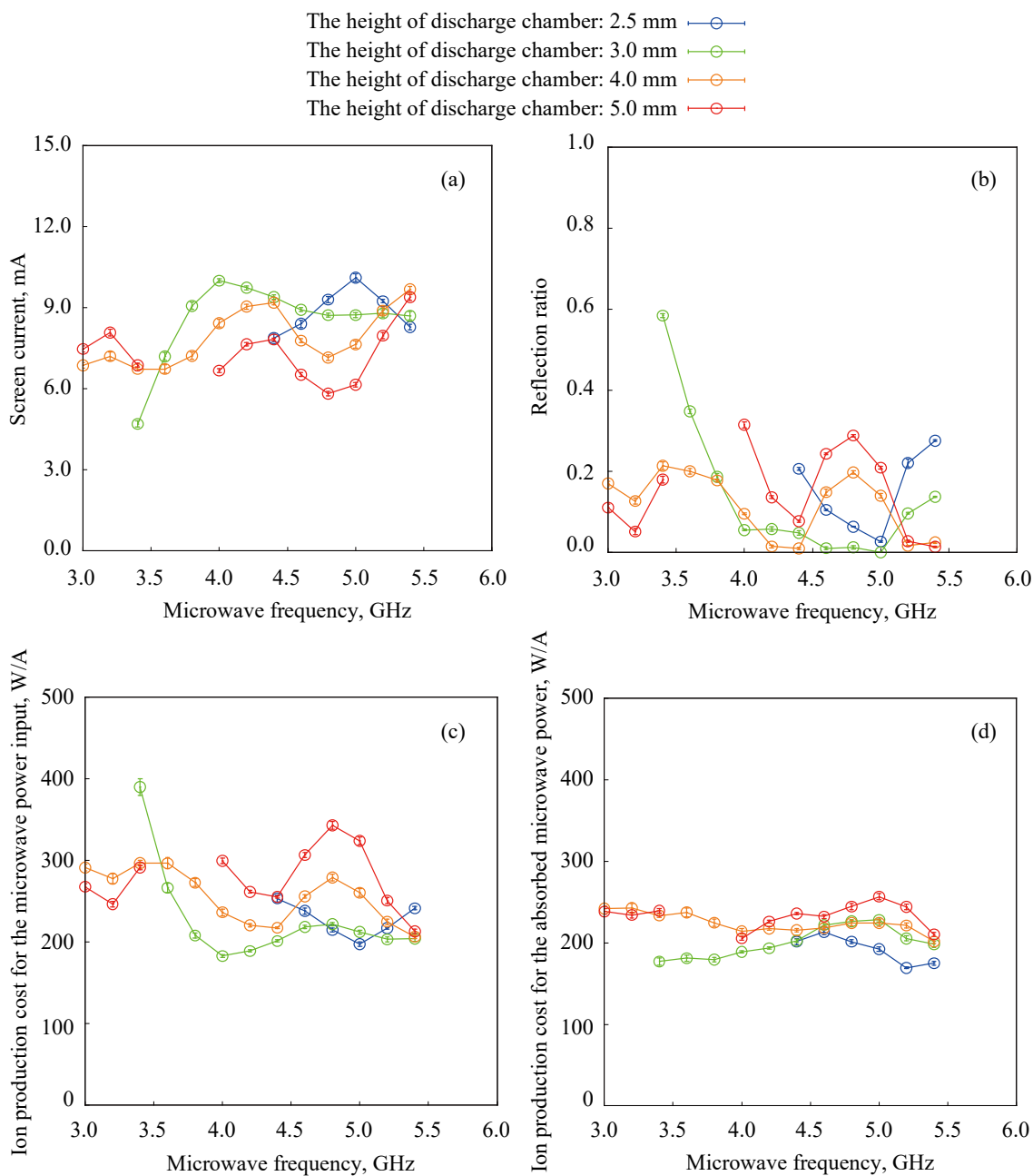


Figure 4-11 Dependence on the microwave frequency with changing the height of the discharge chamber at the microwave power input of 2.0 W: (a) Screen current, (b) Reflection ratio, (c) Ion production cost calculated by the microwave input power, and (d) Ion production cost calculated by the absorbed input power.

4.3 壁面電位変更に関する実験結果

壁面電位変更に関する実験では、実験条件内で作動ができない点が発生し、印加可能電圧に上限もしくは下限があった。アンテナバイアス時 (Figure 4-12) において-5.8 V 未満および 44.4 V より大きい電圧、磁石バイアス時 (Figure 4-13) において 13 V よりも大きな電圧は、実験条件内での作動が実現できなかった点である。Figure 4-12 と Figure 4-13 は、(a)のグラフは各部の電流をバイアス電圧別に示したもので、(b)のグラフはトリム電源とマイクロ波電源を合計した電力と、その電力をもとに算出したイオン生成コストを示している。

アンテナバイアス時には、バイアス電圧を大きくすることで、スクリーン電流が上昇することが確認された (Figure 4-12 (a))。スクリーン電流からアクセル電流を引いたものがビーム電流になることは通常のイオンスラスタと同様で、この上昇は、ビーム電流の増加、および推力が増加を意味する。最大の点はバイアス電圧が 38.2 V の時の 12.8 ± 0.36 mA で、0 V の時に比べると 2 倍以上になっている。一方、アンテナに流入する電流も同時の増加しており、同じく 38.2 V の時に 12.1 ± 0.79 mA である。他の 2 部分の電流と異なり、このラインにはトリム電源が入っているため、消費電力が発生する。この余剰分をマイクロ波の投入電力に足し合わせた電力は、38.2 V の時に 1.96 ± 0.03 W となっている。トリム電源は加速には寄与しないため、生成のための電源とみなすことができ、この場合のプラズマの生成電力はこの足しあわされた電力である。ただし、直流電源とマイクロ波電源では電源の効率が大きく異なるため、システムとして考える場合には直流電源が占める割合が大きいほど消費電力は小さくなる。この新たに定義される生成電力をもとにイオン生成コストを算出すると、最も良かった点で 154 ± 5.0 W/A となっており、0 V 時の 278 ± 35 W/A と比較しても 40 % 程度低下、改善している。したがって、アンテナにバイアス電圧を印加することは、性能上昇に寄与する。

一方、磁石バイアス時には、スクリーン電流およびイオン生成コストは、アンテナバイアス時に比して小さく変化した。Figure 4-13 (a)に示した通り、0 V の時に比べて磁石電圧を上げていった場合には、磁石への電流が上昇し、側壁、アンテナへの電流が低下した。一方、スクリーン電流の変化はエラーバーの範囲内である。逆に磁石を負にバイアスしていった場合には磁石への電流が徐々に減少、アンテナへの電流が徐々に増加した。アンテナバイアス時に見られた 3 パーツに流入する電流の和が増加する点はなく、スクリーン電流は-11.5 V 印加時の 6.17 ± 0.28 mA をピークに-62.3 V 印加時の 5.10 ± 0.38 mA まで、単調に低下していく。磁石への流入電流は、負側では最大でも -1.8 ± 0.40 mA で、合計の生成電力に

は10%以下の変化だった。イオン生成コストは負電圧の印加を強めていくと最小244 W/A (-11.5 V 印加時) から316 W/A (-62.3 V 印加時) まで単調に上昇していく。以上より、磁石にバイアス電圧を印加することは性能上昇という点では、ほとんど寄与がない。

4.3 壁面電位変更に関する実験結果

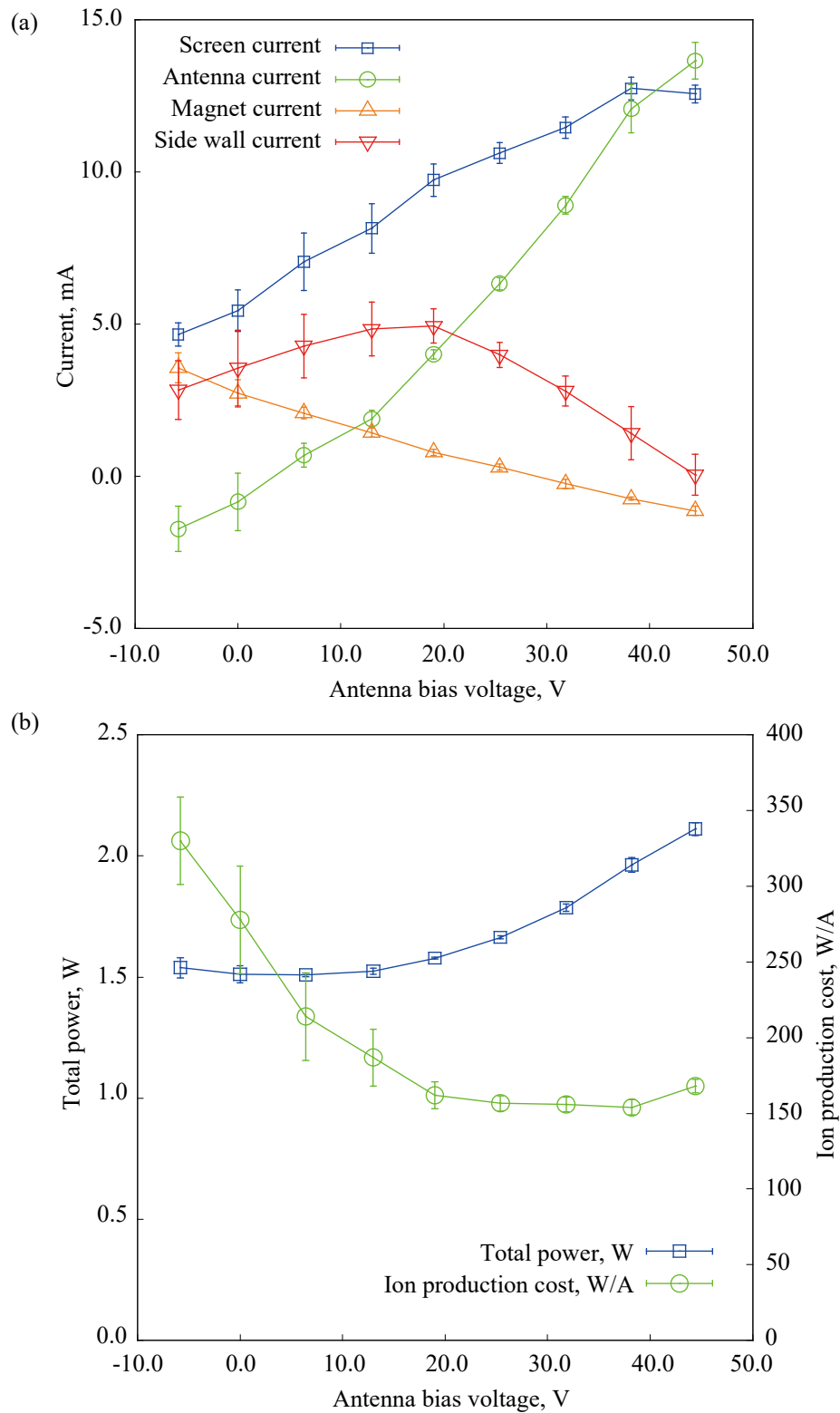


Figure 4-12 Results of the experiment while changing the antenna bias voltage: (a) screen current and current to the parts and (b) total power including the power of the trim circuit to the antenna and the ion production cost with including the power of the trim circuit

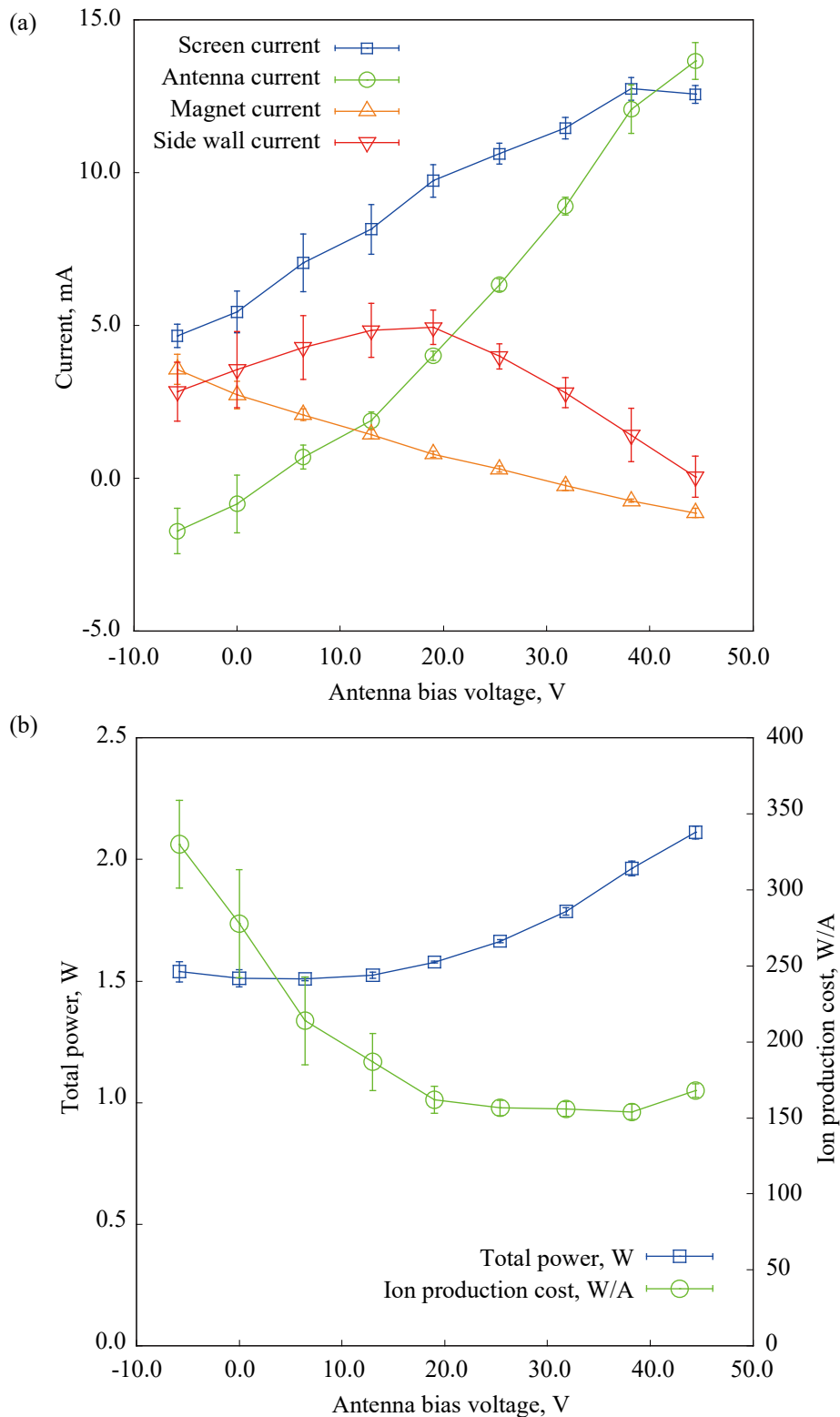


Figure 4-13 Results of the experiment while changing the magnet bias voltage: (a) Screen current and current to the parts and (b) total power including the power of the trim circuit to the magnet and the ion production cost with including the power of the trim circuit

4.4 イオン種測定に関する実験結果

4.4.1 イオン種測定に関する誤差評価結果

誤差を評価するために実施した、キセノンの同位体の組成比の測定結果を、一般に知られているキセノンの同位体存在比 (Meija 2016) と比較した (Figure 4-14) . “Measured Abundance” は今回行った 20 条件の計測結果の平均値を表している. エラーバーは計測結果のばらつきを示している. 3.2.4.2 四重極型質量分析計の誤差評価の節において示したように、存在比の真値と測定値の平均値の差にばらつきを足し合わせたもののうち、一番大きいものを本測定における誤差と定義する. 存在比が大きい同位体ほど正確に計測することができており、存在比の少ない同位体ほど、エラーバーも大きく、測定の平均値もずれている. 本測定において上記の定義に従うと最大の誤差は ^{134}Xe における 3.1 % であり、以下、イオン種測定における誤差は 3.1 % であるとした.

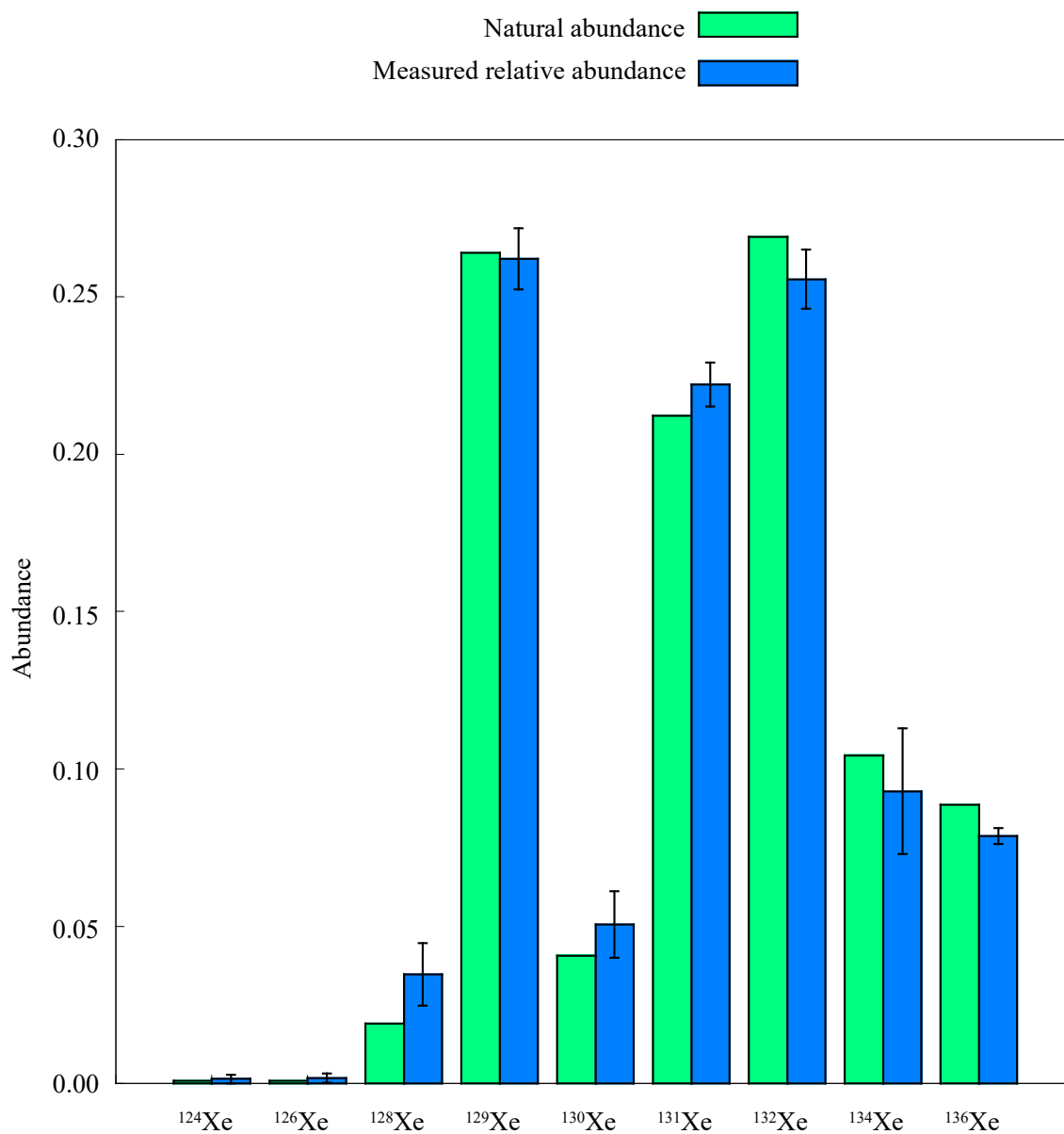


Figure 4-14 Estimates of the natural abundance of isotope of xenon (Meija 2016)

4.4 イオン種測定に関する実験結果

4.4.2 イオン種存在割合の測定結果

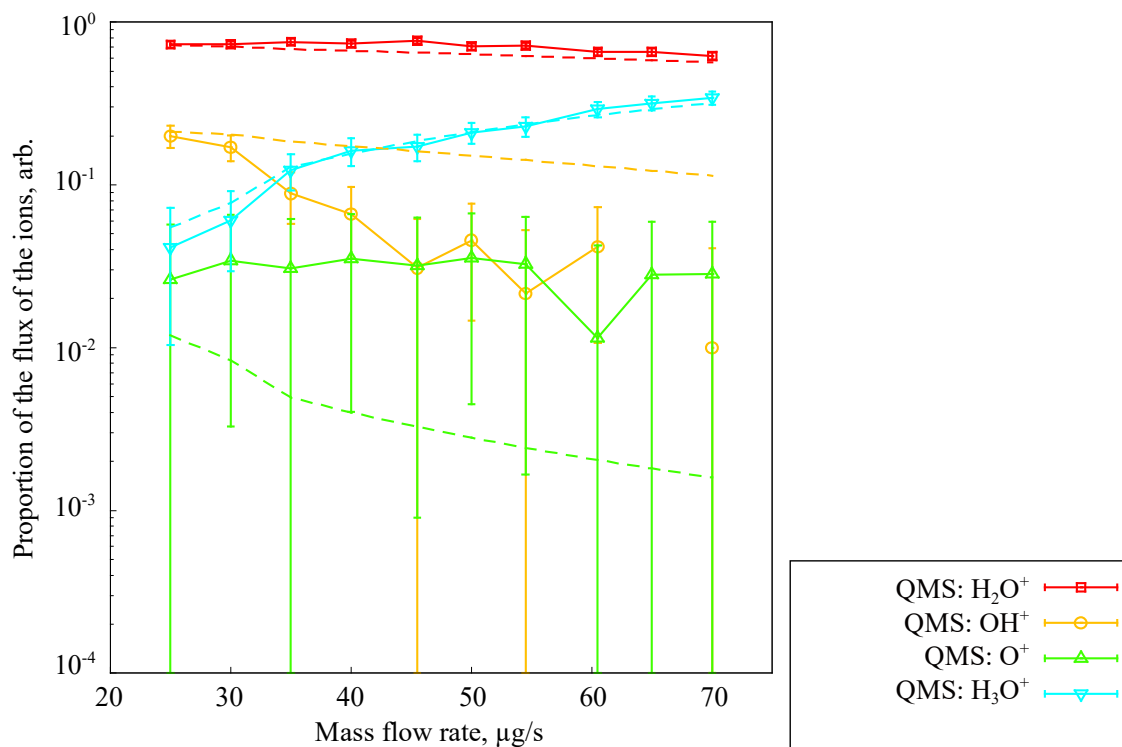
すべての条件において測定において最も多いイオンは H_2O^+ であり、次いで H_3O^+ および OH^+ 、それら2種よりもやや少なく O^+ という結果になっている (Figure 4-15, Figure 4-16 および Figure 4-17)。但し、1.0 W における大流量領域での測定では OH^+ と O^+ の割合が一部逆転している。各プロットが測定1回に対応しており、イオンごとのフラックスの割合を表している。(a)から(e)の各グラフがそれぞれ 5.0 W から 1.0 W までのマイクロ波投入電力に対応している。また、同じくグラフ内に、同一電力、同一流量の条件で、グローバルモデルより計算されたフラックスを示す。エラーバーは一律で 0.031 として描画している。

一例として、2 W, 40 $\mu\text{g/s}$ の条件において、 $\text{H}_2\text{O}^+ : \text{H}_3\text{O}^+ : \text{OH}^+ : \text{O}^+$ は、76.7% : 11.2% : 9.26% : 2.81% である。グローバルモデルによって予想される比率、68.3% : 12.7% : 18.5% : 0.50% と比べて、 H_2O^+ と H_3O^+ に関しては、誤差範囲内で一致する一方、 OH^+ に関しては一致していない。全体的な傾向として、 H_3O^+ のみが流量に対して増加傾向にあり、他のイオンは減少傾向にある。この傾向は、 H_3O^+ は中性粒子との電荷交換によって生成し、他のイオンは電子と中性粒子の衝突によって主に生成することに起因する。

グローバルモデルと実験結果を比較すると、一部の結果は誤差範囲外となり一致していないが、流量に対する増加、減少傾向は同じである。また、特に電力が高くなっていくと、モデルと測定値の一致度は上がっていき、5.0 W においてはほぼすべての点が測定点のエラーバー内に収まっている。

OH^+ に関して、モデルでの計算値と測定値の百分率同士の差をとると、最小で 0.28%、最大で 13%、平均で 5.7% モデルでの計算値が上回っていた。 H_3O^+ に関して、全体の 80% 以上の点でモデルでの計算値が測定値を上回り、最大で 6.2%、平均では 1.9% 上回る結果となった。 OH^+ と H_3O^+ に関しては、モデルの方が大きく見積もっているといえる。一方、 O^+ においては逆にすべての点でモデルでの計算値が測定値を下回り、平均では 2.3% の差となった。また、 H_2O^+ のモデルでの計算値と測定値の差は、平均で 1.9% だった。すべての測定点で 56% 以上割合で観測することができたことを考えると、測定割合に対する相対的な差も 4% 以下となり、グローバルモデルは存在割合を十分予測した。

(a) Microwave power input: 1.0 W



(b) Microwave power input: 2.0 W

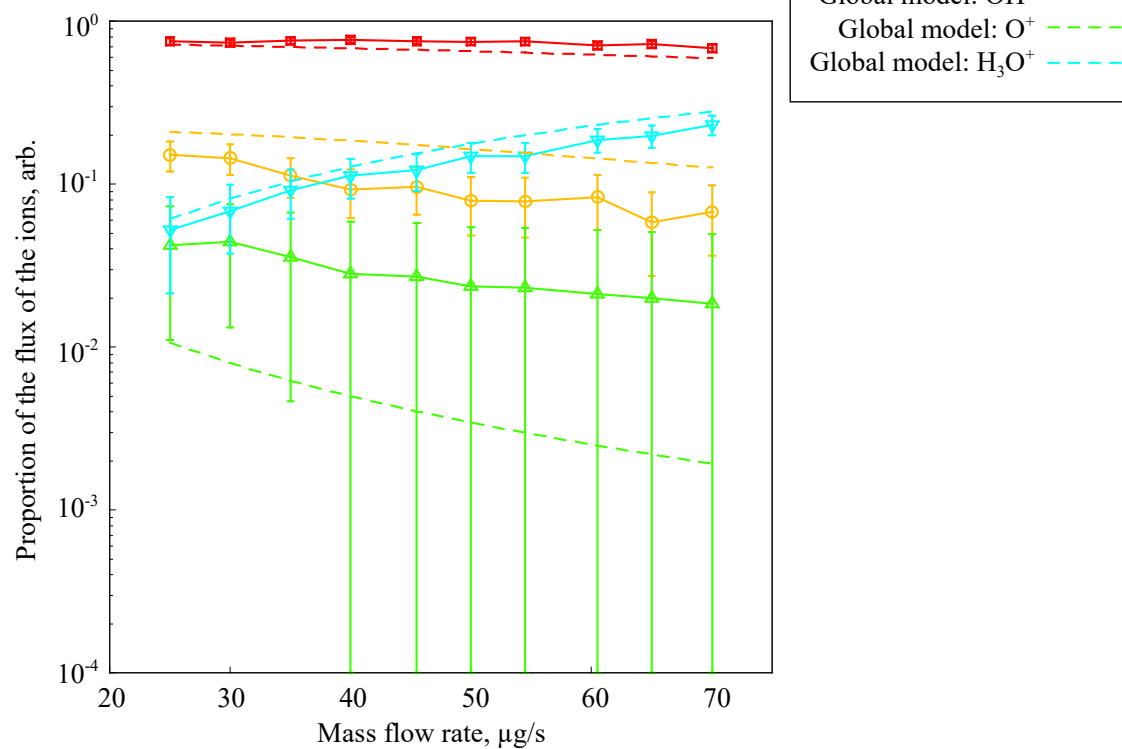
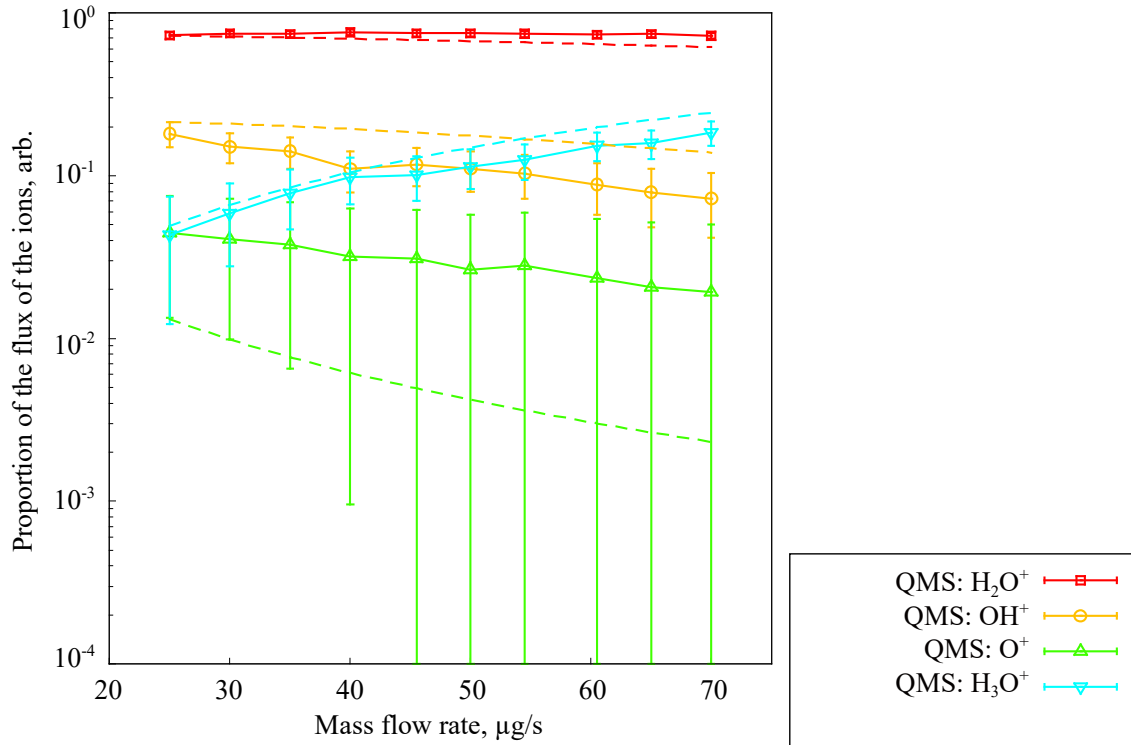


Figure 4-15 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of (a) 1.0 W and (b) 2.0 W

4.4 イオン種測定に関する実験結果

(a) Microwave power input: 3.0 W



(b) Microwave power input: 4.0 W

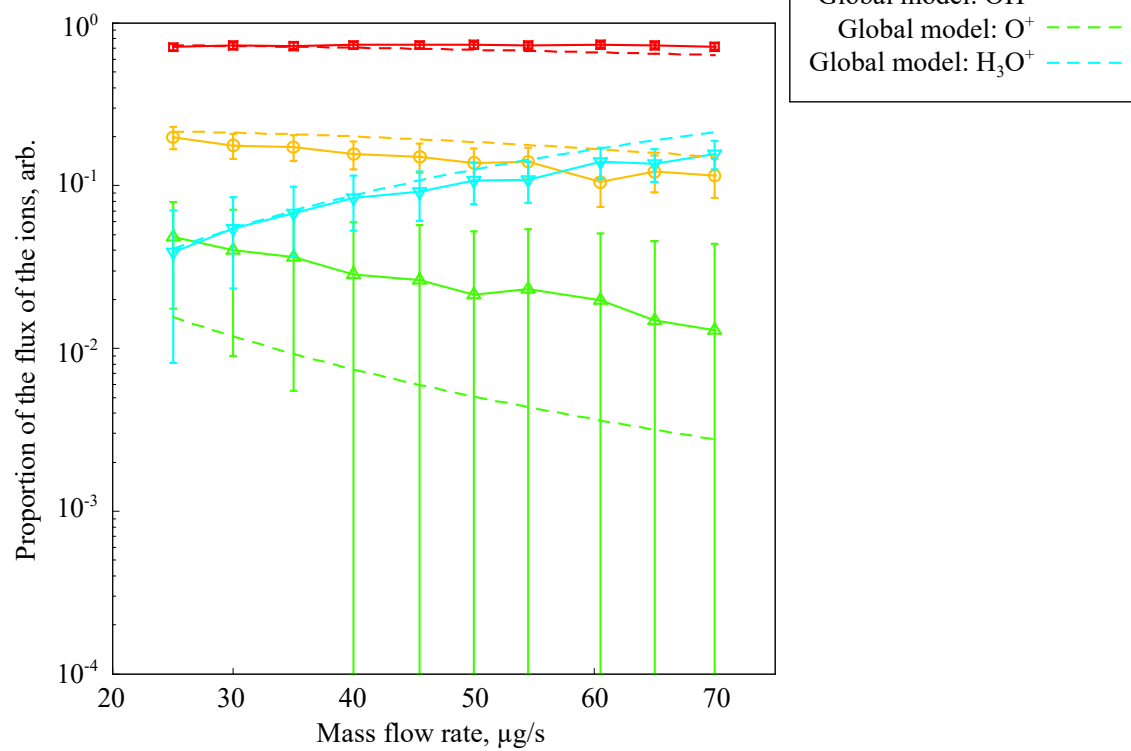


Figure 4-16 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of (c) 3.0 W and (d) 4.0 W

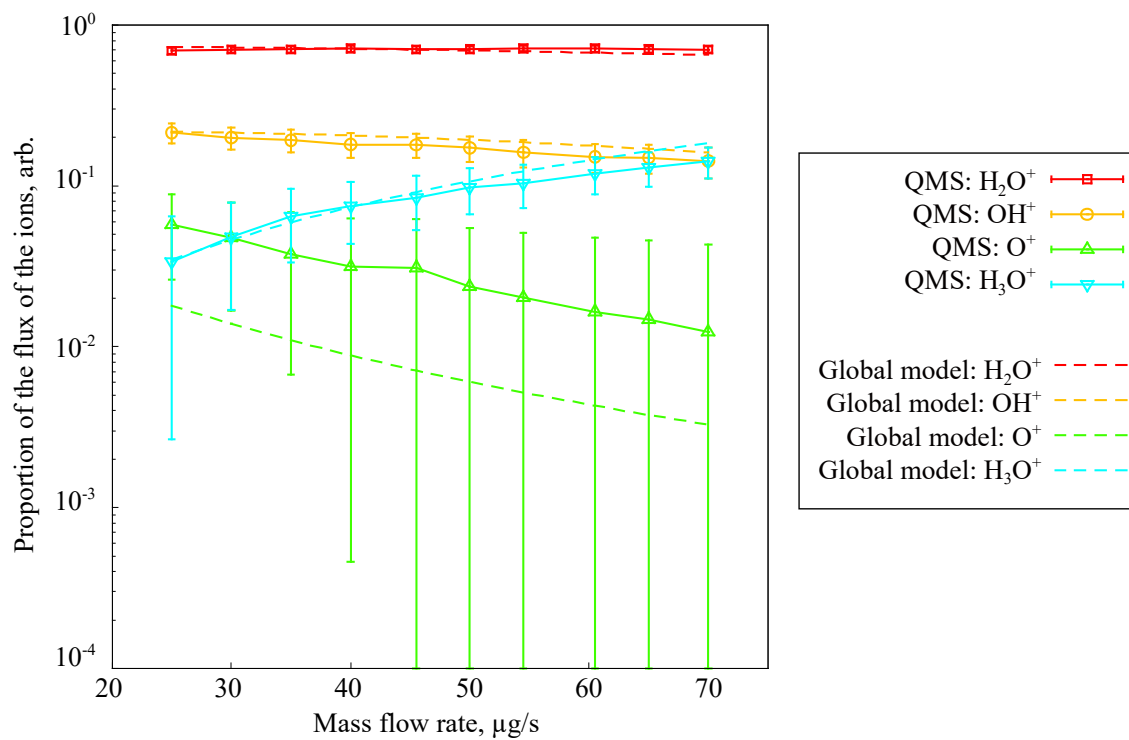


Figure 4-17 Measured proportion of the flux of ions by QMS and the estimates from the global model at the input microwave power of 5.0 W

4.5 第4章の総括

本章では電力及び流量依存性, 周波数変更, 壁面電位変更, イオン種測定の4つの実験結果について述べた. 結果として得られた知見を以下にまとめる.

- ・ 水およびキセノンの電力及び流量への依存性を明らかにした. 双方とも電力に対する依存性の方が高く, 水は最大で 19.1 ± 0.11 mA, キセノンは 11.3 ± 0.01 mA まで電流が増加した. 水の実験では明らかに不連続な変化が観測された. また, 作動可能な最低流量は電力の増加に従って上昇した.
- ・ 3.0 GHz から 5.4 GHz の範囲でイオン源は作動可能であった. また, 周波数変更によってスクリーン電流が変化した. 変化の大部分は反射電力の変化によるもので, 吸収電力に対するイオン生成コストは, 投入電力に対するものに比べて変化が少ない. また, 吸収電力に対するイオン生成コストは 4.25 GHz (通常の作動時) に比べて 10%以上改善する点が見られた.
- ・ アンテナおよび磁石の電位を変化させることで, 各部への電流値が変化し, プラズマの損失の様子が変わっていることが明らかになった. また, アンテナを 38.2 V にバイアスした際に, イオン生成コスト 154 W/A を達成し, 同一電力帯の非バイアス時に比べて 40%の改善が見られた.
- ・ 四重極型質量分析計によって, H_2O^+ , H_3O^+ , OH^+ , O^+ の存在が確認された. また, グローバルモデル結果との比較において, 定性的な傾向は一致していることがわかった. 一方定量的には, OH^+ と H_3O^+ は実験よりやや多めに, H_2O^+ と O^+ はやや少なめに見積もられていた.

第5章 考察

5.1 グローバルモデルについての考察

5.1.1 モデル上の仮定の妥当性について

グローバルモデル上では、実際の現象を単純化して論じるために様々な仮定を置いて議論している。ここでは、仮定が妥当であったかどうかを、グローバルモデル上で議論できる範囲において論じる。また、仮定として設定した幾何条件や境界条件を変化させることで、諸条件に対する感度を調べ、実験値とどの程度の解離を引き起こするか、またスラストの設計を考えるうえでどのようにインパクトがあるかを検討する。

5.1.1.1 一様性

まず、グローバルモデルにおけるもっとも基本的な仮定として計算領域内における粒子の一様性がある。実際のイオン源においてはマイクロ波を放射するアンテナおよびその周波数に対応する磁場の配置によって、電子の加熱領域が規定されており、電子のエネルギーはその加熱領域を中心に分布していることが予想される。電子のエネルギーが分布を持つとイオンの生成領域も偏り、電子密度、イオン密度も分布を持つことになる。非一様性が存在することは、イオン源作動中の前方からの写真 (Figure 5-1 (a)) を見ても明らかであり、3D-PIC による計算でも非一様性を持ったプラズマであることが確かめられている (Figure 5-1(b))。この非一様性は、グローバルモデルと実際のイオン源との間の大きな差異になり、電力や流量、もしくは電流値などへの依存性も定かではなく実験との差異を特徴づける効果であるといえる。

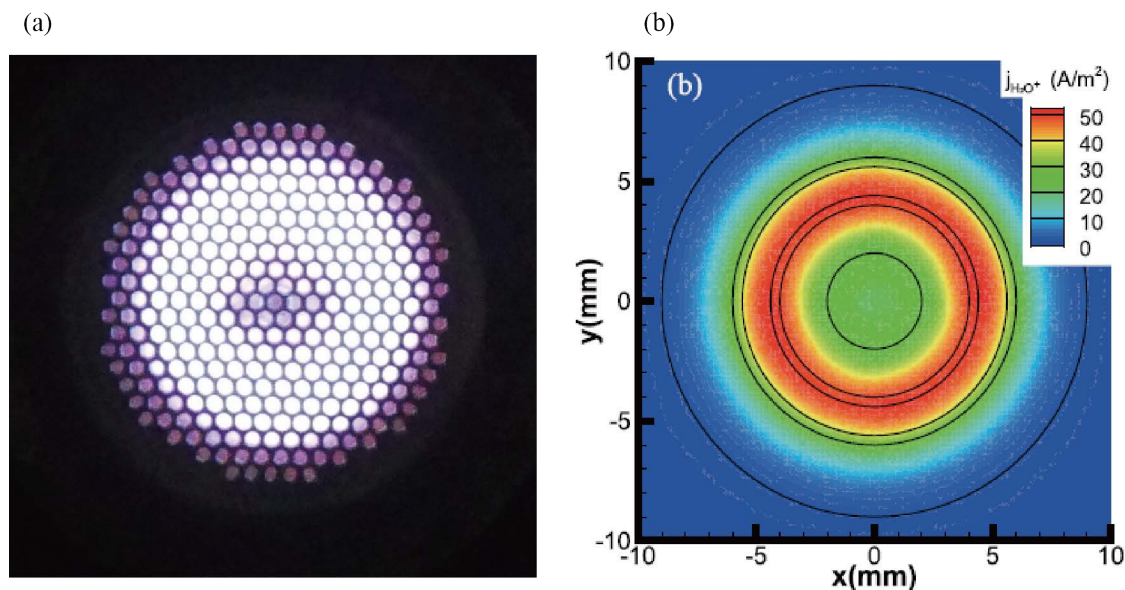


Figure 5-1 (a) Front view of the operated ion source and (b) Time-averaged distributions of H_2O^+ ion current density in the z-direction on the x-y plane in 3D-PIC simulation (Nakamura 2019, Figure 3(b))

5.1.1.2 温度

同様に、電子がマクスウェル分布に従うとする仮定も実際のイオン源では再現されないことが予想される。ECR 加熱では、ECR 領域にある電子を選択的に加熱するため、加熱によって電子全体が高いエネルギーを持つことはなく、一部の電子のみが高いエネルギーを持つ状態になる。このエネルギーが衝突によって十分に緩和され他の電子へといきわたるとマクスウェル分布に従うことになる。本研究で取り上げたイオン源について、電子エネルギー密度関数 (Electron Energy Distribution Function (EEDF)) を測定した例はないが、ECR プラズマ源に対して EEDF を測定した例は多く存在する。Largarde などの報告では、ECR 部周辺において電子の分布はマクスウェル分布に従わず、おおよそ高いエネルギー群と低いエネルギー群の 2 温度であることが明らかになっている (Largarde 2001, Toader 2004, Singh 2008)。電力や大きさに大きな差異があるものの、本研究で取り上げたイオン源についても、マクスウェル分布に従っていないことが予想され、粒子の一様性と同じく実験との差異になりうる事項である。

実際に非マクスウェル分布を示唆する結果として、キセノンプラズマモデルに関して、 Xe^{2+} の存在割合についてモデルと実験の結果に整合性が取れていないことがあげられる。本イオン源を用いたイオン種測定で較正のために測定したキセノンについて、2 価イオンの

5.1 グローバルモデルについての考察

割合を調べると 10 % 程度となっており、また、直流放電式イオンスラストに関する多くの先行研究におけるビーム中の Xe^{2+} の割合の測定結果も同様に 10 % 程度である。一方で、本モデルにおける Xe^{2+} の存在比は 1 % 以下である。 Xe^{2+} は特に 33.34 eV 以上の高エネルギーの電子によって発生するため、グローバルモデルにおける想定よりも高エネルギーの電子が多く、2 価の電離反応が多く発生していることが示唆される。また、高エネルギー電子の増加は、電子が非マクスウェル分布であり、高エネルギー電子の存在確率が高い分布となっているに起因するものであると考えられる。

温度にかかわる他の仮定として、全てのイオンや中性粒子の温度がすべて等しいとしたことがある。また、イオンが電子から受け取る並進方向へのエネルギーを弾性衝突以外の過程について無視しており、回転、振動温度から並進温度の緩和についても無視している。これらの仮定は中性粒子温度が実際よりも低く見積もられることを意味している。実際、ECR もしくは RF プラズマ源の計算例ではイオン温度および中性粒子温度を 500 K ほどで仮定している例 (Lee 1995) もあり、本研究における計算結果 (300 K 程度) よりも高い値となっている。そこで、中性粒子の温度上昇の効果を見るため、中性粒子のエネルギーバランス式 (2-42) をいったん無視し、人工的に中性粒子温度を 500 K まで変化させて計算を行った。その結果を Figure 5-2 に示す。中性粒子温度の上昇に伴い中性粒子密度の低下、電子温度の上昇が発生しスクリーン電流が低下しており、その効果は 10% から 15% 程度である。一方で、電力、流量に対して効果はおおよそ線形で作用しているため、相対的な性能の推定にはほとんど影響がないといえる。

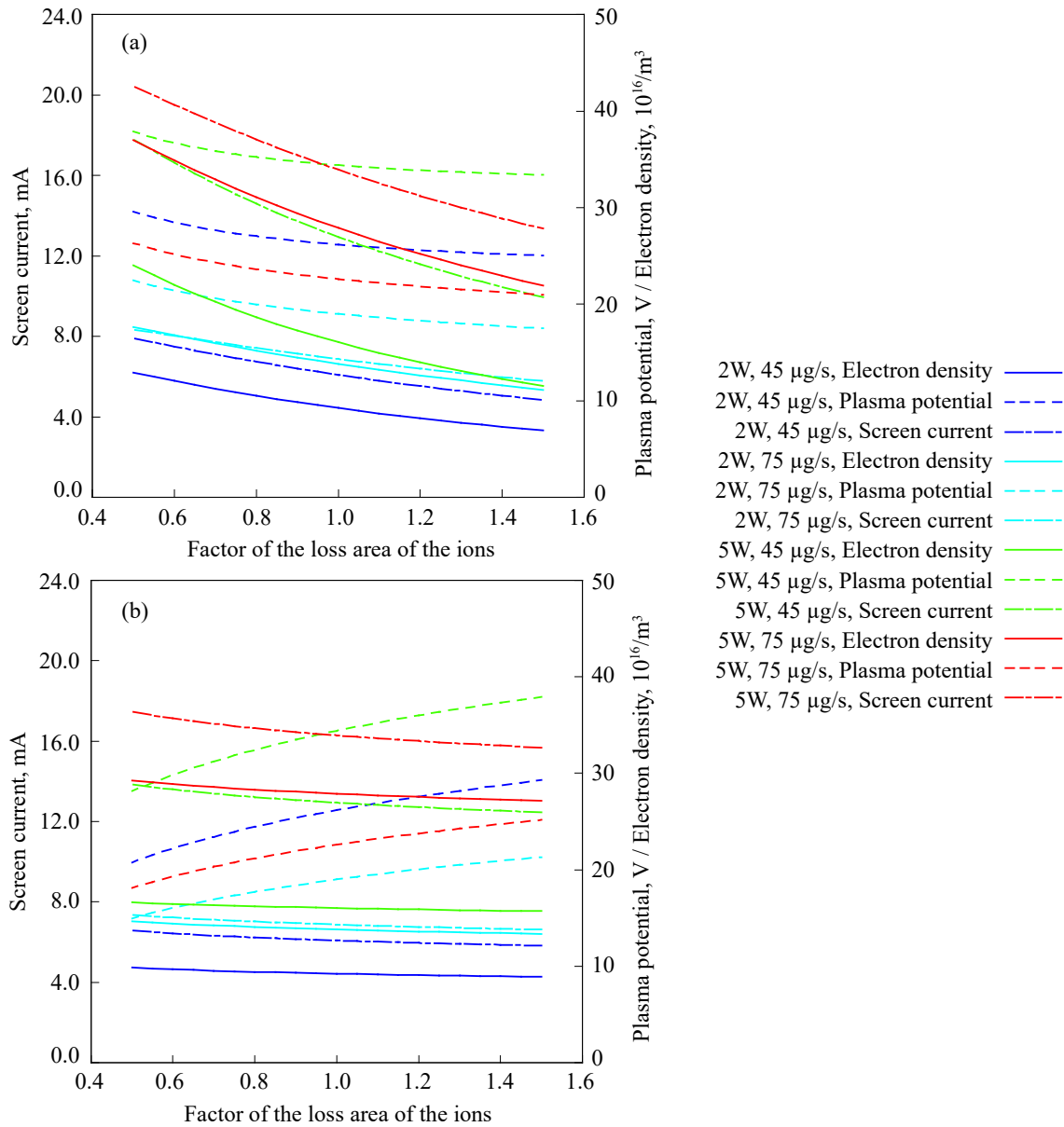


Figure 5-2 Screen current, electron temperature, and neutral particle density while changing the neutral particle temperature artificially ignoring the energy balance equation of the neutral particle

5.1 グローバルモデルについての考察

5.1.1.3 幾何的境界条件

幾何的な境界条件に関して、モデル中では放電室が厳密な円筒形状であることを仮定している。これまで示したように（例えば Figure 3-5）実際のイオン源にはアンテナと磁石が存在し、その周辺が厳密な円筒形状でない。この形状の差に関して、前述した非一様性以外にモデル上で影響があるのは、イオンおよび電子の損失面積である。そこで、モデル上でイオンおよび電子の損失面積を変化させた場合の結果のスクリーン電流、プラズマポテンシャルおよび電子密度の変化について、それぞれの面積を 0.5 倍から 1.5 倍まで変化させたときの結果を Figure 5-3 に示す。損失面積の変化は、直接的にイオンおよび電子の密度の変化を起こすほか、イオンと電子の損失面積の比の変化を引き起こすためプラズマポテンシャルの変化を引き起こす。特にイオンの損失面積についてはその変化が大きく、取り上げた 4 条件のいずれについても 30 %ほどの電流変化が予想されている。電子の損失面積の変化は 10 %以下となっている。但し、各流量、電力に対してはおおよそ線形で作用することは前述の中性粒子に関する効果と同様である。従って、この効果に関してはある実験値で規格化した値は、他の実験値を再現すると予想される。また、放電室の形状という点では、イオンの損失面積増大の要因になるアンテナの配置が重要になると考えられ、マイクロ波の放射だけでなく、イオンの主損失面積という点での設計最適化が求められる。

また、他の幾何的な境界条件としてはグリッドの穴径がある。モデル上のアクセルグリッドの穴径は、実験で用いたイオン源の設計値を用いているが、実際のグリッドはイオンビームの直撃によって若干穴径が広がっていることが想定される上、測定することは難しい。アクセルグリッドの穴径を変化させた場合の性能変化については Figure 5-4 に示した通りである。グリッドの穴径は中性粒子密度に大きな影響があり、中性粒子密度に伴って電子温度も倍程度のレンジで変化している。一方、電流の変化は特に大電力かつ低流量の時に顕著で、30 %の差が出ており、より正確な性能の見積もりのためにはグリッドの設計や損耗を考慮に入れることが重要である。

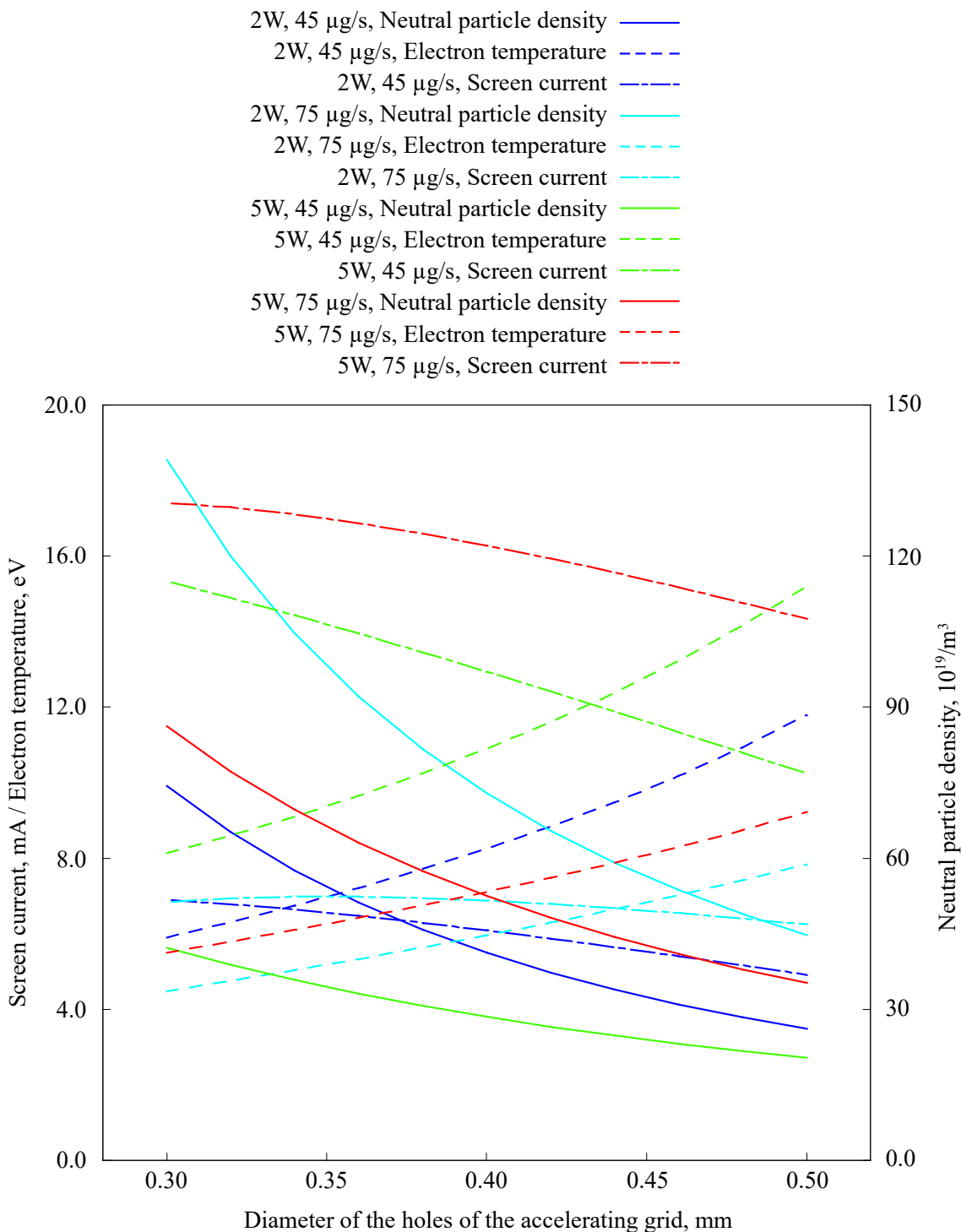


Figure 5-3 (a) Screen current, plasma potential and electron density while changing the loss area of the ions and (b) screen current, plasma potential and electron density while changing the loss area of the electrons

5.1 グローバルモデルについての考察

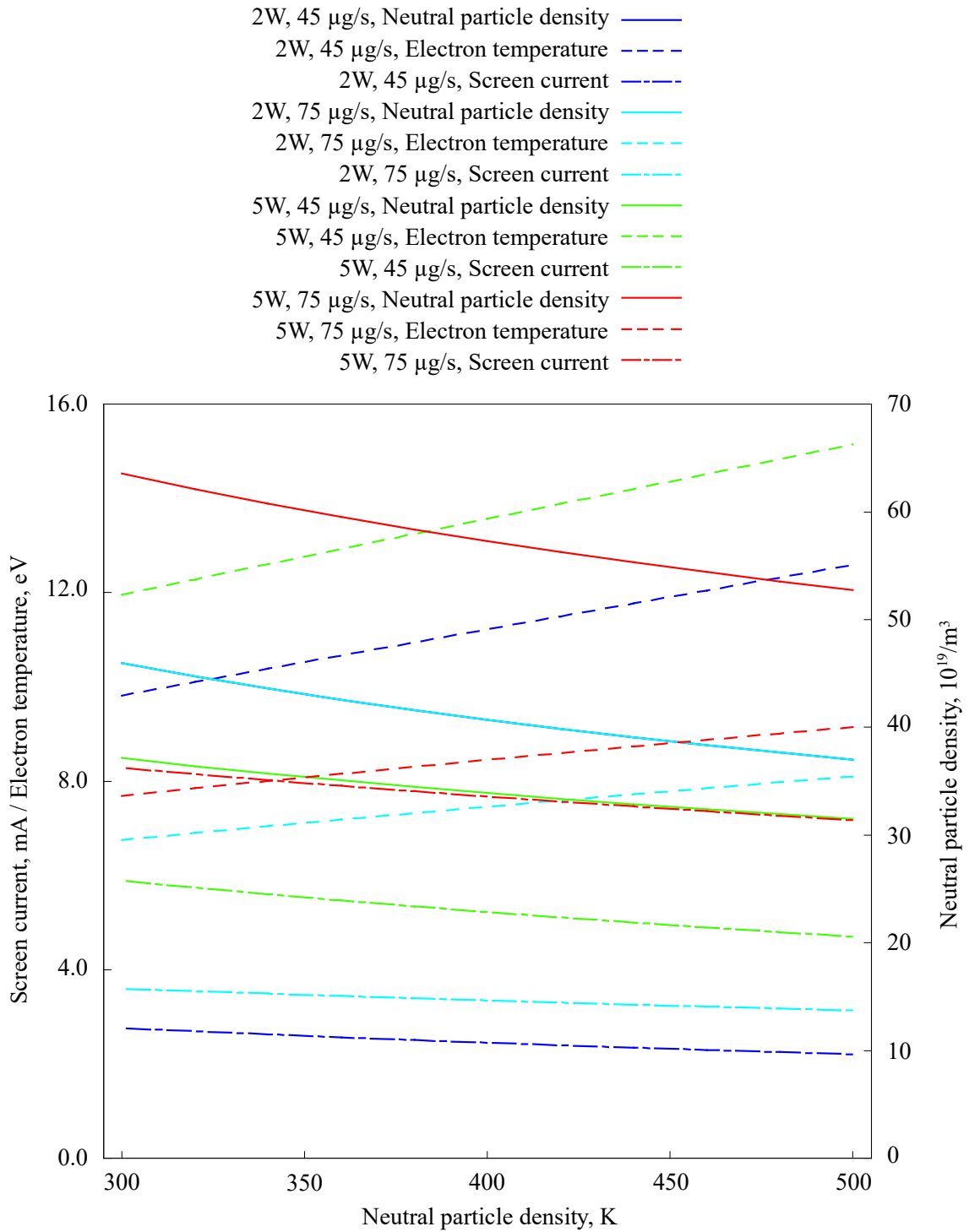


Figure 5-4 Screen current, electron temperature, and neutral particle density while changing the diameters of the holes of the accelerating grid

5.1.1.4 シース

イオンの損失に関する仮定として、幾何条件のほかにシースに関するものが存在する。シース厚みに関する仮定、ボーム速度の規定、グリッド周りのシース面積に関する仮定があげられる。まず、シースの厚みに関しては、プラズマに対して十分に薄いとして計算が行われたが、実際の厚みは以下の式で定義されるデバイ長で特徴づけられる量である。

$$\lambda_D = \sqrt{\frac{\epsilon_0 k T_e}{e^2 n_e}} \quad (5-1)$$

実際にデバイ長を計算すると、典型的な条件である吸収電力 2.0 W、流量 45 $\mu\text{g/s}$ では、0.07 mm であり、高さ方向の 2 mm と比べると十分小さいとはいえない値である。また、極端に電子温度が高く密度が低い点、すなわちデバイ長の長い点では吸収電力 0.5 W、流量 20 $\mu\text{g/s}$ の条件で 0.256 mm と高さ方向の 2 mm に対して 1/10 を超える値となっている。デバイ長が系の特性長に比べて長いことは、イオンの損失方向に影響を及ぼすと考えられる。

ボーム速度に関して、ここでは粒子がおのこのボーム速度を持つものとしていた (Riemann 1995, Valentini 1996) が、多種のイオンに対するレーザー励起蛍光法 (Laser-Induced Fluorescence (LIF)) による実験結果は粒子ごとにボーム速度が異なることを支持しておらず、全ての粒子が同じ「システム」ボーム速度を持つとする提案がなされている (Severn 2003, Baalrud 2009)。システムボーム速度は

$$v_{B,\text{system}} = \sqrt{\sum_j \frac{v_{B,j}^2 n_j}{n_e}} \quad (5-2)$$

で表される速度で、この速度に従うとすると、軽い粒子である H^+ のボーム速度は著しく下がり、比較的重い H_2O^+ や H_3O^+ のボーム速度は上昇する。2W、45 $\mu\text{g/s}$ の条件で、それぞれのボーム速度を用いた場合とシステムボーム速度を用いた場合を比較すると、全スクリーン電流量はそれぞれ、6.23 mA と 6.08 mA となり、変化は 2.5% ほどであった。他の影響と比して著しく大きいとは言えない。

グリッド周りのシースに関しては、一般にスクリーングリッドの穴の周辺で、等電位線が膨らむことが知られており、グリッドの電圧、プラズマ密度、ポテンシャルなどから詳細な軌道を計算することができる。ただし、シースは、その穴に入る電流が空間電荷制限電流密度 (Child-Langmuir current)

5.1 グローバルモデルについての考察

$$J_{CL} = \frac{4}{9} \epsilon_0 \sqrt{\frac{2e V_{SG-AG}^{\frac{3}{2}}}{M_i L_{SG-AG}^2}} \quad (5-3)$$

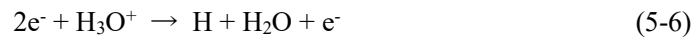
に近づくように広がることが知られており，イオン飽和電流密度

$$J_{is} = e n_{i,s} v_B \quad (5-4)$$

と空間電荷制限電流を比較することでおおよそ広がりを見積もることができる。例えば、イオンを H_2O^+ とすると、スクリーン電圧を 1500 V、アクセル電圧を 200 V、グリッド間距離を 0.4 mm とした場合、空間電荷制限電流密度は一意に定まり、564 mA/cm³ である。これはグリッド全体で 819 mA の電流量に相当する。逆に空間電荷制限電流が実際の電流値の一例である 10 mA 相当になるように静電長さを定めると、長さは 3.5 mm 程度になりシースの広がりがあることが示唆される。スクリーングリッドの各穴への電流量が等しいと仮定した計算であり、実際には非一様性の効果が存在するが、実験値とは空間電荷制限電流密度を因子としたずれが生じることが想定される。本研究対象のイオン源のキセノン作動においてビーム計算を行った Nakano 2018 によると、プラズマの分布がビームの引き出しに大きな影響を与えていることが明らかであり、非一様性とも同時に議論する必要がある。

5.1.1.5 各種反応

まず、水とキセノンに共通する反応に関する仮定として、式(2-28)および(2-29)における 3 体再結合の無視がある。例えば水に関しては、



が反応が 3 体再結合の例として考えられる。しかし、反応のレートコンスタントが小さいこと、電子密度が中性粒子密度に対して低く (1/100 以下)、3 体反応の 2 粒子 (電子とイオン) の密度が必ず中性粒子密度に対して低くなるため、反応周波数が上がらない。例えば、上記 (5-5), (5-6) に対して、レートコンスタントは

$$K_{tri} = 4 \times 10^{-39} T_e^{-\frac{9}{2}} \text{ m}^6/\text{s} \quad (5-7)$$

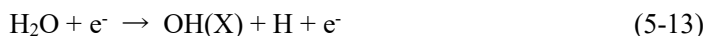
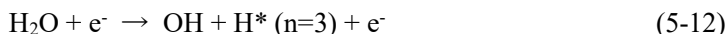
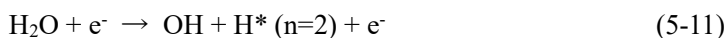
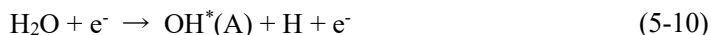
と推算されている (Avtaeva 2010) が、電子温度 10 eV において $10^{-62} \text{ m}^6/\text{s}$ であり、電子密度が $10^{16} / \text{m}^3$ ほどであるため、レートコンスタントは十分に無視できる。

各種反応の反応断面積については、実験値および理論値から一般に確からしいとされているもの、推奨されている断面積などを使用している。しかしながら、正確な測定、推定は難しく多くの誤差を含んでいる。例えば水のイオン化反応の中で最も主要なものである



に関しても、断面積に対しておおよそ6%の誤差、電子のエネルギーに関しておおよそ1 eVの誤差があるとされている (Itikawa 2005) . この誤差を考慮して計算を行った例を Figure 5-5 に示す. 誤差範囲内で断面積を変化させた結果、最も大きく差が出た点でも電流値の変化は6%程度であった. (5-8)の反応は水プラズマのイオン生成の中で最も重要な反応であるため、その他の反応、例えば励起反応などであれば、断面積の変化がもたらす影響はさらに小さい. この誤差はこのモデルが本質的に持っている誤差で、小さくするためには衝突断面積測定精度を上げるよりほかない. 衝突断面積を利用したモデル化を行う際には常に考慮すべき誤差である.

また、特に水プラズマについては H_2O 以外の中性粒子を無視すること、負イオンを考慮していないことを仮定している. まず、 H_2O 以外の中性粒子に関しては、その存在量を計算結果からおおよそ見積もることができる. 例えば OH に関して、考慮する反応のなかで OH が生成する反応は、



の6つである. 加えて



で発生した OH^+ のうち、ビーム電流として引き出さなれない分が壁面で中性粒子に変化して OH となる. これらの反応周波数から OH の発生周波数を計算し、 H_2O の流量と比較することで、おおよその密度を知ることができる. 例えば投入電力 2 W, 流量 45 $\mu\text{g/s}$, 体積流量で $6.14 \times 10^{-3} \text{ Pa m}^3/\text{s}$ の時に、上記から OH の発生数を考えるとおおよそ 9.6 $\mu\text{g/s}$, 体積流量で $1.39 \times 10^{-3} \text{ Pa m}^3/\text{s}$ 相当である. グリッドからの損失速度は音速に比例するため、 H_2O と OH では分子量の平方根だけしか変化せずほぼ同じであり、 OH はおおよそ H_2O の2割存在することが想定される. 2割は無視することはできない量であり、より現象を正確に再現するためには OH の反応、特に OH と電子の衝突を考慮したモデルを構築することが必要である. しかしながら、 OH と電子の衝突に関する断面積データは十分ではなく、励起断面積で導入した平面波ボルン近似の拡張などで仮定するにとどまる. 今後、実験による断面積測

5.1 グローバルモデルについての考察

定が求められるところである。OH 以外の中性粒子に関して同様の計算をすると、O が $8.51 \times 10^{-6} \text{ Pa m}^3/\text{s}$, H が $1.32 \times 10^{-3} \text{ Pa m}^3/\text{s}$ となる。O に関しては H_2O の 1/1000 程度であると想定され、イオン等と同程度であり、十分に無視できると考えられる。H の音速は H_2O の 4.2 倍であるので、流量が約 20 % であるとき密度は 5 % 程度であり、OH と同様より精密なモデルのためには考慮することが必要である。

負イオンに関しては、レートコンスタントがクライテリアである $10 \times 10^{16} \text{ m}^3/\text{s}$ よりも小さいため、本モデルでは無視している。一方で、シースにおいて電子と同じように損失を妨げる方向に電場があるため、正イオンに比べて損失量が圧倒的に小さいことが予想される。3D-PIC 計算においてはある条件下において負イオンを含んだ計算が行われて、大きい影響がないことが確認されている (Nakamura 2019)。

5.1 グローバルモデルについての考察

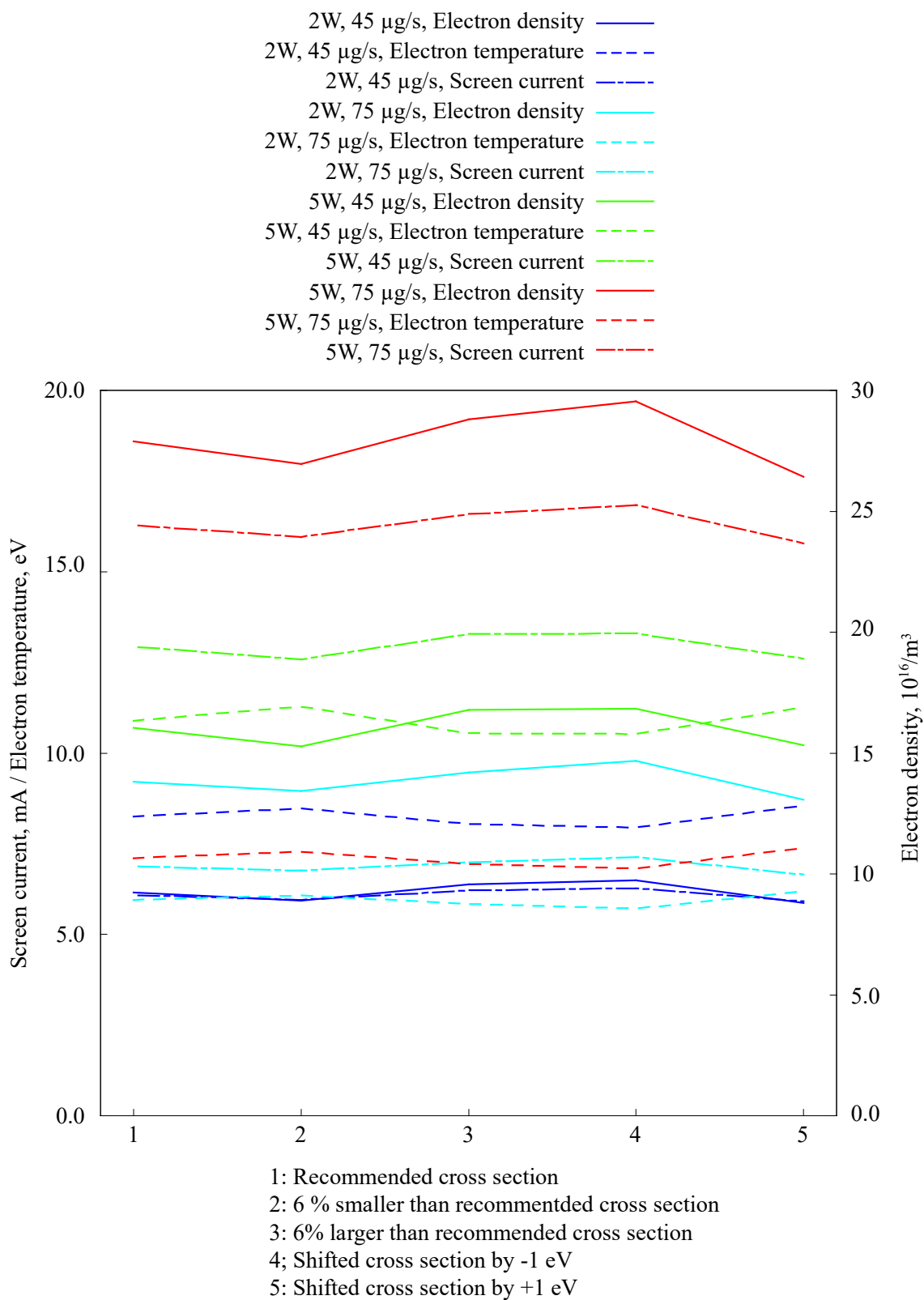


Figure 5-5 Screen current, electron density, and electron temperature while changing the cross section of the reaction which generates H_2O^+ within the experimental error

5.1.2 モデルにおける水とキセノンのパラメータ比較

グローバルモデルにおける比較において、水の推進機としての性能がキセノンに対して大きく落ちることが予想された。ここでは、その低下の原因について、グローバルモデル上で見ることができる測定困難なパラメータ、具体的には損失の割合やレートコンスタント、生成周波数などを比較することによって論じる。

5.1.2.1 エネルギーの損失割合に関する比較

直接ビーム電流に影響するのはイオン生成であるため、投入電力の損失割合のうち、どれほどがイオン生成に用いられたかが重要である。水とキセノンの双方について、Figure 2-8, Figure 2-9, Figure 2-11, および Figure 2-12 に示したエネルギーの損失割合の変化を Figure 5-6 に再掲する。損失のうちイオン生成に使われたエネルギーの割合は、水とキセノンで大きな差はない。したがって、損失割合という観点からは、水はキセノンに対して同程度の効率でエネルギーを使用できている。損失の割合で大きな差は、水のみが存在する解離に関する反応、および励起反応である。流量が大きくなった時、電力が低い時にキセノンプラズマにおいては励起反応が消費するエネルギーが大きく 2 割以上を占めている。一方水プラズマにおいては励起反応が占める割合は最大でも 1 割程度であるのに対して、解離反応が最大 1 割を占めている。結果として、励起、解離で消費されるエネルギーの割合は同程度で、電子およびイオンの力学エネルギーとして消費される割合は 10% 以内の差である。

水の解離に関する反応について、全体に占める割合は電力の増加および電子温度の上昇に従って小さくなる。これは、電子温度の上昇による解離反応の増加に比して、プラズマポテンシャルや電子温度の上昇による力学的エネルギーの損失増加が大きいためである。一方、電子励起反応に対する解離反応の割合は、電力の増加および電子温度の上昇に従って大きくなる。これは、電子温度の上昇により、解離エネルギーを超えるエネルギーを中性粒子に与える電子の割合が増えるためである。また同様に、全イオン生成反応のうちに占める解離性イオン生成反応の割合は増加し、結果として OH^+ の割合が増加する。

水とキセノンのどちらにも共通する点としては、電子の閉じ込めをより効率よく行うことでプラズマポテンシャルの低下を実現できることが指摘できる。イオンの運動エネルギーとして消費されるエネルギーが減少し、相対的にイオン生成エネルギーが増加し、密度が上がることを期待できる。ただし、現在のモデルではミラー閉じ込めの効果を考慮していないが、実際には ECR による加熱領域の磁場 (4.25 GHz で 0.15 mT) と磁石表面の磁場の間には 2 倍ほどの差があり、ミラー効果による電子閉じ込めが行われている。したがって、実際のプラズマポテンシャルはモデルでの計算よりも低いことが予想され、イオン生成に

使われるエネルギーは相対的に大きいと考えられる。多くのイオンスラスタで磁場による閉じ込めが採用されており（例えば Goebel 2008）、モデルの正確さの面からも磁場の効果を考慮することは必要である。

5.1 グローバルモデルについての考察

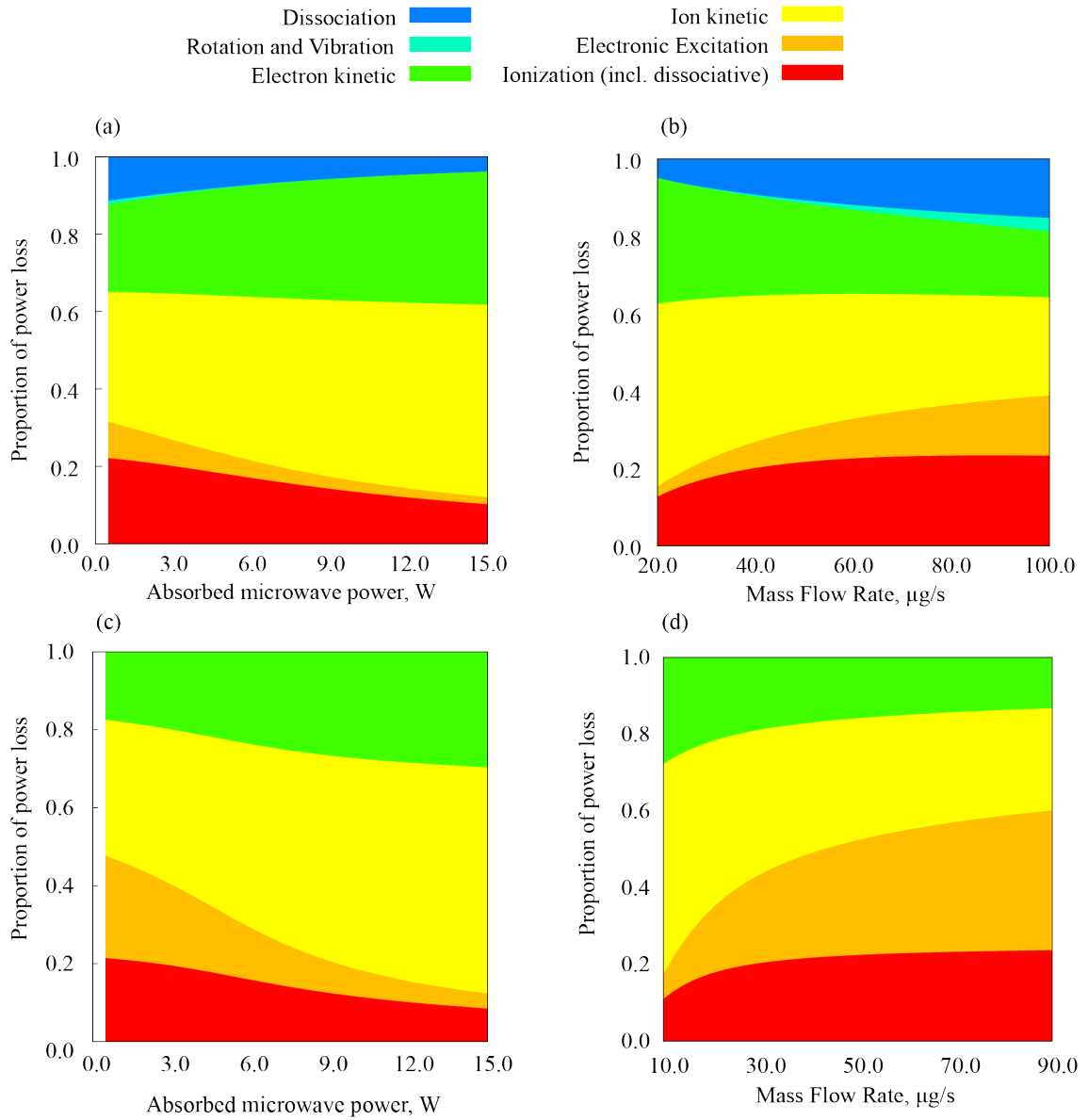


Figure 5-6 (a) proportion of power loss in the water-plasma model with absorbed microwave power at the mass flow rate of 45 $\mu\text{g/s}$, (b) proportion of power loss in the water-plasma model with the mass flow rate at the absorbed microwave power of 2.0 W, (c) proportion of power loss in the xenon-plasma model with the absorbed microwave power at the mass flow rate of 30 $\mu\text{g/s}$, and (d) proportion of power loss in the xenon-plasma model with the mass flow rate at the absorbed microwave power of 2.0 W

5.1.2.2 イオンおよび電子の生成と損失に関する比較

水とキセノンで中性粒子密度がおおよそ同じになる条件に対して生成、損失に関する比較を実施する。これら2点の条件に加えて、キセノンの質量流量と同一の質量流量の水を流した場合の作動点において、イオンの生成、損失に関する比較を行った。それぞれの条件と、生成、損失に関する種々のパラメータを Table 5-1 に示す。

中性粒子密度が同じ条件は、質量流量としては2.5倍ほどキセノンの方が多く、体積流量としては3倍ほど水の方が多いためである。ガスコンダクタンスは音速に比例するため、水の方が2.7倍ほど大きくなっており、体積流量も同程度増やす必要があることが原因である。また、投入電力および中性粒子密度が同じであるにもかかわらず、電子密度は10倍以上キセノンの方が大きく、電子温度は水の方が4倍以上大きい。これは分子量の軽さと衝突断面積の小ささから、生成と損失の割合を釣り合わせるために必要な電子温度が高くなった結果である。相対的にイオン生成に使われるエネルギーが少なくなっている。また、電流量としては2倍程度の差にとどまっているが、密度が薄いこととボーム速度が速いことが相殺した結果、差が縮まったためである。

質量流量を同一にした場合にはレートコンスタントや生成周波数がほぼ同程度に収まっている一方、電子密度は4倍近くキセノンの方が高い。これもボーム速度の速さによるイオンの損失の多さに起因する。また、同一電力で同程度の電流量を確保するためには質量流量で同程度もしくは多くの流量を流す必要があり、体積流量にして10倍近くに相当する。結果として推進剤利用効率が10分の1に落ち込むことになる。中性粒子密度を高くする必要があるのは、やはり電離衝突断面積の小ささに起因し、中性粒子密度を高くするのに必要な流量が大きくなってしまふのは、分子量が小さいこと、また分子量に伴ってガスコンダクタンスが大きくなることが原因である。

推進剤利用効率の差は、推進効率の差に直結している。推進剤利用効率は、キセノンの例に比して、11-15%に低下しているのに対し、推進効率が11-12%低下している。推進効率は、おおよそ推進剤利用効率とエネルギー効率の積であるため、水とキセノンの推進効率の差は推進剤利用効率の差であるといえる。同時に、水を用いた場合もエネルギー効率はキセノンと大差がないことが上記に示した数字からわかり、これはイオン生成に使用されるエネルギー割合に大きな差がないこととも整合性が取れている。以上のように、性能差は主に推進剤利用効率の低下に起因し、電離衝突断面積が小さく、同一電子温度に対するレートコンスタントが低いこと、および分子量が小さく、同一体積流量に対して期待される中性粒子密度が小さいことが主原因であると考えられる。

5.1 グローバルモデルについての考察

Table 5-1 Parameters related to the production and the losses of the ions in three conditions

Propellant	Water	Xenon	Water
Absorbed power	2.0 W	2.0 W	2.0 W
Mass flow rate	18 $\mu\text{g/s}$	45.8 $\mu\text{g/s}$	45.8 $\mu\text{g/s}$
Volume flow rate	$2.45 \times 10^{-3} \text{ Pa m}^3/\text{s}$	$8.57 \times 10^{-4} \text{ Pa m}^3/\text{s}$	$6.25 \times 10^{-3} \text{ Pa m}^3/\text{s}$
Neutral particle density	$1.61 \times 10^{20} /\text{m}^3$	$1.61 \times 10^{20} /\text{m}^3$	$4.18 \times 10^{20} /\text{m}^3$
Electron temperature	21.6 eV	4.52 eV	8.19 eV
Screen current	3.10 mA	7.41 mA	6.27 mA
Electron density	$2.49 \times 10^{16} /\text{m}^3$	$3.64 \times 10^{17} /\text{m}^3$	$9.58 \times 10^{16} /\text{m}^3$
Ion production rate	$6.24 \times 10^{16} \text{ Hz}$		$1.32 \times 10^{17} \text{ Hz}$
	(H_2O^+)	$2.26 \times 10^{17} \text{ Hz}$	(H_2O^+)
	$9.37 \times 10^{16} \text{ Hz}$	(Xe^+)	$1.86 \times 10^{16} \text{ Hz}$
	(Total ions)		(Total ions)
Rate constant	$2.48 \times 10^{-14} \text{ m}^3/\text{s}$		$5.27 \times 10^{-15} \text{ m}^3/\text{s}$
	(H_2O^+)	$6.14 \times 10^{-15} \text{ m}^3/\text{s}$	(H_2O^+)
	$3.72 \times 10^{-14} \text{ m}^3/\text{s}$	(Xe^+)	$7.37 \times 10^{-15} \text{ m}^3/\text{s}$
	(Total ions)		(Total ions)
Gas conductance	$2.75 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$	$1.02 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$	$2.75 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$
Bohm velocity	10.7 km/s (H_2O^+)	1.82 km/s (Xe^+)	6.62 km/s (H_2O^+)
Propellant utilization efficiency	3.21 %	22.0 %	2.55 %
Thrust efficiency*	1.83 %	15.2 %	1.72 %

* It does not include the neutralizer and the PPU efficiency. The thrust was calculated with assuming the efficiency of divergence, dissociation, and multiply-charged ion were all 0.95.

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

電力及び流量依存性に関して、推進機としての性能評価とグローバルモデルとの比較の2点について論じる。推進機としての性能評価については、水とキセノンの実験結果からその性能を比較し、差異が出た原因について論じる。グローバルモデルとの比較では、実験結果がモデルによってどれだけ再現されるか、また差異が発生する原因は何かを、グローバルモデルに関する考察と関連付けて論じる。

5.2.1 電力及び流量への推進機としての性能依存性

電力及び流量依存性の結果をもとに水イオンスラストの推進機としての性能について論じる。実験結果をもとに、推力、比推力、イオン生成コスト、推進剤利用効率を算出し、キセノンとの比較を実施する。推力は推力係数 γ_T を用いて

$$F = \gamma_T \sqrt{\frac{2M_{\text{prop}}V_{\text{SG}}}{e}} I_{\text{SG}} \quad (5-16)$$

と書くことができるが、ここでは、推力係数を水について 0.92、キセノンについて 0.93 とし て推力を算出する。また、中和器の作動に必要な流量は水を 25 $\mu\text{g/s}$ 、キセノンはイオン源流量の 1/3 とし て比推力を算出している。水の流量は Nakagawa らの実験結果に基づき、中和器への投入流量に対して電子放出電流の変化がほとんどなくなる点を採用し、キセノンについては軌道上での作動実績値としている (Nakagawa 2016, Koizumi 2018)。推進剤利用効率については、イオン源のみの評価を行っている。

性能評価の結果を Figure 5-7 から Figure 5-9 にまとめた。水、キセノンのそれぞれについて、電力を 5 点ずつ選びその作動点に対してプロットを行っている。推力は同程度の電力に対して、推力はおおよそ 2-3 倍キセノンの方が高くなっている。この差は電流が同程度であるのに対して分子量がおおよそ 8 倍異なり、推力が分子量の平方根に比例するためである。比推力および推進剤利用効率は おおよそ同様の傾向を示している。ただし、推進剤利用効率に対して比推力の差が小さくなっているのは、分子量の軽さにより、加速されたイオンの平均速度は水の方が早くなるためである。イオン生成コストに関しては、同程度の質量流量に対しては同程度のコストをとっている。イオン生成コストと推進剤利用効率の関係では、生成コストのみが 8 倍近い差になっていることがわかる (Figure 5-8)。比推力と推力電力比で比較する (Figure 5-9) と、いずれも水の方がキセノンに比べて 2-3 倍程度小さくなっており、それが原因となって推力効率は 18% 付近から 1-2% 付近に落ち込んでいる。これ

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

は 5.1.2 におけるグローバルモデルでの検討と一致し、水を用いた場合の性能低下が推進剤利用効率の低下によって起こること、また分子量の低下によって比推力、推力電力比の低下が引き起こされることをよく表している。

これらの実験結果とグローバルモデルの検討によって、推進剤利用効率を向上させることが性能改善において最も重要であることがわかる。推進剤利用効率の低下は分子量の軽さによる中性粒子密度の損失速度の増加、およびイオンの損失速度の増加が主原因であると考えられるため、これらを低減する方策が求められる。中性粒子の閉じ込めはアクセルグリッドによって行われており、この設計は現在キセノンに最適化されている。これを水に対して最適化しなおし、より厚く、穴径の小さなグリッドとすることによって中性粒子の閉じ込めを向上させることが考えられる。また、空間電荷制限電流がキセノンに比べて大きいことを利用して、グリッド間の距離を広げ、アクセルグリッドの厚さや穴径をより厚く、小さくすることも考えられる。イオンの損失速度はボーム速度で決まるため、電子温度の低減が重要である。体積に対するイオンの損失面積を小さくすることなどが方策として考えられる。

実機への応用という観点で実験結果を検討する。キューブサットは一般に電力および体積に大きな制限がかかるため、イオン生成コストに大きな上昇がなく電力の増加が少ないことは良い材料である。一方、比推力の低下はトータルインパルスの低下を招く。しかしながら、高圧ガスを用いない推進剤貯蔵の利点を生かして推進剤自体の量を増やすことで、トータルインパルスの増加が見込める。具体的な増加の割合については第 6 章ミッション検討でより詳細に議論し、システムとしての性能を示す。

推力の低下に関しては、キューブサットへの応用が行われている VAT ($1\mu\text{N}$ クラス) や PPT ($100\mu\text{N}$ クラス) と比して十分な性能を確保できている。また、重量と推力の比率で考えると、例えば、深宇宙探査機 PRICOYON におけるイオンスラストは 69 kg の衛星に対して $366\mu\text{N}$ の推力であった (Koizumi 2016)。この比率と比較すると、キューブサットの重さ (10 kg 級) に対して $200\text{--}300\mu\text{N}$ の推力は大きく、十分な能力があるといえる。より大型 (50 kg など) の超小型衛星への応用発展性を考えたときには推力および推力電力比を増加させる方向での新たな検討が求められる。推力が関係する応用例として、低高度での軌道維持性能があるが、具体的な検討を第 6 章で行う。

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

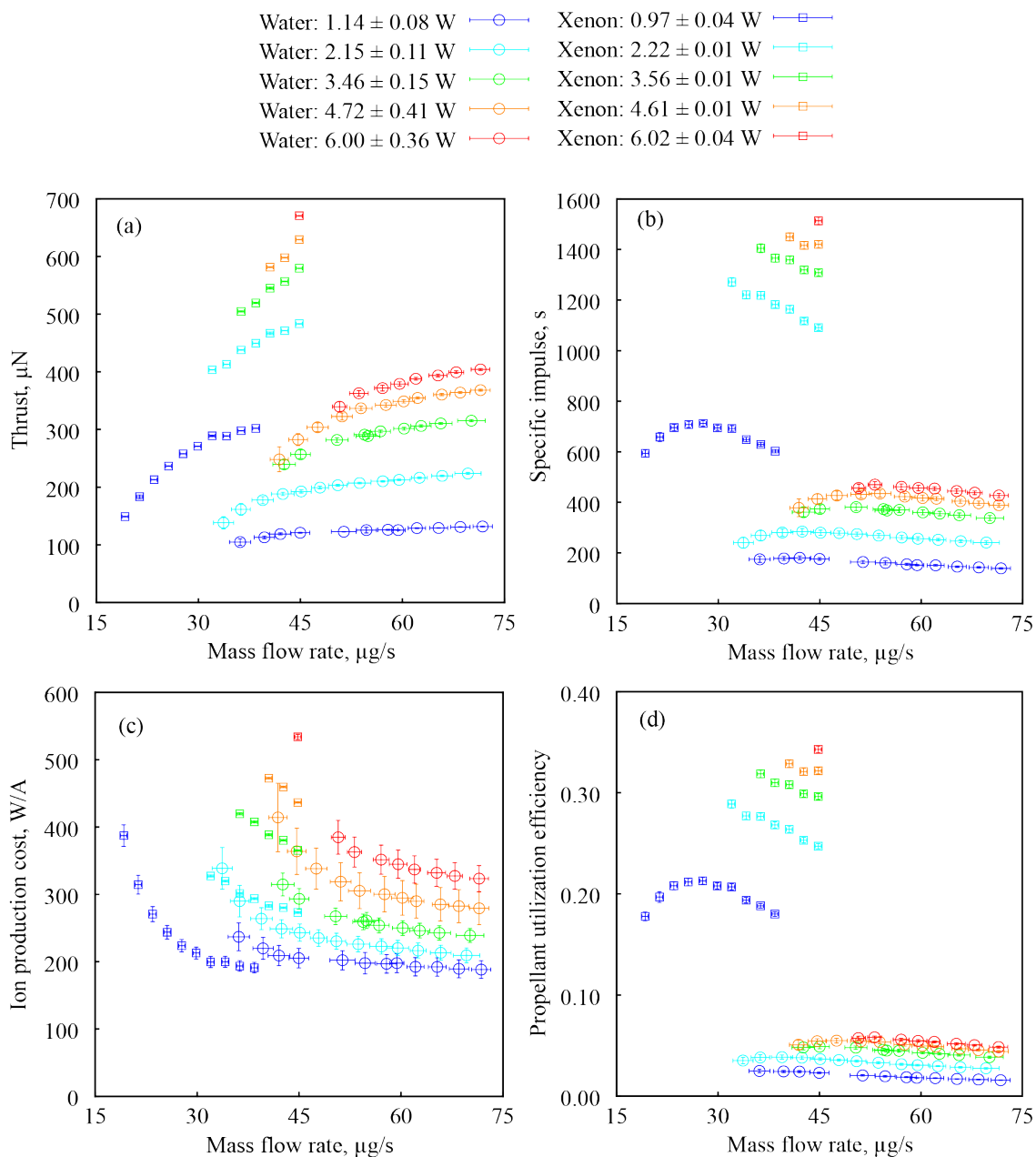


Figure 5-7 Performance evaluation based on the experiment changing the microwave power input and the mass flow rate for the ion source with using water and xenon: (a) Thrust, (b) Specific impulse, (c) Ion production cost and (d) Propellant utilization efficiency. Specific impulse included the mass flow rate of the neutralizer as $25 \mu\text{g/s}$ for water and one-third of the mass flow rate for xenon. Propellant utilization efficiency was only included in the mass flow rate of the ion source.

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

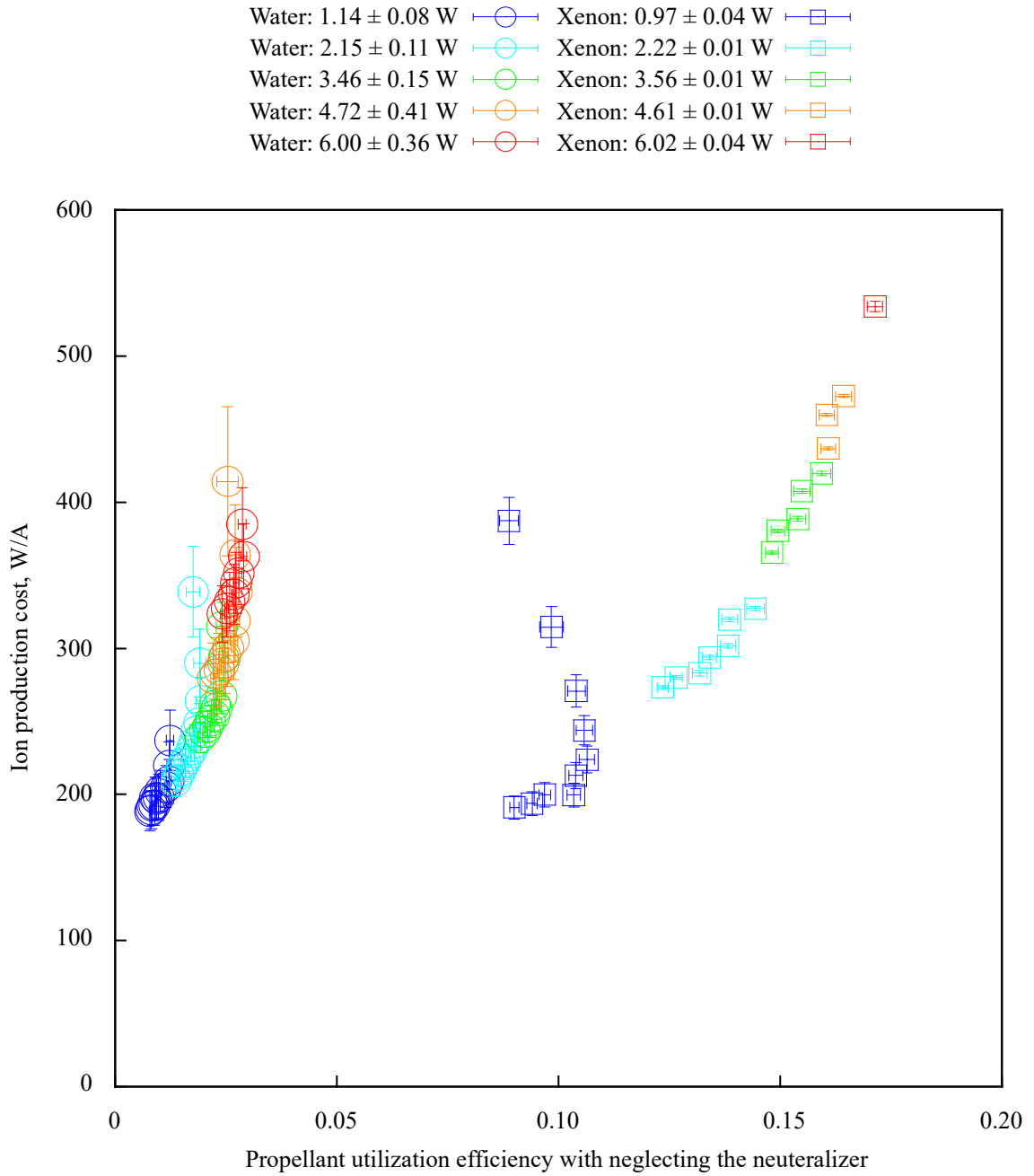


Figure 5-8 Propellant utilization efficiency verses ion production cost using water and xenon

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

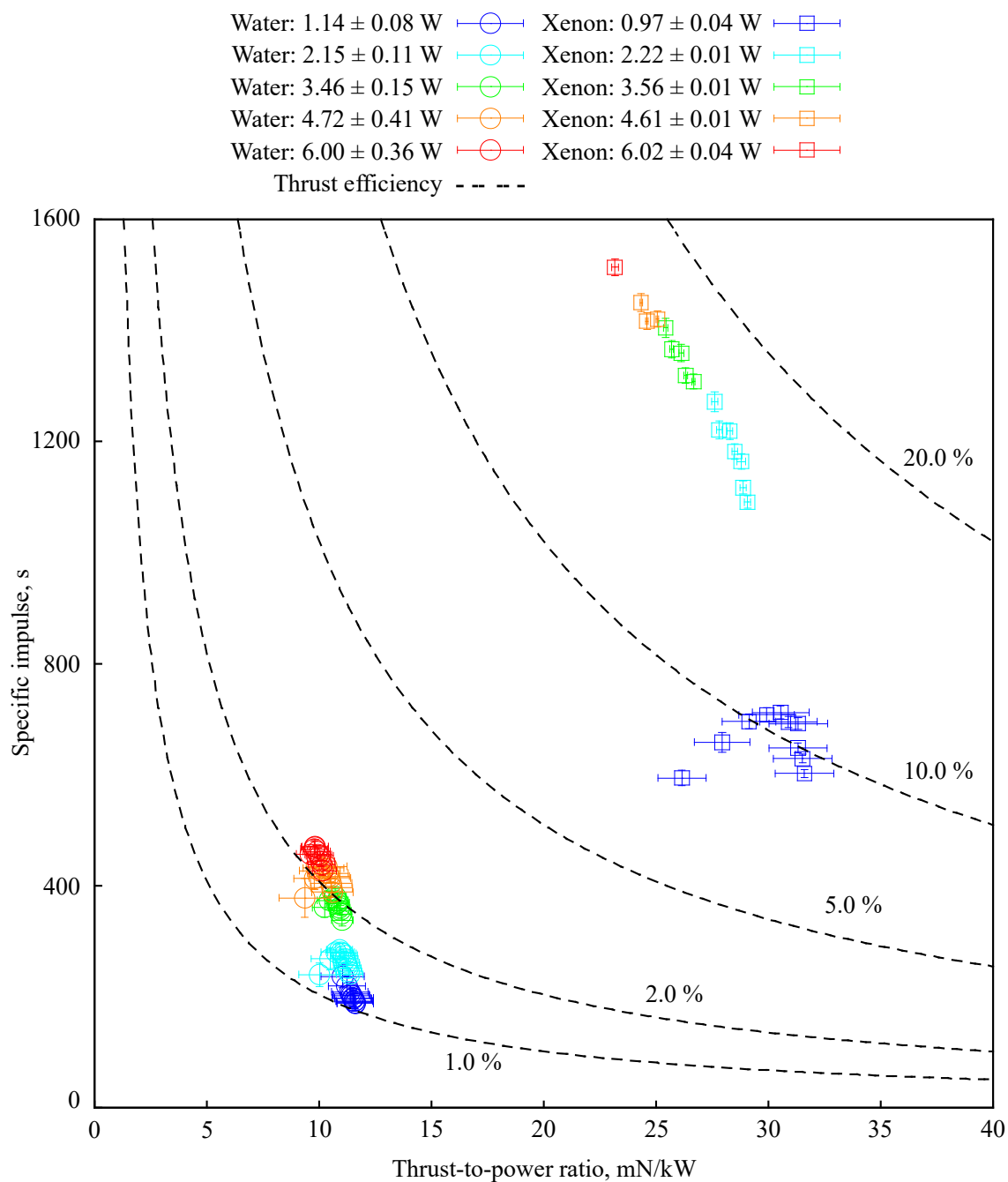


Figure 5-9 Thrust-to-power ratio versus the specific impulse. The specific impulse included the mass flow rate of the neutralizer as $25 \mu\text{g/s}$ for water and one-third of the mass flow rate for xenon. The efficiency did not include the efficiency of the microwave power source and DC power supply.

5.2.2 電力及び流量依存性の実験結果とグローバルモデルの比較

実験結果とグローバルモデルからの推定結果を比較するため、両者の共通する出力であるスクリーン電流の比を評価のためのパラメータとして導入する。スクリーン電流の比率を

$$r_{EM} = \frac{I_{\text{exp}}(\dot{m}_{\text{prop}}, \dot{P}_{\text{abs}})}{I_{\text{mod}}(\dot{m}_{\text{prop}}, \dot{P}_{\text{abs}})} \quad (5-17)$$

と定義する。ある流量、ある投入電力の実験に対して、その実測された吸収電力と投入流量をもとにグローバルモデルを計算、その結果と実験結果の比をとったものである。実験結果とモデルの値が完全に一致して入れば 1 となる。モデルの予想よりも大きい場合は 1 より大きく、小さい場合は 1 より小さくなる。実験とモデルの比を吸収電力に対してプロットしたものを Figure 5-10 (a)に示す。エラーバーはすべて省略しており、プロットの色は流量を表している。また、中実プロットが水、中空プロットがキセノンを意味している。

Figure 5-10 (a)に表れているように、実験結果とモデルからの推定値は特に低電力側で大きく乖離している。この乖離を整理すると、キセノンの場合の比と水の場合の比が乖離していること、実験結果とモデルの比が電力に対して一定でないこと、実験結果とモデルの比が流量によってばらつきがあることの3つの要素に分けることができる。それぞれ、水とキセノンで異なる影響がありグローバルモデルに反映されていない影響、電力の変化によって変わる影響、流量の変化によって変わる影響を特徴づける要素である。

まず水とキセノンで異なる影響について、本章ここまでのモデル及び実験に関する考察より、分子量の差が最も大きく影響すると考えられる。また、ここまでに検討された効果は、中性粒子の損失速度およびボーム速度であり、いずれも分子量の平方根に反比例するものである。そこで、水素原子の質量で規格化した分子量の平方根に比例する電力を考え、

$$P_{\text{Modified}} = \sqrt{\frac{M_{\text{prop}}}{M_{\text{H}}}} P_{\text{abs}} \quad (5-18)$$

で定義される修正マイクロ波電力を導入する。この修正マイクロ波電力を X 軸として結果を再度示したものが Figure 5-10 (b)である。(a)における水とキセノンの差がなくなり、同じ傾向を示している。したがって、水とキセノンによって変わる影響はおもに分子量の平方根にかかわるものであると考えられる。

分子量の平方根にかかわるものとしては、前述の中性粒子の損失速度およびボーム速度に加えて、空間電荷制限電流 (式(5-3)) やイオンのサイクロトロン半径

$$R_{ic} = \frac{M_i v_{i,\perp}}{q_i B} \cong \frac{\sqrt{2kT_i M_i}}{q_i B} \quad (5-19)$$

などがある。グローバルモデルに関する考察のシースの項で検討したように、空間電荷制限電流は、グリッド周りのシースの広がりに関して大きな効果を持っており、直接的に電流値に影響を与える。また、イオンのサイクロトロン半径は、イオン温度を 300 K としたときに水の場合で 0.66 mm、キセノンの場合で 1.77 mm となり、イオン源の高さ方向のスケール (2 mm) と比べても同程度であり、性能にイオンの磁化が影響する。これら 2 点に加えて、中性粒子の損失速度とボーム速度によるイオンの損失速度が、グローバルモデルに反映されていない影響を持っている。

ここで示した修正マイクロ波電力に関して直接的な物理的背景はなく、上記に示したような効果が複合的に影響を及ぼした結果、ほぼ同じ傾向を示すこととなった。想定される影響を直接的に補正する方法としては、損失効果への影響を考慮し実効的な損失面積を補正すること、空間電荷制限電流による効果を想定してスクリーングリッドの実効面積を補正すること、イオンサイクロトロン効果を考慮してイオンの磁化を考え、イオン損失面積を補正すること、などがあげられる。仮定の妥当性の節 (5.1.1) において述べたように、損失効果への影響を考慮し実効的な損失面積を補正すると電流は変化する。また、空間電荷制限電流による効果の補正も可能である。しかしながら、いずれもそれらのみでは実験結果を再現せず、また効果の度合いを実験値からフィッティングする必要が出てきてしまう。従って、修正マイクロ波電力によって水とキセノンの結果が一致することは、これらの影響が差の原因であることを示唆しているものの、同様の補正が他の例についても当てはまるかどうかは定かでなく、他の推進機、推進剤に関する検証が求められる。

本実験においては、修正マイクロ波電力によってキセノンの実験結果から、グローバルモデルを用いて水の実験結果を予測することができる。代替推進剤の研究として、既存の推進剤を用いた性能から代替推進剤使用時の性能を予測できたという点で、意義が大きい。前述のとおり、このモデルが他のイオンスラスタでも同様に適応できるか、他の推進剤でも適応できるかについては、今後の課題となる。また、水とキセノンで実験値とモデル値の比が同様であることは、水とキセノンの性能差の要因に関する検討に関して、グローバルモデルをベースに行うことの妥当性を保証するものである。水とキセノンに共通する実験とモデルの差に伴う影響は、実験値での補正が必要である一方、相対的な比較に関してはモデルに基づいて行うことができる。グローバルモデルを用いることで、実験では測定困難なもの、例えば 4.1.2 で実施したようなパラメータの比較などをして性能向上への知見を得ることができる。

5.2 電力及び流量依存性に関する考察

続いて、電力の変化や流量の変化によって変わる影響としては、代表的なものとして、プラズマ密度の増減とそれに伴う非一様性の変化、電子密度の変化とそれに伴う電子エネルギーが非マクスウェル分布であることが与える影響の変化があげられる。グローバルモデルの節で述べた通り、これらの影響は電力や流量に対して非線形であることが予想され、グラフに示すように、実験との乖離が変化していく大きな要因となりうる。ただし、特に水の場合には、流量による比の変化は電力による比の変化に比べて少なく、流量を変化させた場合の影響については、グローバルモデルによってよく予想できているといえる。

この節で論じてきた電力及び流量依存性の実験結果の中で、Figure 4-6で示したように、ある電力に対してプラズマを加速したまま維持可能な最低流量が観測されている。加速を行わない場合はより低い流量までプラズマを維持できるため、基本的には加速によってイオンが引き出され中性粒子密度が低くなった結果、プラズマが維持できなくなっていると考えられる。一方、この現象はグローバルモデルでは再現していない。Figure 2-9に示したように流量の低下に伴って電子温度が上昇し、いずれプラズマが維持できなくなる点、すなわち電子温度を際限なく上げて生成が損失に釣り合わなくなる点が生じるが、少なくとも今回の計算範囲においてはそのような現象は観測されていない。この違いに関しては、加速に伴う内部の損失条件の変化など、モデルには表れていない効果があると考えられ、今後の研究課題である。特に大電力側に関しては、モデル上で大電力低流量での作動が理想的な作動点の一つとなりうることが示唆されており、作動点の下限がどのように決まるかに関する研究が求められる。

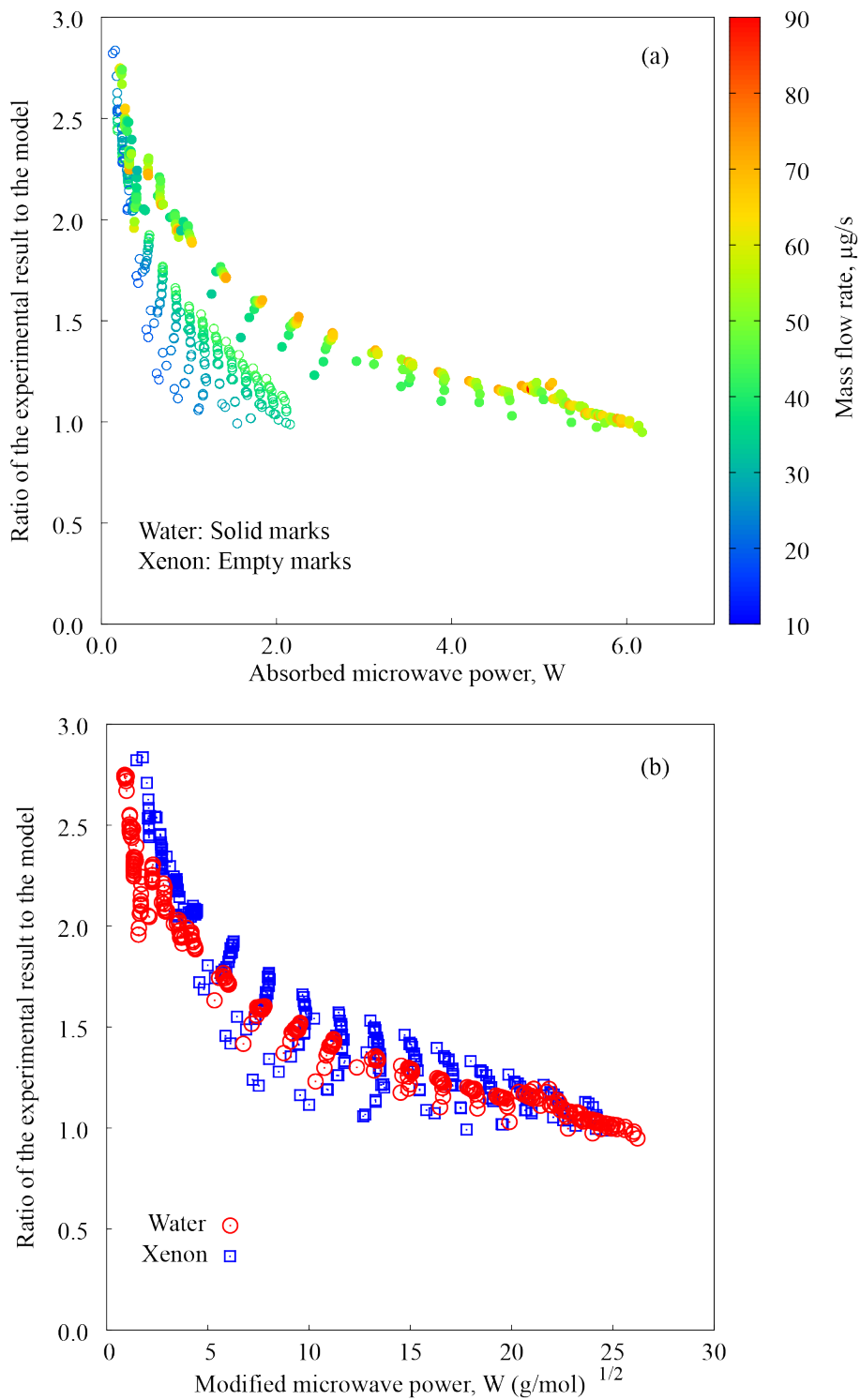


Figure 5-10 (a) Comparison between the experiment and the model: the ratio of the experimental result to the model and (b) the ratio of the experimental result to the model plotted using modified microwave power defined by equation (5-18).

5.3 周波数変更に関する考察

周波数変更に伴う性能の変化について、周波数変更に伴う ECR 層の移動と、周波数変更と同時に変化した放電室高さの2点から考察する。また、周波数変更に伴う性能向上について、設計の指針やシステム化においてどのような影響を与えるかを述べる。

5.3.1 周波数変更に伴う ECR 層の移動

マイクロ波の周波数を変更することによって、ECR 加熱が起こる領域（以下 ECR 層）が軸方向に移動する効果がある。ECR 加熱は、マイクロ波の周波数と電子のサイクロトロン周波数が一致することによっておこるため、ECR 層において周波数と磁場の強さの関係は、

$$\omega_{ec} = \frac{eB}{m_e} \quad (5-20)$$

となる。したがって、周波数に対して ECR 層の磁場は一意に決まる。イオン源内部の磁場と周波数に対する ECR 層の配置を示したものを Figure 5-11 に示す (Figure 3-6 の再掲)。周波数が低くなるほど下流に、高くなるほど上流に ECR 層が移動していることがわかる。ECR 層の移動は電子の主加熱領域の移動を示し、電子が主に磁場に沿って運動することを考えると、イオンが主に生成される磁力線が変化することを意味している。イオンの主生成領域の変化はプラズマ分布の変化をもたらす、性能に影響が出る。

実験結果より、全ての高さ (2.5 mm, 3.0 mm, 4.0 mm, 5.0 mm) において、5.4 GHz がプラズマを維持することができる最大の周波数であった。周波数上昇に伴って ECR 層が上流に移動し、5.6 GHz 以上では電子の加熱領域がアンテナに近いこと、アンテナとの距離が影響してアンテナへの損失が大きいことが原因であると考えられる。また、生成領域の磁場が大きくなることによる、ミラー比の低下および電子損失の増加も影響があると考えられる。上流への移動に関して高さの違いは関係がないこと、また反射率にかかわらず最大周波数が同一であることも、高周波側の作動上限に関するこれらの仮説を支持している。グローバルモデルにおける損失面積の検討 (5.1.1.3 幾何的境界条件) においては、イオンの損失面積 (アンテナ) の方が電子の損失面積 (磁石) に比べて重要であるとされており、この場合もアンテナへの損失の効果の方が大きいと考えられる。

逆に低周波数側は高さによって維持可能な周波数領域が異なり、2.5 mm から順に作動可能範囲が広がっていく。先ほどと同様に考えると、周波数の低下に伴い ECR 層が下流へと移動し、スクリーングリッドの非ホール部分への損失が増加したことが一因であると考えられる。グリッドへの損失は、高さが低いほど低い周波数で発生し、実験結果と一致する。

5.3.2 放電室の高さ変更による性能変化

周波数の変化による性能の変化は、グローバルモデルでは検討できない影響である。周波数の変更による ECR 層の移動は、非一様性や非マクスウェル分布に影響を及ぼし、性能が変化していると考えられる。一方、周波数を変化させないときの放電室の高さの変更は、グローバルモデルにも反映することができる。放電室の高さを変化させたときの性能の変化、および実際の実験における性能の変化を Figure 5-12 に示す。流量および電力依存性に関する実験におけるイオン源は磁石からの高さは 3 mm で、グローバルモデルでは放電室の高さを 2 mm として計算していた。(アンテナからグリッドまでの距離が 2 mm である。)ここでは、放電室の高さを磁石からの距離で定義しているため、モデルでは表示されている高さから 1 mm 短くした高さで計算を行った。また、計算は吸収電力をもとに行われているため、反射率の違いによる電流値の違いはモデルに反映されている。

Figure 5-10 に示したように、実験値とモデルの電流値は厳密には一致しないが、Figure 5-12 においては傾向も異なっている点がある。例えば 5.0 GHz の実験値は高さに対して単調減少するのに対し、モデルではピークを持っている。全体的な傾向としては一致しているが、モデルが実験を再現しているとは言えない。この違いは、高さの変化が単なるプラズマの体積、表面積の増加以上の効果をもつことを示唆している。非一様性、プラズマとグリッドの距離、高さ方向へのシース構造などが考えうる候補の例としてあげられる。

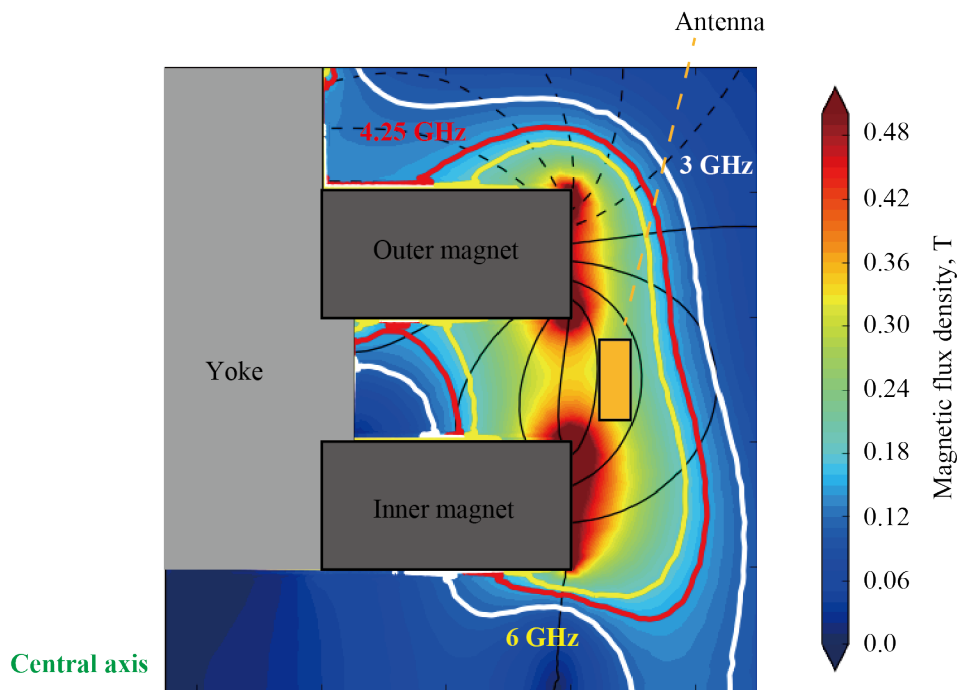


Figure 5-11 Dependence of ECR layer on the microwave frequency (same as Figure 3-6)

5.3 周波数変更に関する考察

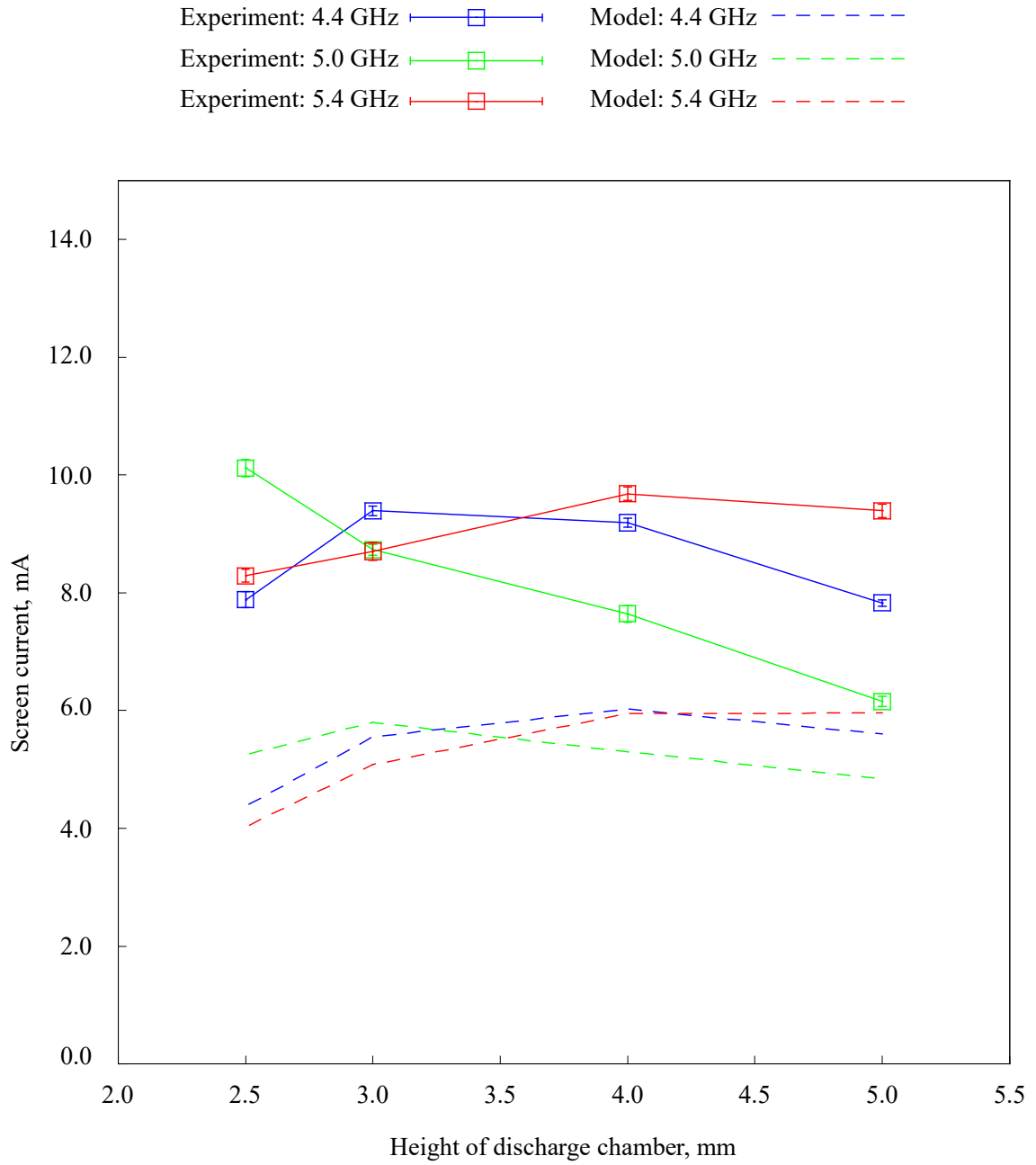


Figure 5-12 Comparison between the experimental results and the model with changing the height of the discharge chamber

5.3.3 周波数変更による性能向上に関する検討

本実験において実現した最高の性能は、投入マイクロ波電力が 1.0 W、高さが 2.5 mm、周波数が 5.2 GHz の時に、吸収電力に対するイオン生成コストが 145 W/A となる点であった。この性能は、従来の作動点である高さ 3.0 mm、周波数 4.2 GHz における 166 W/A に対し 10% 強の改善を達成している。一方で、実験結果の Figure 4-7 から Figure 4-9 で示したように、周波数を変更したときの性能変化は、マイクロ波の反射率に大きく影響される。Figure 4-8 における、吸収電力に対するイオン生成コストを見ると明らかなように、周波数ごとの性能変化の大部分は吸収電力の変化によって説明ができ、反射率を抑えることが設計上重要であることがわかる。実際に、ここで上げた 2 点に関しては、投入電力に対するイオン生成コストで見ると前者が 177 W/A で後者が 181 W/A であり、マイクロ波の反射を抑えるような設計は必要である。

地上で使用される一般的な ECR プラズマ源は、導波管による導入路の途中にスタブチューナーを配置し、プラズマを含めたインピーダンスマッチングを実施、基本的に反射のない状態で使用されている。しかしながら、本研究におけるイオン源のように宇宙で利用するもの、特に超小型衛星への搭載を想定してスペースが限られるものにおいては、導波管は用いず、またマッチングのための機器を搭載する余裕もないことが多い。したがって、プラズマの数値計算やマイクロ波の電磁波計算によって反射波を抑えた設計にすること、および実験に基づいた最適化設計が必要となる。実際に、流量および電力の依存性に関しては、周波数を変更していない状態でも、反射率が大きく変化することが確認されている。プラズマの状態、特に電子密度の変化による電磁波への応答の変化が、反射率に影響している。従って、周波数だけでなく、作動点に対しても伝送路の最適形状が異なってくるものが予想される。

また、イオンスラストのシステムを検討する場合、周波数変更は使用できるマイクロ波源、特に GaN もしくは GaAs のパワーアンプの選択に大きな影響を及ぼす。現在のイオンスラストで主に使用している 4.25 GHz およびその周辺の周波数は、ECR イオンスラストの研究では広く使われている周波数帯である 4.25 GHz に対応する磁束密度が 0.15 T となっており、比較的熱に強いサマリウムコバルト磁石で容易に実現できる磁束密度であることも一因である。一方で、パワーアンプの選択肢という点では、より広く商用化されている 5.6 GHz 付近もしくは 2.8 GHz 付近に比べると、限定される。また、高周波数化はコンポーネントの小型化にもつながり、実機への搭載という点でも利点がある。本研究における実験では 5.4 GHz までの作動を実現し、また吸収電力に対するイオン生成コストは高い周波数にお

5.4 壁面電位変更に関する考察

いて従来のもので同等もしくはやや軽減されている。高周波数での作動に対して最適化された放電室形状を持ったイオン源による実験、およびシステム全体での効率の検討を行うことで、システムとしての効率の改善につながる。

5.4 壁面電位変更に関する考察

壁面電位変更によって、磁石面、側壁、アンテナの各部に流入する電流量の変化が観測された。また、特にアンテナのバイアス電位を変更した実験において、大きなビーム電流増加を観測した。ここでは、グローバルモデルを用いて電子損失の変化をモデル化し、比較して考察する。また、壁面電位変更に伴う性能変化について、そのシステムへの影響について述べる。

5.4.1 壁面電位変更による電子損失の変化

壁面電位変更において観測された電流の増加は、電子の損失が変化していることを表している。Figure 4-12 および Figure 4-13 に示したように、例えばアンテナバイアス時には電圧を大きくしていくと、アンテナに流れる電流が大きくなっていき、逆に磁石（下流面）に流れる電流は少なくなっていく。イオンが流出する方向を正としているため、アンテナへの電子流入が増加していることを意味している。すなわち、0 V の時には、磁石と側壁に主に流入していた電子が、電圧が高いときはアンテナに流入するようになっていることを意味している。この現象をグローバルモデル上で再現できるかどうかを検討した。

グローバルモデル上で主に変化するのはグローバルモデルにおける式(2-48)で、電荷の釣り合い式である。以下に再掲する。

$$\begin{aligned} \frac{1}{4} e \bar{v}_e \exp \left\{ -\frac{e(\phi_p - \phi_s)}{kT_e} \right\} A_e \sum_j n_{sl,j} \\ = \sum_j q_j \{ n_{sr,j} v_B A_{wr} + n_{sl,j} v_B (A_{wl} + \gamma_G A_{SG}) \} \end{aligned} \quad (5-21)$$

このうち、電子の損失面積を、アンテナ、磁石、その他の三部分に分割し、それぞれに損失する電子がバイアスされたポテンシャルを乗り越えるようにバランス式を変更する。すると(5-21)は

$$\begin{aligned}
& \frac{1}{4} e \bar{v}_e \sum_j n_{sl,j} \left[\exp \left\{ -\frac{e(\phi_p - \phi_s - V_{ant})}{kT_e} \right\} A_{ant} \right. \\
& \quad + \exp \left\{ -\frac{e(\phi_p - \phi_s - V_{mag})}{kT_e} \right\} A_{mag} \\
& \quad \left. + \exp \left\{ -\frac{e(\phi_p - \phi_s)}{kT_e} \right\} (A_e - A_{ant} - A_{mag}) \right] \\
& = \sum_j q_j \{ n_{sr,j} v_B A_{wr} + n_{sl,j} v_B (A_{wl} + \gamma_G A_{SG}) \}
\end{aligned} \tag{5-22}$$

と書くことができる。

また、実験の条件を再現するため、実験における 0 V バイアス時の値をもとに、スクリーングリッドのシースの広がりを表す係数 γ_G の値を定め、さらにアンテナ、磁石、その他の損失面積を定める。イオンの損失は等方的でバイアスによって変化しないとすると、イオン電流の比は面積の比になる。実験値のスクリーン電流に合うように γ_G を定めた後、

$$J_{ion} = \sum_j q_j n_{sr,j} v_{B,j} \tag{5-23}$$

で表されるイオンの電流密度をもとに、損失部へのイオン電流を求める。電子電流とイオン電流の差が観測される電流になるので、実験値に合うように電子電流が決定できる。決定された電子電流の比は、バイアスが 0 V の時に実効的な損失面積に比例するため、各損失面積間の比に等しくなる。ここで、磁石の表面積は既知であるので、アンテナおよびその他部分の損失面積を知ることができる。但しこの時、下流面の磁石以外の部分には損失をしないという仮定を置いている。また、アンテナの面積も既知であるが、アンテナ周りの磁場はアンテナに対して垂直もしくは平行であるとは言えず、電子の磁化による影響の検討が難しいため、アンテナの面積に対してどの程度の電子が損失するかは未知である。そのため、基準としてはより磁化の影響を容易に想定できる磁石電流を用いた。

また、イオンの損失フラックスは変化しないが、損失エネルギーは変化し、従来の損失エネルギーである

$$P_{ik} = \sum_j \left(n_{sr,j} v_B A_{wr} q_j \phi_p + n_{sl,j} v_B A_{wl} q_j \phi_p + \gamma_G n_{sl,j} v_B A_{SG} q_j \phi_p \right) \tag{5-24}$$

が、

5.4 壁面電位変更に関する考察

$$\begin{aligned}
P_{\text{ik}} = \sum_j & \left(n_{\text{sr},j} v_{\text{B}} A_{\text{wr}} q_j \phi_{\text{p}} + n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} A_{\text{ant}} q_j (\phi_{\text{p}} - V_{\text{ant}}) \right. \\
& + \frac{1}{2} n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} (A_{\text{wl}} + A_{\text{SG}}) q_j (\phi_{\text{p}} - V_{\text{mag}}) \\
& \left. + n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} \left(\frac{1}{2} A_{\text{wl}} - A_{\text{SG}} \right) q_j \phi_{\text{p}} + \gamma_{\text{G}} n_{\text{sl},j} v_{\text{B}} A_{\text{SG}} q_j \phi_{\text{p}} \right)
\end{aligned} \tag{5-25}$$

に変化している。式(5-24)は式(2-31)の再掲である。磁石にバイアスをかけるときには、実験方法の章の Figure 3-30 にあるように、下流面全体にバイアスをかけることになる。従って、イオン損失するエネルギーに関して論じるときは、バイアス電圧の影響が下流面全体にあるものとした。また、投入電力として、マイクロ波電力に加えて直流電流によるオーム加熱を考え、

$$P'_{\text{abs}} = P_{\text{abs}} + V_{\text{ant}} I_{\text{ant}} + V_{\text{mag}} I_{\text{mag}} \tag{5-26}$$

とみなした。

以上の仮定をもとにモデルを再計算して実験との比較を行ったものを Figure 5-13 に示す。アンテナバイアス、磁石バイアスいずれの場合も、変化の傾向を定性的には捉えることができているが、定量的には乖離が見られる。アンテナバイアス時に、バイアス電圧に従ってアンテナの流入が上がることは再現できているが、磁石と側壁への流入電流が下がることは再現できているが、最も重要なスクリーン電流の上昇は再現されていない。また、アンテナへの流入電流の上昇も、実験値に比べると少ない。このことから、グローバルモデルでは現れない何らかの現象によってスクリーン電流の増加が発生していること、アンテナがプラズマの作用は、モデルで想定するよりも大きいことが予想される。磁石バイアス時には、負のバイアス電圧に対して、側壁に流入する電流が増加し続けることが予想されているが、実際の実験ではさほど増加していない。また、磁石への流入電流は想定よりも大きくなっている。これは、側壁に対する電子の閉じ込めが、モデルでの想定よりもうまくいっていることを意味している。また、この例ではアンテナの電流はほとんど変わらないことが予想されているのに対し、特に 10 V 付近の正のバイアスに対して、大きな変化が見られている。アンテナバイアス時と同様に、プラズマに対する影響の大きさを表していると考えられる。

アンテナバイアス時のスクリーン電流の増加について、グローバルモデルに表れない効果として考えられるのが、アンテナ電位が上がったことによる、放電室内の電場の生成である。モデル上では、プラズマのポテンシャルはフラットとみなされ、アンテナ部とそのほかの部分では別々のシースをなすものとみなしている。しかし実際は、デバイ長がさほど短くなく、放電室の高さ方向には電場が生じていると考えられる (5.1.1.4 シース)。また、

内部に電場が存在すること自体は、3D-PIC による数値計算でも示されている (Nakamura 2019) . アンテナ電位の上昇に伴って、グリッドに向かって徐々に電位が下がっていくような場となり、下流側にイオンを輸送する機序になったと推察される. 下流側へのイオン輸送の増加は、同時にアンテナ方向、すなわち上流方向へのイオン電流の減少を招き、アンテナ電流の増加にも寄与するため、アンテナ電流に関する結果とも整合性がとれる. また、下流側へのイオンの輸送の増加により、スクリーングリッドの穴部以外に損失するイオンも増加し、その結果側壁電流がモデルに比べて大きくなっているものと考えられる.

5.4 壁面電位変更に関する考察

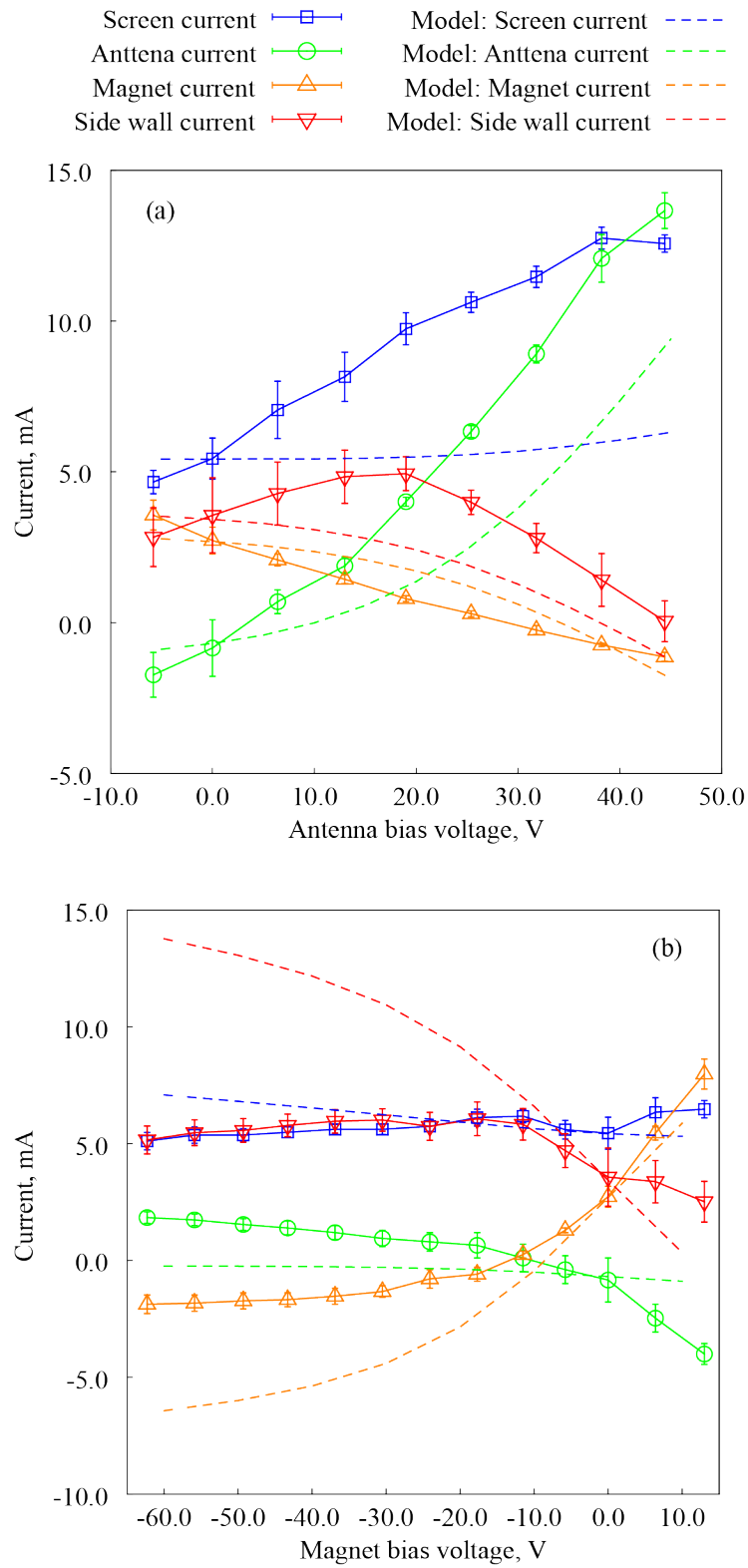


Figure 5-13 Comparison between the model and the experiments applying the bias voltage: (a) antenna bias experiment and (b) magnet bias experiment

5.4.2 壁面電位変更による性能向上に関する検討

実験結果の章で述べた通り、アンテナバイアス時に、最大 12.8 ± 0.36 mA の電流を記録し、バイアスを 0 V とした場合に比べて 2 倍以上である。トリム電源を含めたイオン生成コストは 154 ± 5.0 W/A であり、0 V の場合に比べて 40 % の減少となっている。生成電力は 1.96 ± 0.03 W であるが、このうちトリム電源が占める割合は 25 % 程度である。Figure 4-7 に示したように、イオン生成コストは生成電力の増加に対して、大きくなる傾向にあるので、マイクロ波電力を 2 W 投入するときにも低いイオン生成コストを実現している。また、トリム電源は直流電源であり、マイクロ波電源に比べると高い電源効率が期待できる。仮にマイクロ波の効率を 0.3、トリム電源の効率を 0.7 とすると、トリム電源の 0.5 W はマイクロ波の 0.21 W に相当し、マイクロ波電源と比較する形でのイオン生成コストは 135 W/A 程度とさらに改善する。

実機への応用を考えたときには、トリム電源の実装が一つの課題であるといえる。最も簡単な方法は、高電圧電源を 2 セット用意し、40 V 程度の差を持たせる（例えば 1.5 kV と 1.54 kV）方法であるが、単純に高電圧電源にかかる空間的なコストが 2 倍になってしまう。一方、既存の高電圧電源に対して 40 V 程度の電圧を生み出すような電源を準備すると、トリム電源の負側が 1.5 kV にバイアスされていることになり、給電が難しくなる。これらの課題を克服することができれば、十分に実機にも採用できると考える。

5.5 イオン種測定に関する考察

グローバルモデルと実験結果の比較は、すでに実験結果の章で示した通り、 OH^+ と H_3O^+ は実験よりも多めに、 H_2O^+ と O^+ は実験よりもやや少なめに見積もられている。ただし、 O^+ に関しては、測定量が小さいため相対的に大きな誤差を含んでおり、多くの点においてはその誤差で説明できる量である。これらの差は、グローバルモデルと実際のイオン源の組成比の差、および実験においてイオン源から出てから測定されるまでにおける反応の差、および測定自体の誤差などによっておこると考えられる。ここでは、実験自体の誤差要因とモデルとの比較において発生しうる誤差要因について論じる。

5.5.1 イオン種測定における誤差要因

QMS での測定は、直接的にはイオンの数を比電荷ごとに測定するもので、Figure 3-27 に示したフィッティングによって、実験結果で示したようなイオン種の割合を算出している。このフィッティングによって生じる誤差は、キセノン同位体の天然存在比との比較から見

5.5 イオン種測定に関する考察

積もられている。しかしながら、実際の水の測定における誤差評価は何を基準とするかが難しい。また明らかにフィッティングとは異なるトレンドを示す測定点が見られており、誤差の要因になったと考えられる。一例として、測定結果とフィッティングの例を電力ごとに Figure 5-14 に示す。すべて 40 $\mu\text{g/s}$ 時のデータで、ピークの値がおおよそ同じになるように、結果をスケールしている。スケールするための係数についてはキャプションに記した。

フィッティングはすべてガウシアンであり、存在すると考えられる粒子の比電荷を想定して行われている。しかし、フィッティングでは想定していないピークがいくつか見られる。例えば、(a) 5.0 W, (b) 4.0 W において、 OH^+ と H_2O^+ の間の 17.3 あたり、および H_2O^+ のピークよりも若干大きい 18.3 近辺にピークが確認できる。(c) 3.0 W, (d) 2.0 W の H_2O^+ のピークは明らかに二つに分かれている。これらのピークの由来は不明だが、仮にプラズマ由来でないとすれば、 H_2O^+ や OH^+ を過剰に見積もる原因になりうる。また、(d) 2.0 W, (e) 1.0 W の例では、 H_3O^+ および OH^+ の信号の形がガウシアンから崩れてしまっており、誤差要因といえる。ガウシアンからのずれは特に電力が低い方が大きく、信号自体の大きさが小さいことも原因の一つであると考えられる。

そのほかの実験における大きな誤差要因としては、イオン源を出てから四重極管部に届くまでの距離が 7 cm と長い (Figure 3-31 参照) ことがあげられる。中性粒子密度を実験上の最大のチェンバ背圧である 5×10^{-2} Pa からおおよそ 1×10^{19} / m^3 であるとする、Table 2-22 No. 24 の電荷交換反応に関するイオンの平均自由行程は 2.8 cm ほどであり、7 cm よりも短い。チェンバ背圧はおおよそ流量 \dot{m}_n と排気ポンプの排気速度 \dot{V}_{PS} で見積もることができ、

$$P_{\text{vac}} \dot{V}_{\text{PS}} = \frac{\dot{m}_n R T_n}{N_A M_n} \quad (5-27)$$

である。ポンプの排気量を 800 L/s として計算した背圧と、背圧に対する各イオンの平均自由行程を Figure 5-15 に示す。特に大流量側で 7 cm に近い値になっており、電荷交換の影響がある。ただし、この効果は、グローバルモデルの章で検討した反応に基づくと、主に H_2O^+ の増加に寄与するものであり、実験とモデルの乖離に関する傾向とは一致しない。

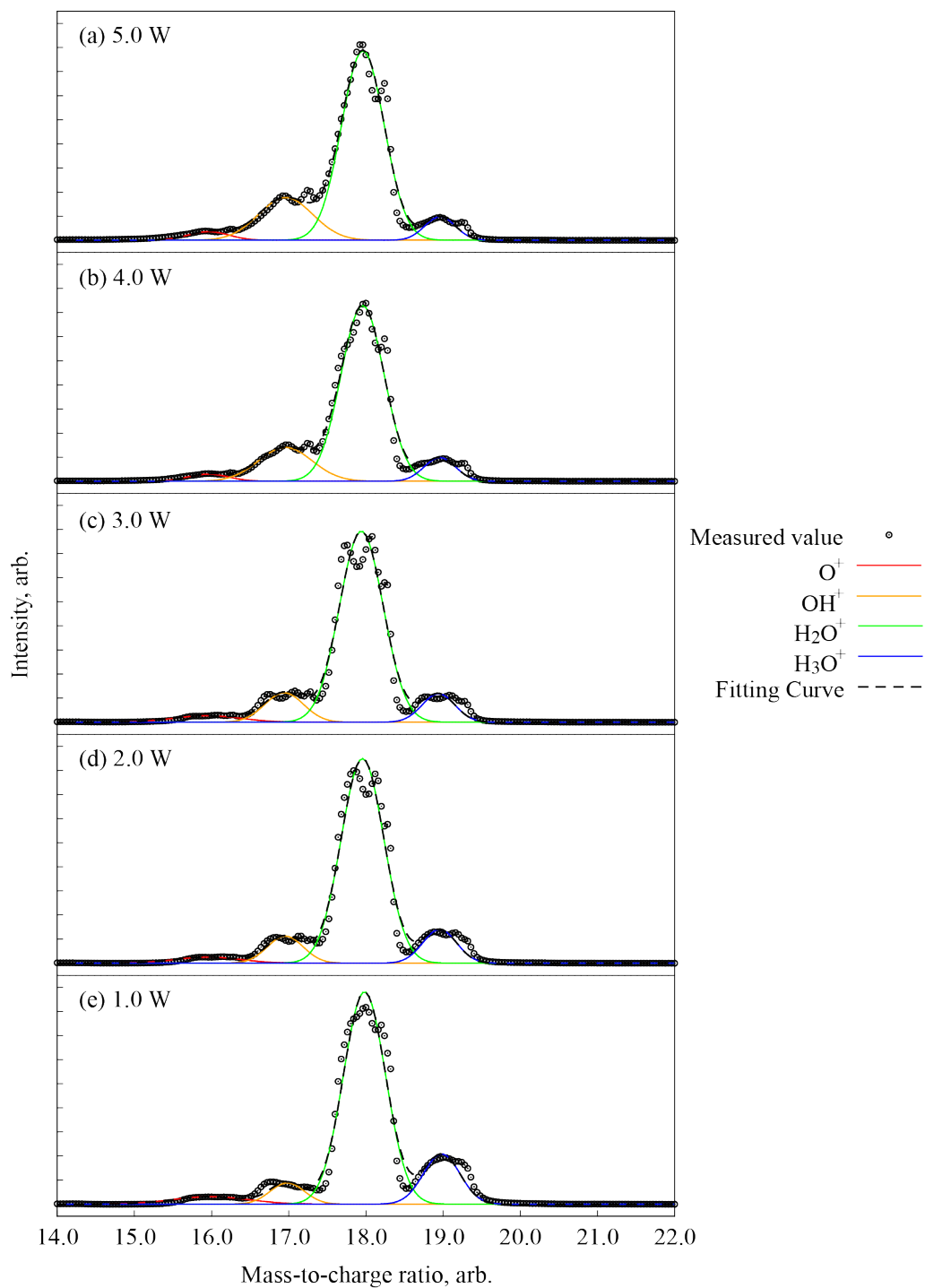


Figure 5-14 Measurement results by QMS and fitting curves for each ion at the mass flow rate of $40 \mu\text{g/s}$ and at the microwave input power of (a) 5.0 W, (v) 4.0 W (c) 3.0 W, (d) 2.0 W, and (e) 1.0 W. Every results are scaled as the peaks take the similar value. The scaling factor is $1/10$ for 5.0 W, $1/7$ for 4.0 W, $1/4$ for 3.0 W, $5/6$ for 2.0 W, and 2.5 for 1.0 W.

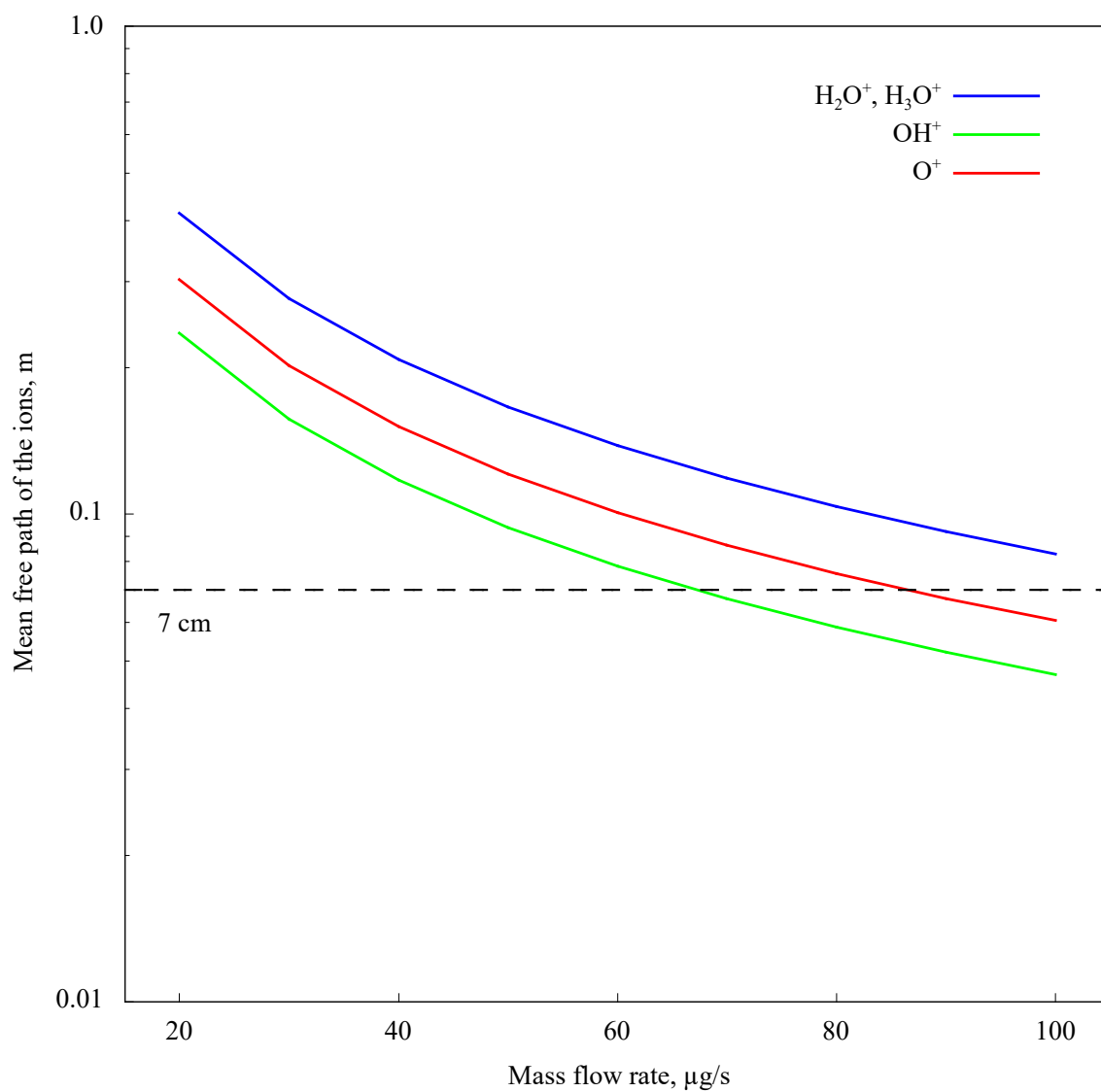


Figure 5-15 Mean free path of the charge-transfer reactions of the ions

5.5.2 グローバルモデルとの組成比の違いとその要因

グローバルモデルと実験と組成比の差については、4.1.1.5 で論じたように、各種反応断面積の不確定性が影響を及ぼす。例えば、当該項で論じた H_2O^+ の誤差によって、 H_2O^+ の測定比はおおよそ $\pm 1\%$ 程度の変化が生じる。また、実験結果とモデルの乖離は大流量になっていくほど大きくなっており、中性粒子と電子もしくはイオンの反応がこの乖離の要因の一つであることを示唆している。特に影響の大きな反応としては



がある。 H_3O^+ はこの反応でのみ発生するため、 H_3O^+ の組成比はこの反応断面積の正確性に大きく依存する。現状のモデルでは断面積はイオン温度にかかわらず一定としており、またイオン温度は中性粒子温度と等しいとしている。加えて、断面積自体のデータにも乏しいため、精度は1桁程度である。他の電荷交換衝突反応も同様の精度であり、組成比の変化を起こしうる。また、グローバルモデルにおいて中性粒子 OH がかわる反応を考慮する必要性が議論された。 OH の存在を考慮すると、式(5-28)の逆反応が無視できなくなる可能性が示唆される。

グローバルモデルと最も大きく異なるのは、水素イオンの測定である。実験装置の項で述べたように、QMS に特有の低原子量の測定が難しくなる現象により、水素イオンに関する測定はできていない。一方、グローバルモデルでは水素イオンが一定数発生すること、推力の低下に寄与することが示されている。QMS は H_3O^+ や OH^+ を H_2O^+ と区別するという点では、効果的な測定法であり、今後、測定方法や解析方法の改善を行うことで、モデルの妥当性をより正確に評価し、を反映したモデルを構築することで、水素イオンの割合を推定、推力への影響を評価することが求められる。また、より直接的な方法としては、QMS 以外のイオン測定方法を用いることがある。例えば $\text{E} \times \text{B}$ プロブは分子量に近い H_3O^+ (分子量: 19) や OH^+ (分子量: 17) を H_2O^+ (分子量: 18) から分離するには不向きであるが、 H^+ (分子量: 1) の測定では QMS よりも高い分解能を実現できる。QMS の測定と合わせることで、詳細な組成を明らかにすることができる。また、 $\text{E} \times \text{B}$ プロブは加速した粒子を直接測定できることも魅力的で、イオンビーム組成の評価という点では優れている。

5.6 第 5 章の総括

本章で論じた内容を以下に総括する.

- ・ 第 2 章で論じたグローバルモデルについて, モデル上の妥当性の検証を, 一様性, 温度, 幾何条件, シース, および各種反応について実施した. また, グローバルモデル上での水とキセノンの性能比較を実施し, モデル上に表れる生成, 損失を比較することでその性能差の原因を論じた.
- ・ 電力及び流量依存性について, 推進機としての性能評価を推進機のみに限った範囲で行った. また, 実験結果とグローバルモデルの結果を用いて, モデル上の予測と実験結果の比較を実施した.
- ・ 周波数変更による性能変化の原因について, ECR 層の移動と放電室の高さの変化に伴う損失の変化という 2 点から考察した. また, 性能向上に関する評価とシステムとして検討する際の性能向上の可能性および課題について述べた.
- ・ 壁面電位変更による性能変化の原因について, グローバルモデルを用いて電子損失の変化から論じた. また, 性能向上に関する評価とシステムとして検討する際の性能向上の可能性および課題について述べた.
- ・ イオン種測定について, 実験における誤差要因としてフィッティングおよび QMS 自体の測定精度の問題, およびチェンバ背圧の問題の 2 点を論じた. また, グローバルモデル上の誤差要因を論じ, 性能評価という観点における今後の課題を述べた.

続いて, 本章で得た知見を総括すると以下ようになる.

- ・ グローバルモデルと実験の差異として, プラズマの非一様性と非マクスウェル分布の影響は存在し, 実験結果を厳密に再現しない大きな要因である. また, 温度や幾何的境界条件, 各種反応の断面積評価などの要因は, 実験値と 10 – 20 %の差を生み出す可能性があり, 特に中性粒子 OH の存在は大きく影響する可能性がある.
- ・ グローバルモデル上の検討において, 水プラズマモデルでは励起の影響と同等程度に解離の影響が見られ, イオン化解離反応だけでなく, 励起解離反応, 中性粒子への解離反応を考慮してモデルを作ることが重要であるといえる. また, 水がキセノンに対して性能的に劣ることは推進剤利用効率の低下が主要因であり, 中性粒子の音速, ポー

ム速度、電離衝突断面積が相対的に小さいこと、電流あたりの推力が小さいことなどが低下の要因としてあげられ、基本的に分子量が小さいことに起因するものである。

- ・ 電力および流量への依存性に関しては、グローバルモデルを用い、キセノンの実験結果から推進機特有の性能を補正することで予想することができる。また、その過程で、分子量の平方根が性能の差異に大きな影響があることが示され、空間電荷制限電流などの要素が性能差に大きくかかわっている可能性を示唆した。
- ・ 周波数変更による作動領域の変化は ECR 層の移動によって説明でき、性能の変化の大部分はプラズマの状態変化及びマイクロ波伝送路の特性による反射率の変動で説明できる。一方、伝送路の特性変化によって説明できない性能改善はイオン生成コストベースで 10 % 程度あり、周波数の変更による推進機単体の性能向上が確かめられた。また、作動周波数の変更はマイクロ波電源の設計に変化を及ぼし、特に高い周波数帯において効率改善と小型化に資する可能性がある。
- ・ 壁面電位の変更による各部への流入電流の変化は、壁面電位を変更したグローバルモデルによって定性的には説明できる。一方、特にアンテナをバイアスした際に、アンテナに流入する電流とスクリーン電流について定量的には大きな差が生じており、プラズマに近い位置にあるアンテナへの損失が推進機の性能に大きな影響を与えている可能性が示唆された。投入電力に対する性能は明確に向上し、イオン生成コストにして 50 % 程度の減少が確認された。
- ・ イオン種測定における測定結果には存在を想定していないピークが多く存在し、想定よりも大きな誤差があることが示唆された。また、イオン源から測定点までの距離における電荷交換反応が無視できない量存在することが明らかになった。グローバルモデルとの差異は、これらの誤差及び電荷交換反応に関するモデルのあいまいさ、中性粒子 OH を無視していること、などで説明ができる範囲であった。

最後に本章で得た知見をもとに、今後の課題を述べる。

- ・ グローバルモデルの改善について
 - ・ より実験の傾向を正確に捉えるには、非一様性の効果および非マクスウェル分布の効果を考慮したモデルとすることが必要である。前者は拡散係数から論じられる損失に関するシース係数 (Lee 1995) の再検討、後者はプローブ測定による確認や 2 温度分布の導入などが考えられる。

- ・ グリッド周りのシースの形状が大きな影響を与えている可能性がある。実験結果とモデルを比較、およびグリッド周りの電場計算を実施することでシース拡大の影響を定量的に評価する必要がある。
- ・ 他の推進剤への拡張可能性が示唆された。今後、キセノンでの結果をもとに他の代替推進剤の性能を予測し、実験結果と比較することで、拡張可能であることを示すことができる。
- ・ イオン源の性能改善に関して
 - ・ 分子量の差は本質的な問題であり、水を使う以上避けられず、この差が推進剤利用効率低下の主要因である。特性速度の速さによる損失スピードの速さに起因するため、損失を低減する工夫が求められる。アクセルグリッドの設計見直し、イオンの磁化を前提とした閉じ込めなどがあげられる。
 - ・ 周波数の変更は、ECR 層の移動に結びついていることが明らかになった。今後周波数変更による大きな性能変化を期待する場合、磁場も同時に変化させて効果の高い領域を探していくことが求められる。
 - ・ 壁面電位の変更は、特にアンテナバイアスにおいて大きな効果が期待できる。今後、周波数変更と合わせた電位の変更などでより高い効果を得られる可能性があり研究が求められる。また、アンテナの損耗や劣化が激しくなる可能性があるため、長期的な比較は必要である。
 - ・ モデルの較正という点では、より高い精度で QMS を使った測定を実施することが求められる。流量を低減する、より性能の高いポンプを用いる、QMS とイオン源の物理的距離を短くするなどが方策として挙げられる。グローバルモデルの組成に関する信頼性が担保することは、モデルをもとにした議論を深めることができるため有用である。
- ・ イオンスラスタシステムとしての性能改善に関して
 - ・ 周波数の変更は、マイクロ波源の高効率化と小型化に資する可能性が高い。伝送路を合わせてシステムとして検討しなおすことで、現状のマイクロ波電源効率（30%程度）から大きく伸ばすことができ、結果として実質的なイオン生成コストを低減することができると考えられる。これらの実験的な検討が求められる。
 - ・ 壁面電位を変更した場合の性能向上は 2 倍以上に及ぶため、実装可能性の検討お

よび開発を行うことが求められる。具体的には、スクリーン電圧に対して一定の電圧を上乗せして印加するための電源を搭載可能なサイズで開発すること、およびマイクロ波線路中に直流電圧を印加するためのギミックが必要である。

第6章 システム検討

6.1 システムの構成とモデル化

衛星への搭載を考えた場合、スラスタヘッドの性能そのものではなく、サブコンポーネントを含めた推進システムとしての性能が重要である。また、小型 ECR イオンスラスタにおいて、サブコンポーネントの性能は推進システムとしての性能に大きな影響を与える。一例として、ヨウ素 RF イオンスラスタのイオン生成コストは 800-900 W/A であり (Holste 2018)、小型推進機における RF の電源効率は最大 90%程度 (Tsay 2017) であるため、電源効率を含めたイオン生成コストは 889-1000 W/A である。一方、PROCYON に搭載された小型 ECR イオンスラスタの場合、イオン生成コストは 220 W/A 程度であるが、マイクロ波電源の効率はおよそ 20% (Koizumi 2016) であり、電源効率を含めたイオン生成コストは 1100 W/A となる。すなわち推進機としては4倍ほどイオン生成コストが高い小型 ECR イオンスラスタが、電源効率を含めるとそのメリットを失っている。

小型推進機においてサブコンポーネントが推進システムとしての性能に与える影響は大きく、サブコンポーネントを含めたモデル化を詳細に実施し、システムとしての性能を評価する必要がある。本節では、ここまで本論文で論じてきた水イオンスラスタについて、システムモデルを構築する。各コンポーネントのモデル化を実施し、電力および体積の見積もりを行う。

6.1.1 全体構成

水イオンスラスタのシステムの全体構成図を Figure 6-1 に示す。スラスタユニットとして、イオンスラスタ系 (ITU: Ion Thruster Unit) とレジストジェット系 (RJT: ResistoJet Thruster) の2つを考える。イオンスラスタを作動させるために必要なコンポーネントは、プラズマ生成に必要なマイクロ波を供給するマイクロ波電源系 (MPS: Microwave Power Supply)、ビームの加速及び中和器からの電子放出に必要な直流電源系 (DCPS: Direct Current Power Supply)、推進剤を供給する流量制御系 (MFCU: Mass Flow Control Unit) がある。ただし、流量制御系とは別に推進剤を保管する部分をタンク系 (Tank) とする。レジストジェット系を作動させるために必要なコンポーネントは、推進剤を供給する流量制御系のみである。また、推進システムの制御系 (TCU: Thruster Control Unit) がこれらのコンポーネントを制御する。制御系は、衛星本体の On-Board Computer (OBC) とのインターフェースと、各コンポーネントへの ON/OFF の指示のみを行うものとし、主な電力消費は MPS, DCPS, MFCU が担っている。ここでは、衛星から供給される電圧を電力用電源 28 V と通信用電源 5 V の2系統と想定して次節以降の検討を行った。

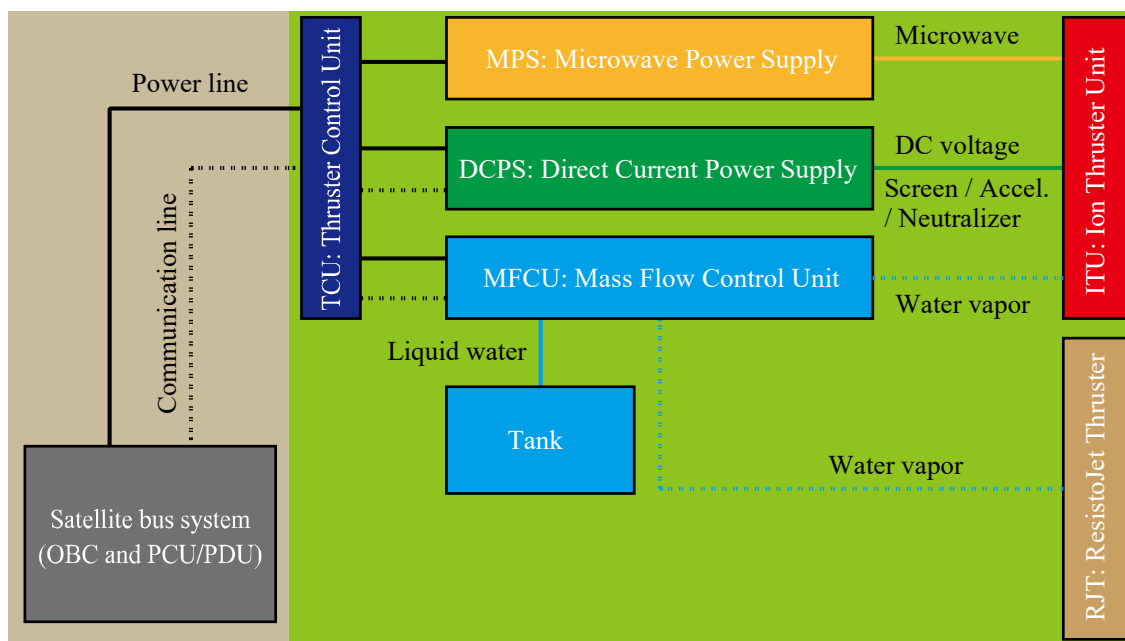


Figure 6-1 Schematic of the ion thruster system

6.1.2 イオンスラスタ系のモデル化

イオンスラスタ系はイオン源と中和器からなる。イオン源は本論文第2章におけるモデル及び第4章に示した実験結果によってモデル化する。また、中和器のモデル化は、Nakagawaらのデータ（Nakagawa 2016）に基づいて行う。

6.1.2.1 イオン源

Figure 6-2 に実験による結果とモデルから得られた予測スクリーン電流量の比を再掲する。ここに示されるように、実験結果とモデルの解離は電力に対して一定の傾向を持っており、流量の変化による性能変化はモデルによっておおよそ予想できていることがわかる。そこで、Figure 6-2 に示されるような近似曲線を導入する。近似曲線は

$$r_{em} = \frac{I_{exp}}{I_{mod}} \cong \frac{\alpha_{IT}}{\ln(\beta_{IT} P_{abs}/P_0 + \psi_{IT})} + \zeta_{IT} \quad (6-1)$$

と表され、最小二乗法で $\alpha_{IT}, \beta_{IT}, \zeta_{IT}, \psi_{IT}$ を決定したものである。ただし、この近似曲線には物理的な背景はなく、遠方で緩やかにある値に漸近する特性から関数を決定した。近似曲線を用いることである吸収電力に対するスクリーン電流をモデル化することができ、決定された係数より、イオンスラスタのスクリーン電流は

$$I_{SG}(P_{abs}) = \left\{ \frac{178.7}{\ln \left(81.33 \frac{P_{abs}}{P_0} + 7.995 \right) \times 10^6} - 7.898 \right\} I_{mod}(P_{abs}) \quad (6-2)$$

と表せる。但し、 $P_0 = 1$ である。この近似曲線に対する実験値のばらつきは、標準偏差で 0.39 mA 程度である。また、この式がすべての粒子に独立に成り立つことを仮定する。イオンスラストの推力はスクリーン電流を用いて、

$$F_{IT} = \sum_j \left\{ \eta_{div,j} \sqrt{\frac{2M_j V_{SG}}{e}} (I_{SG,j} - I_{AG,j}) \right\} \quad (6-3)$$

$$j = H_2O^+, OH^+, O^+, H^+$$

と書くことができる。ただし、イオン種はモデル中に存在する 4 種類のみを考えた。ここで簡単のために、

$$\frac{I_{AG,j}}{I_{SG,j}} = 0.05 \quad (6-4)$$

$$\eta_{div,j} = 0.95 \quad (6-5)$$

とする。スクリーン電流とアクセル電流の比は実験時の平均的な値を用いている。ただし、実験時のグリッドはキセノンに最適化したグリッドであり、設計によって改善する可能性は高く、実際よりも性能が悪い側の見積もりになっている。発散角効率は推力測定の結果から逆算的に推定しており、発散角効率を 0.95 程度とすると、現在のモデルおよび測定結果と推力測定の結果がおおよそ一致する。以上より、イオンスラストの推力は、グローバルモデルによる計算結果を用いて、

$$F_{IT} = 0.95^2 \sum_j \sqrt{\frac{e M_j}{q_j M_{H_2O}}} \frac{I_{mod,j}}{I_{mod}} \sqrt{\frac{2M_{H_2O} V_{SG}}{e}} \left\{ \frac{178.7}{\ln \left(81.33 \frac{P_{abs}}{P_0} + 7.995 \right) \times 10^6} - 7.898 \right\} I_{mod}(P_{abs}) \quad (6-6)$$

と書くことができる。 Σ の部分が、2.1 水イオンスラストの原理と性能指標の節で定義した解離効率に対応している。

また、実験およびグローバルモデルでは吸収電力を用いたが、マイクロ波に対する要求電力は投入電力である。したがって、投入電力と反射電力の比を定める必要がある。この比を反射率と呼び、第4章で示した実験結果におけるマイクロ波の反射率は Figure 6-3 に示した通りである。反射率は流量によってばらつきがあり、正確には実験値を用いる方が適切

であるが、ここでは Figure 6-3 中に示した近似曲線である

$$r_{\text{ref}}(P_{\text{abs}}) = 1 - \frac{P_{\text{abs}}}{P_{\text{in}}} = 0.6014 \exp\left(-0.9796 \frac{P_{\text{abs}}}{P_0} - 0.3147\right) + 0.08489 \quad (6-7)$$

を用いるものとする。但し、 $P_0 = 1$ である。この近似曲線に物理的な意味はなく、遠方で 0.8 付近に漸近する傾向より定めたものである。この反射率自体は、イオンスラスタ本体のプラズマの状態だけでなく、イオンスラスタに至る部分の伝送路形状が大きく関係しており、電力ごとに最適設計が異なることが予想される。

イオン源の占有体積は、イオン源の大きさに加えて、高電圧部が放電しないように十分に距離をとる必要がある。静電シールドの役割を果たすアルミカバーの外径が 25 mm で高さが 25 mm ある。これにコネクタ部の長さも考慮して、25 mm × 25 mm × 35 mm をイオン源の包絡域とする。

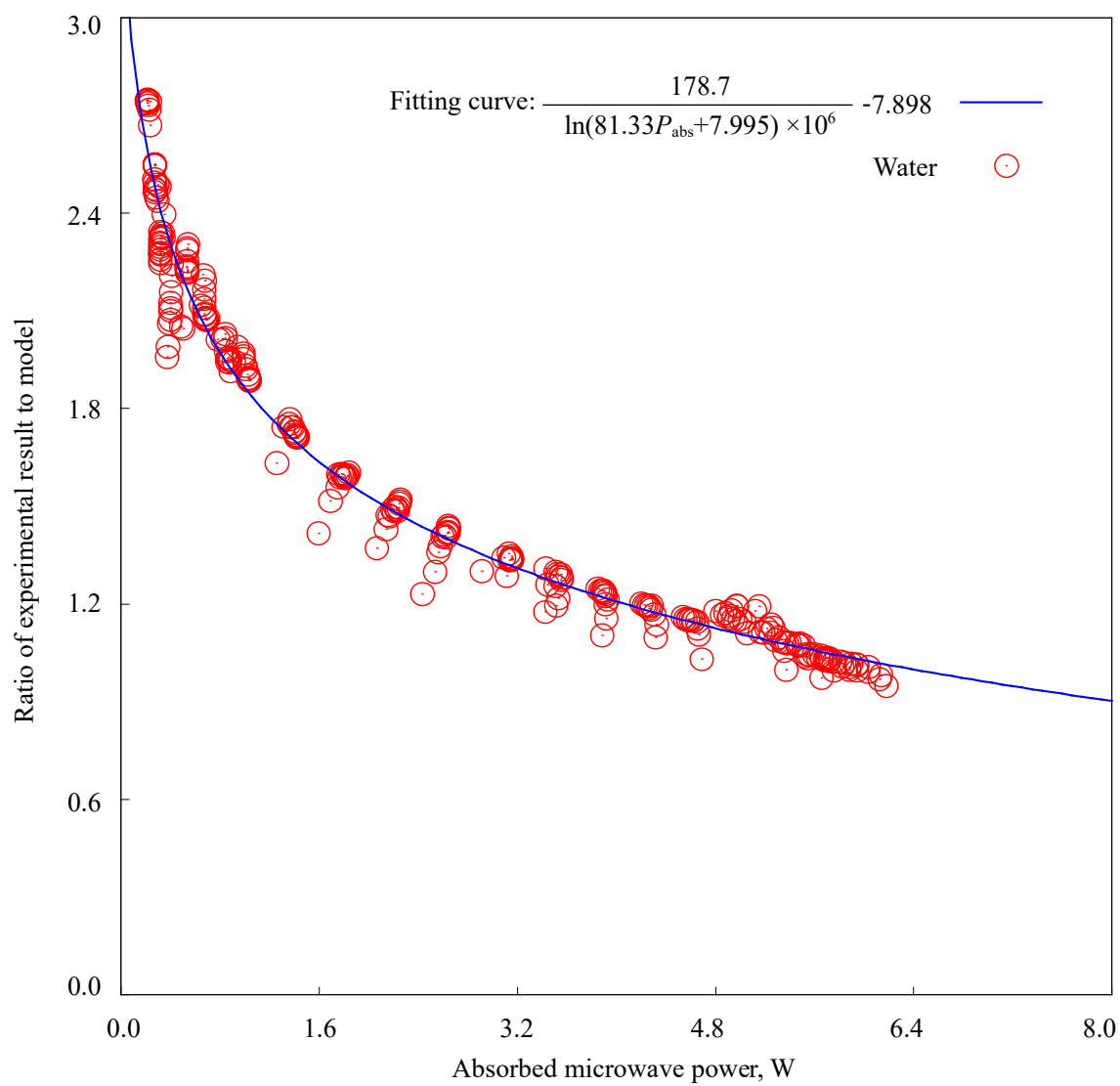


Figure 6-2 Comparison between the experiment and the estimate from the water-plasma model

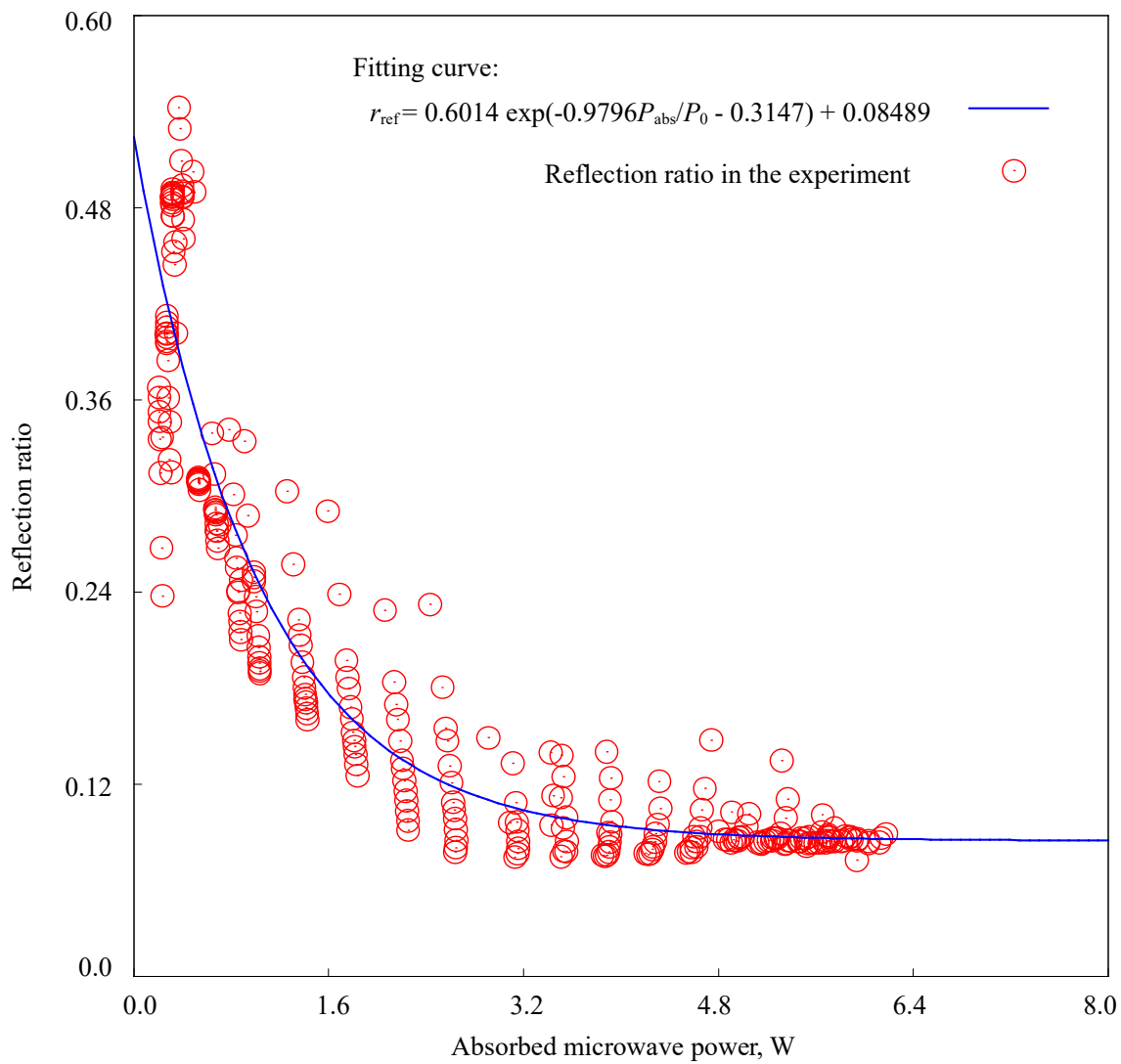


Figure 6-3 Reflection ratio with the microwave power input and the fitting curve

6.1.2.2 中和器

イオンビームの中和には中和器が必要である。中和器はイオンビームと同等よりも少しだけ大きな電流を放出する能力が求められる。ここでは中和器の必要放出電流量を

$$I_{NE} = I_b + 0.1 \text{ mA} \quad (6-8)$$

と定める。このオフセットは PROCYON で採用された値に基づく (Koizumi 2018)。

Figure 6-4 に中和器電圧を-40 V で固定したときの、投入電力に対する中和器電流及び中和コストを示す。中和器電圧の上昇は放出電流量に対して強い正の相関があるが、高い中和器電圧は中和器の寿命に影響を及ぼすと考えられているため好ましくない。ここでは、中和器電圧を-40 V に固定して検討する。Figure 6-4 より、25 $\mu\text{g/s}$ 以上の流量投入には電流を上昇させる効果が乏しいこと、4 W 投入時の中和コストは 2 W 時の 1.2 倍であるが、電流量は 11 mA まで出力することができることがわかる。したがって、4 W 投入条件では、中和器を 2 つ搭載することを前提として投入電力を少なくするか、投入電力が大きくなることを許容して流量を少なくすることを重視するかでトレードオフが発生する。

ここでは、実験値に基づいて電力を単に増大させるものと、最低の中和コストである 300W/A が常に満たされるとするものの二つのパターンを用いた。最低の中和コストが保たれるとする場合は、作動点によって適切な大きさに、中和器を再設計することを前提としている。前者を Case N1, 後者を Case N2 と呼称する。Case N1 の場合、中和器電流は、Figure 6-4 の 25 $\mu\text{g/s}$ 時の近似曲線に従い、

$$I_{NE}(P_{in}) = \left(6.765 \ln \frac{P_{in}}{P_0} + 1.944 \right) \text{ mA} \quad (6-9)$$

とする。但し、 $P_0 = 1$ とする。Case N2 の場合は、必要中和器電流に対して、中和コストが 300 W/A になるように電力を定める。すなわち、

$$\frac{I_{NE}(P_{in})}{P_{in}} = 300 \text{ W/A} \quad (6-10)$$

である。Case N2 の場合の電力に対する電流量も同様に Figure 6-4 に示した。中和コストが最低になるように設定しているので、Case N2 の方が必ず性能が良くなる。

いずれの場合も中和器の占有体積は、中和器の外径が 22 mm で高さが 20 mm、コネクタ部のおおよその長さが 10 mm であることから、25 mm \times 25 mm \times 30 mm とする。

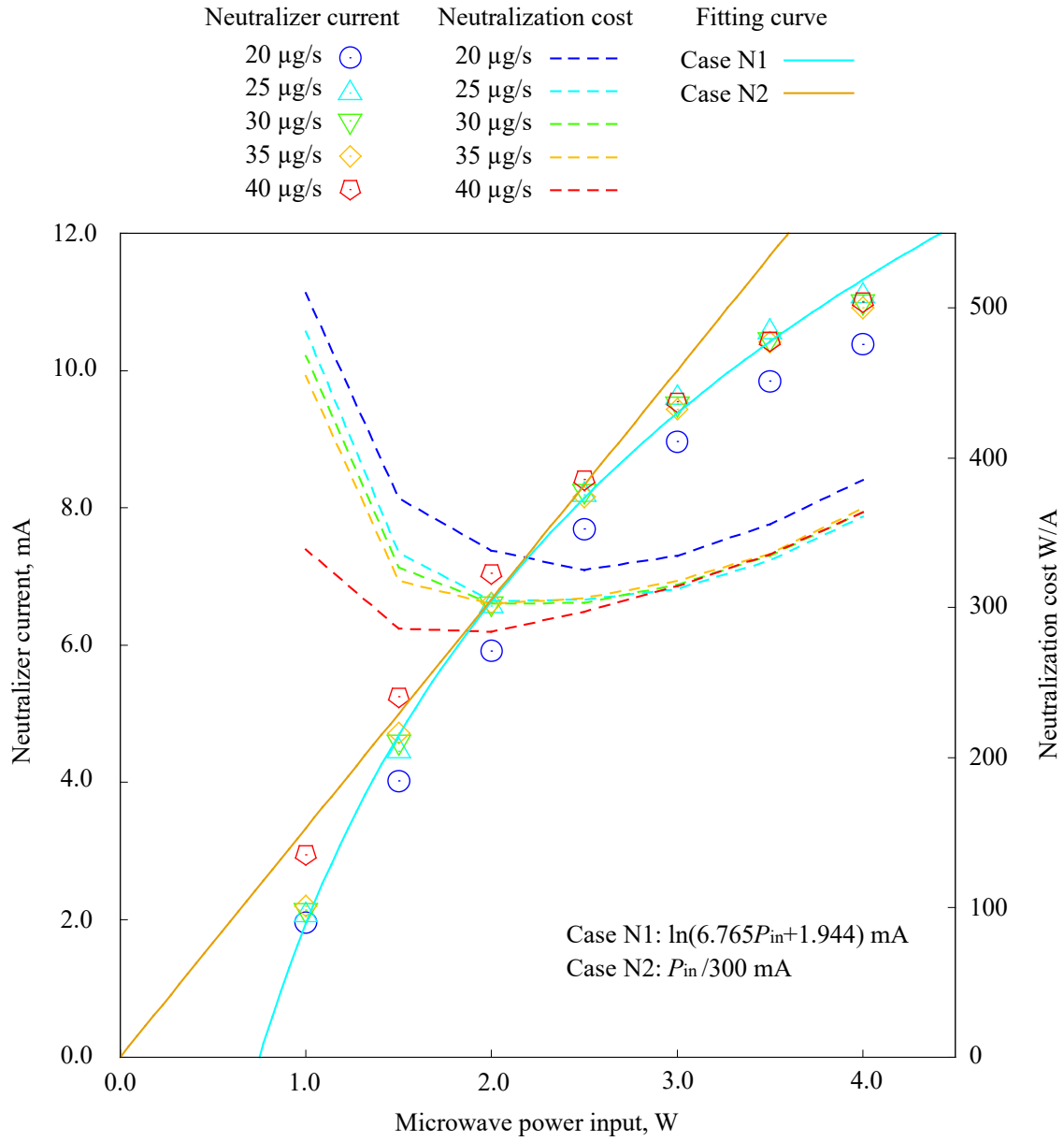


Figure 6-4 Neutralizer current and neutralization cost of ECR neutralizer using water propellant at a mass flow rate of 25 $\mu\text{g/s}$

6.1.3 レジストジェット系のモデル化

レジストジェットの性能については、浅川による作動条件の整理に準ずるものとして、モデル化を行う（浅川 2019）。レジストジェット作動時の総投入電力は、レジストジェットのスラストヘッドに投入する電力も考慮して、

$$P_{RJ} = P_{VC} + P_{TH} + P_{val} \quad (6-11)$$

と書くことができる。それぞれ、気化室、スラストヘッドのヒーター、バルブに使用する電力である。また、平均の推力と平均の流量を考えたときに、推進効率 η_{RJ} は

$$\eta_{RJ} = \frac{\overline{F_{RJ}}^2}{2\overline{\dot{m}_{RJ}}P_{RJ}} \quad (6-12)$$

で定義される。気化室温度が $25.7 \pm 2.4^\circ\text{C}$ であるとき、あるノズルおよび流路に対して推進効率は $11 \pm 3\%$ 、推力は $4.34 \pm 0.37 \text{ mN}$ 、平均流量は、 $5.41 \pm 0.07 \text{ mg/s}$ であることがわかっている。また、気化室に投入した熱量はほぼすべて（割合は $99 \pm 5\%$ であった）水の蒸発に伴う潜熱に使われており、その全電力に占める割合は 83% であった。本モデルにおいては、気化室温度は常温、全電力に対する潜熱に用いる電力の割合を保ち、流量に対して推進効率は変化しないものとした。したがって、気化室投入電力 P_{VC} とレジストジェット系全電力 P_{RJ} の比は

$$\frac{P_{VC}}{P_{RJ}} = 0.83 \quad (6-13)$$

この時、任意の投入電力に対する平均推力は

$$\overline{F_{RJ}}^2 = 2\eta_{RJ}\overline{\dot{m}_{RJ}}P_{RJ} \quad (6-14)$$

及び

$$P_{VC} = \overline{\dot{m}_{RJ}}L_w \quad (6-15)$$

より、

$$\overline{F_{RJ}} = \sqrt{\frac{2\eta_{RJ}}{L_w} \frac{P_{VC}}{P_{RJ}} P_{RJ}} \quad (6-16)$$

と表すことができる。ただし、 L_w は水の潜熱を表し、 2.442 kJ/kg である。式(6-16)より、推力は電力に比例する。したがって、水の蒸発に伴う潜熱に用いた電力の割合を一定にし、推進効率を一定にすることは、推力電力比を一定とすることおよび比推力を一定とすることを意味する。この場合の推力電力比は式(6-15)の係数部分にあたり、比推力は

$$I_{sp,RJ} = \sqrt{\frac{2\eta_{RJ}L_w P_{RJ}}{g_0^2 P_{VC}}} \quad (6-17)$$

となる. 上記に基づいて算出したレジストジェットのパフォーマンスを Table 6-1 にまとめる. 推力, 流量は投入する電力によって決定され, 可変である. また, イオンスラスタの場合, 投入電力は主に直流電源系とマイクロ波系より投入されたが, レジストジェットの場合は流量制御系で消費されることになる.

Table 6-1 Performance of the resistojet thruster based on the model

Thrust-to-power ratio	273 mN/kW
Specific impulse	81.8 s

レジストジェットは, 大推力運用および衛星の角運動量変化に設置され, 4 つ搭載することを想定している. レジストジェットのスラスタヘッド部の体積はおおよそ 20 mm × 20 mm × 20 mm とし, その 4 つ分を占有体積とする. レジストジェットに至るまでの配管に関しては, 流量制御系の体積に含まれるものとする.

6.1.4 マイクロ波系のモデル化

マイクロ波電源の効率は設計によって大きく左右される. 従って, 同電源の一般的なモデル化は実施できない. ここでは例として 2 つの系統図 (Figure 6-5) を用い, マッチングが適正に取れるものとして, 電源効率の指標とした. 設計においては各電力において効率が最大となるように, 現在入手可能である素子の中から選択を実施した. なお, PROCYON に搭載された MPS の電源単体での効率はおおよそ 29 % である (Koizumi 2018) .

マイクロ波は最上流の発信源で発信された後, 出力調整用のアッテネータを経て, 2 段もしくは 3 段のアンプ (ドライバアンプおよびメインアンプ) によって増幅される. 増幅後, アイソレータと DC ブロックを経てイオン源と中和器に供給される. (a) では, 増幅後に分岐器 (Divider) によって二つに分岐して出力され, それぞれイオン源と中和器に供給される一方, (b) では, 発信源から二つに分かれており, 分岐器なしで供給される.

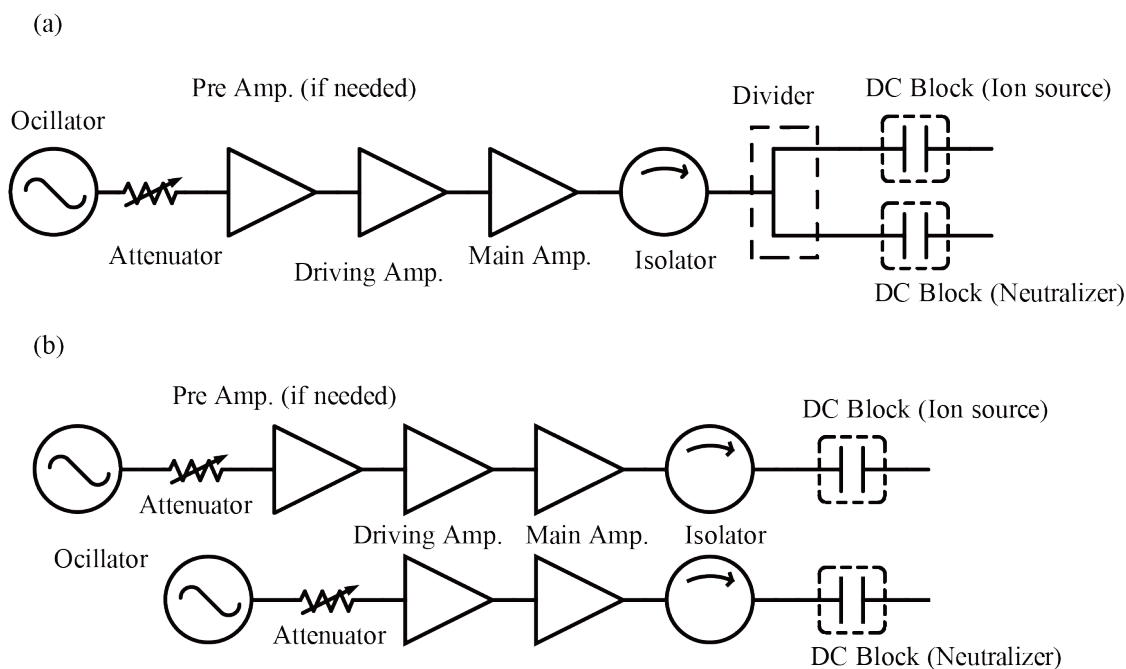


Figure 6-5 Schematic of MPS (a) when using single main amplifier and (b) when using double main amplifiers.

続いて、素子の特性を整理する。発振器としては Voltage Controlled Oscillator (VCO) を用い、発信源として ANALOG DEVICES 社製 HMC586LC4B を用いるものとした。挿入されたアッテネータは、特定の製品を想定しておらず、入力に対してある任意の減衰をとることができる理想的なものとする。ドライバアンプとして ANALOG DEVICES 社製 HMC326S8GE と Qorvo 社製 QPA9121、メインアンプとして CREE 社製 CGH40006P, CGH40010P および CGH40025P のデータシートの値を用いた。それぞれの出力電力に対するゲインと効率の対応を Figure 6-6 に示す。CGH40006P に関しては 4 GHz 時の特性、CGH40010P に関しては 3.5 GHz 時の特性、CGH40025P に関しては 3.7 GHz 時の特性を用いて、データシート上の試験回路と同様にマッチングが取れていることを仮定している。実製作においても、CGH40010P において、マッチングの調整によってデータシート上の特性と近い値 (5%程度の差) となることを確認している。ドライバアンプでのゲインが十分でないときにプリアンプを使用して原信号を増幅するものとした。(a)においての分岐器の損失は、実製作における測定値を用いて解析した。ただし、実製作においては等分されていた電力に関して、ここでは分配比はその損失を変えずに自由に変えることができるものとする。DC ブロックについても、実製作における測定値を用いた。以上の特性について、Table

6-2 にまとめた。

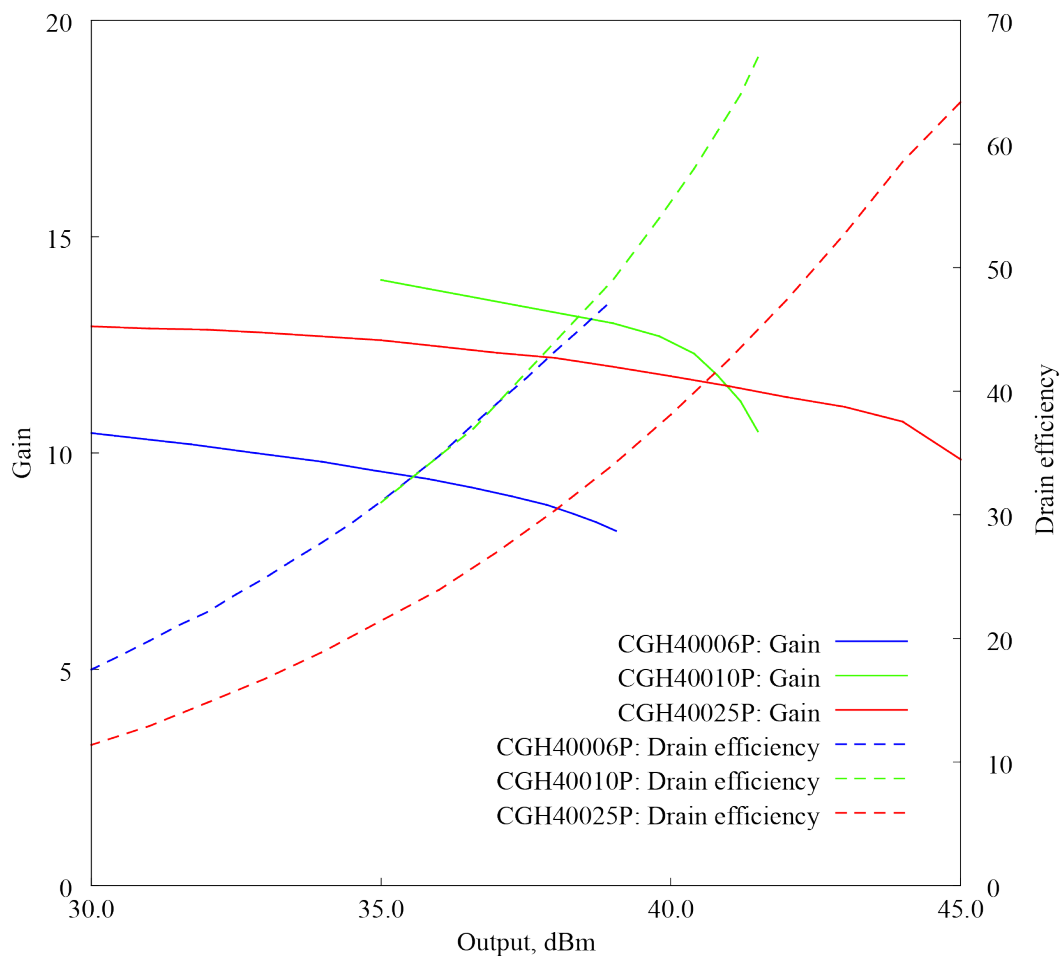


Figure 6-6 Characteristics on gain and drain efficiency of GaN power amplifiers: CGH40006, CGH40010 and CGH40025P

Table 6-2 Specifications of the devices included in the model of MPS

Part		Ref.		
DC block	Insertion loss	S_{DCB}	-0.60 dB	Based on experiment
Divider	Insertion loss	S_{DI}	-0.157 dB	Based on experiment
Isolator	Insertion loss	S_{ISO}	-0.2 dB	Datasheet
Main Amp.	Drain efficiency	$\eta_{M,Drain}$	17 - 47 %	Datasheet (Figure 6-6)
CGH40006P	Gain	G_M	8.2 - 11.8 dB	Datasheet (Figure 6-6)
	Drain voltage	$V_{M,Drain}$	28V	Datasheet
Main Amp.	Drain efficiency	$\eta_{M,Drain}$	31 - 67 %	Datasheet (Figure 6-6)
CGH40010P	Gain	G_M	10.5 - 14 dB	Datasheet (Figure 6-6)
	Drain voltage	$V_{M,Drain}$	28V	Datasheet
Main Amp.	Drain efficiency	$\eta_{M,Drain}$	11 - 63 %	Datasheet (Figure 6-6)
CGH40025P	Gain	G_M	9.8 - 13 dB	Datasheet (Figure 6-6)
	Drain voltage	$V_{M,Drain}$	28V	Datasheet
Driver Amp.	Power added efficiency	$\eta_{D,PAE}$	25 - 43 %	Datasheet
HMC586LC4B	Gain	G_D	13 - 20 dB	Datasheet
	Drain voltage	$V_{D,Drain}$	5 V	Datasheet
Driver Amp.	Drain current	I_D	475 mA	Datasheet
QPA9121	Gain	G_D	20.5 - 26 dB	Datasheet
	Drain voltage	$V_{D,Drain}$	5 V	Datasheet
Oscillator	Power	P_{OS}	90 mW	Datasheet
	Voltage	V_{OS}	5 V	Datasheet

続いて MPS における消費電力を整理する. 各アンプの出力はゲインを用いて

$$P_{M,out} = G_M P_{M,in} \quad (6-18)$$

$$P_{D,out} = G_D P_{D,in} \quad (6-19)$$

と書ける. 各段のアンプにおける消費電力は, メインアンプに対してドレイン効率 $\eta_{M,D}$, ドライバアンプに対して Power Added Efficiency (PAE) $\eta_{D,PAE}$ を用いて,

$$P_{M,DC} = \frac{P_{M,out}}{\eta_{M,D}} \quad (6-20)$$

$$P_{M,DC} = \frac{P_{D,out} - P_{D,in}}{\eta_{D,PAE}} \quad (6-21)$$

したがって、Case 1 における MPS の消費電力は

$$\begin{aligned} P_{MPS} &= P_{OS,DC} + P_{D,DC} + P_{M,DC} \\ &= P_{OS,DC} + \left(\frac{G_M G_D}{\eta_{M,D}} + \frac{G_D - 1}{\eta_{D,PAE}} \right) \frac{(P_{IS} + P_{NE}) P_{OC,out}}{S_{DCB} S_{DI} S_{ISO}} \end{aligned} \quad (6-22)$$

Case 2 における MPS の消費電力は

$$\begin{aligned} P_{MPS} &= P_{OS,DC} + P_{D,DC} + P_{M,DC} \\ &= 2P_{OS,DC} \\ &+ \frac{P_{OC,out}}{L_{DCB} L_{ISO}} \left\{ \left(\frac{G_{M,IS} G_{D,IS}}{\eta_{M,IS,D}} + \frac{G_{D,IS} - 1}{\eta_{D,IS,PAE}} \right) P_i + \left(\frac{G_{M,NE} G_{D,NE}}{\eta_{M,NE,D}} + \frac{G_{D,NE} - 1}{\eta_{D,NE,PAE}} \right) P_{NE} \right\} \end{aligned} \quad (6-23)$$

である。この2つのケースにおける消費電力を、メインアンプ2種、ドライバアンプ3種に対してそれぞれ計算し、最も消費電力が少なくなる組み合わせを MPS の構成とした。式(6-22)および式(6-23)に基づいて消費電力を計算した結果を Figure 6-7 に示す。出力電力が小さい領域では基本的に(a)の方が消費電力は小さく、(a)で出力電力を賄えなくなると(b)の系統図に切り替える。グラフ中にある不連続点がアンプの切り替えを行っている点である。

続いて、MPS の占有体積の見積もりを行う。Figure 6-5(a)をベースに、DCブロックを除いた部分について、実際に MPS の設計、製作を実施したところ、外形寸法は 135mm×35 mm×15 mm (コネクタ部含む) となった。系統図(b)の場合、(a)の場合に比べて分岐器を除く分長手方向に短くなり、並列にする分幅が大きくなる。これより、系統図(b)の場合、外形寸法が 110mm×70 mm×15 mm となるものとする。DCブロックについては、実際に作成した寸法から、一つあたり 30mm×30mm×15mm とする。

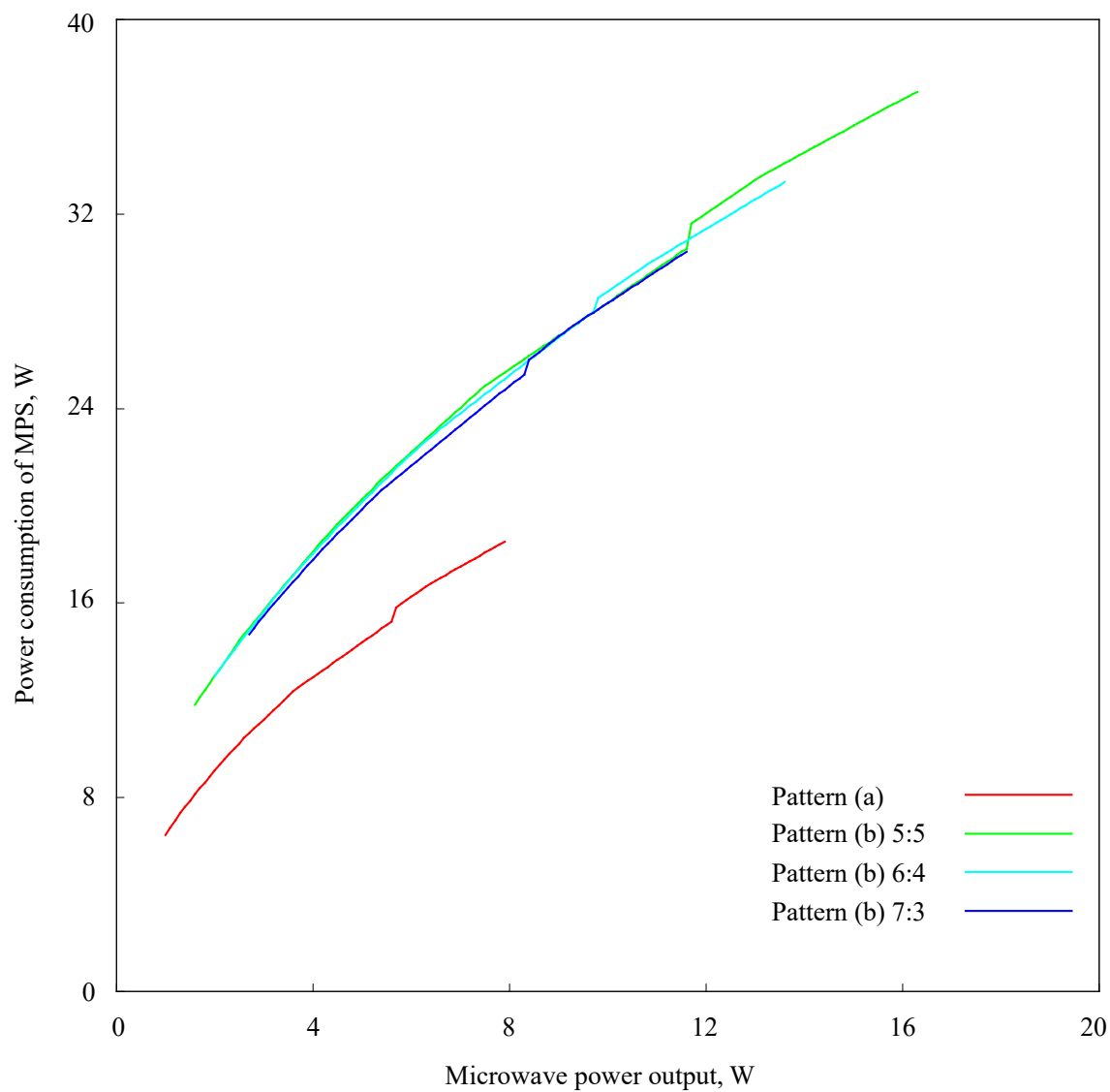


Figure 6-7 Power consumption of MPS for microwave power output by both pattern (a) single main amplifier and (b) double main amplifier in Figure 6-5

6.1.5 直流電源系のモデル化

直流電源系はスクリーン電源、アクセル電源、中和器電源の3つからなる。直流電源系における消費電力は以下のように表される。

$$P_{DC} = P_{SPS} + P_{APS} + P_{NPS} = \frac{V_{SG}I_{SG}}{\eta_{SPS}} + \frac{V_{AG}I_{AG}}{\eta_{APS}} + \frac{V_{NE}I_{NE}}{\eta_{NPS}} \quad (6-24)$$

ここでは、全ての電源で既製品のモジュールを採用し、各電源の電流、電圧、及び効率を Table 6-3 のように定めた。スクリーン電圧は 1.5 kV と 2.0 kV の二つのケースを想定し、各部の電圧値および電流値は 6.1.2 で述べたイオンスラスタモデルに従って決定した。効率は既製品に基づく想定値である。外形寸法も同様に既製品モジュールとその周辺回路から見積もり、SPS に関して 88 mm×44 mm×20 mm、APS と NPS の双方に関して 44 mm×44 mm×10 mm とした。実際に試作した直流電源系の写真を Figure 6-8 に示す。

Table 6-3 Voltage, current and efficiency of the modules in DCPS

Part	Value	Ref.
SPS	V_{SPS}	1.5 kV Fixed
	I_{SPS}	0 – 30 mA Determined from the ion thruster model
	η_{SPS}	85 % Typical value of 2AA24-P30 (Produced by Ultravlot)
APS	V_{APS}	-200V Fixed
	I_{NPS}	5 % of I_{SPS} Determined from the ion thruster model
	η_{APS}	30 % Typical value of HAPM-0.2PS (Produced by Matsusada Precision)
NPS	V_{NPS}	-40 V Fixed
	I_{NPS}	$I_{SPS} + 0.1$ mA Determined from the ion thruster model
	η_{NPS}	50 % Typical value of high voltage A series (Produced by EMCO)



Figure 6-8 Picture of SPS module and the interface circuit

6.1.6 流量制御系のモデル化

システムの流路系統図を Figure 6-9 に示す。流路はタンク，流量制御系 (MFCU: Mass Flow Control Unit) からなり，その先には，イオンスラスタとレジストジェットが接続されている。Figure 6-9 の色分けは区分を示しており，タンクアタッチメントからイオンスラスタの接続まで，及びレジストジェットの接続までが流量制御系の範囲である。ただし，レジストジェットのスラスタヘッドに設置されたヒーターは流量制御系の範囲としている。

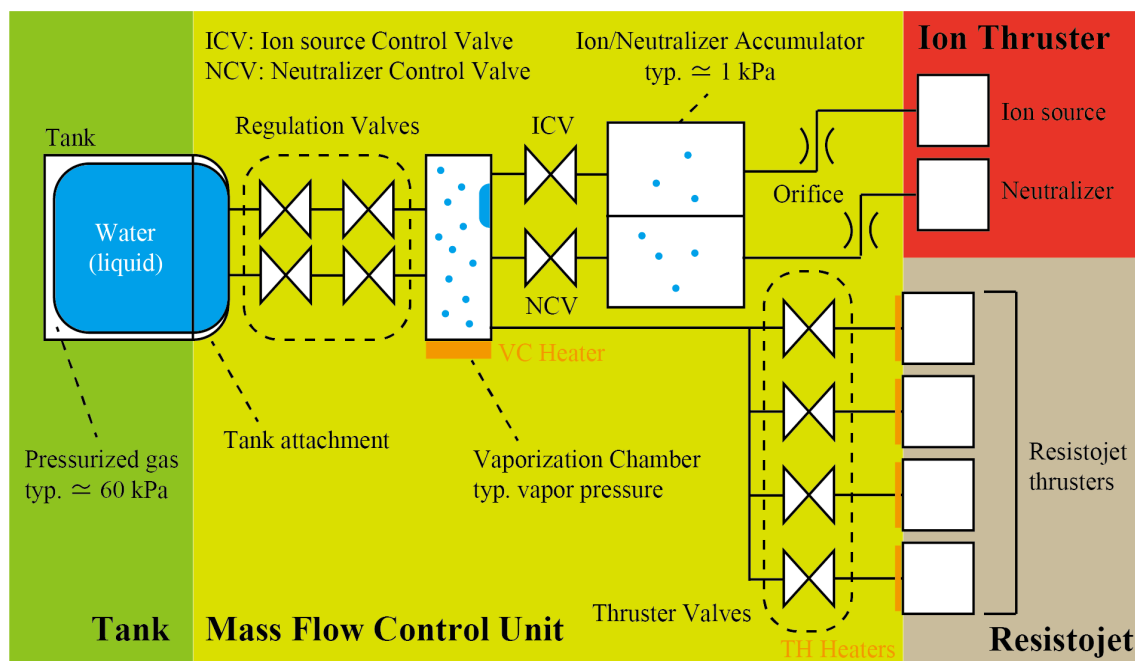


Figure 6-9 Schematic of MFCU

推進剤である水は，最上流の水タンクのブラダ内部に，大気圧以下の押しガスの圧力下において液体状態で保存されている。イオンスラスタ，レジストジェットいずれの作動時にも，まずタンク下流のレギュレーションバルブ (RV) がおよそ 0.1 秒オーダーの短時間開閉し，液相の水が下流の気化室に噴射される。液相の水は気化室壁面から潜熱を回収し，気相の水 (水蒸気) へと変化して下流へ流れていく。レジストジェットの作動時はさらに下流のバルブ (Thruster Valve (TV)) を開くことによりノズルから水蒸気を噴出し，推力を発生させる。この時，気化室のヒーター及びノズルのヒーターを用いることで水の凝縮を防いでいる。これらの機構は，6U キューブサットである EQUULEUS に搭載された 2.5U 相当の推進システム AQUARIUS (AQUA Resistojet propUlsIon System)，および 3U キューブサットである AQT-D (AQUA Thruster Demonstrator) に搭載された 1U サイズの AQUARIUS と同一

である (Nishii 2020, Yaginuma 2020) . イオンスラスタの作動時はさらに下流にあるアキュムレータ (Accumulator) を用いて流量制御を実施する. 流量制御はアキュムレータ上流のバルブ (Ion thruster Control Valve (ICV) および Neutralizer Control Valve (NCV)) を用いたバンバン制御によって行われる. 制御の手法は実験装置において述べた実験系の流量制御システムと同一である.

流量制御系で消費する電力および占有体積について検討する. まず, イオンスラスタ作動時の電力について考える. 流量制御系における消費電力はヒーターの消費電力とバルブの消費電力である. ヒーターの消費電力は水の潜熱を十分に保証するだけの電力が要求されるため, 気化室における水の気化熱に相当し,

$$P_h = P_{VC} = (m_{IS} + m_{NE})L_w \quad (6-25)$$

と書くことができる. また, バルブでの消費電力は, 開閉時間のデューティ比 Δ_{RV} , Δ_{ICV} , Δ_{NCV} を用いて

$$P_{val} = 2\Delta_{RV}P_{RV} + \Delta_{ICV}P_{ICV} + \Delta_{NCV}P_{NCV} \quad (6-26)$$

と書くことができ, 定常状態での流量制御系の消費電力は

$$P_{MFCU} = P_h + P_{val} \quad (6-27)$$

である. バルブの電力は Table 6-4 に示した. ただし, 実機においては熱設計を工夫し, イオンスラスタの排熱を利用することにより, 潜熱分の消費電力 (最大で 0.3 W ほど) は十分賄うことができるため, ヒーターの電力は不要となる場合が多い. 一方, レジストジェット作動時の電力は, レジストジェット 6.1.3 で述べた通り, 可変であり, 出す推力によって変化する. 推力と電力の関係は Table 6-1 に示した通りである.

流量制御時の ICV, NCV の Duty 比は気化室とアキュムレータの圧力とバルブのコンダクタンス, および流量から決定される. 気化室を 3 kPa, アキュムレータを 1 kPa としたとき, Lee 社製 IEPA1221141H の Lohm rate (Lee 社の定めるコンダクタンスの指標) を用いると流量はおおよそ 0.32 mg/s となる. この流量をもとに ICV および NCV の開閉の Duty 比を決定する. 同様に RV の流量は押しガス圧力が 60 kPa の時に 0.54 g/s であるので, そこから開閉比が決定できる. バルブの電力および開閉周期の典型値を Table 6-4 に示した. イオンスラスタ作動時には RV の電力はほぼ無視できることがわかる.

Table 6-4 Power consumption of valves in the ion thruster operation

Part		Value	Ref.
RV	A_{RV}	0.013 %	when $\dot{m}_I + \dot{m}_N = 70 \mu\text{g/s}$
	P_{RV}	0.5 W	Model: IEPA1221141H
ICV	A_{ICV}	14 %	when $\dot{m}_I = 45 \mu\text{g/s}$
	P_{ICV}	0.5 W	Model: IEPA1221141H
NCV	A_{NCV}	7.8 %	when $\dot{m}_N = 25 \mu\text{g/s}$
	P_{NCV}	0.5 W	Model: IEPA1221141H

流量制御系の持つ部品及びその体積見積もりを Table 6-5 に一覧として示す. タンクアタッチメントと気化室については, AQT-D における設計値 (Yaginuma 2020) から推定した. 流量制御系は多くのバルブを持つが, バルブ一つあたりの占有体積はおおよそバルブの外形を包絡線とする直方体としている. ただし, 取り付け方法に関して周囲を開けるように指示されているバルブについてはその分多く包絡域を確保している. また, TV を設置するためのバルブマウントについても体積に計上した. 流路は各部品を直結することで組むことを想定するが, レジストジェットの仕様上, モジュールの 4 隅に配置することが考えられるが見積もりが難しい. ここでは, 仮に 2U のモジュールを想定してのある隅から残りの 3 隅への配管を想定して 60 cm とした.

アキュムレータの体積は, ICV および NCV の開閉周波数と大きくかわるため最低限必要な体積がバルブの寿命から決定する. まず, イオンスラスタへの流量制御の許容ばらつきを $\pm 10\%$ とする. このばらつきは極端な低流量, 低電力時を除いて, 実験でも安定して作動ができていた値である. この時, アキュムレータの圧力は $\pm 10\%$ で制御される必要がある. バルブが締まっている間の圧力変化 ΔP_{ACC} は, バルブの開閉周期 Δt_{cycle} とバルブ開時間 Δt_{open} を用いて

$$\Delta P_{ACC} = \frac{\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} RT_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{H}_2\text{O}} N_A V_{ACC}} (t_{\text{cycle}} - t_{\text{open}}) \quad (6-28)$$

と書くことができる. この時, バルブの開時間が周期に比べて十分小さいとすると,

$$t_{\text{cycle}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} N_A V_{ACC}}{\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} RT_{\text{H}_2\text{O}}} \Delta P_{ACC} \quad (6-29)$$

がバルブの典型的な開閉周期になる. ここで, カタログ上のバルブの寿命を N_{val} 回の開閉によるものとして,

$$t_{\text{life,valve}} \approx N_{\text{val}} t_{\text{cycle}} \quad (6-30)$$

とバルブの寿命を規定する. これに安全率 f_S をかけたものを想定する衛星の寿命とし

$$t_{\text{life,sat}} = f_S N_{\text{val}} t_{\text{cycle}} \quad (6-31)$$

とする. この時, アキュムレータの内部体積は

$$V_{\text{ACC,inside}} = \frac{\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} RT_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{H}_2\text{O}} N_A \Delta P_{\text{ACC}}} t_{\text{cycle}} \approx \frac{\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} RT_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{H}_2\text{O}} N_A \Delta P_{\text{ACC}}} \frac{t_{\text{life,sat}}}{f_S N_{\text{val}}} \quad (6-32)$$

と衛星の寿命から見積もられる. カタログ上ではバルブの開閉による寿命はおおよそ 1 億回程度とされており, 流量を多めの作動点で $50 \mu\text{g/s}$, 温度を 300 K , 許容される圧力の変化を 100 Pa , 安全率 f_S を 1.5 として, 衛星の寿命を 2 年とする. この時,

$$V_{\text{ACC}} \approx \frac{9.47 \times 10^7}{1.44 \times 10^{12}} \cong 65 \text{ cm}^3 \quad (6-33)$$

となる. これに厚さ 3 mm の壁面を想定し, アキュムレータ 1 つの占有体積は 95 cm^3 とした.

Table 6-5 Estimated volume of MFCU

Part		Number	Size	Reference
Tank Attachment	TA	1	21.6 cm ³	Estimated from the design of AQT-D
Regulation Valves	RV	4	2 cm ³	Model: IEPA1221141H with margin
Vaporization Chamber	VC	1	25 cm ³	Estimated from the design of AQT-D
Ion source Control Valve	ICV	1	2 cm ³	Model: IEPA1221141H with margin
Neutralizer Control Valve	NCV	1	2 cm ³	
Ion source Accumulator	IA	1	95 cm ³	Estimated from Eq. (6-27) to (6-31)
Neutralizer Accumulator	NA	1	95 cm ³	
Thruster Valves	TV	4	3 cm ³	Model: LHDB0442145D with margin
Valve mount for TV	-		8 cm ³	Estimated from valve size.
Flow path	-	-	19 cm ³	Estimated as 30 cm long with 1/4 tube
VC Heater	VCH	1	Ignored	Enough small to include the volume of VC
TH Heater	THH	4	Ignored	Enough small to include the volume of TH
Orifice	-	2	Ignored	Integrated in flow path
Total			278 cm ³	

6.1.7 制御系のモデル化

制御系として必要な機能は、電力が必要な各部への電力の供給及び電源の入切、各部からのテレメトリの集約と衛星との通信である。制御系のブロック図を Figure 6-10 にまとめた。衛星からの給電は 28 V 系及び 5 V 系を想定し、各コンポーネントへは制御系で DC/DC コンバータを通して供給されるものとした。ここでは簡単のため、DC/DC コンバータの変換効率は一律で 90 %、電源供給以外に消費する電力は 1 W と定めた。したがって、制御系の消費電力は、

$$P_{TCU} = 1 \text{ W} + \left(\frac{1}{0.9} - 1 \right) (P_{MPS} + P_{DCPS} + P_{MFCU}) \quad (6-34)$$

である。この電力はセンサの駆動に必要な電力や通信をつかさどる CPU の消費電力を含んでいる。また、体積の包絡域は 75 mm × 175 mm × 10 mm とした。平面方向の大きさは AQT-D における同一機能の実装面積に基づく推算値で、高さ方向は基板厚み及び実装部品の高さを想定している。

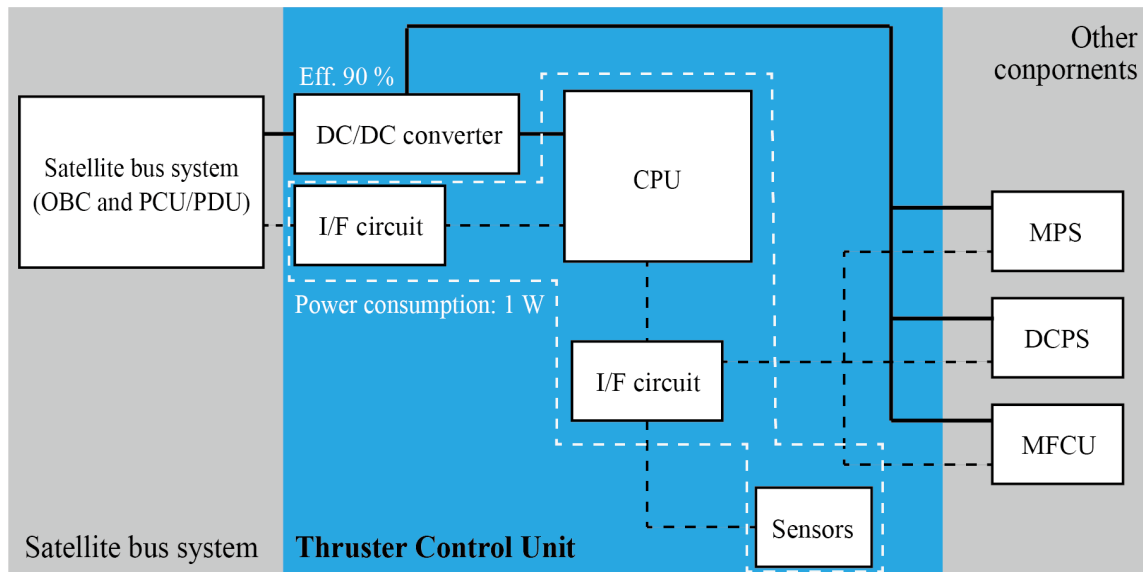


Figure 6-10 Schematic of TCU

6.1.8 タンク系のモデル化

タンク系は電力を消費せず、体積の検討だけを行う。ここまでの検討でタンク系以外の体積は決定しているので、全体の体積が設定される体積になるようにタンク系の体積および搭載可能な推進剤量が決定される。

まず、推進剤に対するタンクの体積を検討する。水の貯蔵を検討するとき問題になるのが水の凍結、及び凍結に伴うタンクの変形、破壊である。水は大気圧下で 0°C で凍結し、減圧下においてもほぼ 0°C が融点となる。(水の三重点は 0.01°C , 610.6 Pa である) 0°C は軌道上の衛星が到達しうる温度であり、凍結による破壊は避けるように設計すべきである。そこでここでは、水が凍結したときに押しガスの圧力が高くなり過ぎないようにタンク内部の体積を設計し、推進剤体積に対するタンクの体積を定めた。タンク内部の体積 $V_{\text{TANK,inside}}$ は、水の体積 V_{WAT} と押しガスの体積 $V_{\text{pg,WAT}}$ を使って

$$V_{\text{TANK,inside}} = V_{\text{WAT}} + V_{\text{pg,WAT}} \quad (6-35)$$

と書くことができる。ブラダの厚さは無視している。一方、氷の密度は 0°C において水の 0.9168 倍であるので、

$$0.9168 = \frac{V_{\text{WAT}}}{V_{\text{ICE}}} \quad (6-36)$$

である。凍結前後で温度が等しいとすると、温度が等しい状態を仮定して、

$$\frac{V_{\text{TANK,inside}} - V_{\text{ICE}}}{V_{\text{TANK,inside}} - V_{\text{WAT}}} = \frac{V_{\text{pg,ICE}}}{V_{\text{pg,WAT}}} = \frac{P_{\text{pg,WAT}}}{P_{\text{pg,ICE}}} \quad (6-37)$$

であり、タンク内部体積について解くと

$$V_{\text{TANK,inside}} = \left(1 - \frac{P_{\text{pg,WAT}}}{P_{\text{pg,ICE}}}\right)^{-1} \left(\frac{V_{\text{ICE}}}{V_{\text{WAT}}} + \frac{P_{\text{pg,WAT}}}{P_{\text{pg,ICE}}} - 1\right) V_{\text{WAT}} \quad (6-38)$$

となる。水と氷の体積比は既知なので、押しガスの圧力比を定めることで、タンク内部体積を決定できる。ここでは、水が液相であるときの押しガスの圧力を 60 kPa 、固相であるときの圧力を 200 kPa であるように定め、水の体積に対してタンクの内部体積がおおよそ 1.13 倍となった。この体積に対して、簡単のために立方体を仮定して、外壁の面積を

$$A_{\text{TANK}} = 6(V_{\text{TANK,inside}})^{\frac{2}{3}} \quad (6-39)$$

と定め、外壁の厚さを $t_{\text{TANK,w}} = 3\text{ mm}$ として、タンク全体の体積は

$$V_{\text{TANK}} = \left\{ V_{\text{TANK,inside}} + t_{\text{TANK,w}} (V_{\text{TANK,inside}})^{\frac{2}{3}} \right\} \quad (6-40)$$

とかける。

続いて、6.1.7 までの検討で示した各コンポーネントの体積から、タンクに使用できる体積を計算する。実際にモジュールを製作することを考えたとき、コンポーネントを隙間なく詰めることは不可能であり、ここで考えていないハーネスなどの体積分も考える必要がある。そこでここでは、実際にすでに設計が終了して製造されている水レジストジェットスラストに同様の見積もりを行い、見積もった体積合計に対する充填率を考える。Table 6-6 に本論文で検討するシステムと AQT-D に搭載された AQUARIUS-1U の体積見積もり、および AQUARIUS-1U の実際の体積を示す。実際の体積は Yaginuma 2020 に基づく。この時、充填率 r_{PF} を

$$r_{PF} = \frac{V_{est}}{V_{act}} \quad (6-41)$$

と定義すると、同じく Table 6-6 に示したように、おおよそ 86.5% であることがわかる。以上から、モジュールサイズから搭載推進剤量を決定することができる。(逆に搭載推進剤量から必要なモジュールサイズを見積もることもできる) ここでは、

$$\frac{V_{TANK} + V_{est}}{r_{PF}} = V_{module} \quad (6-42)$$

を満たすように、タンク体積、ひいては推進剤搭載体積が決定される。

本システムの搭載想定はキューブサットであるので、サイズはそのユニット単位であることが望ましい。そこで代表値として、本システムを 2U, 4U, 6U のモジュールとして設計した場合に想定される搭載推進剤量とモジュールの外形サイズを Table 6-7 に示した。搭載面に垂直な面は一辺が 100 mm の倍数であるのに対し、搭載面以外の面は倍数から 12 mm マージンを持たせているが、これは衛星本体のフレームから両側を 6 mm ずつ逃がすことを想定しており、すでに売られている多くのコンポーネントが採用している値である。最も小さい 2U モジュールで 44.6% の体積充填率となっており、全体体積のおおよそ半分弱が推進剤になっている。また、全体体積が大きくなっていくと体積充填率は増加していくが、2U から 4U で 22.8% の増加があるのに対し、4U から 6U では 6% の増加にとどまっている。このシステムにおいては 4U ほどまでは大型化による体積利用効率の増加が著しく大きい一方、4U 以上の大型化には、推進剤搭載量の面ではさほど大きなメリットがないといえる。ただし、体積見積もりに対する充填率を一定としているが、タンクは一般的に見積もりに対する占有体積の増加は少ないもの(見積もりしやすいもの)であると考えられるため、4U および 6U の場合はやや搭載量を過小評価している。

Table 6-6 Present volume of the module and comparison between the estimated volume of AQUARIUS-1U and its actual volume

	Present module	AQUARIUS-1U in AQT-D
Ion Thruster Unit	40.6 cm ³	0 cm ³
Resistojet	32.0 cm ³	48.0 cm ³
Microwave Power Supply ^{a)}	117.8 cm ³	0 cm ³
DC Power Supply	96.8 cm ³	0 cm ³
Mass Flow Control Unit	288 cm ³	115 cm ³
Thruster Control Unit	131 cm ³	131 cm ³
Estimated volume	680.9 cm ³	293.9 cm ³
Estimated tank volume	-	466.7 cm ³
Estimated total volume		759.5 cm ³
Actual total volume	-	877.8 cm ³
Packing factor	-	86.5 %

^{a)} In case of using two main amplifiers in MPS

Table 6-7 Estimated volume of the module

	2U module	4U module	6U module
Size ^{a)}	1654.4 cm ³	3534.4 cm ³	4963.2 cm ³
Estimated volume without tank	706.0 cm ³	706.0 cm ³	706.0 cm ³
Estimated tank volume	725 cm ³	2429 cm ³	3366 cm ³
Estimated propellant mass	0.63 kg	2.06 kg	3.15 kg
Propellant volume per total volume	44.6 %	67.4 %	73.4 %

^{a)} Assumed as 2U: 88 × 188 × 100 mm³, 4U: 188 × 188 × 100 mm³, and 6U: 88 × 188 × 300 mm³

6.1.9 モデル化の総括

総括として、各コンポーネントの特性式をまとめる。まず、イオンスラストについて、推力は、

$$F_{IT} = 0.95^2 \sum_j \sqrt{\frac{e M_j I_{\text{mod},j}}{q_j M_{\text{H}_2\text{O}} I_{\text{mod}}}} \quad (6-6)$$

$$\sqrt{\frac{2M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{SG}}}{e}} \left\{ \frac{178.7}{\ln \left(81.33 \frac{P_{\text{abs}}}{P_0} + 7.995 \right) \times 10^6} - 7.898 \right\} I_{\text{mod}}(P_{\text{abs}})$$

であり、投入電力と吸収電力の関係は、

$$r_{\text{ref}}(P_{\text{abs}}) = 1 - \frac{P_{\text{abs}}}{P_{\text{in}}} = 0.6014 \exp\left(-0.9796 \frac{P_{\text{abs}}}{P_0} - 0.3147\right) + 0.08489 \quad (6-7)$$

で規定される。占有体積は、25 mm × 25 mm × 35 mm である。

中和器について、中和器電流とビーム電流の関係は、

$$I_{\text{NE}} = I_b + 0.1 \text{ mA} \quad (6-8)$$

とし、Case N1 では電力と電流の関係は

$$I_{\text{NE}}(P_{\text{in}}) = \left(6.765 \ln \frac{P_{\text{in}}}{P_0} + 1.944 \right) \text{ mA} \quad (6-9)$$

であり、Case N2 の場合は、

$$\frac{I_{\text{NE}}(P_{\text{in}})}{P_{\text{in}}} = 300 \text{ W/A} \quad (6-10)$$

である。占有体積は、25 mm × 25 mm × 30 mm である。

レジストジェットについて、比推力は

$$I_{\text{sp}} = 82.0 \text{ s} \quad (6-43)$$

で固定とする。推力は電力によって一意に定まるものとし、

$$\frac{\overline{F}_{\text{RJ}}}{P_{\text{RJ}}} = 273 \text{ mN/kW} \quad (6-44)$$

である。占有体積は、ヘッド一つあたり 20 mm × 20 mm × 20 mm である。以上を持って、イオンスラストはある投入マイクロ波電力とある投入流量に対する推力、レジストジェットはある電力に対する推力が決定する。

これらの推進機を動かすサブコンポーネントとして、MPS, DCPS, MFCU, TCU がある。MPS の消費電力は、

$$P_{MPS} = P_{OS,DC} + \left(\frac{G_M G_D}{\eta_{M,D}} + \frac{G_D - 1}{\eta_{D,PAE}} \right) \frac{(P_{IS} + P_{NE}) P_{OC,out}}{S_{DCB} S_{DI} S_{ISO}} \quad (6-22)$$

および

$$\begin{aligned} P_{MPS} &= 2P_{OS,DC} \\ &+ \frac{P_{OC,out}}{L_{DCB} L_{ISO}} \left\{ \left(\frac{G_{M,IS} G_{D,IS}}{\eta_{M,IS,D}} + \frac{G_{D,IS} - 1}{\eta_{D,IS,PAE}} \right) P_i + \left(\frac{G_{M,NE} G_{D,NE}}{\eta_{M,NE,D}} + \frac{G_{D,NE} - 1}{\eta_{D,NE,PAE}} \right) P_{NE} \right\} \end{aligned} \quad (6-23)$$

をもとに、2種類のドライバアンプ、3種類のメインアンプについて電力評価を行い、最も低いものとなる。体積は、式(6-22)を採用する場合には、135 mm×35 mm×15 mm、式(6-23)を採用する場合には110 mm×70 mm×15 mmとなるものとする。また、DCブロックの体積が30 mm×30 mm×15 mm×2個分存在する。

DCPSの消費電力は

$$P_{DCPS} = P_{SPS} + P_{APS} + P_{NPS} = \frac{V_{SG} I_{SG}}{\eta_{SPS}} + \frac{V_{AG} I_{AG}}{\eta_{APS}} + \frac{V_{NE} I_{NE}}{\eta_{NPS}} \quad (6-24)$$

である。また、占有体積はSPSが88 mm×44 mm×20 mm、APSとNPSの双方に関して44 mm×44 mm×10 mmである。

MFCUの消費電力は、イオンスラスタ作動時に

$$P_{MFCU} = (\dot{m}_{IS} + \dot{m}_{NE}) L_w + 2\Lambda_{RV} P_{RV} + \Lambda_{ICV} P_{ICV} + \Lambda_{NCV} P_{NCV} \quad (6-45)$$

である。レジストジェット作動時には任意の電力をとることができ、推力に対して式(6-44)に従って決定する。MFCUの体積はアキュムレータの体積とその他部品の体積から決まり、アキュムレータの内部体積は、アキュムレータの圧力変動の許容値 ΔP_{ACC} 、衛星の寿命 $t_{life,sat}$ 、安全率 f_s 、バルブの開閉寿命 N_{val} を用いて

$$V_{ACC,inside} \approx \frac{\dot{m}_{H_2O} R T_{H_2O} t_{life,sat}}{M_{H_2O} N_A \Delta P_{ACC} f_s N_{val}} \quad (6-32)$$

である。また、アキュムレータの全体積 V_{ACC} は壁面厚さ $t_{ACC,w}$ を考慮して

$$V_{ACC} = \left\{ V_{ACC,inside} + t_{ACC,w} (V_{ACC,inside})^{\frac{2}{3}} \right\} \quad (6-33)$$

である。その他部品の体積を合わせた体積はTable 6-5にある通りで、278 cm³である。

TCUの消費電力は、

$$P_{TCU} = 1 \text{ W} + \left(\frac{1}{0.9} - 1 \right) (P_{MPS} + P_{DCPS} + P_{MFCU}) \quad (6-34)$$

である。占有体積は、75 mm×175 mm×10 mmである。

タンク系は電力を消費せず、体積は他のコンポーネントの体積とモジュールとしての体

積から決定される。推進剤搭載体積に対するタンク内部体積は、水と氷の密度比および通常時と凍結時の押しガスの圧力比を用いて

$$V_{\text{TANK,inside}} = \left(1 - \frac{P_{\text{pg,WAT}}}{P_{\text{pg,ICE}}}\right)^{-1} \left(\frac{V_{\text{ICE}}}{V_{\text{WAT}}} + \frac{P_{\text{pg,WAT}}}{P_{\text{pg,ICE}}} - 1\right) V_{\text{WAT}} \quad (6-38)$$

であり、タンク体積は

$$V_{\text{TANK}} = \left\{V_{\text{TANK,inside}} + t_{\text{TANK,w}}(V_{\text{TANK,inside}})^{\frac{2}{3}}\right\} \quad (6-40)$$

である。このタンク体積が

$$\frac{V_{\text{TANK}} + V_{\text{est}}}{r_{\text{PF}}} = V_{\text{module}} \quad (6-42)$$

を満たすように、推進剤搭載体積が決定される。以上を持って、イオンスラスタとレジストジェットの作動状態に対する電力、および搭載可能な推進剤量が決定される。

6.2 システム性能の解析結果と考察

本節では、前節のモデル化に基づいて計算したイオンスラスタシステムの性能を述べ、2U, 4U, 6U のモジュールとしたときのトータルインパルスについて示す。また、水イオンスラスタと水レジストジェットのハイブリッド運用について、効果を検証する。さらに、モジュールとしての性能を既存のモジュールと比較することで、その適応可能性と有用性を示す。

6.2.1 イオンスラスタシステムとしての性能

システム解析を実施した結果、中和器を実験値に基づいて解析した場合 (Case N1) の大電流作動時においては、作動不可能領域が発生した。中和コストを 300 W/A で固定した場合 (Case N2) も合わせて、Figure 6-11 および Figure 6-12 に解析結果を示す。ただし、イオン源への投入電力とイオン源への投入流量に基づくグラフになっている。中和器の電力が大きくなりすぎることにより、Table 6-2 で解析対象としたデバイスでは実現できない領域となったことが要因で Case N1 の右上に作動不可能領域が存在する。実験値を外挿した結果、特に大電流について中和コストが 16 mA 時に 500 W/A と Case N2 (300 W/A 固定) に比べて 1.66 倍も高い見積もりとなっていることが原因である。Case N2 の場合は、中和コストを固定しているため、中和器の消費電力がデバイスの作動範囲内に収まり、表示した 7.8 W までの全域において作動が可能である。

消費電力と推力電力比は、作動不可能点以外にイオン源へのマイクロ波投入電力 3 W から 6 W 程度の点において、不連続な線を持つ。これは、MPS の系統図が分岐器ありのもの (Figure 6-5 (a)) から、分岐器なしメインアンプ 2 つ (Figure 6-5 (b)) に切り替わる点を表している。電力を増加させていくと、切り替わる瞬間に消費電力が増え、推力電力比が減少しており、MPS での効率および素子や系統の選択が全体の性能に大きな影響を与えていることがわかる。ピークの値としては 6 mN/kW に満たない程度になっており、キセノンの小型イオンスラスタ等に比べても低い。比推力は他のパラメータと違い流量に対してピークを持ち、40 から 50 $\mu\text{g/s}$ で最大値をとっていることがわかる。ただし値としては 500 秒に満たず、イオンスラスタとしては低い値にとどまっている。この比推力の低さはシステムとは直接関係がなく、推進剤利用効率の低さが原因であり、ヘッド部の改良が求められる。

システムを含めた推進効率は 1% 程度である。推力電力比と比推力の関係および推進効率を表す曲線を Figure 6-13 に示した。ただし、Figure 6-11 及び Figure 6-12 の点からは間引いてプロットしている。基本的に電力が高い方が推進効率は高い傾向があり、最も高い点は Case N2 時の 7.6 W, 70 $\mu\text{g/s}$ の 1.18% であった。また、上述した不連続点の影響で消費電力が

6.2 システム性能の解析結果と考察

45 W 付近にもう 1 つのピークがあり、例えば 3.4 W, 40 $\mu\text{g/s}$ 時に 380 s, 5.3 mN/kW, 推進効率 1.0% などとなっている。推進効率の面からはこれらがいい作動点であるといえる。同様に Figure 6-14 には、消費電力を横軸として示した。推力電力比という点でみると 40 W 付近のピークが最も大きくなっていて、大電力時にイオン生成コストが増大することに対応している。また、特に Case N1 の場合は、大電力、大電流時に比較的大きな推力電力比を出せる作動点がなく、中和器電力の高さが問題になっている。

消費電力の内訳は、ほぼマイクロ波系と直流電源系が占めている。代表例として、総流量が 75 $\mu\text{g/s}$ 、イオン源への投入流量が 50 $\mu\text{g/s}$ 時の消費電力の内訳を Figure 6-15 に示す。MPS と DCPS の消費電力の和は常に 80 % を超えている。また、内訳は、4 W 以下においては MPS が 37-43%、DCPS が 45-50 % と DCPS がやや多く、4 W 以上の点においてはほぼ同じとなっている。イオン生成コストは高いところでも 400 から 500 V であり、スクリーン電源の電圧が 1500 V であること、また、直流電源系の消費電力はほとんどスクリーン電源であることを考えると、効率が同程度であれば、直流電源系の消費電力がマイクロ波系の 3 倍程度であると予想される。しかし、実際は中和器に投入する電力もマイクロ波系が担う上、電源の効率が大きく劣るため同程度になっている。この実効的なイオン生成コストの改善には、中和器の性能向上およびマイクロ波電源の効率向上が求められる。また、制御系の電力が 15 % を超える値となっているが、MPS、DCPS と衛星から供給される電源の間にある DC/DC コンバータを制御系が司っていることが原因である。

モジュールとして到達することができるトータルインパルスは 2U で 2 kNm を超えており、実用に足る能力があると考えられる。2U, 4U, 6U を想定した際の推進剤搭載量に対するトータルインパルスを Figure 6-16 示す。ただし、中和器の電力は、中和コスト一定で計算されているモデルである。推進剤搭載量が異なるだけで、グラフの形状としてはおおむね同じになる。2U だと電源などのコンポーネントが占める割合が大きく、4U, 6U まで大きくすることで、トータルインパルスは 2 倍、3 倍よりも大きく上昇する。推力電力比が 5.0 mN/kW 以上になることを条件に作動点を選ぶと、最大のトータルインパルスは 2U モジュールで 2.92 kNm, 4U モジュールで 9.57 kNm, 6U モジュールで 14.6 kNm であった。いずれも消費電力が 78 W, 推力電力比が 5 mN/kW となる点で、比推力は 473 s であった。

本節のまとめとして、消費電力が 50 W 付近になる点と 80 W 付近（本システムにおける最大値に近い値）になる点の 2 点について代表作動点を Table 6-8 に示す。どちらも中和器電力は中和コスト一定で計算された Case N2 を採用している。また、どちらの作動点も近い消費電力の中で最も推進効率が高いものを選んでいく。

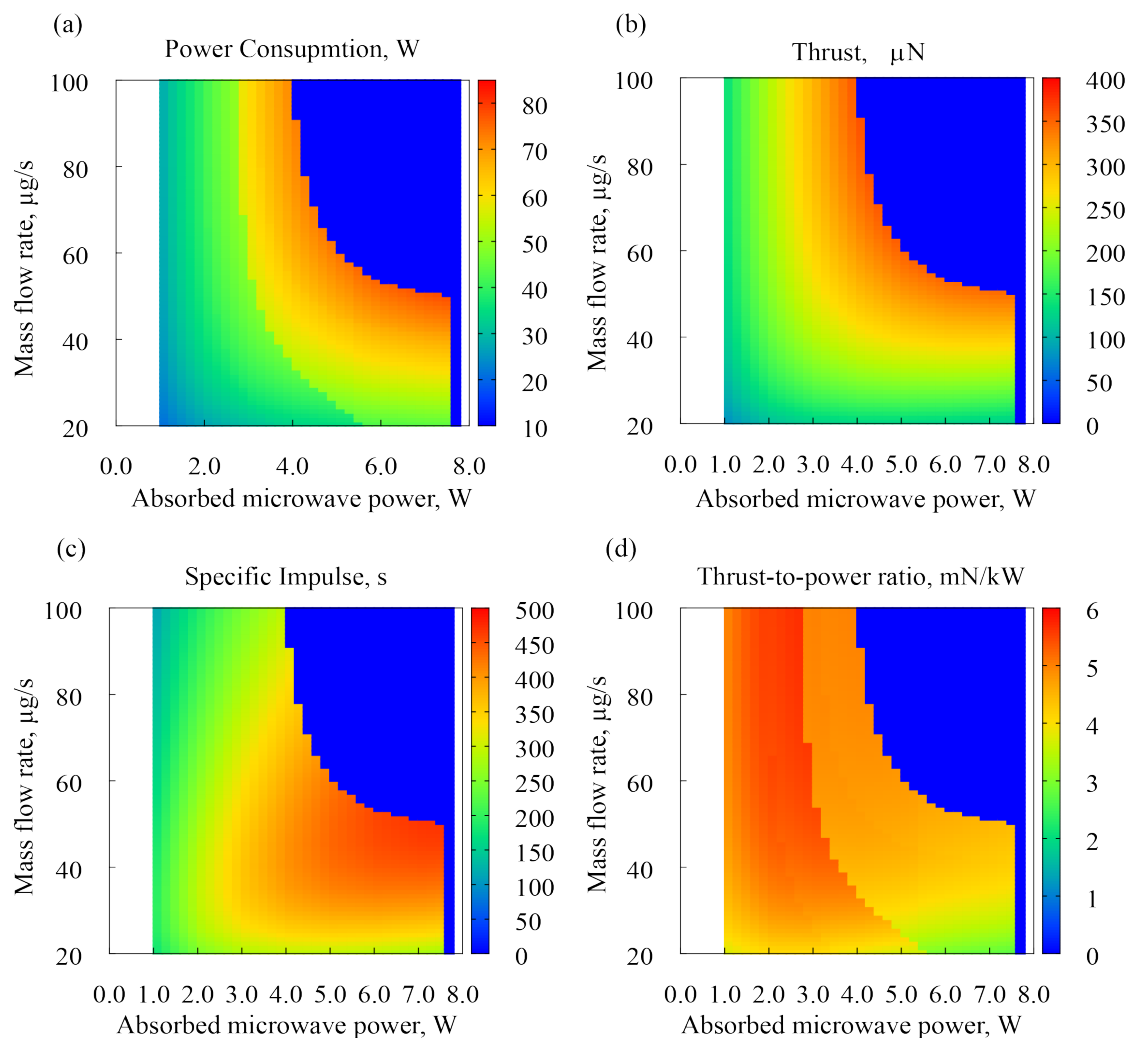


Figure 6-11 Results of system modeling in Case N1 (Neutralizer power was determined from experiment): (a) Power consumption, (b) Thrust, (c) Specific impulse, and (d) Power-to-thrust ratio. Both axes are for the ion source. The system does not work in the blue area on top right of the figures due to the lack of output power from MPS.

6.2 システム性能の解析結果と考察

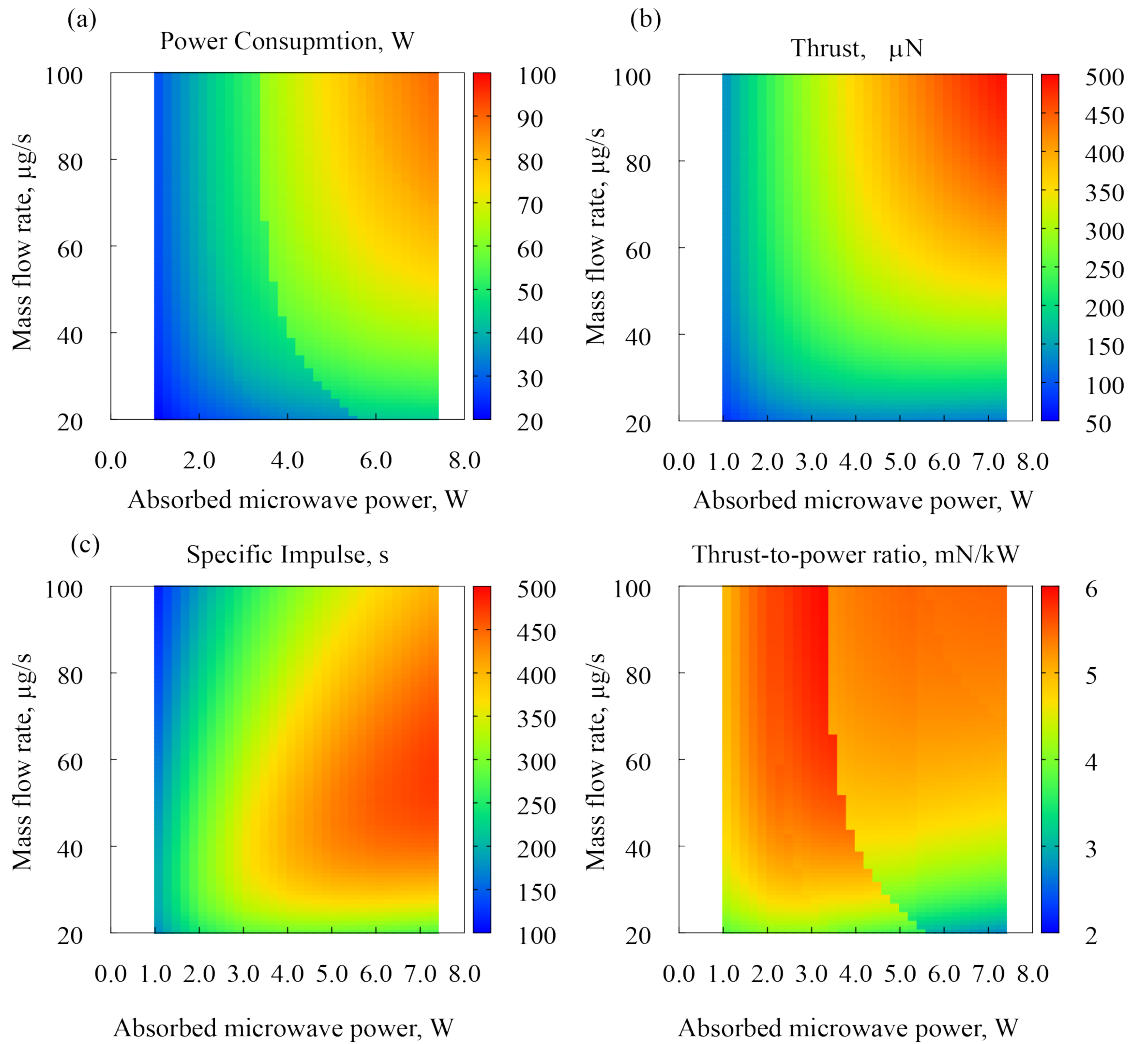


Figure 6-12 Results of system modeling in Case N2 (Neutralization cost was 300 W/A): (a) Power consumption, (b) Thrust, (c) Specific impulse, and (d) Power-to-thrust ratio. Both axes are for the ion source.

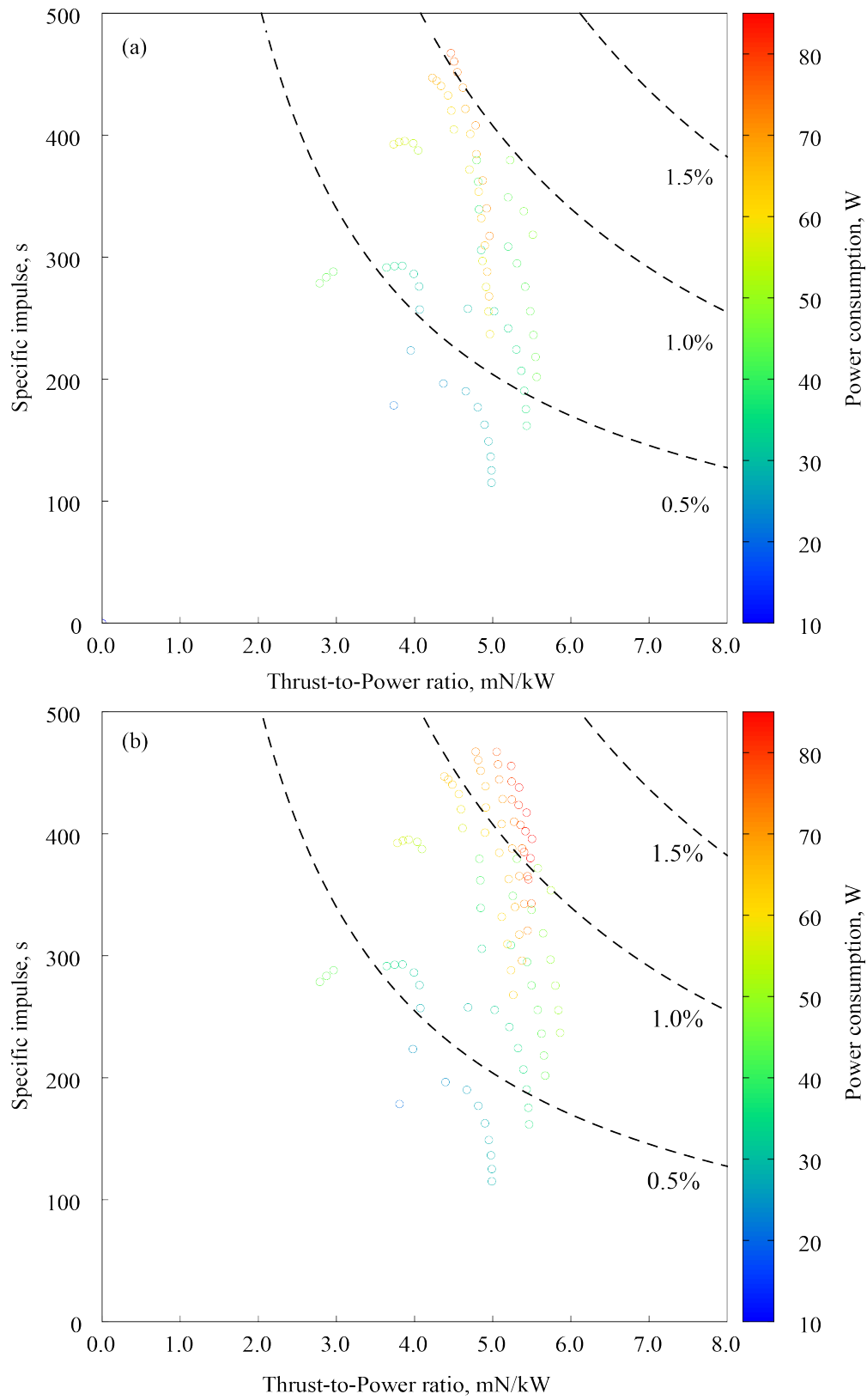


Figure 6-13 Thrust-to-power ratio versus specific impulse in (a) Case N1 and (b) Case N2. The dotted line in the graph shows the thrust efficiency.

6.2 システム性能の解析結果と考察

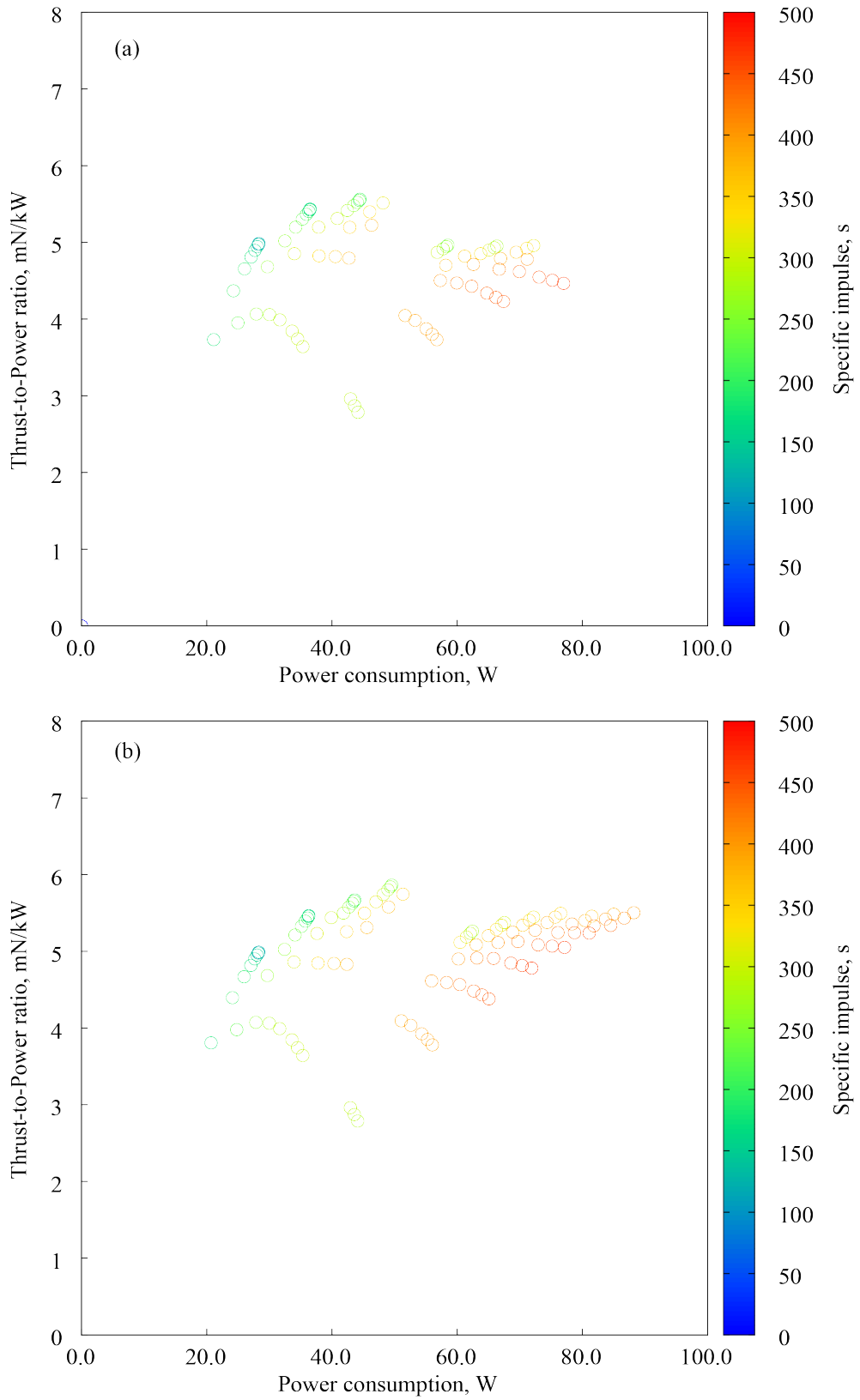


Figure 6-14 Power consumption verses thrust-to-power ratio in (a) Case N1 and (b) Case N2

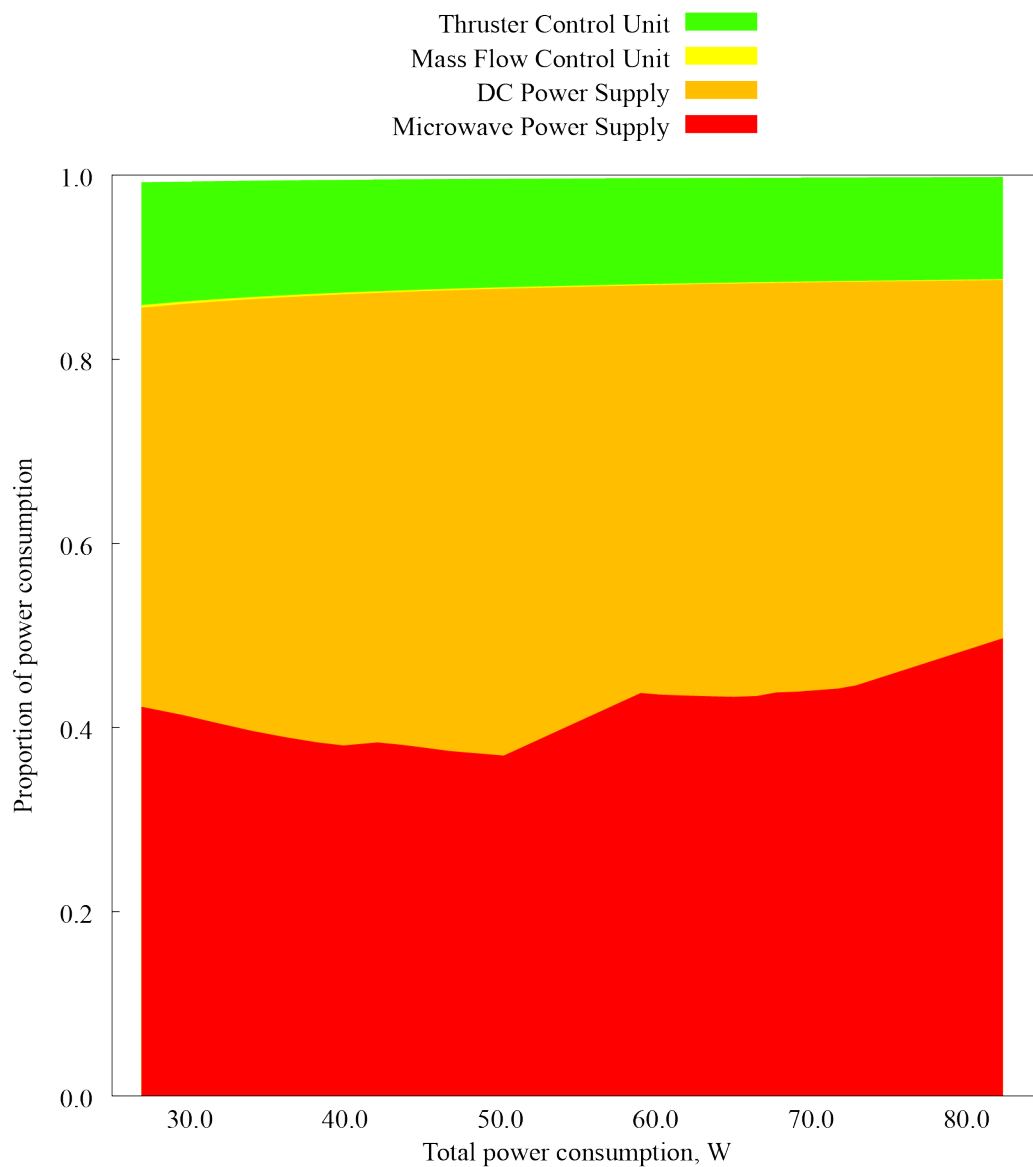


Figure 6-15 Proportion of power consumption at a total mass flow rate of 75 $\mu\text{g/s}$ with Case N2

Table 6-8 The highest performance of the system in less than 50 W of the total power consumption and the one in more than 50 W

	Type A	Type B
Power consumption	48.7 W	81.6 W
Thrust	264 μ N	423 μ N
Specific impulse	396 s	464 s
Thrust-to-power ratio	5.43 mN/kW	5.19 mN/kW
Thrust efficiency	1.05 %	1.18 %
Total impulse: 2U	2.38 kN m	2.78 kN m
Total impulse: 4U	7.95 kN m	9.30 kN m
Total impulse: 6U	12.2 kN m	14.3 kN m
Microwave power input	3.8 W (ion source)	7.4 W (ion source)
	3.7 W (neutralizer)	5.9 W (neutralizer)
Total mass flow rate	68 μ g/s	93 μ g/s
Propellant utilization efficiency	3.55 %	4.13 %

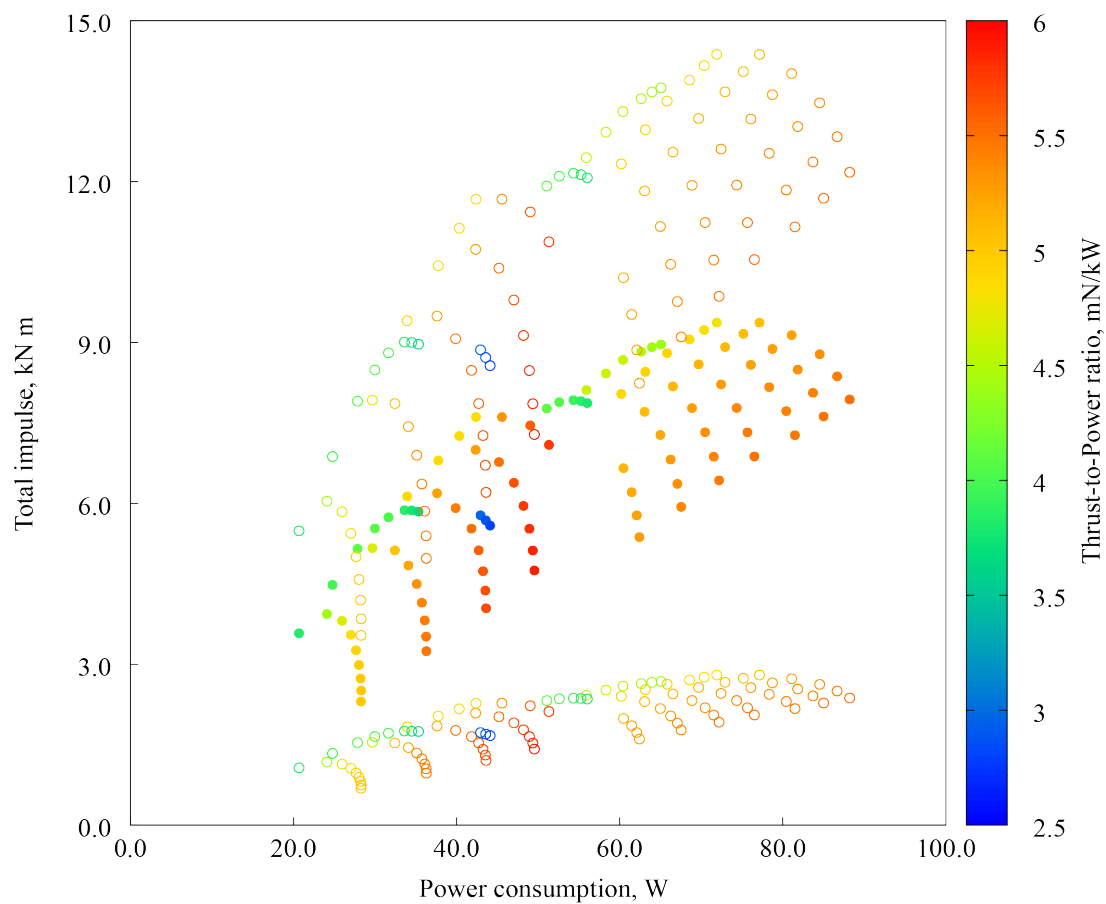


Figure 6-16 Total impulse with the power consumption and the thrust-to-power ratio for 2U, 4U, and 6U module in Case N2. Empty marks in bottom are for 2U module, solid marks are for 4U module, and empty marks with the higher total impulse are for 6U module.

6.2.2 イオンスラスタとレジストジェットのハイブリッド運用

提案するシステムは、多軸制御に対応したレジストジェットを含んでおり、レジストジェットは並進方向にイオンスラスタに比べて大きな推力を出す推進機としても使用可能である。ここでは、イオンスラスタとレジストジェットを組み合わせることで実現できる性能を論じる。

イオンスラスタとレジストジェットの運用時間比を

$$\tau_{IT} : \tau_{RJ} = \Lambda_{op} : (1 - \Lambda_{op}) \quad (6-46)$$

と定義すると推進剤の利用比は

$$\Lambda_{prop} : (1 - \Lambda_{prop}) = \Lambda_{op} \dot{m}_{IT} : (1 - \Lambda_{op}) \dot{m}_{RJ} \quad (6-47)$$

である。運用時間中の平均の推力は

$$\overline{F}_{op} = \Lambda_{op} F_{IT} + (1 - \Lambda_{op}) F_{RJ} \quad (6-48)$$

である。また、実効比推力と実効推力電力比は

$$\overline{I}_{sp,op} = \frac{\Lambda_{op} F_{IT} + (1 - \Lambda_{op}) F_{RJ}}{g(\Lambda_{op} \dot{m}_{IT} + (1 - \Lambda_{op}) \dot{m}_{RJ})} \quad (6-49)$$

$$\frac{\overline{F}_{op}}{\overline{P}_{op}} = \frac{\Lambda_{op} F_{IT} + (1 - \Lambda_{op}) F_{RJ}}{\Lambda_{op} P_{IT} + (1 - \Lambda_{op}) P_{RJ}} \quad (6-50)$$

と書くことができる。特に、レジストジェットの電力をイオンスラスタ作動時と同等の値にすると、

$$\frac{\overline{F}_{op}}{\overline{P}_{op}} = \frac{\Lambda_{op} F_{IT}}{P_{tot}} + \frac{(1 - \Lambda_{op}) F_{RJ}}{P_{tot}} \quad (6-51)$$

である。

Table 6-8 に示したモジュールに上記を適応した結果を Figure 6-17 として示す。ただし、レジストジェットの電力はイオンスラスタと同等として、推力電力比を Table 6-1 で定義した値に固定している。なお、本モデルではレジストジェット推力電力比と比推力が電力によって変化しないため、レジストジェット作動時の電力をイオンスラスタ作動時のよりも下げるとは性能の変化を生まない。そのため、ある量の推進剤を使用するためのレジストジェットの作動時間を単に伸ばし、その分だけイオンスラスタの作動時間を減らすことに等しい。イオンスラスタの推進剤消費量を上げると線形に比推力が上昇するが、推力は反比例的な挙動をしており、イオンスラスタのみの作動時に比べて平均推力がおおよそ倍になるとき、比推力はおおよそ 1/4 にまで落ち込んでいる。しかしながらイオンスラスタだけでは実現できない大推力作動を一時的に達成することができる。

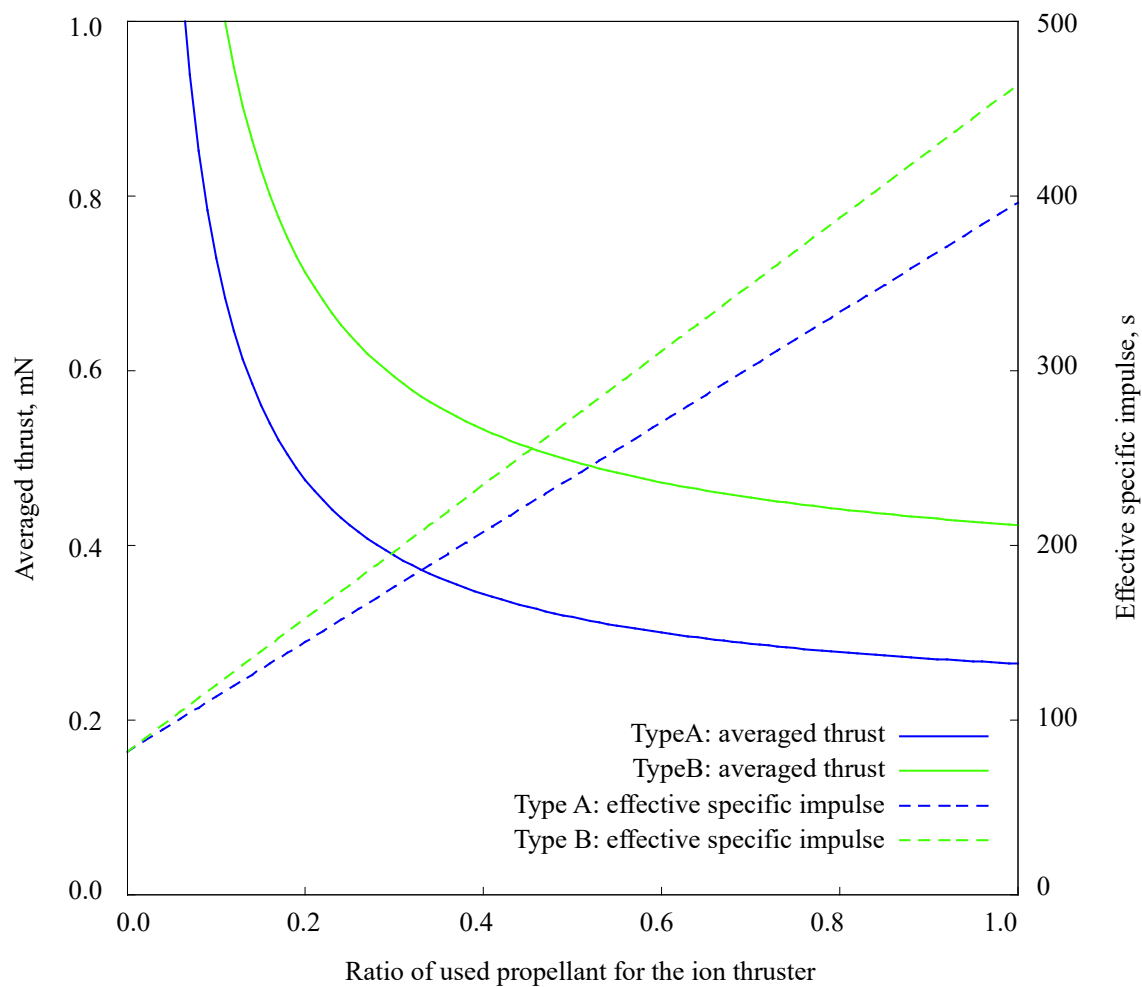


Figure 6-17 Averaged thrust and effective specific impulse for hybrid operation of the ion thruster and the resistojet thruster

6.2.3 性能向上の見込みおよび既存モジュールとの性能比較

本章のここまでで議論してきた性能は、電力および流量依存性に関する実験に基づいて行われてきた。なおかつ、イオン源に関してはすべての点で外挿処理をしていない。したがって、おおよそ実験ですでに結果として得られている値をもとに計算を行っている。ここでは、実験ですでに得られている値に加えて、他の作動点でも周波数変更と壁面電位変更によって性能が上昇することを仮定したときのモジュールとしての性能を論じる。

周波数変更に伴って、吸収電力に対するイオン生成コストは高さ 3.0 mm, 周波数 4.25 GHz のノミナル条件における 166 W/A から、高さ 2.5 mm, 周波数 5.2 GHz における 144 W/A へと減少した。この減少割合を

$$r_{\text{freq}} = \frac{144}{166} \quad (6-52)$$

とする。また、壁面電位変更試験において、通常動作時（アンテナフロート）の 6.8 ± 0.53 mA から、アンテナバイアス電圧を 38.2 V としたときに、スクリーン電流は 12.8 ± 0.36 mA へと増加した。この増加割合を

$$r_{\text{bias}} = \frac{12.8}{6.8} \quad (6-53)$$

とする。この時、イオン生成コストの減少および電流量の増加がすべての点で同様に起こると仮定すると

$$I_{\text{SG}}' = \frac{r_{\text{bias}}}{r_{\text{freq}}} I_{\text{SG}}(P_{\text{abs}}) \quad (6-54)$$

となる新たなスクリーン電流を得ることができる。また、周波数変更に伴う中和器必要電力は Nakagawa の報告によると、5.0 GHz の時におおよそ 73 % まで低減したこと、および周波数を上げたときに減少傾向にあることが報告されている (Nakagawa 2018a)。この結果をもとに、中和コストを 300 W/A から 198 W/A まで下がることを仮定する。

周波数変更と壁面電位変更に伴う体積の変化は

- ・ MPS の長手方向は波長によってスケールする。他は変化しない。
- ・ トリム電源として NPS や APS と同サイズの電源 (44 mm × 44 mm × 10 mm) を加える

と仮定する。以上をもとに計算した結果を、序論で述べたベンチマークとなる他のキューブサット用推進モジュール、および前節までで示した 2U Type B のモジュールとともに Table 6-9 に示す。

まず、前節までに示したモジュールとベンチマークとなるモジュールを比較すると、推

力電力比、体積当たりのトータルインパルスはともにいずれに比べても低い。2U の水イオンスラスタモジュールは、FFPPT に対して、トータルインパルスが体積当たりで半分程度であり、推力電力比は同等程度である。水を推進剤とする点および EMI の問題がない点が優位性となる。FEFP やヨウ素イオンスラスタに対しては、トータルインパルスが体積当たりで 10 倍程度小さくなる一方、推進剤の安全性や熱問題などの点で優位性がある。加えて、唯一水イオンスラスタモジュールのみが、角運動量放出や大推力運用が可能なレジストジェットを搭載しており、対応可能なミッションが多い。

液体貯蔵かつ気体供給である水スラスタモジュールは、タンクの大きさを自在に変えることができる点も大きなメリットである。昇華性を利用した推進剤であるヨウ素や供給方法が制限される FEFP (インジウム) は、タンクのサイズの変更や配置の変更に対して熱設計や供給部設計の検討が必要になるが、本モジュールにおいては不要である。また、FFPPT は、ファイバーの収納方法を工夫することによって、大型化が容易であると考えられる。従って、推進機に使用できる体積が 4U, 6U と大きくなると、ヨウ素イオンスラスタや FEFP では体積当たりのトータルインパルスは上がらず、FFPPT と水イオンモジュールは増加する。

周波数変更や壁面電位変更の効果を考慮したモデルにおいては、体積当たりのトータルインパルスが大きく上昇して FFPPT と同程度、FEFP に対して 30 %ほどの値となっている。また、前述したように体積充填率の増加が著しい 4U のモジュールの場合には、電力が 100 W を超えて大きくなることと引き換えに、トータルインパルスは 20.6 kN s にまで上昇、体積当たりでも FEFP の半分以上まで高くなる。周波数変更や壁面電位変更の効果をさらに研究していくことで、今回採用した作動点を実証することができれば、FFPPT と FEFP に対して同等の性能を実現し、水を用いていることによる優位性をより明確に示すことができる。ヨウ素イオンスラスタに対しては、やはり推力電力比やトータルインパルスの面では及ばないが、安全性や取り扱い性の面では特に他の 2 つの比しても大きな差がある。

他の課題としては、5.2 において述べたように、グリッドの設計に関する問題が挙げられる。現在使用しているグリッドはキセノンに最適化されたものであり、グリッドの最適化により大幅な比推力の向上が見込まれ、トータルインパルスの上昇に資すると考える。一方、推力電力比に関しては、克服が難しいといえる。加速電圧を保ったまま推力電力比を向上させるためには、イオン生成コストの低減、マイクロ波電源の効率向上などを行うことになる。しかし、加速電圧が 1500 V に対して、イオン生成コストが 300 W/A である現状から劇的に向上させる方策はなく、分子量の軽さに起因する水を推進剤とすることの根本的な問題であると考えられる。6.4 mN/kW は比較的低い値ではあるが、キューブサットへの応用上

は大きな問題になる値ではないと考えられ、今後は推力電力比を落とさずにトータルインパルスを上げる研究が求められる。

Table 6-9 Comparison of the performance of the ion thruster module with other CubeSat's propulsion systems. “EX” means that it was estimated with assuming the effect of changing the microwave frequency and the wall potential.

	BIT-3 iodine	IMF Nano Thruster
Power consumption	80 W (max.)	40 W (Nominal)
Size	2 U (180 × 88 × 102 mm ³)	1U (100 × 100 × 82.5 mm ³)
Thrust	1.25 mN (max.)	350 μN (Nominal)
Thrust-to-power ratio	15.5 mN/kW (max.)	8.8 mN/kW
Total impulse	37 kN s	9.0 kN s
Total impulse per volume	2.29 × 10 ⁷ N s/m ³	1.09 × 10 ⁷ N s/m ³
Propellant / Safety	Iodine / High risk	Indium / Low risk
Acceptability	Heat problem	None
	FFPPT	Water Ion/resist 2U Type B
Power consumption	48 W	81.6 W
Size	1U (100 × 100 × 100 mm ³)	2U (188 × 88 × 100 mm ³)
Thrust	240 – 380 μN	423 μN / 22.3 mN
Thrust-to-power ratio	6.0 mN/kW	5.19 mN/kW / 273mN/kW
Total impulse	2.9 - 5.5 kN s	2.78 kN s / 0.507 kN s
Total impulse per volume	2.9 × 10 ⁶ – 5.5 × 10 ⁶ N s/m ³	1.68 × 10 ⁶ N s/m ³ (ion)
Propellant / Safety	PTFE fiber / No risk	Water / Low risk
Acceptability	EMI problem	None
	Water Ion/resist 2U EX	Water Ion/resist 4U EX
Power consumption	71.4 W	132 W
Size	2U (188 × 88 × 100 mm ³)	4U (188 × 188 × 100 mm ³)
Thrust	468 μN / 19.5 mN	975 μN / 34.7 mN
Thrust-to-power ratio	6.6 mN/kW / 273mN/kW	6.50 mN/kW / 273mN/kW
Total impulse	4.66 kN s / 0.491 kN s	19.6 kN s / 1.66 kN s
Total impulse per volume	2.81 × 10 ⁶ N s/m ³ (ion)	5.55 × 10 ⁶ N s/m ³ (ion)
Propellant / Safety	Water / Low risk	Water / Low risk
Acceptability	None	None

6.3 ミッション解析

本節では、前節で明らかにした 2U もしくは 4U の水イオンスラスタモジュールの性能をもとに、6U もしくは 12U キューブサットを対象とした軌道維持を伴うミッション解析を実施した。軌道維持高度および軌道維持時間を十分に低くおよび長くとることができることを示し、本研究で取り上げたイオンスラスタをモジュールとしたときのキューブサットへの適応および有用性を示す。

6.3.1 ミッションの概略

提案するミッションは、国際宇宙ステーションからのキューブサット放出を想定し、放出後に超低軌道 (300 km 以下) へと遷移して軌道維持を行い、地球観測を実施するものである。ミッションは、

- ・ 国際宇宙ステーションからの放出
- ・ 国際宇宙ステーション軌道 (400 km 円軌道を仮定) からの軌道遷移
- ・ 超低軌道 (300 km 以下) における軌道維持およびミッションの実施

からなる。

このうち本研究で取り上げたイオンスラスタおよびイオンスラスタモジュールを用いて、軌道遷移と軌道維持を実施する。ミッションとした地球観測の具体的な内容や消費電力など、軌道遷移および軌道維持に直接かかわらない点については検討しないものとし、あくまで本モジュールをある消費電力で使用したときに達成できる軌道について評価するものとする。以下本節では、軌道遷移及び軌道維持能力を評価するため、衛星およびモジュールの重量、形状等、力学モデルを定義する。

6.3.2 衛星および力学モデル

ミッションを行うキューブサットとしては、6U,12U の 2 種類を考え、各々に 6.2 の Table 6-8 で取り上げた Type A と Type B のシステムをモジュール化して搭載する場合を考える。また、6U には 2U モジュールを、12 U には 4U モジュールを搭載するものとする。衛星と推進機の諸元をまとめたものを Table 6-10 に示す。

電力は推進機を作動するのに十分な瞬時出力があると仮定し、平均的な消費電力は推進機の作動と非作動をあるサイクルで繰り返すことによって調整するものとする。太陽電池は進行方向に対して平行に展開するものとし、空気抵抗や揚力は無視している。並進方向にかかる力としては、大気抵抗と推進機による推力のみを考える。大気抵抗は大気密度 $\rho(R_{\text{sat}})$ 、軌道速度 v_{sat} 、衛星の空気抵抗を受ける面積 A_{sat} 、及び抵抗係数 C_D を用いて

$$F_{\text{sat,drag}} = \frac{1}{2} \rho_{\text{air}} v_{\text{sat}}^2 A_{\text{sat}} C_D \quad (6-55)$$

で表されるものとし、抵抗係数は 2.2 とする。衛星に働く擾乱には重力傾斜、磁気外乱、大気抵抗、太陽輻射圧などがあるが、ここでは衛星は理想的な姿勢制御装置を持ち、常に進行方向に対して大気抵抗が最小になる姿勢をとるものとする。また、擾乱によって蓄積した角運動量の放出にはスラスタは用いず磁気トルカで対応するものとしここでは考えない。

Table 6-10 Summary of specification of satellite and installed module

	A	B	C	D
Satellite size	60 cm ³		120 cm ³	
Cross section for air drag ^{a)}	10 × 20 cm ²		20 × 20 cm ²	
Mass	8 kg		16 kg	
Drag coefficient	2.2			
Installed system	Type A	Type B	Type A	Type B
Power consumption	48.7 W	81.6 W	48.7 W	81.6 W
Thrust	264 μN	423 μN	264 μN	423 μN
Specific impulse	396 s	464 s	396 s	464 s
Propellant mass	0.62 kg		2.05 kg	
Total impulse	2.38 kN m	2.78 kN m	7.95 kN m	9.30 kN m

^{a)} Attitude of satellite is regarded as fixed at the minimum cross section for drag compensation

6.3 ミッション解析

ISS 放出軌道（高度 400 km の円軌道）から超低軌道への軌道遷移について、衛星に働く外力として推進機による推力と、空気抵抗のみを考えて、一周ごとに時間発展させて計算を行った。ただし、大気密度は衛星の高度によって決まるものとし、大気モデルは COSPER のモデルに従うものとする（Figure 6-18, The Committee on Space research 2012）。

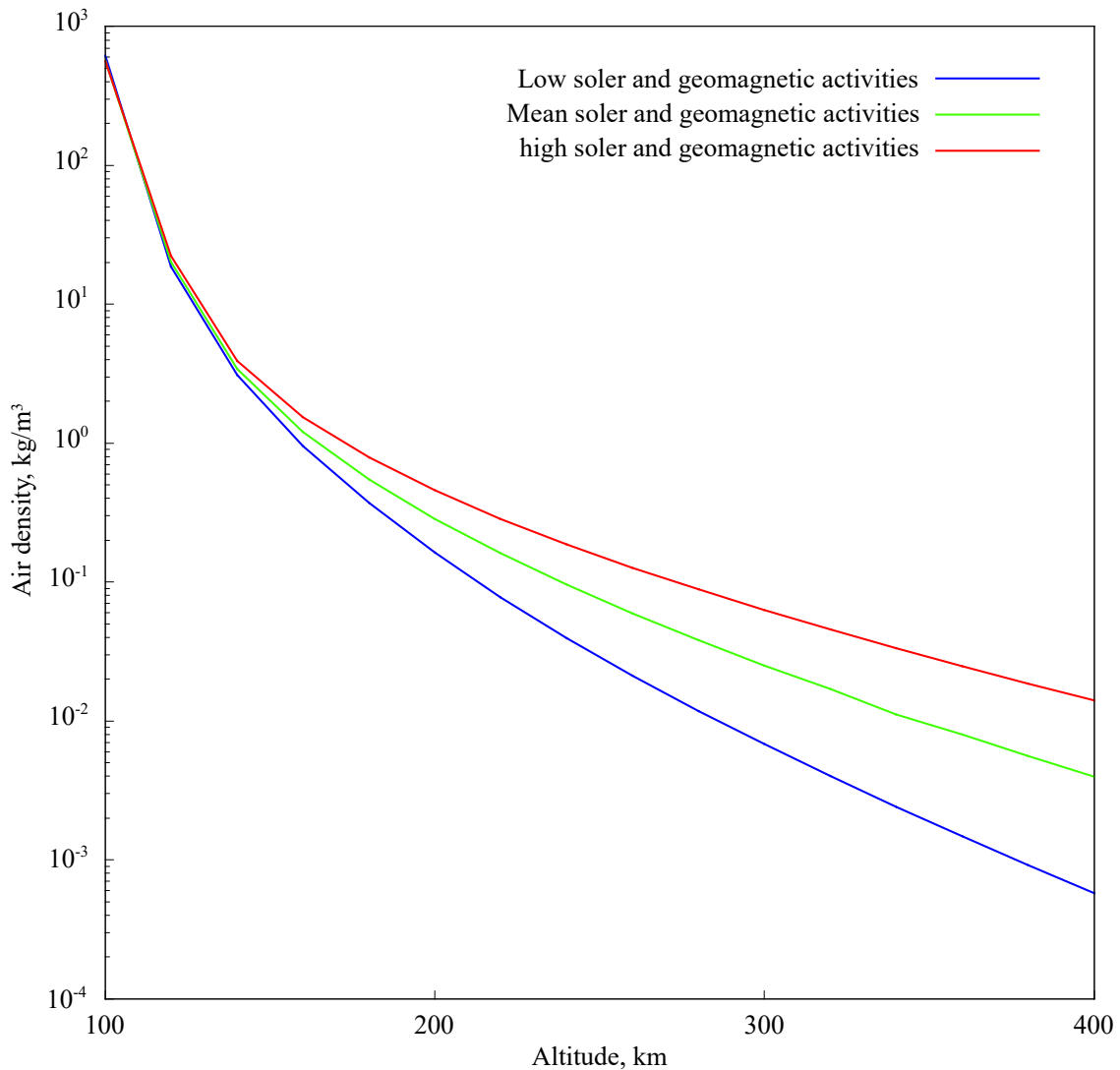


Figure 6-18 Atmospheric model from COSPER (The Committee on Space research 2012)

ここで、推進機の作動割合 Λ_{op} を考える。ある1周期 τ_{sat} に対して、ある時間 t_{ini} を始点としたとき $\Lambda_{op}\tau_{sat}$ は推進機を作動、その後非作動とする運用を想定する。すなわち

$$F_{thr}(t) = \begin{cases} F_{thr} & (t_{ini} < t < t_{ini} + \Lambda_{op}\tau_{sat}) \\ 0 & (\Lambda_{op}\tau_{sat} < t < t_{ini} + \tau_{sat}) \end{cases} \quad (6-56)$$

である。また、推進機作動中の流量は \dot{m}_{prop} で一定とする。推進機を作動しているときの

運動量保存則より,

$$\begin{aligned} & -F_{\text{sat,drag}} dt \\ & = \left(M_{\text{sat}} + \frac{dM_{\text{sat}}}{dt} dt \right) \left(V_{\text{sat}} + \frac{dV_{\text{sat}}}{dt} dt \right) - \frac{dM_{\text{sat}}}{dt} (V_{\text{sat}} + \overline{v_{\text{exh}}}) dt - M_{\text{sat}} V_{\text{sat}} \end{aligned} \quad (6-57)$$

から2次の微小項を無視して,

$$M_{\text{sat}} \frac{dV_{\text{sat}}}{dt} dt = -F_{\text{sat,drag}} dt + \overline{v_{\text{exh}}} \frac{dM_{\text{sat}}}{dt} dt \quad (6-58)$$

である. 但し, 本軌道遷移は減速マヌーバであるため, 式(6-57)内の $\overline{v_{\text{exh}}}$ に関して, 括弧内符号がプラスになっている. 加速マヌーバにおいては, $\overline{v_{\text{exh}}}$ の括弧内符号がマイナスになる. ある時間 t_{ini} を始点として $M_{\text{sat,ini}}$ をその時の衛星の質量とすると,

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{sat,op}} &= -F_{\text{sat,drag}} \int_{t_{\text{ini}}}^{t_{\text{ini}} + \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \frac{dt}{M_{\text{sat,ini}} - \dot{m}_{\text{prop}}(t - t_{\text{ini}})} \\ &\quad + \overline{v_{\text{exh}}} \int_{M_{\text{ini}}}^{M_{\text{sat,ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \frac{dM}{M} \quad (6-59) \\ &= - \left(\frac{F_{\text{sat,drag}}}{\dot{m}_{\text{prop}}} + g I_{\text{sp}} \right) \ln \frac{M_{\text{ini}}}{M_{\text{ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \end{aligned}$$

である. 推進機を作動していないときの速度変化は, 衛星の質量が変化しないため運動量保存則より,

$$\Delta V_{\text{sat,non-op}} = -F_{\text{sat,drag}} \int_{t_{\text{ini}} + \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}}^{t_{\text{ini}} + \tau_{\text{sat}}} \frac{dt}{M_{\text{sat,ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \quad (6-60)$$

となるため,

$$\Delta V_{\text{sat}} = -F_{\text{sat,drag}} \frac{(1 - \Lambda_{\text{op}}) \tau_{\text{sat}}}{M_{\text{ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \quad (6-61)$$

となる. また, 簡単のため

$$\rho(R_{\text{sat}}) = \rho(R_{\text{sat}})|_{t=t_{\text{ini}}} = \text{const.} \quad (6-62)$$

$$\tau_{\text{sat}} = \tau_{\text{sat}}|_{t=t_{\text{ini}}} = \text{const.} \quad (6-63)$$

としする. この時, 速度変化は式 (6-59)と式(6-61)より,

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{sat}} &= - \left(\frac{\rho(r_{\text{sat}}) v^2 A_{\text{sat}} C_D}{2 \dot{m}_{\text{prop}}} + g I_{\text{sp}} \right) \ln \frac{M_{\text{ini}}}{M_{\text{ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \\ &\quad - F_{\text{sat,drag}} \frac{(1 - \Lambda_{\text{op}}) \tau_{\text{sat}}}{M_{\text{ini}} - \dot{m}_{\text{prop}} \Lambda_{\text{op}} \tau_{\text{sat}}} \end{aligned} \quad (6-64)$$

と表せる. ここで, 軌道を円軌道とし, 1周当たりの軌道変化量は十分に小さくスパイラル遷移であるとみなせるものとする. この速度変化に伴う高度変化は,

6.3 ミッション解析

$$\Delta R_{\text{sat}} = \frac{GM_E}{V_{\text{sat},\text{ini}}^2} - \frac{GM_E}{(V_{\text{sat},\text{ini}} + \Delta V_{\text{sat}})^2} \quad (6-65)$$

より、求めることができる。上記の高度変化を1周期ごとに計算することで、各高度までの到達時間を算出した。

極低軌道における軌道維持に関しては、抵抗と推力の時間平均が釣り合っていることを条件とし、

$$\int_{t_{\text{ini}}}^{t_{\text{ini}}+\tau_{\text{sat}}} F_{\text{thr}}(t) dt - \frac{1}{2} \rho_{\text{sat}} v_{\text{sat}}^2 A_{\text{sat}} C_D = 0 \quad (6-66)$$

が成立するように、推進機の作動割合 A_{op} を定めた。

6.3.3 軌道遷移に関する解析結果

イオンスラスタを用いて遷移を行うとおおよそ1か月から3か月で超低軌道まで下りてくることができ、いずれの場合も、十分にミッションとして成立する遷移時間であるといえる。Figure 6-19にTable 6-10に示した4種類の衛星モデルについて、軌道遷移にかかる時間を高度ごとに記したものを示す。イオンスラスタの作動時間はすべて50%を仮定している。高度250 kmまでの遷移時間は、いずれも平均的な太陽活動の時にA: 50日、B: 33日、C: 87日、D: 60日などとなっている。軌道遷移が容易な順にB, A, D, Cとなっており、推力が高く、衛星が軽いほど早く下りてくることができ、また、軌道遷移にかかる時間は、太陽活動の活発さに大きく影響され、最大で倍近くの差が生まれている。推進剤の使用量は6Uの場合最大で0.2 kg程度と全体の3割強、12Uの場合は0.4 kg程度で全体の2割弱となった。

イオンスラスタモジュールに使う平均的な電力、すなわちイオンスラスタ作動時間は、軌道遷移の所要時間に大きな影響がある。Figure 6-20に4種類の衛星モデルについて、イオンスラスタの平均消費電力と遷移所要時間の関係、および遷移終了後の推進剤残量の関係を示す。特に低電力側では遷移可能時間が大きく増えており、ある程度の電力の確保がミッション遂行には必要であることがわかる。低電力側の遷移可能時間が長いことは、高い高度でとどまる時間が短いほど、大気抵抗を有効に使って軌道を下げられることに起因している。一方、推進剤残量は平均消費電力に対してほぼ横ばいになっており、軌道遷移後の軌道維持には、軌道遷移時間はほぼ関係がない。すなわちミッションとしては、電力が許す限り早く高度を下げる方がミッションの開始時期が早まり、かつ軌道維持時間も大差がないため有利である。完全な横ばいでないのは空気抵抗の影響で、特に低電力時に時間をかけて下りてくる場合、空気抵抗を受けている時間も長くなり、必要なトータルインパルスが小さくなっていく。

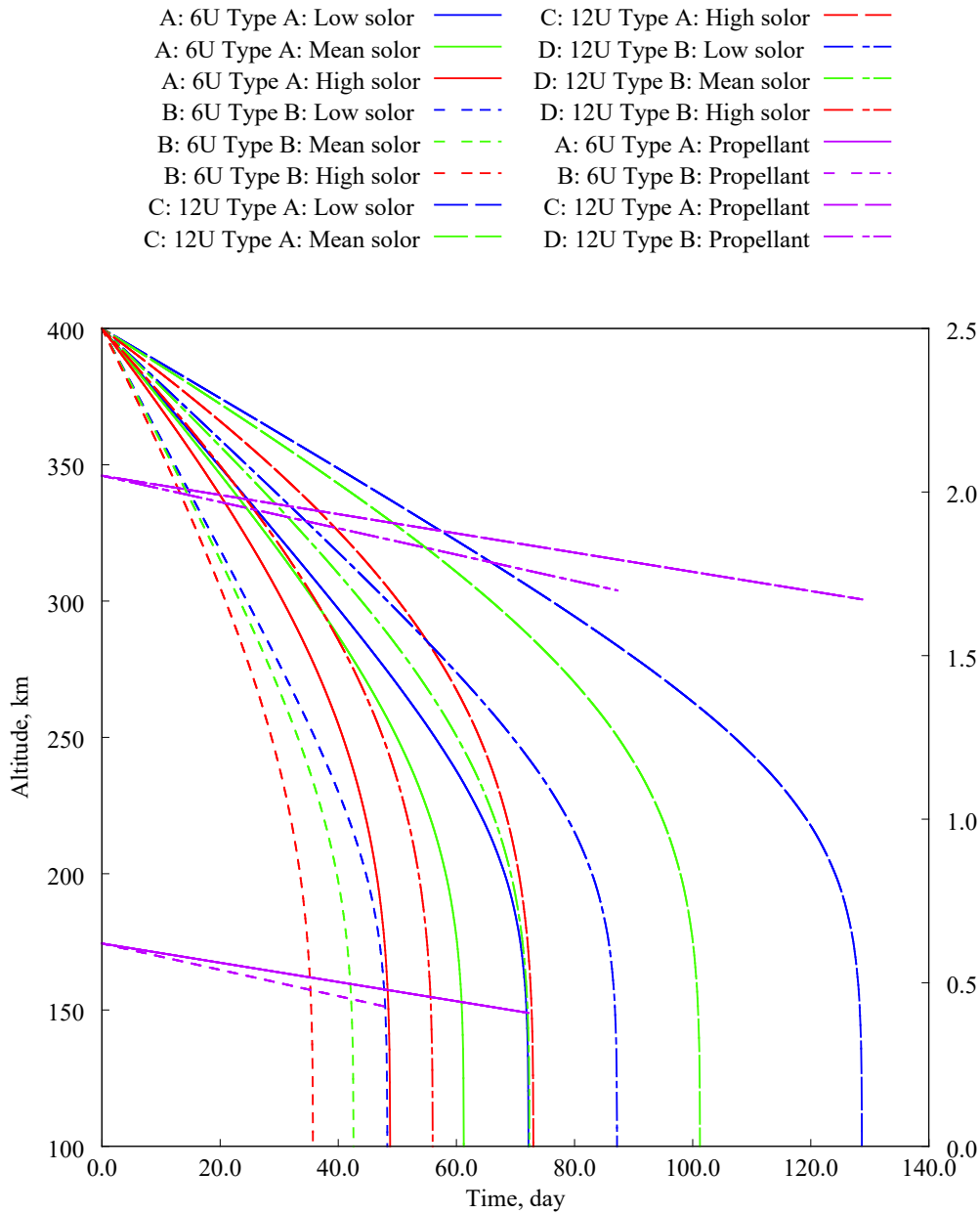


Figure 6-19 Required time for orbit transfer from 400 km to the lower orbit and remained propellant mass using the ion thruster with the duty cycle of 50 %

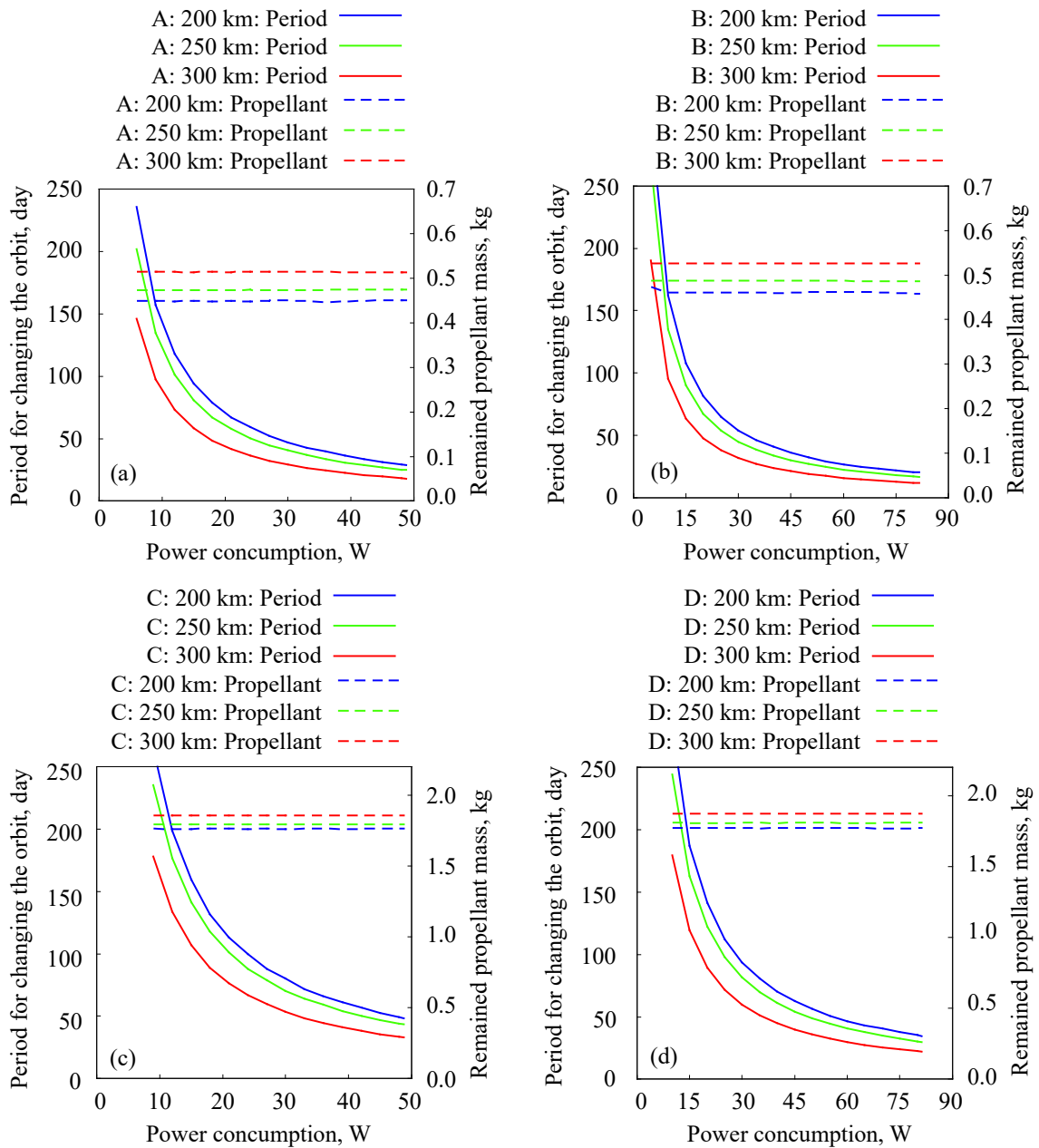


Figure 6-20 Period for orbit transfer and remained propellant mass while changing power consumption with (a) A: 6U: Type A, (b) 6U: Type B, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B.

6.3.4 軌道維持に関する解析結果

軌道維持に関しては、維持高度に対応する形で、必要な平均消費電力を定義することができる。Figure 6-21 に4種類の衛星モデルについて、維持高度に対して必要な平均消費電力とその電力消費に対応する推進剤の使用量（1ヶ月あたり）を示した。Figure 6-18 に示したように、高度が下がっていくと指数関数的に密度が上昇し、密度に比例して空気抵抗が増加するため、高度の低下に従って必要な平均消費電力は急激に増加している。平均的な太陽活動の場合、高度が維持できる限界の高度、すなわちイオンスラストの推力と空気抵抗が釣り合う点は200 km から240 km となっており、この高度が本モデルのイオンスラストを使用した場合に高度維持ができる限界点である。

軌道遷移と軌道維持の計算から、イオンスラストモジュールの平均消費電力に対して、軌道維持可能時間と可能高度を定義することができる。各高度を維持するために必要な平均消費電力は上述のように太陽活動に対して一意に決まる。一方、軌道遷移は電力が高ければ高いほど早く、消費推進剤も少なくて済む。したがって、イオンスラストに使用できる平均消費電力が軌道遷移中と軌道維持中で変化しないとしたとき、軌道維持時間は最大になる。この仮定に基づいて、各高度に対する平均消費電力と軌道維持可能時間を算出したものを Figure 6-22 に示す。また、各衛星に対して、代表的な消費電力に対する遷移時間、維持可能高度、維持可能時間時間を表として Table 6-11 から Table 6-14 にまとめた。ただし、軌道維持可能時間は指数表示としていることに注意されたい。最も電力が豊富で、高度を下げる場合の軌道維持可能時間は、平均的な太陽活動時に6U（A および B）では高度197 km から213 km で2-3ヶ月であるのに対して、12U（C および D）では高度220 km から240 km で4-6ヶ月となっている。これは衛星が大きくなったことに伴う空気抵抗の増加に対して、イオンスラストの推力が増加していないがゆえに、軌道維持可能な最低高度が高くなっていること、およびイオンスラストの推進剤タンクが大きくなっていることが原因である。イオンスラストのみを用いてより低い高度での軌道維持を行うためには、電力を増加させると同時にイオンスラスト本体の推力を上げる、もしくは2台以上のイオンスラストを搭載する必要がある。また、より長い軌道維持は推進剤タンクを大きくすることで実現可能である。

6.3 ミッション解析

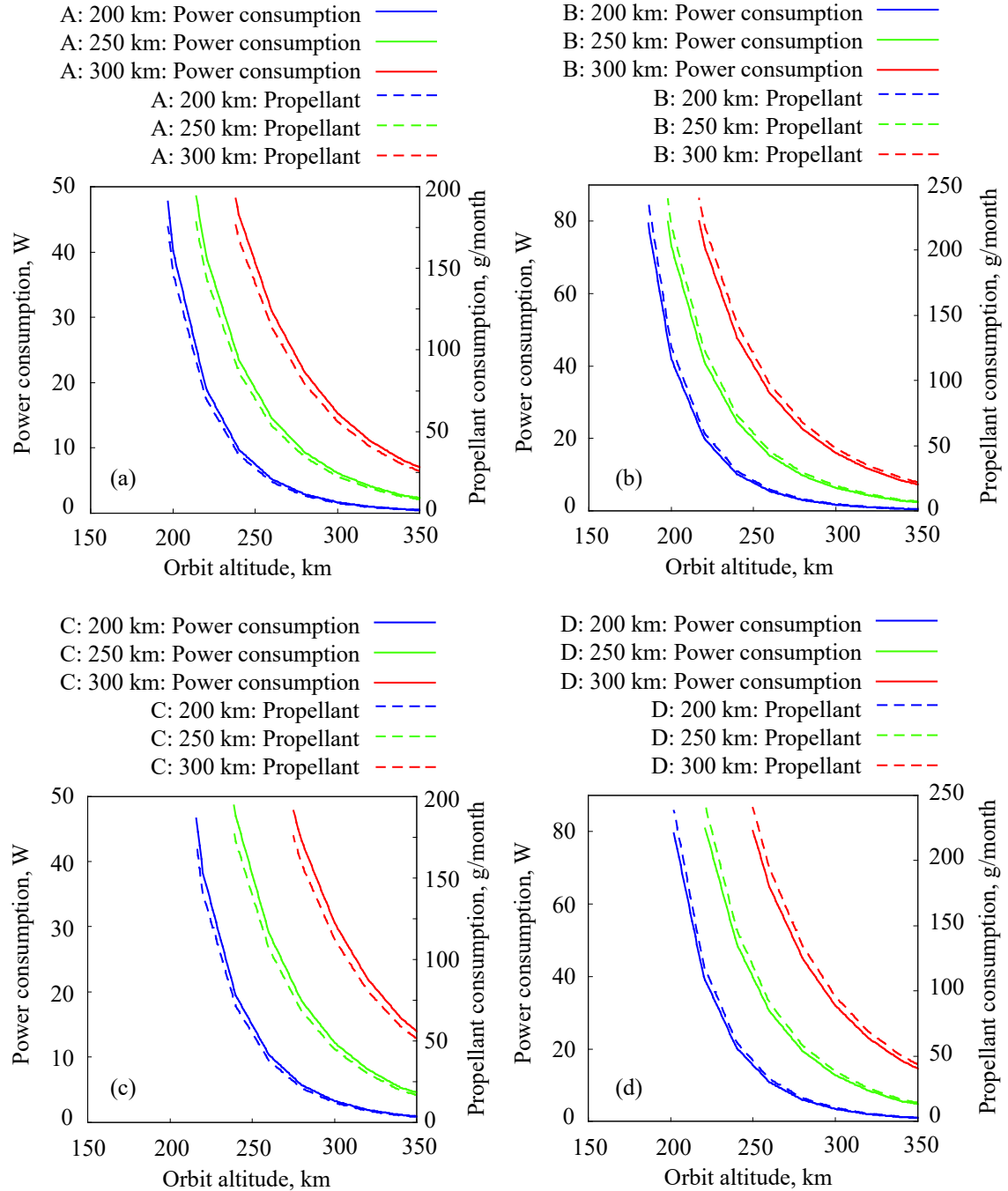


Figure 6-21 Power consumption and propellant consumption for orbit keeping corresponding to the orbit altitude with (a) A: 6U: Type A, (b) 6U: Type B, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B.

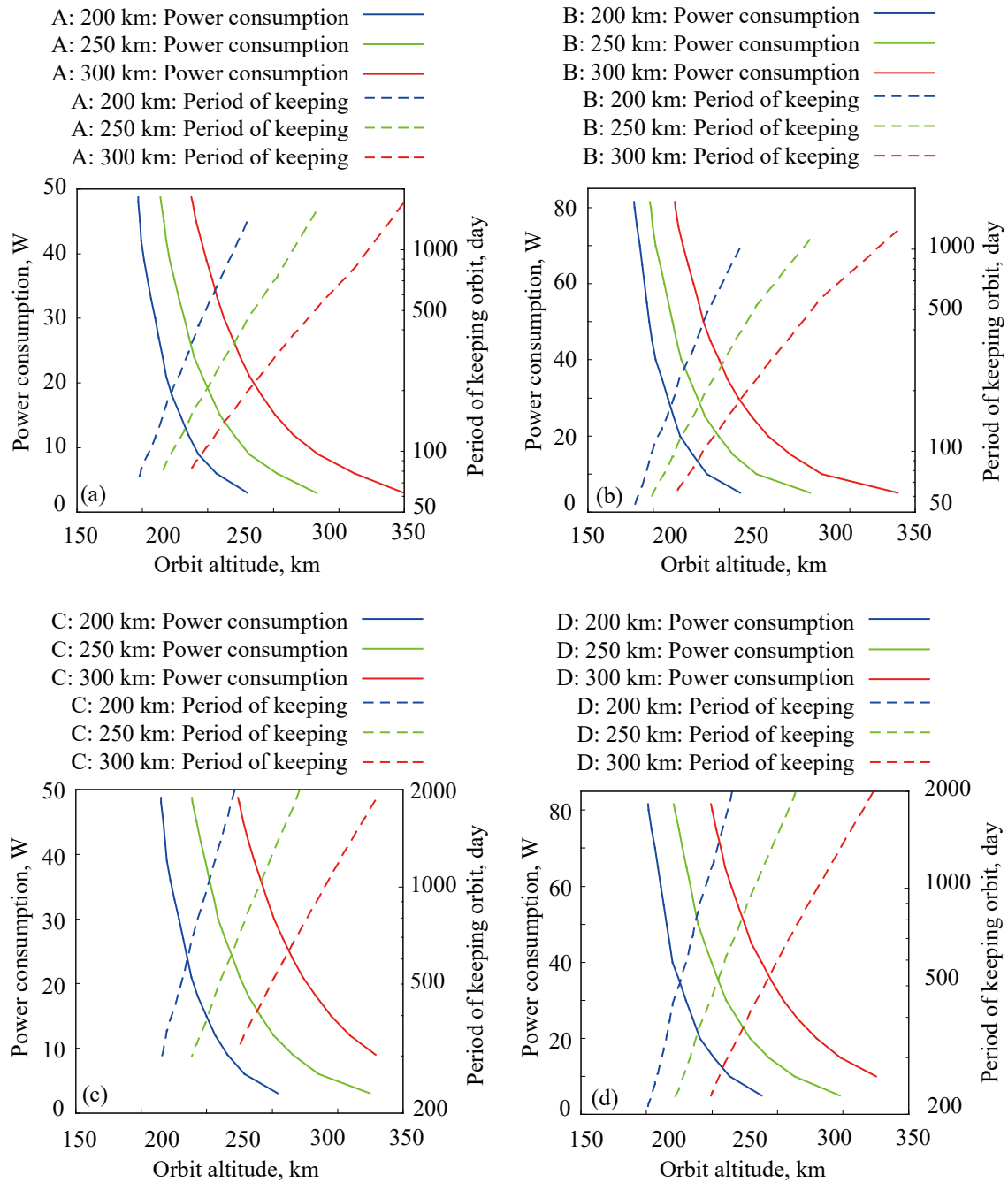


Figure 6-22 Required power consumption and keeping period of the orbit corresponding to the altitude with (a) A: 6U: Type A, (b) 6U: Type B, (c) 12U: Type A and (d) 12U, Type B

Table 6-11 Summary of results of analyzing on the satellite A: 6U with Type A

Power, W	Solar activity	Altitude, km	Orbit transfer, day	Orbit keeping, day
12	Low	235.2	119.0	309.3
	Mean	269.8	85.7	342.5
	High	315.4	49.0	379.3
24	Low	215.3	66.4	147.8
	Mean	239.4	52.9	161.2
	High	274.8	36.8	177.4
36	Low	203.9	46.5	96.2
	Mean	224.3	38.3	104.4
	High	253.2	28.6	114.2
48.8	Low	196.6	35.4	70.1
	Mean	213.9	29.8	75.7
	High	237.6	23.1	82.4

Table 6-12 Summary of results of analyzing on the satellite B: 6U with Type B

Power, W	Solar activity	Altitude, km	Orbit transfer, day	Orbit keeping, day
20	Low	220.3	82.5	232.3
	Mean	249.8	64.2	250.6
	High	287.5	43.3	271.5
40	Low	201.7	45.3	112.1
	Mean	221.5	38.1	119.3
	High	250.2	29.2	128.2
60	Low	193.2	31.4	73.5
	Mean	208.2	27.2	77.7
	High	230.5	21.9	83.0
81.2	Low	185.2	23.8	53.4
	Mean	197.5	20.9	56.2
	High	216.3	17.3	59.9

Table 6-13 Summary of results of analyzing on the satellite C: 12U with Type A

Power, W	Solar activity	Altitude, km	Orbit transfer, day	Orbit keeping, day
12	Low	256.4	201.7	1214.4
	Mean	301.1	122.3	1293.8
	High	359.4	42.1	1374.0
24	Low	235.1	115.4	592.6
	Mean	269.7	81.2	626.8
	High	315.4	44.9	663.1
36	Low	222.4	82.0	390.0
	Mean	252.3	60.9	411.1
	High	291.4	38.2	433.8
48.8	Low	215.0	62.7	286.2
	Mean	238.9	48.4	300.5
	High	274.1	32.4	316.6

Table 6-14 Summary of results of analyzing on the satellite D: 12U with Type D

Power, W	Solar activity	Altitude, km	Orbit transfer, day	Orbit keeping, day
20	Low	240.7	143.0	897.9
	Mean	279.0	98.1	942.8
	High	329.8	49.4	991.5
40	Low	220.0	80.4	440.1
	Mean	249.8	61.3	459.1
	High	287.8	40.2	480.3
60	Low	210.9	56.1	290.8
	Mean	233.5	45.0	302.0
	High	264.8	32.1	314.9
81.2	Low	201.0	42.8	212.3
	Mean	220.6	35.2	220.0
	High	249.1	26.1	229.1

6.3.5 ハイブリッド運用に関する解析結果

6.2.2 で論じたイオンスラスタとレジストジェットのハイブリッド運用を行うと、比推力を犠牲に推力を高めることができ、維持可能高度を低くすることができる。一方、比推力の低下に伴って、軌道維持可能時間は短くなる。ハイブリッド運用によってどの程度変化するかを Figure 6-23 に示した。

1 週間を超えるミッション期間となる高度を見ていくと、A (6U, Type A)は 191-219 km, B (6U, Type B)は 179-204 km となっており、各々イオンスラスタのみの場合に比べると 5-10 km ほど低い高度になっている。同様に C (12U, Type A)は 201-235 km, D (12U, Type B)は 189-216 km となっており、8-40 km ほど高度が低くなっている。推力の不足が目立っていた 12U の方がその影響は大きいことがわかる。一方、維持可能時間は高度の低下に対して 1 週間程度と極端に短くなっていることも分かり、ある程度に時間を必要とするミッションには向かない軌道となっている。

レジストジェットの使用方法として軌道遷移への応用も考えられる。6U の場合は高度 300 km まで下りるのに要する時間が 1 日以下である一方、8 割以上の推進剤を使用してしまうため下りた後の高度維持時間はやはり極端に短くなる。一般的には、イオンスラスタでの遷移時間が数ヶ月、早いものだと 1 ヶ月強であるため、月単位での遅れに問題がなければイオンスラスタの遷移が勝ると考えられる。一方、緊急時に 2,3 日という短いスパンでの低高度観測は可能になることはハイブリッド運用特有のもので、水イオンレジストのハイブリッドモジュールならではのものであるといえる。ハイブリッド運用によって、例えば 375 km の高度で待機（イオンスラスタでの軌道維持によって 1 年程度の軌道維持が可能）しておいて、緊急時に高度を下げた短期間観測をするような運用が可能になる。

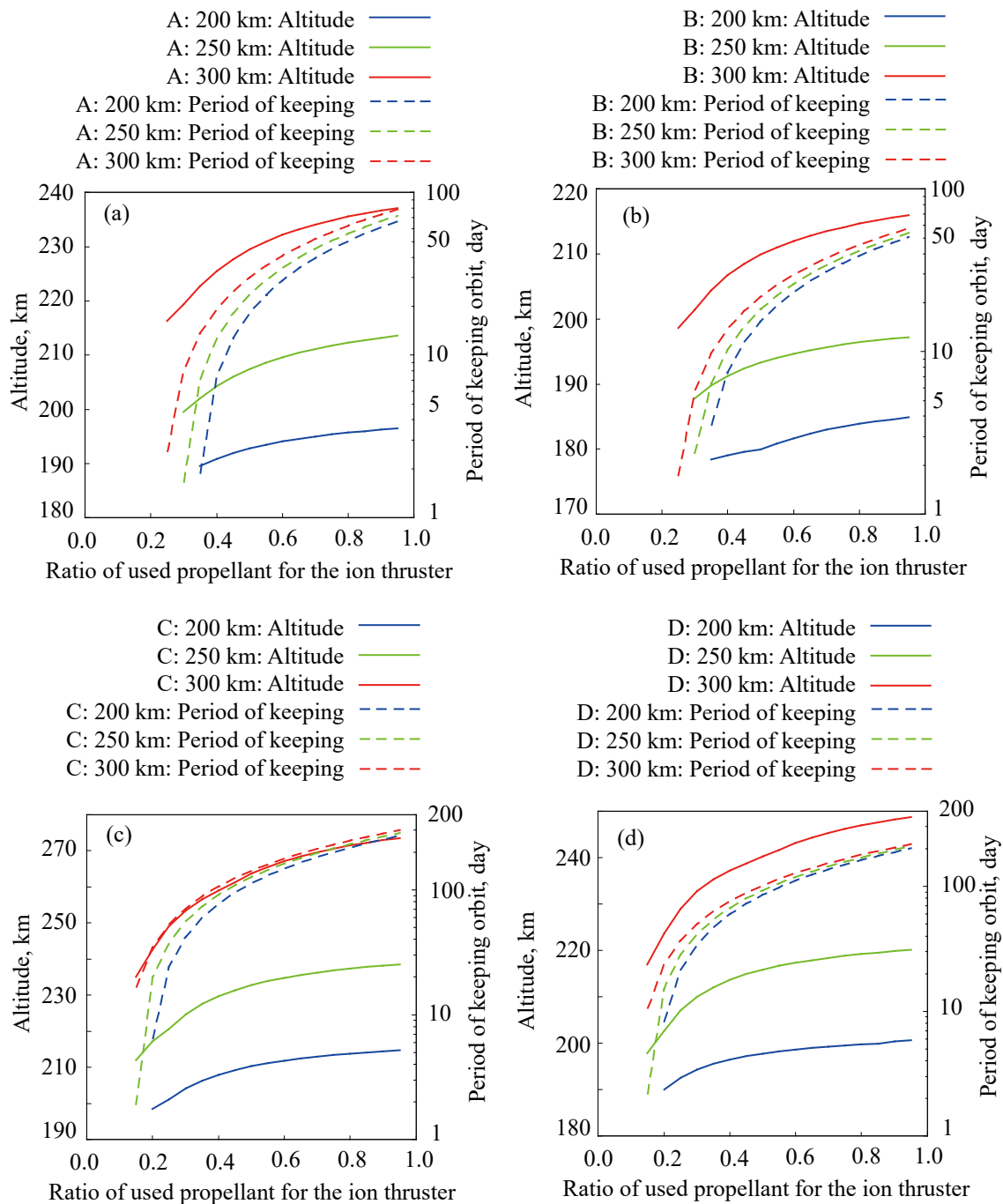


Figure 6-23 Orbit altitude and keeping period with hybrid operating of the ion thruster and the resistojet thruster with (a) A: 6U: Type A, (b) 6U: Type B, (c) 12U: Type A, and (d) 12U, Type B. The power consumption was fixed at the maximum value: 48.8 W for Type A and 81.2 W for Type B.

6.4 第6章の総括

本章の内容を以下にまとめる。

- ・ 本研究で取り扱ったイオンスラスタについて、実機に搭載可能なシステムとしての性能を推算するため、必要コンポーネントの電力および体積のモデル化を実施した。
- ・ システムとしてイオンスラスタの性能解析を実施し、代表的な作動点を示した。また、同サイズのコンポーネントとの比較を実施した。
- ・ 国際宇宙ステーションからの放出および超低軌道における軌道維持を行うミッションを定義し、ミッション時間を計算するためのモデルの整理を実施した。
- ・ 軌道遷移および軌道維持にかかる時間を消費電力と衛星サイズの関数として示した。

また、本章で得た知見を以下にまとめる。

- ・ システム解析の結果、消費電力 48.7 W において、推力 264 μN 、比推力 396 s、トータルインパルス 2.38 kNs (2U)、7.95 kNs (4U) および消費電力 81.6 W において、推力 423 μN 、比推力 464 s、トータルインパルス 2.78 kNs (2U)、9.30 kNs (4U) を達成できるものと見積もられた。
- ・ 現状の作動点は、推力電力比やトータルインパルスの点における既存のモジュールより低い一方で、安全性や取り扱い性では大きな利点がある。周波数変更および壁面電位変更による性能向上を見込んだ場合には、既存のモジュールと性能面でも同等以上であり、水を用いていることによる優位性がより明確になる。
- ・ ミッション解析の結果、6U キューブサットに消費電力 48.7 W のモジュールを搭載することで、ISS からの放出後に高度 196-237 km に 23-35 日間で遷移し、70-82 日間の高度維持を行うことができる。また、同様に 81.2 W のモジュールを搭載することで高度 185-216 km に 17-24 日間で遷移し、53-60 日間の高度維持を行うことができる。消費電力を下げた場合より高い高度になるものの、より長い時間維持することが可能となり、6U キューブサットの場合、20 W で 250 km、260 日間、40 W で 221 km、119 日間のミッションが可能である。
- ・ 12U キューブサットに関しても、同様に遷移時間と高度維持可能な時間が明らかになった。推力が変化していないのに対し空気抵抗の増大が影響し、6U キューブサットの場合に比べて全体的に高度は 20 km ほど高い結果となった。

-
- ・ ごく短期間の軌道維持においてはイオンスラスタとレジストジェットのハイブリッド運用が有効であり, 6U, 81.2 W の場合で 179-204 km での運用が可能となる. また, 軌道遷移を 1 日以下の非常に短い時間で行う運用が可能となり, 軌道維持時間を犠牲にすることで, 短期間での高度低下, 低軌道での観測を実施する能力を持つ.

最後に本章で得られた, 今後の課題をまとめる.

- ・ 周波数変更及び壁面電位変更による性能向上は効果が大きく, トータルインパルスを倍近く増加させるポテンシャルがある. 今後, より広い作動点における性能評価を行う必要がある.
- ・ トータルインパルスの向上が優先すべき課題であり, ひいてはイオンスラスタの研究における比推力の向上および推進剤利用効率の向上が求められる. 前述の 2 点に加え, グリッドの設計最適化による中性粒子閉じ込めの良化, 推進剤利用効率の向上が期待される.

第7章 結論

本論文の目的は、水イオンスラストのキューブサットへの適用可能性および有用性を示すことであり、小目的を4点定めた。各々に対応するように結論を述べる。

目的：水イオンスラスト内部のプラズマモデルを確立すること

結論：グローバルモデルにより、水イオンスラスト内部のプラズマモデルを確立した。また、キセノンとの比較において実験結果を再現することを示した。

目的：水イオンスラストの性能特性を実験的に明らかにすること

結論：水イオンスラストの性能特性を、イオン源に対して最大入力電力 6.6 W, 最大流量 $71.2 \pm 3.5 \mu\text{g/s}$ までの範囲において明らかにした。また、同程度のキセノンイオンスラストのイオン源についても性能を明らかにし、特性を比較することができた。

目的：水イオンスラストの性能向上に向けた知見を得ること

結論：周波数変更および壁面電位変更による性能向上を実験的に示した。また、グローバルモデルにおいて性能低下の原因が中性粒子の損失速度にあることを明らかにし、性能向上に向けて、アクセルグリッドの設計が重要であることを明らかにした。また、これらを比べることで、周波数変更および壁面電位変更による性能変化の原因を推察し、次の実験に向かう指針を得た。

目的：水イオンスラストのシステム解析によるキューブサットへの適用可能性および有用性を示すこと

結論：システム解析によって、十分にキューブサットに搭載可能なサイズであること、推力が 0.25 - 0.45 mN 程度でキューブサットの重量に対して十分確保できること、トータルインパルスが 2.4 - 9.5 kNs であることを明らかにし、適応可能性があることを示した。既存のモジュールとの比較において、本研究における性能向上の成果を考慮すると、既存モジュールにそん色ない性能を出すことができ、推進剤が水であるメリットを生かした有用性を主張できることを示した。また、ミッション解析においては 200 km 付近で1ヶ月以上のミッション期間が確保できる可能性を示し、十分に有用性があることを示した。

以上から、水イオンスラストのキューブサットへの適用可能性および有用性が示された。

REFERENCES

【英文】

Abramowitz, L. and Avrett C. J. (2015), "SENSE: Lesson Learned through Acquisition and On-Orbit Operations," Proceedings in 29th Annual/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, 2015, SSC15-V-1. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/30/>

Asakawa, J., Koizumi, H., Kojima, S., Nakano, M. and Komurasaki, K. (2019), "Laser-Ignited Micromotor Using Multiple Stacked Solid Propellant Pellets," Journal of Propulsion and Power, Vol. 35, No. 1, pp. 41-53. <https://doi.org/10.2514/1.B36715>

Avtaeva, S. V., General A A. and Kel'man V. A. (2010), "Kinetic model for low-density non-stationary gas discharge in water vapour," Journal of Physics D: Applied Physics, Vol. 43, 315201. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/43/31/315201>

Ayuso, J. H., Campagnola, S., Yamaguchi, T., Ozawa, Y. and Ikenaga, T. (2019) "OMOTENASHI trajectory analysis and design: Landing phase," Acta Astronautica, Vol. 156, pp.113-124. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.10.017>

Baalrud, S.D. C. C. Hegna, and J. D. Callen, "Instability-Enhanced Collisional Friction Can Determine the Bohm Criterion in Multiple-Ion-Species Plasmas," Physical review letters, Vol. 103, 205002. <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.103.205002>

Bonin, G., Roth, N., Armitage, S., Newman, J., Risi, B. and Zee, R. E. (2015), "CanX-4 and CanX-5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished!," in Proceedings of 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Logan, Utah, 2015, SSC15-I-4. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/3/>

Bosanac, N., Cox, A. D., Howell, K. C. and Folta, D. C. (2018), "Trajectory design for a cislunar CubeSat leveraging dynamical systems techniques: The Lunar IceCube mission," Acta Astronautica Vol. 144, pp. 283–296. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.025>

Boshuizen, C. R., Mason, J., Klupar, P. and Spanhaka, S. (2014), "Results from the Planet Labs Flock Constellation," Proceedings in 28th Annual/USU Conference on Small Satellites, Logan,

-
- Utah, 2014, SSC14-I-1. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2014/PrivEnd/1/>
- Bouwmeester, J., Guo, J. (2010), "Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology," *Acta Astronautica*, Vol. 67, pp.854-862. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.004>
- Brophy, J. R. (1984) "Ion thruster performance model" NASA CR-174810; PhD Thesis, Colorado State University, Fort Collins, CO.
- Bruccoleri, A. R., Leiter, R., Drela, M. and Lozano, P. (2012), "Experimental Effects of Nozzle Geometry on Flow Efficiency at Low Reynolds Numbers," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.28, No. 1, pp.96-102. <https://doi.org/10.2514/1.B34073>
- Chabert, P., Lichtenberg, A. J., Lieberman, M. A., and Marakhtanov, A. M. (2001), "Instabilities in low-pressure electronegative inductive discharges," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 10, pp. 478-489. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/10/3/313>
- Chung, S. J., Bandyopadhyay, S., Foust, R. and Subramanian, G. P. (2016), "Review of Formation Flying and Constellation Missions Using Nanosatellites," *Journal of Spacecraft and rockets*, Vol. 53, No. 3, pp.567-578. <https://doi.org/10.2514/1.A33291>
- Chutjian, A., Hall, R. I. and Trajmar, S. (1975), "Electron-impact excitation of H₂O and D₂O at various scattering angles and impact energies in the energy-loss range 4.2–12 eV," *The journal of Chemical Physics*, Vol. 63, 892. <https://doi.org/10.1063/1.431370>
- Ciaralli, S., Coletti, M. and Gabriel S. B. (2015), "Results of the qualification test campaign of a Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Propulsion (PPTCUP)," *Acta Astronautica*, Vol. 121, pp.314-322. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.08.016>
- Conversano R. W., Lobbia, R. B., Kerber, T., V., Tilley K. C., Goebel, D. M. and Reilly S. W. (2019), "Performance characterization of a low-power magnetically shielded Hall thruster with an internally-mounted hollow cathode," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 28, 105011. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab47de>
- Dankongkakul, B. and Wirz, R. E. (2017), "Miniature ion thruster ring-cusp discharge performance and behavior." *Journal of Applied Physics* Vol.122, 243303. <https://doi.org/10.1063/1.4995638>

-
- DelPozzo, S., Williams, C., and Doncaster, B. (2019), *2017 Nano/Microsatellite Market Forecast*, SpaceWorks Enterprises, Inc., Atlanta, GA.
- Dietz, P., Gärtnerl, W., Koch, Q., Köhler, P. E., Teng, Y., Schreiner, P. R., Holste K. and Klar, P. J. (2019), “Molecular propellants for ion thrusters,” *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 28 No. 8, 084001. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab2c6c>
- Doncaster, B., Williams, C., and Shuman J. (2017), *2017 Nano/Microsatellite Market Forecast*, SpaceWorks Enterprises, Inc., Atlanta, GA.
- Durante, N., Lamanna, U. T., Arrighini, G. P. and Guidotti, C. (1995), “Generalized oscillator strengths of polyatomic molecules I. H₂O,” *Theoretica Chimica Acta*, Vol. 90, pp.115-134. <https://doi.org/10.1007/2FBF01113843>
- Filipovic, D., Marinkovic, B., Pejcev, V. and Vuskovic, L. (1998), “Electron-impact excitation of xenon at incident energies between 15 and 80 eV,” *Physical Review A*, Vol.37, pp.356-364. <https://doi.org/10.1103/physreva.37.356>
- Foster, C., Hallam, H. and Mason, J. (2015), “Orbit Determination and Differential-drag Control of Planet Labs CubSat Constellations,” *Proceedings in AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Vale, CO, 2015, AAS 15-524. <https://arxiv.org/abs/1509.03270>
- Freeman, A. (2016), “Deep Space Nanosats – Positioned for Exponential Growth,” *Proceedings in The 4S Symposium 2016*, Valetta, Malta, 2016.
- Funase, R., Inamori, T., Ikari, S., Ozaki, N. and Koizumi, H. (2015), “Initial Operation Results of a 50 kg-class Deep Space Exploration Micro-Spacecraft PROCYON,” *Proceedings in 29th Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2015, SSC15-V-5. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/34/>
- Funase, R., Ikari, S., Kawabata, Y., Nakajima, S., Nomura, S., Kakihara, K., Takahashi, R., Yanagida, K., Matsushita, S., Ishikawa, A., Funabiki, N., Murata, Y., Suzumoto, R., Shibukawa, T., Mori, D., Fujiwara, M., Tomita, K., Koizumi, H., Asakawa, J., Nishii, K., Yoshikawa, I. and Yoshida, K. (2018), “Flight Model Design and Development Status of the Earth-Moon Lagrange Point Exploration CubeSat EQUULEUS Onboard SLS EM-1,” *Proceedings in 32nd Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2018, SSC18-VII-05.

<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/297/>

Garrigues, L., Santhosh, S., Grimaud, L. and Mazouffre, S. (2019), "Operation of a low-power Hall thruster: comparison between magnetically unshielded and shielded configuration," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 28 No. 3, 034003. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab080d>

Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correi, R. and Page, J. (2004), "The Design, Development and In-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System," *Proceedings in 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, FL, 2004, AIAA 2004-3798, 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-3798>

Gill, T. J., Rescigno, T. N., McCurdy, C. W. and Lengsfeld III, B. H. (1994), "Ab initio complex Kohn calculations of dissociative excitation of water," *Physical Review A*, Vol.49 No. 4, pp.2642-2650. <https://doi.org/10.1103/physreva.49.2642>

Goebel, D. M., Wirz, R. E. and Karz, I. (2007), "Analytical Ion Thruster Discharge Performance Model," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.23 No. 5, pp. 1055-1067. <https://doi.org/10.2514/1.26404>

Goebel, D. M. and Katz, I. (2008), "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters," John Wiley and Sons, Hoboken, NJ.

Gorfinkiel, J. D., Morgan, L. A. and Tennyson, J. (2002), "Electron impact dissociative excitation of water within the adiabatic nuclei approximation," *Journal of Physics B; Atomic, Molecular and Optical Physics*, Vol. 35 No. 3, pp.543-555. <https://doi.org/10.1088/0953-4075/35/3/309>

Greig Amelia (2015), "Pocket Rocket: An electrothermal plasma micro-thruster," PhD thesis, Australian National University, Canberra, Australia.

Grondein, P., Lafleur, T., Chabert, P. and Aanesland, A. (2016), "Global model of an iodine gridded plasma thruster," *Physics of Plasma*, Vol. 23, 033514. <https://doi.org/10.1063/1.4944882>

Guo, J., Bouwmeester, J. and Gill, E. (2016) "In-orbit results of Delfi-n3Xt: Lessons learned and move forward," *Acta Astronautica*, Vol. 121, pp. 39–50. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.12.003>

Gurciullo, A., Fabris, A. L. and Knoll, A. (2017), "Direct Current Plasma Electron Source for

-
- Electric Propulsion Applications Using Atomic and Molecular Propellants,” *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 45 No. 9, pp. 2472-2480. <https://doi.org/10.1109/TPS.2017.2733345>
- Hayashi, M. (1983), “Determination of electron-xenon total excitation cross-sections, from threshold to 100 eV, from experimental values of Townsend's α ,” *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 16 No. 4, pp. 581-589. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/16/4/018>
- Heidt, H., Suari, P. J., Moore, A. S., Nakasuka, S. and Twiggs, R. J. (2000), “CubeSat: A new Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation,” *Proceedings in 14th Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2000, SSC00-V-5. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2000/All2000/32/>
- Hruby, V., Demmons, N., Courtney, D., Ziemer, J., Dunn, C. and Marrese-Reading, C. (2018) “Colloid Micronewton Thrusters (CMNTs) —Comparison between LISA Pathfinder In-Flight and Ground Measurements,” *Space Propulsion 2018*, Seville, Spain, SP2018_00567.
- Hofer, R. R. and Gallimore, A. D. (2006), “High-Specific Impulse Hall Thrusters, Part 2: Efficiency Analysis,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 4, pp. 732–740. <https://doi.org/10.2514/1.15954>
- Holste, K., Gartner, W., Zschatzsch, D., Scharmann, S., Kohler, P., Dietz, P. and Klar, P. J. (2018), “Performance of an iodine-fueled radio-frequency ion-thruster,” *The European Physical Journal D*, Vol. 72, 9. <https://doi.org/10.1140/epjd/e2017-80498-5>
- Itikawa, Y. and Mason, N. (2005), “Cross Sections for Electron Collisions with Water Molecules,” *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 34, No. 1, pp.1-22. <https://doi.org/10.1063/1.1799251>
- James, K., Moser, T., Conley, A., Slostad, J. and Hoyt, R. (2015) “Performance Characterization of the HYDROS™ Water Electrolysis Thruster,” *Proceedings in 29th Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2015, SSC15-XI-5. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/75/>
- Jenkins, M. G., Krejci, D. and Lozano, P. (2018), “CubeSat constellation management using Ionic Liquid Electrospray Propulsion,” *Acta Astronautica*, Vol. 151, pp. 242-252. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.007>

-
- Kim, Y. K. (2001), "Scaling of plane-wave Born cross sections for electron-impact excitation of neutral atoms," *Physical Review A*, Vol. 64, 032713. <https://doi.org/10.1103/PhysRevA.64.032713>
- Klesh, A., Clement, B., Colley, C., Essmiller, J., Forgette, D., Krajewski, J., Marinan, A., Mur, T. M., Steinkraus, J., Sternberg, D., Werne, T. and Young, B. (2018), "MarCO: Early Operations of the First CubeSats to Mars," *Proceedings in 32nd Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2018, SSC18-WKIX-04. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/474/>
- Koizumi, H., Kakami, A., Furuta, Y., Komurasaki, K. and Arakawa, Y. (2003), "Liquid propellant pulsed plasma thruster," *Proceedings in 28th International Electric Propulsion Conference*, Toulouse, France, IEPC-03-087. <http://electricrocket.org/IEPC/0087-0303iepc-full.pdf>
- Koizumi, H., Kawasoe, Y., Komurasaki, K. and Arakawa, Y. (2005), "Performance Improvement of a Liquid Propellant Pulsed Plasma Thruster," *Proceedings in 29th International Electric Propulsion Conference*, Princeton, NJ, IEPC-2005-69. <http://electricrocket.org/IEPC/069.pdf>
- Koizumi, H. and Kuninaka, H. (2009), "Antenna Design Method and Performance Improvement of a Micro Ion Engine Using Microwave Discharge," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, Vol. 7, pp. Pb_89-Pb-94. https://doi.org/10.2322/tstj.7.Pb_89
- Koizumi, H. and Kuninaka, H. (2010), "Development of a Miniature microwave discharge ion thruster driven by 1 W microwave power," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, pp. 601. <https://doi.org/10.2514/1.45194>
- Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., Kojima, S., Matsuguma, T., Funase, R., Nakatsuka, J. and Komurasaki, K. (2016), "Initial flight operations of the miniature propulsion system installed on small space probe: PROCYON," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, Vol.14, pp. Pb_13-Pb_22. https://doi.org/10.2322/tastj.14.Pb_13
- Koizumi H., Komurasaki, K., Aoyama, J. and Yamaguchi, K. (2018), "Development and Flight Operation of a Miniature Ion Propulsion System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, pp. 960-968. <https://doi.org/10.2514/1.B36459>
- Kolbeck, J., Anders, A., Beilis, I. I. and Keidar, M. (2019), "Micro-propulsion based on vacuum

-
- arcs,” *Journal of Applied Physics*, Vol. 125, 220902. <https://doi.org/10.1063/1.5081096>
- Krejci, D., Hicks, F. M., Thomas, R., Haag, T. and Lozano, P. (2017), “Emission Characteristics of Passively Fed Electrospray Microthrusters with Propellant Reservoirs” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.54, No. 2, pp. 447-458. <https://doi.org/10.2514/1.A33531>
- Krejci, D., Reissner, A., Schönherr, T., Seifert, B., Saleem, Z. and Alejos, R. (2019) “Recent flight data from IFM Nano Thrusters in a low earth orbit,” *Proceedings in the 36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, Austria, 2019, IEPC-2019-724.
<http://electricrocket.org/2019/724.pdf>
- Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu, Y. and Kawaguchi, J. (2007), “Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 3, pp. 544-551. <https://doi.org/10.2514/1.25434>
- Largarde, T., Arnal, Y., Lacoste, A. and Pelletier, J. (2001), “Determination of the EEDF by Langmuir probe diagnostics in a plasma excited at ECR above a multipolar magnetic field,” *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 10, No.2, pp.181-190. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/10/2/308>
- Lee, C. and Lieberman, M. A. (1995), “Global model of Ar, O₂, Cl₂, and Ar/O₂ high-density plasma discharges,” *Journal of Vacuum Science & Technology A*, Vol.13, pp. 368-380. <https://doi.org/10.1116/1.579366>
- Lesnevsky, L. N. and Tyurin, V. N. (1999), “A study of pulsed plasma accelerator with metal propellant for space and technology application,” *Proceedings in 26th International Electric Propulsion Conference*, Kitakyushu, Japan, IEPC-99-203. <http://electricrocket.org/IEPC/9203.pdf>
- Lécossais, A., Odic, K., Fiot, D., Lestrade, J. Y., Verberne, O., Fernando, P., Christ, P. and Searle, T. (2018), “HYPROGEO Hybrid Propulsion: Latest project achievements,” *Proceedings in Space Propulsion 2018*, Seville, Spain, 2018, 00061. <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02003127>
- Lev, D., Myers, R. M., Lemmer, K. M., Kolbeck, J., Koizumi, H. and Polzin, K. (2019), “The technological and commercial expansion of electric propulsion,” *Acta Astronautica*, Vol.159, pp. 213-227. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.058>
- Lichtenberg, A. J., Vahedi, V., Lieberman, M. A. and Rognlien, T. (1994), “Modeling

- electronegative plasma discharges,” *Journal of Applied Physics*, Vol. 75, pp. 2339-2347. <https://doi.org/10.1063/1.356252>
- Lozano, P. and Sánchez M. M. (2004), “Ionic liquid ion sources: suppression of electrochemical reactions using voltage alternation,” *Journal of Colloid and Interface Science*, Vol. 280, pp.149-154. <https://doi.org/10.1016/j.jcis.2004.07.037>
- Manzoni, G. and Brama, Y. L. (2015), “CubeSat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit,” in *Proceedings of 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* Logan, Utah, 2015, SSC15-IV-5. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/26/>
- Matsui, M., Hoshino, M., Kato, H., Silva, F. F., Vieira, P. L. and Tanaka, H. (2016) “Measuring electron-impact cross sections of water: elastic scattering and electronic excitation of the a^3B_1 and A^1B_1 states” *The European Physical Journal D*, Vol. 70, 77. <http://dx.doi.org/10.1140/epjd/e2016-60473-6>
- Mazouffre S., Grimaud, L., Tsikata, S., Matyash, K. and Schneider, R. (2019) “Rotating spoke instabilities in a wall-less Hall thruster: experiments,” *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 28 No. 5, 054002. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab07fc>
- Meija, J., Coplen, T. B., Berglund, M., Brand, W. A., Bievre, P. D., Gronlng, M. G., Holden, N. E., Irrgeher, J., Loss, R. D., Walczyk, T. and Prohaska, T. (2016), “Isotopic compositions of the elements 2013 (IUPAC Technical Report),” *Pure and Applied Chemistry*, Vol.88, pp. 293-306. <https://doi.org/10.1515/pac-2015-0503>
- Meyyappan M. and Govindan T. R. (1995), “Modeling of Electron Cyclotron Resonance Discharges,” *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 23, No. 4, pp.623-627. <https://doi.org/10.1109/27.467983>
- Miller J.S., Pullins S. H., Levandier D. J., Chiu, Y. and Dressler, R. A. (2002), “Xenon charge exchange cross sections for electrostatic thruster models,” *Journal of Applied Physics*, Vol. 91, No. 3, pp. 984-991. <https://doi.org/10.1063/1.1426246>
- Moloney, R., Karadag, B., Fabris, A. L., Staab, D., Frey, A., Garbayo, A., Shadbolt, L., Azevedo, E. R., Faircloth, D., Lawrie, S. and Tarvainen, O. (2019), “Experimental Validation and Performance Measurements of an ECR Thruster Operating on Multiple Propellants,” *Proceedings in the 36th*

International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria, 2019, IEPC-2019-199.
<http://electricrocket.org/2019/199.pdf>

Muther, D. and Badrnathan, C. (1987), "Ionization of xenon by electrons: Partial cross sections for single, double, and triple ionization," *Physical Review A*, Vol. 35, No. 3, pp. 1033-1042.
<https://doi.org/10.1103/physreva.35.1033>

Nakagawa, Y., Kawahara, H., Koizumi, H. and Komurasaki, K. (2016), "Fundamental Experiments with Liquid Propellants for the Microwave discharge Ion Thruster," *Proceedings in Space Propulsion 2016*, Roma, Italy, 2016, SP2016_3125240.

Nakagawa, Y., Tomita, D., Koizumi, H. and Komurasaki, K. (2018a), "Performance Dependence on the Microwave Frequency of the Miniature Water Ion Thruster and Its Neutralizer," *Proceedings in Space Propulsion 2018*, Sevilla, Spain, 2016, SP2018_00258.

Nakagawa, Y., Tomita, D., Koizumi, H. and Komurasaki, K. (2018b), "Design and Test of a 100 μ N-class Thrust Stand for a Miniature Water Ion Thruster with CubeSat," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, Vol. 16, No. 7, pp. 673-678, 2018. <https://doi.org/10.2322/tastj.16.673>

Nakagawa, Y., Koizumi, H., Kawahara, H. and Komurasaki, K. (2019), "Performance characterization of a miniature microwave discharge ion thruster operated with water," *Acta Astronautica*, Vol. 157, pp. 294-299. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.12.031>

Nakayama, Y., Funaki, I. and Kuninaka, H. (2012), "Sub-Milli-Newton Class Miniature Microwave Ion Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, pp.495-499.
<https://doi.org/10.2514/1.21565>

Nakamura, K., Koizumi, H., Nakano, M. and Takao, Y. (2019), "Effects of negative ions on discharge characteristics of water plasma source for a miniature microwave discharge ion thruster," *Physics of Plasmas*, Vol. 26, 043508. <https://doi.org/10.1063/1.5092754>

Nakano, M., Nakamura, K., Nakagawa, Y., Tomita, D., Takao, Y. and Koizumi, H. (2018), "Numerical simulation of full-aperture-pair ion optics in a miniature ion thruster," *Physics of Plasmas*, Vol. 25, 013524. <https://doi.org/10.1063/1.5008802>

Nishii, K., Asakawa, J., Kikuchi, K., Akiyama, M., Wang, Q., Murohara, M., Ataka, Y., Koizumi,

H., Funase, R., and Komurasaki, K. (2020), “Flight Model Development and Ground Demonstration of Water Resistojet Propulsion System for CubeSats,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, accepted.

Nishiyama, K., Hosoda, S, Ueno, K., Tsukizaki, R. and Kuninaka, H. (2016), “Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pb_131-Pb_140. https://doi.org/10.2322/tastj.14.Pb_131

Packen, D., Elias, P. Q., Jarrige, J., Merino, M., Villar, A. S., Ahedo, E., Peyresoubes, G., Hostle, K., Klar, P., Bekemans, M., Scalais, T., Bourguignon, E., Zurbach, S., Mares, M. and Favier, P. (2017) “The “MINOTOR” H2020 project for ECR thruster development,” *Proceedings in the 35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, GA, 2017, IEPC-2017-547. http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_547.pdf

Petro, E. M. and Sedwick, R. J., “Effects of Water-Vapor Propellant on Electrodeless Thruster Performance,” *Journal of propulsion and Power*, Vol. 33, No. 6, pp. 1410-1417. <https://doi.org/10.2514/1.B36389>

Poghosyan, A. and Gloker, A. (2017), “CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 88, pp. 59–83. <http://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.11.002>

Polk, J. E., Sekerak, M., Ziemer, J. K., Schein, J., Qi, N., Binder, R. and Andres, A (2001), “A Theoretical Analysis of Vacuum Arc Thruster Performance,” *Proceedings in 27th International Electric Propulsion Conference*, Pasadena, CA, IEPC-01-211. http://electricrocket.org/IEPC/211_6.pdf

Pottinger, S. J., Krejci, D. and Scharlemann, C. A. (2011), “Pulsed plasma thruster performance for miniaturized electrode configurations and low energy operation,” *Acta Astronautica*, Vol. 68, pp.1996-2004. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.11.011>

Pujo, E. D. and Charbert, P. (2009), “Global model of instabilities in low-pressure inductive chlorine discharges,” *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 18, 045028. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/18/4/045028>

-
- Raitses, Y., Merino, E. and Fisch N. J. (2010), "Cylindrical Hall thrusters with permanent magnets," *Journal of Applied Physics*, Vol. 108, 093307. <http://doi.org/10.1063/1.3499694>
- Rankin, D., Kekez, D. D., Zee, R. E., Pranajaya, F. M., Foisy, F. G. and Beattie, A. M. (2005), "The CanX-2 nanosatellite: Expanding the science abilities of nanosatellites," *Acta Astronautica*, Vol. 57, pp. 167-174. <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.03.032>
- Rayman, M. D., Varghese, P., Lehman, D. H. and Livesay, L. L., (2000), "Results form the Deep Space 1 Technology Validation Mission," *Acta Astronautica*, Vol. 47, pp. 475-487. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(00\)00087-4](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(00)00087-4)
- Rayman, M. D., Fraschetti, T. C., Raymond, C. A. and Russell, C. T. (2006), "Dawn:A mission in development for exploration of main belt asteroids Vesta and Ceres," *Acta Astronautica*, Vol. 58, pp. 605-616. <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.01.014>
- Reissner, A., Buldrini, N., Seifert, B., Hörbe, T. and Plesescu, F. (2016) "The IFM nano thruster – introducing very high Δv capabilities for nanosats and Cubesats," *Proceedings in 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, UT, AIAA 2016-5044. <https://doi.org/10.2514/6.2016-5044>
- Rejoub, R., Lindsay, B. G. and Stebbings, R. F. (2002), "Determination of the absolute partial and total cross sections for electron-impact ionization of the rare gases," *Physical Review A*, Vol. 65, 042713. <http://doi.org/10.1103/PhysRevA.65.042713>
- Rezaeiha, A and Schönherr, T. (2014), "Review of Worldwide Activities in Liquid-Fed Pulsed Plasma Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, pp. 253-264. <http://doi.org/10.2514/1.B34807>
- Riemann, K. U. (1995), "The Bohm Criterion and Boundary Conditions for a Multicomponent System," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 23, No. 4, pp.709-716. <http://doi.org/10.1109/27.467993>
- Rowen, D., Janson, S., Coffman, C., Welle, R., Hinkley, D., Hardy, B. and Gangestad, J. (2018), "The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Proximity Operations," *Proceedings in 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2018, SSC18-I-05. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2018/all2018/254/>

-
- Santeler, D. J. (1986), "New concepts in molecular gas flow," *Journal of Vacuum Science & Technology A*, Vol. 4, No. 3, pp. 338-343. <http://doi.org/10.1116/1.573923>
- Sarda, K., Grant, C., Eagleson, S., Kekez, D. D. and Zee, R. E. (2008) "Canadian Advanced Nanospace Experiment 2: On-Orbit Experience with a Three-kilogram Satellite," *Proceedings in 22nd Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2008, SSC08-II-5. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2008/all2008/12/>
- Sato, Y., Kim S. K., Kusakawa, Y., Shimizu, K., Tanaka, T. Komatsu, M., Lambert, C. and Nakasuka, S. (2009), "Extensible Flexible Optical System for Nano-scale Remote Sensing Satellite "PRISM"," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, Vol. 7, No. ists26, pp. Tm_13-Tm_18, 2009. https://doi.org/10.2322/tstj.7.Tm_13
- Scapinello, M., Delikonstantis, E. and Stefanidis, G. D. (2017), "The panorama of plasma-assisted non-oxidative methane reforming," *Chemical Engineering & Processing: Process Intensification* Vol. 117, pp. 120–140. <https://doi.org/10.1016/j.cep.2017.03.024>
- Scharlemann, C. A. and York, T. M. (2003) "Pulsed plasma thruster using water propellant, Part I: design and investigation of thrust behavior," *Proceedings in 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, AL, 2003, AIAA 2003-5022. <http://doi.org/10.2514/6.2003-5022>
- Schiller, Q., Gerhardt, D., Blum, L., Li, X. and Palo, S. (2014), "Design and Scientific Return of a Miniaturized Particle Telescope Onboard the Colorado Student Space Weather Experiment (CSSWE) CubeSat," *Proceedings in 2014 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 2014. <http://doi.org/10.1109/AERO.2014.6836372>
- Schönherr, T., Cepeda, J. L. G., Skalden, J., Ilix, D., Herdrich, G. and Komurasaki, K. (2018), "Coaxial Air-Fed Pulsed Plasma Thruster Research and Development for RAM-EP Application," *Proceedings in Space Propulsion 2018*, Seville, Spain, 2018, SP2018-116.
- Schönherr, T., Little, B., Krejci, D., Reissner, A. and Seifert, B. (2019), "Development, Production, and Testing of the IFM Nano FEPP Thruster," *Proceedings in the 36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, Austria, 2019, IEPC-2019-362. <http://electricrocket.org/2019/362.pdf>

-
- Severn G. D., Wang, X., Ko, E. and Hershkowitz, N. (2003), "Experimental Studies of the Bohm Criterion in a Two-Ion-Species Plasma Using Laser-Induced Fluorescence," *Physical Review Letter*, Vol. 90, No. 14, 145001. <http://doi.org/10.1103/PhysRevLett.90.145001>
- Shi, Y., Raitses, Y. and Diallo, A. (2018), "Controlling azimuthal spoke modes in a cylindrical Hall thruster using a segmented anode," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 27, 104006. <https://doi.org/10.1088/1361-6595/aae42b>
- Silva, M. A. C., Guerrieri, D. C., Zeiji, H., Cervone, A. and Gill, E. (2017), "Vaporizing Liquid Microthrusters with integrated heaters and temperature measurement," *Sensors and Actuators A*, Vol. 265, pp. 261-274. <https://doi.org/10.1016/j.sna.2017.07.032>
- Singh, S.B., Chand, N., Patil, D. S. (2009), "Langmuir probe diagnostics of microwave electron cyclotron resonance (ECR) plasma," *Vacuum*, Vol. 83, pp.372-377. <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2008.05.030>
- Skalden J., Ilic, D., Herdrich, G., Schönherr, T., Komurasaki, K. and Koizumi, H. (2017) "Characterization and Optimization of Liquid-Ablative and Air-Breathing PPT, Part I: Thrust and Discharge Performance," *Proceedings in 35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, GA, 2017, IEPC-2017-174. http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_174.pdf
- Stephan, S. A. and Wirz, R. E. (2019), "Development Status of the Miniature Xenon Ion Thruster," *Proceedings in 36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, Austria, 2019, IEPC-2019-143. <http://electricrocket.org/2019/143.pdf>
- Suari, J. P., Turnaer, C. and Whlgren, W., "Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite," *Proceedings in 2001 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, pp. 347-353. <https://doi.org/10.1109/AERO.2001.931726>
- The Committee on Space research (2012), "COSPER International Reference Atmosphere (CIRA-2012)"
- Thorn, P. A., Brunger, M. J., Kato, H., Hoshino, M. and Tanaka, M (2007), "Cross sections for the electron impact excitation of the a^3B_1 b^3A_1 and B^1A_1 dissociative electronic states of water," *Journal of Physics B; Atomic, Molecular and Optical Physics*, Vol. 40, No. 4, pp. 697-708. <https://doi.org/10.1088/0953-4075/40/4/005>

-
- Thrusher, J. and McPheron, M (2018), “Design and Qualification of DSSP’s CubeSat Delta-V Moter (CDM-1),” *Proceedings in 29th Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2015. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/96/>
- Toader, E. I. (2004), “Experimental electron energy distribution functions in argon, nitrogen and oxygen high-density and low-pressure reflex and microwave plasma sources,” *Plasma Sources Science and Technology*, Vol.13 No.4, 646. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/13/4/013>
- Tsay, M., Model, J., Barcroft, C, John, F., Zwahlen, J. and Feng, C. “Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications,” *Proceedings in 35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, GA, 2017, IEPC-2017-264. http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_264.pdf
- Tsuda, Y., Sako, N., Eishima, T., Ito, T., Arikawa, Y., Miyamura, N., Tanaka, A. and Nakasuka, S. (2000), “University of Tokyo’s CubeSat Project –Mission Concept and Subsystem Design,” *The Journal of Space Technology and Science*, Vol. 16 No. 1, p.37-46. https://doi.org/10.11230/jsts.16.1_37
- United Nations (2015), “GLOBALLY HARMONIZED SYSTEM OF CLASSIFICATION AND LABELLING OF CHEMICALS (GHS),” United Nations, New York and Geneva, 2015.
- Valentini, H-B. and Herrmann, F. (1996) “Boundary value problems for multi-component plasmas and a generalized Bohm criterion,” *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 29, pp. 1175-1180. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/29/5/010>
- Wink, J., Knop, T., Powell, S., Werner, R. and Engelen, S. (2018), “Development and Ground Testing of the PM200 Bi-propellant propulsion module,” *Proceedings in Space Propulsion 2018*, Seville, Spain, 2018, 00387. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/29/5/010>
- Wirz, R., Mueller, J., Gale, M and Marrese, C. (2004), “Miniature Ion Thruster for Precision Formation Flying,” *Proceedings in 40th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Fort Lauderdale, FL, AIAA 2004-4115. <http://doi.org/10.2514/6.2004-4115>
- Woodruff, C., King, D., Burton, R., Bowman, J. and Carroll, D. (2019) “Development of a Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster for Small Satellites,” *Proceedings in 33rd Annual/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 2019, SSC19-WKVIII-06.

<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/134/>

Wu, H., Graves, D. B. and Porteous, R. K. (1995), “Comparison between a two-dimensional simulation and a global conservation model for a compact ECR plasma source,” *Plasma Sources Science Technology*, Vol. 4 No. 1, pp. 22-30. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/4/1/003>

Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Tsuruda, Y., Koizumi, H., Kakihara, K., Yanagida, K., Murata, Y., Ikura, M., Matsushita, S., Aoyanagi, Y. and Matsumoto, T. (2020), “AQT-D: CubeSat Demonstration of a Water Propulsion System Deployed from ISS,” *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan*, accepted.

Ziemer, J., Choueiri, E. and Bix, D. (1999) “Is the Gas-fed PPT an Electromagnetic Accelerator? An Investigation Using Measured Performance,” *Proceedings in 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, CA, 1999, AIAA 1999-2289. <https://doi.org/10.2514/6.1999-2289>

【和文】

浅川純 (2019), 『常温蒸発を用いた小型水スラストの推進性能および宇宙機システムへの応用』東京大学大学院航空宇宙工学専攻博士論文

市川行和・大谷俊介編集 (2012) 『原子分子物理学ハンドブック』朝倉書店.

國中均・中山宜典・西山和孝 (2006) 『イオンエンジンによる動力航行』荒川義博監修, コロナ社.

すべてのリンクについて、最終アクセス日は2020年4月16日である。

APPENDIX A: REACTIONS FOR WATER MOLECULES

水に関する反応に関して、本論文のグローバルモデルで採用するかどうかの検討を行った反応を、採用しなかったものを含めて一覧として記す。

Table A-1 Reactions for water molecules

No.	Reaction Type	Reaction	
1	Momentum transfer	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$	
2	Ionization	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + 2\text{e}^-$	
3	Dissociative ionization	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}^+ + \text{H} + 2\text{e}^-$	
4		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}^+ + \text{H}_2 + 2\text{e}^-$	
5		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}^{++} + \text{H}_2 + 3\text{e}^-$	
6		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}^+ + \text{OH} + 2\text{e}^-$	
7		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2^+ + \text{O} + 2\text{e}^-$	
8		Electronic excitation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^3\text{B}_1) + \text{e}^-$
9			$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{B}_1) + \text{e}^-$
10	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^3\text{A}_2) + \text{e}^-$		
11	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{A}_2) + \text{e}^-$		
12	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^1\text{A}_1) + \text{e}^-$		
13	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^1\text{B}_1) + \text{e}^-$		
14	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (3^1\text{A}_1) + \text{e}^-$		
15	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (3^1\text{B}_1) + \text{e}^-$		
16	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (2^1\text{A}_2) + \text{e}^-$		
17	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (4^1\text{B}_1) + \text{e}^-$		
18	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (1^1\text{B}_2) + \text{e}^-$		
19	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}^* (4^1\text{A}_1) + \text{e}^-$		
20	Dissociative excitation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}^*(\text{A}) + \text{H} + \text{e}^-$	
21		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{e} + \text{O}^*(^1\text{D}) + \text{H}_2$	
22		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{e} + \text{O}^*(^1\text{S}) + \text{H}_2$	
23		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^* (n=2) + \text{e}^-$	

24		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^* (\text{n}=3) + \text{e}^-$
25		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^* (\text{n}=4) + \text{e}^-$
26	Rotational excitation	$\text{H}_2\text{O} (J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=1) + \text{e}^-$
27		$\text{H}_2\text{O} (J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=2) + \text{e}^-$
28		$\text{H}_2\text{O} (J=0) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(J=3) + \text{e}^-$
29	Vibrational excitation	$\text{H}_2\text{O} (000) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(010) + \text{e}^-$
30		$\text{H}_2\text{O} (000) + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}(100+001) + \text{e}^-$
31	Dissociative attachment	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH} + \text{H}^-$
32		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2 + \text{O}^-$
33		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{H} + \text{OH}^-$
34	Associative detachment	$\text{O}^\cdot + \text{O} \rightarrow \text{O}_2 + \text{e}^-$
35		$\text{O}^\cdot + \text{O}^*(2^1\text{S}) \rightarrow \text{O}_2 + \text{e}^-$
36		$\text{O}^\cdot + \text{O}^*(2^3\text{P}) \rightarrow \text{O}_2 + \text{e}^-$
37		$\text{O}^\cdot + \text{O}_2 \rightarrow \text{O}_3 + \text{e}^-$
38		$\text{O}^\cdot + \text{H}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$
39		$\text{H}^\cdot + \text{H} \rightarrow \text{H}_2 + \text{e}^-$
40		$\text{H}^\cdot + \text{O}_2 \rightarrow \text{HO}_2 + \text{e}^-$
41		$\text{OH}^- + \text{H} \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$
42		$\text{OH}^- + \text{O} \rightarrow \text{HO}_2 + \text{e}^-$
43		$\text{OH}^- + \text{O}^*(2^1\text{S}) \rightarrow \text{HO}_2 + \text{e}^-$
44		$\text{OH}^- + \text{O}^*(2^3\text{P}) \rightarrow \text{HO}_2 + \text{e}^-$
45	Recombination	$\text{O}^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{O}$
46	Triple recombination	$2\text{e}^- + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$
47		$2\text{e}^- + \text{H}_3\text{O}^+ \rightarrow \text{H} + \text{H}_2\text{O} + \text{e}^-$
48	Dissociative recombination	$\text{H}_2\text{O}^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H} + \text{OH}$
49		$\text{HO}_2^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H} + \text{O}_2(\Delta)$
50		$\text{H}_2\text{O}^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2 + \text{O}$
51		$\text{H}_2\text{O}^+ + \text{e}^- \rightarrow 2\text{H} + \text{O}$
52		$\text{H}_2^+ + \text{e}^- \rightarrow 2\text{H}$
53		$\text{OH}^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{O}^*(2^1\text{S}_0) + \text{H}$

54		$\text{H}_3\text{O}^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{H}$
55		$\text{O}_2^+ + \text{e}^- \rightarrow 2\text{O}$
56		$\text{H}_2\text{O}_3^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O} + 2\text{O}$
57		$\text{H}_4\text{O}_2^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H} + \text{H}_2\text{O} + \text{OH}$
58		$\text{H}_3\text{O}_2^+ + \text{e}^- \rightarrow \text{H} + 2\text{H}_2\text{O}$
59	Mutual neutralization	$\text{H}^- + \text{H}^+ \rightarrow \text{H} + \text{H} \text{ (n = 2)}$
60		$\text{H}^- + \text{H}^+ \rightarrow \text{H} + \text{H} \text{ (n = 3)}$
61		$\text{H}^- + \text{H}_2^+ \rightarrow \text{H} + \text{H}_2$
62		$\text{H}^- + \text{O}^+ \rightarrow \text{H} + \text{O}$
63		$\text{H}^- + \text{OH}^+ \rightarrow \text{H} + \text{OH}$
64		$\text{H}^- + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{H} + \text{H}_2\text{O}$
65		$\text{O}^- + \text{O}^+ \rightarrow \text{O} + \text{O}$
66		$\text{O}^- + \text{O}_2^+ \rightarrow \text{O} + \text{O}_2$
67		$\text{O}^- + \text{H}^+ \rightarrow \text{O} + \text{H}$
68		$\text{O}^- + \text{H}_2^+ \rightarrow \text{O} + \text{H}_2$
69		$\text{O}^- + \text{OH}^+ \rightarrow \text{O} + \text{OH}$
70		$\text{O}^- + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{O} + \text{H}_2\text{O}$
71		$\text{OH}^- + \text{OH}^+ \rightarrow \text{OH} + \text{OH}^*(\text{A})$
72		$\text{OH}^- + \text{H}^+ \rightarrow \text{OH} + \text{H}$
73		$\text{OH}^- + \text{H}_2^+ \rightarrow \text{OH} + \text{H}_2$
74		$\text{OH}^- + \text{O}^+ \rightarrow \text{OH} + \text{O}$
75		$\text{OH}^- + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{OH} + \text{H}_2\text{O}$
76		$\text{H}^- + \text{H}_3\text{O}^+ \rightarrow \text{H}_2 + \text{H}_2\text{O}$
77		$\text{O}^- + \text{H}_3\text{O}^+ \rightarrow \text{H} + \text{O} + \text{H}_2\text{O}$
78		$\text{OH}^- + \text{H}_3\text{O}^+ \rightarrow 2\text{H}_2\text{O}$
79		$\text{H}^- + \text{O}_2^+ \rightarrow \text{H} + \text{O}_2$
80		$\text{OH}^- + \text{O}_2^+ \rightarrow \text{OH} + \text{O}_2$
81		$\text{H}^- + \text{H}_2\text{O}_3^+ \rightarrow \text{HO}_2 + \text{H}_2\text{O}$
82		$\text{O}^- + \text{H}_2\text{O}_3^+ \rightarrow \text{O}_3 + \text{H}_2\text{O}$
83		$\text{OH}^- + \text{H}_2\text{O}_3^+ \rightarrow \text{O}_2 + \text{OH} + \text{H}_2\text{O}$

84	Dissociation	$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{OH}(\text{X}) + \text{H} + \text{e}^-$
85		$\text{H}_2\text{O} + \text{e}^- \rightarrow \text{O}({}^1\text{S}) + \text{H}_2 + \text{e}^-$
86	Neutral-Neutral reactions	$2\text{OH} \rightarrow \text{O} + \text{H}_2\text{O}$
87		$\text{OH} + \text{H}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{H}$
88		$\text{OH} + \text{O} \rightarrow \text{H} + \text{O}_2$
89		$\text{OH} + \text{O} \rightarrow \text{HO}_2$
90		$\text{OH} + \text{H} \rightarrow \text{O} + \text{H}_2$
91		$\text{OH} + \text{H}_2\text{O}_2 \rightarrow \text{HO}_2 + \text{H}_2\text{O}$
92		$\text{OH} + \text{OH} \rightarrow \text{H}_2\text{O}_2$
93		$\text{OH} + \text{O}_3 \rightarrow \text{HO}_2 + \text{O}_2$
94		$\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow 2\text{OH}$
95		$\text{H} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}$
96		$\text{OH} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$
97		$\text{O} + \text{HO}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{O}_2$
98		$\text{HO}_2 + \text{H} \rightarrow \text{H}_2 + \text{O}_2$
99		$2\text{HO}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O}_2 + \text{O}_2$
100		$\text{HO}_2 + \text{O}_3 \rightarrow \text{OH} + 2\text{O}_2$
101		$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{O} \rightarrow \text{HO}_2 + \text{OH}$
102		$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{OH}$
103		$\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H} \rightarrow \text{HO}_2 + \text{H}_2$
104		$\text{O} + \text{O}_3 \rightarrow 2\text{O}_2$
105		$\text{O} + \text{H}_2 \rightarrow \text{OH} + \text{H}$
106		$\text{H} + \text{O}_2 + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{HO}_2 + \text{H}_2\text{O}$
107		$\text{H} + \text{O}_2 \rightarrow \text{HO}_2$
108		$\text{H} + \text{O}_3 \rightarrow \text{OH} + \text{O}_2$
109	Charge transfer	$\text{H}_2\text{O} + \text{H}_2\text{O}^+ \rightarrow \text{H}_3\text{O}^+ + \text{OH}$
110		$\text{H}_2\text{O} + \text{OH}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{OH}$
111		$\text{H}_2\text{O} + \text{H}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{H}$
112		$\text{H}_2\text{O} + \text{H}_2^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{H}_2$
113		$\text{H}_2\text{O} + \text{H}_2^+ \rightarrow \text{H}_3\text{O}^+ + \text{H}$

122	$\text{H}_2\text{O} + \text{O}^+ \rightarrow \text{H}_2\text{O}^+ + \text{O}$
123	$\text{H}^- + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{OH}^- + \text{H}_2$
124	$\text{H}_2\text{O}^+ + \text{H}_2 \rightarrow \text{H}_3\text{O}^+ + \text{H}$
125	$\text{H}_2\text{O}^+ + \text{O}_2 \rightarrow \text{O}_2^+ + \text{H}_2\text{O}$
126	$\text{OH}^+ + \text{H} \rightarrow \text{O}^+ + \text{H}_2$
127	$\text{OH}^+ + \text{O} \rightarrow \text{O}^+ + \text{OH}$
128	$\text{H}_2^+ + \text{O}_2 \rightarrow \text{HO}_2^+ + \text{H}$
129	$\text{OH}^+ + \text{O}_2 \rightarrow \text{O}_2^+ + \text{OH}$
130	$\text{O}_2^+ + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{H}_2\text{O}_3^+$
131	$\text{H}_2\text{O}_3^+ + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{H}_3\text{O}^+ + \text{OH} + \text{O}_2$
132	$\text{H}_2\text{O}_3^+ + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{H}_4\text{O}_2^+ + \text{O}_2$
133	$\text{H}_4\text{O}_2^+ + \text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{H}_5\text{O}_2^+ + \text{OH}$
