

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

2021 年度

修士論文

プラズマの非一様性がもたらす

水イオンスラスタのグリッド損耗および推進性能の変化

Effect of plasma non-uniformity on the
grid erosion and performance of the water ion thruster

2022 年 1 月 25 日提出
指導教員 小泉 宏之 准教授

47206047 江塚 風也

Acknowledgements

アフリカのことわざに「早くいきたければ一人で行け，遠くに行きたければみんなで行け」というものがあります．修士課程入学から今日までの2年間，ゆっくりではありますが，イオンスラスタを1,800時間動かしてきました．そして，本論文の執筆に至るまで，本当に多くの方にお世話になり，温かいご指導ご鞭撻を頂きました．この場を借りて感謝の意を表します．

はじめに，小紫小泉研究室の先生方に感謝申し上げます．小泉先生には，進みの悪い私に根気強く鼓舞してくれたこと，日々の研究室ミーティングでたくさん議論する機会を頂いたこと，一緒に実験に付き添って頂いたこと，大変感謝しております．今思えば，学問の上で先生と学生が対等に議論できる場が本当に心地よかったです．入学当初は毎週のミーティングでなかなか発言できず苦しい思いをしましたが，時間が経つにつれ，楽しく議論することができるようになりました．研究者としてももちろんですが，人として大きく成長することができた2年だったと感じています．関根さんとは，一緒に実験準備をして頂いたり研究について相談させて頂いたりする中で，原理原則に立ち返って考える姿勢を学びました．長時間作動という開発色の強いテーマから，本論文を執筆することができたのは，関根さんの指摘やアドバイスのおかげだと思います．また，拙い私をたくさん褒めてくださったり，気さくに話しかけてくださったり，研究に対するモチベーションが更に高まりました．ありがとうございます．小紫先生，川嶋さんには，輪講でのご指摘やアドバイスを頂きました．

都立産業高専の中野先生には，アクセルグリッド初期損耗の数値計算でお世話になりました．グリッド損耗計算の第一線で活躍されている中野先生と，研究について議論する機会を頂き，私の研究をより価値のある形へ高めることができたと感じております．学部時代の指導教官である神戸大学の田川先生には，ISTS・宇科連・ライト祭など，多くの学会に参加する機会を頂きました．感謝申し上げます．

株式会社Pale Blueの一員として，研究開発に携わる機会を頂いた浅川さん・柳沼さん・中川さん，そして社員の方々にも，感謝申し上げます．本当に忙しい日々の中で，右も左もわからない修士学生を育てて頂いたことに頭があがりません．浅川さんは，自宅で飲みを誘って頂いたり，焼き肉に行ったり，良い意味

で研究室の先輩後輩のようにフランクに接して頂きました。普段の軽いノリと、企業のトップとしての統率力との切り替えや、一人ひとりへの気配りを怠らない姿勢に強く憧れました。柳沼さんは、一番研究の進捗のことを気にかけて頂いたように思います。年末に籠って論文を執筆したことや、長時間作動系のあれこれ、研究のイロハなど、本当に親身になって手取り足取り教えて頂きました。感謝してもしきれません。中川さんには、イオンスラスタや水プラズマに関するアドバイスを多く頂きました。私の論文も、中川さんをはじめとする巨人たちの成果の上に成り立っているものだと存じます。研究について楽しそうに語る中川さんを見て、いつか自分も...とと思っていましたが、本論文がその答えになれば幸いです。株式会社PaleBlueの社員のみなさまにも、感謝申し上げます。若輩者の私に、一社員として接して頂いたことが何よりうれしかったです。技術的な相談をした際には快く教えてくださったり、夜遅くまで実験していた際は体調を気遣ってくださったり、疲れたときにはお菓子を下さったり、本当に温かい社員の方々に恵まれ、ここまで来ることができました。ありがとうございます。

研究室の先輩・同輩・後輩のみなさんには、ミーティングや輪講での議論を通して研究としてのイオンスラスタ耐久試験と向き合うことができました。安宅さんには、研究・プロジェクトへの姿勢や熱意を学びました。夜遅くまでプロジェクトの試験を行ったことが懐かしいです。富田さんは、私にとって頼れる兄貴分のような存在でした。研究室の先輩として、PaleBlueの先輩社員として、私の拙い研究について多くのご指摘やアドバイスを頂きました。富田さんのご指摘は、本質を突くものばかりで、私の勉強不足を痛感するとともに、研究に関して腹を割って話せる雰囲気を作ってくくださったことに感謝いたします。斎藤さんは、研究室やPaleBlueの枠にとらわれず、一歩引いた目線からご助言頂いたように思います。コミュニティが狭くなりがちな研究室生活において、斎藤さんのバックグラウンドからの意見は、とてもありがたいものでした。研究と育児と仕事と、応援しております。いつも気さくに話しかけてくれた元木さんや、Pierre, I'm cho-genki! Thankyou for your kindness, at lab. and PB. I admire your intelligence and personality a lot. イオン班の後輩である峯松君と上瀧君には、たまには息抜きしつつ今後も楽しんで研究してください。峯松君、またいつでも部屋の掃除に来てくださいね。研究室の同期である、白須・高崎・畑・藤澤・山内には、こんなに優秀な人が世の中にはいるのか！と衝撃を受けました。互いに切磋琢磨できていたら幸いです。これからもぜひ仲良くしてください。

田原さんには、研究室の秘書さんとしてPaleBlueの先輩社員さんとして、たくさんのお気遣いやご心配をおかけしました。その心遣いが有難い反面、情けない反面、複雑なきもちです。私がPaleBlueにジョインしたのも、田原さんの一言がきっかけでした。当時は何気ない会話の中の一言でしたが、今となってはかけが

えのない大事な一步だったと思います。立派になって、恩返ししたいです。友成さんには、研究における業務や学会参加に伴う金銭的な手続きなど、私の手の回らない部分までたくさんお手伝い頂きました。

最後に今日まで24年間、金銭的・精神的にいつも支えてくれた両親に感謝いたします。離れて暮らして6年になりますが、帰る場所がある、というのが私の最も大きな支えです。子供の時の将来の夢だった物理学者にはなれませんでした。かなり近いところまで来ることはできました。まだまだ未熟な私ですが、皆様への恩返しと、新たな世界に足を踏み出す決意を込めて本論文の謝辞といたします。

Abstract

小型水イオンスラスタの開発は、CubeSatに軌道遷移能力を与え、深宇宙探査など大きな ΔV が必要なミッションの遂行を可能にする。低推力高比推力なイオンスラスタを用いて高い ΔV を得るには、長時間の運転が必要である。長時間運転により、高速イオンビームの直撃衝突および電荷交換反応で生成した低速イオンの衝突が、アクセラグリッドを損耗しスラスタの寿命を律速する。また、推進剤に低分子量の水を使用しているため、中性粒子の閉じ込めが悪く、推進剤の利用効率が1.5-7.0%と低い。スラスタの寿命および推進剤利用効率の向上には、イオン加速と中性粒子閉じ込めを担うアクセラグリッドが重要である。小型水イオンスラスタの電子サイクロトロン共鳴型プラズマ源では、プラズマ密度に偏りがあり、グリッドが非一様に損耗を受けることが数値計算で示されてきた。しかしながら、この計算では放電室内部のプラズマ速度分布や電子温度をPIC-MCCに基づく計算結果で与えており、実験との乖離の問題が残る。本研究では、小型水イオンスラスタを750-1030時間させ、アクセラグリッド損耗に伴うスラスタ性能の変化と、50-100時間ごとのグリッド損耗を実験的に計測した。長時間の作動にあたり、24時間体制かつ自動的にスラスタを制御・監視するシステムを構築した。作動時間ごとに推進剤流量とビーム電流の関係を取得し、グリッド損耗に伴うガスコンダクタンスの増大と、グリッドのイオンビーム最適化に伴うビーム電流増加が明らかとなった。また、数百時間オーダーの長時間作動によって生じるアクセラグリッドの損耗が、放電室内部のプラズマの偏りに影響を受けることを確認した。中心付近および端付近の孔は、イオンビームが薄くビームの発散角が大きいため4-700時間かけて直撃イオンビームの衝突が卓越すると考えられる。イオンビームの濃い中央の領域では、ビームの発散は小さく、200時間程度で直撃イオンビームの衝突は無くなり、その後は電荷交換衝突が卓越すると考えられる。この実験結果は数値計算の結果と定性的に一致している。今後定量性を高めることができれば、数万時間におよぶスラスタの最終寿命予測やグリッド最適化を、数値計算ベースで低コストかつ短時間に行うことができる。

Nomenclature

C	=	Gas conductance, $\text{m}^3\text{Pa}^{-1} / \text{Cost, W}$
d	=	Diameter, m
E	=	Energy, eV
e	=	Electron charge, C
F	=	Thrust force, N
f_{CEX}	=	CEX fraction to ion beam
f_{P}	=	Perveance fraction
f_{s}	=	Re-deposition ratio
G	=	Transfer function
g	=	gravitational acceleration, ms^{-2}
I	=	Current, A
I_{sp}	=	Specific impulse, s
j	=	Current density, Am^{-2}
K_{I}	=	Integral gain
K_{P}	=	Proportional gain
k_{B}	=	Boltzmann constant, JK^{-1}
l	=	Length, m
l_{e}	=	Sheath length, m
M	=	Mass, g
m	=	Electron mass, g
\dot{m}	=	Mass flow rate, g s^{-1}
N	=	Number
N_{A}	=	Avogadro constant
n	=	number density, m^{-3}
P	=	Power, W
P_{Max}	=	Max perveance, $\text{A}^2\text{V}^{-1.5}$
Q	=	Fitting coefficient
q	=	Electric charge, C

R	=	Radial distance from center aperture, mm
S	=	Area, mm ²
S_n	=	Nuclear stopping cross section, m ²
T	=	Temperature, K
t	=	Time, s
t_p	=	Valve open time period, ms
U	=	Surface binding energy,
V	=	Voltage, V / Volume, m ³
V_T	=	Net acceleration voltage, V
v	=	Velocity, m s ⁻¹
Y	=	Sputtering yield
α	=	Fitting coefficient
β	=	Fitting coefficient
Γ	=	Flux, m ⁻² s ⁻¹
γ	=	Fitting coefficient , Mass inverse ratio
ϵ	=	Energy parameter
ϵ_0	=	Permittivity of vacuum, F m ⁻¹
η	=	Efficiency
ρ	=	Mass density, g cm ⁻³
σ	=	Cross section, m ² / Variation
τ	=	Valve open time, ms

Subscripts

Acc	=	Accumulator
AG	=	Accelerator grid
be	=	Back-streaming electrons
beam	=	Ion beam
CEX	=	Charge exchange
coef	=	Fitting coefficient
DI	=	Direct impingement
Dis	=	Discharge chamber
div	=	Divergence
e	=	Electron
gap	=	Gap between accelerator and screen grid
gen	=	Generation
h	=	Horizontal
i	=	Ion, aperture number

j	=	numbering / species
loss	=	Sputtering loss
multi	=	Multiply charged particle
Max	=	Maximum
min	=	Minimum
n	=	Neutral particle
p	=	number of grid picture
prop	=	Propellant
rel	=	Relative
SG	=	Screen grid
tar	=	Target value
th	=	Sputtering threshold
tot	=	Total
U	=	Propellant utilization
v	=	Vertical

Abbreviation

ACPS	=	Accumulator pressure sensor
APS	=	Accelerator grid power supply
CEX	=	Charge exchange collision
DI	=	Direct impingement collision
DC	=	Direct current
ECR	=	Electron cyclotron resonance
EL	=	Elastic collision
FEEP	=	Field emission electric propulsion
FTA	=	Fault tree analysis
FV	=	For valve
GHS	=	Globally harmonized system of classification and labelling of chemicals
GIT	=	Gridded ion thruster
HET	=	Hall effect thruster
ISS	=	International space station
ITV	=	Ion thruster valve
JAXA	=	Japan aerospace exploration agency
JIEDI	=	JAXA's ion engine development initiative

JPL	=	Jet propulsion laboratory
LEO	=	Low earth orbit
LTO	=	Long time operation
MIPS	=	Miniature Ion thruster Propulsion System
MiXI	=	Miniature xenon ion thruster
MPS	=	Microwave power supply
MV	=	Main valve
NFPA	=	National fire protection association
NPS	=	Neutralizer power supply
PI	=	Proportional and integral
PIC	=	Particle in cell
PMI	=	Progress towards mission infusion score
PPT	=	Pulsed plasma thruster
RCS	=	Reaction control system
RF	=	Radio frequency
RP	=	Rotary pump
RV	=	Regulation valve
SPS	=	Screen grid power supply
TMP	=	Turbo molecular pump
TRL	=	Technology readiness level
VPS	=	Vaporization chamber pressure sensor
WIV	=	Water injection valve

Table of contents

List of figures	xii
List of tables	xvi
1 緒言	1
1.1 CubeSat向け高 ΔV 小型スラスタ	1
1.2 推進剤としての水	2
1.3 水を推進剤とする小型スラスタ	4
1.4 小型水イオンスラスタ	5
1.5 本研究の目的	8
2 イオン加速およびグリッド損耗の原理	9
2.1 グリッドによるイオンの静電加速	9
2.2 アクセルグリッドの損耗	10
2.2.1 イオンビームの軌道	10
2.2.2 電荷交換反応による低速イオン生成	12
2.2.3 推進剤とグリッド材料によるグリッド損耗比較	14
3 実験装置および解析方法	17
3.1 小型水イオンスラスタ長時間作動系	17
3.1.1 スラスタヘッド	20
3.1.2 水供給系	20
3.1.3 マイクロ波系	24
3.1.4 直流電源系	25
3.1.5 制御基板	25
3.1.6 真空装置	26
3.1.7 監視安全装置	26
3.2 水蒸気流量の算出方法	29
3.3 長時間作動中の動作	31

3.4	グリッド孔の解析方法	34
3.4.1	ImageJによる解析	34
3.4.2	3Dスキャナによる解析	37
4	結果	39
4.1	アクセルグリッド初期損耗による引き出しイオン電流の変化	39
4.1.1	アクセル電流とスクリーン電流の時間履歴	39
4.1.2	長時間作動における推進剤流量と引き出しイオン電流の関係	42
4.1.3	スラスタ加速中の輝度分布プロファイル	45
4.2	アクセルグリッド損耗の評価	47
4.2.1	各時間におけるアクセルグリッドの損耗の様子	47
4.2.2	アクセルグリッド孔損耗の径方向分布	47
4.2.3	アクセルグリッド孔の深さ方向損耗	51
4.2.4	磁石およびアンテナの汚染	51
5	考察	55
5.1	長時間作動における水イオンスラスタの性能	55
5.1.1	グリッド#1とグリッド#2のアクセル電流値比較	55
5.1.2	中性粒子密度による引き出しイオン電流値の整理	58
5.1.3	イオンスラスタの推進性能の時間変化と推進剤流量との関係	63
5.2	非一様なプラズマがもたらすアクセルグリッド損耗	66
5.2.1	損耗前後におけるグリッドの質量計測	66
5.2.2	アクセルグリッド損耗の径方向分布と輝度分布の関係	68
5.2.3	アクセルグリッド損耗の数値計算	69
6	結言	73
	References	75
	Appendix A 長時間作動の監視安全装置	83
	Appendix B グリッド損耗に伴う中和電子の逆流	93
	Appendix C グローバルモデルによる水蒸気流量と放電室内プラズマの関係	97

List of figures

1.1	CubeSat specifications in the framework of overall small satellite classifications.	2
1.2	PMI and TRL of water propellant thruster.	4
1.3	Water propellant resistojet & ion & hybrid thruster.	5
1.4	Thrust-to-power ratio vs. specific impulse of thruster. Colored plot: water propellant micro thruster, white painted: other thrusters. . . .	6
1.5	NSTAR thruster accelerator grid. (a) 125 hour: before operation, (b) 30,352 hours: after duration test.[1]	7
2.1	Ion beam potential between the grids.	10
2.2	Schematics of grids shape of ion thruster.	11
2.3	Perveance vs. accel-beam current ratio.	12
2.4	Ion beam trajectory.	13
2.5	CEX ions region; barrel erosion and pits & grooves erosion.	14
2.6	Sputtering yield of H ₂ O and Xe to Ti, Mo, CC grids.	16
3.1	Schematics of the experiment setup.	18
3.2	Ion thruster and cooling plate.	19
3.3	Each component temperature during long time operation.	19
3.4	Discharge chamber and grids.	20
3.5	(a) Schematics of water feeding system. (b) Block diagram of the water feeding PI control. (c) Time history of the pressure control system. Top (c-1) is accumulator pressure, middle (c-2) is open time of ion thruster valve, bottom (c-3) is vaporization chamber pressure.	22
3.6	Microwave power supply , DC block, and microwave power measurement system.	24
3.7	Screen power supply on the cooling plate.	25
3.8	Control board for ion thruster.	26

3.9	Vacuum chamber of ion thruster long-time test.	27
3.10	Vacuum facility of ion thruster long-time operation.	27
3.11	Experimental rack and safety device.	28
3.12	Accumulator pressure time history and fitting curve.	30
3.13	Mass balance system for measuring water vapor mass flow rate. . . .	31
3.14	Mass flow measured value (plot) and estimated value by eq3.2 (solid line). Blue plot is ion thruster , red plot is neutralizer.	32
3.15	Time history of the accumulated operation time and events of the ion thruster long-time operation.	33
3.16	Time history of the mass flow rate (a) , accumulator pressure (b) , accumulator temperature (c). Lines are time averaged value and shaded areas are standard deviation of them.	35
3.17	How to analyze the accelerator grid erosion.	36
3.18	How to analyze the accelerator grid depth direction erosion.	37
4.1	Time history of screen current (a) and accelerator current (b). Black line shows #1 grid time averaged current, red one is #2. Shaded area is standard deviation of the time averaged value. Black and red dotted lines are the period which stop the thruster for more than 10 hours. . .	40
4.2	Log scale time history of the accelerator current. Black line shows #1 grid time averaged current, red one is #2. shaded area is standard deviation of the time averaged value.	41
4.3	Mass flow rate vs. screen current (top) and beam current (bottom). Black plot represents 0-10 hour, blue one is 50-80 hour, red one is 200-220 hour, green one is 700-760 hour. Gray dotted line shows mass flow (propellant) utilization efficiency.	43
4.4	Mass flow rate vs. accel to beam current ratio. Circle plot represents 0-10 hour, square one is 50-80 hour, diamond one is 200-220 hour, triangle one is 700-760 hour. Color map shows perveance fraction which defined in eq. 2.4.	44
4.5	Luminance of the ion thruster with acceleration in each mass flow rate after 700 hour operation in grid#2. Right bottom figure shows profile line (blue, red, yellow) used in the figure 4.6.	46
4.6	Luminance distribution vs. radial distance from center aperture of the ion thruster with acceleration in each mass flow rate.	46
4.7	Grids surface picture ; up stream (top) , down stream (bottom). . . .	48

4.8	Radial distribution of the accelerator grid aperture diameter at each time. Grid#1 is top and grid #2 is bottom. Plot is averaged diameter with each aperture identification number using 2-3 grid pictures. shaded area is standard deviation of each aperture diameter.	49
4.9	Time variation of the accelerator grid aperture diameter in each radial distance. Grid#1 is top and grid #2 is bottom. Plot is averaged diameter with each aperture identification number using 2-3 grid pictures. shaded area is standard deviation of each aperture diameter.	50
4.10	Schematics of grids cross section and ion beam trajectory. Dotted area is analyzed by 3D-scanner.	51
4.11	Radial distance from center aperture vs. depth direction erosion at each time. The upper image shows the actual aspect ratio, and the lower image is a expanded one. The solid line is the average of the six lines passing through the center of the grid, and the shaded areas are the standard deviations.	52
4.12	Discharge chamber antenna and magnets contamination of ion thruster long-time operation.	54
5.1	Fault tree analysis of the reason why increment trend of accelerator current after 500hrs in 1 grid.	56
5.2	Averaged diameter and gas conductance of the accelerator grid during long-time operation.	59
5.3	Relationship between neutral particle number density and screen(top) / beam(bottom) current at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours.	61
5.4	Relationship between neutral particle number density and accelerator current / screen current at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. The bottom figure shows expand top figure in y-axis.	62
5.5	Relationship between thrust-to-power ratio and specific impulse during sweeping mass flow rate at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. Each plot of color (black, blue, red, green) represents operated time and color bar shows mass flow rate.	63
5.6	Relationship between ion production cost and mass flow utilization efficiency during sweeping mass flow rate at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. Each plot of color (black, blue, red, green) represents operated time and color bar shows mass flow rate.	65

5.7	Mass change of the grids before and after LTO. Solid line is measured mass, black dotted line is calculated by accel current, and circle plot is calculated by diameter of accel grid.	66
5.8	Schematic diagram of the method for calculating the accelerator grid mass from the accelerator current and the accelerator grid aperture diameter.	67
5.9	Radial distance from center aperture vs. accelerator grid aperture diameter in grid2 and vs. gray value.	69
5.10	Comparison experiment and numerical simulation in time history of the accelerator to screen current ratio (a), and in radial distance from center aperture vs. accelerator grid aperture diameter (b).	70
A.1	Ion thruster LTO safety device circuit.	84
A.2	LTO-loop function and pre-check.	85
A.3	LTO temperature & pressure control process.	86
A.4	LTO error detection process.	87
A.5	LTO end process.	88
A.6	Labview safety device flow chart.	89
A.7	End process connection of LabVIEW and control board in the case of current/ voltage anomaly.	90
A.8	End process connection of LabVIEW and control board in the case of back pressure anomaly.	90
A.9	End process connection of LabVIEW and control board in the case of temperature / pressure anomaly.	91
B.1	Neutralization of beam ions and back-streaming electrons.	94
B.2	Ratio of back streaming electrons vs. accel grid voltage.	95
C.1	Relationship between mass flow rate and number density of the neutrals and electrons, calculated by global model.	98
C.2	Relationship between mass flow rate and proportion to power loss, calculated by global model.	98
C.3	Relationship between mass flow rate and electron temperature and plasma potential, calculated by global model.	99
C.4	Relationship between mass flow rate and number density of each ion, calculated by global model.	99
C.5	Relationship between mass flow rate and current of each ion, calculated by global model.	100

List of tables

1.1	High Isp micro propulsion.	3
1.2	GHS and NFPA of each propellant.	4
2.1	Comparison grid erosion between water and xenon.	16
3.1	Experimental condition	17
3.2	Grid size	21
4.1	Camera condition	45
A.1	Threshold of the LTO safety device.	92

Chapter 1

緒言

1.1 CubeSat向け高 ΔV 小型スラスタ

NEW SPACEの到来により，小型宇宙機を利用した宇宙開発が加速している．小型宇宙機はサイズによって，ピコ（1 kg以下），ナノ（1-10 kg），マイクロ（10-100 kg），ミニ（100 kg以上）と分類される．特にナノサイズ宇宙機において，10 cm立方1.33 kgを1Uと規格化したCubeSatの打ち上げ数が多い．[2] CubeSatは，バス部やミッション部を数Uまで小型化し，3U，6Uのように各ユニットを組み合わせ使用超小型宇宙機である．[3] Fig. 1.1に小型宇宙機のサイズ関係を示す．CubeSatは，低コスト・短期間で開発可能であり，商業・学術利用を目的に多くのプレイヤーが参入・開発を推進している．[2] [4] CubeSatの利用方法は，理学ミッションや地上観測など多岐に渡る．打ち上げ数は2022年現在増加傾向にあり，今後もこの傾向は続いていくと予測されている．[5] 一方で，CubeSatは相乗り打ち上げが多く，その投入軌道は高度400 - 650 kmの低地球軌道（LEO: Low Earth Orbit）が多い．小型推進系の搭載は，CubeSatに軌道遷移能力を与え，軌道高度や軌道面の変更・軌道遷移・フォーメンションフライト・ランデブーなど，ミッションの幅を広げる．[6] [7] [8] しかしながら，CubeSatの体積や質量および電力の制約が，小型推進系搭載の障壁になっている．軌道遷移・大気抵抗補償・深宇宙探査などkmオーダーの ΔV が必要なミッションを遂行するには，比推力の高いスラスタが必要である．[9] [10]

低電力かつ高比推力な小型スラスタの候補として，IMF Nano thruster / Fiber-Fed PPT / MIPS / BIT-3 / MiXI が挙げられる．これらのスラスタは，電気推進に大別され，電気エネルギーを推進剤に投入し，電離した推進剤イオンを静電的あるいは電磁的に加速放出することで推力を得る．各スラスタの性能やサイズをTable 1.1にまとめた．IMF Nano thrusterは，ENPULSION社が開発したFEEP（Field-Emission Electric Propulsion）である．FEEPは，エミッタ先端に高電圧

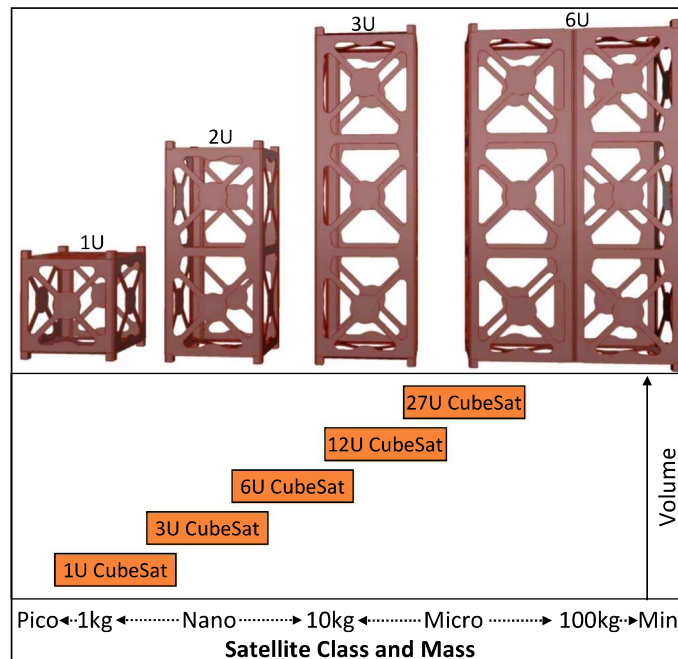


Fig. 1.1 CubeSat specifications in the framework of overall small satellite classifications.[4]

を印加することで、MV/mオーダーの局所的な電場を発生させ液体金属からイオンを静電加速する。Fiber-Fed PPTは、CU Aerospace社が開発したPTFEを推進剤とするPPT（Pulsed Plasma Thruster）である。PPTは固体推進剤上の2枚の電極に高電圧を印加し、放電により生じた電流および自己誘起磁場によるローレンツ力で電磁加速を行う。MIPS（Miniature Ion Propulsion System）は、東京大学およびPaleBlue社が開発したマイクロ波放電式のGIT（Gridded ion thruster）である。GITは2枚の電極に高電圧を印加することで放電室内のイオンを静電加速する。BIT-3は、Busek社が開発したRF放電式のイオンスラスタである。MiXI（Miniature Xenon Ion thruster）は、JPL（Jet Propulsion Laboratory）が開発した直流放電式のイオンスラスタである。一般的にFEEP/PPT/GITは比推力が1,000 s級と高く、その分推力は100 N級と小さい。技術的な成熟度も高く宇宙環境で作動実証したスラスタも多い。[11]

1.2 推進剤としての水

キセノン（Xe）は重粒子かつ電離断面積が大きく、安定であるため、イオンスラスタやホールスラスタの一般的な推進剤である。小泉らは100 kg級の小型衛星にXeイオンスラスタを搭載し、宇宙作動を行った。[18][19]しかしなが

Table 1.1 High Isp micro propulsion.

	IMF Nano	FFPPT	MIPS	BIT-3	MiXI
Nominal thrust, μ N	330	280-330	250-310	660	400-1,500
Specific impulse, s	2,000- 6,000	1,000- 1,700	970	2,500	1,760- 3,100
Total impulse, Ns	5,000	3,260- 5,640	3,300- 5,100	20,600	
System power, W	8-40	48	47-60	56	14-50
Size	1U	1U	1-3U	1.6U	
Mass (dry/wet), g	680/900	1,500/1,830	2,450/3,700	1,500/1,700	200/
Propellant	Indium	PTFE fiber	Water	Iodine	Xenon
Flight	Yes	No	No	No	Yes
Manufacture	Empulsion	CU Aero.	PaleBlue	Busek	JPL
Citation	[12]	[13]	[14] [15]	[16]	[17]

ら、Xe貯蔵用高圧ガスポンベの構造質量が増大するため、10 kg級衛星にXeを適用することは難しい。CubeSat用の小型電気推進には、液体か固体の推進剤が好ましい。[17] Table 1.1で述べたスラスタにおいても、4/5が液体または固体推進剤である。また、相乗り打ち上げの観点で、CubeSatの推進剤には安全性・安定性・貯蔵性が、性能と同程度に重要である。物質の安全性等を示す指標として国際連合の定めるGHS（Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals）や、全米防火協会の定めるNFPA（National Fire Protection Association）がある。GHSは、物質の危険性を1-9の項目 1: Explosive, 2: Flammable, 3: Oxidizing, 4: Compressed gas, 5: Corrosive, 6: Toxic, 7: Harmful, 8: Health hazard, and 9: Environmental hazardにおいて評価したものである。NFPAも同様に物質の危険性に関する評価指標で、3つの評価項目Blue: Health, Red: Flammability, Yellow: Reactivityを、0-4の5段階で表したものである。Table 1.2に、推進剤ごとのGHSおよびNFPAをまとめた。水はGHSおよびNFPAの両面から、他の推進剤と比べ安全性が高い。加えて、SDGsの定める持続可能な社会の実現に向けて、環境への配慮が宇宙開発においても重要であると考えられる。CubeSat用の小型電気推進のグリーンプロペラントとして、1つの解が水である。水は安全性・取得性・取扱い性に優れ、将来的に宇宙空間での充填も期待できる。[20] さらに水は有人施設において必須であり、2020年には水を推進剤と

Table 1.2 GHS and NFPA of each propellant.

	Indium	PTFE	Water	Iodine	Xe
Stored state	solid	solid	water	solid	gas
GHS No.	8	NC	NC	5,6,7,9	4
NFPA (B,R,Y)	2,0,0	1,0,0	0,0,0	3,0,0	0,0,0

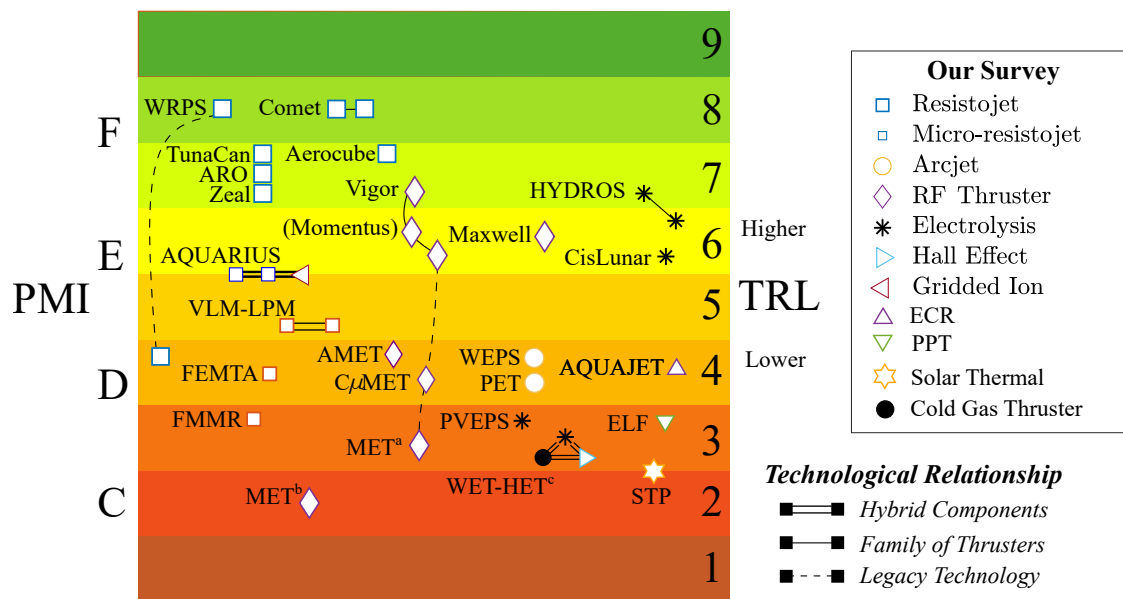


Fig. 1.2 PMI and TRL of water propellant thruster. [22]

するレジストジェットスラスタを搭載したCubeSatが、ISSに持ち込まれたことから、[21] 将来的にISSや月面ゲートウェイなどの有人施設で、推進剤の水を補給できる可能性も高い。

1.3 水を推進剤とする小型スラスタ

Fig. 1.2に、水を推進剤とする小型スラスタを、NASAによる技術的な成熟度を表す指標TRL（:Technology Readiness Level）およびPMI（: Progress towards Mission Infusion score）により整理した図を示す。[22] PMIはC: Concept, D: In-Development, E: Engineering-to-Flight, F: Flight Demonstratedの4段階で技術的成熟度を評価したものであり、TRLとはFig. 1.2のように紐づけられる。スラスタ種別にみると、レジストジェットは宇宙実績を有するものが多く、最も技術的成熟度が高い。次いでRF（: Radio frequency）スラスタやElectrolysis、イオンス

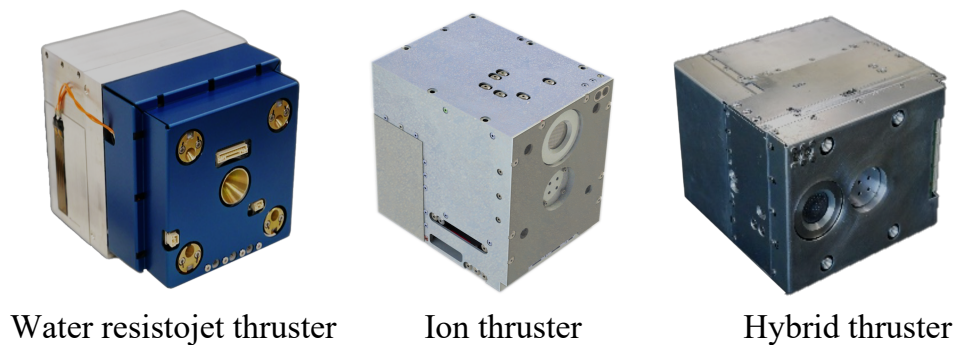


Fig. 1.3 Water propellant resistojet & ion & hybrid thruster.[26]

スラスタが技術的成熟度が高い。レジストジェットは、推進剤を電氣的に加熱しラバールノズルから排出することで推力を得るスラスタである。構造が簡素であり、100 s級の比推力が見込める。東大/PaleBlueのAQUARIUSが例に挙げられる。[23] RFスラスタは、推進剤を高周波によって加熱・プラズマ化し、ラバールノズルまたは磁気ノズルより加速放出する。[24] Electrolysisは、イオン交換膜により水の電気分解を行い、水素分子および酸素分子を燃焼したガスを放出することで推力を得るスラスタである。Tethers Unlimited社のHydros-Cが挙げられる。[25] 水イオンスラスタは、Fig. 1.2に示すように、水レジストジェットとの統合推進系として検討・研究開発が進められている。[14][26] レジストジェットが、姿勢制御（RCS: Reaction Control System）用の高推力スラスタを担い、イオンスラスタが ΔV を生む高比推力スラスタを担う。2つの高推力・高比推力スラスタにより多様なミッション要求に対応でき、推進剤タンクを同一とするため容積の限られるCubeSatとの親和性が高い。PaleBlue社の開発した、小型水レジストジェットスラスタ・水イオンスラスタ・水統合スラスタの写真をFig. 1.3に示す。[26] Fig. 1.4に、各スラスタの推力電力比と比推力の関係を示す。東大/PaleBlueにより開発された小型水イオンスラスタは、グラフ中左下の朱色左向き三角形のプロットであり、水スラスタの中でも高い比推力をもつ。[22] [27][28]

1.4 小型水イオンスラスタ

イオンスラスタは、推進剤を放電室内で電離し、2-3枚の高電圧を印加した多孔状の電極（以降グリッド）を用いて10-100 km/sオーダーで推進剤イオンのみを加速放出する。そのため、イオンビームが負に帯電した衛星筐体に戻らないようカソード（以降、中和器）が設けられる。放電室内におけるプラズマ生成

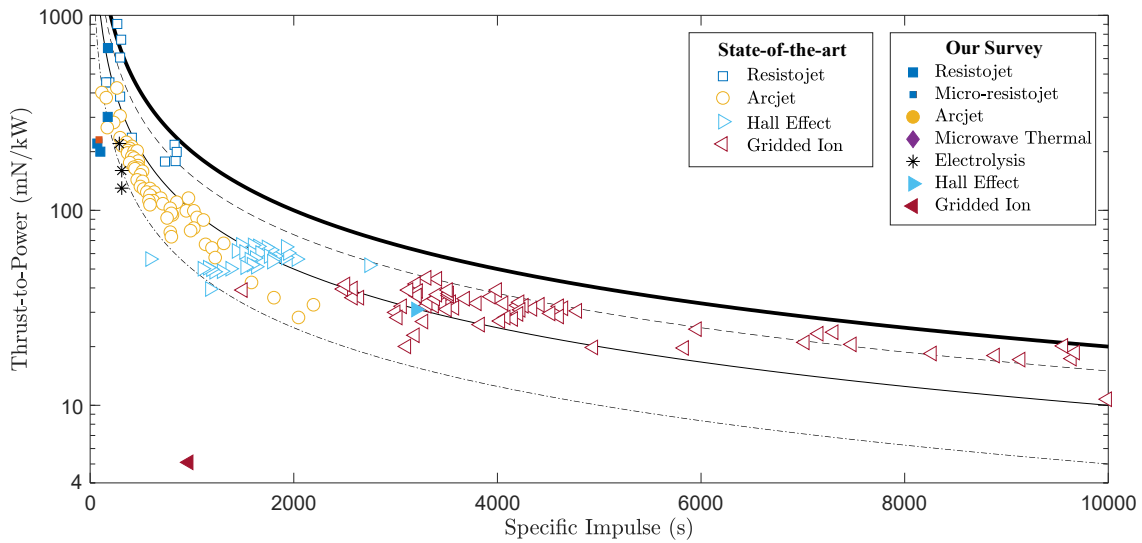


Fig. 1.4 Thrust-to-power ratio vs. specific impulse of thruster. Colored plot: water propellant micro thruster, white painted: other thrusters.[22]

は、直流放電・RF放電・ECR（: Electron cyclotron resonance）放電の3通りの手法が存在する。イオン加速を担うグリッドは、1-2 kVを印加しイオンを加速するスクリーングリッド、中和電子の逆流を防ぐアクセルグリッドからなる。アクセルグリッド上流面の損耗を防ぐディセルグリッドを使用する場合もあるが、小型スラスタでは用いないことが多い。また、一般的にイオンスラスタによって高 ΔV を取得するには長時間の運転が必須である。小型水イオンスラスタにおいては、1,000-10,000時間の運転を通して初めて100-1,000 m/sの増速度を発揮できる。[14] しかしながら、長時間の運転によりグリッドー特に、中和電子の逆流を防ぐために負電圧を印加するアクセルグリッドーは損耗を受ける。アクセルグリッド損耗は、中和電子の逆流やグリッドの構造破壊を引き起こし、イオンスラスタの寿命を決定する要因の1つとなる。[29] この損耗は、アクセルグリッドにイオンビームが直撃衝突すること、および電荷交換反応（CEX: Charge exchange）により発生した低速イオンが衝突すること、弾性散乱衝突で生成したイオンや中性粒子が衝突することで発生する。[1] Fig. 1.5に、JPLのNSTAR(: NASA Solar electric propulsion Technology Application Readiness)の耐久試験におけるアクセルグリッド損耗の様子を示す。

直撃イオンビームは、1-2 keVのエネルギーでグリッド材料のスパッタリング損耗を引き起こし、数100時間かけて進行する。CEXイオンの衝突は、数100 eVのエネルギーで、1,000-10,000時間かけて進行する。このうちCEXイオンの衝突は原理上避けることのできない損耗であるのに対し、直撃イオンビームによる損耗はスラスタのイオン引き出しにとって損失である。直撃イオンビーム衝突の対策

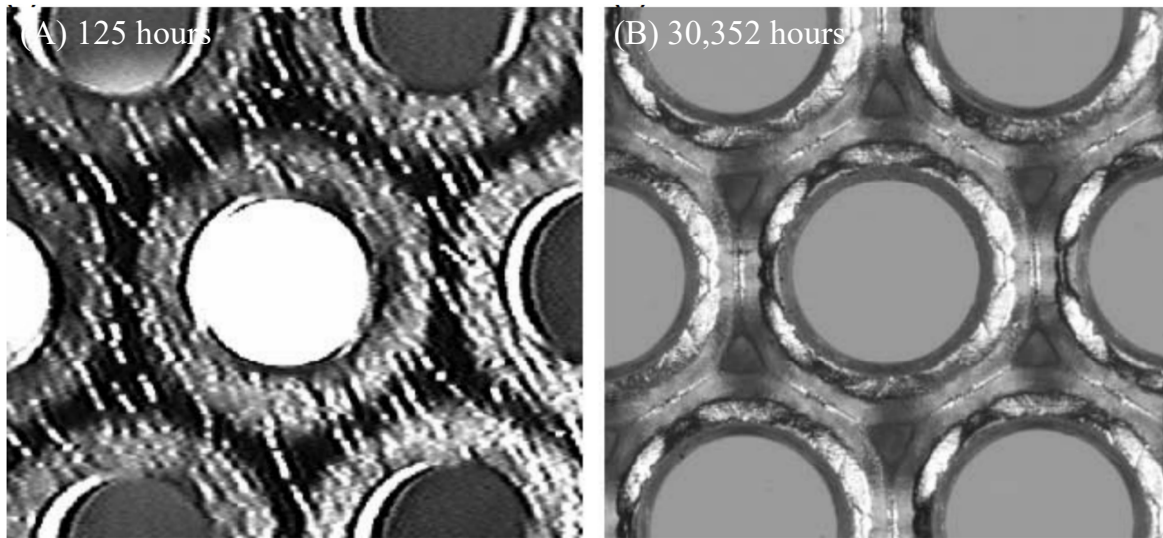


Fig. 1.5 NSTAR thruster accelerator grid. (a) 125 hour: before operation, (b) 30,352 hours: after duration test.[1]

として、イオンビーム損失の少ないグリッド形状を設計すること[30][31]や、数百時間のエイジング作動によってイオンビーム直撃の少ないグリッド形状を作りだすこと[18][32]、またはその両方をとる。またCEXイオンや弾性散乱イオンの引き起こすグリッド損耗によるスラスタ寿命評価は、スラスタ開発の観点で必須であり、NSTARやその後継機であるNEXT(: NASA's Evolutionary Xenon Thruster)、JAXAの $\mu 10$ イオンスラスタなど10,000時間オーダーの長時間耐久試験がなされてきた。[33][34][35] しかしながら、実時間の耐久試験は数年の期間を要し、人的・金銭的に高コストであるため、近年では数値計算の援用による寿命評価が多い。[36][30] JAXAによるイオンエンジン加速グリッド寿命評価ツール (JIEDIツール) は、グリッド損耗の実験結果をよく再現する。[37][38]

マイクロ波放電式小型イオンスラスタの場合、通常サイズのスラスタに比べイオンビームの発散角が大きく、ビームの直撃衝突によりアクセルグリッドが強く損耗する。[39] また、推進剤に低分子量の水を用いるため、中性粒子の閉じ込めが悪く、推進剤利用効率1.5-7%程度と低い。[27] 推進剤利用効率の低さは、CEXイオンの増加を引き起こす。スラスタの寿命および推進剤利用効率の向上にとって、イオン加速と中性粒子閉じ込めを担うアクセルグリッドが重要である。中野らは、小型ECRプラズマ源の非一様性が、Xeおよび水を推進剤とする小型イオンスラスタにおいて、非一様なグリッド損耗を引き起こすことを数値計算で示した。[40][41][42] 一方で、スクリーングリッドに流入するイオン電流密度・イオンの入射角・イオン種・電子温度をPIC-MCCに基づく数値計算[43]で与えており、実際のイオンビーム分布との乖離の問題が残る。グリッドの直撃損耗

を引き起こすイオンビームの軌道は、放電室内のプラズマ密度に大きく影響を受けるため、数値計算を基にグリッド損耗を正確に予測することは難しいと考えられる。グリッド損耗計算の精度向上には、スラスタ各孔での電流密度分布の計測が有効である。しかしながら、小型水イオンスラスタの間隔1 mm直径0.3 mm程度のグリッドから排出されるイオンを、各孔位置ごとに正確に計測することは困難である。超小型のプローブ作成・微小電流の計測・プラズマへの外乱の考慮など、乗り越えるべき課題は多い。そこで本研究では、小型水イオンスラスタの長時間作動系を構築し、1000時間級のイオンスラスタ作動を行うことでアクセルグリッド損耗を実験的に計測した。

1.5 本研究の目的

本研究の目的は、小型水イオンスラスタの最終的な寿命予測および推進剤利用効率が高く直撃イオンビームの衝突が少ない最適グリッド形状への指針を得るために、小型水イオンスラスタのアクセルグリッドの損耗を実験的に明らかにすることである。非一様性を有するECRプラズマ源が、グリッドの損耗やスラスタ性能に与える影響を1000時間級の長時間運転を通して計測した。

本論文の構成は、まず第2章にて推進剤として水またはキセノンを用いた場合における、小型イオンスラスタのアクセルグリッド損耗の見積もりを行った。次に第3章にて、小型水イオンスラスタの長時間作動系や水蒸気供給の方法、グリッド損耗の評価方法について述べた。第4章では、750-1,030時間に及ぶ長時間作動を通して、アクセルグリッド損耗がスラスタのイオン引き出し性能に与える影響、および非一様性を有するグリッド損耗を定量的に評価した。第5章でスラスタ性能の変化やグリッド損耗に関する考察を行い、実験的に得られたアクセルグリッド損耗と、中野氏のFAモデルによるグリッド損耗計算の結果を比較した。最後に第6章で結言を述べた。

Chapter 2

イオン加速およびグリッド損耗の原理

2.1 グリッドによるイオンの静電加速

イオンスラストで加速するイオン種 j の平均排気速度 $\overline{v_{i,j}}$ は、1価イオンとイオンビームが主推力方向に直進すると仮定すると、スクリーングリッドへの印可電圧(スクリーン電圧)を V_{SG} として、式 2.1 とかける。ただし M_j は、イオン種 j の質量である。

$$\frac{1}{2}M_j\overline{v_{i,j}}^2 = q_jV_{SG} \quad (2.1)$$

この時、推力 F は式 2.2、比推力 I_{sp} は式 2.3 である。ただし、熱速度で排気される中性粒子による推力は、イオンによる推力に対して無視できるほど小さいとした。イオン種 j の発散角効率を η_{div} とし、多価イオン効率を η_{multi} とした。

$$F = \sum_j \eta_{div,j} \eta_{multi,j} \sqrt{\frac{2M_j V_{SG}}{q_j}} I_{b,j} \quad (2.2)$$

$$I_{sp} = \sum_j \frac{\eta_U}{g} \eta_{div,j} \eta_{multi,j} \sqrt{\frac{2q_j V_{SG}}{M_j}} \quad (2.3)$$

スクリーン電圧を増加させると、推力および比推力も増加する。一方で、スクリーングリッドとアクセルグリッド間の電位差の増加は、Total voltage effect と呼ばれるグリッド間絶縁破壊を誘発する。例えば、グリッド材料にモリブデンを用い、0.35 mm のグリッド間隔の場合、真空中での耐電圧は3-5 kV 程度である。[44] 本論文では加速電圧を1.5 kV とした。

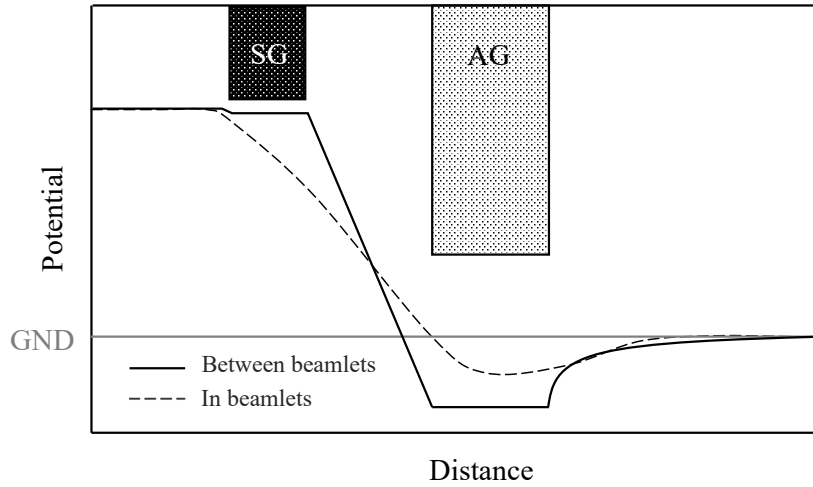


Fig. 2.1 Ion beam potential between the grids.

グリッド近傍におけるポテンシャル分布の模式図を、Fig. 2.1に示す。放電室内のイオンは、プレシースによって加速されスクリーングリッドの孔付近に到達、そこから+12 kVの電位差によって加速する。実際のイオンビーム中の電位は、ビーム自体が電荷を帯びているため図中点線のようになる。アクセルグリッドはグランド電位に対して負であるため、イオンビームの電位も負側に沈み込むことになり、中和電子の逆流を抑制する。

2.2 アクセルグリッドの損耗

2.2.1 イオンビームの軌道

スクリーングリッド孔近傍に到達したイオンは、他のイオンビームによる排斥力を無視すると、スクリーングリッドからアクセルグリッド下流側に向かって等電位面に垂直に加速される。この時、各イオンの軌道は、スクリーングリッド表面で形成されるシース形状に依存する。イオンビームの軌道は式 2.4で表されるパービアンスフラクシオン f_p で整理されることが多い。

$$f_p = j \frac{1}{P_{\text{Max}}} \frac{l_e^2}{V_T^{1.5}} \quad (2.4)$$

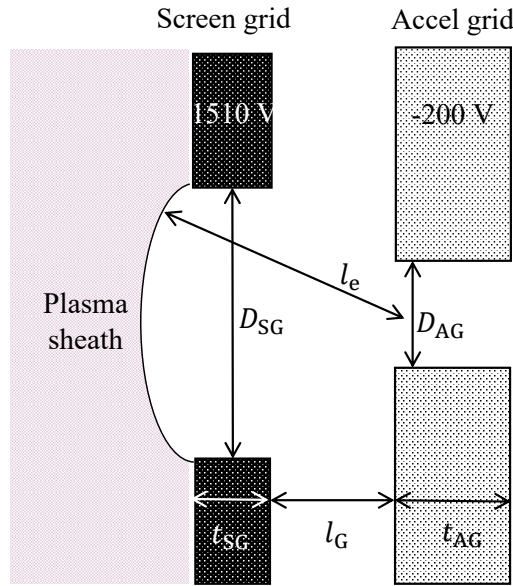


Fig. 2.2 Schematics of grids shape of ion thruster.

ここで、最大パービアンズ P_{Max} の値は、Child-Langmuirの法則より式 2.5である。

$$P_{Max} = \frac{4 \epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{m_i}} \quad (2.5)$$

l_e は、有効加速長さであり、シース面からグリッドシステムの中央までの距離を式 2.6で近似することが多い。 V_T は加速電圧, j は1孔あたりのビーム電流である。

$$l_e = \sqrt{(l_g + t_s)^2 + \frac{d_s^2}{4}} \quad (2.6)$$

グリッド断面の幾何形状をFig. 2.2に示す。パービアンズフラクションが低い場合、イオンビームがアクセルグリッドとスクリーングリッドの間でクロスするイオンビーム軌道となる。逆にパービアンズフラクションが高い場合、イオンビームがアクセルグリッドに直進衝突する軌道となる。パービアンズフラクションとイオンビームにおけるアクセル電流比をFig. 2.3に示す。アクセル電流のビーム比の増加は、イオンビームの軌道が変化しアクセルグリッドにイオンが直撃衝突することに起因する。イオンビームの軌道の模式図をFig. 2.4に示す。パービアンズフラクションがクロスオーバーリミット以下の場合、放電室内部のプラズマ密度がスクリーングリッドの電位に対して低く、放電室内部にスクリーン孔でのシース面が張り出す。そのため、イオンビームはグリッド間でクロスし、アクセルグリッドに衝突する。パービアンズフラクションがパービアンズリミット以上

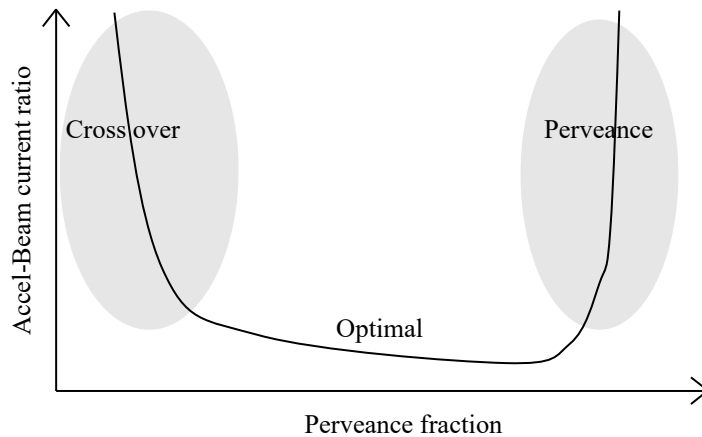


Fig. 2.3 Perveance vs. accel-beam current ratio.

の場合，放電室内部のプラズマ密度がスクリーングリッドの電位に対して高く，スクリーングリッド寄りにシース面が形成される．そのため，イオンビームはアクセラグリッドに直進衝突する．

推進剤として，水またはキセノンを用いた場合の，直撃イオンビームの度合いを見積もる．直撃イオンビームは，イオンビームの発散度合いを表す式(1)パービアンスフラクションで評価する．水イオンの組成比は実験およびシミュレーションから， H_2O^+ が60-70%， OH^+ が10%， H_3O^+ が10-30%と見積もられている．[45] ここでは簡易的な計算として，水イオンの分子量は組成がすべて H_2O^+ であると仮定して18 g/molとすると，式 2.5より水はXeに比べパービアンスの最大値が8.13倍ほど大きい．キセノンを推進剤とする小型イオンプラスタMIPSにおいて，イオンビームはクロスオーバーに近い軌道をとっており[39]，水の場合はよりクロスオーバーに近い発散したビーム軌道をとることが考えられる．

2.2.2 電荷交換反応による低速イオン生成

イオンビームの加速領域には加速イオンの他に中性粒子も存在し，高速イオンと低速の中性粒子とが電荷交換反応 ($i_{\text{fast}} + n_{\text{slow}} \rightarrow i_{\text{slow}} + n_{\text{fast}}$) を引き起こす．

CEXにより生成した低速イオンは，負電圧を印加したアクセラグリッドに流入し，スパッタリング損耗を引き起こす．この時，ビーム電流に対するCEXによって生成されるイオンの割合 f_{CEX} は，式 2.7で表される．

$$f_{\text{CEX}} = n_n \sigma_{\text{CEX}}(v_{\text{rel}}) \Delta l \quad (2.7)$$

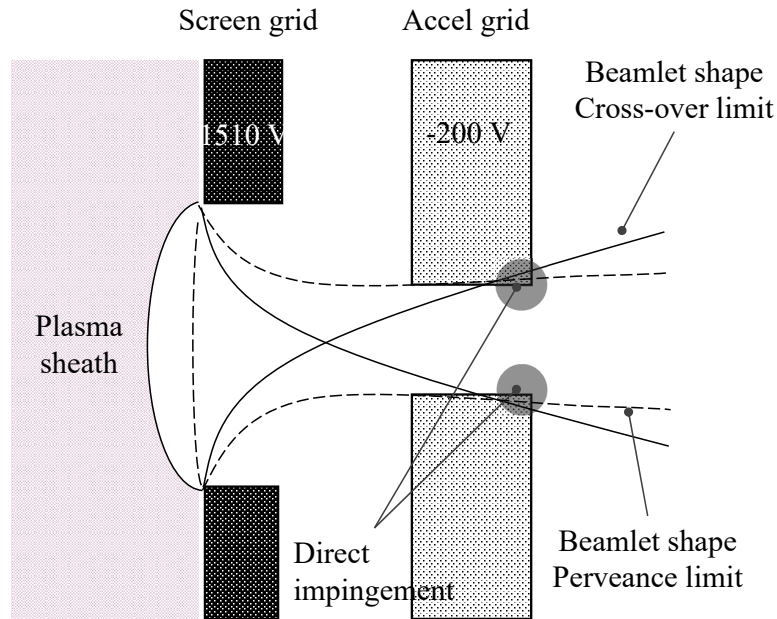


Fig. 2.4 Ion beam trajectory.

CEXによるイオンは， Fig. 2.5で示すように， アクセルグリッドの孔近傍で生成されるものと， アクセルグリッド下流で生成されるものがある． 前者はアクセルグリッドの間隙損耗（Barrel erosion）を引き起こし， 後者はアクセルグリッドの下流面の孔と孔の間の損耗（Pits and grooves erosion）を引き起こす． 孔と孔の間に衝突するのは， イオンビームに対して電位が低い領域であるためである．

推進剤として， 水またはキセノンを用いた場合の， CEXイオンの度合いを見積もる． 小型イオンスラスタMIPSの推進剤利用効率， 水を用いた場合1.5-7.0%であり， [27]キセノンを用いた場合26-38%程度である． [18] 加えて推進剤粒子の質量の違いにより， 同一の質量流量を仮定すると中性粒子密度は2.85倍となる． ただし中性粒子密度は式 2.8で計算し， ガスコンダクタンスはオリフィスを仮定し式 2.9で与えた． [46]

$$n_n = \frac{\dot{m}}{C_{AG} M_{prop.}} (1 - \eta_U) \quad (2.8)$$

$$C_{AG} = \frac{N_{AG} d_{AG}^2}{16} \sqrt{\frac{8\pi k T_n}{M_n}} \left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{l_{AG}}{d_{AG}} \left(1 + \frac{1}{3 + \frac{6}{7} \frac{l_{AG}}{d_{AG}}} \right) \right) \right]^{-1} \quad (2.9)$$

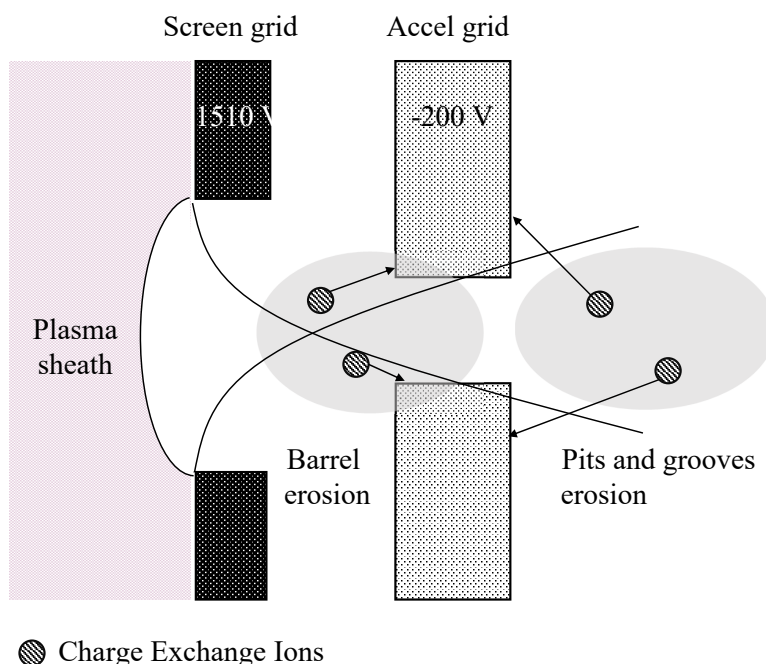


Fig. 2.5 CEX ions region; barrel erosion and pits & grooves erosion.

XeとXe⁺のCEX衝突断面積は式 2.10であり，[47] H₂OとH₂O⁺のCEX衝突断面積は式 2.11である．[48]

$$\sigma_{\text{CEX}}(E) = \{87.3(\pm 0.9) - 13.6(\pm 0.6) \log(E)\} \times 10^{-20} \quad (2.10)$$

$$\sigma_{\text{CEX}}(E)^{0.5} = \{15.9 - 6.25 \ln(v_i)\} \times 10^{-10} \quad (2.11)$$

グリッド間隙でのCEXイオン生成が卓越すると仮定して，1700 eVにおけるCEX断面積を概算すると，H₂OはXeに対して0.42倍だけ小さい．以上より，同一の質量流量の場合，水はキセノンに対して1.6倍ほどCEXイオンが生じ易い．

2.2.3 推進剤とグリッド材料によるグリッド損耗比較

加速したイオンのアクセラグリッドへの衝突は，グリッド材のスパッタリング損耗を引き起こす．スパッタリング損耗によりグリッド材表面から単位時間当たりに損失する正味の質量流量 m_{loss} は，式 2.12で書ける．右辺第1項はイオンによるスパッタリング損耗，第2項は中性粒子によるスパッタリング損耗，第3項

はスパッタ粒子の再付着の効果を表す.

$$\dot{m}_{\text{loss}} = \sum_{\text{Ion}} I_i Y(E_i, \alpha_i) + \sum_{\text{Neutralparticle}} \Gamma_n Y(E_n, \alpha_n) - f_s \sum_{\text{reattaching}} \Gamma_g \quad (2.12)$$

ここで、スパッタ率（スパッタリング収量） $Y(E)$ は、入射イオンに対するスパッタする粒子の割合であり、半実験式である山村の公式を用いて、式 2.13で表せる. [49]

$$Y(E) = 0.042 \left(\frac{Q\alpha'}{U_s} \right) \left(\frac{S_n(E)}{1 + \Gamma k_e \epsilon^{0.3}} \right) \left\{ 1 - \left(\frac{E_{\text{th}}}{E} \right)^{0.5} \right\}^S \quad (2.13)$$

スパッタリングの閾値エネルギー E_{th} は、入射粒子とターゲット粒子の質量関係によって以下の式で定義される.

$$E_{\text{th}} = \begin{cases} \left(\frac{1 + 5.7 \frac{M_1}{M_2}}{\gamma} \right) U_s & \text{for } M_1 < M_2 \\ \frac{6.7}{\gamma} U_s & \text{for } M_1 > M_2 \end{cases} \quad (2.14)$$

その他式中のパラメータの定義は参考文献[49]に詳しい.

式 2.13を推進剤としてXe/H₂O, グリッド材として代表的なTi/Mo/C-Cについて解くと, Fig. 2.6を得る. ただし, 山村の公式は主に高エネルギーのイオンによるスパッタリングを扱ったものであり, 0.1-1 keVオーダーの精度は高くない. 加えて, Xe⁺とC-C材の衝突の場合, キセノンがC-C材の表面に入り込み, スパッタ率が山村の公式から乖離することが知られている. ここでは, 文献[50]より, 式 2.15のように山村の公式を補正することで計算した. 係数はそれぞれ $c_1 = 0.86, c_2 = 0.14$ とした.

$$Y(E) = c_1 Y_1(E) + c_2 Y_2(E) \quad (2.15)$$

1700 eVにおける, XeとCC材のスパッタ率は0.415であり, H₂OとTiのスパッタ率は0.460である. 200 eVにおける, XeとCC材のスパッタ率は0.077であり, H₂OとTiのスパッタ率は0.106である.

以上より, 水イオンスラスタはキセノンイオンスラスタに対して, 直撃イオンビームおよびCEXイオンによる損耗の影響を受けやすい. Table 2.1に各値をまとめた.

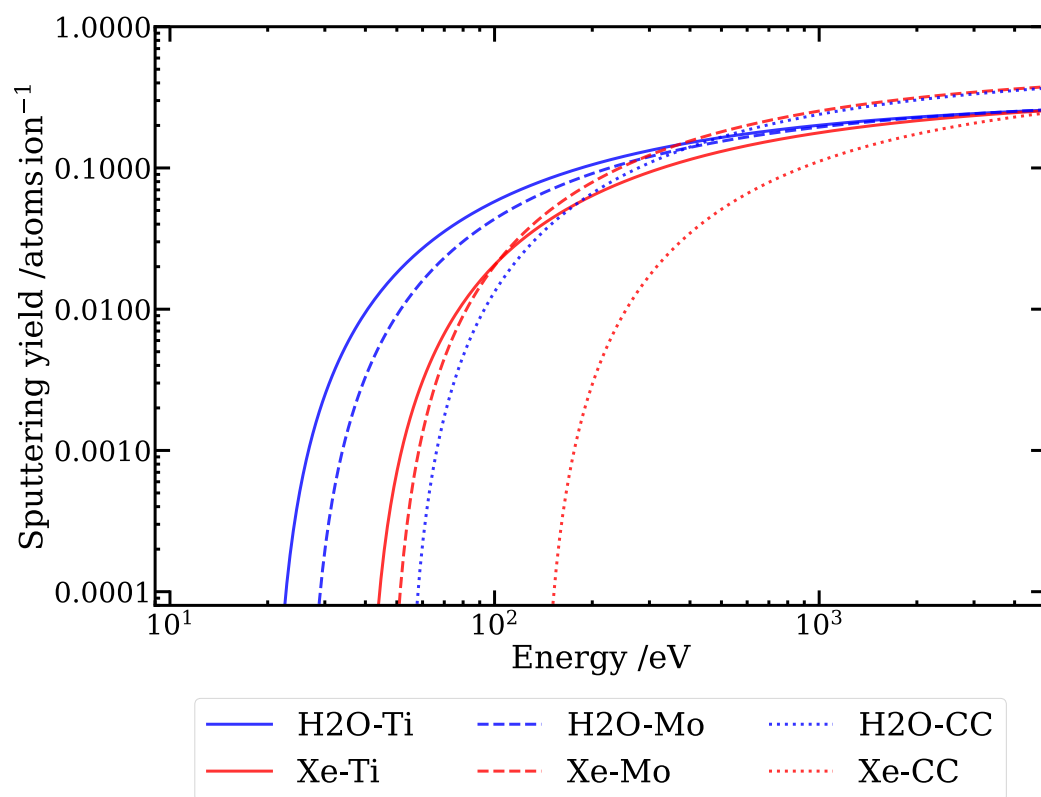


Fig. 2.6 Sputtering yield of H₂O and Xe to Ti, Mo, CC grids.

Table 2.1 Comparison grid erosion between water and xenon.

	Water	Xe
Max perveance, A/V ^{1.5}	1.36×10^{-8}	0.48×10^{-8}
CEX ions fraction (w/ set Xe to 1)	1.6	1.0
Propellant utilization efficiency	0.01-0.07	0.26-0.38
Neutral particle density fraction (w/ set Xe to 1)	2.85	1.00
CEX cross section, m ²	1.84×10^{-19}	4.41×10^{-19}
Sputtering yield(1700 eV) , atoms/ions	0.460 (Ti)	0.415 (C-C)
Sputtering yield(200 eV) , atoms/ions	0.106 (Ti)	0.077 (C-C)

Chapter 3

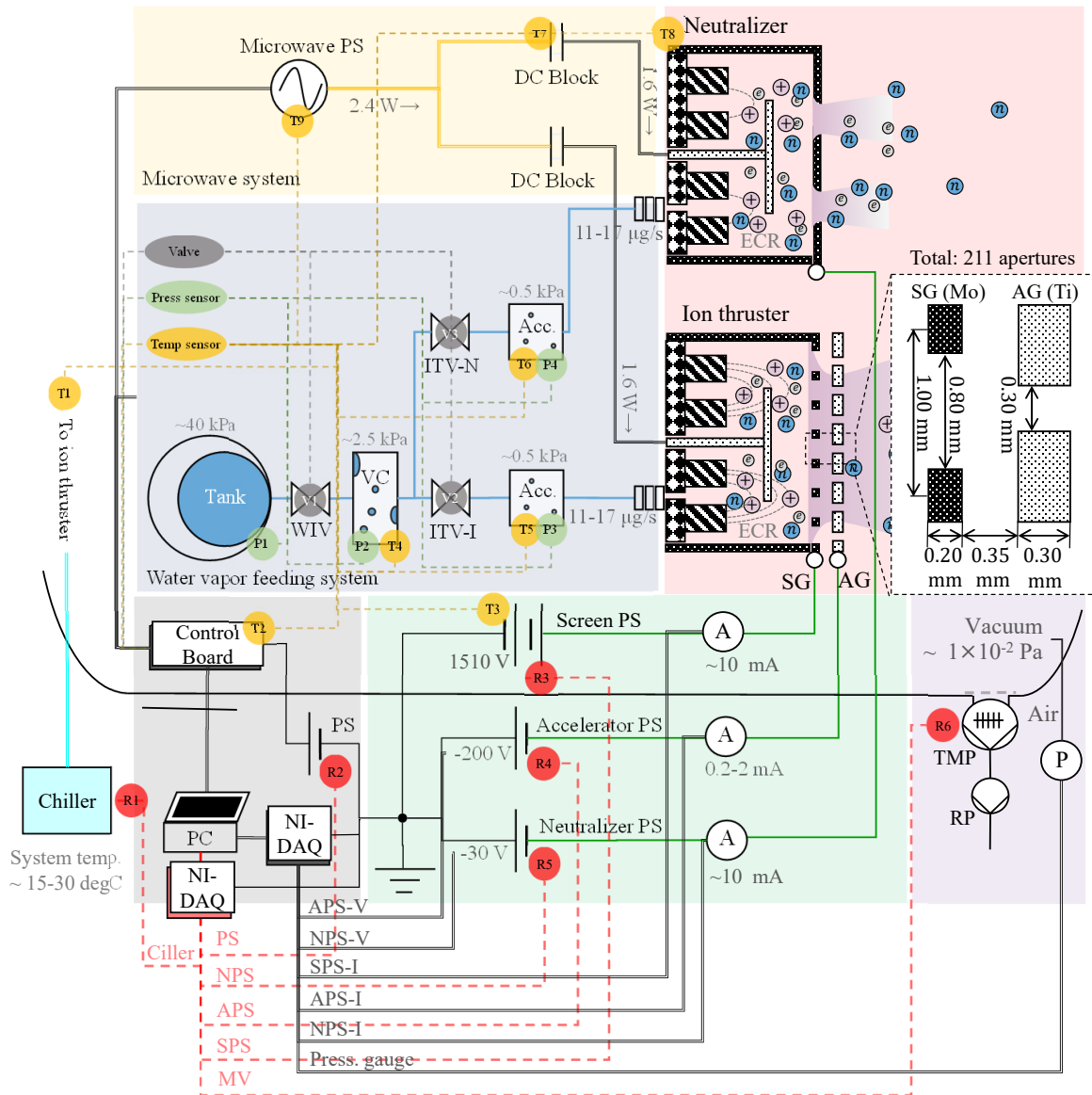
実験装置および解析方法

3.1 小型水イオンスラスタ長時間作動系

イオンスラスタは、スラスタヘッド・水蒸気供給系・マイクロ波供給系・高圧電源系およびそれらを制御する制御基板から構成される。スラスタ作動にあたり、真空チェンバと真空ポンプを用いて高真空を維持した。また、昼夜におよぶ長時間作動を無人で実施するため、外部PCや制御基板に安全装置を実装した。Fig. 3.1に、小型水イオンスラスタの長時間作動系の構成を示す。長時間作動は、イオン源および中和器のカップリング作動で行った。イオンスラスタのノミナル作動条件をTable 3.1に示す。スラスタ作動中の正面図をFig. 3.2に示す。マイクロ波電源やスクリーン電源，制御基板，DCブロック，スラスタヘッドからの発熱を抑えるため，チラー（EYELA，CA-1116A）から冷却液を冷却板内（THORLABS，MBC series）に循環させ，長時間作動系を載せたアルミプレート板（以下LTOプレート）の温度を調節した。Fig. 3.3に，長時間作動中の温度履歴を示す。スラスタ作動時の各コンポーネントの温度は15-35 °C程度であった。

Table 3.1 Experimental condition

Parameters	Values
Mass flow rate (Ion thruster)	11-17 μ g/s
Mass flow rate (Neutralizer)	15-20 μ g/s
Screen grid biased voltage	1510 V
Accelerator grid biased voltage	-200 V
Neutralizer biased voltage	-30 V
Background pressure during operation	0.9-1.0 $\times 10^{-2}$ Pa
Microwave forward power (Ion thruster)	1.82 W
Microwave forward power (Neutralizer)	1.86 W



Symbol	Name
V1	WIV (Water Injection Valve)
V2	ITV-I (Ion Thruster Valve, ion thruster)
V3	ITV-I (Ion Thruster Valve, neutralizer)
P1	Water pressure sensor
P2	Vaporization chamber pressure sensor
P3	Accumulator pressure sensor, ion thruster
P4	Accumulator pressure sensor, neutralizer
R1	Relay for chiller
R2	Relay for PS of control board
R3	Relay for Screen PS
R4	Relay for Accelerator PS
R5	Relay for Neutralizer PS
R6	Relay for Main Valve

Symbol	Name
T1	LTO plate thermal sensor
T2	Control board thermal sensor
T3	Screen PS thermal sensor
T4	Vaporization chamber thermal sensor
T5	Accumulator-ion thermal sensor
T6	Accumulator-neutralizer thermal sensor
T7	DC block thermal sensor
T8	ITU plate thermal sensor
T9	Microwave PS thermal sensor

Fig. 3.1 Schematics of the experiment setup.

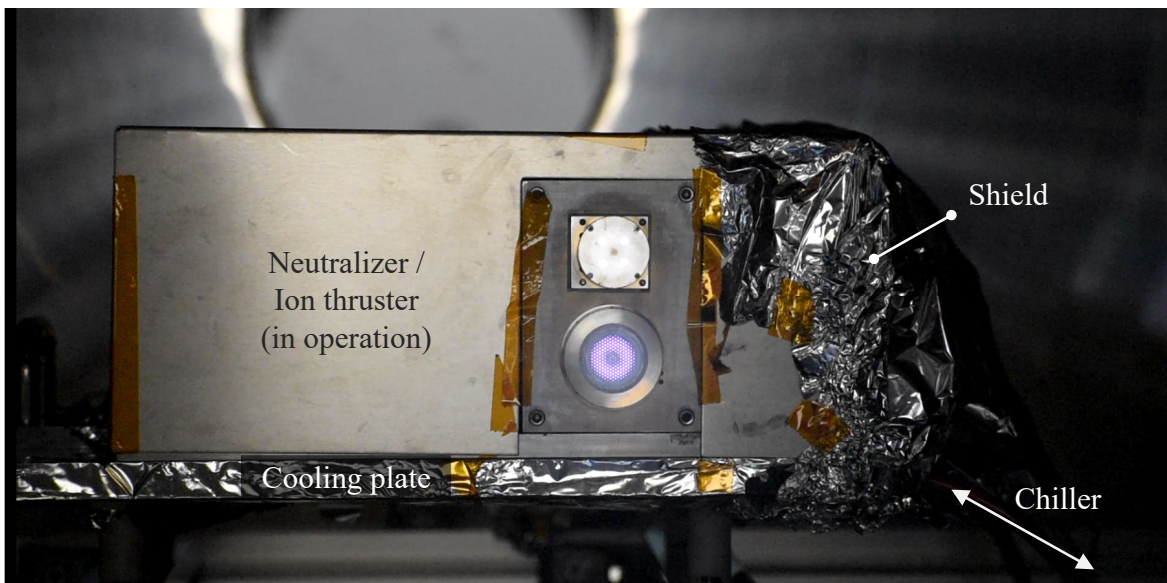


Fig. 3.2 Ion thruster and cooling plate.

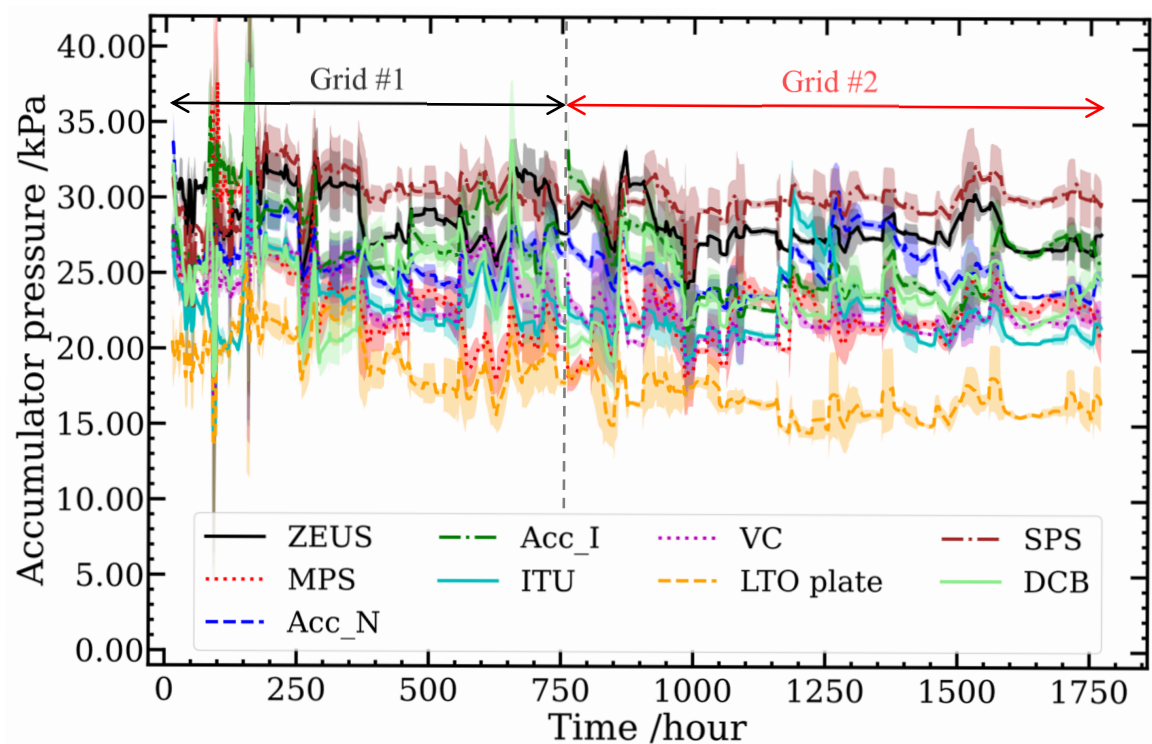


Fig. 3.3 Each component temperature during long time operation.

3.1.1 スラストヘッド

小型水イオンスラストのイオン源の放電室およびグリッド形状をFig. 3.4に示す。イオン源・中和器ともに直径20 mm、高さ3 mmの放電室内部に2枚のリング型SmCo磁石およびハンドル型Ti製アンテナを設置し、電子サイクロトロン共鳴（ECR）によって電子を加熱，中性粒子との電離衝突によってプラズマ生成を行う。放電室の設計は文献[51]に詳しい。スラスト下流面にイオン源は2枚の多孔状グリッドを，中和器は4つの孔の空いたオリフィスをを用い，それぞれイオンおよび電子を放出した。スクリーングリッドはMo製であり，各孔の直径は0.8 mm，厚みは0.2 mmである。アクセルグリッドはTi製で，各孔の直径は0.3 mm，厚みは0.3 mmである。2枚のグリッド間距離は0.35 mm，総孔数は211である。グリッドシステムの寸法はTable 3.2にまとめた。実験では，合計約1800時間の作動を行い，750時間でスクリーングリッドおよびアクセルグリッドのみを取り換えた。

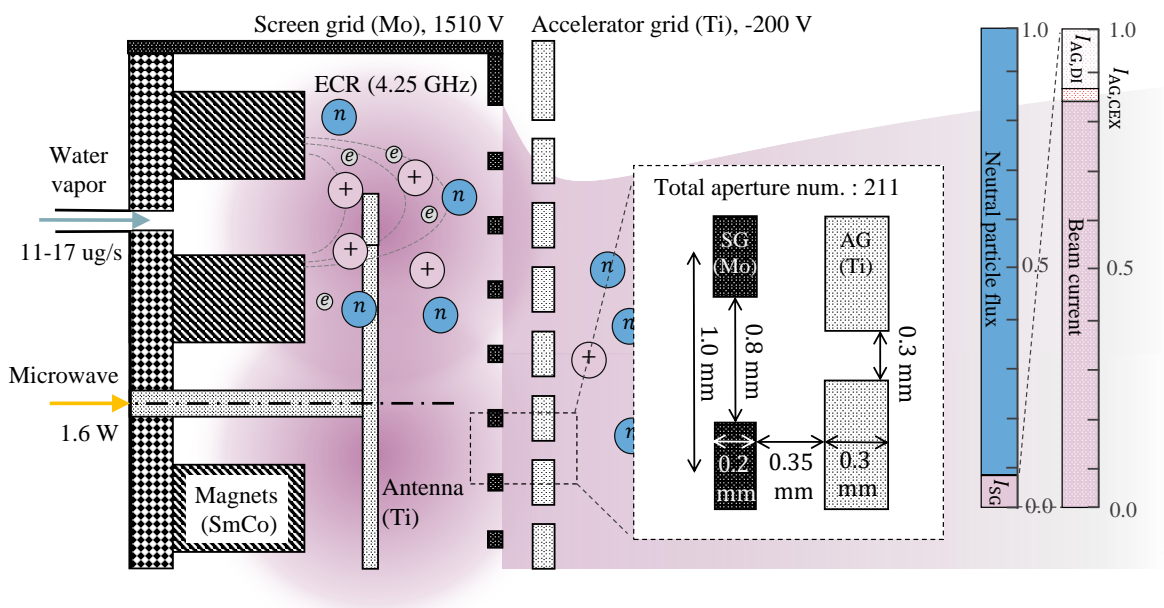


Fig. 3.4 Discharge chamber and grids.

3.1.2 水供給系

推進剤である水蒸気の供給系をFig.3.5 (a) に示す。水タンク（ブラダ）内に液体の水を貯蔵し，押しガスおよびブラダの圧力によって液体の水を下流側の気化室に供給する。気化室は，常温で水の気液分離を行う場所である。気化室

Table 3.2 Grid size

Parameters	Values
Screen grid thickness	0.20 mm
Screen grid aperture diameter	0.80 mm
Accelerator grid thickness	0.30 mm
Accelerator grid aperture thickness	0.30 mm
Distance between SG and AG	0.35 mm
Screen grid material	Molybdenum
Accelerator grid material	Titanium
Center distance of each grid aperture	1 mm
Total hole number of the grids	211
Distance between Screen grid and antenna	2.1 mm

への水供給は、VPS（: Vaporization chamber Pressure Sensor, TE Connectivity, Model 85）を参照し、VPSが設定圧力を下回った場合に50 msecだけWIV（: Water Injection Valve, Lee company, IEPA）を開くBang-bang制御を実装した。アキュムレータは、スラスタヘッドに定常かつ安定に流量を供給するための場所である。アキュムレータ圧力（ACPS: Accumulator Pressure Sensor, Honeywell, 010KD）を参照し、ITV-I（Ion Thruster Valve-ion source Lee company, IEPA）およびITV-N（Ion Thruster Valve-neutralizer Lee company, IEPA）のopen timeを目標圧力に対してPI（: Proportional and Integral）制御することでアキュムレータ圧力を一定に調整した。また、一連の水供給の動作は制御基板を用いて自動で行った。PI制御のブロック図をFig. 3.5 (b) に示す。水蒸気流量 $\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}}$ とアキュムレータ圧力の時間変化 \dot{P}_{Acc} との関係は、水蒸気が理想気体でありかつ温度が一樣一定を仮定すると、式3.1である。

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{Acc}}}{k_{\text{B}} T_{\text{Acc}}} \dot{P}_{\text{Acc}} \quad (3.1)$$

水蒸気流量に関する連続の式より、以下の式が成り立つ。

$$M_{\text{H}_2\text{O}} \frac{V_{\text{Acc}}}{k_{\text{B}} T} \dot{P}_{\text{Acc}} = (P_{\text{VC}} - P_{\text{Acc}}) C_{\text{Acc}} \frac{\tau}{t_{\text{p}}} \quad (3.2)$$

ここで、制御量であるITVのopen時間 τ は式 3.3で与えた。

$$\tau = K_{\text{p}}(P_{\text{Acc}} - P_{\text{tar}}) + K_{\text{I}} \int (P_{\text{Acc}} - P_{\text{tar}}) dt \quad (3.3)$$

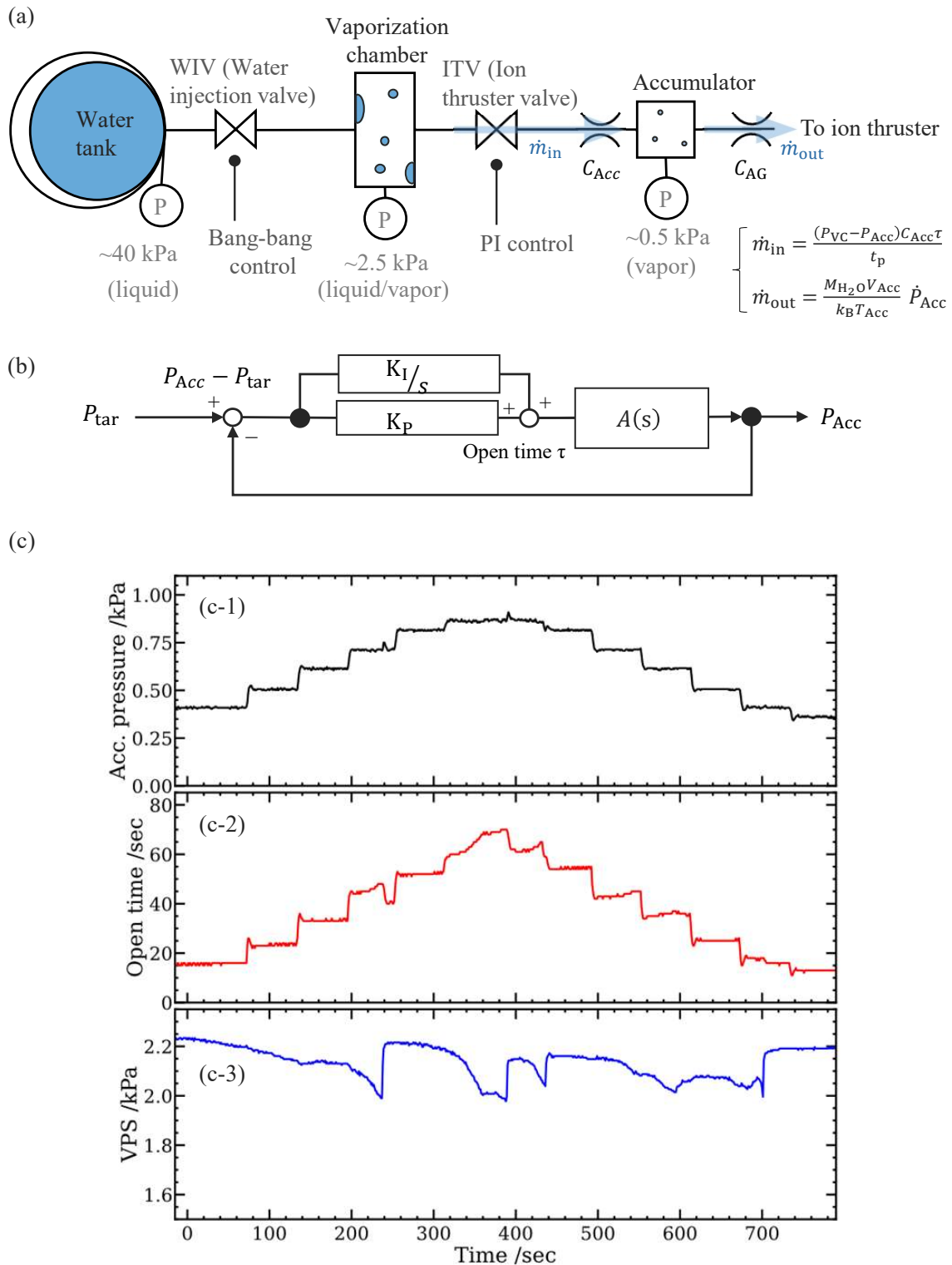


Fig. 3.5 (a) Schematics of water feeding system. (b) Block diagram of the water feeding PI control. Top (c-1) is accumulator pressure, middle (c-2) is open time of ion thruster valve, bottom (c-3) is vaporization chamber pressure.

ただし， τ は0以上かつITVの開閉周期 t_p 以下となるよう設定した．

$$\tau = \begin{cases} 0 & \text{if } \tau \leq 0, \\ \tau & \text{if } 0 < \tau < t_p, \\ t_p & \text{if } \tau \geq t_p, \end{cases} \quad (3.4)$$

式3.2に式3.3を代入すると式 3.5となる．ただし，ITVを開いた際に気加室からアキュムレータに流入する流量を \dot{m}_{in} で一定と仮定した．

$$M_{H_2O} \frac{V_{Acc}}{k_B T} \dot{P}_{Acc} = \dot{m}_{in} \frac{K_p(P_{tar} - P_{Acc}) + K_I \int (P_{tar} - P_{Acc}) dt}{t_p} \quad (3.5)$$

式 3.5について伝達関数 $G(s) = \frac{P_{Acc}(s)}{P_{tar}(s)}$ は式 3.6となる．これは，ラウスフルビッツの安定解析法より安定である．

$$G(s) = \frac{\frac{\dot{m}_{in}}{t_p} (sK_p + K_{rml})}{\frac{V_{Acc}}{k_B T_{Acc}} M_{H_2O} s^2 + \frac{\dot{m}_{in}}{t_p} K_p s + \frac{\dot{m}_{in}}{t_p} K_I} \quad (3.6)$$

実験では，比例ゲイン K_p は0.08，積分ゲイン K_I は0.08とした．ITVの開閉周期 t_p は200 msecで固定とし，200 msec以内にACPSを逐次参照，open時間 τ を決定した．ITVの開閉周期が200 msより遅い場合，次の水蒸気供給までの時間が長くACPSが開閉周期内で0.02 kPa 以上変化する．ITVの開閉周期が200 msより速い場合，分解能が高々数msである τ に対して，水蒸気流量の分解能が粗くなる．

アキュムレータ圧力を掃引した際の，アキュムレータ圧力・スラストバルブのopen時間・気化室圧力の時間履歴をFig. 3.5 (c)に示す．アキュムレータ圧力を一定に保つように，制御量であるバルブのopen時間 τ が逐次変化している． τ を200 msで割った値が，その時刻におけるITV開閉のデューティ比である．また，アキュムレータから水蒸気を噴射し続けると，気化室の液滴がすべて蒸発し飽和水蒸気圧を維持できなくなる．気化室圧力が2 kPaを下回ると，WIVを50 msecだけ開き液体の水を気化室に補填する．WIVが開いた瞬間に，上流側の気化室圧力が大きく変化するため，アキュムレータ圧力にも立上りの波形が見られる．

3.1.3 マイクロ波系

スラスタヘッドへのマイクロ波供給は、マイクロ波電源・DCブロック・同軸ケーブルを用いた。マイクロ波電源（スペアテック社，SP3242-2.0）は，制御基板より+12 V 1 Aの入力を受け，イオン源および中和器にそれぞれ約2.4 W・4.25 GHzずつマイクロ波を出力する。使用上の注意として，約7 W程度の発熱が生じるため，放熱筐体を取り付けて使用する必要がある。また，マイクロ波源内部の出力増幅用トランジスタは，必ずゲート電圧（-5 V）を供給してからドレイン電圧（+28 V）を供給しなければならない。DCブロックは，イオンスラスタの作動時，スラスタヘッドとマイクロ波電源を電氣的に絶縁するために用いた。DCブロックのマイクロ波伝送効率は約80%であり，1.6-1.8 W程度がイオンスラスタへの投入電力となる。同軸ケーブルは，マイクロ波の効率的な伝送を担う。ハンディフォーミングケーブルを採用し，フレキシブルに配線を組めるようにした。マイクロ波電力の計測はパワーセンサ（Agilent Technologies, N8481A）・パワーメータ（Agilent Technologies, N1913A）・アッテネータをFig.3.6のように接続して行った。

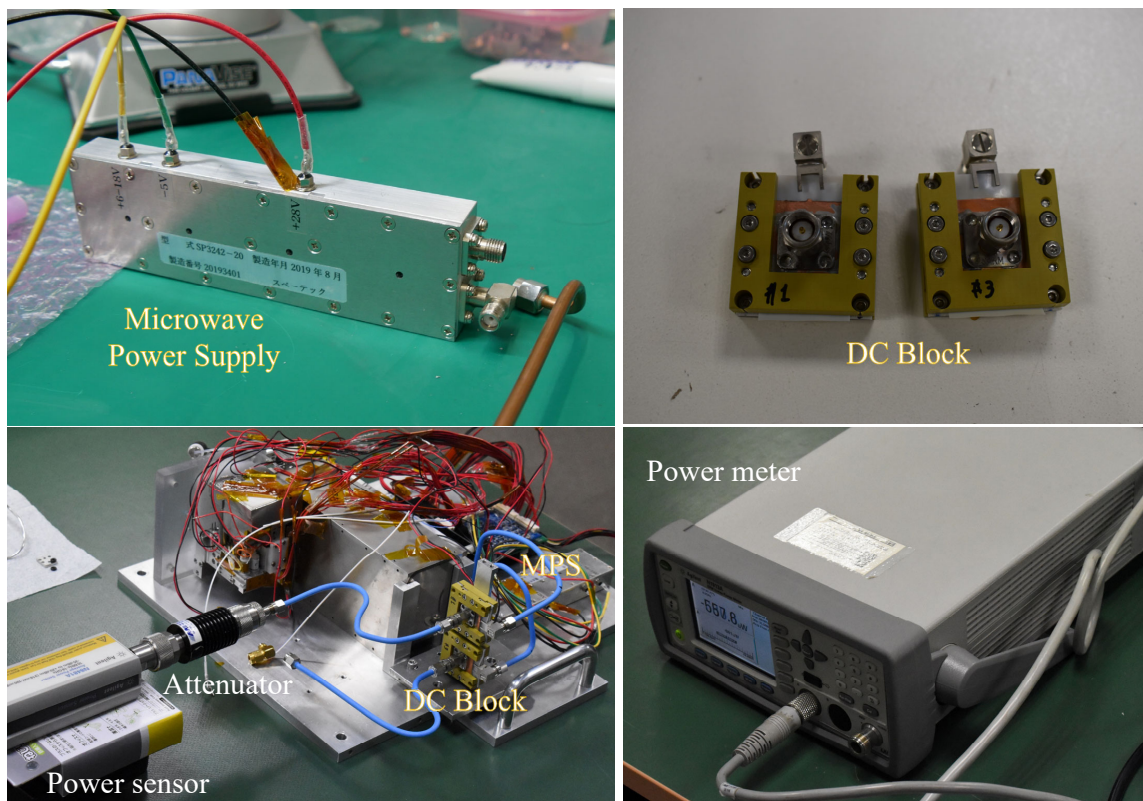


Fig. 3.6 Microwave power supply , DC block, and microwave power measurement system.

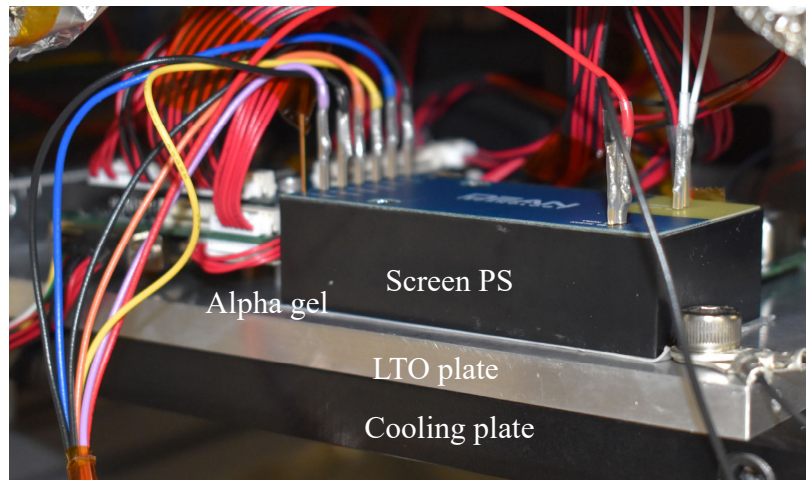


Fig. 3.7 Screen power supply on the cooling plate.

3.1.4 直流電源系

直流電源は，スクリーングリッドに1-2 kVを印加するスクリーン電源（SPS: Screen grid Power Supply, Dean technology, UMR-AA-2000*-30），アクセルグリッドに-200 V程度を印加するアクセル電源（APS: Accelerator grid Power Supply, Matsusada, PLJ 650-0.1），中和器に-30 V程度の電圧を印加する中和器電源（NPS: Neutralizer Power Supply, Matsusada, PLJ 120-0.6）からなる． Fig. 3.7に，スクリーン電源の外観を示す．スクリーン電源のEnable端子・Control端子・Input端子にそれぞれ，5・5・12 Vをチェンバ外部のスイッチング電源から投入した．スクリーン電源の出力電圧および出力電流は，スクリーン電源のモニタ端子より行った．アクセル電源および中和器電源の出力電圧は電源のモニタ端子を，出力電流は非接触電流計（TAIYO KOGYO, CO. LTD., HDCC-3mA-D1およびHDCC-30mA-D1）を用いた．

3.1.5 制御基板

制御基板は，スラスタへの水蒸気自動調圧・マイクロ波電力の供給・システムの圧力や温度の異常検知・スラスタ停止措置を担う．制御基板はチェンバ外部のPCとのシリアル通信により，制御基板に組み込んだコマンドの受信・実行や，温度計や圧力計の値などのテレメトリ送信を行う．一定周期で実行を繰り返す周期関数を組み込むことで，自動的な調圧および異常検知を実現した．制御基板への電源供給は，5 V系（Matsusada, P4K-80）および12 V系（Matsusada, P4K-80）からなる． Fig. 3.8に示すように，制御基板は長時間作動プレートとはスペーサー

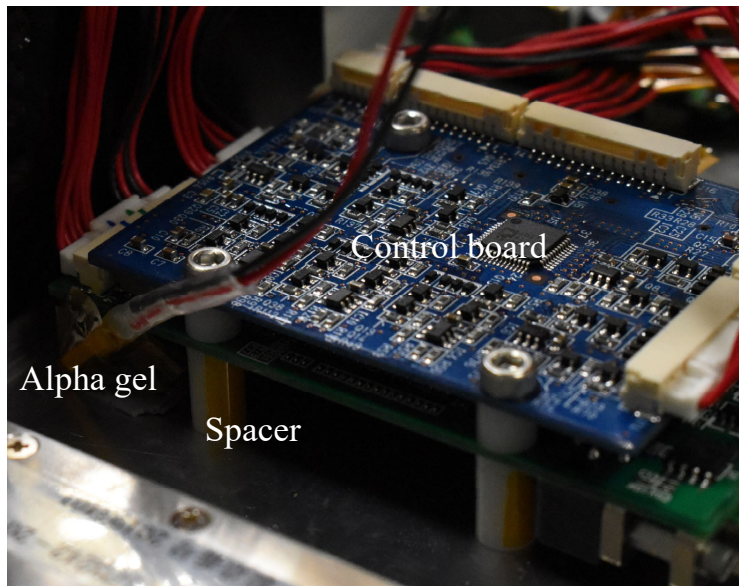


Fig. 3.8 Control board for ion thruster.

で絶縁し、発熱の大きいDC-DCコンバータ部分に α ゲルを挟むことで放熱を図った。

3.1.6 真空装置

実験はアリオス株式会社製の直径1 m奥行1.8 mの真空チェンバ内で行った。外観をFig. 3.9に示す。VF150フランジ2つ用いて、APS・NPS・チラーおよび制御基板とSPS用の電源を真空導入した。排気は、ターボ分子ポンプ（OSAKA VACUUM,LTD., TG800FVAB, 排気速度：820 L/s (N₂)）とロータリーポンプ（ULVAC, VD301, 排気速度：500 L/min）によって行った。ロータリーポンプによる粗引き後、ターボ分子ポンプを用いることで高真空まで真空引きした。真空系系統図をFig. 3.10に示す。チェンバ内の背景圧力は、ピラニ真空系およびワールドカーソードを組み合わせたPFEIFFER VACUUM製のPKR-251で計測した。スラスタ作動中の背圧は約 1.0×10^{-2} Paであり、非作動時の背圧は約 1×10^{-3} Paである。

3.1.7 監視安全装置

数千から数万時間におよぶイオンスラスタ長時間作動を有人の監視のもと行うことは、時間的・人的コストの観点で現実的ではない。本研究では監視安全装置を用いて、無人でスラスタの異常検知と停止措置を行った。異常状態

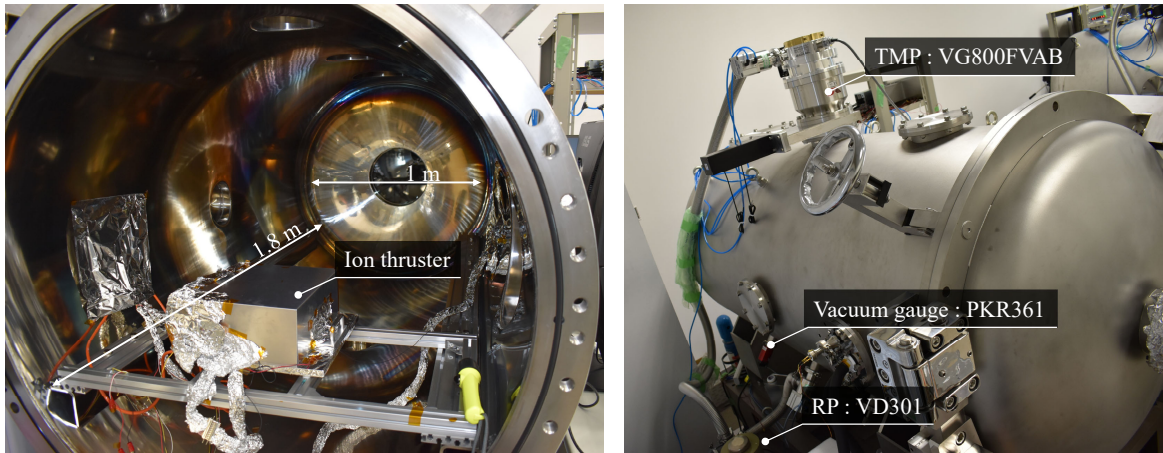


Fig. 3.9 Vacuum chamber of ion thruster long-time test.

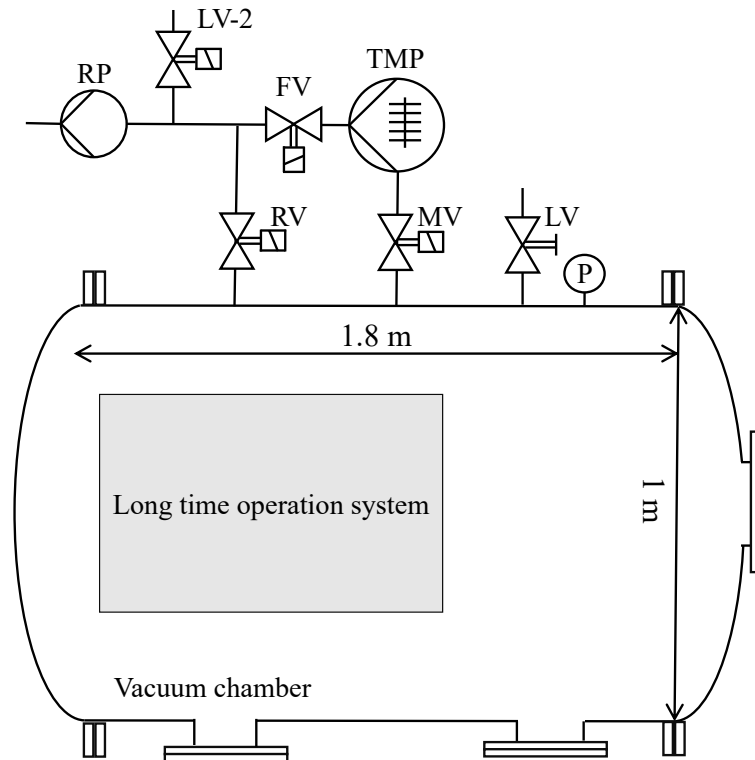


Fig. 3.10 Vacuum facility of ion thruster long-time operation.

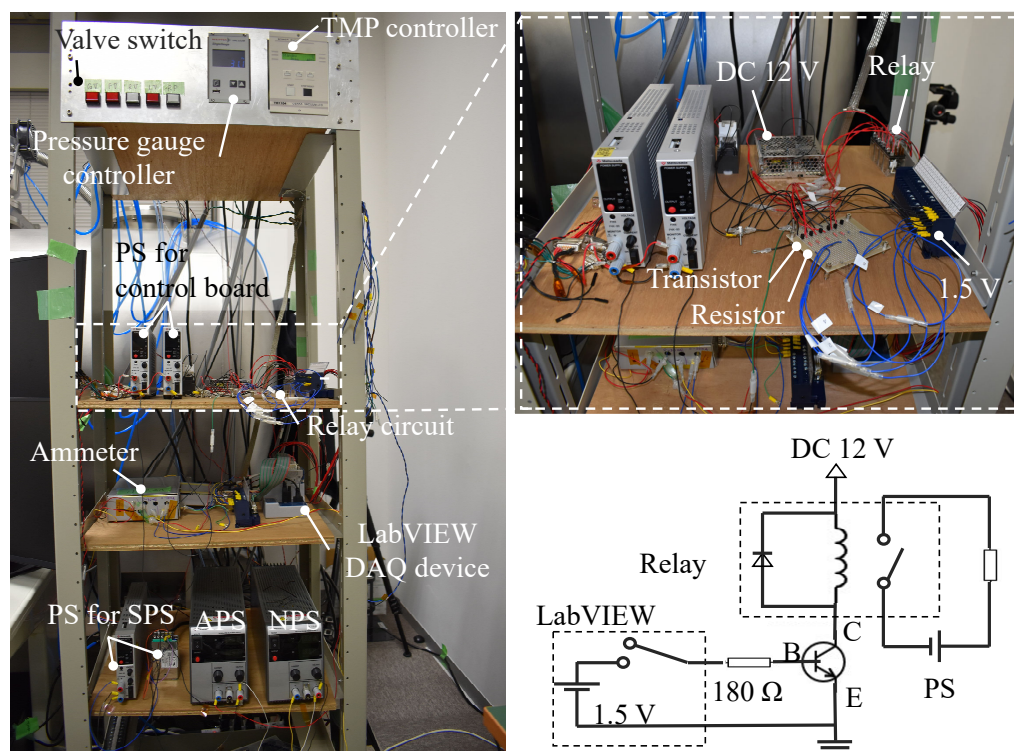


Fig. 3.11 Experimental rack and safety device.

は、Labviewおよび制御基板により、計測データに閾値を設けることで検知した。異常検知後、LabviewのDACデバイス（National Instruments, NI-9264およびNI-9205）より1.5 Vの電圧をリレー回路に印加し、リレーの開閉をすることで、各系の停止措置を実施した。実験ラックおよびリレースイッチの外観をFig. 3.11に示す。安全装置は、異常の状態に応じて、スラストのみ停止する停止措置①と、真空装置とスラストを両方停止する停止措置②を実装した。停止措置は以下の手順に則る。

1. APS/SPS/NPSの順に直流電源系を停止。
2. マイクロ波電源の停止。
3. 調圧の停止。（停止措置①の場合は6.メール送信に移る。）
4. 制御基板電源のアウトプットオフ。
5. MVを閉じる。
6. 異常検知のメール送信。

3.2 水蒸気流量の算出方法

水供給系における水蒸気流れが分子流であると仮定すると、アキュムレータ圧力 P_{Acc} と放電室圧力 P_{Dis} の圧力差と配管のコンダクタンスを用いて、水蒸気流量は式 3.7でかける。また、グローバルモデルより P_{Dis} は1 Paオーダーと見積もられており[45]、 P_{Acc} に比べて無視できるほど小さいとして、 $\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} \propto P_{\text{Acc}}$ である。

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = C_{\text{AG}}(P_{\text{Acc}} - P_{\text{Dis}}) \simeq C_{\text{AG}}P_{\text{Acc}} \quad (3.7)$$

式3.1, 3.7より圧力は指数関数(式 3.8)で近似できる。 α, β, γ はフィッティングパラメータである。水蒸気流量を算出する際は、アキュムレータ圧力の時間変化について式 3.8との最小二乗誤差をエクセルのソルバーを用いて解いた。

$$P_{\text{Acc}(t)} = \alpha \exp(\beta t) + \gamma \quad (3.8)$$

このとき、フィッティングパラメータは5回分の圧力波形から算出し、平均値をとった。

$$\bar{\beta} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 \beta_i \quad (3.9)$$

$$\bar{\gamma} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 \gamma_i \quad (3.10)$$

ITVを2 sだけ開いた後におけるアキュムレータ圧力減少の時間履歴とフィッティング式 3.8の対応をFig. 3.12に示す。式3.1と式 3.8より、水蒸気流量は式で表せる。

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{Acc}}}{k_{\text{B}} T_{\text{Acc}}} \bar{\beta} (\overline{P_{\text{Acc}}} - \bar{\gamma}) \quad (3.11)$$

ただし、ある時刻 t_1, t_2 におけるアキュムレータ圧力・温度の平均値 $\overline{P_{\text{Acc}}}$ および $\overline{T_{\text{Acc}}}$ は、以下の式で定義した。

$$\overline{P_{\text{Acc}}} = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} P_{\text{Acc}} dt \quad (3.12)$$

$$\overline{T_{\text{Acc}}} = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} T_{\text{Acc}} dt \quad (3.13)$$

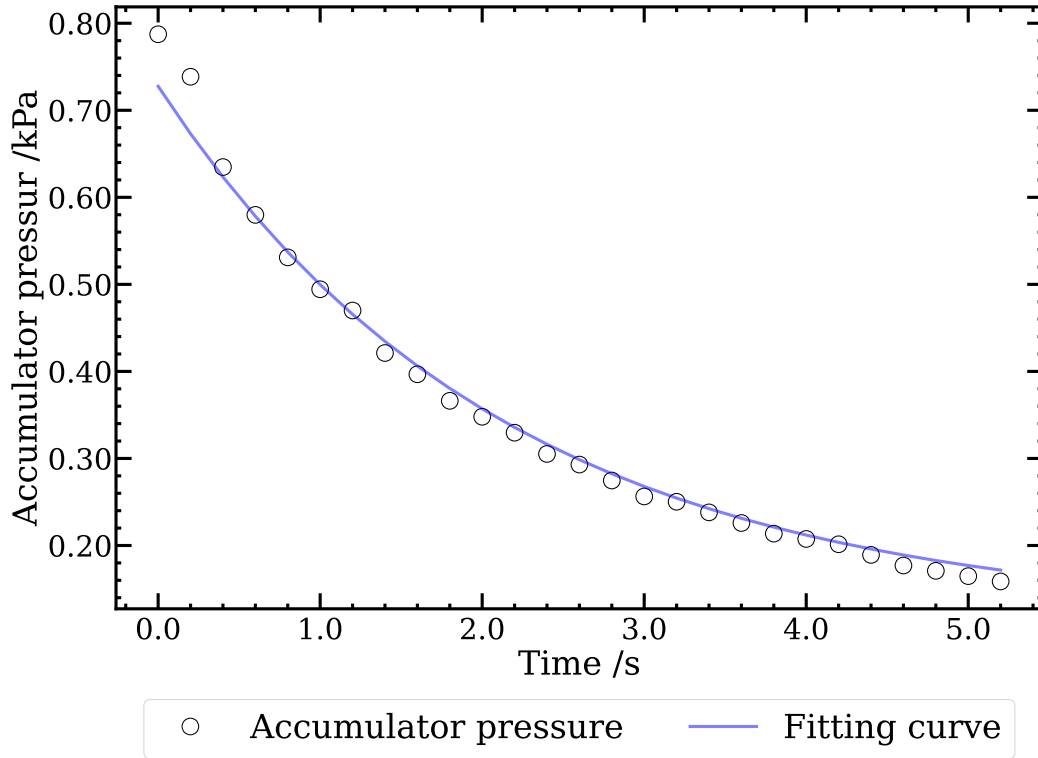


Fig. 3.12 Accumulator pressure time history and fitting curve.

水蒸気流量の不確かさは、アキュムレータ圧力のばらつきと校正係数の不確かさによって、式 3.14 で表せる。

$$\sigma_{\text{H}_2\text{O}} = \sqrt{\sigma_{\text{P}_{\text{Acc}}}^2 + \sigma_{\text{coef}}^2} \quad (3.14)$$

アキュムレータ圧力のばらつきは、式 3.15 で算出した。ただし、時刻間での温度の標準偏差は 0.1 K オーダーであり、流量の不確かさに与える影響は無視できるほど小さいとした。

$$\sigma_{\text{P}_{\text{Acc}}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{Acc}}}{k_B T_{\text{Acc}}} \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \{\bar{\beta}(P_{\text{Acc},i} - \bar{\gamma}) - \bar{\beta}(\bar{P}_{\text{Acc}} - \bar{\gamma})\}^2} \quad (3.15)$$

校正係数のばらつきは式 3.16 によって算出した。

$$\sigma_{\text{coef}} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{Acc}}}{k_B T_{\text{Acc}}} \sum_{i=1}^N \{\beta_i(P_{\text{Acc}} - \gamma_i) - \bar{\beta}(P_{\text{Acc}} - \bar{\gamma})\}^2} \quad (3.16)$$

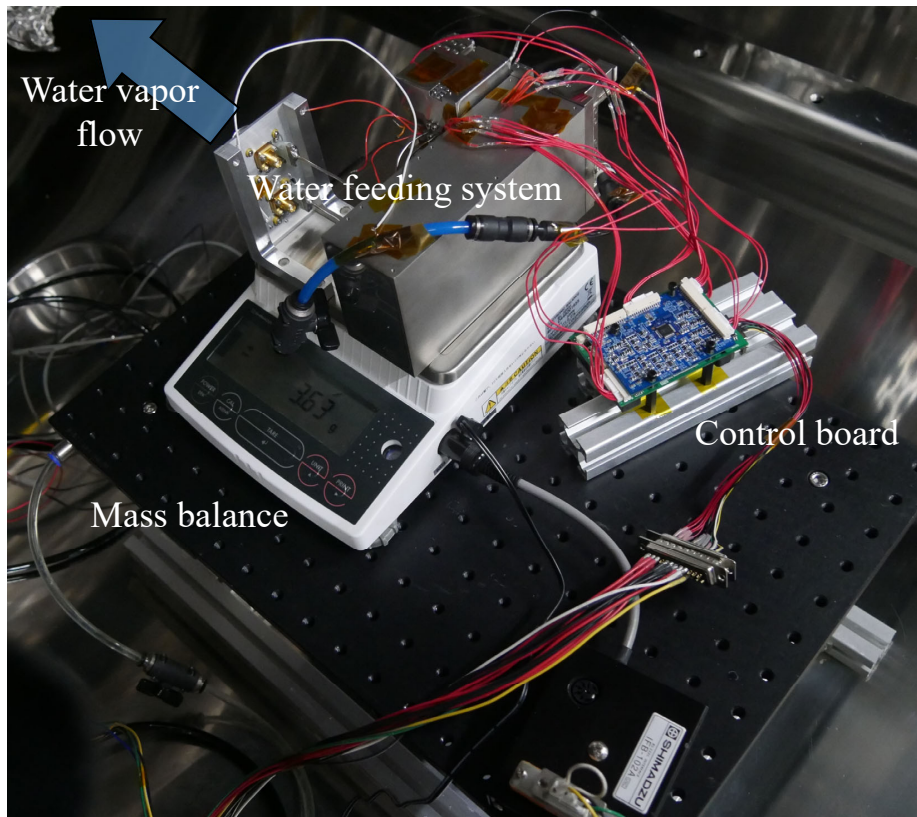


Fig. 3.13 Mass balance system for measuring water vapor mass flow rate.

式から算出した水蒸気流量の妥当性を確認するため、質量流量の実測を行った。Fig. 3.13に示すように、水供給系を電子天秤（SHIMADZU: UX6200H）の上に置き、質量変化を実測した。この時、フィードフォワード制御によりITVのopen時間 τ を固定して、30分ほどアキュムレータ圧力を一定に保った。30分の作動は、電子天秤の最小目盛りが0.1 gであるため、数10 $\mu\text{g/s}$ オーダーの質量流量で有意な質量差を計測するために必要な時間である。

質量実測の結果とフィッティング式によるアキュムレータ圧力と質量流量の関係をFig. 3.13に示す。本稿の実験の質量流量範囲である10-40 $\mu\text{g/s}$ の領域において、フィッティング式と実測値は概ね一致している。ただし、 $M_{\text{H}_2\text{O}} = 18 \text{ g/mol}$ 、 $V_{\text{Acc}} = 14.6 \text{ cc}$ とした。

3.3 長時間作動中の動作

本研究では合計1830時間のイオンスラスタ長時間作動を行い、760時間でグリッドシステムのみ交換した。実験時期とスラスタの累積作動時間および作業内

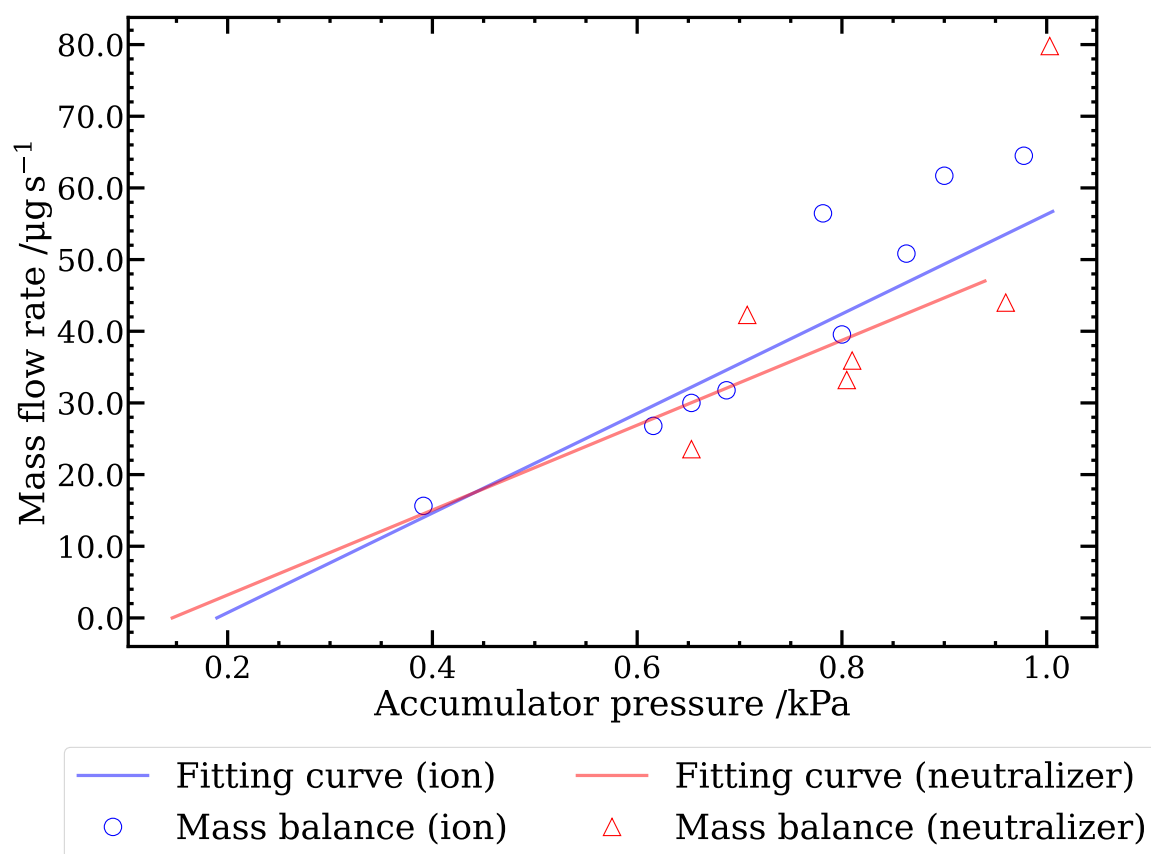


Fig. 3.14 Mass flow measured value (plot) and estimated value by eq3.2 (solid line). Blue plot is ion thruster , red plot is neutralizer.

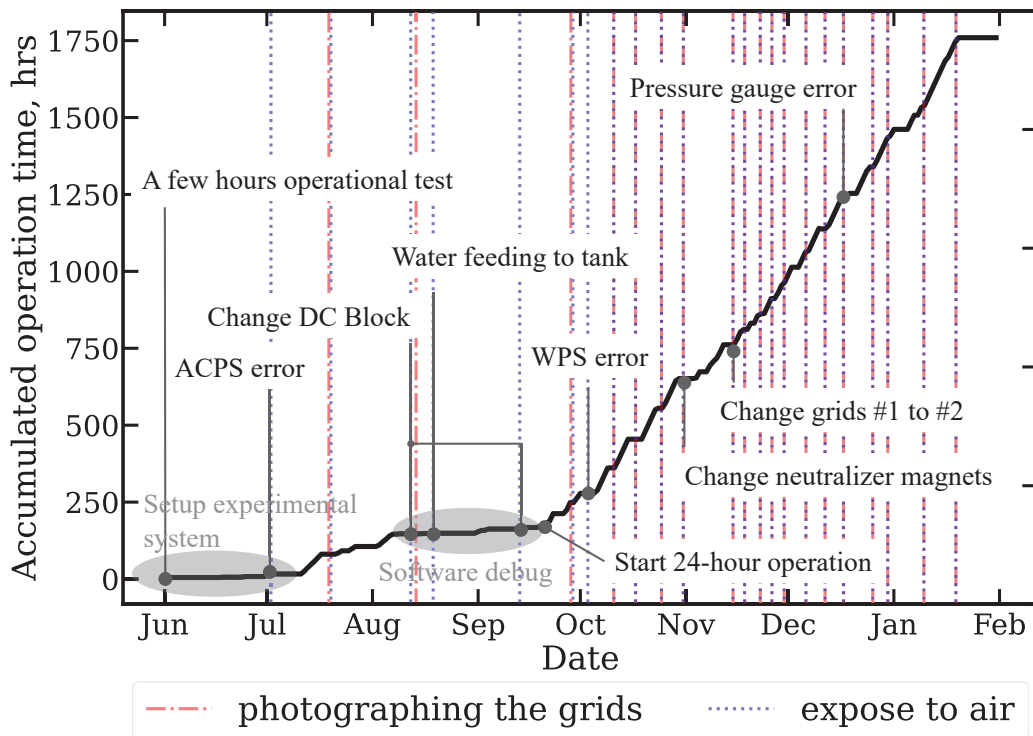


Fig. 3.15 Time history of the accumulated operation time and events of the ion thruster long-time operation.

容や作動中の不具合の関係をFig. 3.15に示す。1度目の作動に用いたスクリーングリッドおよびアクセルグリッドをグリッド#1、2度目の作動に用いたものをグリッド#2とする。グリッド#1および#2は、寸法・材質が全て同じである。グリッド#1では数時間の作動チェック・アキュムレータ圧力計故障対応・DCブロックを交換など、オフノミナルな条件での作動も多い。#1と#2でグリッドシステム以外の放電室等スラスタ部品や長時間作動系はすべて同一である。また、グリッドエイジング期間を#1は140 h、#2は200 hとした。グリッドエイジングは、イオンビーム直撃の少ない理想的なグリッド形状を、イオンビーム直撃衝突によるアクセルグリッドのスパッタで作り出すことを指す。イオンスラスタの放電室とグリッドは、#1と#2のエイジング後および#1の作動終了後に超音波洗浄した。

作動中、マイクロ波電力およびグリッドへの印加電圧は基本的に一定であり、スクリーン電流が10 mA程度となるよう、グリッドの損耗によるガスコンダクタンス増加に合わせて推進剤流量を調整した。グリッド#1と#2の750-1000時間スラスタ作動における水蒸気流量およびアキュムレータ圧力・温度の時間履歴をFig 3.16に示す。ただし、時間経過に伴う推進性能の変化を見るため、50-数百

時間おきに水蒸気流量を5 ug/sから 30 ug/sまで往復掃引した。流量の掃引は、各流量について1分ずつ行い、代表的な値として流量が安定する40秒間の平均値と標準偏差を用いた。流量掃引の所要時間は15 min程度なので、全体の長時間作動に対する割合は1%未満と小さい。また、グリッド初期損耗について形状や面積を定量的に評価するため、50-100時間おきにスラスタ停止、大気開放してグリッドシステムのスラスタからの分離とグリッドの撮影を行った。

3.4 グリッド孔の解析方法

3.4.1 ImageJによる解析

50-100時間おきにグリッドシステムをスラスタから取り外し、グリッドの画像を撮影、ImageJによってグリッドの最小面積を解析した。Fig. 3.17に示すように、光源-グリッド-カメラをグリッドに対して垂直な直線状になるよう設置し、アクセルグリッドの画像を撮影した。Fig. 3.17におけるStep1が、実際に撮影したアクセルグリッド画像である。アクセルグリッドの孔から透過する光は、カメラに対して平行に入射しているとし、透過光はアクセルグリッドの最小面積を表す。グリッド撮影後、Step2に示すように、ImageJにより画像の輝度に閾値を設けて、アクセルグリッドの孔とそれ以外の領域で2値分類した。輝度の閾値について、 $\pm 10\%$ における感度は数pixel程度である。これはアクセルグリッド孔面積の1%程度にあたり、十分小さい。二値化したグリッド画像がStep3である。その後、端と端のグリッド孔の中心間距離15 mmを既知の長さとして、Fig. 3.17のように画像のpixel数とmmとを変換した。

撮影に伴う不確かさを見積もると、カメラとグリッドの平行度は、使用した水平器のメーカー仕様精度0.0286 deg程度変化しうる。加えて、カメラの中心とグリッドの中心との水平距離 l_h およびカメラとグリッドとの垂直距離によって l_v によって、 $\text{Arctan}(l_h/l_v)$ degだけ中心からずれる。上記角度のずれを考慮したグリッド面積 S' は、 $S' = S \cos \{0.0286 + \text{Arctan}(l_v/l_h)\}$ となる。 $l_h \sim 10$ mm, $l_v \sim 200$ mmとすると、 $S' \sim 0.997S$ となり、撮影時のカメラとグリッドの幾何関係の不確かさに伴う、グリッド面積の変化は十分小さいと考えられる。また、グリッド孔は真円ではないので、pixel-mm変換に用いた端と端の孔の中心間距離は10 μ mオーダーで不確かさがのる。しかしながら、ここでの不確かさは、全体の長さ15 mmに対して0.1%程度であり、解析時の孔面積に与える影響は十分小さいと考えられる。本研究では、セッティングを変えて複数枚のグリッド画像を撮影し、2-3枚のグリッド画像を解析に用いることで、撮影による不確か

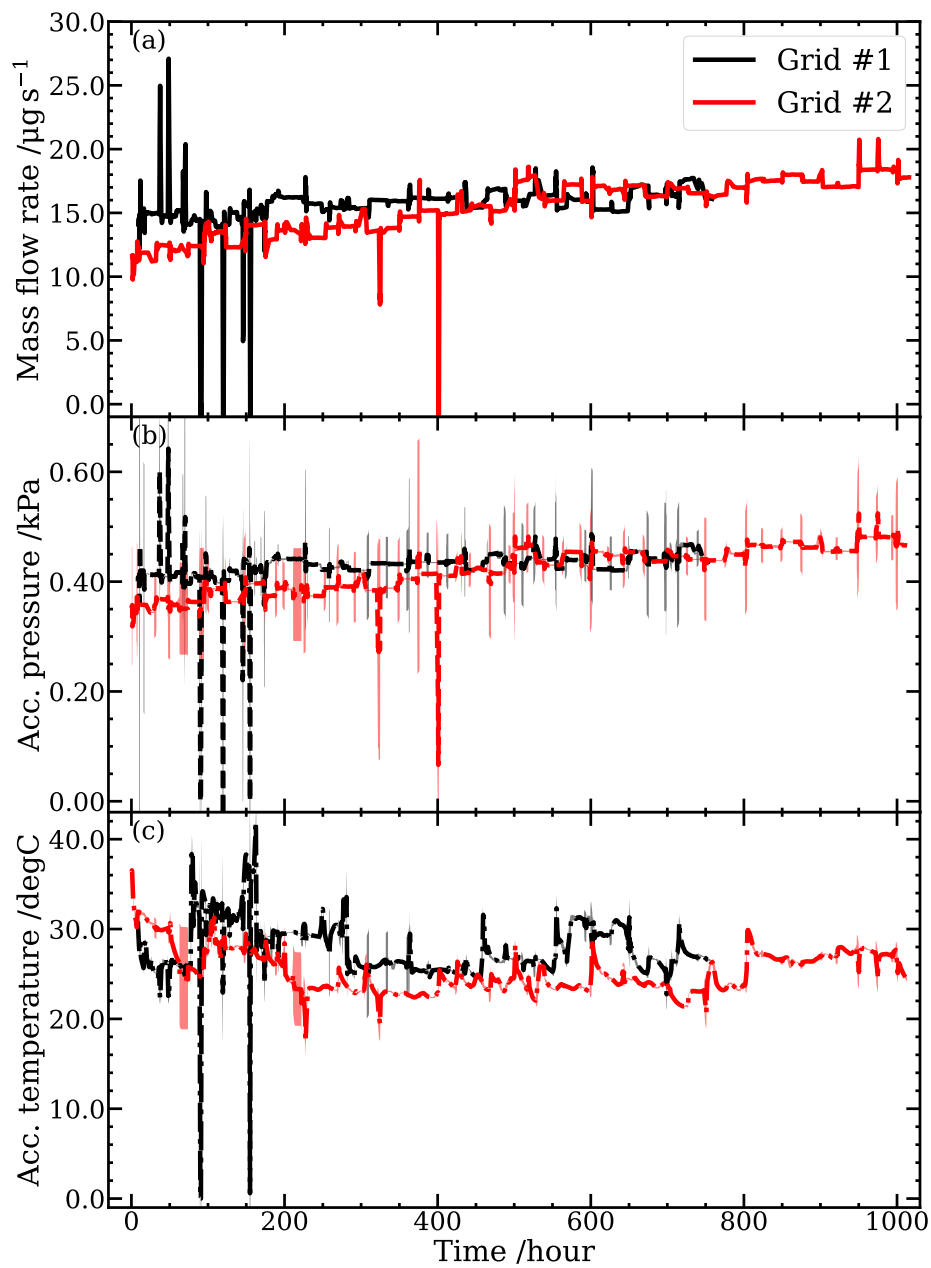


Fig. 3.16 Time history of the mass flow rate (a), accumulator pressure (b), accumulator temperature (c). Lines are time averaged value and shaded areas are standard deviation of them.

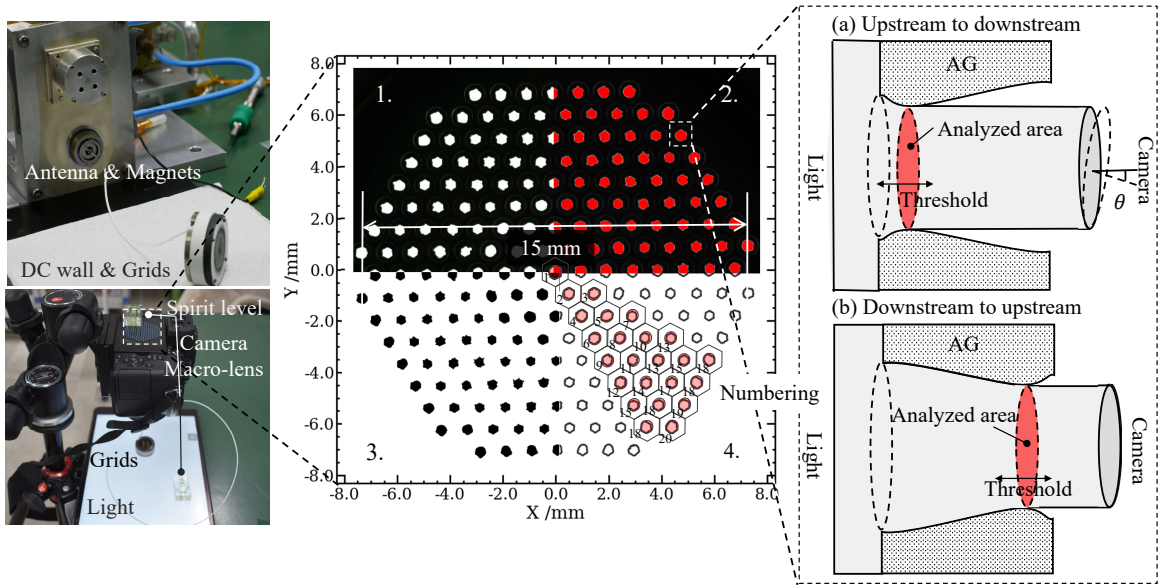


Fig. 3.17 How to analyze the accelerator grid erosion.

さ、およびpixel-mm変換に伴う不確かさをグリッド面積の標準偏差として評価した。

また、グリッド面積の径方向分布を議論するために、グリッド孔配置の対称性より Fig. 3.17のStep4で定義する孔番号を用いて、中心の孔からの距離ごとに平均をとった。ある孔番号*i*におけるアクセルグリッドの最小面積の平均値 \bar{S}_i は式 3.17であり、その標準偏差 σ_{S_i} は式 3.18である。 N_i は1枚のグリッドの中で孔番号*i*である孔の数を表し、 N_p は解析に使用したグリッド写真の枚数である。

$$\bar{S}_i = \frac{1}{N_i N_p} \sum_{j=1}^{N_i N_p} S_{i,j} \quad (3.17)$$

$$\sigma_{S_i} = \sqrt{\frac{1}{N_i N_p - 1} \sum_{j=1}^{N_i N_p} (S_{i,j} - \bar{S}_i)^2} \quad (3.18)$$

アクセルグリッドの損耗を直径で整理する場合は、孔番号*i*の直径の平均値 $\overline{d_{AG,i}}$ を式 3.19で、標準偏差 σ_{D_i} を式 3.20で与えた。ただしアクセルグリッドが円形に損耗・拡大したと仮定した。

$$\overline{d_{AG,i}} = 2 \sqrt{\frac{\bar{S}_i}{\pi}} \quad (3.19)$$

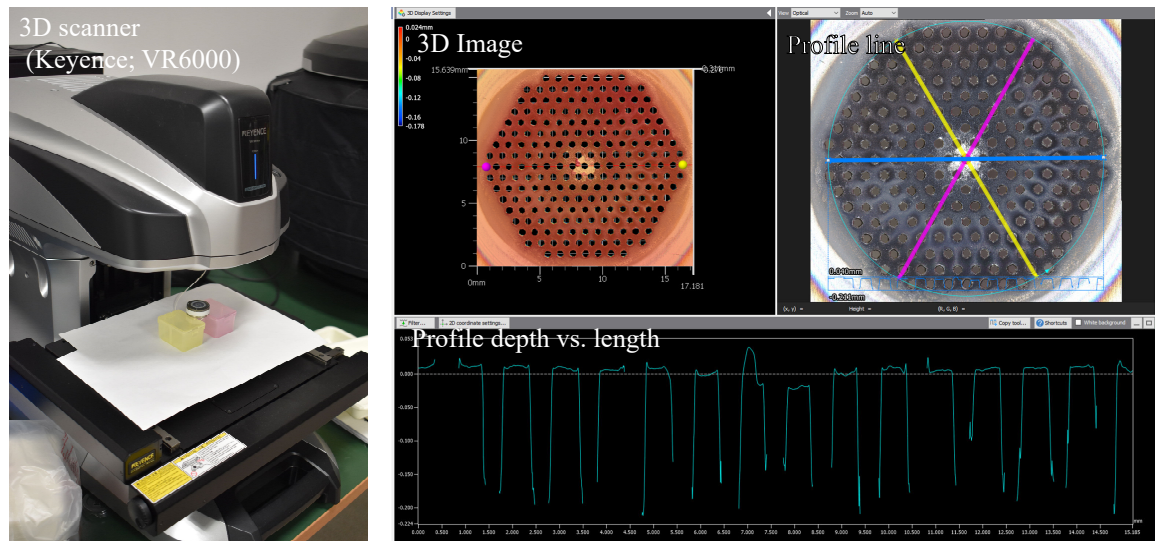


Fig. 3.18 How to analyze the accelerator grid depth direction erosion.

$$\sigma_{d_{AG,i}} = \sqrt{\frac{1}{\pi S_{AG,i}}} \sigma_{S_i} \quad (3.20)$$

3.4.2 3Dスキャナによる解析

アクセルグリッドの深さ方向の損耗を定量的に評価するため、3Dスキャナ（Keyence, VR6000）を用いて、グリッドを下流面側から撮影した。VR6000は光切断法に基づき物体の3次元形状を計測する装置で、 $1 \mu\text{m}$ の分解能でグリッド形状を撮影・解析することができる。解析時の写真と解析方法をFig. 3.18に示す。撮影したグリッドの3D画像について、Fig. 3.18中右上の赤・青・黄色の3本の線に沿ってプロファイル計測を行い、グリッドの深さ方向の損耗を定量的に評価した。プロファイルに用いた線は、 $10 \mu\text{m}$ 間隔で10本の線の平均値とし、グリッド中心の孔の中心を貫くように配置した。

Chapter 4

結果

4.1 アクセルグリッド初期損耗による引き出しイオン電流の変化

4.1.1 アクセル電流とスクリーン電流の時間履歴

グリッド#1および#2について、アクセル電流とスクリーン電流の時間履歴をFig. 4.1に示す。アクセル電流について、横軸時間をログスケールで表示したグラフをFig. 4.2に示す。実線は移動平均値を示しており、帯は移動平均時の標準偏差である。アクセル電流の任意の時刻 t における移動平均 $\overline{I_{\text{APS}}}$ は $N = 60 \text{ min}$ として、式 4.1より算出した。スクリーン電流も同様である。

$$\overline{I_{\text{APS}}} = \frac{1}{N} \sum_{j=t-(N/2)}^{t+N/2} I_{\text{APS}}(j) \quad (4.1)$$

$$\overline{I_{\text{SPS}}} = \frac{1}{N} \sum_{j=t-(N/2)}^{t+N/2} I_{\text{SPS}}(j) \quad (4.2)$$

アクセル電流とスクリーン電流の比は、各電流の移動平均の商をとり、その標準偏差 $\sigma_{f_{\text{AG}}}$ は、式 4.3で与えた。

$$\sigma_{f_{\text{AG}}} = \pm \sqrt{\left(\frac{1}{\overline{I_{\text{SPS}}}} \sigma_{\overline{I_{\text{APS}}}}\right)^2 + \left(\frac{\overline{I_{\text{APS}}}}{\overline{I_{\text{SPS}}}^2} \sigma_{\overline{I_{\text{SPS}}}}\right)^2} \quad (4.3)$$

グリッド#1は750時間、#2は1030時間の作動を行った。Fig. 4.1, 4.2において、グリッド#1では動作チェックの時間、8時間程度右側にシフトさせた。作動中、ス

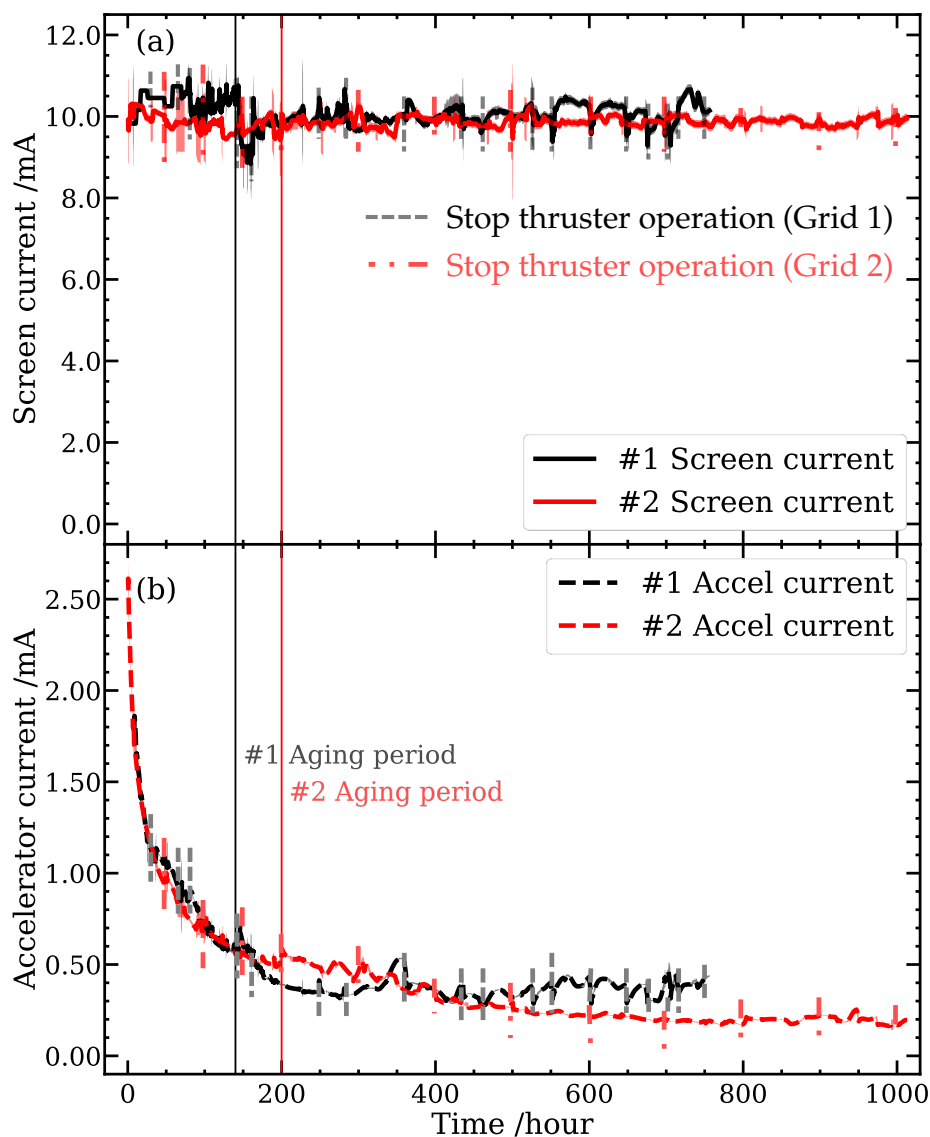


Fig. 4.1 Time history of screen current (a) and accelerator current (b). Black line shows #1 grid time averaged current, red one is #2. Shaded area is standard deviation of the time averaged value. Black and red dotted lines are the period which stop the thruster for more than 10 hours.

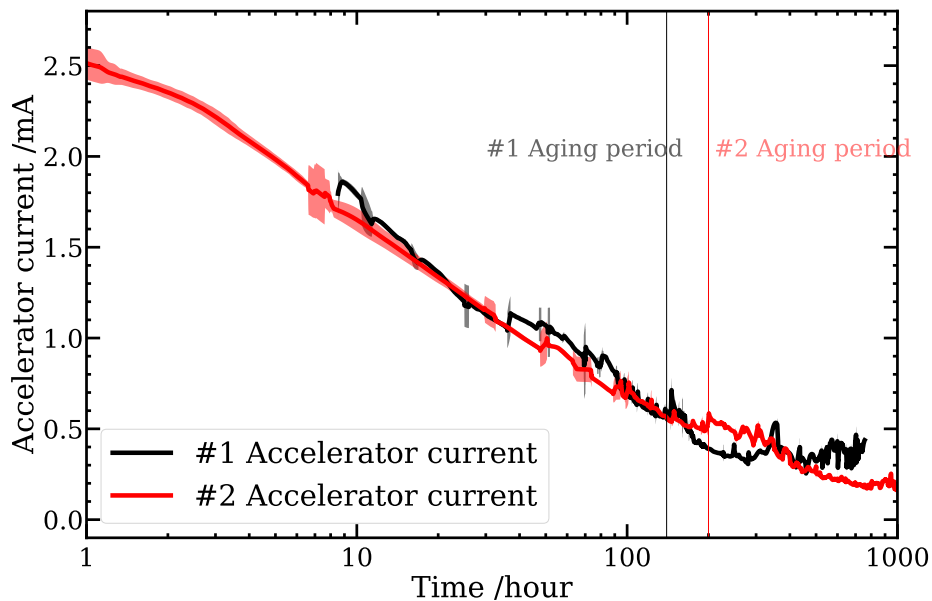


Fig. 4.2 Log scale time history of the accelerator current. Black line shows #1 grid time averaged current, red one is #2. shaded area is standard deviation of the time averaged value.

クリーン電流は#1で $10.1 \text{ mA} \pm 0.4 \text{ mA}$ 、#2で $9.7 \pm 0.3 \text{ mA}$ で一定となるよう推進剤流量を調整した。アクセル電流は、 $\log(t)$ に比例して減少した。この減少は、イオンビーム直撃によるグリッド損耗が数百時間をかけて減少したことを示しており、定常項はCEX由来のイオン電流であると考えられる。700 h後の定常アクセル電流は#1で $0.37 \pm 0.05 \text{ mA}$ 、#2で $0.21 \pm 0.01 \text{ mA}$ である。大気開放やグリッド撮影・分解がスラスタのイオン引き出し性能に与える影響を、時系列データとしてFig. 4.1の点線に示す。黒色の点線はグリッド#1でスラスタを10時間以上停止した期間を指し、この期間では大気開放やグリッドの撮影・分解、スラスタの健全性チェックを行った。赤色の一点鎖線はグリッド#2を指す。グリッド#1ではスラスタ停止に伴いアクセル電流およびスクリーン電流が 0.1 mA オーダーで変化しているのに対し、グリッド#2ではスラスタ停止、大気開放やグリッド撮影・分解による影響はほとんど見られない。

グリッド#1と#2の比較すると、アクセル電流の減少傾向は概ね一致している。時間ごとに区切ると、0-140, 時間ではよく一致、140-160 時間では 0.1 mA 程度グリッド#1のアクセル電流が上昇、200-300 時間でグリッド#2のアクセル電流が 0.1 mA 程度上昇、300-500 時間で概ね一致、500 時間以降でグリッド#1のアクセル電流が上昇傾向にある。グリッド#1と#2では、グリッドアライメントの精度よ

り、スクリーングリッドとアクセルグリッドの各孔の中心位置は、数10 μm オーダーで異なる。このアライメントの差 δ は、特に0-100時間程度におけるエイジング初期期間において、アクセル電流の増加を引き起こす可能性がある。しかしながら、この期間においてグリッド#1と#2のアクセル電流はよく一致している。そのため、イオンビームの直径 d_{beam} は、アクセルグリッド孔の直径 $d_{\text{AG}} = 0.3 \text{ mm}$ とグリッド中心位置アライメントによる不確かさ δ より大きく、 $d_{\text{beam}} > d_{\text{AG}} + \delta$ の関係を満たすと考えられる。

4.1.2 長時間作動における推進剤流量と引き出しイオン電流の関係

作動中、数100時間おきに10分程度かけて水蒸気流量を掃引した。総作動時間に対する流量掃引の時間は1%未満であり、その影響は小さい。流量とスクリーン電流およびビーム電流の対応をFig. 4.3に示す。ビーム電流は、イオンビームの引き出し電流を指し、スクリーン電流とアクセル電流の差 $I_{\text{beam}} = I_{\text{SG}} - I_{\text{AG}}$ である。プロットは、掃引した同一流量区間内の平均値を指し、色の塗りつぶしがグリッド#1、白塗りが#2である。流量のエラーバーは、式4.4で与えた。スクリーン電流のエラーバーは、掃引の区間内の標準偏差。ビーム電流のエラーバーは、式4.5で与えた。

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{Acc}}}{k_{\text{B}} T_{\text{Acc}}} \bar{\beta}(\sigma_{P_{\text{Acc}}}) \quad (4.4)$$

$$\sigma_{I_{\text{beam}}} = \sqrt{\sigma_{I_{\text{SPS}}}^2 + \sigma_{I_{\text{APS}}}^2} \quad (4.5)$$

作動時間が経過するとともに、同じスクリーン電流を得るために必要な流量が増加した。また、時間経過とともにビーム電流が増加した。Fig. 4.3中の灰色の点線は式4.6で表されるイオン源の推進剤利用効率を表す。 $M_{\text{H}_2\text{O}}$ は、18 g/molとした。推進剤利用効率の観点では、700時間作動後において12 $\mu\text{g/s}$ が最も効率が高い。

$$\eta_{\text{U}} = \frac{I_{\text{b}} M_{\text{H}_2\text{O}}}{\dot{m} e} \quad (4.6)$$

各時刻における水蒸気流量とアクセル電流-スクリーン電流比の関係をFig. 4.4に示す。時間が経過するにつれ、スクリーングリッドから排出された総イオン電流のうち、アクセルグリッドに衝突し損失する割合が減少した。流量が10-15 $\mu\text{g/s}$ の範囲において、アクセル電流比が急激に上昇しており、これはプラズマ密度の減少に伴いイオンビームの軌道がクロスオーバーリミット側に变化したことを示唆している。式2.4で定義したPerveance fractionの値をFig. 4.4中にコンターマップとして示す。ただし、孔ごとのビーム電流密度 j は、すべての孔でビーム

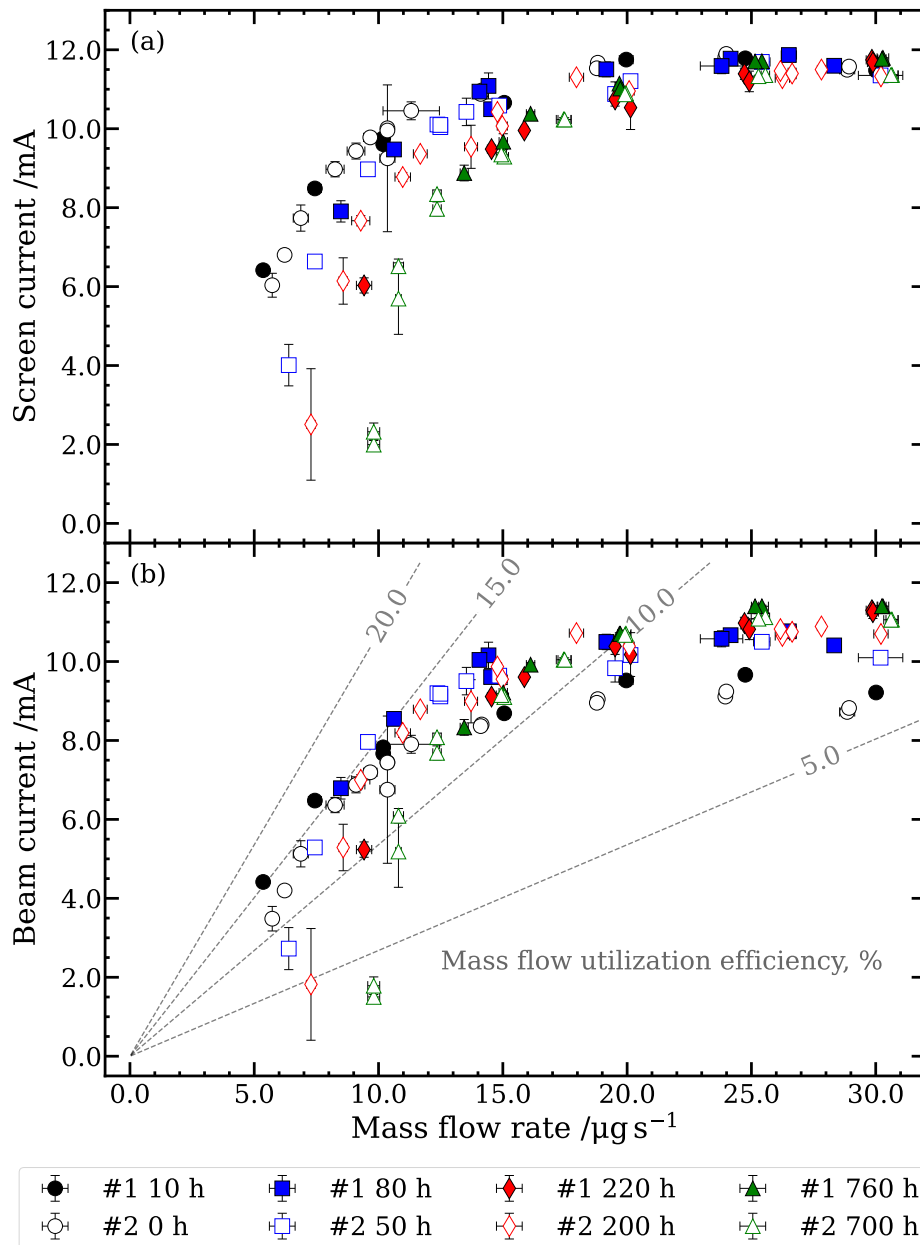


Fig. 4.3 Mass flow rate vs. screen current (top) and beam current (bottom). Black plot represents 0-10 hour, blue one is 50-80 hour, red one is 200-220 hour, green one is 700-760 hour. Gray dotted line shows mass flow (propellant) utilization efficiency.

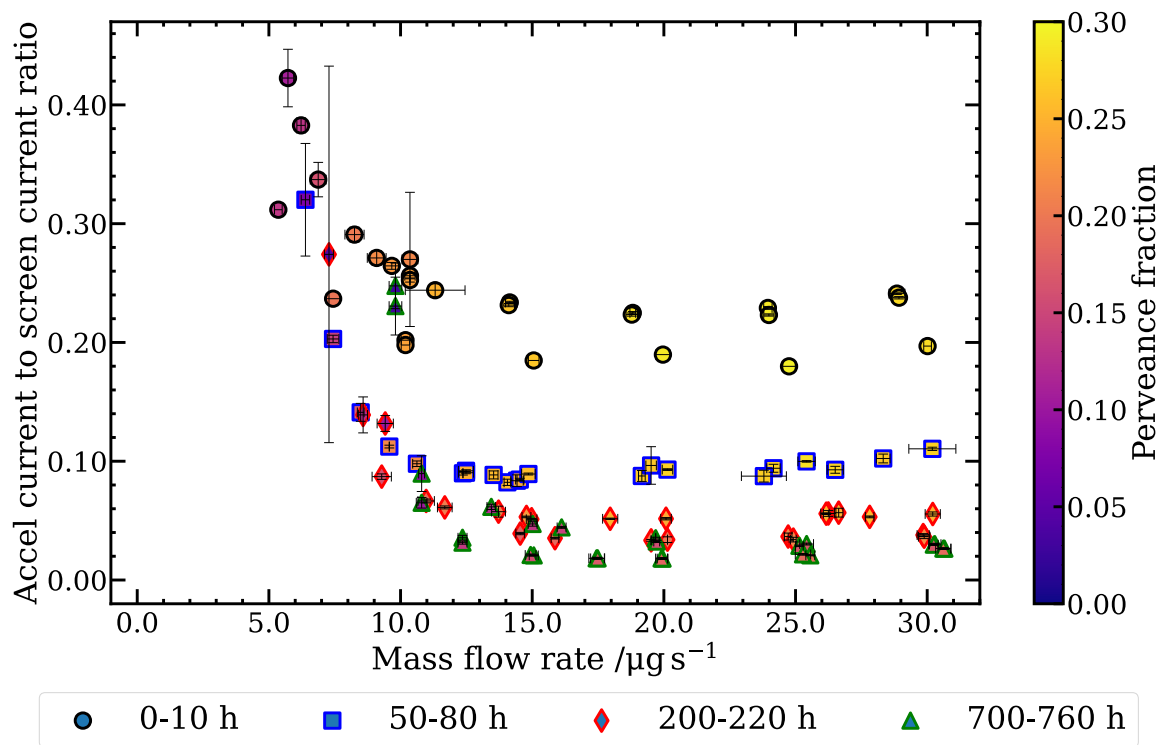


Fig. 4.4 Mass flow rate vs. accel to beam current ratio. Circle plot represents 0-10 hour, square one is 50-80 hour, diamond one is 200-220 hour, triangle one is 700-760 hour. Color map shows perveance fraction which defined in eq. 2.4.

Table 4.1 Camera condition

Parameters	Values
Camera	NIKON, D5600
Lens	NIKON, AF-P NIKKOR 70-300 mm
F value	8
Shatter speed	1/200 sec
ISO	12800
Focal length	300 mm
Picture size	6,000×4,000

電流が等しいと仮定して式4.7で与えた。グリッドの孔数 N_{AG} は211である。

$$j = \frac{I_{\text{beam}}}{N_{AG} \times \pi D_{AG}^2 / 4} \quad (4.7)$$

4.1.3 スラスタ加速中の輝度分布プロファイル

700 時間経過後のグリッド#2について、加速中のイオンスラスタを正面から撮影した画像をFig. 4.5に示す。Fig. 4.5中の各流量において撮影条件はすべて同一である。カメラ（NIKON, D5600）の設定値をTable 4.1に示す。望遠レンズ（NIKON, AF-P NIKKOR 70-300 mm）を用い、チェンバ外側からガラスのフランジ窓を介して撮影した。流量が $9.7 \mu\text{g/s}$ の場合輝度が低く、 $14.9 \mu\text{g/s}$ 以上で概ね一定となる。グリッド中心部は輝度が薄く、アンテナ（ECRによるプラズマ生成領域）付近は輝度が高い。また、Fig. 4.5の各時刻におけるスラスタraw画像について、ImageJを用いて中心軸上（Fig. 4.5の赤・青・黄色）の輝度分布をプロットした。中心孔からの径方向距離と輝度の関係をFig. 4.6に示す。グリッド形状の対称性から、同一径方向位置の3点の平均を実線で、3点の標準偏差を帯として示した。グリッド中心の $|R|$ （: Radial distance from center aperture） $< 2.8 \text{ mm}$ の領域は他の領域に比べ特に輝度が低い。 $2.8 < |R| < 7.0 \text{ mm}$ の中間の領域は輝度が高く、 $|R| > 7.0 \text{ mm}$ の周辺領域では若干輝度が低い。流量への輝度の応答は、 $9.7 \mu\text{g/s}$ において特に輝度が低く、Fig. 4.3においてスクリーン電流が特に低い流量帯に相当する。 $14.9 \mu\text{g/s}$ 以上では輝度は概ね一定である。輝度は $19.7\text{-}30.2 \mu\text{g/s}$ でピークを持ち、 $40.9 \mu\text{g/s}$ で若干減少した。この流量に対する輝度の傾向は、文献[45]におけるグローバルモデルによる流量とイオン種の密度や電流の関係と定性的に一致する。

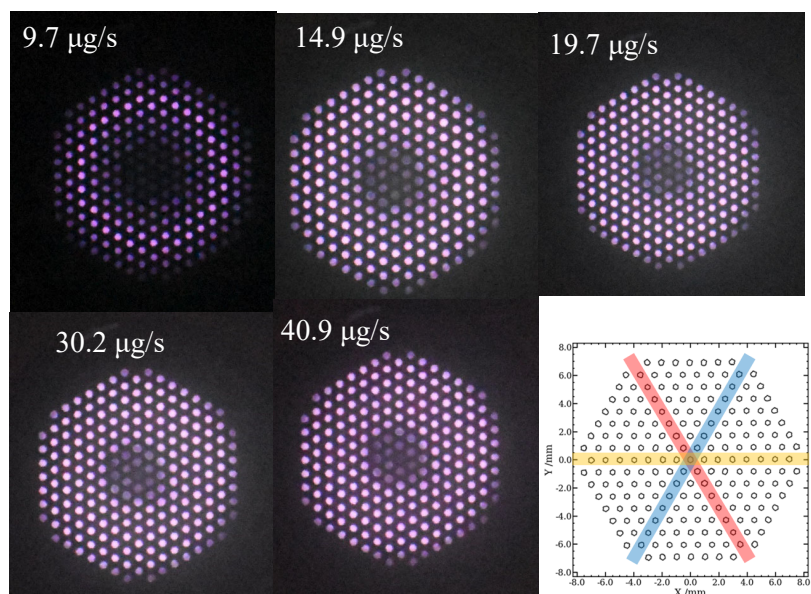


Fig. 4.5 Luminance of the ion thruster with acceleration in each mass flow rate after 700 hour operation in grid#2. Right bottom figure shows profile line (blue, red, yellow) used in the figure 4.6.

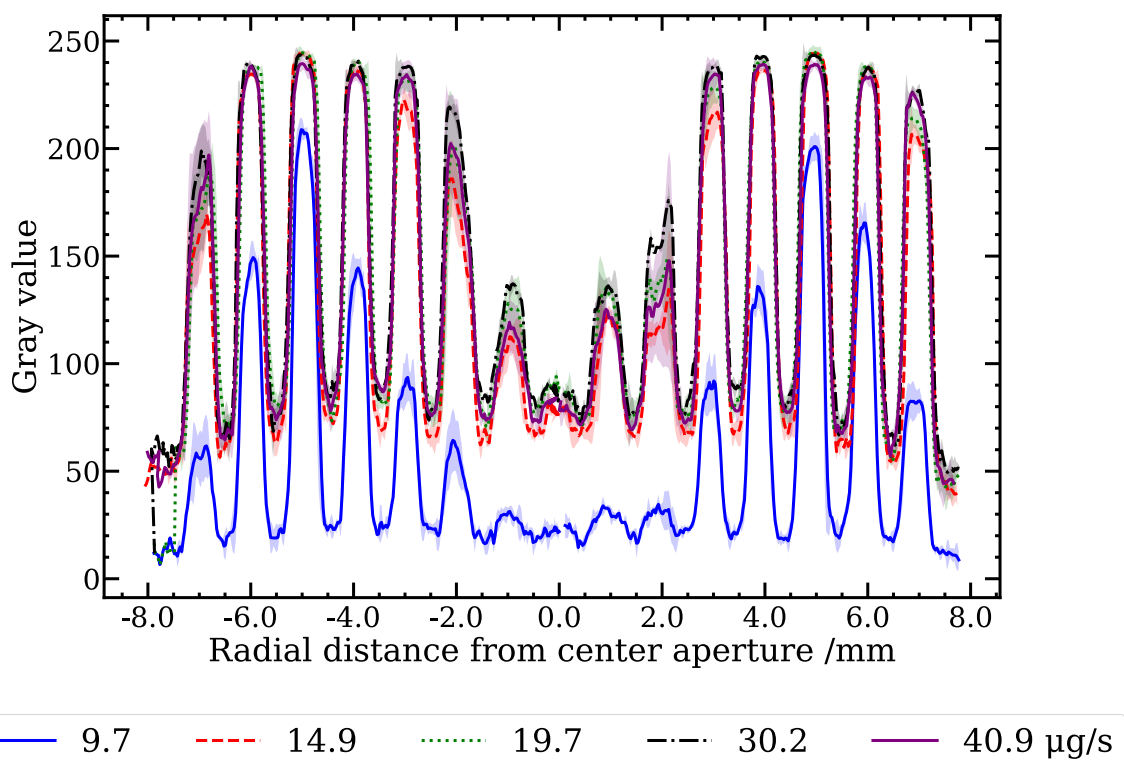


Fig. 4.6 Luminance distribution vs. radial distance from center aperture of the ion thruster with acceleration in each mass flow rate.

4.2 アクセルグリッド損耗の評価

4.2.1 各時間におけるアクセルグリッドの損耗の様子

アクセルグリッド#2およびスクリーングリッド#2を、50-100時間おきに撮影した写真の1/12断面をFig. 4.7に示す。上が上流側から撮影した写真，下が下流側から撮影した写真である。上流側の写真において，手前側の大きな穴がスクリーングリッド，奥側の小さな黒い穴がアクセルグリッドである。800時間の作動で，スクリーングリッドはほとんど損耗していないことがみてとれる。一方で，アクセルグリッドの孔は大きく損耗した。下流側の写真において，500時間以降アクセルグリッドの孔間に白い筋が入っており，CEXイオンがアクセルグリッド下流面に衝突するPits and grooves損耗を引き起こした可能性がある。アクセルグリッド孔の輪郭を時系列順に整理したものを，Fig. 4.7に示す。中心軸上を通る孔を抽出して表示した。アクセルグリッド#1を黒色，#2を橙色に示す。0hでは円形であったアクセルグリッドの孔が，スパッターリング損耗を受け大きく拡大した。グリッド#1と#2とで大きさ・形ともによく一致している。グリッド孔の損耗は，中心の孔からの距離に応じて異なっており，中心付近 $0.0\text{ mm} < |R| < 2.8\text{ mm}$ にある孔は円形で大きな孔，少し離れた中間付近 $2.8\text{ mm} < |R| < 7.0\text{ mm}$ では六角形および星形で小さな孔， $7.0\text{ mm} < |R|$ の周辺の領域では外に突き出したような六角形で大きな孔に損耗した。イオンビームの軌道は，1孔のシーす面の形状のみならず，周辺孔イオンビームによる排斥力の影響も受ける。 $2.8\text{ mm} < |R| < 7.0\text{ mm}$ では他の領域に比べイオンビームが濃いと考えられ，六角形の各辺から等距離に存在する他の孔の排斥力をうけている。 $7.0\text{ mm} < |R|$ で孔が外側に突き出すのは，周辺の領域には孔が存在しない非対称な形となっているためである。

4.2.2 アクセルグリッド孔損耗の径方向分布

長時間作動中，50-100時間おきに撮影したグリッド写真について，各孔の開口部面積をImageJで解析した。各時刻における中心の孔からの径方向距離とアクセルグリッドの孔径との関係をFig. 4.8に示す。上側がグリッド#1，下側がグリッド#2である。同一のデータについて，時刻とアクセルグリッドの孔径との関係をFig. 4.9に示す。上側がグリッド#1，下側がグリッド#2であり，凡例は中心の孔からの距離を表す。各プロットは，2-3枚のグリッド画像について孔番号ごとに平均をとったものであり，式 3.19で定義した。帯は各孔番号における直径の標準偏差であり，式 3.20で定義した。中心の孔からの径方向距離（以下R）について， $R < 2.8\text{ mm}$ の中心付近の領域では700-800時間程度かけて0.31 mmから0.53 mm程度まで最も大きく損耗した。 $2.8\text{ mm} < R < 7.0\text{ mm}$ の中間の領域では，200

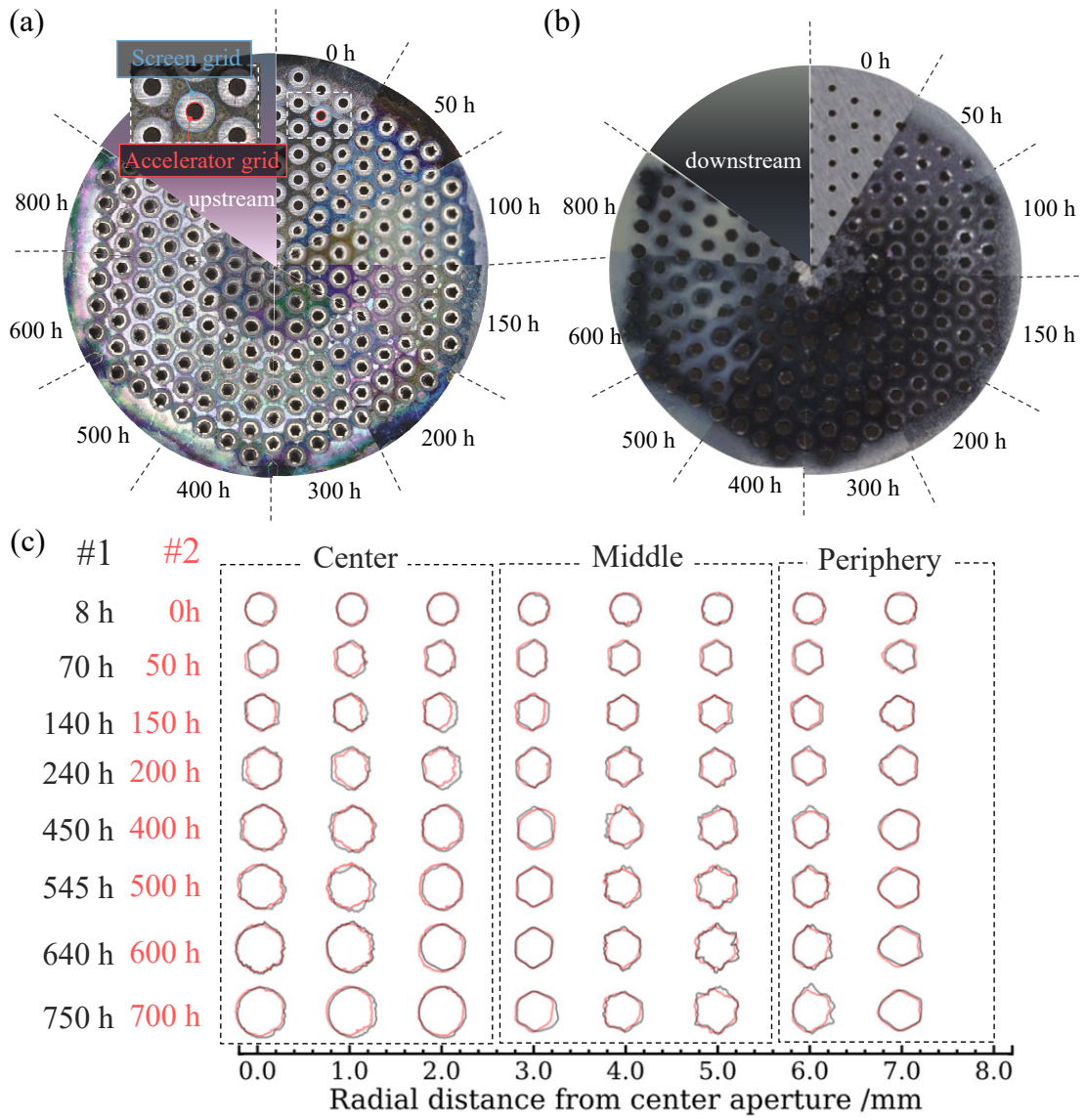


Fig. 4.7 Grids surface picture ; up stream (top) , down stream (bottom).

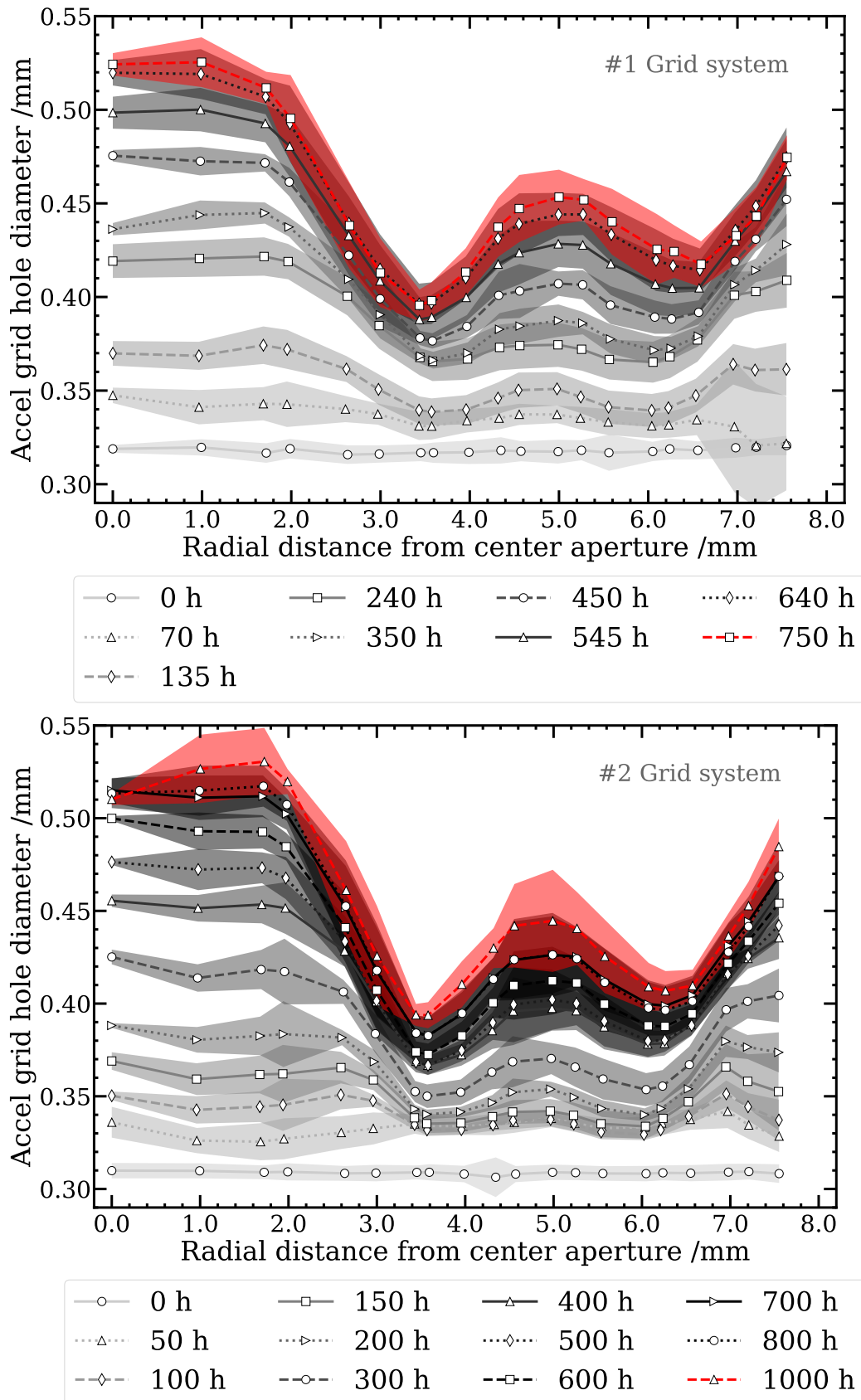


Fig. 4.8 Radial distribution of the accelerator grid aperture diameter at each time. Grid#1 is top and grid #2 is bottom. Plot is averaged diameter with each aperture identification number using 2-3 grid pictures. shaded area is standard deviation of each aperture diameter.

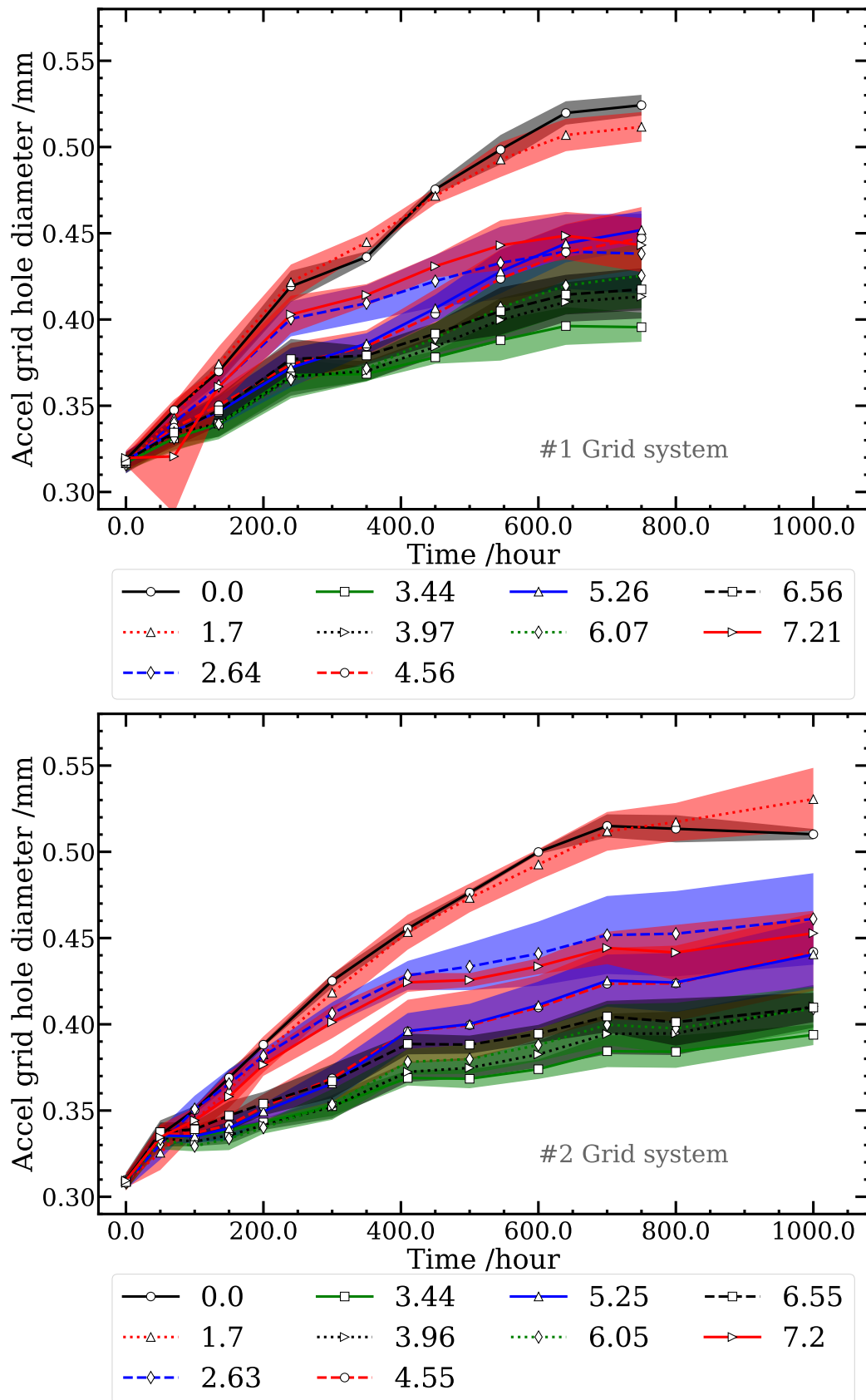


Fig. 4.9 Time variation of the accelerator grid aperture diameter in each radial distance. Plot is averaged diameter with each aperture identification number using 2-3 grid pictures. shaded area is standard deviation of each aperture diameter.

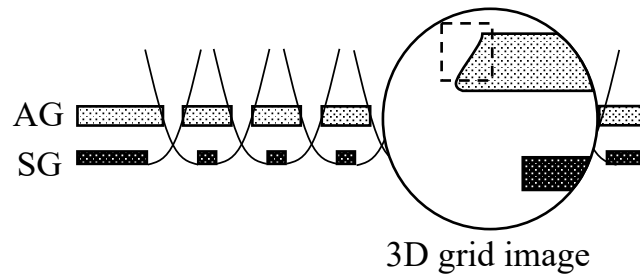


Fig. 4.10 Schematics of grids cross section and ion beam trajectory. Dotted area is analyzed by 3D-scanner.

時間程度かけて 0.31 から 0.39-0.44 mm程度まで損耗した。この範囲では $R = 5$ mmで極大値をとり， $R = 3.5$ mm, 6.5 mmで極小値をとる。7.0 mm < R の周辺の領域では5-600 時間程度かけて0.44-0.49 mm 程度まで大きく損耗した。

4.2.3 アクセルグリッド孔の深さ方向損耗

アクセルグリッド各孔の深さ方向の損耗度合いを，グリッド下流側から3Dスキャナで解析した。ここで解析したのは，アクセルグリッドの下流面から見たFig. 4.10の点線の領域である。各時刻におけるグリッド中心の孔からの径方向距離とアクセルグリッドの高さ方向（ z 方向）の形状との関係をFig. 4.11に示す。Fig. 3.18の赤・青・黄色の線上のプロファイルを， $R = 0$ mmで折り返して合計6つのデータの平均値を実線で表示，標準偏差を帯で表示した。 $z = 0$ mmはグリッドの下流表面を指す。Fig. 4.11の上側は，アスペクト比を実寸にそろえたもので，アクセルグリッドの孔がラッパ状に広がっていることが確認できる。また，3Dスキャナで解析できた範囲が $z = -0.2$ mm程度であり， $-0.2 < z < -0.3$ mmの領域にスキャナの光が入り込めていない；アクセルグリッドがつぼ型に損耗を受けていることを示唆している。Fig. 4.11の下側は，径方向位置ごとに拡大して表示したものである。中心付近の 0.0 mm < $R < 2.8$ mmの領域では，800時間で孔径全体が大きく損耗を受けた。2.8 mm < $R < 7.0$ mmの中間領域では，損耗は小さく，孔のくびれた最小の部分は50 時間以降有意な変化はない。グリッド下流面付近では，800時間かけて若干孔が拡大した。7.0 mm < R 周辺の領域では，400時間程度かけて損耗が広がった。

4.2.4 磁石およびアンテナの汚染

イオンスラストの各時刻におけるアンテナおよび磁石の様子をFig. 4.12に示す。グリッド#1と#2の交換前後で，グリッドシステム以外のスラスト部品（アン

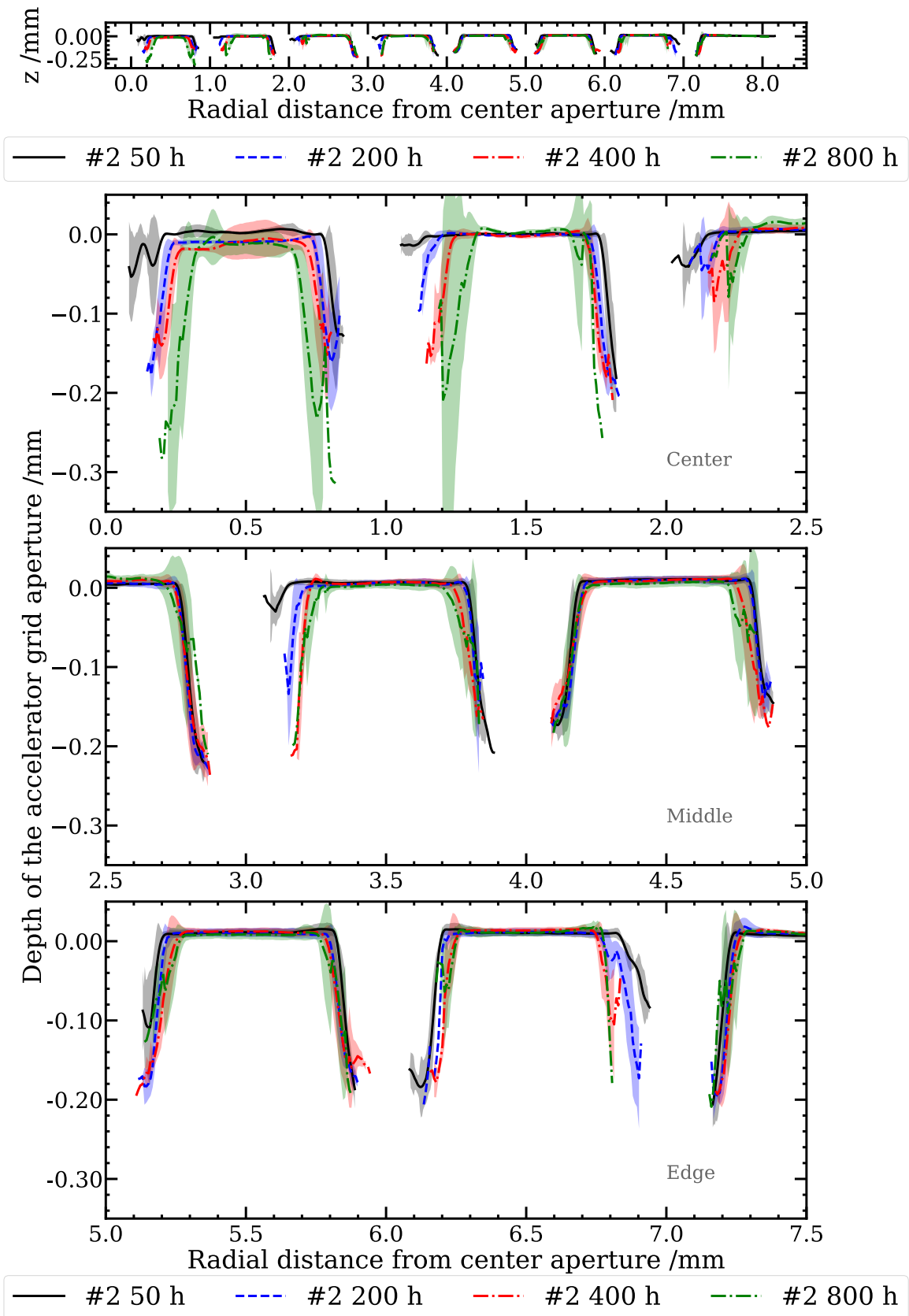


Fig. 4.11 Radial distance from center aperture vs. depth direction erosion at each time. The upper image shows the actual aspect ratio, and the lower image is an expanded one. The solid line is the average of the six lines passing through the center of the grid, and the shaded areas are the standard deviations.

テナと磁石)は変更していないため、1830時間の作動を達成した。時間経過に伴い、アンテナが汚染された。この汚染は同一放電室形状を持つ中和器では確認されていないことから、グリッドスパッタ物由来の汚染であると考えられる。なお、磁石およびアンテナは、#1と#2のエイジング後、および#1と#2の交換時に超音波洗浄を行った。



Fig. 4.12 Discharge chamber antenna and magnets contamination of ion thruster long-time operation.

Chapter 5

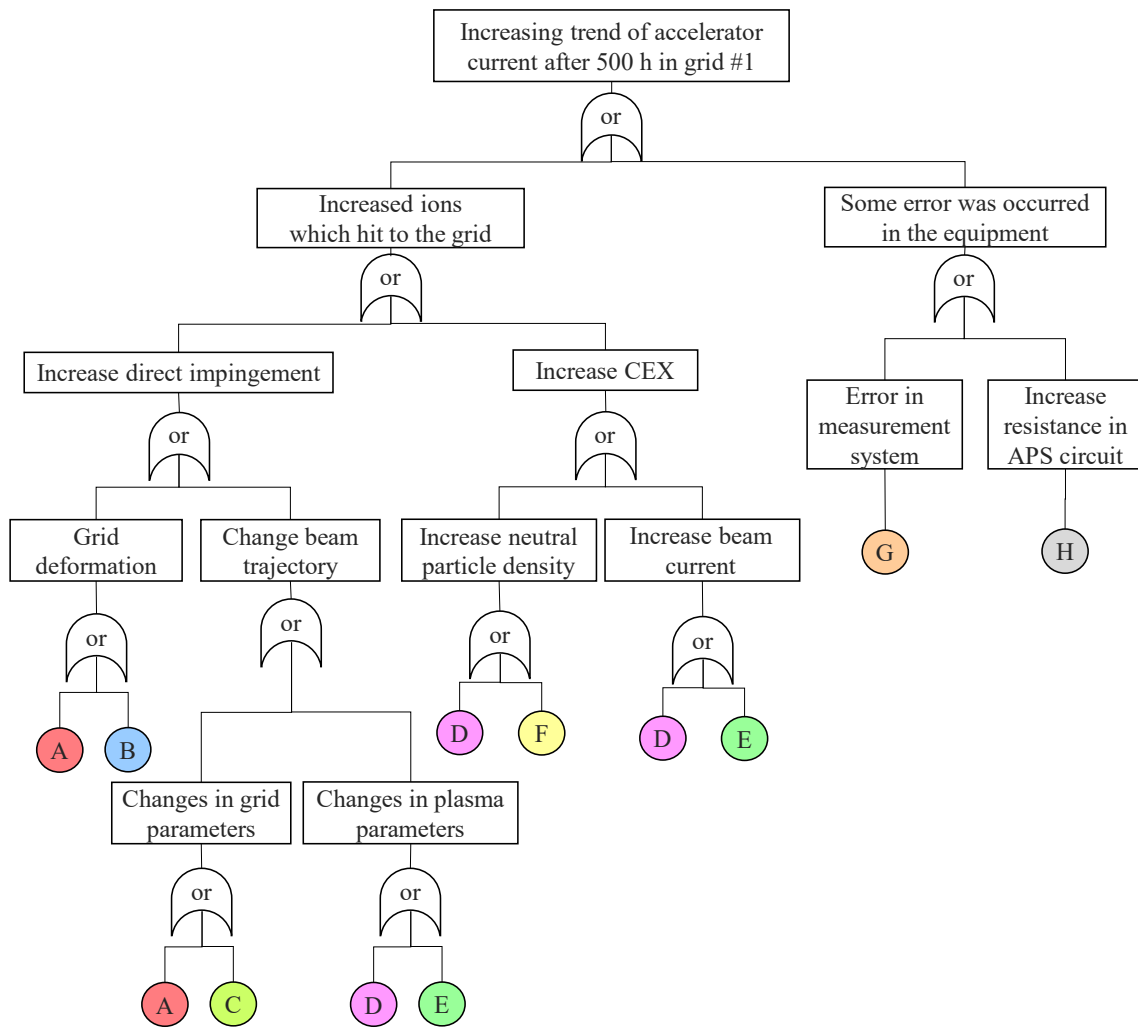
考察

5.1 長時間作動における水イオンスラスタの性能

5.1.1 グリッド#1とグリッド#2のアクセル電流値比較

Fig. 4.1において、グリッド#1とグリッド#2とでは、140-160時間・160-300時間・500時間以降においてアクセル電流が乖離した。140-160時間の乖離は、グリッド#1でDCブロックを交換したことに起因するマイクロ波投入電力の変化に起因すると考えられる。実際、この期間ではグリッド#1のスクリーン電流も低下しており、内部のプラズマ状態が変化したことを示唆している。160-300時間のアクセル電流の差は、グリッド#2のスラスタ分解・洗浄によってグリッドの幾何形状や放電室内部の状態が変化したことに起因すると考えられる。時間をログスケールでとったFig. 4.2を見ると、エイジング終了後の不連続なアクセル電流の変化が確認できる。500時間以降のアクセル電流の乖離、グリッド#1におけるアクセル電流の増加傾向は、現状、十分な結論を得るに至っていない。このアクセル電流の増加傾向は、(1) 330時間以降からアクセル電流が10時間オーダーかけて0.1-0.2 mA程度増加する、(2) #1のみで見られ#2では同様の傾向は見られない、(3) スラスタを停止することで大気開放やグリッド分解・洗浄の有無を問わず不連続な変化をする、といった特徴を持つ。

Fig. 5.1において、FTA (: Fault tree analysis) を用いて、アクセル電流が増加した要因を羅列した。要因は、イオンがアクセルグリッドに衝突することによる電流増加、電流計測系で見かけ上の電流増加の2つに大別できる。イオンの衝突による増加は、直撃イオンビームの衝突の増加と、CEXイオンの増加に分けられる。このうちCEXイオンの増加の可能性は低い。CEXイオンの増加には、式2.7より中性粒子密度の増加またはビーム電流の増加が必要である。CEXイオンによるアクセル電流は高々0.2 mA程度であると考えられ、0.1-0.2 mAのアクセル



Event	Probability	Reason
A Thermal deformation of the grids	Middle	1. Time constant of accel current increment was 1-10 h 2. Not occurred in #2 grid
B Loose screw	Middle	1. Every 50–100-hour retighten the screw 2. Not occurred in #2 grid
C Increase/decrease SPS or APS voltage	Low	1. SPS/APS output voltage was constant 2. Screen current was constant
D Increase/ decrease mass flow rate	Low	1. Accumulator pressure/temperature was constant 2. Back pressure was constant $\sim 1 \times 10^{-2}$ Pa 3. Screen current was constant ~ 10 mA
E Increase/ decrease MPS output power	Low	1. Screen current was constant ~ 10 mA 2. Consumption power of the Control board PS was constant 3. Temperature of DC block/ MPS was constant
F Leakage occurred in vacuum chamber	Low	1. Back pressure was constant $\sim 1 \times 10^{-2}$ Pa
G Error in accel. current measurement crump	Low	1. Same current with the APS monitor value 2. Not occurred in #2 grid
H Resistance	Middle	1. Without plasma the accel current increment was not occurred

Fig. 5.1 Fault tree analysis of the reason why increment trend of accelerator current after 500hrs in 1 grid.

電流増加を説明するには、ビーム電流および中性粒子密度が2倍に増加する必要がある。しかしながら、作動中の背圧は 1×10^{-2} Paで概ね一定であり、スクリーン電流も約10 mAで一定である。直撃イオンビームの増加は、イオンビーム軌道の変化とグリッド変形によるものに分けられる。イオンビーム軌道の変化は、放電室内部のプラズマの変化と、グリッドパラメータの変化が考えられる。放電室内部のプラズマが何等かの要因で変化すると、ビームがより発散角の大きな状態に変化しアクセル電流の増加を引き起こす可能性がある。しかしながら、グリッド#1の500時間以降において、流量やマイクロ波電力は一定である。スクリーン電流も概ね一定の値をとっており、放電室内のプラズマ全体で考えると生成したイオンの総量は変化していないと考えられる。グリッドへの印加電圧や幾何形状といったグリッドパラメータの変化も、ビームの発散角増加を引き起こす可能性がある。一方で、スクリーン電圧・アクセル電圧ともに1510 Vと-200 Vで一定である。グリッドシステムの放電室に対するアライメントの変化は、確かめることが難しいが、放電室とグリッドを締結するネジは50-100時間のグリッド撮影・分解ごとに締めなおしており、考えづらい。グリッド変形は、グリッドやその保持具の熱膨張や、ネジ部の熱膨張等に伴う緩みによってグリッドの幾何的な形状変化を指す。グリッドへの入熱量は、アクセル電流を大きく0.5 mAと見積もって $0.5 \text{ mA} \times 200 \text{ V} = 100 \text{ mW}$ 程度となる。この入熱に伴うTiのアクセルグリッドとMoのスクリーングリッド熱変形をFusion 360で計算すると、 $10 \mu\text{m}$ オーダーとなる。この変形はイオンビームの1-10%程度の増加を引き起こすため、アクセル電流の0.1 mAオーダーの増加と合致する。一方で、グリッドの熱膨張は長くとも30分以内には引き起こされると考えられ、今回の現象とは時定数が異なる。加えてグリッド#2で再現しないことを説明できない。ネジ部の緩みについても、グリッド#2では再現していないこと、50-100時間おきに行うグリッドの撮影・分解の過程で、毎回締めなおしていることを鑑みると可能性は低い。また、Fig. 4.8において、500時間以降におけるグリッドの損耗はグリッド#1と#2を比べると大きな違いは無い。定量的には#1が0.2 mm程度大きいですが、これは140-160時間でのDCブロック交換に伴う直撃イオンビームの増加によるものであると考えられる。したがって、直撃イオンビームの増加も考えにくいですが、ネジ部の緩みや内部プラズマの局所的な変化など、切り捨てられない要因も残る。

見かけ上のアクセル電流の増加について、計測装置上でアクセル電流を多く見積もっている可能性およびアクセルグリッドとグラウンド間にプラズマ以外の抵抗が発生し、定電圧作動を行うアクセル電源において多くの電流が流れていた可能性がある。計測装置上での増加について、本実験では非接触電流計を用いてアクセル電流を取得した。この時、非接触電流計に生じるオフセットは試験の前後のプラズマ無しの状態から差し引いている。加えてアクセル電源のアウトプット

端子による電流が、非接触電流計の電流値と一致すること、アクセル電流の増加が一致することを確認している。また、グリッド#1と#2では同様の計測装置を使用しており、#2でも再現するはずである。したがって計測装置による要因も考えづらい。アクセル電源の電流ループにあるプラズマ以外の抵抗要因について、アクセルグリッドとグラウンド間に数百 kΩ の抵抗がプラズマ抵抗と並列に発生すると、アクセル電流が上昇する。しかしながら、プラズマ着火無しかつ水蒸気をノミナル値流した状態で、スクリーン電圧とアクセル電圧を印加した際、アクセル電流が0 mAであることを確認している。プラズマ起因で何等かの抵抗が発生した可能性は残る。

5.1.2 中性粒子密度による引き出しイオン電流値の整理

中性粒子密度は、式 5.1 で計算した。

$$n_n = \frac{\dot{m}}{C_{AG} M_{H_2O}} (1 - \eta_U) \quad (5.1)$$

ただしアクセルグリッドのガスコンダクタンス C_{AG} は、式 2.9 の値を用い、水の分子量は $M_{H_2O} = 18 \text{ g/mol}$ を仮定、推進剤利用効率 η_U は式 4.6 より算出した。中性粒子密度の不確かさ σ_{n_n} は、流量・ガスコンダクタンス・推進剤利用効率の不確かさを考慮し、誤差伝搬から式 5.2 で評価した。

$$\sigma_{n_n} = \frac{1}{M_{H_2O}} \sqrt{\left(\sqrt{\left(\frac{1}{C_{AG}} \sigma_{\dot{m}} \right)^2 + \left(\frac{\dot{m}}{C_{AG}^2} \sigma_{C_{AG}} \right)^2} \right)^2 + \left(\sqrt{\left(\frac{\eta_U}{C_{AG}} \sigma_{\dot{m}} \right)^2 + \left(\frac{\dot{m}}{C_{AG}} \sigma_{\eta_U} \right)^2 + \left(\frac{\dot{m} \eta_U}{C_{AG}^2} \sigma_{C_{AG}} \right)^2} \right)^2} \quad (5.2)$$

各時刻におけるアクセルグリッドの孔径の平均値とグリッドのガスコンダクタンスの関係を Fig. 5.2 に示す。アクセルグリッドの孔径の平均値 $\overline{d_{AG}}$ は式 5.3 のように 211 個の孔の平均値とし、エラーバーは式 5.4 で定義する標準偏差 $\sigma_{\overline{d_{AG}}}$ である。

$$\overline{d_{AG}} = \frac{1}{211} \sum_{i=1}^{211} 2 \sqrt{\frac{S_{AG}}{\pi}} \quad (5.3)$$

$$\sigma_{\overline{d_{AG}}} = \sqrt{\frac{1}{\pi S_{AG}} \sigma_{S_{AG}}} \quad (5.4)$$

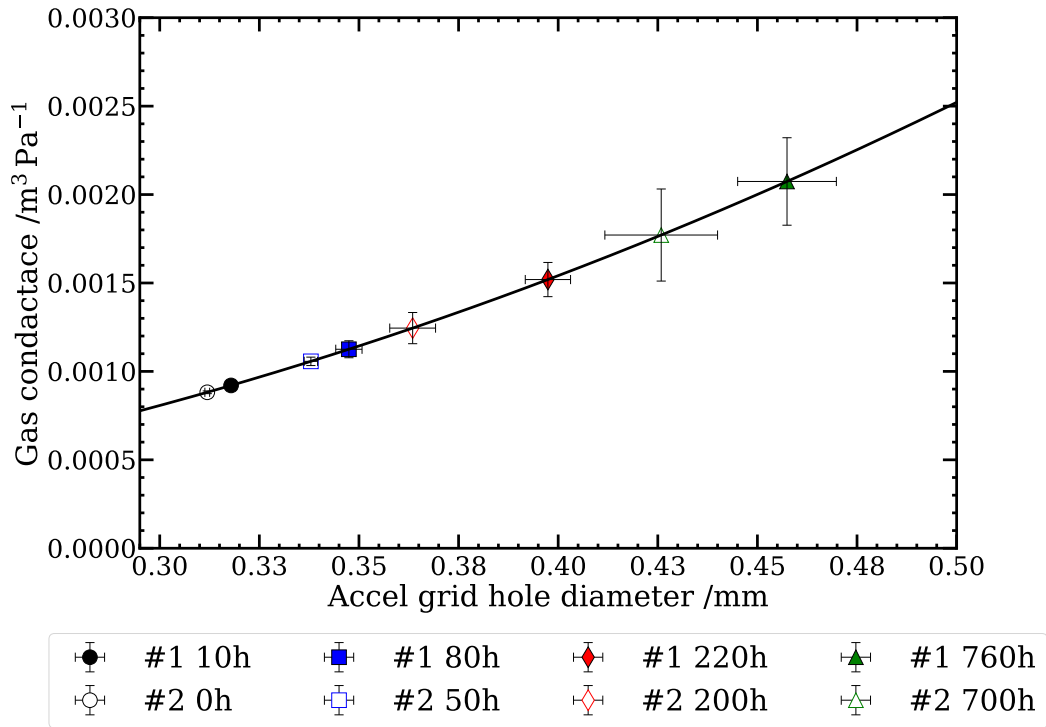


Fig. 5.2 Averaged diameter and gas conductance of the accelerator grid during long-time operation.

ガスコンダクタンスは、アクセルグリッドの直径、厚み、推進剤の分子量、中性粒子の温度を用いて式 5.5 で与えた。

$$C_{AG} = \frac{N_{AG} d_{AG}^2}{16} \sqrt{\frac{8\pi k T_n}{M_n}} \left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{l_{AG}}{d_{AG}} \left(1 + \frac{1}{3 + \frac{6}{7} \frac{l_{AG}}{d_{AG}}} \right) \right) \right]^{-1} \quad (5.5)$$

エラーバーは、ガスコンダクタンスの取りうる最大値 $C_{AG,Max}$ を式 5.6 として、最小値 $C_{AG,min}$ を式 5.7 として、その範囲で定義した。

$$C_{AG,Max} = \frac{N_{AG} (d_{AG} + \sigma_{d_{AG}})^2}{16} \sqrt{\frac{8\pi k T_n}{M_n}} \left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{l_{AG}}{d_{AG} + \sigma_{d_{AG}}} \left(1 + \frac{1}{3 + \frac{6}{7} \frac{l_{AG}}{d_{AG} + \sigma_{d_{AG}}}} \right) \right) \right]^{-1} \quad (5.6)$$

$$C_{AG,min} = \frac{N_{AG}(d_{AG} - \sigma_{d_{AG}})^2}{16} \sqrt{\frac{8\pi k T_n}{M_n}} \left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{l_{AG}}{d_{AG} - \sigma_{d_{AG}}} \left(1 + \frac{1}{3 + \frac{6}{7} \frac{l_{AG}}{d_{AG} - \sigma_{d_{AG}}}} \right) \right) \right]^{-1} \quad (5.7)$$

グリッド#1および#2の、0-10, 50-80, 200-220, 700-760の各時刻における中性粒子密度とスクリーン電流およびビーム電流の関係をFig. 5.3に示す. Fig. 5.3において、同一中性粒子密度でスクリーン電流は概ね一定である. そのため、時間経過に伴う推進剤流量に対するイオンスラストのイオン引き出しの電流の変化は、グリッドのガスコンダクタンスで説明でき、アンテナ汚染などの影響は少ないと考えられる. また、同一中性粒子密度においてビーム電流は増加傾向にある. これはアクセルグリッドのビーム最適化に伴う、直撃イオンビーム損耗の減少を示している. 減少は0-200時間において顕著であり、200時間以降においてビーム電流はあまり増加していない. アクセルグリッドがイオンビームの直撃衝突によりスパッタされ、より少ない中性粒子密度でより多くのイオンを引き出せるように形状が変化した.

グリッド#1および#2の、各時刻における中性粒子密度とアクセル電流 / スクリーン電流比の関係をFig. 5.4に示す. 中性粒子密度とその不確かさは、Fig. 5.3と同様に評価した. 先に述べたアクセルグリッドのビーム最適化の効果によって、同一中性粒子密度に対するアクセル電流とスクリーン電流比は時間経過とともに大きく減少した. 中性粒子密度が $0.2 \times 10^{21}/m^3$ 付近になると急激にアクセル電流の割合が増加しており、内部のプラズマが薄く、イオンビームの引き出しが十分に行えていないこと、イオンビームが発散し多くのイオンがアクセルグリッドに衝突していることが考えられる. また、中性粒子密度が 0.4×10^{21} 以上の領域において、中性粒子密度が増加するにつれてアクセル電流比も線形に増加している. 直撃イオンビームの衝突が少ない700時間の中性粒子密度とアクセル電流比との関係に着目すると、中性粒子密度 n_n の増加に伴うアクセル電流比の増加は、式5.8で表されるイオンビームに対するCEXイオンの割合 f_{CEX} の増加に伴うものだと考えられる.

$$f_{CEX} = n_n \sigma_{CEX} (v_{rel}) \Delta l \quad (5.8)$$

中性粒子密度に対して、CEX断面積 σ_{CEX} と代表長さ Δl が一定であると仮定すると、イオンビームに対するCEXイオンの割合は中性粒子に対して線形に変化する. そのため、CEXが卓越する領域ではFig. 5.4の中性粒子数密度とアクセル電流 / スクリーン電流比の関係は、原点を通る直線に乗ると考えられるが、低中性粒子密度側において直撃イオンビームの衝突が卓越する効果によって 0.3×10^{21} 程度で極小値を持つ.

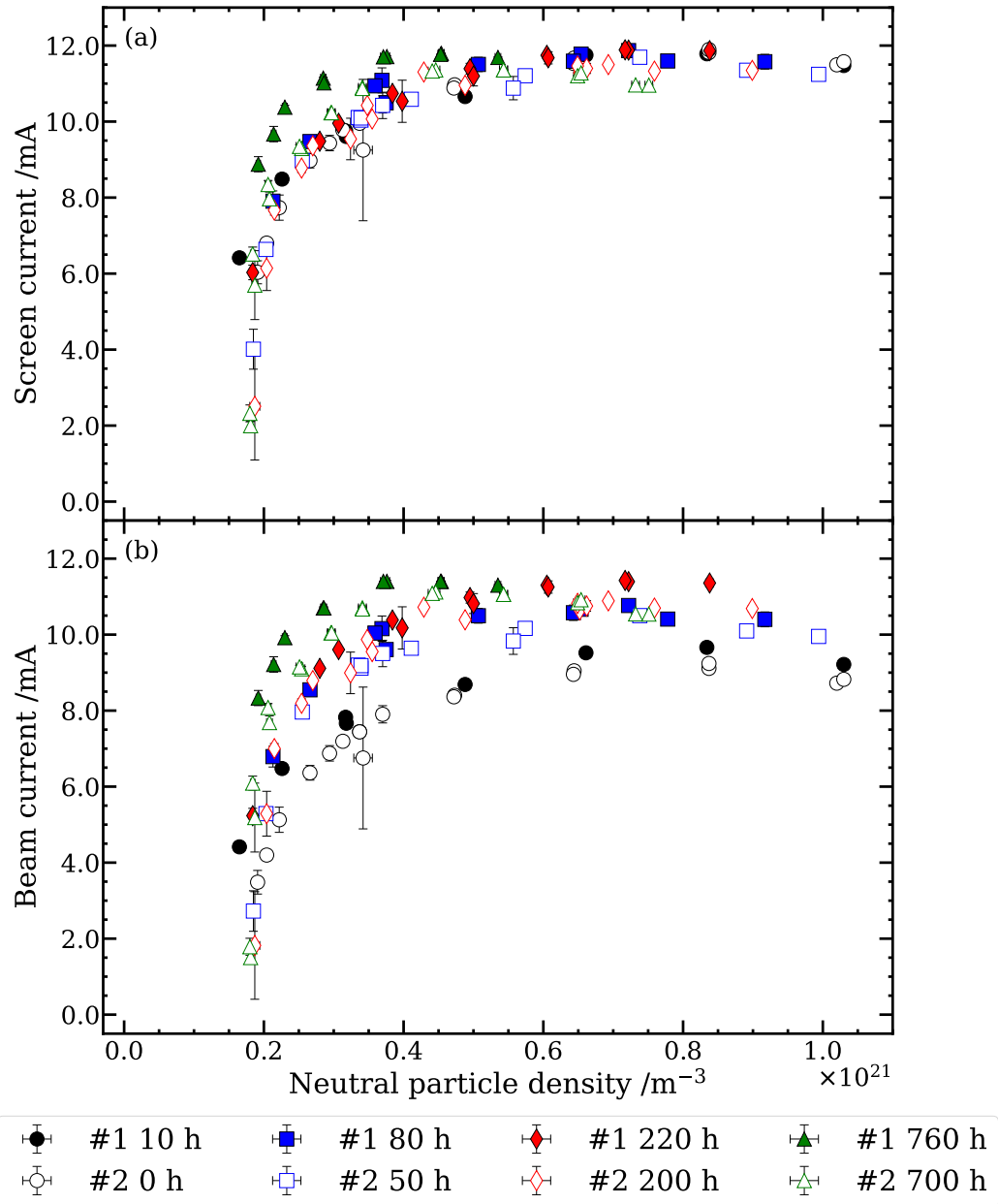


Fig. 5.3 Relationship between neutral particle number density and screen(top) / beam(bottom) current at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours.

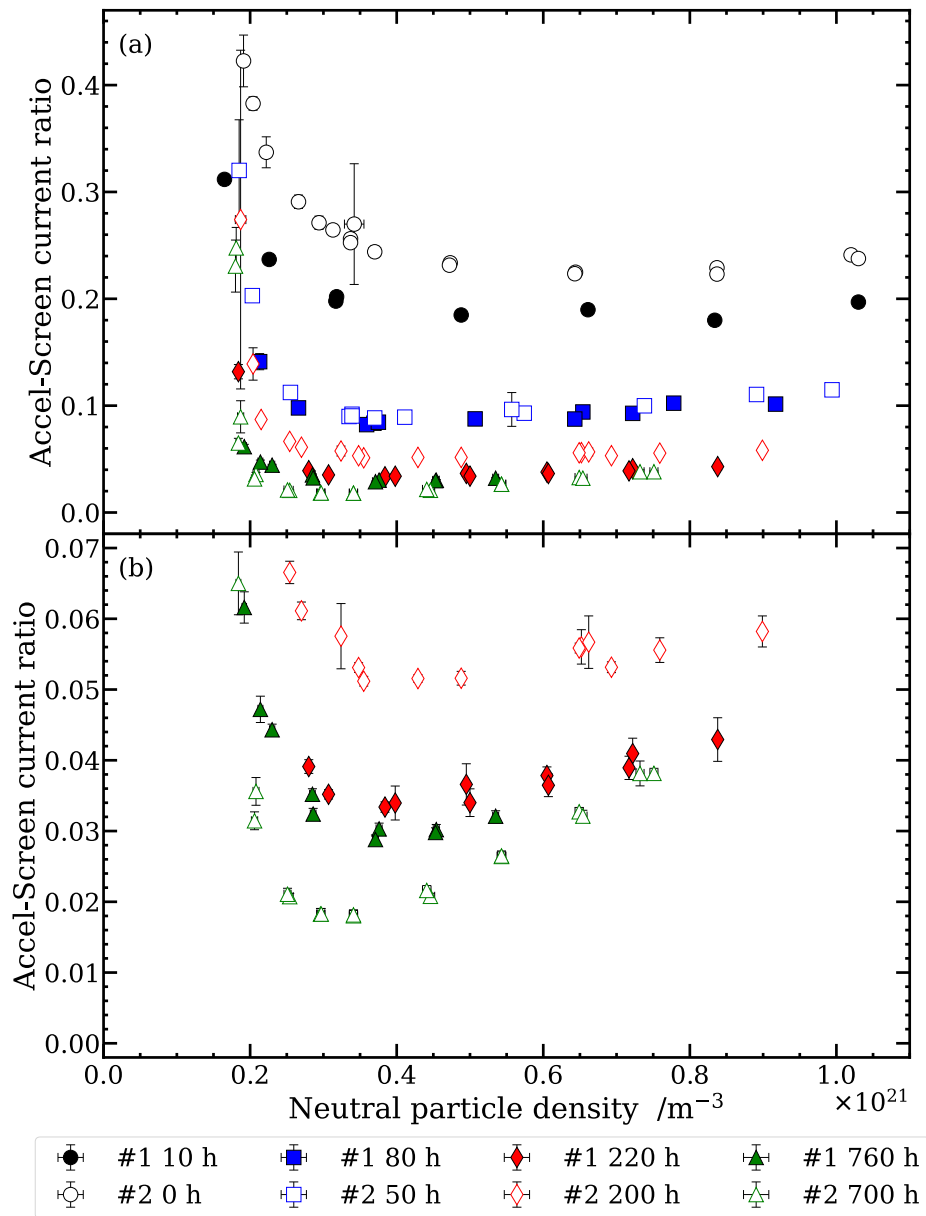


Fig. 5.4 Relationship between neutral particle number density and accelerator current / screen current at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. The bottom figure shows expand top figure in y-axis.

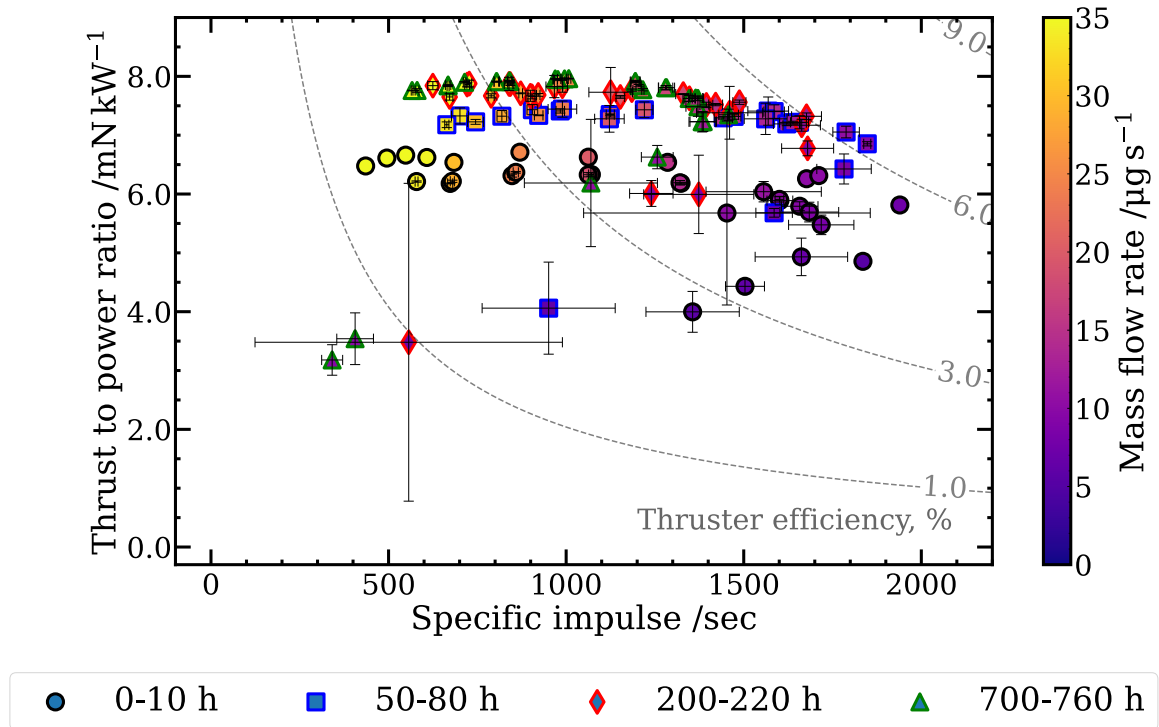


Fig. 5.5 Relationship between thrust-to-power ratio and specific impulse during sweeping mass flow rate at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. Each plot of color (black, blue, red, green) represents operated time and color bar shows mass flow rate.

5.1.3 イオンスラスタの推進性能の時間変化と推進剤流量との関係

0-10, 50-80, 200-220, 700-760の各時刻における推進剤流量掃引時の比推力と推力電力比の関係をFig. 5.5示す. 推力 F は式 5.10より, 実験で計測したビーム電流 I_b から算出した. 水イオンの質量 M_i は18 g/molと仮定し, 推力係数 $\eta_{\text{div}}\eta_{\text{multi}}$ は文献[27]より, 0.919 ± 0.072 とした. 加速電圧 V_{SG} は1510 Vである.

$$F = I_b \sqrt{\frac{2M_i V_{\text{SG}}}{e}} \eta_{\text{div}} \eta_{\text{multi}} \quad (5.9)$$

$$\sigma_F = \sigma_{I_b} \sqrt{\frac{2M_i V_{\text{SG}}}{e}} \eta_{\text{div}} \eta_{\text{multi}} \quad (5.10)$$

比推力 I_{sp} は推進剤利用効率 η_U および推力効率 $\eta_{\text{div}}\eta_{\text{multi}}$ を用いて, イオン源のみを考慮して, 式 5.12で与えた. 比推力は時間経過とともに減少傾向にある. これはグリッドコンダクタンス増加に伴い推進剤利用効率の低下したためである. ま

た比推力は推進剤流量に対して推進剤利用効率が最大となる点で極大値を持つ。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{\eta_U}{g} \eta_{div} \eta_{multi} \sqrt{\frac{2eV_{SG}}{M_i}} \quad (5.11)$$

$$\sigma_{I_{sp}} = \frac{\sigma_{\eta_U}}{g} \eta_{div} \eta_{multi} \sqrt{\frac{2eV_{SG}}{M_i}} \quad (5.12)$$

推力電力比 $\frac{F}{P_t}$ は式 5.13であり，推進効率 η_p と比推力 I_{sp} を用いて表せる。

$$\frac{F}{P_t} = \frac{2\eta_p}{gI_{sp}} \quad (5.13)$$

P_t はスラストに投入した全電力を指す．ここではイオン源のみを考慮し，マイクロ波電源の電力 $P_{MPS, Ion}$ を6 W，直流電源の効率を70 % と仮定して式 5.14で与えた．ただし，アクセル電源や水蒸気流量調整用の電源の消費電力は，マイクロ波電源やスクリーン電源の消費電力に比べ十分小さいとした．

$$P_t = P_{MPS, Ion} + V_{SG}I_{SG}/0.7 \quad (5.14)$$

推力電力比は時間経過とともに増加傾向にある．これはアクセルグリッドのイオンビーム最適化に伴い，ビーム電流が増加したためである．700時間経過後のイオン源のみの推進効率は，最大で5-6%程度である．今後はアクセルグリッドがCEXイオンにより拡大し，中性粒子の閉じ込めが悪化すると考えられる．ビーム電流は一定で推進剤利用効率が低下，つまり推力電力比は一定で比推力は低下することが見込まれる．

各時刻におけるイオン生成コストと推進剤利用効率の関係をFig. 5.6に示す．イオン生成コスト C_i は，プラズマ生成に投入した電力 P_{gen} とスクリーン電流 I_{SG} を用いて式 5.15で表される．ここでは $P_{gen} = 1.6$ Wとした．

$$C_i = \frac{P_{gen}}{I_{SG}} \quad (5.15)$$

推進剤利用効率は時間経過とともに減少，イオン生成コストは経過時間によらず概ね一定である．推進剤利用効率が高くイオン生成コストの低い最適な作動点は推進剤流量15 μ g/s付近である．

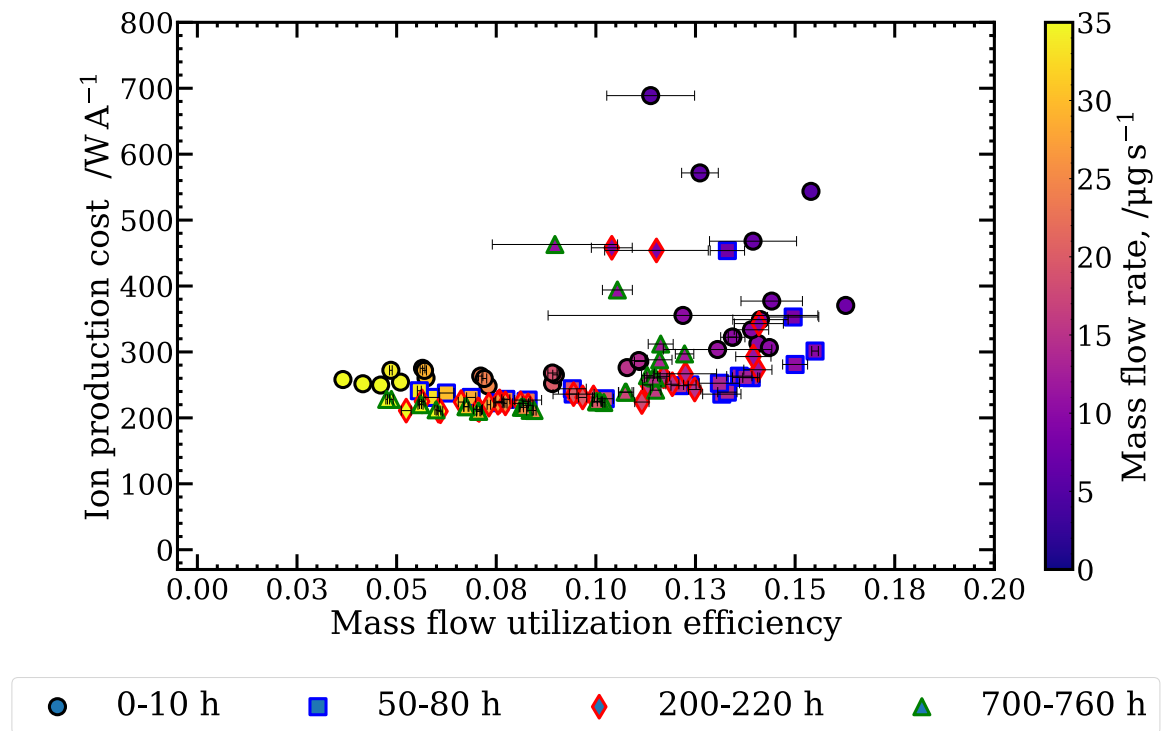


Fig. 5.6 Relationship between ion production cost and mass flow utilization efficiency during sweeping mass flow rate at 0-10, 50-80, 200-220, 700-760 hours. Each plot of color (black, blue, red, green) represents operated time and color bar shows mass flow rate.

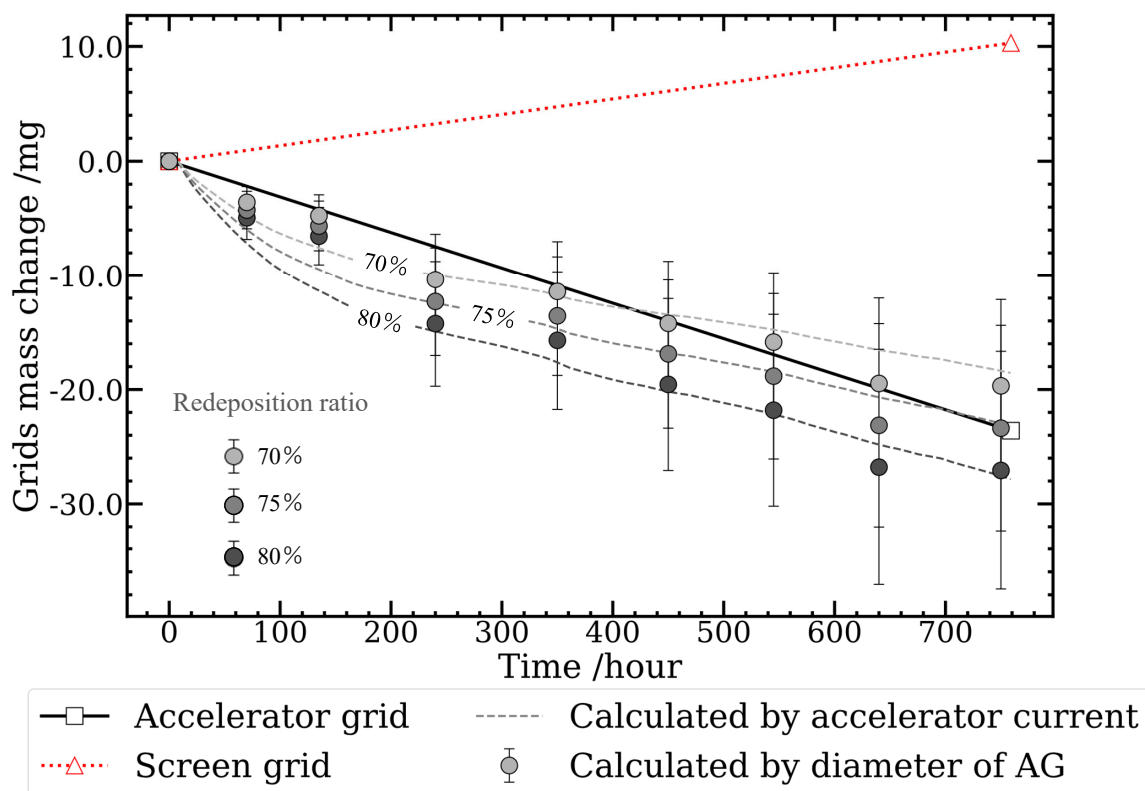


Fig. 5.7 Mass change of the grids before and after LTO. Solid line is measured mass, black dotted line is calculated by accel current, and circle plot is calculated by diameter of accel grid.

5.2 非一様なプラズマがもたらすアクセルグリッド損耗

5.2.1 損耗前後におけるグリッドの質量計測

グリッド#1のアクセルグリッドおよびスクリーングリッドの質量を、電子天秤 (SHINKO DENSHI CO., LTD., HT series) を用いて計測した。この天秤は80-220 gの質量のものを分解能0.1 mgで計測可能である。なお、各グリッドの質量計測を行うにはスクリーングリッドとアクセルグリッドを分解する必要がある。グリッドの分解は、孔中心のアライメントの不一致を伴うため、今後も耐久試験を引き続き行うグリッド#2では分解して質量計測は行っていない。アクセルグリッドは、作動前 730.2 mgから作動後 706.6 mgまで 23.6 mgだけ質量減少した。スクリーングリッドは、作動前 12.143 gから作動後 12.153 gまで 10.3 mgだけ質量増加した。アクセルグリッドとスクリーングリッドの、760時間の作動前後における質量変化をFig. 5.7の黒色の四角および赤色の三角形に示す。アクセルグリッドの質量減少は、グリッドのスパッタリング損耗によるものであり、スク

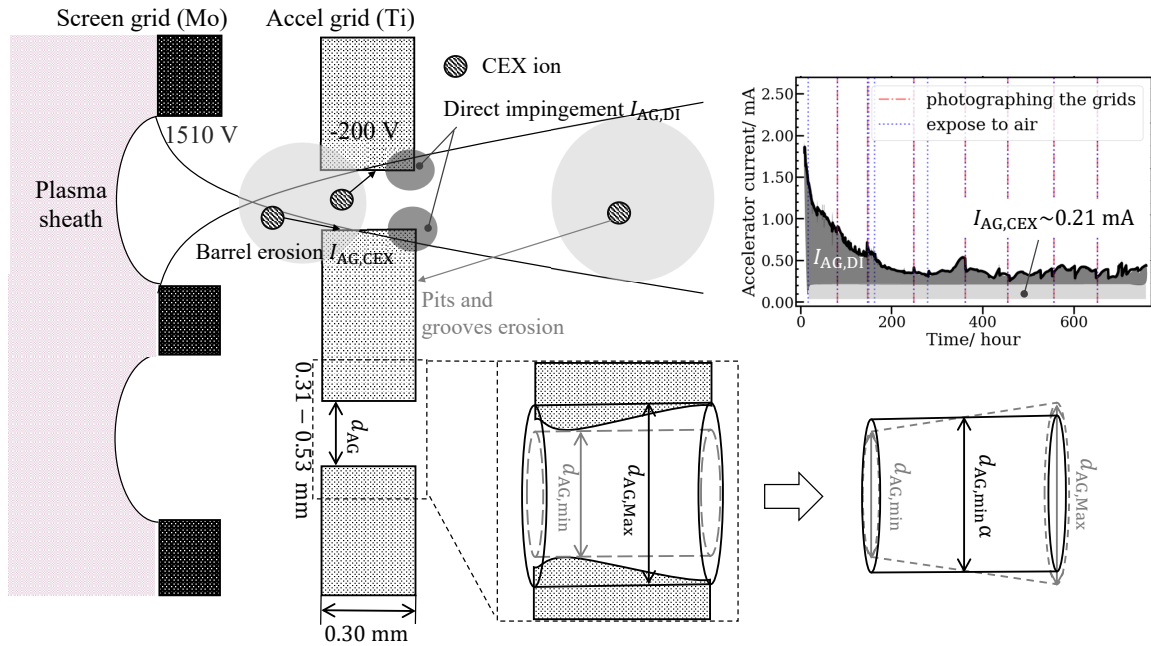


Fig. 5.8 Schematic diagram of the method for calculating the accelerator grid mass from the accelerator current and the accelerator grid aperture diameter.

リーングリッドの質量増加はスパッタ物の堆積によるものと考えられる。アクセルグリッドの質量減少は、アクセル電流とスパッタ率およびアクセルグリッドの孔面積を用いて概算できる。Fig. 5.8に概念図を示す。まず、アクセル電流とスパッタ率 $Y(E)$ および再付着率 f_s を用いて、ある時刻 t におけるアクセルグリッドの質量減少 $M_{AG,t} - M_{AG,t_0}$ は式 5.16で表せる。

$$\begin{aligned}
 M_{AG,t} - M_{AG,t_0} &= -\frac{I_{AG}M_{Ti}}{eN_A}Y(E)\left(1 - \frac{M_{TiO_2}}{M_{TiO}}f_s\right) \\
 &= -\frac{M_{Ti}}{eN_A}\left(1 - \frac{M_{TiO_2}}{M_{TiO}}f_s\right)(I_{AG,DI}Y(1700 \text{ eV}) + I_{AG,CEX}Y(200 \text{ eV}))
 \end{aligned}
 \tag{5.16}$$

式 5.16を用いて、アクセルグリッドの質量減少はFig. 5.7の黒色の点線となる。ここでは、アクセル電流のうち、CEXによる電流 $I_{AG,CEX}$ を0.2 mAと仮定し、アクセル電流との差分を直撃イオンビームによる電流 $I_{AG,DI}$ とした。スパッタ率はTable 2.1の値を用いCEXイオンによる衝突のスパッタ率を $Y(200 \text{ eV}) = 0.106$ 、直撃イオンによる衝突のスパッタ率を $Y(1700 \text{ eV}) = 0.460$ とした。また、円盤状のアクセルグリッドのグリッドを無視した全体の面積を S_{AG} とすると、ある時刻 t におけるアクセルグリッドの質量 $M_{AG,t}$ は、式 5.17で表せる。 $d_{AG,t}$ はある時刻 t におけるアクセルグリッドの直径、 N_{AG} はアクセルグリッドの総孔数であ

り211, t_{AG} はアクセルグリッドの厚みであり0.3 mm, ρ_{Ti} はチタンの密度である.

$$M_{AG,t} = \left(S_{AG} - \frac{d_{AG,t}^2 \pi}{4} N_{AG} \right) t_{AG} \rho_{Ti} \quad (5.17)$$

式 5.17を用いて, 時刻 t における初期の質量からの差分 $M_{AG,t} - M_{AG,t_0}$ は, 式 5.18でかける. ただしスパッタした粒子のアクセルグリッドへの再付着は, 酸化チタン (TiO_2) が堆積すると仮定した.

$$M_{AG,t} - M_{AG,t_0} = \left(\frac{d_{AG,t_0}^2 \pi}{4} - \frac{d_{AG,t}^2 \pi}{4} \right) N_{AG} t_{AG} \rho_{Ti} \left(1 - \frac{\rho_{TiO_2}}{\rho_{Ti}} f_s \right) \quad (5.18)$$

式 5.18から算出したアクセルグリッドの質量差分をFig. 5.7の灰色の丸いプロットで示す. エラーバーは, ある時刻 t におけるアクセルグリッド直径の標準偏差 $\sigma_{d_{AG}}$ をもちいて式 5.19で計算した.

$$\sigma_{d_{AG}} = \left(\sqrt{2} \frac{d_{AG,t} \sigma_{d_{AG,t}} \pi}{4} N_{AG} \right) t_{AG} \rho_{Ti} \left(1 - \frac{\rho_{TiO_2}}{\rho_{Ti}} f_s \right) \quad (5.19)$$

アクセル電流とスパッタ率およびアクセルグリッドの孔面積から算出した質量差分は, よい一致を示しており, 再付着率 $f_s \sim 75\%$ の時に, 実測結果とも一致する. したがって, チタングリッドの水イオン衝突によるスパッタ物の再付着率は約75%であると考えられる.

5.2.2 アクセルグリッド損耗の径方向分布と輝度分布の関係

グリッド中心の孔からの径方向距離とアクセルグリッド直径との関係に, 径方向距離と輝度分布の関係を重ねてプロットしたものをFig. 5.9に示す. R (: Radial distance from center aperture) < 2.8 mmの領域では, イオンビームが薄く発散角が大きいため, 700時間程度かけて大きく孔が損耗したと考えられる. 2.8 mm $< R < 7.0$ mmの領域では, イオンビームが濃く他のイオンビームの排斥力により六角形に損耗を受ける. 発散角が小さいため, 200時間までで直撃イオンビームによる損耗は止まり, 以降はCEXによる損耗が卓越する. 推進剤利用効率が低いため, CEX電流は概ねビーム電流に比例し, $R=5$ mmで極大を持つと考えられる. 7.0 mm $< R$ の領域では, イオンビームが薄く発散角が大きいため500時間程度かけて大きく損耗すると考えられる. Fig. 5.9における輝度分布は実際のプラズマ密度を表している訳ではない. レンズに対してフィルターは特に使用せず, 真空チェンバのガラス窓を介してレンズに入射した可視光の分布を表してい

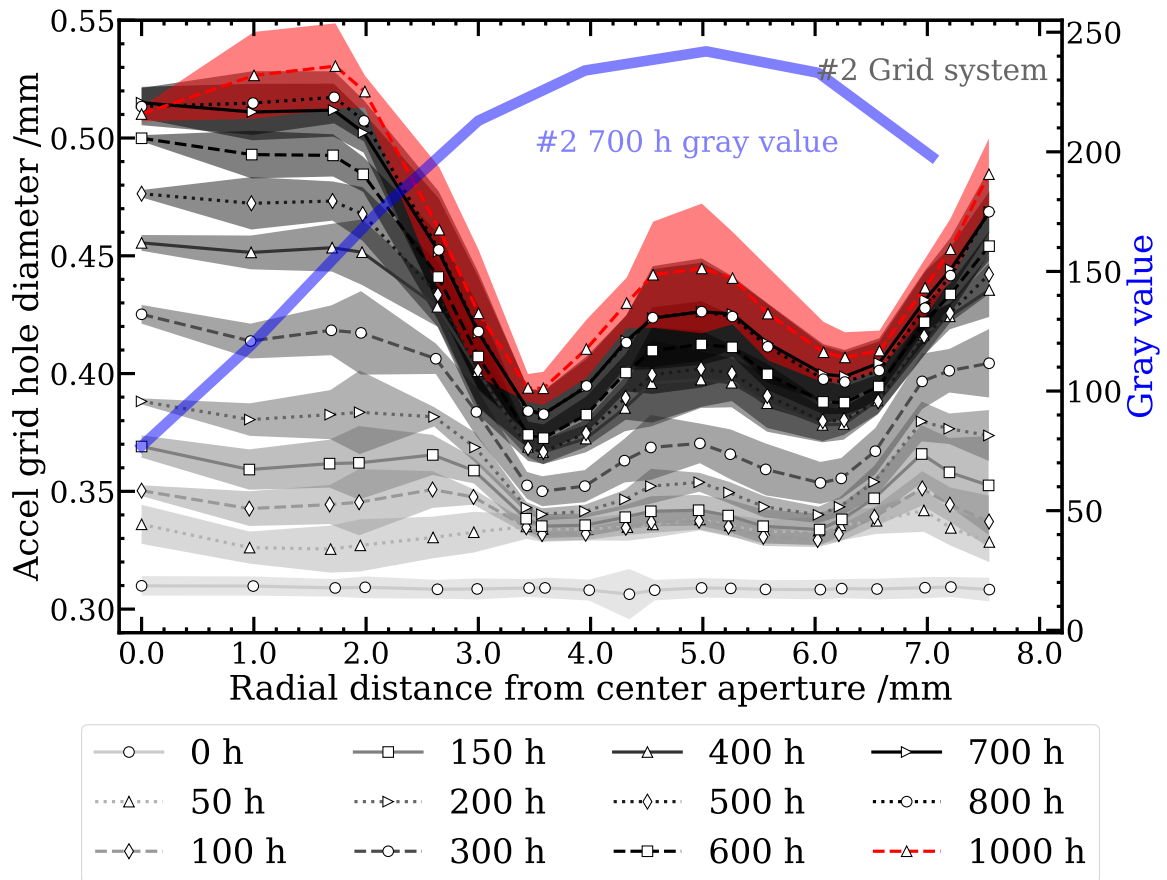


Fig. 5.9 Radial distance from center aperture vs. accelerator grid aperture diameter in grid2 and vs. gray value.

る。しかしながら、文献[45]によるグローバルモデルの計算から、中性粒子およびイオンの励起光は、水プラズマの電流値と正の相関がある。したがって、輝度分布においても放電室内部のプラズマ密度を定性的に知ることができると考えられる。

5.2.3 アクセルグリッド損耗の数値計算

中野氏に、文献[41]による24個の孔を考慮したFull-aperture modelにて、アクセルグリッド損耗の計算を依頼した。計算結果とグリッド#2の結果を比較した。アクセル電流とスクリーン電流比の時間履歴をFig. 5.10 (a)に、中心の孔からの径方向距離とアクセルグリッド孔径の関係をFig. 5.10 (b)に示す。アクセル電流のスクリーン電流比は、実験および数値計算において同様に時間とともに減少した。特にCEXが卓越すると考えられる500時間以降では、両者はよく一致した。一方で、DIが卓越する0-500時間の範囲では、数値計算と実験値で乖離がみられた。

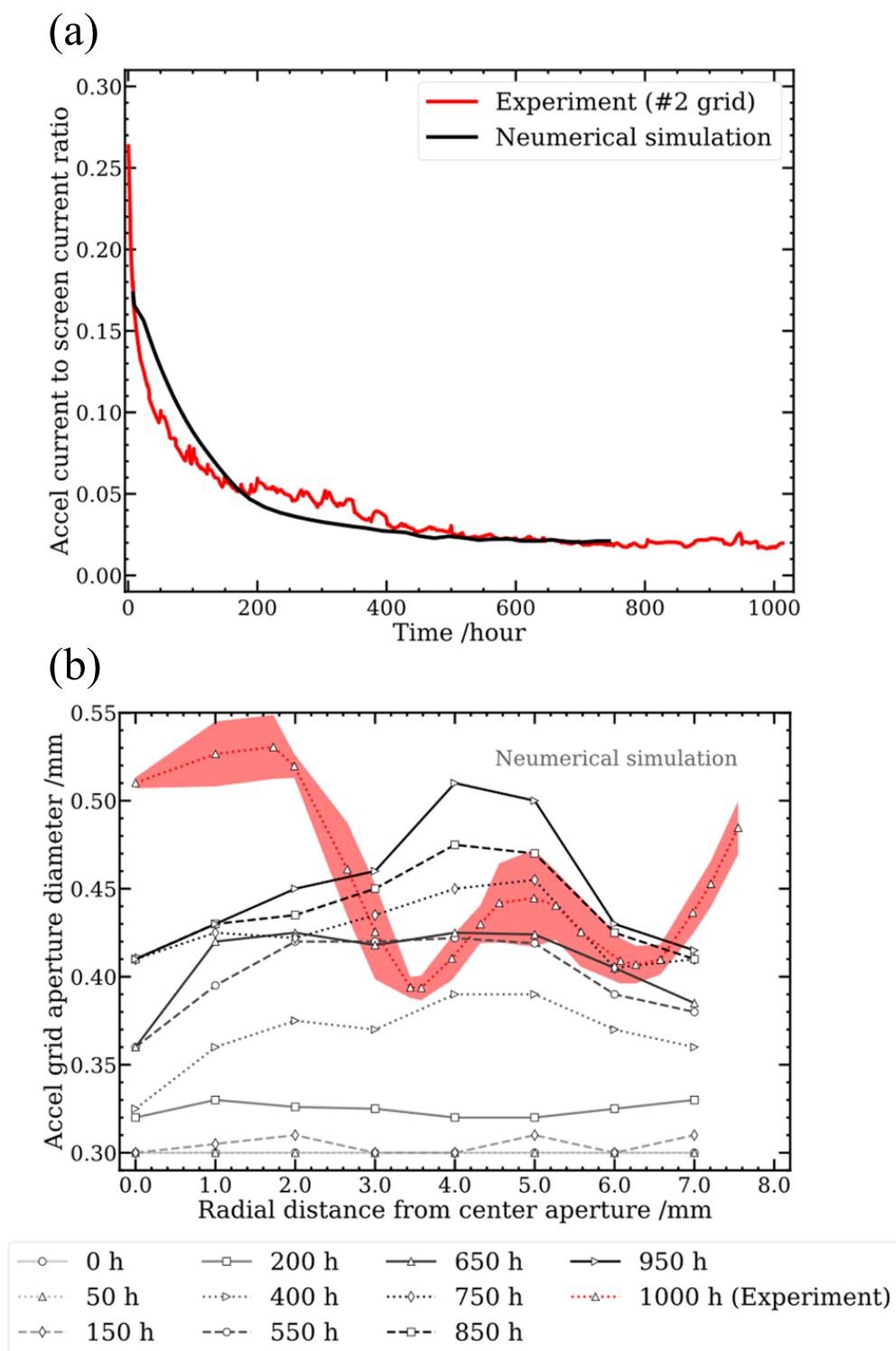


Fig. 5.10 Comparison experiment and numerical simulation in time history of the accelerator to screen current ratio (a), and in radial distance from center aperture vs. accelerator grid aperture diameter (b).

200時間で実験値と計算値の対応が反転しているが、これは200時間で行ったグリッドシステムの取り外しと洗浄に由来する電流値の変化の影響を受けていると考えられる。また、0時間から950時間にかけて、アクセルグリッドの孔径は徐々に増加した。950時間後の数値計算によるアクセルグリッドの孔径は、中心付近で損耗が小さく、 $R = 5 \text{ mm}$ 付近にて極大値をとる。アクセルグリッド孔径について、950時間後の数値計算と1000時間後の実験値を比較すると、中心付近の乖離が著しい。中心付近の孔から排出されるイオンビームの密度が実験と乖離している可能性が高く、文献[43]で予想されている電流分布よりも中心付近の電流値が高い可能性がある。計算では、同一のスクリーン電流と推進剤利用効率を実験値から与え、イオン種および電流分布を文献[43]の値を与えた。スパッタリングは山村の公式[49]に従うと仮定している。定量的な一致には至っていないが、中心および周辺領域では直撃イオンビームが卓越、中間付近ではCEXイオンが卓越するという傾向は、実験と数値計算とで一致している。

Chapter 6

結言

本研究では、小型水イオンスラスタの最終的な寿命予測および推進剤利用効率が高く直撃イオンビームの衝突が少ない最適グリッド形状への指針を得るために、非一様性を有するプラズマがアクセルグリッドの損耗やスラスタ性能に与える影響を、750-1030時間の長時間作動を通して実験的に評価した。

- 長時間作動によるイオンスラスタの推進性能の変化

アクセル電流は時間とともに減少し、200時間程度で概ね定常となった。アクセル電流の減少は直撃イオンビームの衝突が減少したこと由来し、定常値0.21 mAはCEXイオンに由来すると考えられる。時間経過とともに、アクセルグリッドの孔形状がイオンビームに最適化されビーム電流が増加する効果と、グリッドの孔拡大に伴う推進剤利用効率が低下する効果が見られた。イオンビーム最適化の効果は、直撃イオンビームの卓越する0-200時間において顕著であり、それ以降10 mA程度で一定である。一方で推進剤利用効率・比推力は、CEXイオンがグリッドを損耗し続けるため、今後も低下すると考えられる。700時間作動後では、推進剤利用効率は最大で12.6%程度であり、その時の流量は12 $\mu\text{g/s}$ 程度である。また、グリッド損耗を考慮して中性粒子数密度で推進性能を整理すると、スクリーン電流がよく一致する。このことから、1000時間オーダーの作動における推進性能の変化は、グリッド形状の変化が支配的であり、アンテナや磁石の汚染は有意な影響を与えていないと考えられる。

- 非一様なプラズマがもたらすアクセルグリッドの損耗

750-1030時間の作動によって、アクセルグリッドは非一様な損耗を受ける。

1. 中心の領域（径方向距離： $0.0\text{ mm} < R$ （: Radial distance from center aperture） $< 2.8\text{ mm}$ ）では、イオンビームが特に薄く発散角が特に大きいと

考えられる。この領域での損耗はゆっくりと大きく進行し、700時間かけてアクセルグリッドの最小直径は0.31 mmから0.53 mm程度まで円形に拡大した。中心付近の孔は、引き出しイオン電流が少なく中性粒子閉じ込めを悪化させることから、孔を閉塞させることも手であろう。

2. 中間の領域 ($2.8 \text{ mm} < R < 7.0 \text{ mm}$) では、イオンビームが濃く発散角が小さいと考えられる。この領域では、グリッドの最小直径は0.31 mmから0.39-0.44 mm程度に六角形または星型に拡大した。発散角が小さいため、直撃イオンビームの衝突は200時間程度で止み、それ以降はCEXイオンの衝突が卓越すると考えられる。六角形の損耗は、周囲の孔からのイオンビームの排斥力によるもので、星型の損耗はCEXによるランダムなbarrel erosionの効果であると考えられる。CEXイオンの生成量は、概ねビーム電流と比例するため、アクセルグリッドの孔径は最も輝度の高い $R = 5 \text{ mm}$ で極大値をとる。中間付近の孔は、1,000時間以降もCEXイオンにより損耗を受けつづける。この時、スパッタした粒子の約75 %がアクセルグリッドに再付着する。
3. 周辺領域 ($7.0 \text{ mm} < R$) では、イオンビームが薄く発散角が大きいと考えられる。この領域では、4-500時間程度をかけてグリッドの最小直径は0.31 mmから0.44-0.49 mm程度に外側に突き出した六角形に拡大した。中心付近と同様に直撃イオンビームによる損耗が卓越し、大きく損耗を受ける。また、イオンビームの排斥力がビームの薄い外側になるにしたがって弱まるため、外側に突き出したような六角形となる。

これらの非一様なプラズマがもたらすグリッド損耗は、数値計算でも定性的には説明できるが、中心付近の直撃損耗の定量性に課題が残る。

References

- [1] Dan M Goebel and Ira Katz. *Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters*, volume 1. John Wiley & Sons, 2008.
- [2] Thyrso Villela, Cesar A Costa, Alessandra M Brandão, Fernando T Bueno, and Rodrigo Leonardi. Towards the thousandth cubesat: A statistical overview. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019.
- [3] Cubesat NASA. 101: Basic concepts and processes for first-time cubesat developers. *NASA and California Polytechnic State University*, 2017.
- [4] Armen Poghosyan and Alessandro Golkar. Cubesat evolution: Analyzing cubesat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 88:59–83, 2017.
- [5] Joseph R Kopacz, Roman Herschitz, and Jason Roney. Small satellites an overview and assessment. *Acta Astronautica*, 170:93–105, 2020.
- [6] Kristina Lemmer. Propulsion for cubesats. *Acta Astronautica*, 134:231–243, 2017.
- [7] Igor Levchenko, Kateryna Bazaka, Yongjie Ding, Yevgeny Raitses, Stéphane Mazouffre, Torsten Henning, Peter J Klar, Shunjiro Shinohara, Jochen Schein, Laurent Garrigues, et al. Space micropropulsion systems for cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews*, 5(1):011104, 2018.
- [8] Peter MB Waswa. Unique role of small satellites in empowering spacecraft formation flying missions. *International Journal of Aerospace System Science and Engineering*, 1(1):55–67, 2021.
- [9] Siegfried W Janson, Estela Jaime, Montenegro Sergio, Lucas Ramos Hissa, Rogerio Atem de Carvalho, Willem H Steyn, Vaios J Lappas, Flavia Tata Nardini, Coletti Michele, Reissner Alexander, et al. Nanosatellites: Space and ground technologies, operations and economics. 2020.
- [10] Stephen Samples and Richard Wirz. Parametric analysis of high-delta-v cubesat missions with a miniature ion thruster. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 58(3):754–763, 2021.
- [11] Jose C Pascoa, Odelma Teixeira, and Gustavo Filipe. A review of propulsion systems for cubesats. In *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, volume 52002, page V001T03A039. American Society of Mechanical Engineers, 2018.

- [12] David Krejci, Lou Grimaud, Tony Schönherr, Valentin Hugonnaud, Alexander Reissner, and Bernhard Seifert. Enpulsion nano and micro propulsion systems: development and testing. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, page 3420, 2021.
- [13] C Woodruff, D King, R Burton, J Bowman, and D Carroll. Fiber-fed pulsed plasma thruster (fppt) for small satellites. In *The 36th International Electric Propulsion Conference (University of Vienna, Austria)*, 2019.
- [14] Hiroyuki Koizumi, Jun Asakawa, Yuichi Nakagawa, Keita Nishii, Yoshinori Takao, Masakatsu Nakano, and Ryu Funase. Assessment of micropropulsion system unifying water ion thrusters and water resistojet thrusters. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 56(5):1400–1408, 2019.
- [15] Jun Asakawa, Kazuya Yaginuma, Yuichi Nakagawa, and Hiroyuki Koizumi. Multiple water propulsion systems: All propulsive capabilities for cubesats from leo to deep space. 2020.
- [16] Michael Tsay, John Frongillo, Kurt Hohman, and Benjamin Kevin Malphrus. Lunarcube: a deep space 6u cubesat with mission enabling ion propulsion technology. 2015.
- [17] Kristina Lemmer. Propulsion for cubesats. *Acta Astronautica*, 134:231–243, 2017.
- [18] Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, Junichi Aoyama, and Koji Yamaguchi. Development and flight operation of a miniature ion propulsion system. *Journal of Propulsion and Power*, 34(4):960–968, 2018.
- [19] Hiroyuki Koizumi, Hiroki Kawahara, Kazuya Yaginuma, Jun Asakawa, Yuichi Nakagawa, Yusuke Nakamura, Shunichi Kojima, Toshihiro Matsuguma, Ryu Funase, Junichi Nakatsuka, et al. Initial flight operations of the miniature propulsion system installed on small space probe: Procyon. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 14(ists30):Pb_13–Pb_22, 2016.
- [20] Daduí C Guerrieri, Marsil AC Silva, Angelo Cervone, and Eberhard Gill. Selection and characterization of green propellants for micro-resistojets. *Journal of Heat Transfer*, 139(10), 2017.
- [21] Kazuya Yaginuma, Jun Asakawa, Yuichi Nakagawa, Yoshihiro Tsuruda, Hiroyuki Koizumi, Kota Kakiyama, Kanta Yanagida, Yusuke Murata, Mikihiro Ikura, Shuhei Matsushita, et al. Aqt-d: Cubesat demonstration of a water propulsion system deployed from iss. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, 18(4):141–148, 2020.
- [22] Andrew van Paridon and Elaine Petro. Survey of water powered propulsion systems. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, page 3566, 2021.

- [23] Jun Asakawa, Hiroyuki Koizumi, Keita Nishii, Naoki Takeda, Masaya Murohara, Ryu Funase, and Kimiya Komurasaki. Fundamental ground experiment of a water resistojet propulsion system: Aquarius installed on a 6u cubesat: Equuleus. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 16(5):427–431, 2018.
- [24] Sergio E Gallucci, Michael M Micci, and Sven G Bilén. Design of a water-propellant 17.8-ghz microwave electrothermal thruster. In *The 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, USA October*, pages 8–12, 2017.
- [25] Allison Porter, Mason Freedman, Richard Grist, Conlan Wesson, and Mark Hanson. Flight qualification of a water electrolysis propulsion system. 2021.
- [26] <https://pale-blue.co.jp/product/>.
- [27] Yuichi Nakagawa, Hiroyuki Koizumi, Hiroki Kawahara, and Kimiya Komurasaki. Performance characterization of a miniature microwave discharge ion thruster operated with water. *Acta Astronautica*, 157:294–299, 2019.
- [28] Keita Nishii. *Experimental study of the multiphase flow inside water thrusters for microspacecraft*. PhD thesis.
- [29] Harold R Kaufman. Technology of electron-bombardment ion thrusters. In *Advances in electronics and electron physics*, volume 36, pages 265–373. Elsevier, 1975.
- [30] Anatoly S Koroteev, Alexander S Lovtsov, Vyacheslav A Muravlev, Mikhail Y Selivanov, and Andrey A Shagayda. Development of ion thruster it-500. *The European Physical Journal D*, 71(5):1–10, 2017.
- [31] Katz Ira, James Polk, John Brophy, and John Anderson. Numerical simulations of ion thruster accelerator grid erosion. In *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, page 4261, 2002.
- [32] Kazutaka Nishiyama, Satoshi Hosoda, Kazuma Ueno, Ryudo Tsukizaki, and Hitoshi Kuninaka. Development and testing of the hayabusa2 ion engine system. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 14(ists30):Pb_131–Pb_140, 2016.
- [33] J Polk, J Anderson, J Brophy, V Rawlin, M Patterson, J Sovey, and J Hamley. An overview of the results from an 8200 hour wear test of the nstar ion thruster. In *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, page 2446, 1999.
- [34] Jonathan Van Noord. Lifetime assessment of the next ion thruster. In *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, page 5274, 2007.
- [35] Hitoshi Kuninaka, Ikko Funaki, Kazutaka Nishiyama, Yukio Shimizu, and Kyoichiro Toki. Result of 18,000-hour endurance test on microwave discharge ion thruster engineering model. In *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, page 3276, 2000.

- [36] Richard E Wirz, John R Anderson, and Ira Katz. Time-dependent erosion of ion optics. *Journal of Propulsion and Power*, 27(1):211–217, 2011.
- [37] Ikkoh Funaki, Masakatsu Nakano, Yoshihiro Kajimura, Takeshi Miyasaka, Yoshinori Nakayama, Toru Hyakutake, Motoi Wada, Takahiro Kenmotsu, Tetsuya Muramoto, Hitoshi Kuninaka, et al. A numerical tool for lifetime evaluation of ion thruster's ion optics. In *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, page 5734, 2011.
- [38] Ikkoh FUNAKI, Yoshihiro KAJIMURA, Masakatsu NAKANO, Iku SHINOHARA, Toru HYAKUTAKE, Takeshi MIYASAKA, Yoshinori NAKAYAMA, and Hitoshi KUNINAKA. Research and development of an ion engine grid design tool. *Theoretical and Applied Mechanics Japan*, 59:49–57, 2011.
- [39] Masakatsu Nakano, Hiroyuki Koizumi, Tadashi Inagaki, and Kimiya Komurasaki. Numerical study of $\mu 1$ ion engine optics using jiedi tool. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, 12(ists29):Pb_27–Pb_32, 2014.
- [40] M Nakano, K Nakamura, Y Naito, Y Nakagawa, Y Takao, and H Koizumi. Computational design of a high-efficiency accelerator grid for a miniature ion thruster by full-aperture ion optics simulations. *AIP Advances*, 9(3):035343, 2019.
- [41] Masakatsu Nakano, Kengo Nakamura, Yuichi Nakagawa, Yoshinori Takao, and Hiroyuki Koizumi. Design of high efficiency grid system for water propellant miniature ion thrusters. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, 18(6):412–416, 2020.
- [42] Masakatsu Nakano, Kengo Nakamura, Yuichi Nakagawa, Daiki Tomita, Yoshinori Takao, and Hiroyuki Koizumi. Numerical simulation of full-aperture-pair ion optics in a miniature ion thruster. *Physics of Plasmas*, 25(1):013524, 2018.
- [43] Kengo Nakamura, Yuichi Nakagawa, Hiroyuki Koizumi, and Yoshinori Takao. Numerical analysis of a miniature microwave-discharge ion thruster using water as the propellant. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 61(4):152–159, 2018.
- [44] Dan M Goebel and Analyn C Schneider. High-voltage breakdown and conditioning of carbon and molybdenum electrodes. *IEEE transactions on plasma science*, 33(4):1136–1148, 2005.
- [45] Yuichi Nakagawa, Hiroyuki Koizumi, Yuki Naito, and Kimiya Komurasaki. Water and xenon ecr ion thruster—comparison in global model and experiment. *Plasma Sources Science and Technology*, 29(10):105003, 2020.
- [46] Donald J Santeler. New concepts in molecular gas flow. *Journal of Vacuum Science & Technology A: Vacuum, Surfaces, and Films*, 4(3):338–343, 1986.

- [47] J Scott Miller, Steve H Pullins, Dale J Levandier, Yu-hui Chiu, and Rainer A Dressler. Xenon charge exchange cross sections for electrostatic thruster models. *Journal of Applied Physics*, 91(3):984–991, 2002.
- [48] C Randal Lishawa, Rainer A Dressler, James A Gardner, Richard H Salter, and Edmond Murad. Cross sections and product kinetic energy analysis of $\text{h}_2\text{o}^+-\text{h}_2\text{o}$ collisions at suprathreshold energies. *The Journal of chemical physics*, 93(5):3196–3206, 1990.
- [49] Yasunori Yamamura and Hiro Tawara. Energy dependence of ion-induced sputtering yields from monatomic solids at normal incidence. *Atomic data and nuclear data tables*, 62(2):149–253, 1996.
- [50] Masakatsu Nakano, Yoshihiro Kajimura, and Ikkoh Funaki. Jiedi tool: Numerical life qualification tool for ion engine optics. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 10(ists28):Pb_85–Pb_90, 2012.
- [51] Hiroyuki Koizumi and Hitoshi Kuninaka. Antenna design method and performance improvement of a micro ion engine using microwave discharge. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, SPACE TECHNOLOGY JAPAN*, 7(ists26):Pb_89–Pb_94, 2009.
- [52] John Williams, Dan Goebel, and Paul Wilbur. Analytical model of electron backstreaming for ion thrusters. In *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, page 4560, 2003.

Achievements

学術雑誌掲載

Ezuka F., Nakano M., Koizumi H., Komurasaki K.: "The effect of non-uniform plasma on the grid erosion of the miniature water ion thruster", *Journal of Propulsion and Power*, 2022 (投稿予定)

国内学会における発表

江塚風也, 中川悠一, 柳沼和也, 浅川純, 小泉宏之, 小紫公也: "マイクロ波放電式小型水イオンスラスタ長時間作動系の開発と初期作動", 宇宙科学技術連合講演会, 2021/11

国際学会における発表

Ezuka F., Nakagawa Y., Tomita D., Yaginuma K., Asakawa J., Koizumi H., Komurasaki K.: "Performance and grid erosion of a miniature water ion thruster during an on-going long-duration test", *ISTS: International Symposium on Space Technology and Science*, 2022/02

Appendix A

長時間作動の監視安全装置

フローチャートと回路図

イオンスラスト長時間作動系における安全装置の回路図をFig. A.1に示す。APS / NPS / SPS駆動用の電源 / MV / チラー / 制御基板用の電源 2種にそれぞれリレー回路が接続され、Labviewまたは制御基板による異常検知によりリレーのスイッチをOn / offする。リレーは電圧を印加することで各電源に対して通電するように設定し、通常（電圧印加なし）の場合は通電せず各電源は作動しない。これは停電など有事の際、スラストや真空装置を停止できるようにするためである。イオンスラスト長時間作動系におけるスラスト動作・停止手順および安全装置のフローチャートをFig. A.2-A.9に示す。制御基板では、スラスト作動用の周期関数を組み込み、調温・調圧・異常検知・停止措置を担う。この周期関数は、実行前検査を経て呼び出される。周期関数内では、まず調温と温度の異常検知を行い、次に調圧と圧力の異常検知を行う。温度と圧力がノミナル値に達すると、温度圧力の異常検知と調温・調圧を約200 msで繰り返す。異常検知の回数が閾値を超えた場合、停止措置に移行する。停止措置は、基本的には直流電源系（APS / SPS / NPSの順）・マイクロ波電源・調圧・調温の順に行う。また、LabVIEWでは、SPS / APS / NPSの電流・電圧および背圧の異常検知を行う。約1 s周期で駆動する周期関数によって異常検知し、検知回数が閾値以上に達すると停止措置に移行する。LabVIEWで異常検知した場合の停止措置は、まずLabVIEWにて直流電源のアウトプットをオフにしチラーを停止する。次に制御基板側でマイクロ波電源と調温・調圧を停止する。背圧異常の場合、この操作のあと制御基板用の電源を落としMVを閉じる。（パッシェンの法則より1-10 Pa環境下では制御基板上での放電を誘発するため。）制御基板で異常検知した場合の停止措置は、まずマイクロ波電源を停止し調温・調圧を停止する。次にLabview側がプラズマが消えたことによる異常を検知し、直流電源のアウトプットをオフにする。

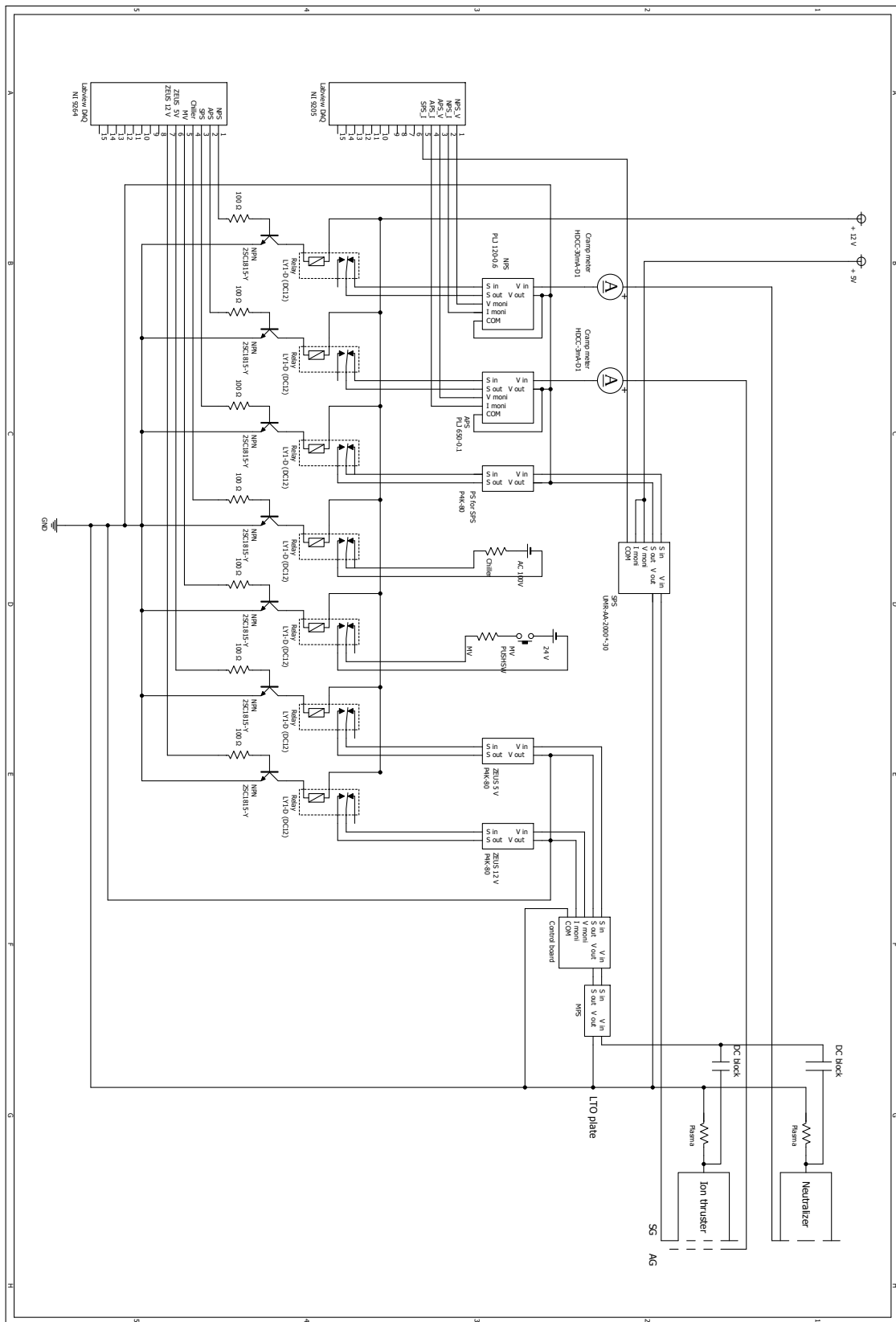


Fig. A.1 Ion thruster LTO safety device circuit.

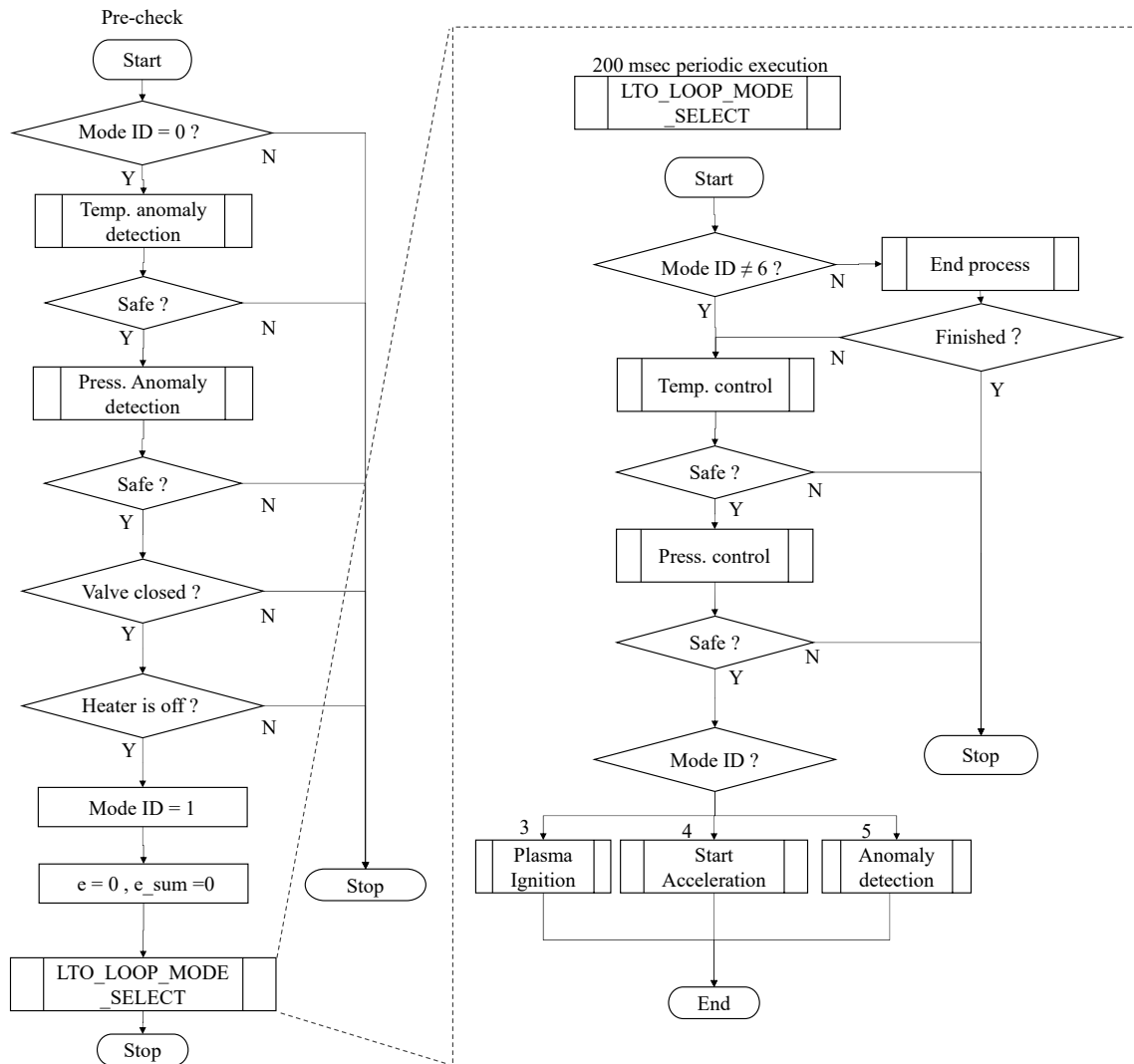


Fig. A.2 LTO-loop function and pre-check.

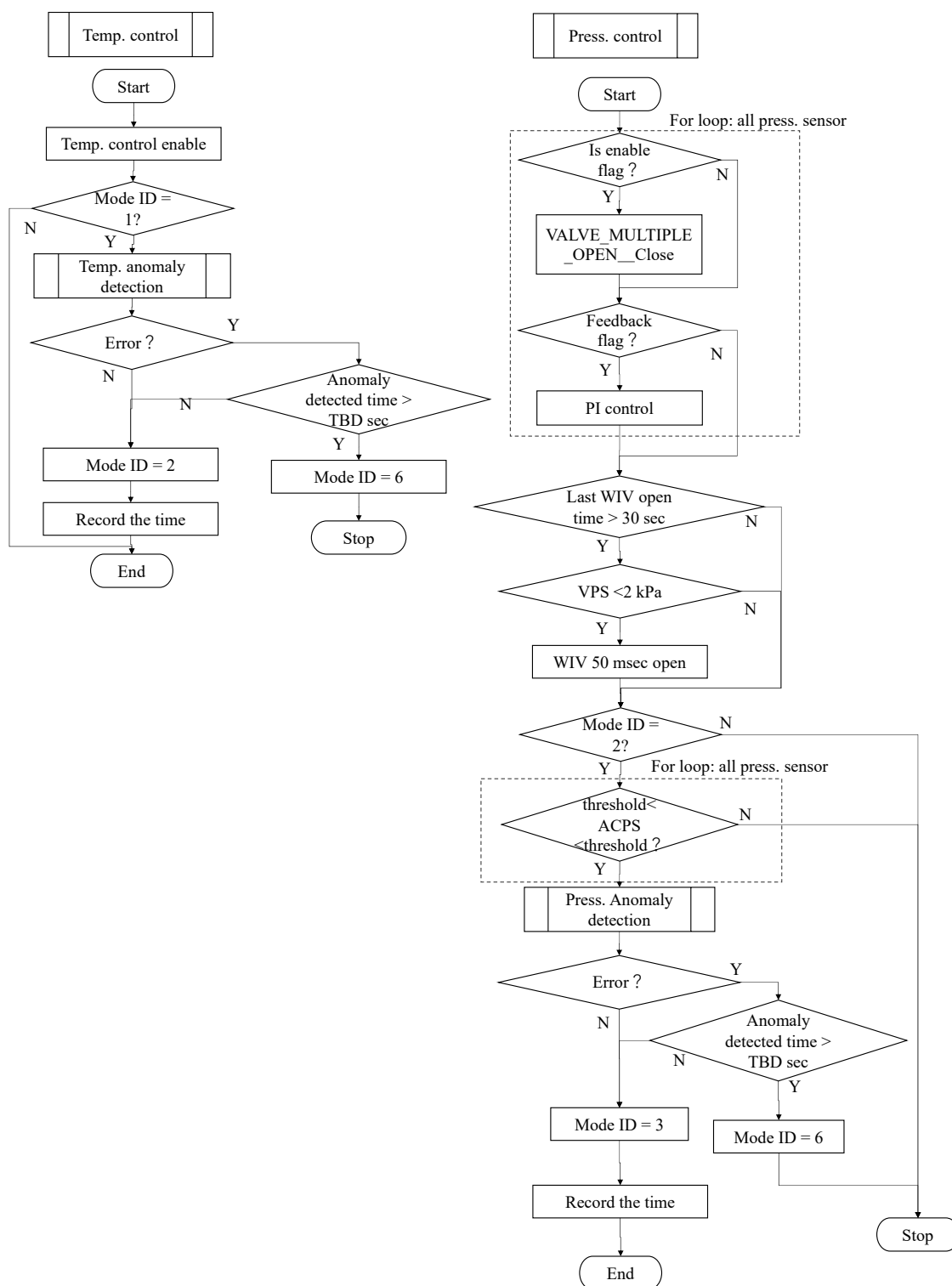


Fig. A.3 LTO temperature & pressure control process.

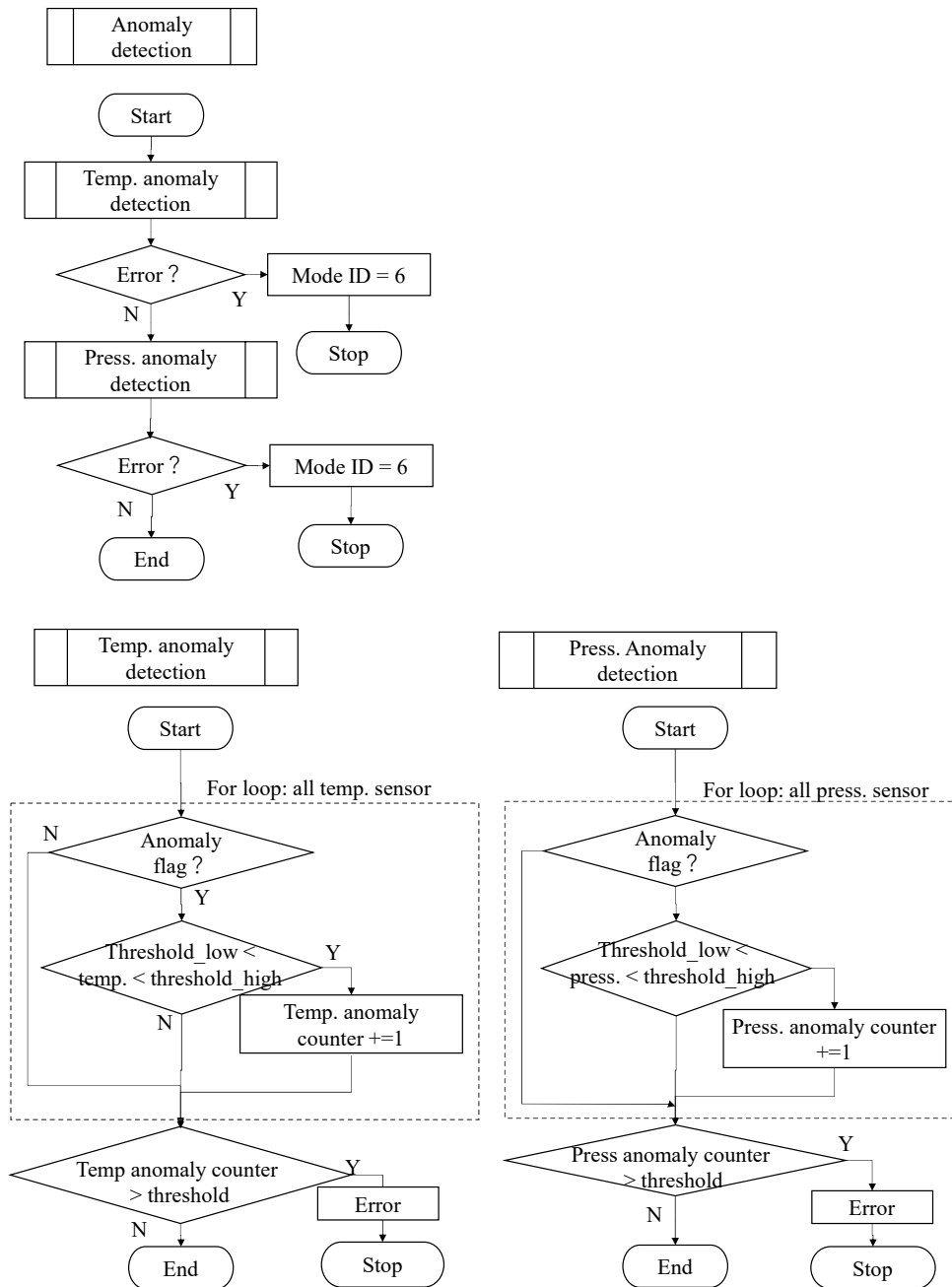


Fig. A.4 LTO error detection process.

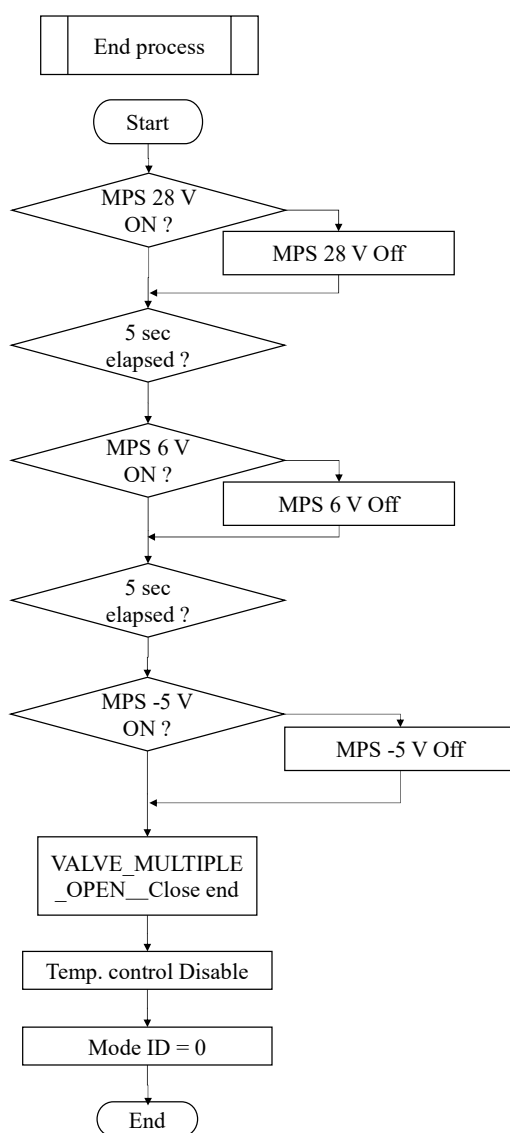


Fig. A.5 LTO end process.

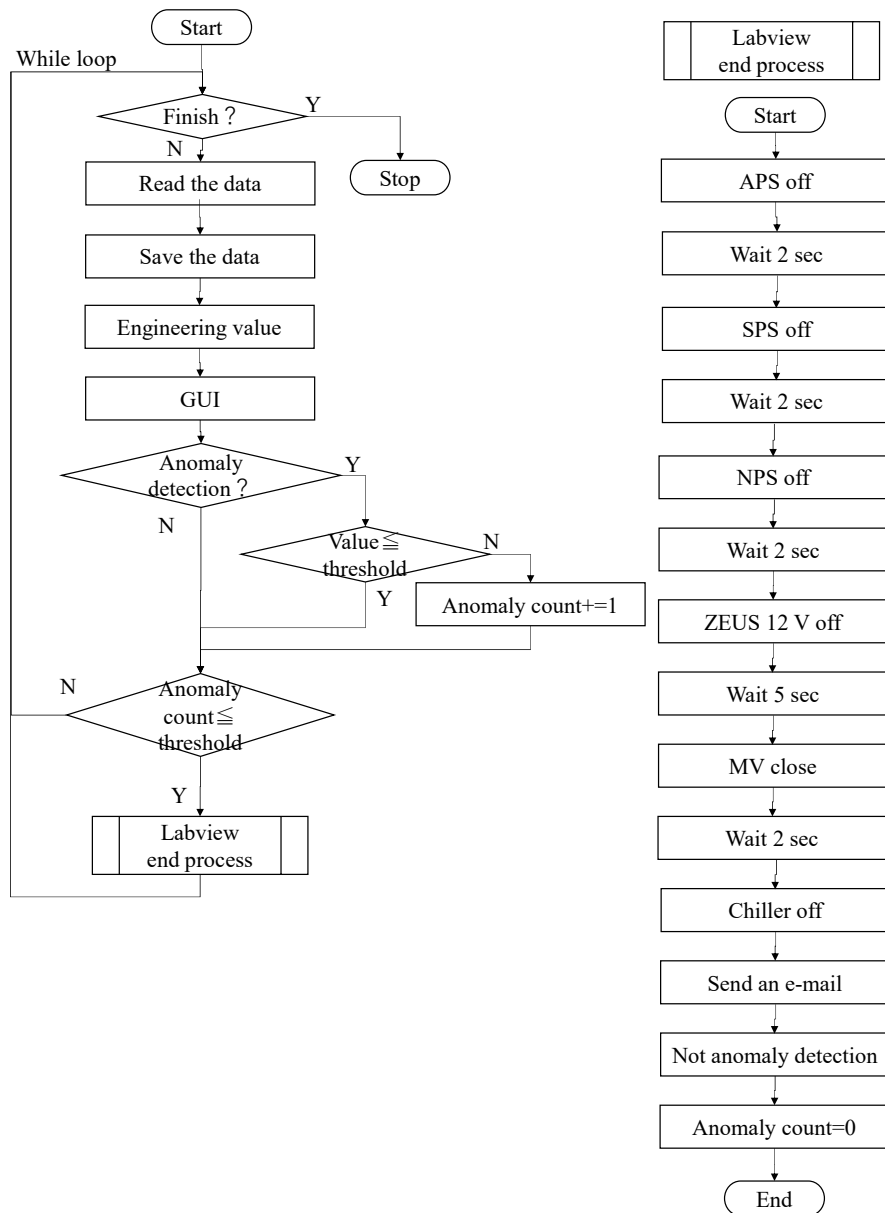


Fig. A.6 Labview safety device flow chart.

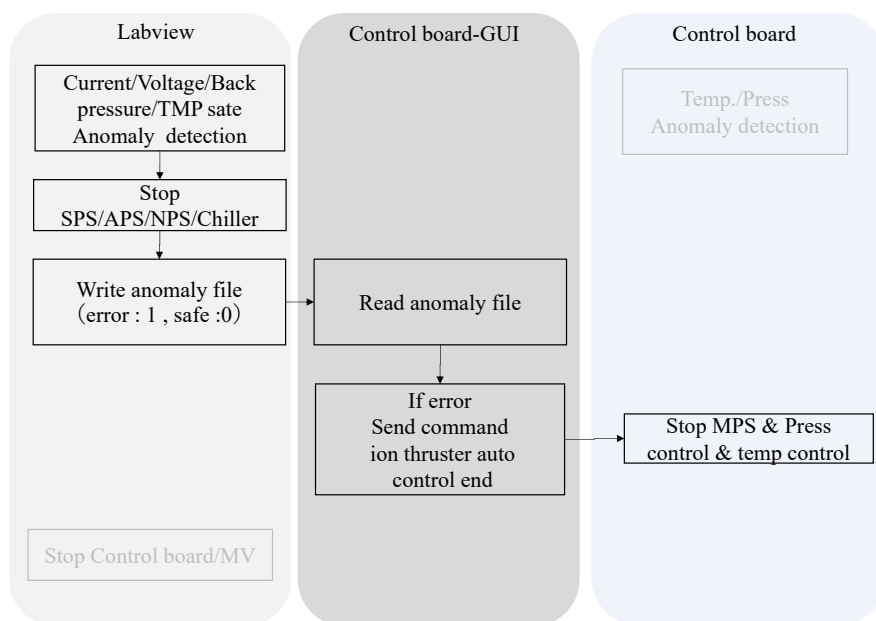


Fig. A.7 End process connection of LabVIEW and control board in the case of current/voltage anomaly.

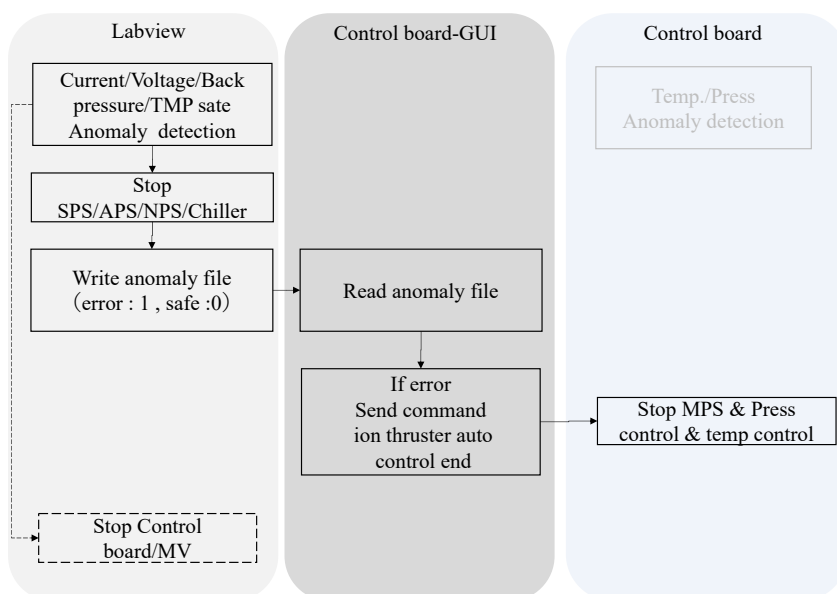


Fig. A.8 End process connection of LabVIEW and control board in the case of back pressure anomaly.

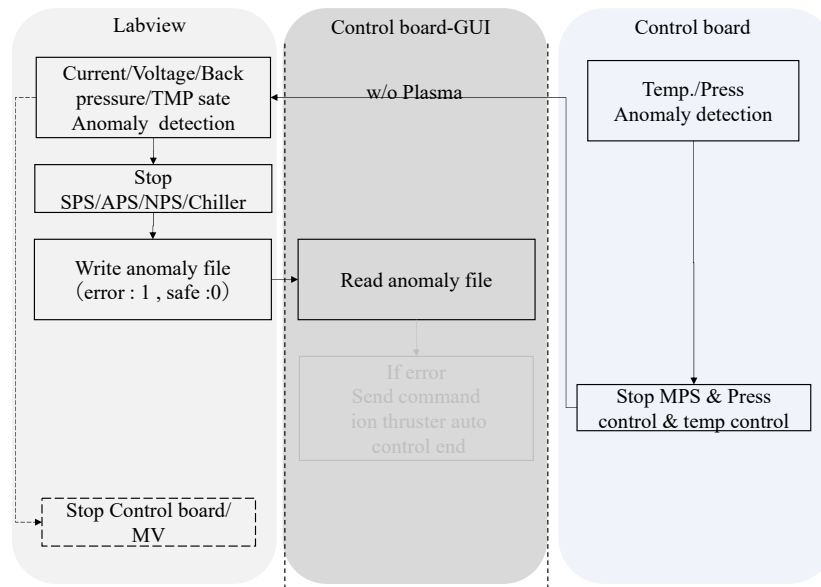


Fig. A.9 End process connection of LabVIEW and control board in the case of temperature / pressure anomaly.

異常検知時に用いた閾値をTable A.1にまとめた。

Table A.1 Threshold of the LTO safety device.

	Lower	Upper	Allowable number of anomaly
WPS /kPa	10	50	50
VPS /kPa	1	4	50
ACPS-I /kPa	0	3	50
ACPS-N /kPa	0	3	50
SPS current /mA	6	-	10
APS current /mA	0.1	-	10
NPS current /mA	6	-	10
APS voltage /V	150	-	10
NPS voltage /V	10	-	10
Thermal sensor /degC	10	40	50
Back pressure /Pa	0.1	-	1

Appendix B

グリッド損耗に伴う中和電子の逆流

本研究で扱ったマイクロ波放電式小型中和器には負の電圧が印加されており，そこから放出された電子は，数-数10 eVのエネルギーをもってイオンビームを中和する．イオンスラストでは，Fig. 2.1に示すようにアクセルグリッドによって中和器からの電子の逆流を防いでいる．しかしながら，アクセルグリッドが損耗し孔が拡大していくと，アクセルグリッド孔間におけるビーム電位は上昇し，Fig. B.1に示すように電子が電位差を乗り越えてスクリーングリッドに流入する可能性がある．中和電子の逆流は，スクリーン電源の余分な電力消費となるため，スラスト運用上避けなければならない．電子がマクスウェル分布に従うと仮定すると，電子逆流を防ぐために必要なイオンビームの最低電圧 V_m は式 B.1である．[52] ただし， V_{AG} はアクセル電圧， ΔV はアクセルグリッド端面からイオンビーム中央部までの電位差， d_{AG}, t_{AG} はそれぞれアクセルグリッドの孔直径と厚み， l_e は後述する代表加速長さ， V_{bp} は排出したイオンビームのポテンシャルである．

$$V_m = V_{AG} + \Delta V + \frac{d_{AG}(V_{bp} - V_{AG})}{2\pi l_e} \left\{ 1 - \frac{2t_{AG}}{d_{AG} \tan^{-1}\left(\frac{d_{AG}}{2t_{AG}}\right)} \right\} \exp\left(\frac{-t_{AG}}{d_{AG}}\right) \quad (\text{B.1})$$

式 B.1から，逆流電子電流とビーム(イオン)電流の割合は式 B.2で表せる． V_p はプラズマポテンシャル， C はグリッド形状の関数であり式 B.3で与えた．

$$\frac{I_{be}}{I_i} = \frac{\exp\left[\left\{V_{AG} + \Delta V + (V_{bp} - V_{AG})C - V_{bp}\right\}/T_e\right]}{2 \sqrt{\pi \frac{m}{M_i \frac{(V_p - V_{bp})}{T_e}}}} \quad (\text{B.2})$$

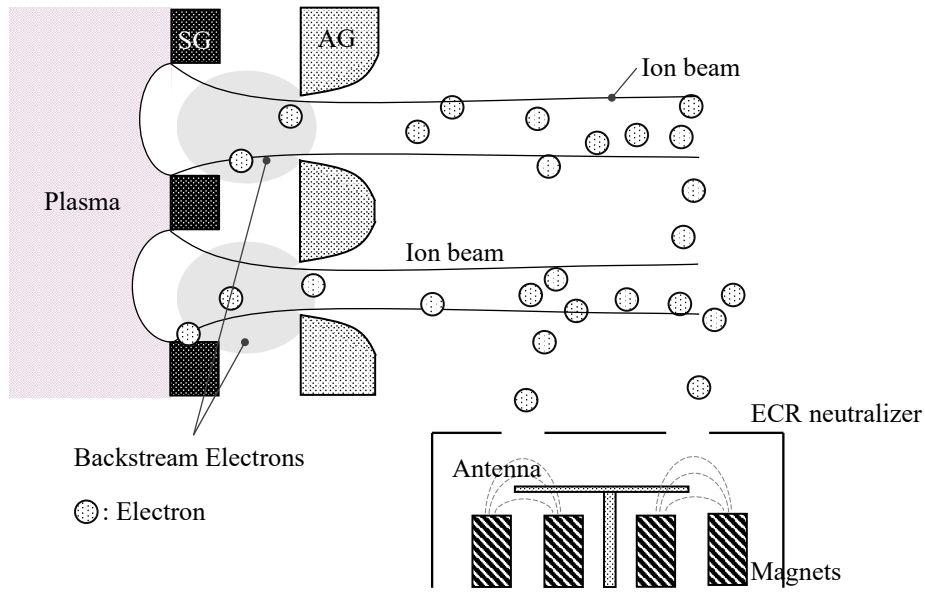


Fig. B.1 Neutralization of beam ions and back-streaming electrons.

$$C = \frac{d_{AG}}{2\pi l_e} \left\{ 1 - \frac{2t_{AG}}{d_{AG}} \tan^{-1} \left(\frac{d_{AG}}{2t_{AG}} \right) \right\} \exp(-t_{AG}/d_{AG}) \quad (B.3)$$

式 B.2を解いて，各電子温度におけるアクセルグリッドに印加する電圧(以降アクセル電圧)と中和電子逆流のビーム電流に対する割合の関係をFig. B.2上を示す． $V_{bp} = 5$ V， $V_p = 1530$ V，ビーム電流 $I_{beam} = 10$ mA，水イオンの分子量を18と仮定し，グリッド幾何形状は後述のTable 3.2で与えた．同様に， $d_{AG} = 0.3 \sim 1.0$ mmの各アクセルグリッドの孔径における逆流電子電流とアクセル電圧の関係をFig. B.2下に示す．ここでは電子温度を $T_e = 10$ eVと仮定した．

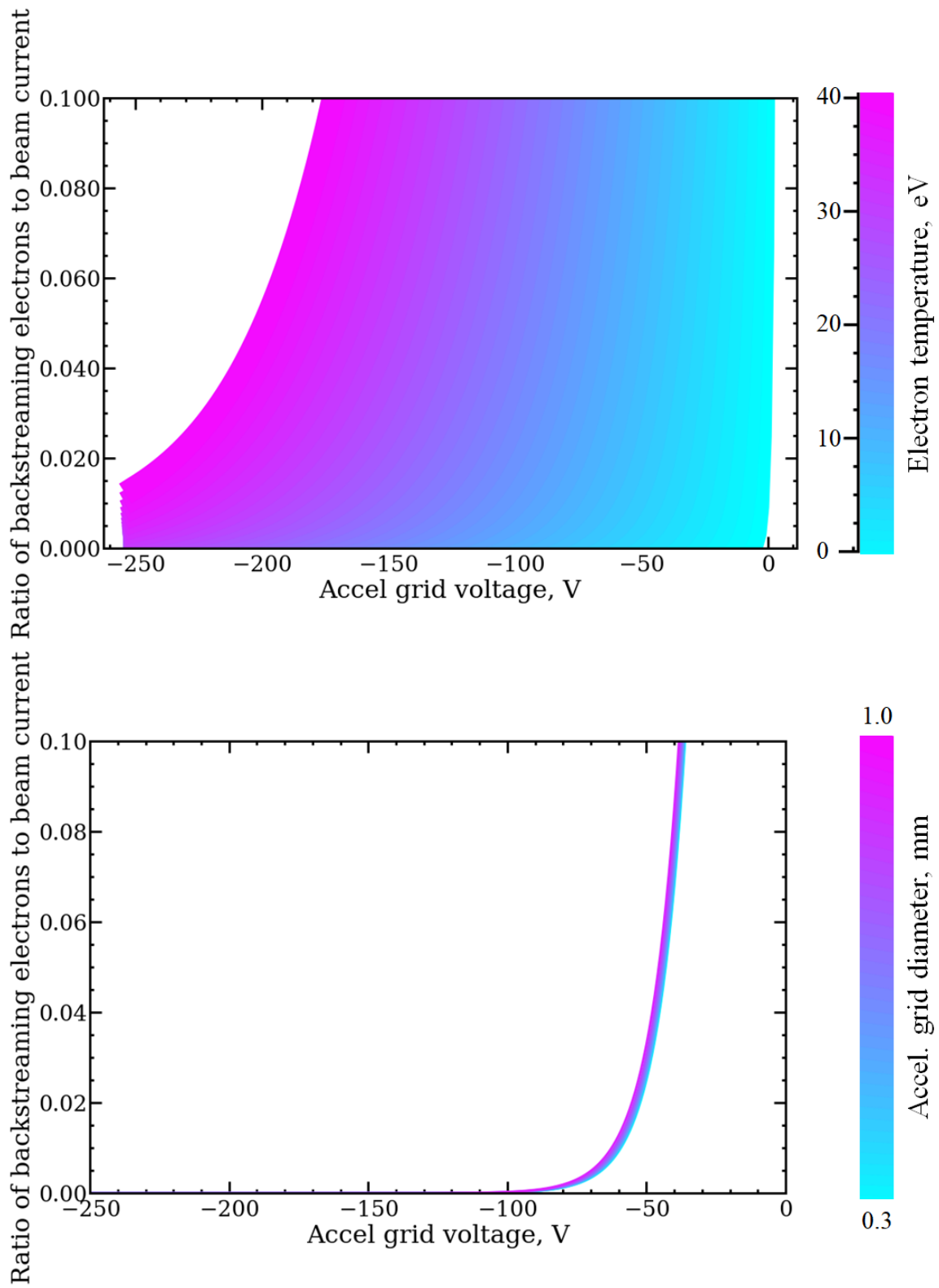


Fig. B.2 Ratio of back streaming electrons vs. accel grid voltage.

Appendix C

グローバルモデルによる水蒸気流量と放電室内プラズマの関係

グローバルモデル[45]による流量とプラズマパラメータの関係をFig. C.1-C.5にまとめる。グローバルモデルは、シース内側での体積平均の数密度を、エネルギー保存およびイオン・電子・中性粒子の生成と損失の保存を解いて求めるものである。Fig. C.1は推進剤流量に対する中性粒子数密度と電子数密度の関係。中性粒子数密度は $1 \times 10^{20} \text{ m}^{-3}$ オーダーであり、電子数密度は $1 \times 10^{16} \text{ m}^{-3}$ オーダーである。Fig. C.2は推進剤流量に対する電離・運動エネルギー・回転・励起・乖離へのエネルギー損失の割合の関係である。水蒸気流量を $10 - 50 \mu\text{gs}^{-1}$ まで変化させると、電離・励起・乖離は単調に増加し運動エネルギーは単調に減少する。高流量側では電離度の増加は緩やかとなる。Fig. C.3は、推進剤流量に対する電子温度とプラズマポテンシャルの関係である。電子温度は10 eV前後、プラズマポテンシャルは20 - 50V程度であり、流量に対して単調に減少する。Fig. C.4は、流量に対する各イオン種の数密度の関係である。 $\text{H}_2\text{O}^+, \text{H}_3\text{O}^+, \text{OH}^+$ Fig. C.5は、流量に対する各イオン種の電流値の関係である。

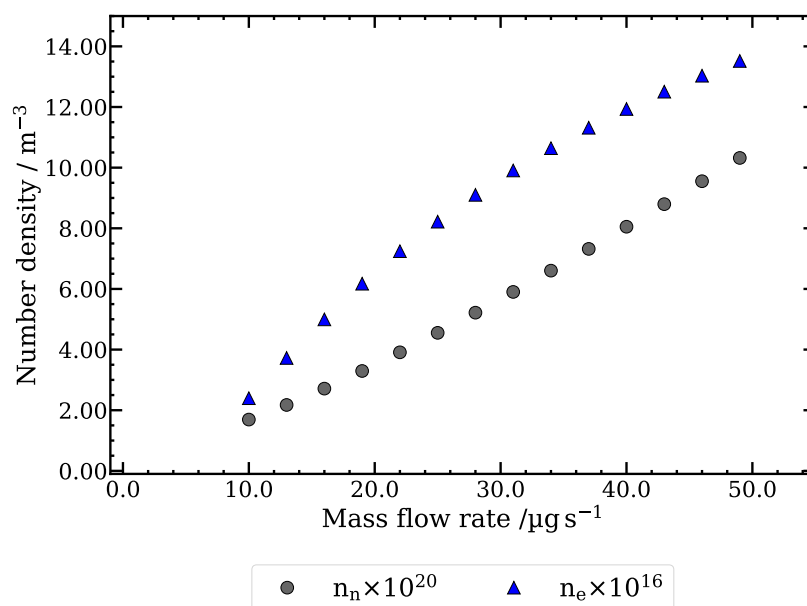


Fig. C.1 Relationship between mass flow rate and number density of the neutrals and electrons, calculated by global model.

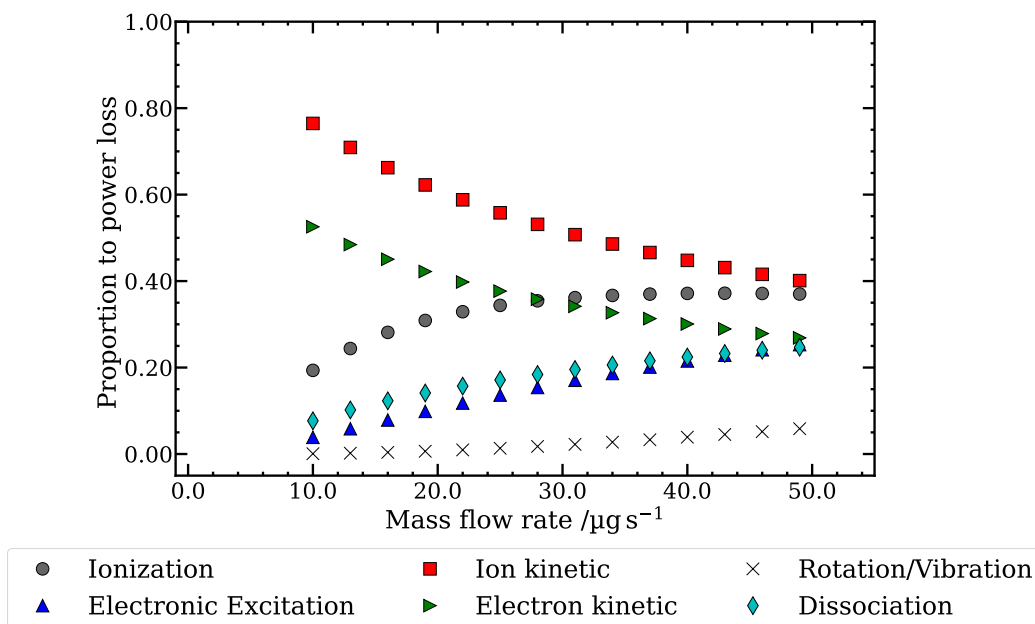


Fig. C.2 Relationship between mass flow rate and proportion to power loss, calculated by global model.

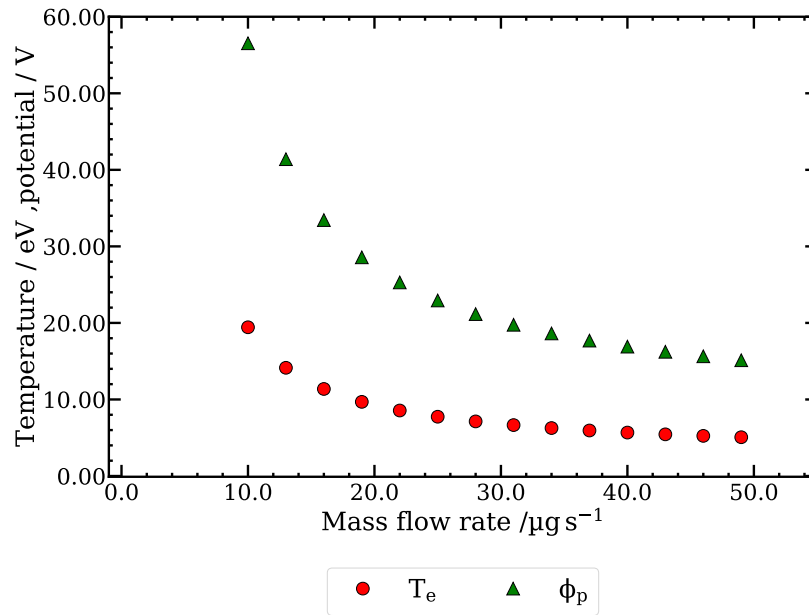


Fig. C.3 Relationship between mass flow rate and electron temperature and plasma potential, calculated by global model.

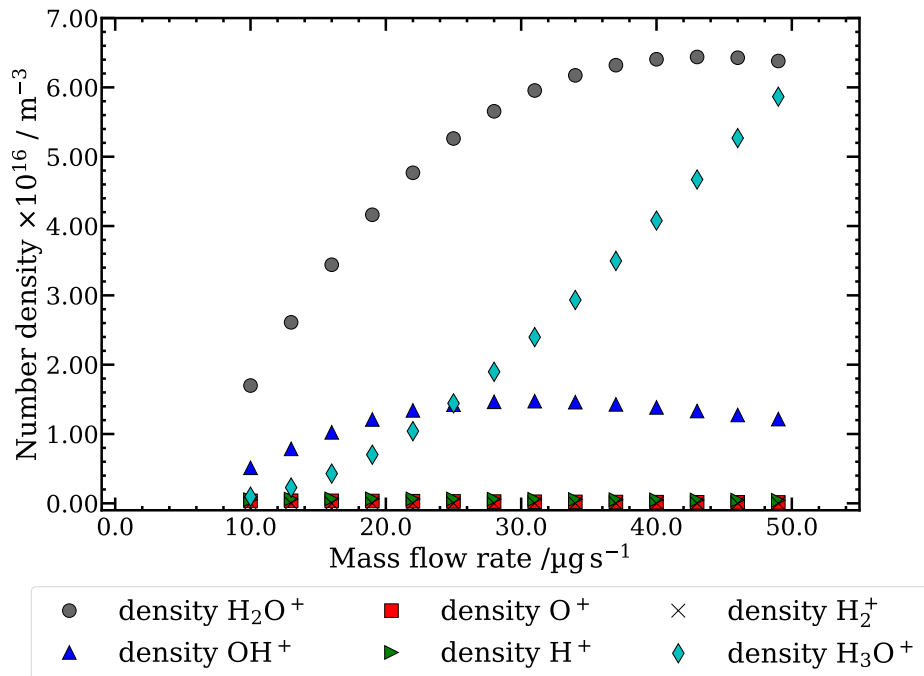


Fig. C.4 Relationship between mass flow rate and number density of each ion, calculated by global model.

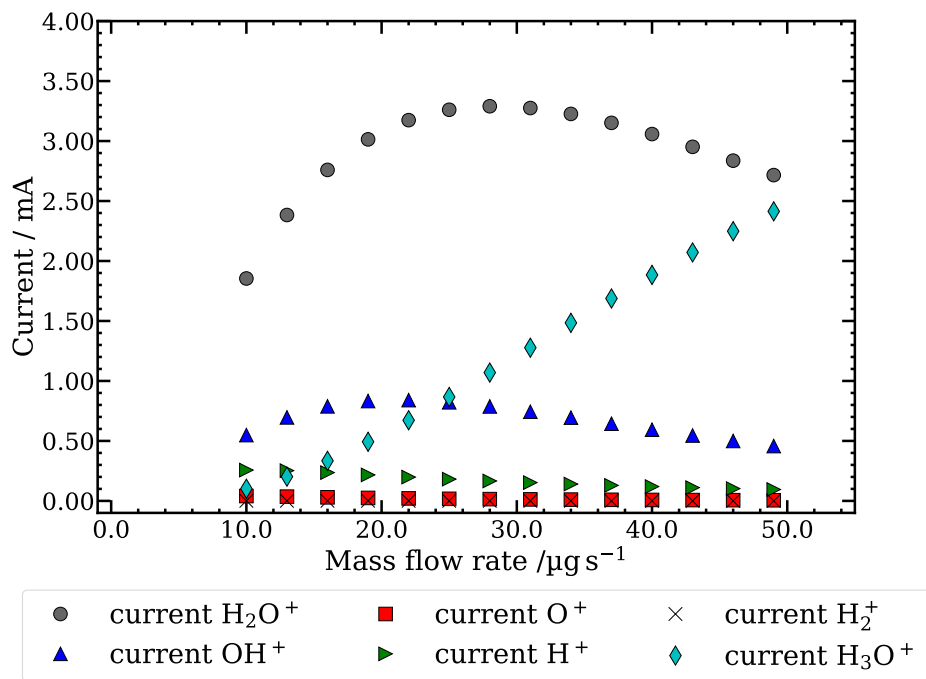


Fig. C.5 Relationship between mass flow rate and current of each ion, calculated by global model.