

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

水を推進剤とする低電力ホールスラストの作動実証
と基礎特性の解明

2022 年 1 月 25 日提出
指導教員 小泉 宏之 准教授

47206055 白須 健人

目次

第 1 章	序論	8
1.1	小型宇宙機の動向	8
1.2	小型推進機の動向	9
1.3	小型推進機に課される要求と推進剤	11
1.4	水を推進剤とする小型推進機と水ホールスラストの提案	13
1.5	本研究の目的	15
第 2 章	実験装置	16
2.1	ホールスラスト	16
2.1.1	小型スラストヘッド	17
2.1.2	プラズマブリッジカソード	19
2.1.3	ガスアイソレータ	20
2.1.4	放熱板	21
2.2	真空装置	22
2.3	電源系	24
2.4	キセノン供給系	25
2.5	水蒸気供給系	26
2.5.1	水蒸気供給装置	26
2.5.2	水蒸気流量の制御方式	28
2.6	推力測定系	30
2.6.1	振り子式推力スタンド	30
2.6.2	校正装置	32
2.7	測定・収録機器	33
2.7.1	放電振動観測系	33
2.7.2	長時間記録系	35
2.7.3	電子天秤	37
第 3 章	実験方法	38
3.1	水蒸気の流量校正方法	38

3.2	推力スタンドの校正方法	38
3.3	推進機の作動手順	39
3.4	放電特性の測定条件および方法	40
3.5	推力の測定条件および方法	42
第 4 章	実験結果	44
4.1	水蒸気の流量校正結果	44
4.2	推力スタンドの校正結果	46
4.3	放電特性の測定結果	50
4.3.1	キセノンでの放電特性	50
4.3.2	水蒸気での放電特性	55
4.4	推力の測定結果	62
4.4.1	推力測定時の変位の時間履歴	62
4.4.2	推力の算出結果	64
第 5 章	考察	66
5.1	作動中の水蒸気流量に対する考察	66
5.2	加速チャネル中の推定中性粒子密度に基づく放電特性の比較	69
5.3	推力と流量の関係および推進機性能の評価	72
5.4	推進剤利用効率が及ぼす影響	75
第 6 章	結論	78
	参考文献	79
	謝辞	85
	関連業績一覧	86

目次

1.1	Thrust to power ratio vs. specific impulse of the thrusters in table.1.2.	15
2.1	Schematic of a Hall thruster.	17
2.2	Designed and developed miniature thruster head.	18
2.3	Structure schematic and magnetic field design. Color map shows magnetic flux density and contours shows the magnetic field lines calculated using FEMM.	18
2.4	Picture of the plasma bridge cathode.	19
2.5	Two types of cathode placement. (a) 45 degree and (b) 90 degree to the thrust vector.	20
2.6	Picture of the gas Isolator.	20
2.7	Picture of the radiation panel.	21
2.8	Vacuum facility.	22
2.9	Picture of vacuum chamber with TMP and Cryo pump.	23
2.10	Picture of rotary pump and cryo compressor.	23
2.11	Electrical configuration of discharge circuit.	24
2.12	Picture of power supplys.	25
2.13	Picture of the xenon mass flow control units.	26
2.14	Schematic of a water vapor supply.	27
2.15	Picture of the water vapor supply.	27
2.16	Schematic of a thrust stand.	31
2.17	Picture of the thrust stand.	31
2.18	Schematic (left) and picture (right) of the calibration system.	32
2.19	Picture of the current probe.	33
2.20	Picture of the oscilloscope.	34
2.21	Picture of the isolation amplitude.	34
2.22	Schematic of conection between a current probe, an isolation amplitude, an oscilloscope and a data logger.	35

2.23	Picture of the data logger.	36
2.24	Schematic of an isolation circuit.	36
2.25	Picture of the thermo-logger.	37
2.26	Picture of the mass balance.	37
4.1	An example of time history during mass flow calibration. This shows the results at $P_{\text{acc}} = 1700$ Pa	45
4.2	Calibration tests result of water vapor mass flow rate as a function of accumulator pressure.	45
4.3	Results plots and estimated region of eq.(4.1)	46
4.4	Time history of sensor output during calibration tests with (a) xenon and (b) water vapor.	49
4.5	Modefied displacements from standard states during calibration test with (a) xenon and (b) water vapor.	49
4.6	Plots of $(F_{i,j}, \delta_{i,j})$ and fitting line with standardized residuals calculated from calibration tests during (a) xenon and (b) water vapor measurements.	50
4.7	Plume appearance of xenon plasma.	51
4.8	Average discharge current profiles of xenon as a function of normalized magnetic coil current.	52
4.9	Discharge current oscillation amplitude of xenon as a function of normalized magnetic coil current.	52
4.10	Representative discharge current oscillation profiles with water vapor. The normalized magnetic coil current was (a) 0.56, (b) 0.67 and (c) 1.0.	53
4.11	Time history of dischragecurrent and background pressure during 15 minutes operation with xenon.	54
4.12	Plume appearance of water vapor plasma.	56
4.13	Time history of discharge current, discharge voltage and accumulator pressure during operation with water vapor. The target pressure was (a) 1800 Pa, (b) 2000 Pa, (c) 2200 Pa and (d) 2400 Pa. Normalized I_m was 0.56.	57
4.14	Time history of discharge current, anode temperature and background pressure during operation with water vapor. The target pressure was (a) 1800 Pa, (b) 2000 Pa, (c) 2200 Pa and (d) 2400 Pa. Normalized I_m was 0.56.	58
4.15	Average discharge current as a function of anode temperature.	59

4.16	Average discharge current as a function of background pressure due to the influence of water vapor.	59
4.17	Discharge current oscillation amplitude of water vapor as a function of normalized magnetic coil current.	60
4.18	Representative discharge current oscillation profiles with water vapor. The normalized magnetic coil current was (a) 0.44, (b) 0.56 and (c) 0.89.	61
4.19	An example of time history of displacement sensor output during thrust measurement with xenon. The discharge condition was $V_d = 200$ V and $\dot{m}_a = 0.49$ mg/s in this figure. (a) shows the discharge current and voltage, and (b) shows the normalized magnetic coil current and anode mass flow rate together.	63
4.20	An example of time history of displacement sensor output during thrust measurement with water vapor. The discharge condition was $V_d = 200$ V in this figure. (a) shows the discharge current and voltage, and (b) shows the normalized magnetic coil current and accumulator pressure together.	64
4.21	Thrust as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.	65
5.1	Water vappor flow rate as a function of background pressure in calibration tests.	68
5.2	Estimated water vapor mass flow rate caliculated from both eq.(5.2) and eq.(5.3). Each top and bottom line was caliculated using the maximum and minimum value of A and plots were caliculated using background pressure during operation.	68
5.3	Comparison of electrical conductivity between xenon and water vapor as a function of estimated neutral density in discharge channel.	71
5.4	Comparison of ionization rate between xenon and water vapor as a function of electron temperature ¹).	72
5.5	Thrust as a function of discharge voltage with (a) xenon and (b) water vapor.	73
5.6	Thrust to power ratio as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.	74
5.7	Anode specific impulse as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.	75

5.8	Anode efficiency as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.	75
5.9	Comparison of calculated and measured thrust for both xenon and water vapor.	77
5.10	Estimated mass utilization efficiency as a function of propellant mass flow rate with (a) xenon and (b) water vapor.	77

表目次

1.1	Standard state, representative propulsion and GHS labels of conventional & alternative propellants in section 1.2.	12
1.2	List of low-power thrusters using water as a propellant.	14
2.1	Designed parameters of the acceleration channel.	18
3.1	Conditions for discharge characteristics measurement with xenon.	42
3.2	Conditions for discharge characteristics measurement with water vapor	42
3.3	Conditions during operation for fifteen minutes with xenon.	42
3.4	Conditions for thrust measurement with xenon	43
3.5	Conditions for thrust measurement with water vapor	43
4.1	Maximum and minimum values of coefficient A estimated from calibration test.	44
4.2	Thrust stand sensitivity obtained from calibration tests.	48

第 1 章

序論

1.1 小型宇宙機の動向

近年、小型宇宙機の市場が急速に拡大している。質量 500 kg 以下の宇宙機に着目すると、2010 年には 50 機にも満たなかった年間打上げ数が、2020 年には 1000 機を越えるまでに成長した²⁾。また、その開発主体は国家機関や教育機関から民間企業へと変遷しつつある²⁾。小型宇宙機の躍進を支えるのは、低費用・短期間で開発可能という小型ゆへの利点である。このため、従来に比して開発リスクが軽減され、量産化による新しいビジネスの創出も可能となった。さらに、特に 10 kg 級の分野では、 $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3 = 1 \text{ U}$ を単位とする CubeSat 規格に準じた基盤が広く整備され、小型宇宙機の多彩な応用を促進している^{3,4)}。

全体として軽量な宇宙機の利用が増える一方で、小型宇宙機に限ると 1 機あたりの打上げ質量は 2017 年を境に増加に転じている^{5,6)}。これは、技術の習熟に伴う利用目的の高度化・多様化のためと解釈できる。最近では、IoT 技術の発達を背景とした通信分野における小型宇宙機の活躍が目覚ましい。米 SpaceX 社は、衛星網の構築によるメガコンステレーション計画「Starlink」を推進し、2019 年に小型通信衛星群の大規模な軌道投入を開始した⁷⁾。また、同 Amazon 社を始めとする多くの企業がこれに続く計画を公表している⁸⁾。今後、競争の激化が想定される同市場において、小型宇宙機の高機能化はますます進展することが予想される。小型宇宙機は、探査ミッションにも活躍の場を広げてきた。2014 年には、東京大学と JAXA が共同で開発した PROCYON が、50 kg 級の小型探査機として世界で初めて深宇宙探査技術を実証した⁹⁾。また、NASA は 6 U CubeSat の MarCO を開発し、2018 年に火星への深宇宙航行を達成した¹⁰⁾。このように、小型宇宙機での探査技術は次第に確立されつつあるが、深宇宙での探査活動には動力航行を可能にする推進機の搭載や長時間の放射線被爆に耐え得る構造が本質的に不可欠であり、軽量化には限界がある。A. Freeman によれば、今後の深宇宙探査機の主流は CubeSat ではなく 50 kg 以上の小型宇宙機へ向かう傾向にある¹¹⁾。

以上の動向を踏まえると、小型宇宙機の市場は大きな転機を迎えていると言える。すなわち、CubeSat の登場に伴う激しい小型化競争は次第に落ち着き、本格的な産業・学術利用の

高まりとともに搭載可容量の豊富な小型宇宙機が見直されている。こうした観点で、今後は CubeSat のみならず 100 kg 前後の小型宇宙機も増加していくことが見込まれる。

1.2 小型推進機の動向

小型宇宙機の応用範囲の拡大は、省容積で搭載可能な小型推進機の発達に支えられてきた。例えば、先述の Starlink に使用されている小型衛星にはクリプトンを推進剤とするホールスラスタが搭載され、衛星の能動的な軌道選択を可能にしている¹²⁾。また、深宇宙探査機である PROCYON, MarCO は、それぞれイオンスラスタ、コールドガスジェットスラスタ (CGJ) を搭載して深宇宙航行を行った^{13,14)}。宇宙機用の推進機は、その推進方式によって化学推進機と電気推進機に大別され、用途に応じて適した方式が採用される。ここでは、それぞれの特徴や属する推進機の種類、小型化の動向について概説する。

化学推進

化学推進とは、推進剤の持つエンタルピーを化学反応により上昇させ、推力に変換する推進方式である。ただし、化学反応を利用せずに推進剤が保有するエンタルピーをノズルによって直接推力に変換する CGJ も化学推進の一種として扱われる場合が多く、本稿でもこれに従う。化学推進では、得られる総エネルギー量が推進剤の持つ固有のエンタルピーに律速されるため、到達可能な比推力は数 100 s に制限される。このため、規定の速度増分を得るために必要な推進剤消費量が多く、小型宇宙機の主推進系としては好まれない。しかし、瞬間的に大推力を発揮できるという特徴から、短時間で大幅な加減速が必要とされるミッションへの応用が期待される。

従来、宇宙機用の化学推進機として広く使用されてきたヒドラジンの触媒反応を利用する一液式スラスタは、構造が簡素で軽量の推進系として小型宇宙機への搭載が試みられてきた^{15,16)}。しかし、ヒドラジンは腐食性や毒性、発癌性が指摘されており、その取扱いに厳重な注意を要する。ゆえに、管理や運用に関わるコストが増大することから、現在では HAN 系や ADN 系、過酸化水素に代表される安価で低リスクな Green Propellant への転換が積極的に検討されている^{17,18)}。

一方で、CGJ は化学的に安定な推進剤を使用でき、構造的にも小型化が容易であるため、小型宇宙機への搭載実績が豊富である。特に、わずかな電力で動作することから CubeSat への採用数が多い¹⁹⁾。作動原理が単純な反面、性能としては高くなく、比推力は 50 s 前後にとどまる¹⁹⁾。このため、主推進系としての能力は低いものの、推力が比較的小さく、また断続的な繰り返し運転が可能のため、姿勢制御用スラスタとしても活用することができる。

電気推進

電気推進とは、電気的なエネルギーを推進剤に与えて推力に変換する推進方式である。化学推進と異なり外部からエネルギーを与えるため、1000 s を超える高い比推力の達成も可能である。電気推進機は、その加速方式に応じて電熱加速、静電加速、電磁加速に区分される。

電熱加速では、電気エネルギーを利用して推進剤を加熱し、エンタルピーの増分を空気力学的に推力に変換する。電熱加速型の推進機としては、レジストジェットスラスタが代表的である。レジストジェットスラスタは、CGJ のノズル上流部にヒータを取り付けたような構造のものが多く、CGJ と同様に小型化との相性が良い。加熱による気化が可能のため、搭載する推進剤は必ずしも気体である必要はなく、最近では水に代表される液体推進剤の利用が進んでいる²⁰⁻²²⁾。加速に電気エネルギーを利用しないため電気推進機としては比推力が低く、化学推進と同程度かそれ以下となる。他にも、直流アークや RF 放電プラズマによって推進剤を加熱する方式が提案されているが、いずれも小型宇宙機での実用には至っていない^{23,24)}。

静電加速は、電離させた気体や電荷を帯びた液体を静電場により加速する方式であり、一般に高い比推力を示す。気体放電を利用するものとしてはイオンスラスタやホールスラスタが代表的である。従来から大型機で豊富な実績を挙げてきたが、近年は小型化の研究開発も盛んに行われている。小型宇宙機にイオンスラスタが搭載された例としては先述の PROCYON が最初であるが、まもなく打ち上げが予定されている Artemis I では相乗りする 13 機の CubeSat のうち 2 機にイオンスラスタが搭載される予定である^{25,26)}。小型のホールスラスタについても開発数が増えており、2021 年には CubeSat で初の軌道上作動が報告された²⁷⁾。イオンスラスタやホールスラスタの小型化にあたり、これまで主に使用されてきたキセノンやクリプトンのような高圧ガス推進剤からヨウ素やアダマンタンといった昇華性の固体推進剤へ転換する動きが広がっている^{28,29)}。特に、ヨウ素の利用は技術的な成熟度も高く、先に挙げた 2 機の CubeSat に搭載されるイオンスラスタはいずれもヨウ素を推進剤に用いている。液体を加速する推進機には、イオン液体を用いるエレクトロスプレースラスタと液体金属を用いる Field Emission Electric Propulsion (FEEP) が該当する。いずれも微細なエミッタを利用することから小型化が容易であり、液相や固相の推進剤を用いる点でも小型宇宙機に搭載しやすい。しかし、推力が μN 級と小さいため質量の大きな宇宙機への採用は少なく、CubeSat を中心に搭載実績が増えている³⁰⁾。

電磁加速は、電磁的な相互作用によって推進剤を加速する方式であり、小型推進機では Pulsed Plasma Thrusters (PPT) と Vacuum Arc Thruster (VAT) に代表される。PPT および VAT は、それぞれテフロンや金属のような固体推進剤を直接的に電離させるためプロセスが簡素である。また、パルス駆動のためミニマムインパルスビットが小さく、宇宙機の細かな制御にも活用できる。いずれも CubeSat ミッションでの使用実績がある¹⁹⁾。

1.3 小型推進機に課される要求と推進剤

このように様々な種類の小型推進機が開発されているが、全体を俯瞰してみると共通する要求がなされていることに気づく。それは、高い安全性、小さな搭載容積、安価な搭載費用という3点に集約される。これらの要求は、短期開発・低コストを強みとする小型宇宙機に搭載する上で遵守すべき事項である。そして、これらを満足するためには使用する推進剤の選定が重要となる。より広範なミッションに対して適した小型推進機を提供するために、化学推進・電気推進の両分野で、安価で取り扱い易く、高密度充填が可能な代替推進剤の検討が進んでいる。

推進剤の安全性を評価する指標として、Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals (GHS) が有用である。これは、化学品一般に対する有害性等を統一的に分類した指標であり、宇宙機用の推進剤としての使用を想定したものではない。しかし、特に小型宇宙機では地上での取り扱い性が重要視されることから、GHS を用いた評価は理にかなっており、これに抵触しない推進剤の選定が望ましい。次に、搭載容積の観点では、標準状態で固体や液体の推進剤が有利である。気体推進剤を搭載する場合には、十分な搭載質量を確保するために高圧ガスとして貯蔵されなければならない、安全性に課題が残る。一方で、固体や液体の推進剤であれば安全かつ高密度な貯蔵が可能であり、そのうえ構造質量の削減にもつながる。以上を満たしたうえで、安価で入手性のよい推進剤が小型推進機と相性の良い推進剤であると言える。

前節で紹介した各推進方式の従来推進剤および代替となり得る推進剤について、その標準状態での相および GHS に基づく分類を表 1.1 にまとめた。ここに挙げた代表的な推進剤の中で、水やインジウム、PTFE が GHS の安全基準に抵触しておらず、また高圧系不要で液体や固体での高密度な貯蔵が可能であると認められる。このうち、特に水は低圧環境下で容易に気化するため気体推進剤として利用しやすく、また単体で酸化剤として用いることもできる。すなわち、レジストジェットスラスタに留まらない幅広い応用性があり、単一推進剤でのマルチモード推進系をも実現することができる³¹⁾。さらに、地球上での資源の枯渇に困らないことは当然のことながら、月面等の宇宙空間にも存在が確認されており、将来的には宇宙での現地調達も期待できる。以上のように、小型推進機に課される要求に適合し、多様な応用可能性と持続利用性を兼ね備えた推進剤として、水は魅力的な選択肢である。

表 1.1: Standard state, representative propulsion and GHS labels of conventional & alternative propellants in section 1.2.

Propellant	Stand. state	Main application	GHS labels ^a
Hydrazine	liquid	Monoprop. ^b	2, 5, 6, 7, 8, 9
HAN-based	liquid	Monoprop.	1, 6, 7, 8, 9
ADN-based	liquid	Monoprop.	1, 2, 7, 8
Hydrogen peroxide	liquid	Monoprop.	3, 5, 6, 8
Nitrogen	gas	Cold gas	4
R236fa	gas	Resistojet	4, 7
Water	liquid	Resistojet	None
Xenon	gas	GIT ^c ; HET ^d	4
Krypton	gas	GIT, HET	4
Iodine	solid	GIT, HET	5, 6, 7, 9
Adamantane	solid	GIT, HET	9
EMI-BF4	liquid	Electrospray	7, 8
Indium	solid	FEEP	None
PTFE	solid	PPT	None

^a GHS labels; 1. Explosive, 2. Flammable, 3. Oxidising, 4. Compressed gas, 5. Corrosive, 6. Acute toxicity, 7. Health hazard (Irritant), 8. Chronic health hazard, 9. Environmental hazard

^b Monoprop.; Monopropellant propulsions

^c GIT; Gridded ion thrusters

^d HET; Hall effect thrusters

1.4 水を推進剤とする小型推進機と水ホールスラストの提案

水を推進剤とする小型推進機の中でも、レジストジェットスラストへの応用は従来から盛んであり、軌道上での作動実績も多い。これは、ヒータによる加熱のみで作動するシンプルさが高い信頼性に直結しているためである。しかし、レジストジェットスラストは原理的に比推力が低く、適用可能なミッション領域が限られる。そこで、先述した水の幅広い応用性を生かして、表 1.2 に示すように多種多様な小型推進機が研究・開発されている³²⁾。水を電気分解して得られる水素・酸素の燃焼を利用した bipropellant な推進方式は、その変換効率の向上を背景として開発数が増えており、軌道上作動も実証された³³⁾。電気分解式は、空気力学的なエネルギーに加えて化学エネルギーも利用することができるため、レジストジェットスラストよりも比推力を高めることができる。しかしながら、化学推進と同様の上限に律速されるため、一般に電気推進機で達成されるような高比推力は実現できない。更なる高比推力化を目指した推進機として、水蒸気プラズマを利用したイオンスラストや電気分解により得られた水素・酸素をプラズマ化するホールスラストが開発されているものの、いずれも比推力は期待されるほど高くなく、また推力電力比が小さいことからミッションの長期化や推進機寿命による作動時間の律速が懸念される^{31,34)}。

今後の小型推進機には、どのような性能が求められるだろうか。ここでは、自立的な軌道選択や宇宙航行に欠かせない主推進系に着目する。本章の冒頭でも述べたように、これからの宇宙開発では特に 100 kg 級の小型宇宙機の活躍が進展すると見込まれる。これまでのミッション解析によれば、宇宙機の高度利用には速度増分にして 1 km/s の達成が指標とされ、これは平均質量 100 kg の宇宙機の場合 100 kN・s の総力積に相当する³⁵⁾。小型宇宙機では発電能力が限られるため、消費電力の制約も大きくなる。しかし、最近ではエネルギー密度の高いリチウムイオン電池の利用や高効率・薄膜軽量な太陽電池の開発が進み、小型宇宙機の電力供給力は改善される傾向にある^{12,36)}。このため、小型推進機での使用電力は CubeSat 用としては 10 W 級、より重量の大きい宇宙機向けには 100 W 級まで拡大している。主推進系としての性能を評価する上で、推力電力比および比推力は重要な指標となる。推力電力比が高いほど目標とする総力積を達成するのに要する時間が短縮され、比推力が高いほど搭載する推進剤重量を削減することができる。表 1.2 に示した水を推進剤とする小型推進機について、その推力電力比および比推力を図 1.1 にまとめた。小型推進機の開発速度に見合った期間、例えば 1 年程度で上述の目標を達成するためには数 10 mN/kW の推力電力比が必要となる。さらに、500 s を超える比推力が達成できれば、推進剤搭載質量を宇宙機質量の約 2 割以下に抑えることができる。しかし、図 1.1 から明らかなように、現状これらの条件を満たす小型の水推進機は存在しない。

そこで、本研究では水蒸気を直接プラズマ化して利用する 100 W 級のホールスラストを

提案する。ホールスラスタは、イオンスラスタと同様に静電加速式の推進機であるが、グリッド機構を伴わないため空間電荷制限の律速を受けず、原理的に高い推力密度を発揮する。そのため、先に述べた水プラズマを利用したイオンスラスタに比べて高い推力電力比が得られる。同イオンスラスタでは CubeSat への搭載を目指して作動電力を数 10 W に抑えており、結果的に推進効率が 1 % と極めて低い水準となっている³⁷⁾。このため、一般にホールスラスタはイオンスラスタよりも比推力が下がるものの、100 W 級への電力増強による推進効率の改善と相まって、提案する水ホールスラスタにより 500 s 以上の比推力は到達可能であると考えられる。また、水蒸気を直接的にプラズマ化する場合、電気分解式のホールスラスタと比べてもシステムの簡素化・低電力化が図られる。水蒸気でホールスラスタを作動させる場合、カソードの選定は課題の一つとされる。現在では、低電力で 1 A 級の電子放出能力を持つホローカソードの開発が進み、100 W 級のホールスラスタに適用する例が増えている^{38,39)}。ホローカソードは、その熱電子供給を担う含侵電極の酸化耐性が一般に低く、水蒸気とともに使用することはできない。しかし、最近では作動ガスを使用しない熱電子カソードや原理的に酸化の影響を受けない RF カソードおよびマイクロ波放電式カソードについても、ホールスラスタ適用への検討が進んでいる⁴⁰⁻⁴²⁾。こうしたカソードを選定すれば、ホールスラスタの推進剤に水蒸気を使用することは十分可能である。

表 1.2: List of low-power thrusters using water as a propellant.

Propulsion type	Name	Thrust, mN	Isp, s	Power, W	Maturity	Developer	Ref.
Electrolysis	HIDROS-C	2.2	310	17	TRL7	Thruster Unlimited	[43]
Electrolysis	HIDROS-M	6.8	310	43	TRL6	Thruster Unlimited	[44]
Electrolysis	-	1.3	286	6	TRL6	Cornell Univ.	[45]
Resistojet	Microresistojet	0.2	50	10	TRL9	Surry Satellite Tech.	[46]
Resistojet	ARO	4	100	20	TRL7	Aurora Prop. Tech.	[20]
Resistojet	Comet	17	185	55	TRL8	Bradford Tech.	[21]
Resistojet	TunaCan	6	172	20	TRL7	SteamJet Space Systems	[47]
Resistojet	AQUARIUS	3.9	72	17	TRL7	Pale Blue	[31]
Resistojet	FEMTA	0.15	70	0.65	TRL6	Purdue Univ.	[48]
Resistojet	VLM	0.98	120	8.2	TRL6	TU Delft	[49]
Resistojet	-	0.18	13	6.7	TRL4	Univ. of California	[50]
Resistojet	FMMR	0.13	79	2.5	TRL4	Univ. of South. California	[51]
Resistojet	-	1.0	105	3.6	TRL4	Indian Institute of Tech.	[52]
Resistojet	-	0.58	31	4	TRL4	Nanyang Tech. Univ.	[53]
RF thermal	-	3.6	340	100	TRL4	Kyusyu Univ.	[54]
RF thermal	AQUAJET	0.1	38	29	TRL4	Univ. of Survey	[55]
GIT	-	0.25	416	45	TRL6	Pale Blue	[31]
Electrolysis HET	WET-HET	4.5	324	550	TRL4	Imperial College London	[34]

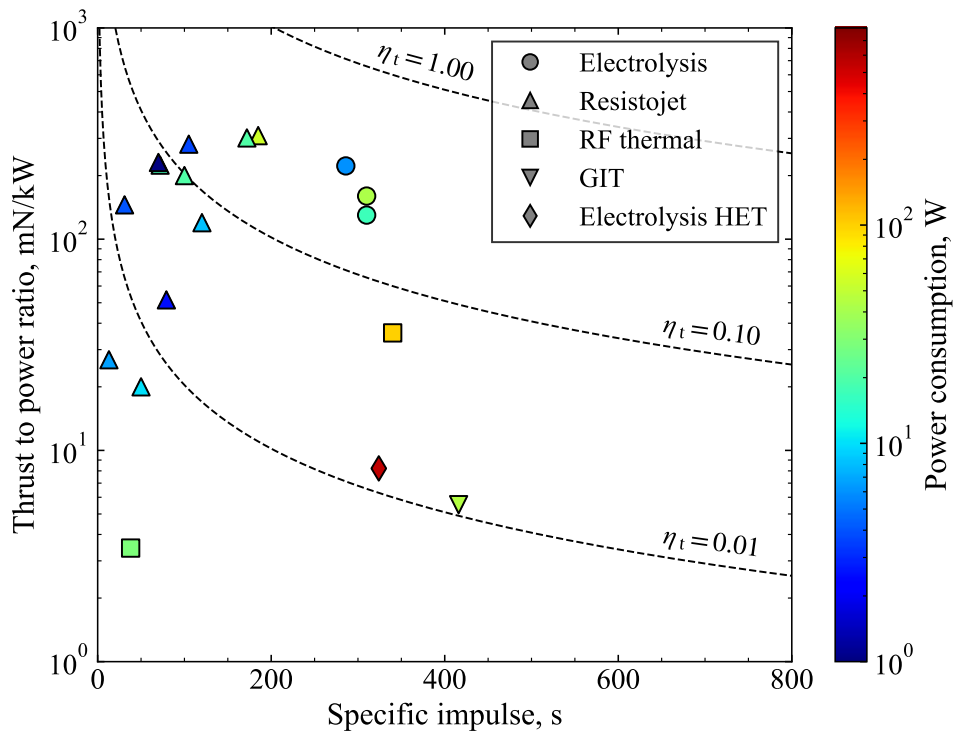


図 1.1: Thrust to power ratio vs. specific impulse of the thrusters in table.1.2.

1.5 本研究の目的

本研究では、特に推力の生成を担うスラストヘッドに着目した。水蒸気を推進剤に用いたホールスラストの研究は、前例のない試みである。そこで、実際に水蒸気でホールスラストを作動させ、その放電特性の調査と推力スタンドを用いた推力測定を通し、以下の目的の達成を目指した。

- 水蒸気を推進剤として 100 W 級でのホールスラストの作動を実証する。
- 推力の測定結果から、水ホールスラストの代表的な性能を提示する。
- 従来推進剤であるキセノンと作動特性や性能を比較し、高効率化に向けた指針を得る。

第 2 章

実験装置

2.1 ホールスラスタ

ホールスラスタは、一般に静電加速式に分類される電気推進機であり、推力の生成を担うスラスタヘッドと作動維持およびビーム中和に必要な電子を供給するカソードから構成される。なお、その推力生成機構から電磁加速式とみなされる場合もある。図 2.1 にホールスラスタの作動模式図を示す。ホールスラスタのスラスタヘッドは円環型の加速チャンネルを有し、チャンネル内には半径方向磁場が印可される。チャンネルの底部にはアノードが位置し、ここを通過してチャンネル内に推進剤が供給される。アノードに作動電圧が印可されると、カソードから放出された電子はアノードに向かって加速され、チャンネルを流れてきた推進剤と電子衝突電離反応を起こす。チャンネルの代表長に対して電子のラーマ半径が十分小さく、イオンのラーマ半径が十分大きくなるように半径方向磁場を調整すると、チャンネル内の電子は磁場によって軸方向の拡散が妨げられ、イオンのみが選択的に軸方向に輸送されるようになる。磁場による電子の拘束はチャンネル内におけるプラズマ密度の集中に寄与し、結果として出口近傍で強い軸方向電場が形成されイオンが効率的に加速される。チャンネル下流に形成されたイオンビームは、カソードから供給される電子によって電氣的に中和され、ビームの逆流および宇宙機の帯電を防ぐ。チャンネル内で磁場に拘束された電子は、軸方向電場と半径方向磁場による $E \times B$ ドリフトによって周方向に旋回し、ホール電流を駆動する。これが、ホールスラスタという名称の由来である。形成されたホール電流は、半径方向磁場との相互作用によりローレンツ力を生じ、その反作用として推力を生じると解釈することもできる。

以降では、スラスタヘッドおよびカソード、その他推進機の構成要素について、その構造や特徴を述べる。

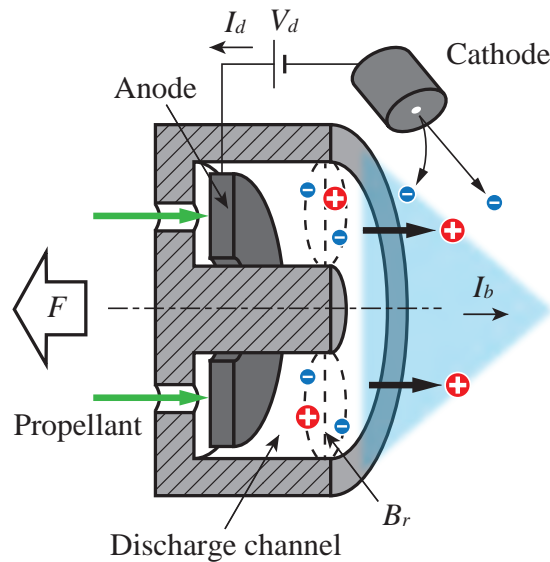


図 2.1: Schematic of a Hall thruster.

2.1.1 小型スラストヘッド

本研究を遂行するにあたり、低電力作動向けのスラストヘッドの設計および製作を行った。ホールスラストのスラストヘッドは円環状の加速チャンネルを有するものが一般的であり、このうち加速チャンネルの材質に誘電体を使用するものは Stational Plasma Thruster (SPT) 型、金属導体を使用するものは Thruster of Anode Layer (TAL) 型と称される。SPT 型のホールスラストは、ロシアで開発された同名の推進機に由来しており、非常に豊富な軌道上作動実績を持つ。また、小型化に関する研究も最も盛んである。一方で、TAL 型は高推力密度化や長寿命化が期待されているものの、安定的に作動する領域が狭く、実用された機会は少ない⁵⁶⁾。この他に、主に小型化を目指して円環の中心部分を排除した Cylindrical 型なども研究されている⁵⁷⁾。

本研究では、最も実績が豊富かつ低電力でも比較的高い推進効率を実現している SPT 型を選定した。ホールスラストの設計方法は一般に確立されておらず、相似則を用いて開発されるものが主流である。ただし、これまでの多くの研究が従来推進剤を対象としたものであり、推進剤種を考慮した研究においても従来のスラスト形状における性能の変化を推定するにとどまっている⁵⁸⁾。本研究では、従来推進剤であるキセノンで効率よく作動するスラスト設計を行い、これに対する水蒸気の適用を試みた。ここでは、同電力帯で作動する推進機のベンチマークとして渡邊らの小型ホールスラストを参考にし、加速チャンネル形状や磁場の設計を実施した⁵⁹⁾。設計したチャンネル形状の主な諸元を表 2.1 に、外観および構造・磁場の様子を表した模式図をそれぞれ図 2.2、図 2.3 に示す。

表 2.1: Designed parameters of the acceleration channel.

Average diameter	20 mm
Channel width	6 mm

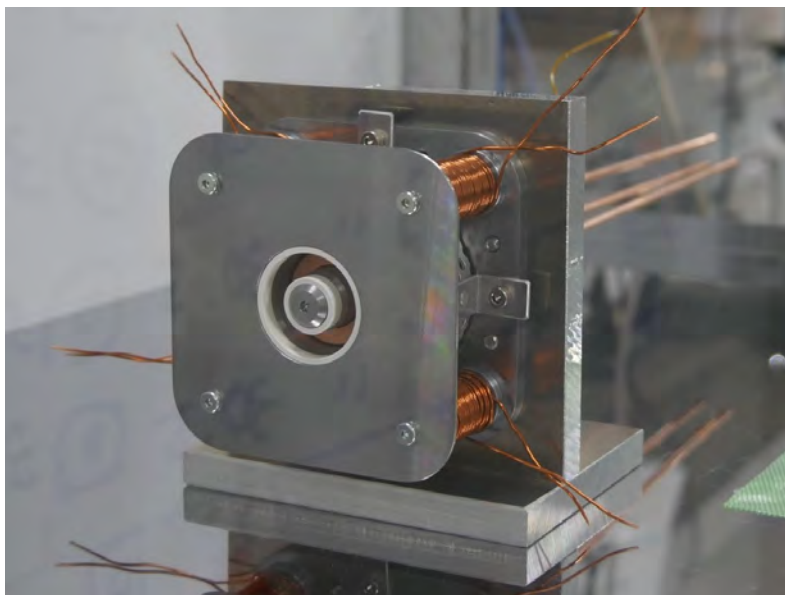


图 2.2: Designed and developed miniature thruster head.

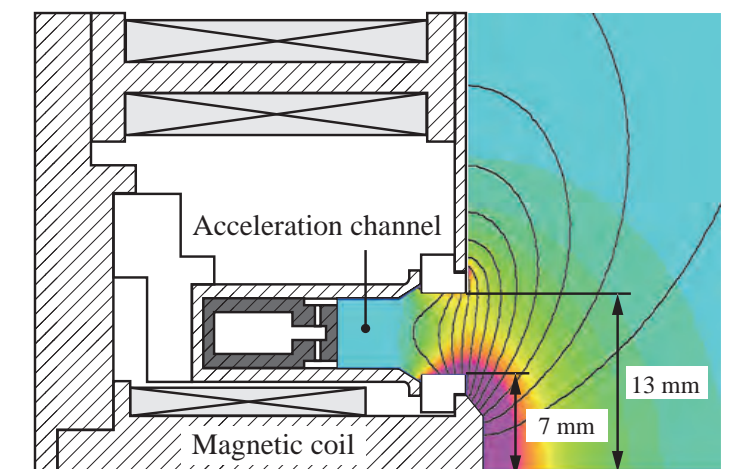


图 2.3: Structure schematic and magnetic field design. Color map shows magnetic flux density and contours shows the magnetic field lines calculated using FEMM.

2.1.2 プラズマブリッジカソード

ホールスラスタの作動には、アノードへの電子の供給を担うカソードが必須である。本研究では、タングステンフィラメントを用いたプラズマブリッジ型のカソード（LFN2000, Kaufman & Robinson）を使用した。このカソードは、放電室に流す作動流体とフィラメントから放出される熱電子によりプラズマを生成し、スラスタのビームとの間にプラズマブリッジを形成することで比較的大電流の電子を放出することができる。このカソードは、フィラメント自体は容易に酸化・損耗するものの、簡単に交換して再利用することができるため、地上試験用途としては水蒸気とともに使用しても問題ない。本研究では特にスラスタヘッドの性能に着目したため、カソードの作動流体には推進剤の種類によらずキセノンを使用した。ただし、使用する流量は 0.06 mg/s 以下とし、アノードへの推進剤流量よりも十分に小さくすることでアノードに与える影響を抑えた。使用したプラズマブリッジカソードを図 2.4 に示す。また、カソードとアノードの位置関係は図 2.5 に示す 2 種類で作動を行っており、用いる推進剤や実験内容によって異なった。適宜この図を参照する。

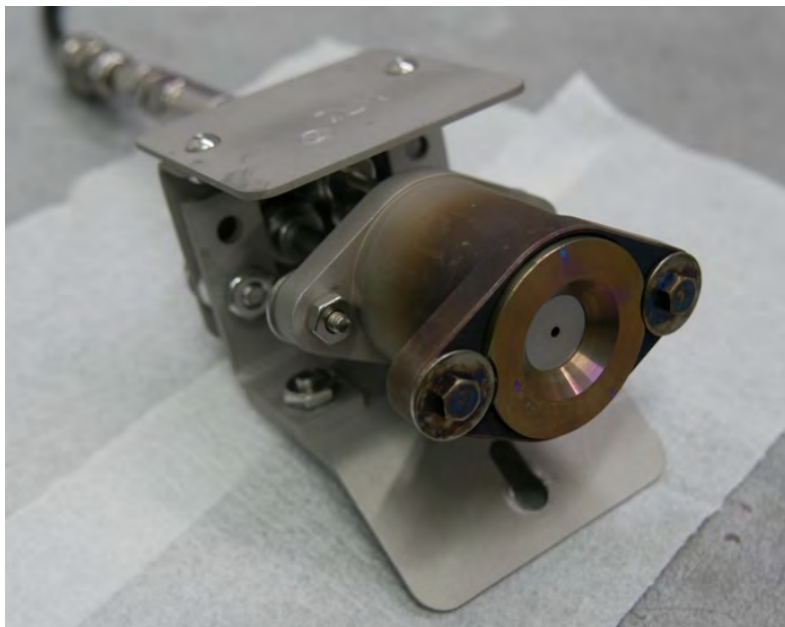


図 2.4: Picture of the plasma bridge cathode.

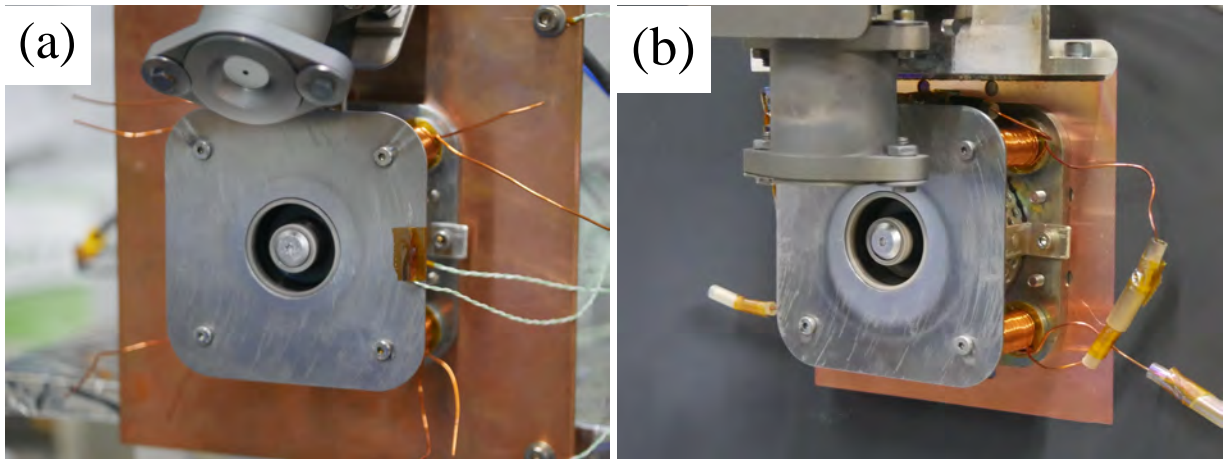


図 2.5: Two types of cathode placement. (a) 45 degree and (b) 90 degree to the thrust vector.

2.1.3 ガスアイソレータ

ガスアイソレータは、アノードに印加する高電圧により配管内での放電が発生するのを防ぐ役割を果たす。構造としては、高電圧側と接地側間に誘電体が挟まり、そこに幾層かの電極を重ねることで段階的に電圧を下げるような仕組みになっている。高電圧側をアノードにつながる配管に、接地側を水供給装置またはキセノンの供給路に接続して使用する。ガスアイソレータの外観を図 2.6 に示す。



図 2.6: Picture of the gas Isolator.

2.1.4 放熱板

作動中のホールスラストは 100 W 級の電力を消費し、またカソードも同様に大きな電力を消費するため、作動条件によっては推進機の温度が大きく上昇し得る。一方で、スラストヘッドの磁場生成用コイルに使用している巻線は使用可能な耐熱温度が高くなく、推進機に熱が籠らないような排熱機構が必要である。そこで、図 2.7 に示すような放熱板を使用した。大きさとしては $350 \times 350\text{mm}$ であり、表裏面には放熱性を高める目的で黒体スプレーを塗布している。



図 2.7: Picture of the radiation panel.

2.2 真空装置

本研究の実験は、直径 1 m、奥行 2.6 m のステンレス製円筒形真空チェンバを用いて実施した。この真空チェンバには、排気用ポンプとして粗引き用にロータリーポンプ (VR301, ULVAC)、高真空引き用にターボ分子ポンプ (TG800F, 大阪真空) とクライオポンプ (CRYOTEC-10, 住友重機) がそれぞれ 1 台ずつ取り付けられており、図 2.8 のように配管接続されている。真空チェンバには真空計 (PKR251, Pfeiffer Vacuum) が取り付けられ、チェンバ内の背圧が常時監視される。ホールスラスタの作動実験を行う際はターボ分子ポンプとクライオポンプを併用した。背圧は非作動時において 10^{-4} Pa のオーダーに達し、スラスタ作動中は 10^{-2} Pa のオーダーであった。図 2.9 にチェンバ、TMP, クライオポンプの外観、図 2.10 にロータリーポンプとクライオコンプレッサの外観をそれぞれ示す。

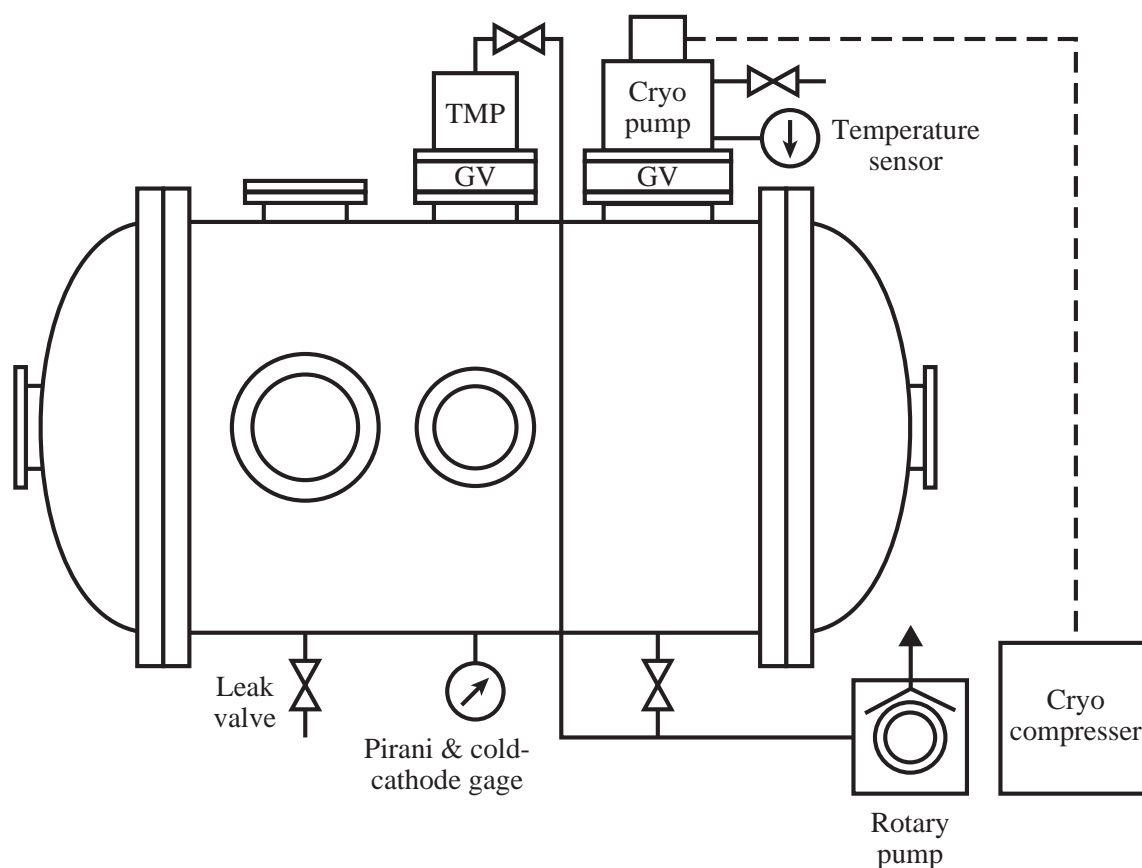


図 2.8: Vacuum facility.

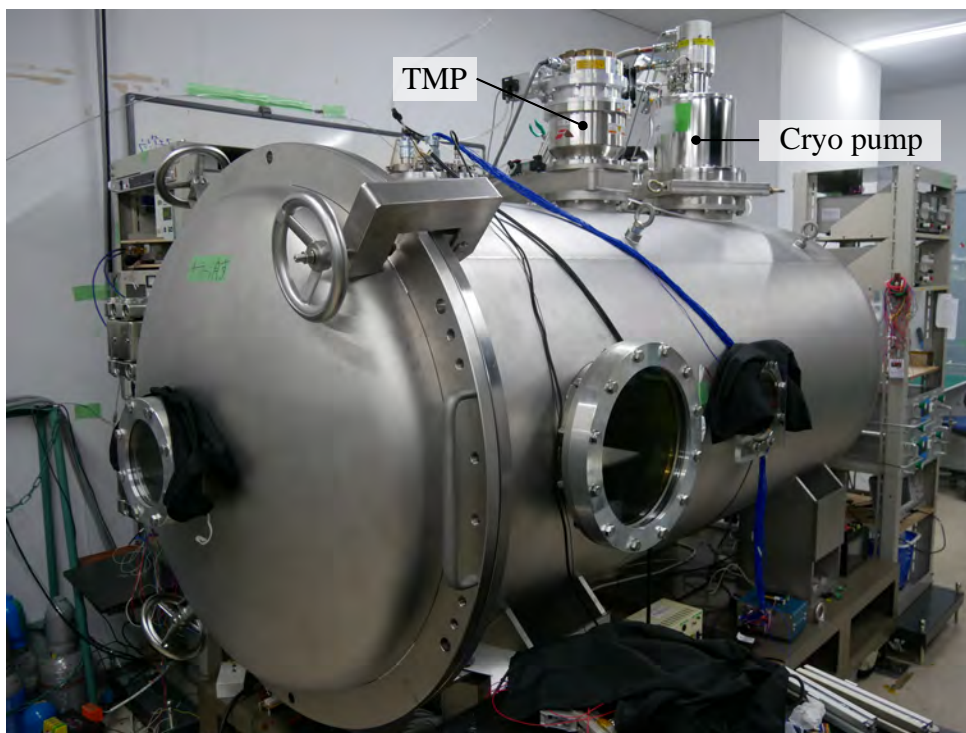


図 2.9: Picture of vacuum chamber with TMP and Cryo pump.

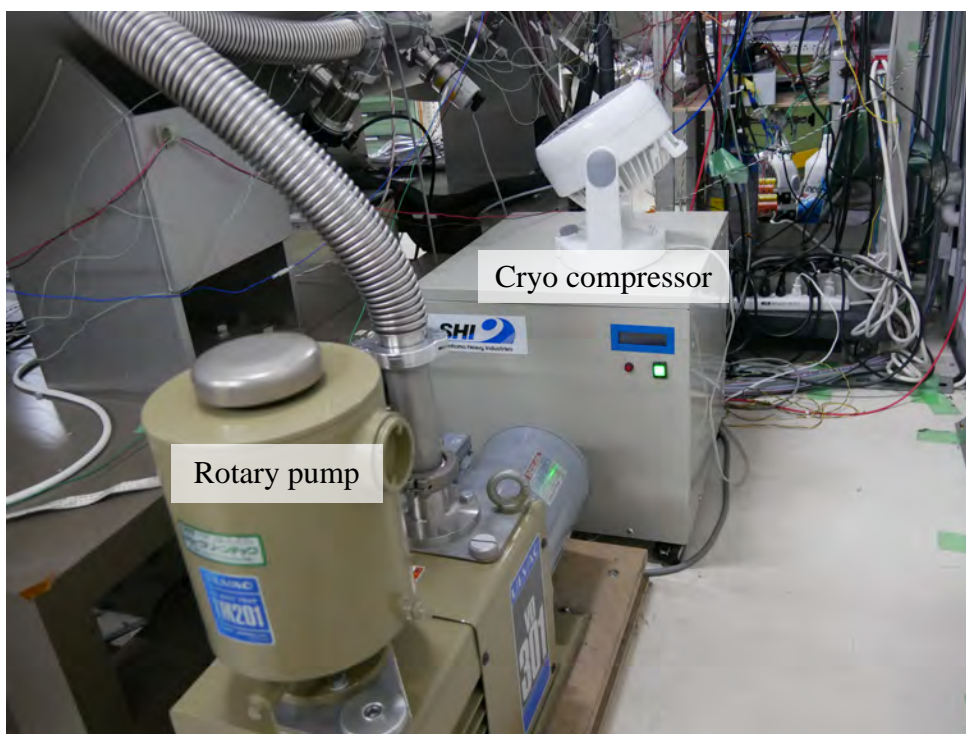


図 2.10: Picture of rotary pump and cryo compressor.

2.3 電源系

ホールスラストの作動回路図を図 2.11 に示す。ホールスラストの作動には、4つの直流電源を使用した。まず、アノードに放電電圧を印加するとともに、主放電回路の形成を担うのが放電電源 (PWR401H, 菊水電子) である。次に、加速チャンネル内の静磁場を形成するために用いる電源が磁場生成コイル用電源 (PAN16-30A, 菊水電子) である。残りの2つはカソードの作動に使用するものであり、フィラメント加熱用に電流を供給するのがフィラメント電源 (PAN20-30A, 菊水電子)、電子を引き出すためにキーパと呼ばれる構造に電圧を印加するのがキーパ電源 (KX-S-100-H, 高砂電子) である。本研究で使用した放電電源は電力型の電源であり定格電力が 400 W であった。また、電流の定格は 1.85 A であり、これを超えるような放電電流での作動は行うことができなかった。放電回路について、実作動模擬の観点ではフロート状態とするべきであるが、本研究は推進剤に水を用いた初の試みであるため、安全のために接地させた。図 2.12 に、実際の電源系の外観を示す。

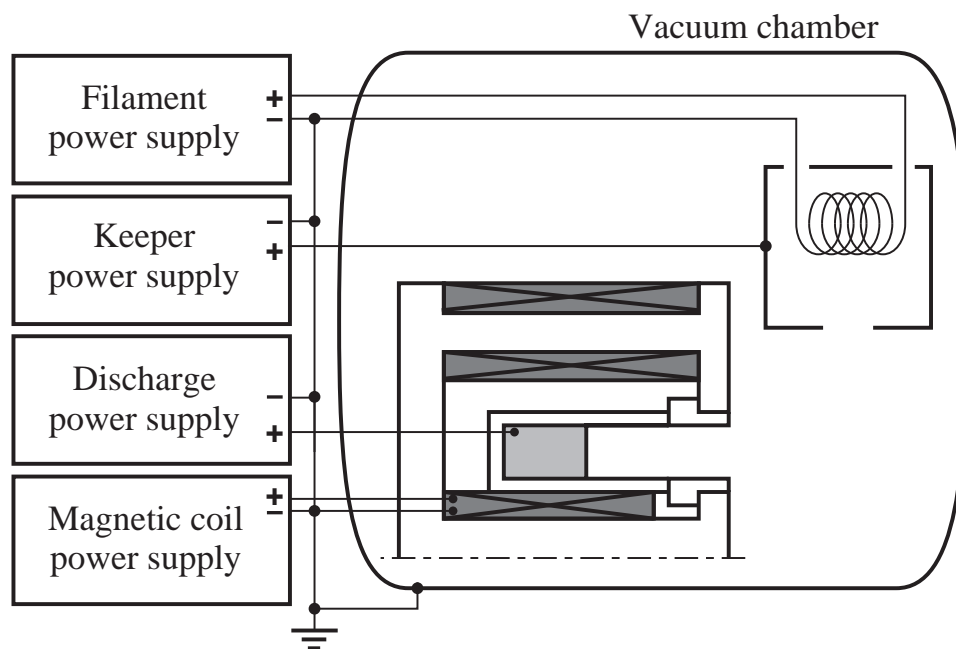


図 2.11: Electrical configuration of discharge circuit.

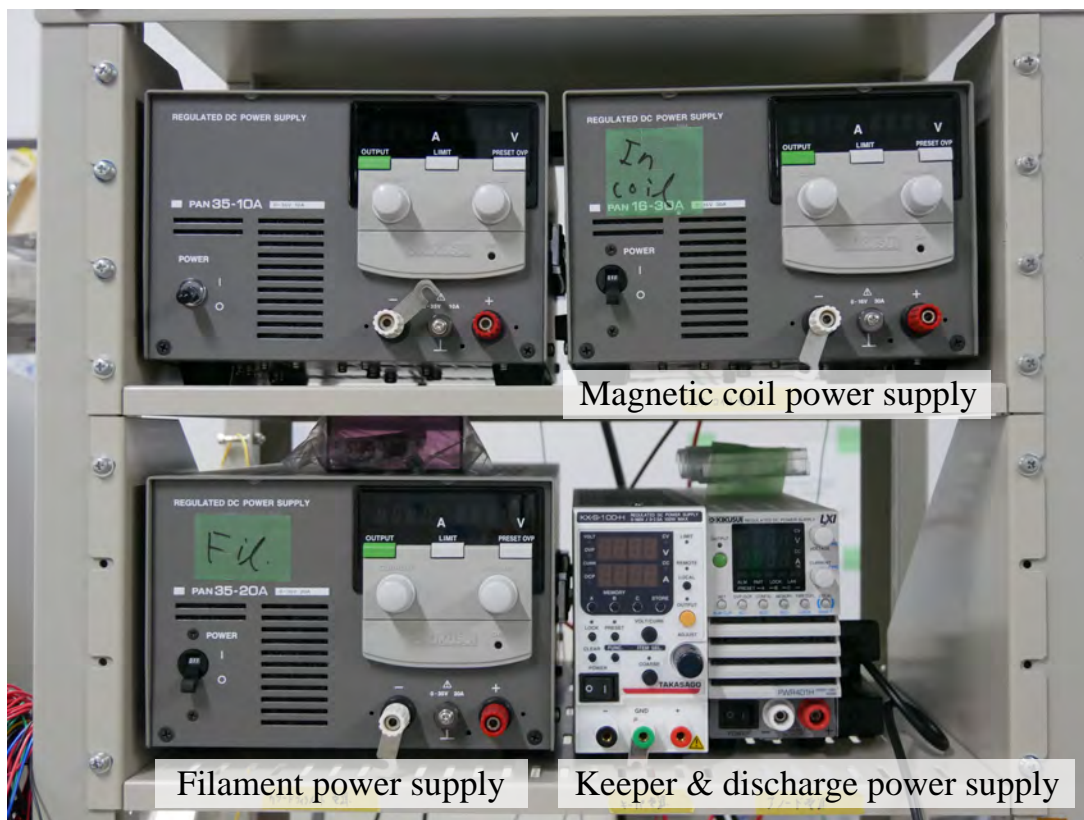


図 2.12: Picture of power supplies.

2.4 キセノン供給系

本研究では、水蒸気との比較のためにキセノンも推進剤として使用した。また、既に述べたように、カソードの作動ガスは一貫してキセノンを使用した。キセノンは、タンクからレギュレータを介してマスフローコントローラ（堀場エステック，S48-32）に流入し、ここで質量流量が調整されてアノードおよびカソードに供給される。マスフローコントローラは、アノード、カソードごとに用意した。また、不慮の事故等によるキセノンのリークを極力抑えるために、マスフローコントローラやその表示器はアノード用、カソード用ごとに1つのボックスに収納され、バルブおよび金属配管によって気密性が保たれるようにした。図 2.13 に、キセノンの流量制御ユニットの外観を示す。

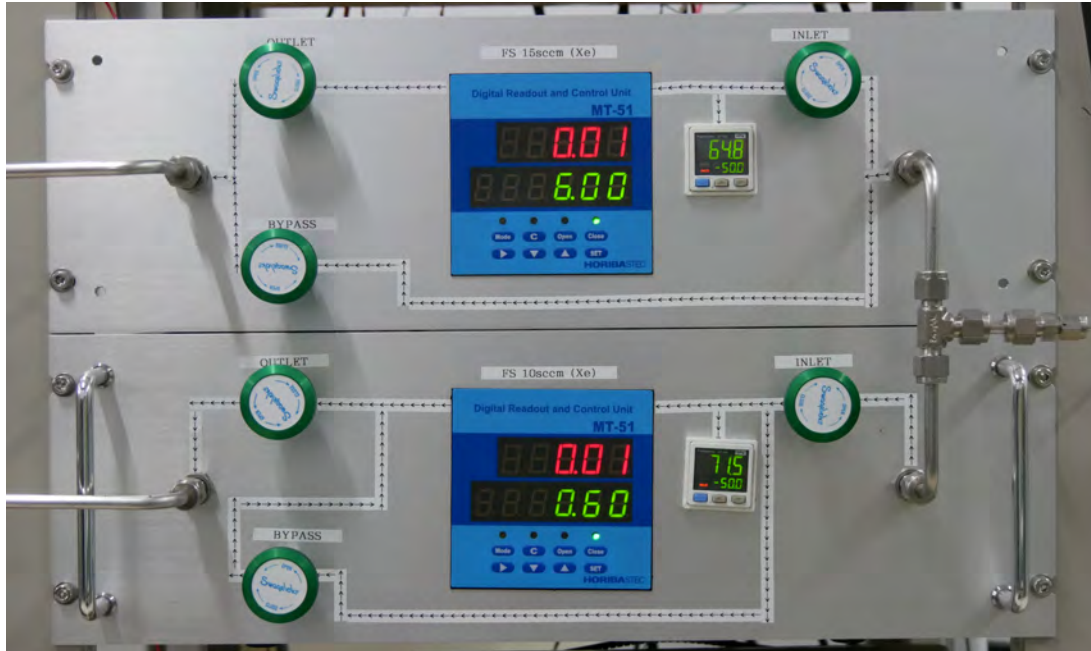
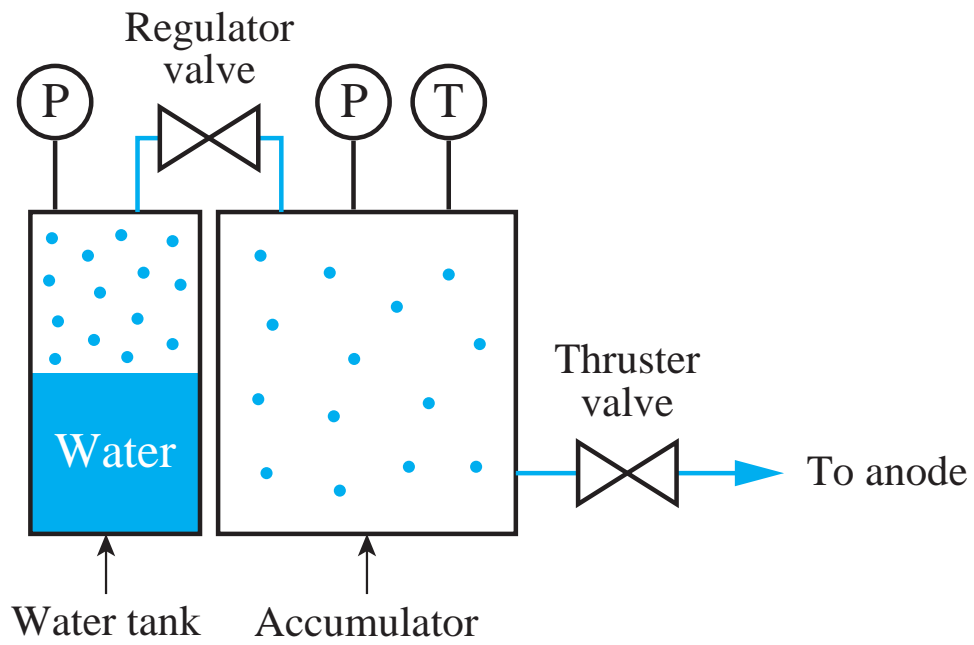


図 2.13: Picture of the xenon mass flow control units.

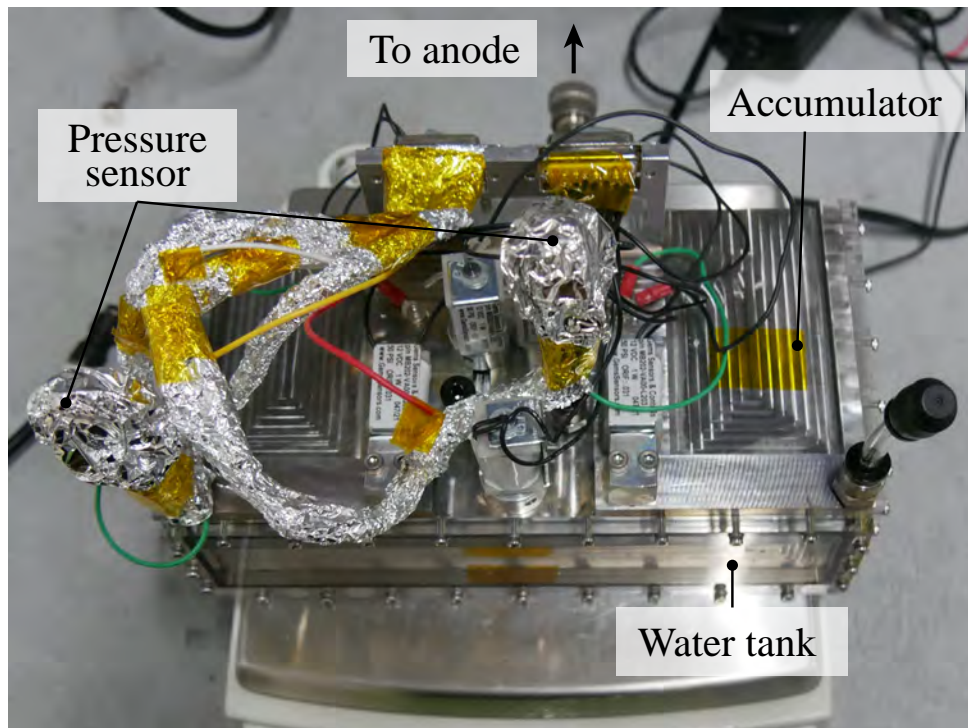
2.5 水蒸気供給系

2.5.1 水蒸気供給装置

アノードへの水蒸気の供給は、専用の供給装置を用いて行った。供給装置の構成模式図および外観をそれぞれ図 2.14, 2.15 に示す。供給装置は水タンクとアキュムレータから構成され、両者は調圧用のレギュレータバルブ (MB202-VA00-L203, GEMS) を介してつながっている。アキュムレータの下流にはスラストバルブが取り付けられており、ここを通過してアノードに水蒸気が供給される。水タンク、アキュムレータにはそれぞれ圧力計 (ABPDANT005PGAA5, Honeywell) が取り付けられており、常に圧力状態を確認することができる。この装置は推進機とともに真空チェンバ内に導入して使用する。水タンク内には工業用精製水が充填されており、真空中ではタンク上部の空間が飽和蒸気圧で満たされる。タンクから下流への水蒸気の供給には重力による気液分離を利用している。



☒ 2.14: Schematic of a water vapor supply.



☒ 2.15: Picture of the water vapor supply.

2.5.2 水蒸気流量の制御方式

本研究における水蒸気流量の制御原理は、次式に示される排気の式に基づく。ただし、 Q ：体積流量、 C ：配管コンダクタンス、 P ：圧力、添字 1：配管の上流での状態、添字 2：配管の下流での状態を表す。

$$Q = C(P_1 - P_2) \quad (2.1)$$

ここで、体積流量 Q と質量流量 \dot{m} は次のような関係にある。ただし、 \bar{R} ：質量気体定数、 T ：気体温度である。

$$Q = \dot{m}\bar{R}T \quad (2.2)$$

また、直径 a 、長さ L の配管のコンダクタンスは粘性流（添字 vs）と分子流（添字 ms）でそれぞれ次のように表される。ただし、流体の粘性係数 η は温度に依存する物性値である。

$$C_{vs} = \frac{\pi a^4}{8\eta L} \frac{P_1 + P_2}{2} \frac{1}{1 + 3\pi a/8L} \quad (2.3)$$

$$C_{ms} = \sqrt{\frac{\pi \bar{R}T}{2}} a^2 \frac{1}{1 + 3L/8a} \quad (2.4)$$

以上の理論を供給装置に当てはめて考える。今、配管の上流をアキュムレータ、下流を真空チェンバととらえると、 $P_1 = P_{acc}$ 、 $P_2 = P_b$ となる。ただし、 P_{acc} ：アキュムレータ圧力、 P_b ：チェンバ内背圧とする。式 (2.3)、(2.4) より、コンダクタンスに関して圧力および温度依存性を考慮して $C(P_{acc}, T)$ と表現し、さらに式 (2.1) の関係を用いると、供給される水蒸気の質量流量は次のように表される。ただし、作動時は $P_{acc} \gg P_b$ が成り立つと仮定した。

$$\dot{m} \sim \frac{C(P_{acc}, T)}{\bar{R}T} P_{acc} \quad (2.5)$$

すなわち、供給される水蒸気の温度が一定である場合には、アキュムレータ圧力を一定とすることで流量を制御することができる。

アキュムレータ圧力の調整は、レギュレータバルブを周期的に開閉し、その開閉間隔を制御することで実現した。今、レギュレータバルブの全開コンダクタンスを C_{RV} とすると、バルブの開閉周期を T_c 、開時間を τ とした場合、実効的なコンダクタンス $C_{RV,eff}$ は次のように表される。

$$C_{RV,eff} = \frac{\tau}{T_c} C_{RV} \quad (2.6)$$

定常状態において水蒸気温度およびアキュムレータ圧力が一定であれば、アキュムレータに流入する質量流量とアキュムレータから流出する質量流量はつり合う。すなわち、アノードコンダクタンス C_a とし、水蒸気温度への依存性を考慮しなければ、

$$\frac{\tau}{T_c} C_{RV}(P_{tank} - P_{acc}) = C_a P_{acc} \quad (2.7)$$

これより、目標 P_{acc} を達成するために必要なバルブ開閉の duty 比は次のように求まる。

$$\frac{\tau}{T_c} = \frac{P_{acc}}{P_{tank} - P_{acc}} \frac{C_a}{C_{RV}} \quad (2.8)$$

タンク内の水蒸気圧力が一定であれば、開時間を一定とすることでフィードフォワードにアキュムレータ圧力を制御することが可能である。しかしながら、水の蒸気圧は室温付近の温度変化に対しても敏感であり、作動中のタンク内の水の温度変化によってタンク圧力は常に変化する。そこで、PI 補償によるフィードバック制御によってアクティブに duty 比を制御するシステムを実装した。制御目標圧力 $P_{acc,t}$ としたとき、時刻 t におけるアキュムレータ圧力 $P_{acc}(t)$ に対して実装した制御システムを t 領域で表現すると、

$$e(t) = P_{acc}(t) - P_{acc,t} \quad (2.9)$$

$$1 - \frac{\tau}{T_c} = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (2.10)$$

システムの実装には汎用のマイコン (Arduino Uno) を使用した。用いたマイコンのアナログ入力は 0 - 5 V に対して 10 bit の解像度を持ち、圧力計出力に換算すると約 42 Pa である。常温における水の蒸気圧は 3000 Pa 程度であるから、仮にアキュムレータの制御圧力が 1500 Pa と想定すると、圧力の読み取り精度はせいぜい 3 % である。式 (2.5) より、コンダクタンスが一定である場合には流量も同程度のばらつきを生じ、さらに粘性流の場合には上流圧の二乗に比例するため流量のばらつきはさらに大きくなる。そこで、アナログ入力の前段に増幅器を挿入することで読み取り精度の向上を図った。結果として、3000 Pa 以下の領域においてアナログ入力の読み取り精度は約 6 Pa となった。本研究では、レギュレータバルブの開閉周期 T_c を 100 ms とした。

2.6 推力測定系

2.6.1 振り子式推力スタンド

ホールスラストの推力測定は振り子式推力スタンドを用いて行った。推力スタンドの模式図および外観を図 2.16, 2.17 にそれぞれ示す。使用した振り子式推力スタンドは、浅川らにより開発されたスタンドの設計にならって製作された⁶⁰⁾。この推力スタンドの特徴は、振り子の回転中心よりも上部に推進機を搭載し、回転中心の下部にカウンターウェイトを置くことで系のつり合いを保持する点にある。このため、搭載空間を広く利用することができる。同時に、推進機とカウンターウェイトの質量バランスによって推力-変位係数を幅広く調整することができる。

スタンドを構成する各部のダイナミクスを解析すると、系の実効的なねじりばね定数 K_{eff} および固有振動数 f_{eff} は次のように求まる。ただし、搭載質量に対して発生する推力が十分に小さいと仮定し、これによるモーメントの寄与を無視している。数式に含まれる変数記号は、図 2.16 中に示している。

$$K_{\text{eff}} = -M_{\text{top}}gl_{\text{top}} + M_{\text{cw}}g\sqrt{l_{\text{cw}}^2 + x_{\text{cw}}^2} - M_{\text{rear}}gl_{\text{rear}} + 2 \sum_{i=1}^4 k_{\text{sp},i} \quad (2.11)$$

$$f_{\text{eff}} \sim \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_{\text{eff}}}{M_{\text{top}}l_{\text{top}}^2 + M_{\text{cw}}l_{\text{cw}}^2 + M_{\text{rear}}l_{\text{rear}}^2}} \quad (2.12)$$

また、推力とスタンドの変位角 θ について、以下の関係が成り立つ。

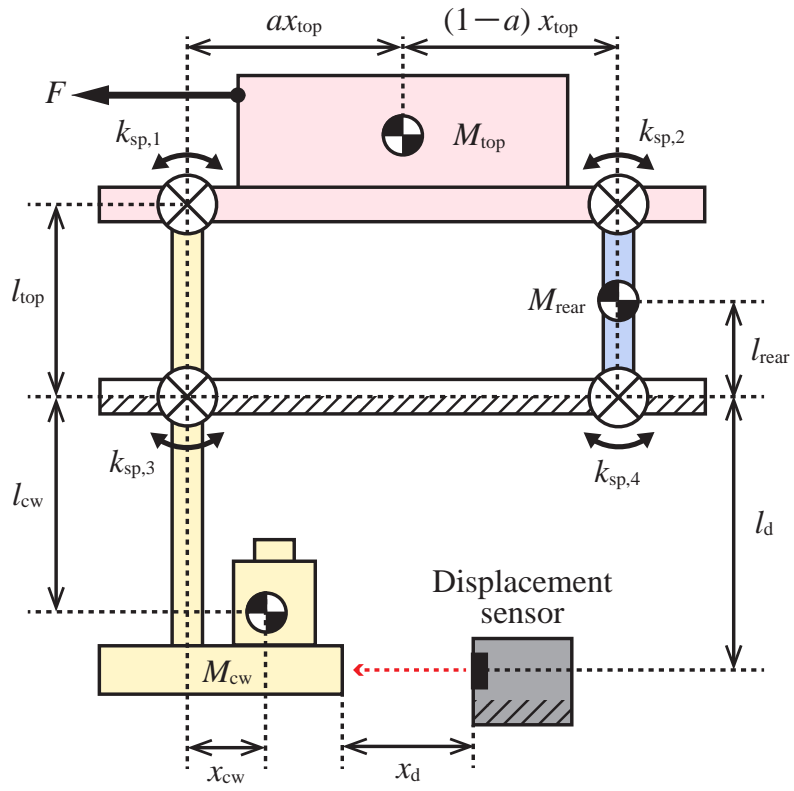
$$F = \frac{K_{\text{eff}}}{l_{\text{top}}}(\theta - \phi_n) \quad (2.13)$$

ただし、 ϕ_n は系がつり合った基準状態におけるスタンドの変位角とした。ゆえに、スタンドの基準状態における変位計出力を \bar{x}_d とすれば、スタンドが角度 θ だけ回転したときの変位計出力 x_d は次のように表される。ただし、 θ は微小角を仮定した。

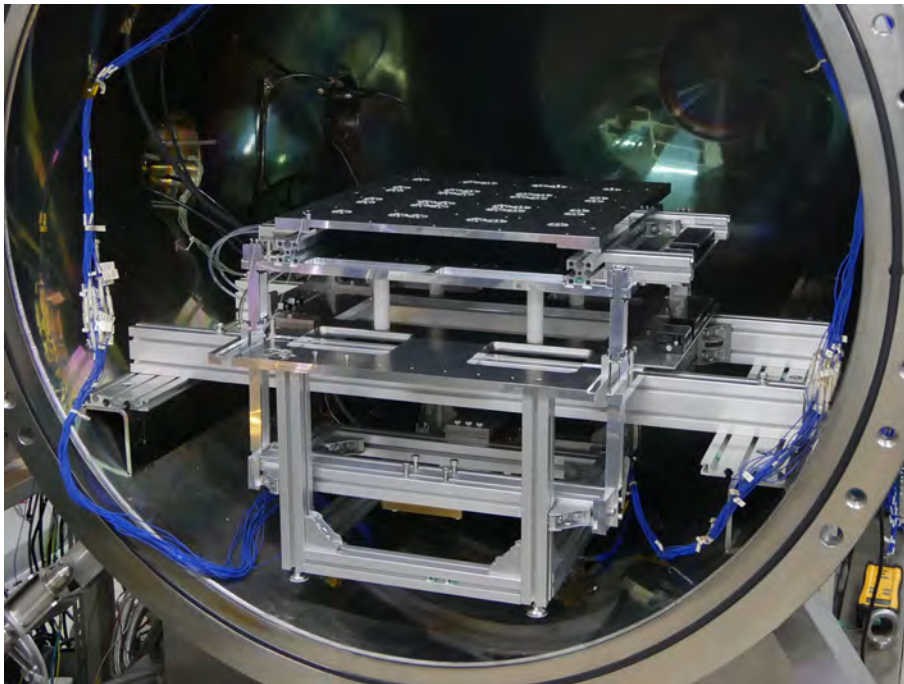
$$x_d = \bar{x}_d + l_{\text{cw}} \sin\left(\frac{Fl_{\text{top}}}{K_{\text{eff}}}\right) \sim \bar{x}_d + \frac{l_{\text{top}}l_{\text{cw}}}{K_{\text{eff}}}F \quad (2.14)$$

すなわち、推力-変位係数 S は理想的に次のように表される。

$$S = \frac{l_{\text{top}}l_{\text{cw}}}{K_{\text{eff}}} \quad (2.15)$$



⊠ 2.16: Schematic of a thrust stand.



⊠ 2.17: Picture of the thrust stand.

2.6.2 校正装置

推力スタンドの校正は、質量が既知の重りを吊り下げて行う。校正方法の詳細については後述する。校正装置の模式図および外観を図 2.18 に示す。スタンド可動部の推力ベクトル方向に、1 個あたり 0.14 g のおもりが 6 個連なった細紐が取り付けられており、プーリを介して重力により吊り下げられている。一方で、固定部にはプレートが吊り下げられ、モータによって上下させることができる。これにより、スタンドに吊り下げられたおもりの個数を変更することが可能であり、複数通りの既知の推力を発生させることが可能である。

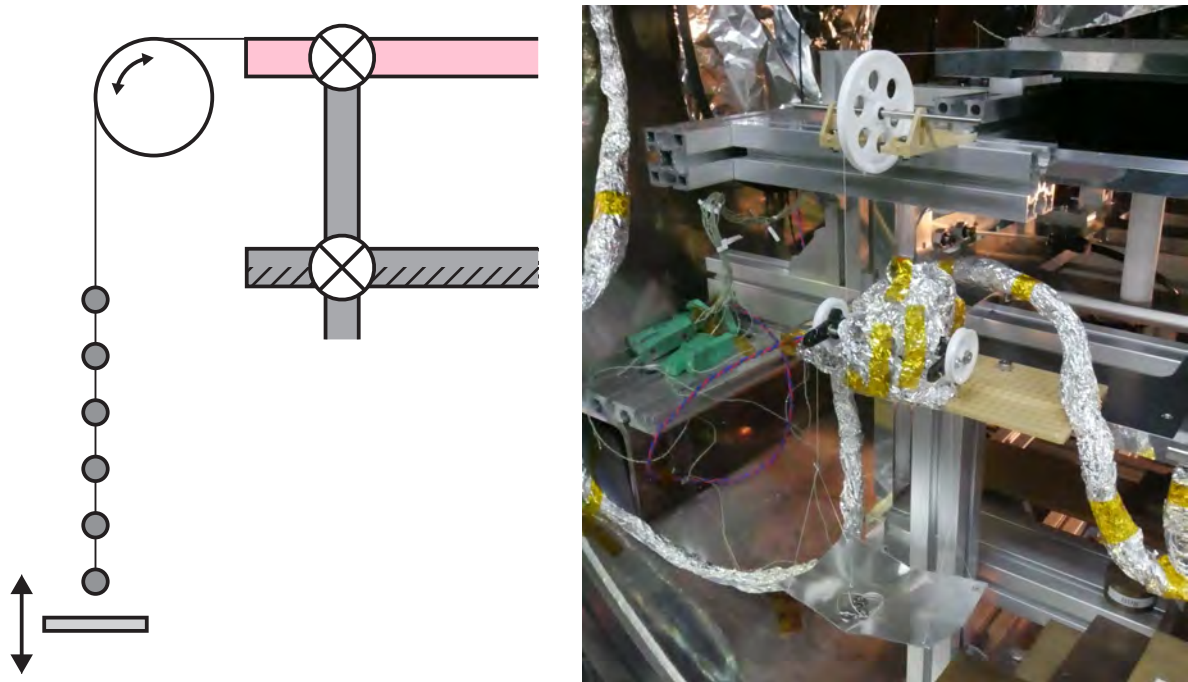


図 2.18: Schematic (left) and picture (right) of the calibration system.

2.7 測定・収録機器

2.7.1 放電振動観測系

ホールスラストでは、放電電流が周期的に大きく振動する現象がしばしば発生する。これを放電振動と呼び、その物理的要因については今なお研究がなされている。推進機としての応用的な観点では、放電振動は電源に余剰な電力を要求するため、放電振動の生じるような作動点での運用は避けるべきである。特に、電力供給能力の低い小型宇宙機への搭載を考えるうえでは一層気にすべき問題と言える。そこで、本研究では推進機の放電特性として放電振動の観測も行い、適切な作動点を探索した。こうした振動現象は、シャント式のように抵抗を介した観測では特性が変化してしまう懸念がある。そのため、本研究では図 2.19 に示す非接触の直流電流プローブ (A622, Tektronix) を用いて放電電流の観測を行った。観測した電流プローブの信号を図 2.20 に示すオシロスコープ (DS-5314, IWATSU) および後述するロガーの両方に入力することで、高周波の振動現象と放電電流の時間履歴を同時に観測した。ただし、オシロスコープとロガーを直接接続するとロガー起因のノイズが伝達することがわかったため、図 2.21 に示す絶縁増幅器 (T-ISA001AC, TURTLE) によりオシロスコープ側とロガー側を電氣的に分離した。電流プローブ、絶縁増幅器、オシロスコープ、ロガーの接続模式図を図 2.22 に示す。



図 2.19: Picture of the current probe.

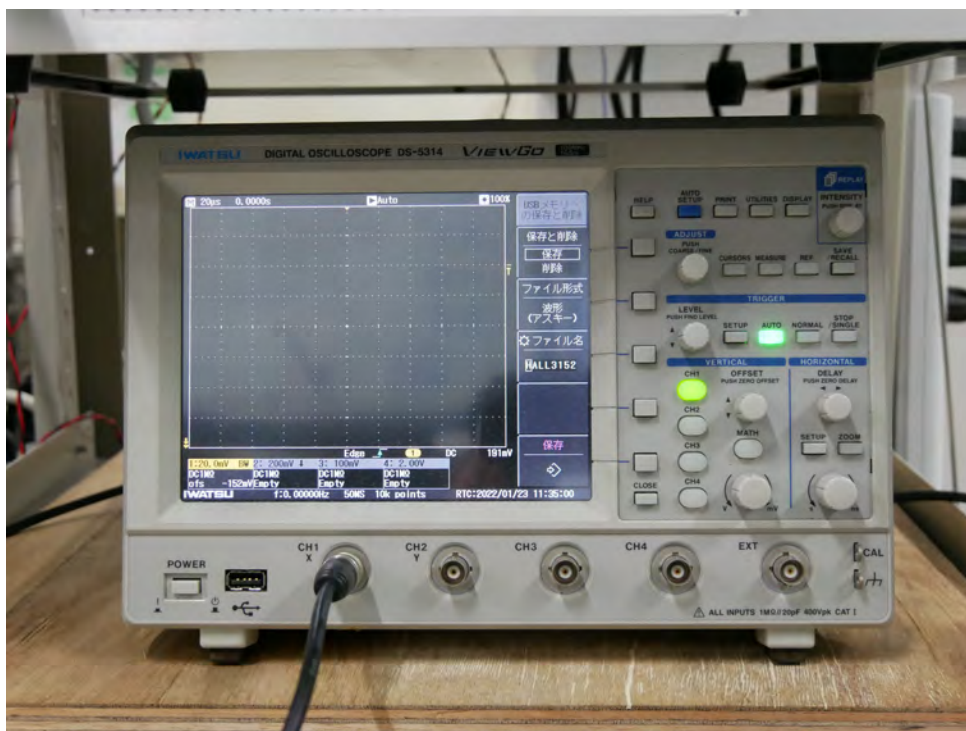


図 2.20: Picture of the oscilloscope.



図 2.21: Picture of the isolation amplitude.

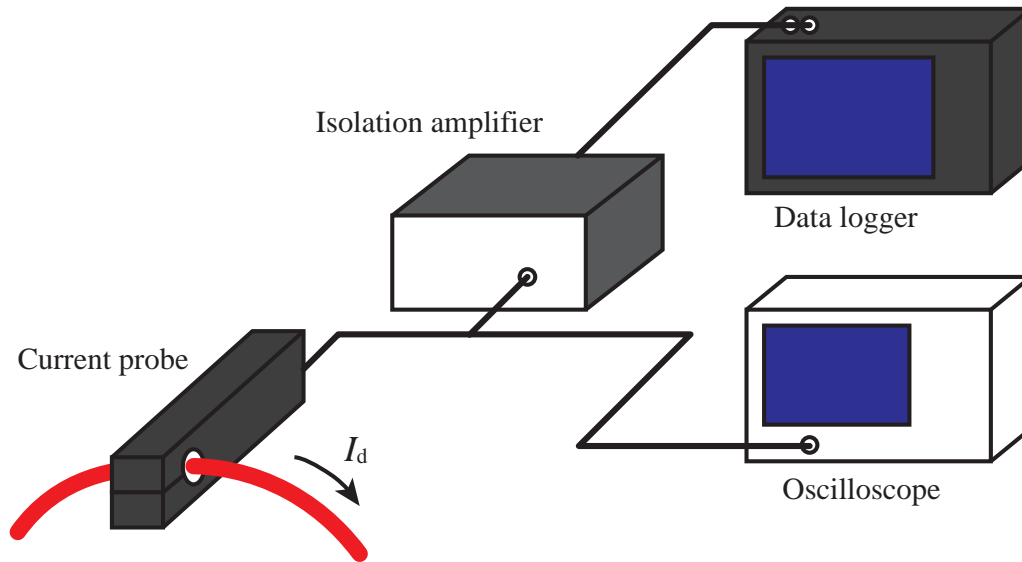


図 2.22: Schematic of connection between a current probe, an isolation amplifier, an oscilloscope and a data logger.

2.7.2 長時間記録系

先述した放電電流の他に、放電電圧、磁場生成用コイル電流、アノードおよびカソードに供給するキセノンガスの流量、水供給系の圧力計出力、背圧を主な作動中のパラメータとして、図に示すロガー（GL840, GRAPHTEC）により記録した。収録のサンプリング周期は 200 ms とした。また、推力測定においては変位計の出力もロガーを用いて記録した。このうち、放電回路から直接信号を取得する放電電圧とコイル電流については、意図せぬ放電などが生じた際にロガーに過電圧や過電流が流れて故障する恐れがある。そこで、図 2.24 に示す絶縁回路を構築し、ロガーを放電回路から保護した。なお、絶縁増幅器を介した放電電流、絶縁回路を介した放電電圧、コイル電流の出力については、事前に校正を実施している。一方、熱電対で取得したアノード温度については、図 2.25 に示すような電池駆動で非接地に使用できる熱電対用ロガー（LR5021, HIOKI）を用いて記録した。なお、こちらのサンプリング周期は 1 s である。



图 2.23: Picture of the data logger.

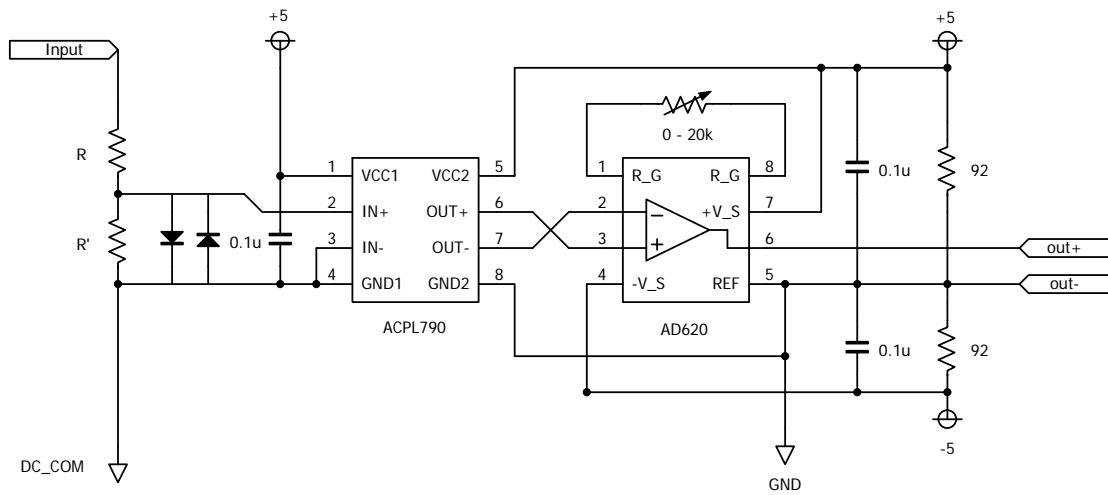


图 2.24: Schematic of an isolation circuit.



図 2.25: Picture of the thermo-logger.

2.7.3 電子天秤

質量変化の実測から水蒸気の流量校正を行うにあたって、図 2.26 に示す電子天秤を使用した。ここで用いた電子天秤の最大荷重は 6200 kg であり、最小目盛は 0.01 g である。



図 2.26: Picture of the mass balance.

第 3 章

実験方法

3.1 水蒸気の流量校正方法

本研究では、式 (2.5) に基づき、アキュムレータ圧力を制御することで水蒸気の流量を調整した。あるアキュムレータ圧力の状態において、供給される水蒸気の流量を求めるためには、事前にアノードのコンダクタンス C_a を知る必要がある。そこで、電子天秤を用いて質量変化を実測し、圧力-流量関係の校正を行った。流量校正の手順を以下に示す。

1. 真空チェンバ内に電子天秤を導入し、作動時と同様に接続した水蒸気供給装置、ガスアイソレータ、スラストヘッドを載せる。
2. フランジを介してチェンバ外の PC と接続し、シリアル通信を開始する。
3. 真空引きを行い、背圧が 10^{-4} Pa のオーダーになるまで待機する。
4. アキュムレータ圧力の制御目標量を設定する。
5. シリアル出力、ロガーの収録を開始し、5 min 程度待機する。
6. レギュレータバルブの制御を開始し、5 min 程度目標圧力で水蒸気を噴射する。
7. レギュレータバルブの制御を止め、再度 5 min 程度待機する。
8. 収録を停止する。
9. 制御目標量を変更し、手順 5 以降を繰り返し替える。

流量校正は、アキュムレータ圧力 1000 Pa から 2200 Pa まで、100 Pa 刻みで行った。

3.2 推力スタンドの校正方法

推力スタンドの校正は、2.6.2 節に示した校正装置を用いて行った。本測定では、キセノンを推進剤に用いた場合と水蒸気を推進剤に用いた場合でスタンドの基準状態を変更した。具体的には、前者では校正用のおもりが 6 個吊り下がった状態、後者ではおもりが 1 個吊り下がった状態を基準状態とした。前者の場合には、校正により発生する推力ベクトルと推進機の作動により発生する推力ベクトルが逆転するため、実際の測定値が校正結果の外挿にな

る点に留意する。それぞれの実験で基準状態が異なるため、校正手順も異なる。校正 1 回あたりの手順を以下に示す。

キセノンでの測定時

1. スタンドの基準状態で 1 min 以上待機する。
2. 受け皿を上げて吊り下がったおもりの個数を 1 つ減らし、1 min 以上待機する。
3. 同様の操作を吊り下がったおもりの個数が 0 個になるまで繰り返す。
4. 吊り下がったおもりの個数が 0 個の状態です 1 min 以上待機する。
5. 受け皿を下げて吊り下がったおもりの個数を 1 つ増やし、1 min 以上待機する。
6. 同様の操作を吊り下がったおもりの個数が 6 個（基準状態）に戻るまで繰り返す。
7. スタンドの基準状態で 1 min 以上待機する。

水蒸気での測定時

1. スタンドの基準状態で 1 min 以上待機する。
2. 受け皿を上げて吊り下がったおもりが 0 個の状態とし、1 min 以上待機する。
3. 受け皿を下げて吊り下がったおもりの個数を 1 つ増やし、1 min 以上待機する。
4. 同様の操作を吊り下がったおもりの個数が 6 個になるまで繰り返す。
5. 吊り下がったおもりの個数が 6 個の状態です 1 min 以上待機する。
6. 受け皿を上げて吊り下がったおもりの個数を 1 つ増やし、1 min 以上待機する。
7. 同様の操作を吊り下がったおもりの個数が 0 個になるまで繰り返す。
8. 吊り下がったおもりが 0 個の状態です、1 min 以上待機する。
9. 受け皿を下げて吊り下がったおもりが 0 個の状態（基準状態）とし、1 min 以上待機する。

3.3 推進機の作動手順

キセノン推進剤とするホールスラストは技術的に確立されている一方で、水蒸気を推進剤に用いる実験は前例のない試みである。後者では、予備実験の段階でいずれの作動条件においても放電電圧や放電電流が定常とならない現象が観測された。そこで、それぞれの推進剤で異なる作動手順を採用した。

キセノンでの作動手順

1. アノードへのキセノン供給を開始する。
2. 放電電源の定電流値を 1.8 A、定電圧値を 200 V に設定し、OUTPUT を入れる。

3. 推進機が定電流モードで着火する.
4. 磁場生成用コイル電流を印加する. すると, 放電電圧が上昇し, 定電圧作動に切り替わる.

水蒸気での作動手順

1. 放電電源の定電流値を 1.8 A, 定電圧値を 200 V に設定し, OUTPUT を入れる.
2. アク्यूムレータ圧力を制御値よりも高めた状態でスラストバルブを開き, 同時にレギュレータバルブを制御モードに切り替える.
3. 推進機が定電流モードで着火する.
4. 磁場生成コイル用電流を印加する.
5. 作動が安定したらしばらく待機する. 磁場の印可とともにプラズマが消えてしまった場合などは, 一度スラストバルブを閉じて 3 以降を繰り返す.
6. 待機中, 徐々に放電電圧が上昇し, 定電圧作動に移行する.

なお, 水蒸気を用いた場合では, 定電圧作動開始後に放電電流が減少し, ある閾値を下回ったところで放電が停止した.

3.4 放電特性の測定条件および方法

本研究では, まずキセノンと水蒸気を用いた場合の放電特性を取得した. これには, 製作したスラストヘッドの健全性の確認, 水蒸気による作動実証, 性能測定に向けた作動点の調査という目的がある. 本実験では, ホールスラストとしての一般的な作動電圧である 200 V を放電電圧に設定し, 放電特性を確かめた. キセノンおよび水蒸気を用いた際の作動条件を表 3.1, 3.2 にそれぞれ示す.

放電特性として, 各作動点におけるホールスラストの平均的な放電電流およびその振動状態に着目した. この傾向を調べることで作動点として適切であるかどうかを大まかに判断することができる. キセノンで作動させた場合には, 作動状態が定常的であったため, 時間依存性を考慮せずに作動条件を設定して差し支えないと判断した. 一方で, 水蒸気を用いた実験では作動状態が非定常的であったため, 一度の作動中に磁場強度を変更することは再現性の観点で望ましくない. また, 観測された時間依存性について, その要因を明らかにする必要がある. そこで, それぞれの推進剤ごとに異なる方法で測定を実施した. なお, 水蒸気での作動時には, アノードの温度履歴も合わせて計測した.

キセノンでの実験方法

1. 作動前のオシロスコープの出力を複数回記録する.

2. ロガーの収録を開始する.
3. 前述の作動手順に従い, 推進機を作動させる.
4. 表に示したコイル電流ごとにしばらく待機し, オシロスコープで放電電流の出力波形を複数回記録する.
5. 最大のコイル電流での記録が終了したら, 推進機の作動を終了する.
6. ロガーの収録を停止する.
7. 作動後のオシロスコープの出力を複数回記録する.
8. 次の流量条件に移行する.

水蒸気での実験方法

1. 作動前のオシロスコープの出力を複数回記録する.
2. ロガーの収録を開始する.
3. 前述の作動手順に従い, 推進機を作動させる.
4. 作動が定電圧モードに移行したら, オシロスコープで放電電流の出力波形を複数回記録する.
5. 放電電流が低下し作動が停止したらその条件は終了とする. 作動が停止するよりも前に, 観測している磁場生成用コイルの温度が閾値を上回った場合には, 放電電圧を落として作動を強制停止させる.
6. ロガーの収録を停止する.
7. 作動後のオシロスコープの出力を複数回記録する.
8. 次のアキュムレータ圧力および磁場の条件に移行する. その際, アノード温度が十分に下がるまで待機する.

作動時のカソードの配置は, キセノン作動では図 2.5(a), 水蒸気作動では図 2.5(b) を採用した.

上述の実験では, キセノン作動時に時間的な依存性がほとんどないとして実験を行った. これを確認するために, 上記とは別に, キセノンを推進剤に用いて 15 min 連続で作動させる実験を実施した. この時の作動条件を表 3.3 に示す. ただし, 測定環境の整備が間に合わず, アノード温度の計測は行うことができなかった.

表 3.1: Conditions for discharge characteristics measurement with xenon.

\dot{m}_a , mg/s	\dot{m}_c , mg/s	V_d , V	Normalized I_m , -	V_k , V
0.29	0.03	200	0.33 - 1.0	< 28
0.39	0.04	200	0.33 - 1.0	< 28
0.49	0.05	200	0.33 - 1.0	< 28
0.59	0.06	200	0.33 - 1.0	< 28

表 3.2: Conditions for discharge characteristics measurement with water vapor

P_{acc} , kPa	\dot{m}_c (Xe), mg/s	V_d , V	Normalized I_m , -	V_k , V
1.8	0.06	200	0 - 1.0	< 28
2.0	0.06	200	0 - 1.0	< 28
2.2	0.06	200	0 - 1.0	< 28
2.4	0.06	200	0 - 1.0	< 28

表 3.3: Conditions during operation for fifteen minutes with xenon.

\dot{m}_a , mg/s	\dot{m}_c , mg/s	V_d , V	Normalized I_m , -	V_k , V
0.49	0.05	200	0.67	< 28

3.5 推力の測定条件および方法

キセノン，水蒸気ともに，後述する放電特性の結果に基づき測定条件を決定した．それぞれの測定条件を表 3.4，3.5 に示す．作動および実験手順は，放電特性の測定と同様な方法を用いた．キセノンでは，それぞれの作動条件で 5 min ずつ定常作動させた．水蒸気では，非定常状態における測定の再現性を高めるために，各条件で 3 回ずつ測定を実施した．その際，測定時刻に対する依存性を軽減するために，放電電圧 150 V，175 V，200 V の測定を 1 セットとし，3 セットに分けて測定を行った．キセノン，水蒸気での実験ともに，実験の直前・直後，放電電圧を変更するタイミングの計 4 回スタンド校正を実施した．なお，作動

時のカソードの配置は推進剤によらず図 2.5(b) を採用した.

表 3.4: Conditions for thrust measurement with xenon

\dot{m}_a , mg/s	\dot{m}_c , mg/s	V_d , V	Normalized I_m , -	V_k , V
0.3	0.06	150	0.7	< 28
0.3	0.06	175	0.7	< 28
0.3	0.06	200	0.7	< 28
0.4	0.06	150	0.7	< 28
0.4	0.06	175	0.7	< 28
0.4	0.06	200	0.7	< 28
0.5	0.06	150	0.7	< 28
0.5	0.06	175	0.7	< 28
0.5	0.06	200	0.7	< 28
0.6	0.06	150	0.7	< 28
0.6	0.06	175	0.7	< 28
0.6	0.06	200	0.7	< 28

表 3.5: Conditions for thrust measurement with water vapor

P_{acc} , kPa	\dot{m}_c (Xe), mg/s	V_d , V	Normalized I_m , -	V_k , V
2.0	0.06	150	0.5	< 28
2.0	0.06	175	0.5	< 28
2.0	0.06	200	0.5	< 28

第 4 章

実験結果

4.1 水蒸気の流量校正結果

水蒸気の流量校正における天秤質量とアキュムレータ圧力および背圧の時間履歴について、 $P_{acc} = 1700 \text{ Pa}$ で制御した際の測定結果を例として図 4.1 に示す。水蒸気噴射時のアキュムレータ圧力は目標値に対してよく制御されており、同時に質量が線形的に変化していることがわかる。また、背圧についてもほぼ一定値を取ることが確認された。噴射中の流量の算出は、質量減少に対する最小二乗フィッティングを用いて行った。各アキュムレータ圧力に対する流量を算出した結果を図 4.2 に示す。一方で、校正を行った圧力範囲における流れは粘性流の領域である。アキュムレータ下流の流路を単純な配管で模擬すると、式 (2.5) および式 (2.3) より、水蒸気の質量流量は次のように表される。ただし、背圧は十分に小さいとして無視する。

$$\dot{m} \sim \frac{1}{RT} \frac{\pi a^4}{8\eta L} \frac{P_{acc}}{2} \frac{1}{1 + 3\pi a/8L} P_{acc} = \frac{A}{\eta T} P_{acc}^2 \quad (4.1)$$

ここでは、温度とそれに依存する粘性係数以外の成分を係数 A と置いた。この式より、排気の理論に基づく水蒸気の質量流量はアキュムレータ圧力の二乗に比例すると言える。しかしながら、校正結果は線形的であり理論と整合が取れていない。そこで、ここでは図 4.3 に示す領域に式 (4.1) が収まるものと仮定し、 A を範囲として求めた。表 4.1 に、校正結果から見積もられる係数 A の最大および最小を示す。ただし、校正中の水蒸気温度は常に 300 K であると仮定した。

表 4.1: Maximum and minimum values of coefficient A estimated from calibration test.

$A, \text{ kg}\cdot\text{K}/\text{Pa}$	
Max.	8.8×10^8
Min.	6.3×10^8

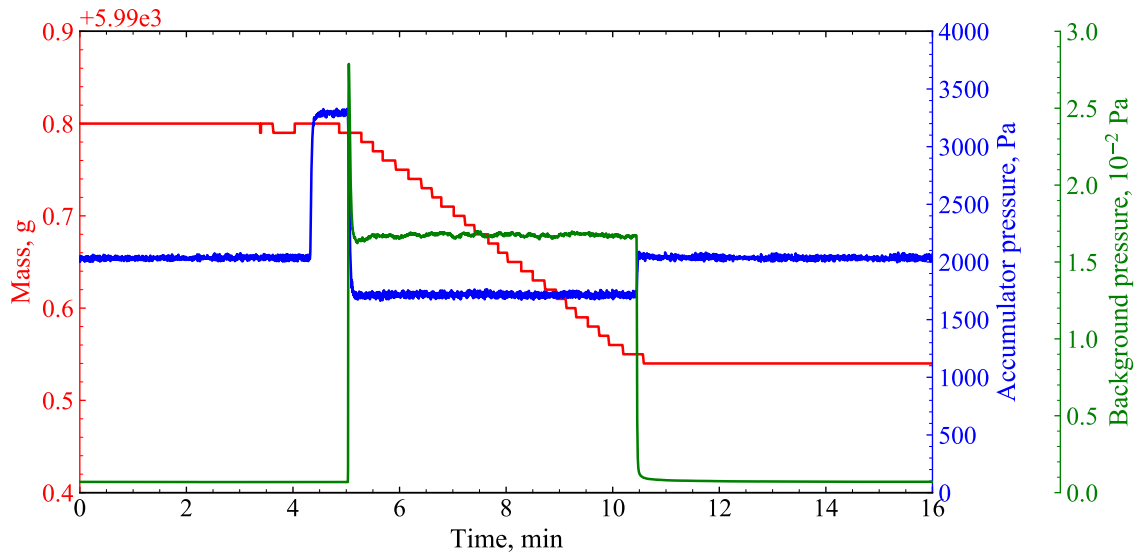


Figure 4.1: An example of time history during mass flow calibration. This shows the results at $P_{acc} = 1700$ Pa

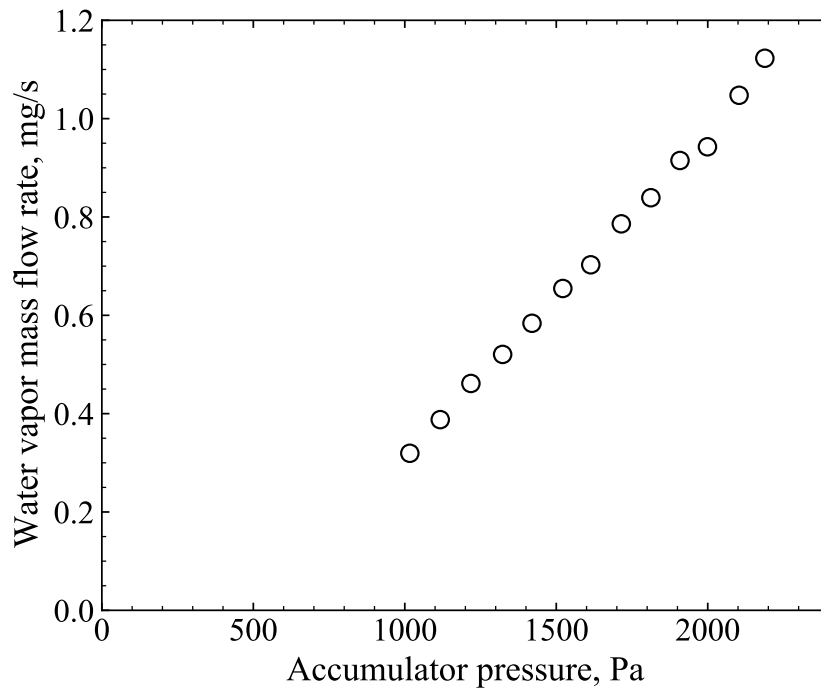


Figure 4.2: Calibration tests result of water vapor mass flow rate as a function of accumulator pressure.

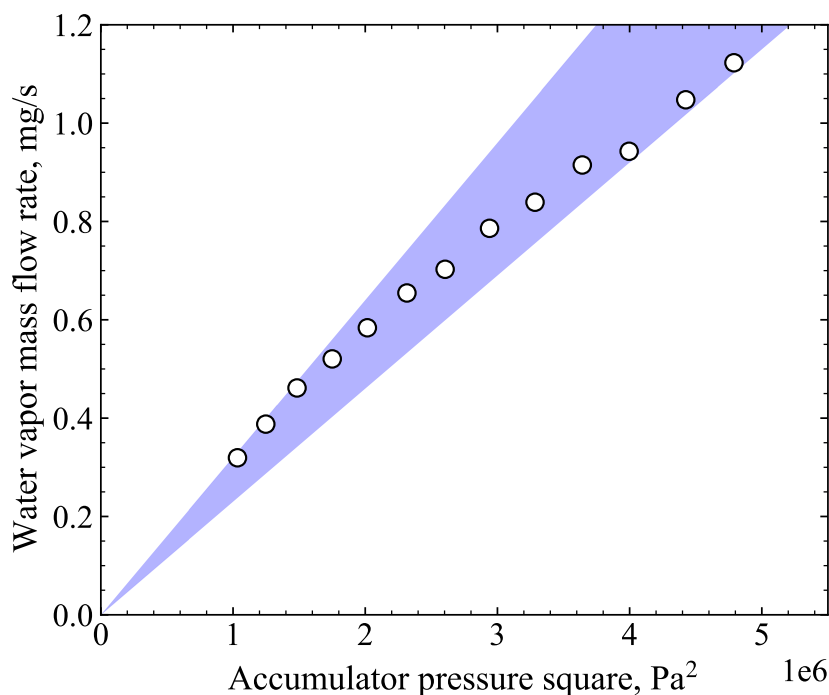


図 4.3: Results plots and estimated region of eq.(4.1)

4.2 推力スタンドの校正結果

キセノンおよび水蒸気での測定中に実施した計 4 回ずつの校正における変位の時間履歴をそれぞれ図 4.4 の (a), (b) に示す. これより, 校正毎に開始時における基準状態の変位がずれていること, また校正中も変位がドリフトし続けていることが認められる. 変位のずれが生じる理由として, 推力測定においてしばしば問題となるスタンドの温度変化に起因する熱ドリフトの影響が挙げられる. 特に, ホールスラストの作動中は全体として数 100 W の電力消費があり, 作動の前後に行っている校正時にもスタンド全体の温度やその分布に変化が生じることは十分にあり得る. また, 熱ドリフト以外では, 可動部と固定部をつなぐ配線および配管の摩擦により発生するヒステリシスの影響でオフセットが変化している可能性が考えられる.

ここでは, 校正中に生じる基準状態の変位のずれが時間に対して線形性を持つと仮定し, この影響を取り除くことを考える. まず, 次式に示すような変位に関するオフセット関数 $\delta_o(t)$ を用意する.

$$\delta_o(t) = \alpha t + \beta \quad (4.2)$$

ここで, α , β は校正毎に異なる係数である. この係数は, 校正前後の基準状態での変位出力に対する最小二乗フィッティングにより決定する. 今, 各校正において収録を開始した時

刻を t_0 , 最初に基準状態から変化させる直前の時刻を t_1 , 校正後に基準状態に再度戻った時刻を t_2 , 収録を停止した時刻を t_3 とする. ただし, t_2 は系の振動が十分に収まった時刻とする. このとき, 次で表される ε_{δ_o} が最小となるような係数 α, β を求め, これらを a, b とする.

$$\varepsilon_{\delta_o} = \sum_{t=t_0}^{t_1} (\delta(t) - \delta_o(t))^2 + \sum_{t=t_2}^{t_3} (\delta(t) - \delta_o(t))^2 \quad (4.3)$$

このように決定したオフセット関数 $\hat{\delta}_o(t) = at + b$ を用いて, 校正中の各時刻における変位計出力を以下のように修正し, これを基準状態からの変位 $\delta_m(t)$ とみなす.

$$\delta_m(t) = \delta(t) - \hat{\delta}_o(t) \quad (4.4)$$

図 4.5 に, キセノンおよび水蒸気での測定中に実施した各校正に対して上述の手法を適用し, $\delta_m(t)$ に変換した結果をそれぞれ示す.

このようにして求めた $\delta_m(t)$ を用いて, おもりが発生する推力とそれにより生じる変位の関係を導出する. まず, i 回目の校正における j 番目のおもりの状態での変位 $\delta_{i,j}$ を算出する. ここでは, j 番目の状態に移行して系の振動が十分に収まった時刻を $t_{i,j,0}$, $j+1$ 番目の状態に移行する直前の時刻を $t_{i,j,1}$ として, 次のように求めた.

$$\delta_{i,j} = \frac{1}{t_{i,j,1} - t_{i,j,0}} \sum_{t=t_{i,j,0}}^{t_{i,j,1}} \delta_m(t) \quad (4.5)$$

得られた $\delta_{i,j}$ を用いて, スタンドの推力-変位係数 S を求める. ここでは, キセノンおよび水蒸気での測定中に推力-変位係数は変化しないものと考え. ただし, 水蒸気の場合には可動部に搭載されたタンク内の水が作動とともに減少するため, 式 (2.11) より系の質量減少とともに推力-変位係数が変化しうる. そのため, ここでは作動による水の質量減少が可動部に搭載された全重量に対して十分に小さいことを仮定していることに留意する. 今, $F_{i,j}$ と $\delta_{i,j}$ は微小変位の領域において理想的に次のような線形関係が成立する.

$$\delta_{i,j} = \gamma + SF_{i,j} \quad (4.6)$$

この係数の決定は, 最小二乗法により行う. すなわち, 次であらわされる $\varepsilon_{i,j}$ が最小となるような γ, S を求め, これらを c, S とする.

$$\varepsilon_{i,j} = \sum_i \sum_j (\delta_{i,j} - \gamma - SF_{i,j}) \quad (4.7)$$

これより, 推力と変位の関係は次のように求まる.

$$\hat{\delta}_{i,j} = c + SF_{i,j} \quad (4.8)$$

また，変位に関する標本分散および推力-変位係数に関する標本分散はそれぞれ次のように求まる⁶¹⁾．ただし， n は集合 $\{\delta_{i,j}\}$ の要素数を表す．

$$s_{\delta}^2 = \frac{\sum_i \sum_j (\delta_{i,j} - \hat{\delta}_{i,j})^2}{n - 2} \quad (4.9)$$

$$s_S^2 = \frac{s_{\delta}^2}{\sum_i \sum_j (F_{i,j} - \bar{F})^2} \quad (4.10)$$

以上のようにして求めた推力と変位の関係 (4.8) を $(F_{i,j}, \delta_{i,j})$ および標準化残差のプロットとともに図 4.6 に示す．ただし，標準化残差は以下のように定義される指標であり，残差が回帰直線の周りに正規分布する場合にはその 95 % が -2 から $+2$ の間に収まる．

$$e_{i,j}/s_{\delta} = \frac{\hat{\delta}_{i,j} - \delta_{i,j}}{s_{\delta}} \quad (4.11)$$

本手法では，校正中に生じるドリフト成分の処理に人為的な仮定が含まれているが，キセノンでの測定中に行った校正では全データのうち 94 %，水蒸気での測定中に行った校正では全データのうち 98 % のプロット点における標準化誤差が -2 から $+2$ の間に含まれており，統計的に計算される標準偏差を不確かさとして用いることは妥当であると言える．表 4.2 に，キセノンおよび水蒸気での測定における校正から得られたそれぞれの推力-変位係数 S とその不確かさ $\sigma_S \simeq s_S$ をまとめる．

表 4.2: Thrust stand sensitivity obtained from calibration tests.

	xenon	water vapor
S , mm/mN	6.19×10^{-2}	8.09×10^{-2}
σ_S , mm/mN	0.06×10^{-2}	0.09×10^{-2}

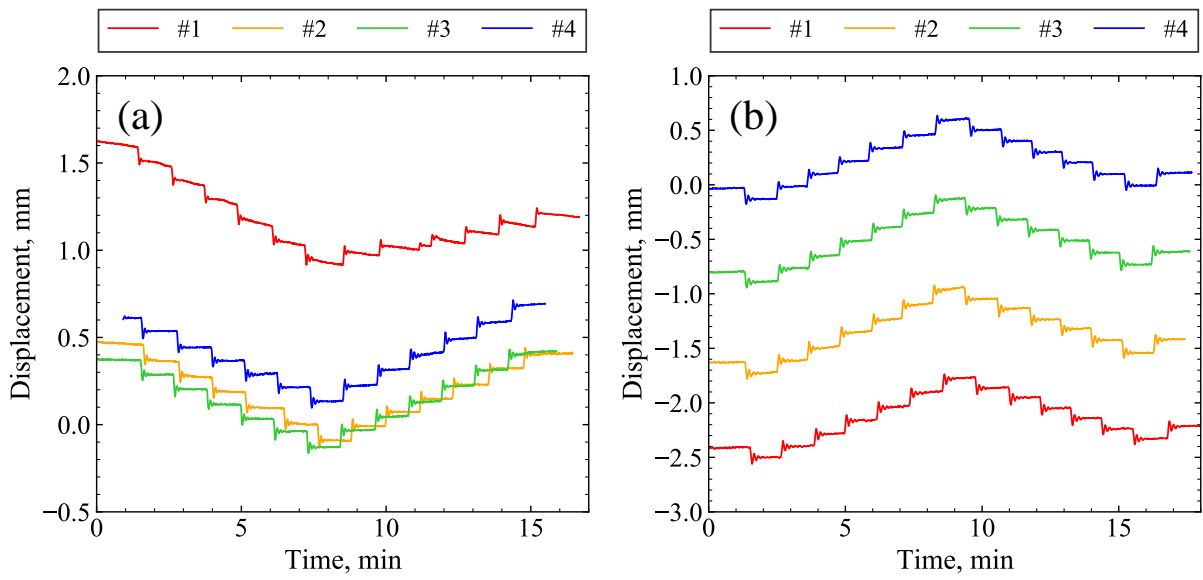


Figure 4.4: Time history of sensor output during calibration tests with (a) xenon and (b) water vapor.

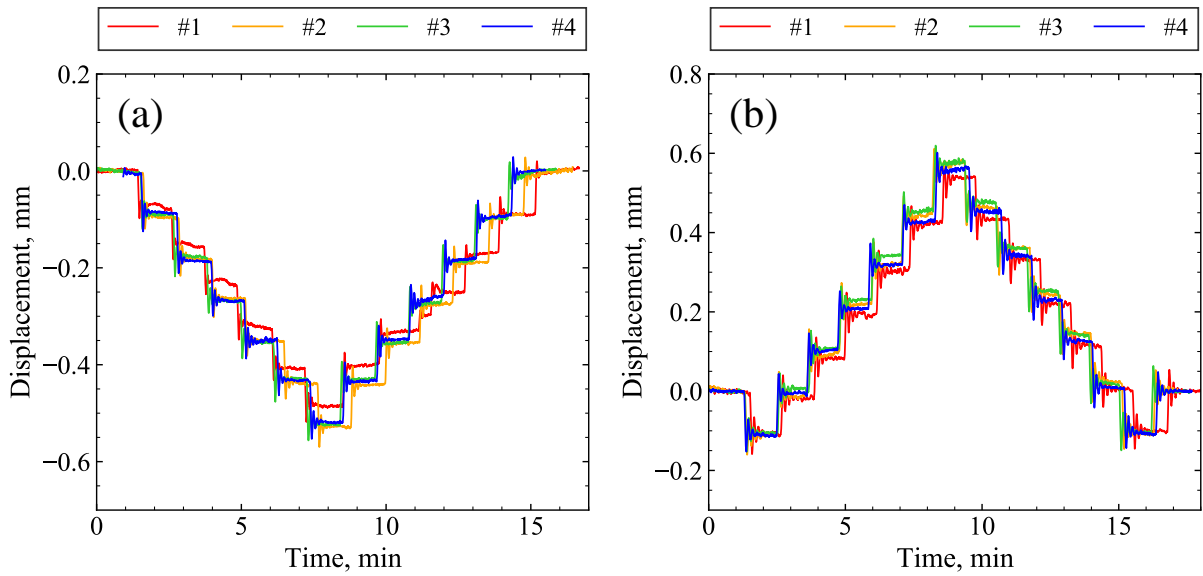


Figure 4.5: Modified displacements from standard states during calibration test with (a) xenon and (b) water vapor.

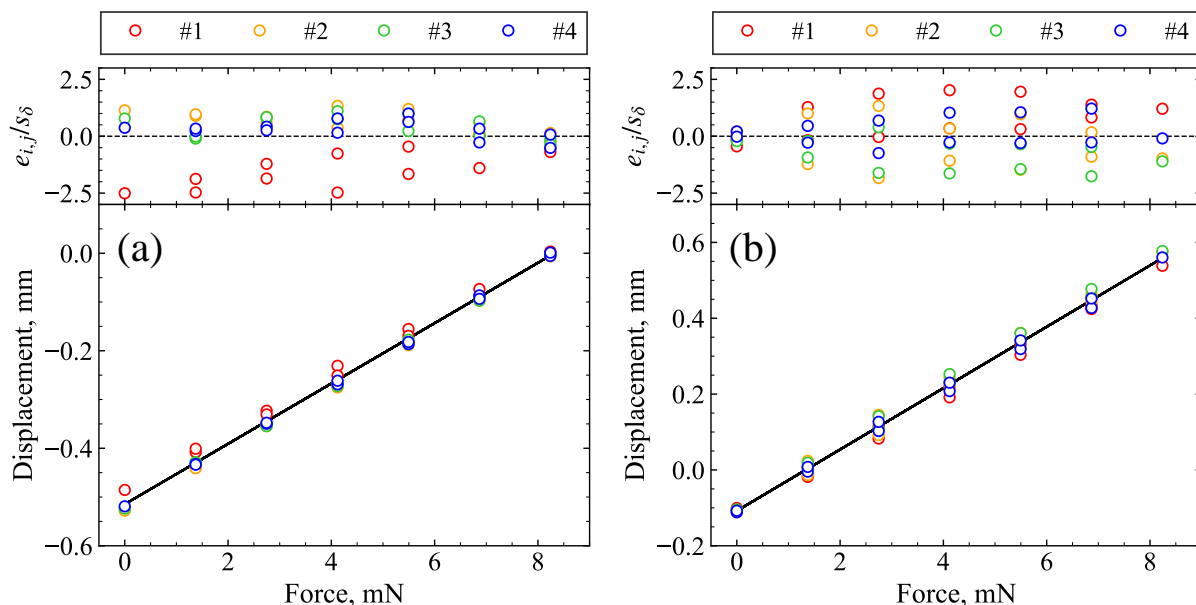


図 4.6: Plots of $(F_{i,j}, \delta_{i,j})$ and fitting line with standardized residuals calculated from calibration tests during (a) xenon and (b) water vapor measurements.

4.3 放電特性の測定結果

4.3.1 キセノンでの放電特性

表 3.1 に示した全ての作動条件に対して、安定作動が確認された。キセノン作動におけるプルームの様子を図 4.7 に示す。また、磁場強度に対する平均的な放電電流および放電振動強度の依存性を図 4.8 と図 4.9 にそれぞれ示す。ただし、放電振動強度は次式で評価される。

$$\Delta = \frac{1}{\bar{I}_d} \sqrt{\frac{\int_0^\tau (I_d - \bar{I}_d)^2 dt}{\tau}} \quad (4.12)$$

なお、図中のエラーバーは各条件において取得した 3 回分のオシロスコープのデータの標準偏差を表す。全ての流量について、Normalized $I_m \sim 0.8$ 程度の磁場強度までは放電電流が減少し、それ以上増加させても変化しないもしくは増加に転じるという傾向が確認された。これは、ホールスラスタ一般に見られる挙動であり、本研究で製作した推進機がホールスラスタとして正しく作動していることを示す結果と言える。また、放電振動強度は特に低磁場側で卓越しており、図 4.10(a) からこの大きな振動はホールスラスタにおいてしばしば観測される breathing mode によるものであるとわかった。

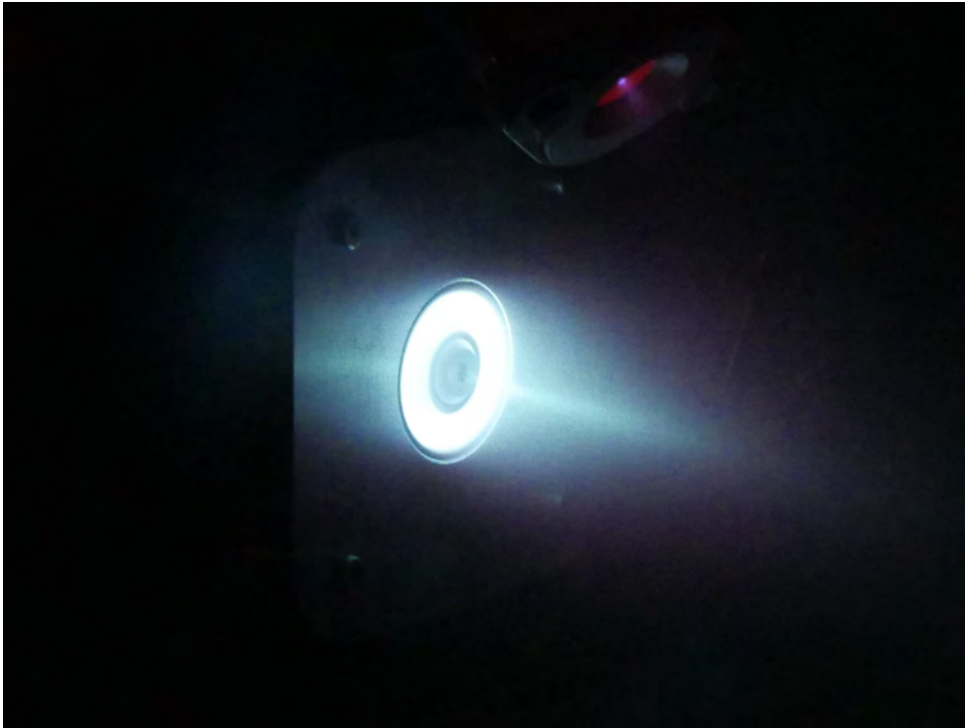


图 4.7: Xenon plasma 羽流 appearance.

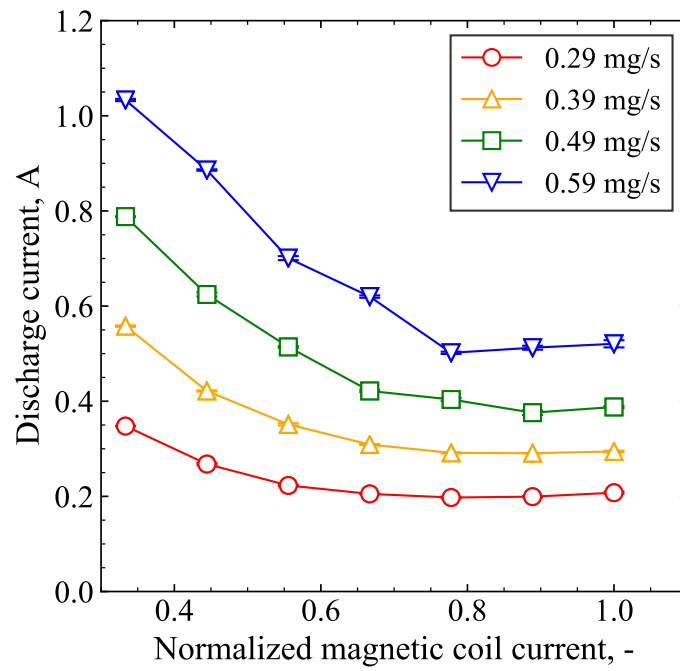


Figure 4.8: Average discharge current profiles of xenon as a function of normalized magnetic coil current.

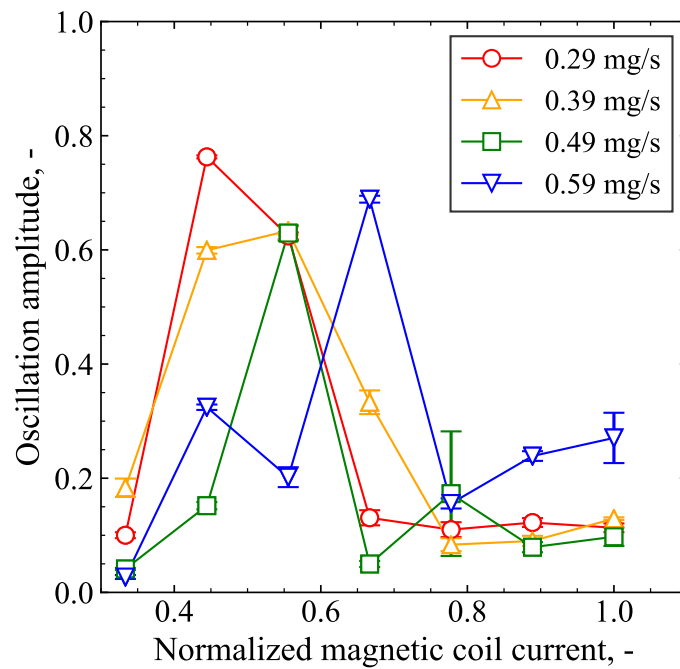
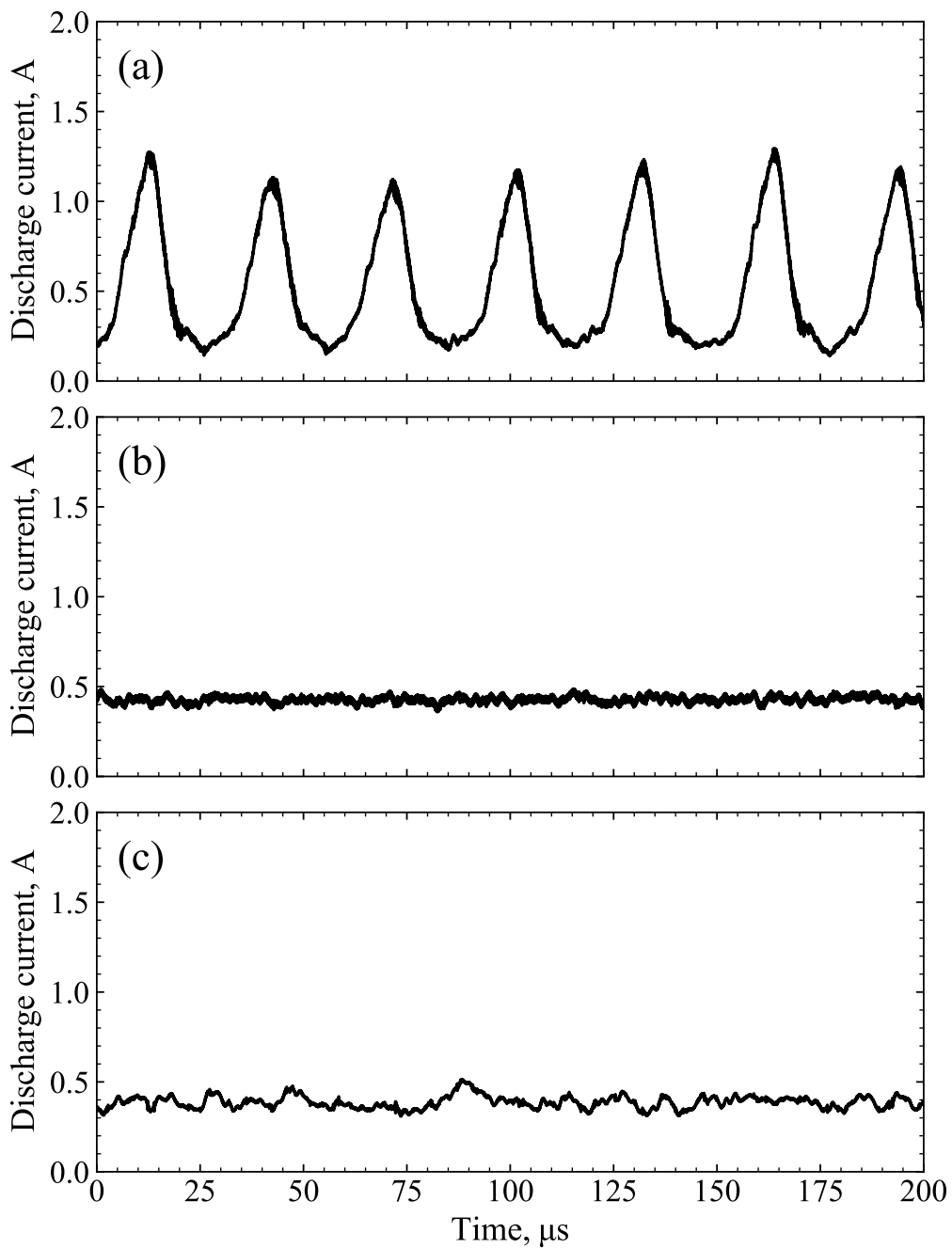


Figure 4.9: Discharge current oscillation amplitude of xenon as a function of normalized magnetic coil current.



⊠ 4.10: Representative discharge current oscillation profiles with water vapor. The normalized magnetic coil current was (a) 0.56, (b) 0.67 and (c) 1.0.

また、キセノンを推進剤として 15 min の連続作動を行った際の放電電流および背圧の時間履歴を図 4.11 に示す。作動中に放電電流のぶれが生じているが、これは振動モードの変化によるものである。連続作動を行った磁場強度の周辺における放電振動強度を図 4.9 で確認すると、振動強度の大きい領域から小さい領域への遷移帯近傍であることがわかる。実際、放電電流の立下り前後でのプルームの発光は目視で判断できる程度に異なっており、オシロスコープで同時に観測していた放電振動の波形も図 4.10(a) の状態から図 4.10(b) の状態へ移行することを確認した。

連続作動中、磁場生成用コイルの監視温度は約 80 K 上昇し、実際のアノード温度はこれ以上の昇温が生じていると考えられる。作動直後から作動停止までの放電電流の減少量は約 0.04 A であり、長時間運転でのヒステリシス変化は 8 % 程度であった。また、作動を通して振動モードの切り替わりが発生していることから、モードの遷移領域にも大きなヒステリシスは生じていないことが認められる。真空チェンバの背圧は作動中に微増しているが、これは系全体の昇温に伴うアウトガスの増加に起因すると考えられる。

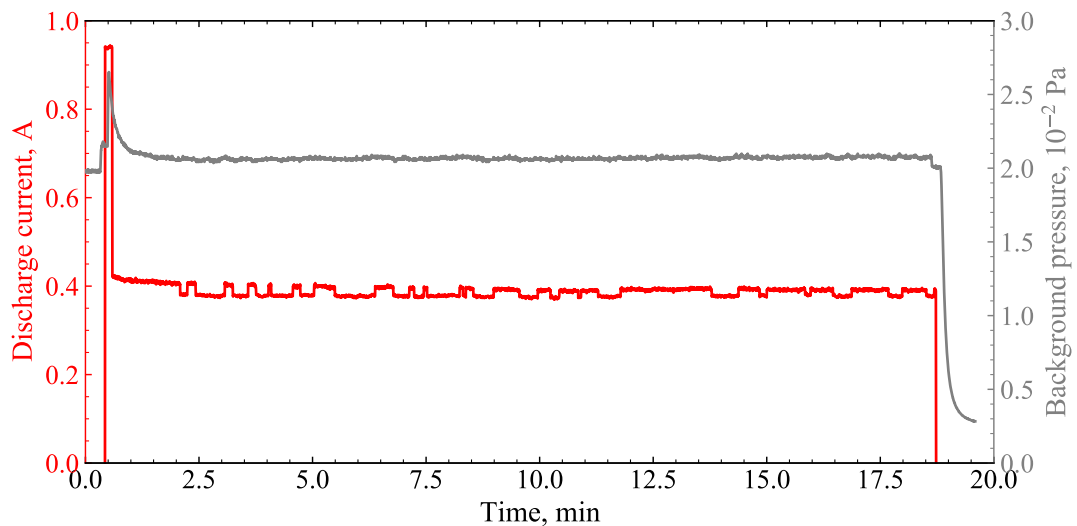


図 4.11: Time history of discharge current and background pressure during 15 minutes operation with xenon.

4.3.2 水蒸気での放電特性

表 3.2 に示すアキュムレータ圧力の範囲において安定した着火が行われ、Normalized $I_m > 0.4$ の磁場条件であれば数 s から数 min に渡る作動が実現された。水蒸気での作動中のプルームの様子を図 4.12 に示す。一方で、予備実験でも観測されたように、いずれの条件においても定常的な作動には至らなかった。図 4.13 に示すように、作動開始直後から放電電圧が上昇し続け、定電圧値である 200 V に達すると放電電流が減少していく現象が観測された。すなわち、プラズマによる抵抗 V_d/I_d が常に増加し続けていくことがわかった。この原因を明らかにするために、作動中の時間経過とともに変化する要素を調査したところ、アノード温度の上昇およびチェンバ内の背圧の減少が確認された。この様子を図 4.14 に示す。いずれも作動停止までに定常に至っていないことがわかる。

そこで、放電電流とアノード温度および背圧との依存関係を整理する。ただし、 $P_{acc} = 1800$ Pa の条件では作動停止までの時間が極端に短かったため、以降は 2000 Pa 以上での結果に着目する。また、議論の複雑性を避けるために定電圧作動時の状態のみを扱う。背圧については、作動時間毎にチェンバのアウトガス特性が異なり、またカソードからのキセノンガスの流れもあるため、水蒸気による影響を等しく見積もるためには補正が必要である。今、噴射する水蒸気による分圧とキセノンガスやその他のアウトガスの寄与による分圧をそれぞれ $P_{b,w}$, $P_{b,o}$ とし、真空ポンプのそれぞれのガスに対する排気速度を $S_{p,w}$, $S_{p,o}$ とすると、チェンバ全体の背圧 P_b と水蒸気およびその他の流量 \dot{m}_w , \dot{m}_o に対して、次の関係が成り立つ。ただし、 T は排気されるガスの温度とする。

$$P_b = P_{b,w} + P_{b,o} \quad (4.13)$$

$$\dot{m}_w \bar{R}T = S_{p,w} P_{b,w} \quad (4.14)$$

$$\dot{m}_o \bar{R}T = S_{p,o} P_{b,o} \quad (4.15)$$

ゆえに、水蒸気の噴射による背圧上昇への影響は、作動中の背圧から非噴射時の背圧を引くことで評価することができる。ここでは、作動直前の背圧を非噴射時の背圧とみなし、この分をオフセットとして処理することで作動中の水蒸気による背圧を見積もった。図 4.15, 4.16 に、放電電流とアノード温度の関係および放電電流と背圧の関係を示す。ただし、放電電流に対して 0.1 A 刻みで平均化した結果を描画している。これより、いずれのアキュムレータ圧力の場合についても、放電電流はアノード温度に対して負、チェンバ背圧に対して正の相関を持つことがわかる。また、アキュムレータ圧力が高いほどアノード温度、背圧ともに高い側へとシフトする傾向が見られた。実験はそれぞれの条件に対してアノード温度が十分に下がるまで待機してから行っており、またアキュムレータ圧力の条件は 2000 Pa, 2400 Pa, 2200 Pa の順で変更したため、これらの傾向は実験手順に起因するも

のではないと考えられる。一方で、磁場強度への依存性はそこまで顕著ではないものの、アキュムレータ圧力、背圧が同じ環境下では磁場強度が高いほど放電電流は減少する傾向にある。また、磁場強度を高くするほど低い放電電流での作動維持が困難であった。

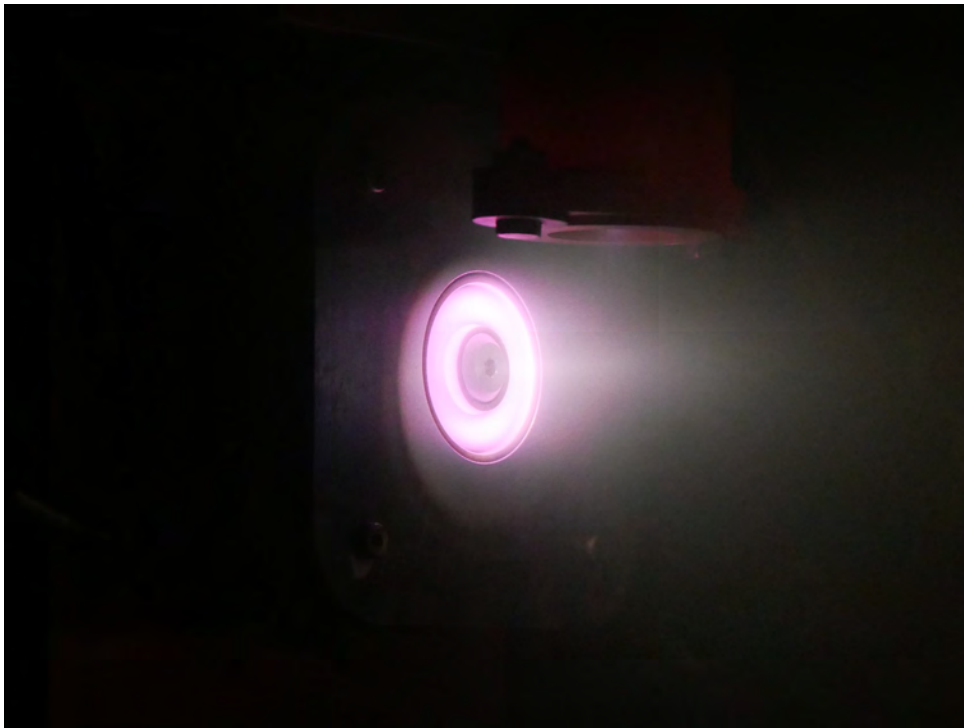
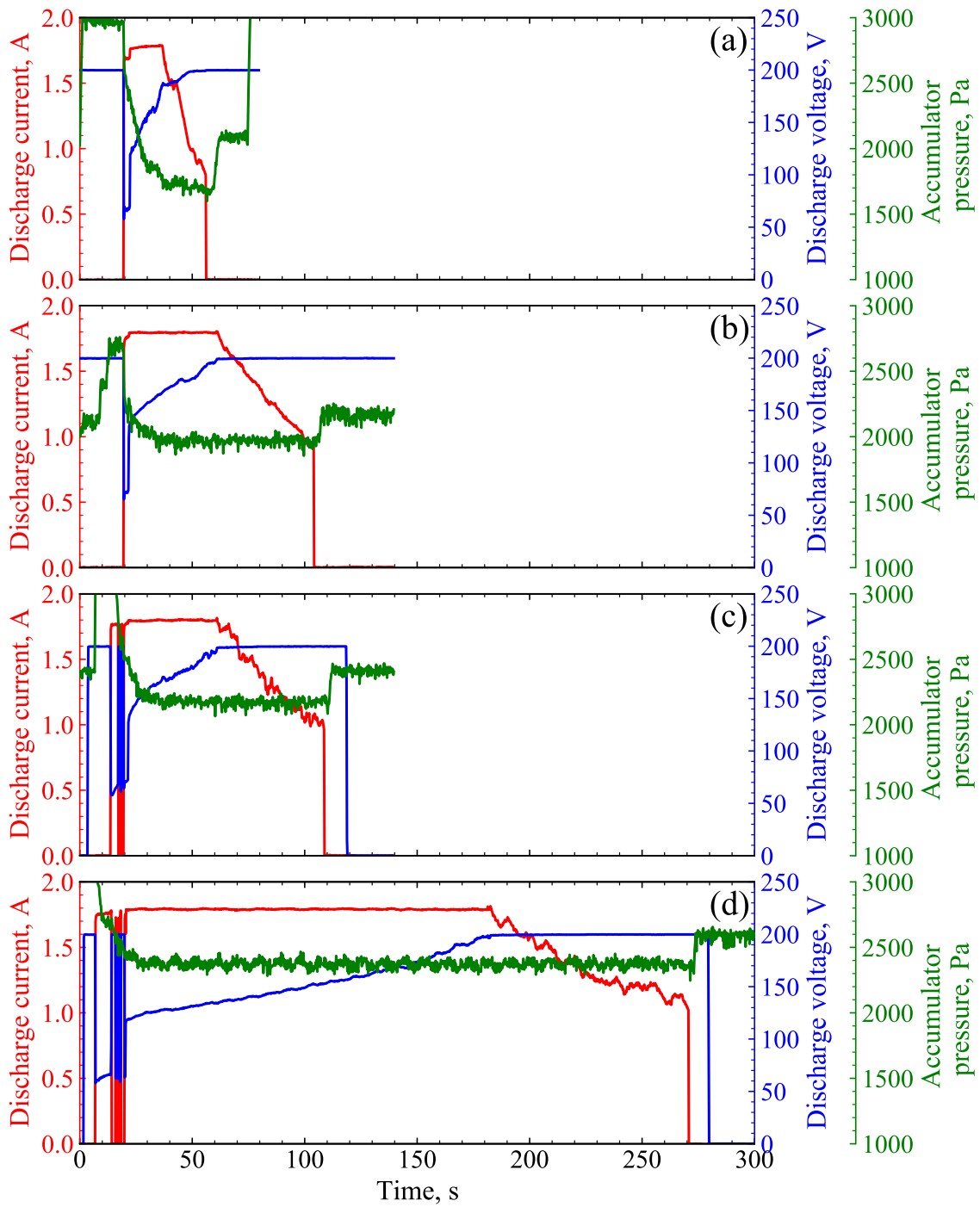


図 4.12: Plume appearance of water vapor plasma.



⊠ 4.13: Time history of discharge current, discharge voltage and accumulator pressure during operation with water vapor. The target pressure was (a) 1800 Pa, (b) 2000 Pa, (c) 2200 Pa and (d) 2400 Pa. Normalized I_m was 0.56.

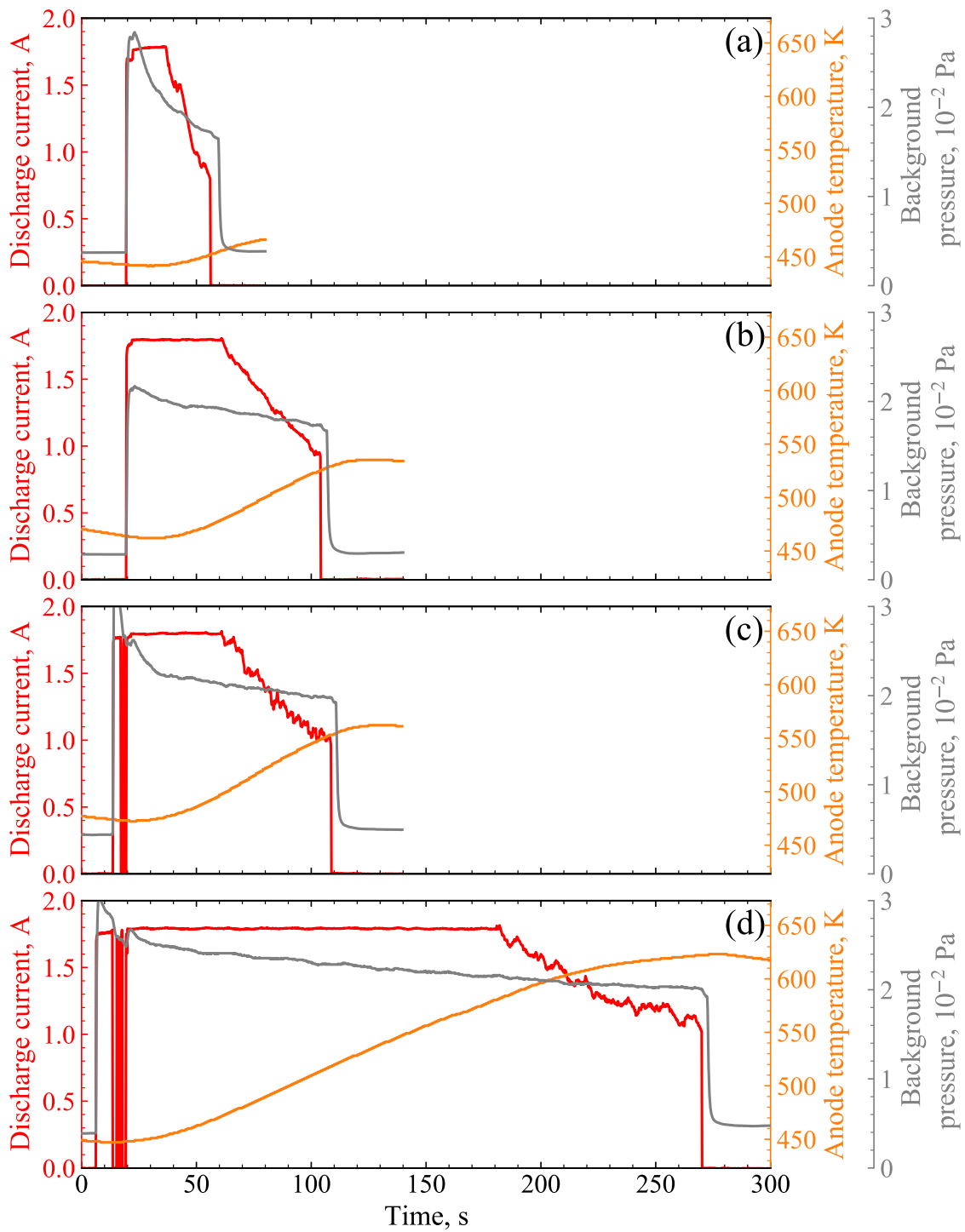


图 4.14: Time history of discharge current, anode temperature and background pressure during operation with water vapor. The target pressure was (a) 1800 Pa, (b) 2000 Pa, (c) 2200 Pa and (d) 2400 Pa. Normalized I_m was 0.56.

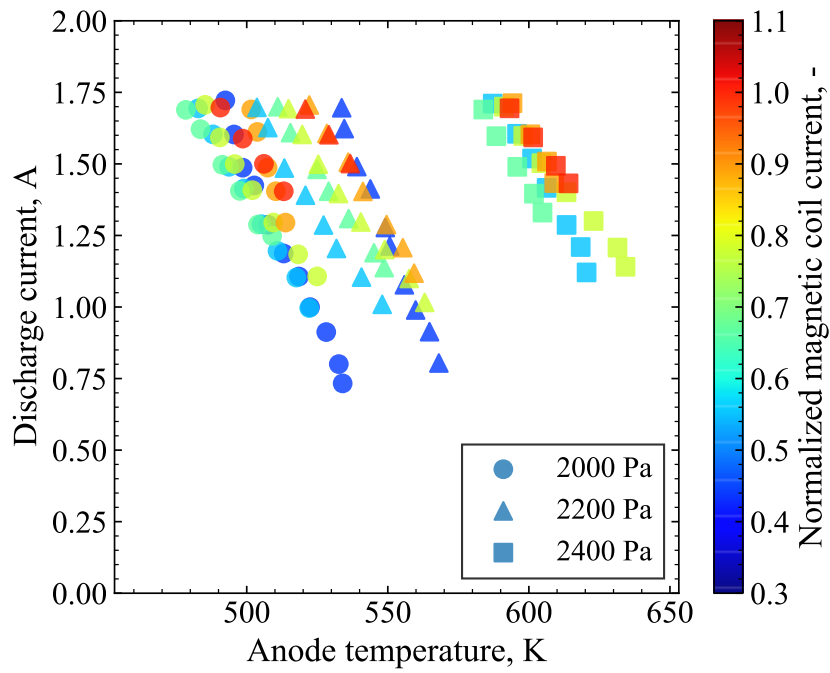


图 4.15: Average discharge current as a function of anode temperature.

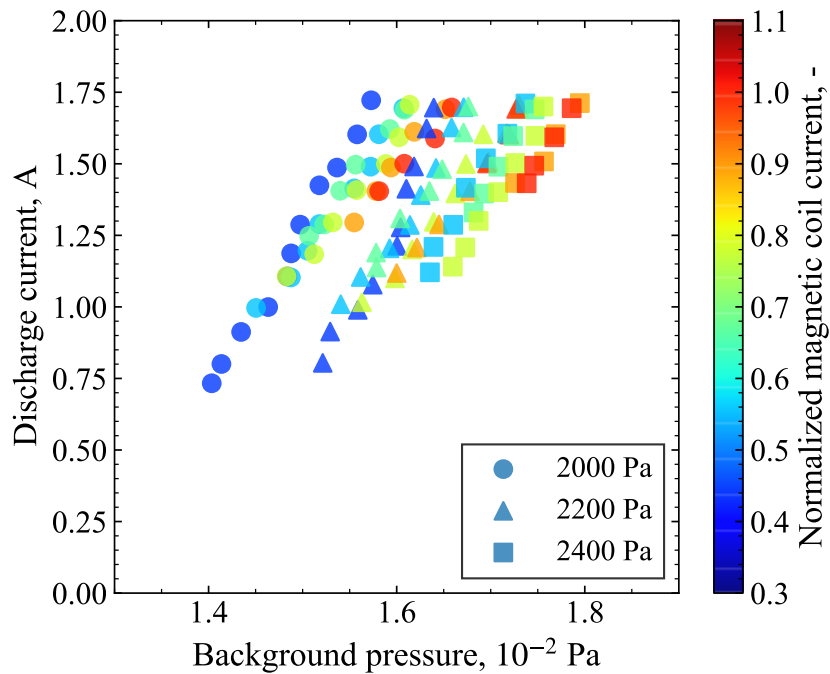


图 4.16: Average discharge current as a function of background pressure due to the influence of water vapor.

次に、観測された放電振動について整理する。図 4.17 に、放電振動強度のアキュムレータ圧力および磁場に対する依存性を示す。ただし、放電振動強度は式 (4.12) により評価した。キセノンの場合と同様に、中磁場領域で振動が収まる傾向が確認された。また、低磁場領域では図 4.18(a) のような振動モードが観測され、キセノンの低磁場領域で見られた振動モードと波形、周波数ともに似通っていることがわかる。一方で、水蒸気の場合では高磁場領域において図 4.18(c) に示すような比較的大きい振動波形が観測された。

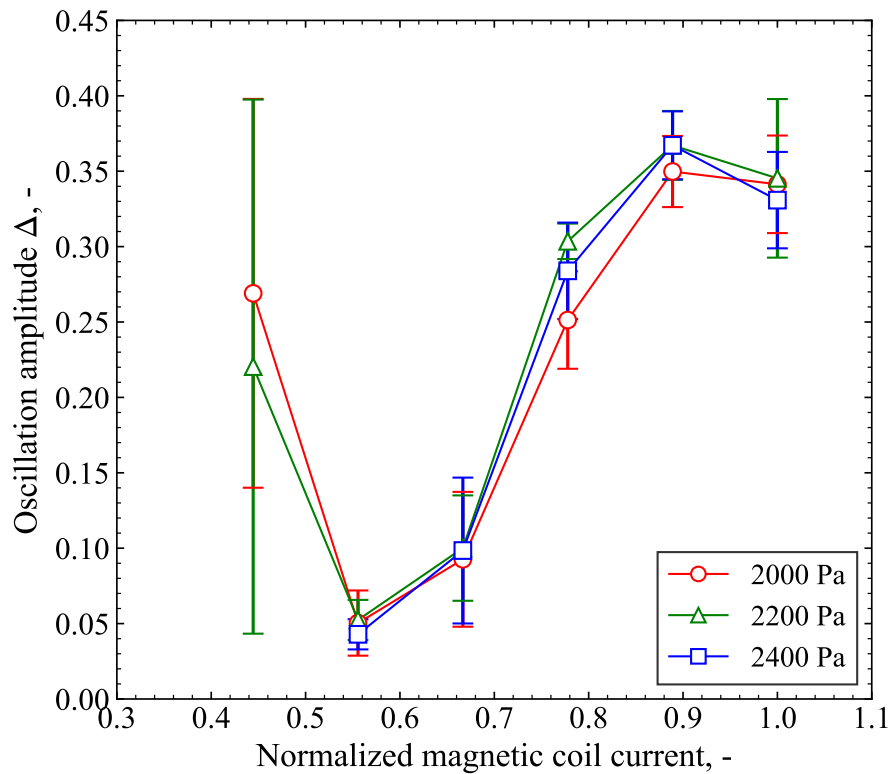


図 4.17: Discharge current oscillation amplitude of water vapor as a function of normalized magnetic coil current.

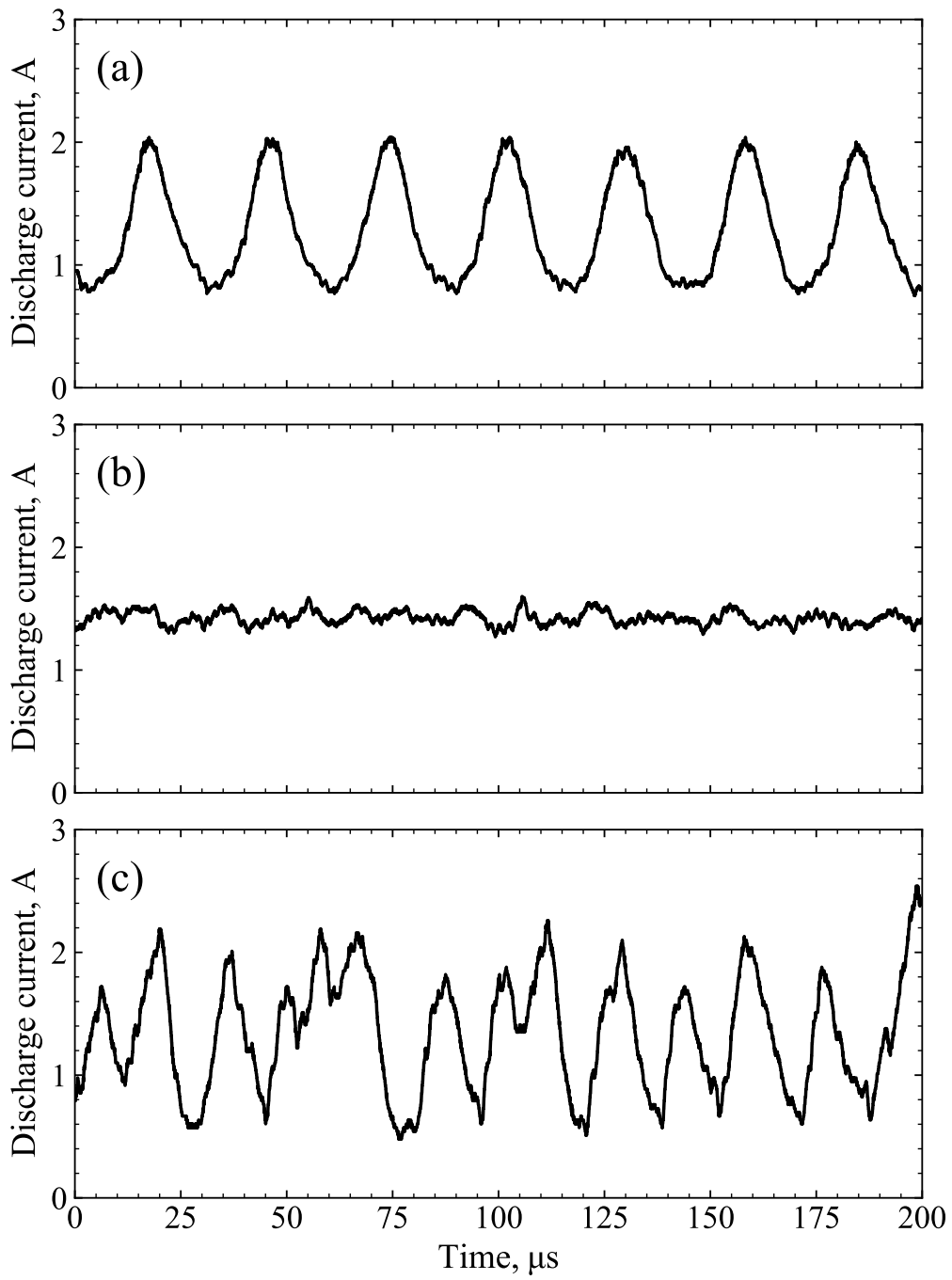


图 4.18: Representative discharge current oscillation profiles with water vapor. The normalized magnetic coil current was (a) 0.44, (b) 0.56 and (c) 0.89.

4.4 推力の測定結果

4.4.1 推力測定時の変位の時間履歴

キセノンおよび水蒸気での推力測定によって得られた変位履歴の典型的な例を図 4.19, 4.20 にそれぞれ示す. いずれも, 着火後に磁場生成用コイルへ電流を流すと, 同時にスタンドの変位計が大きく立ち上がった. また, 作動の前後で変位計のオフセットがずれており, 作動中の発熱によってドリフトが生じたと考えられる. さらに, 磁場生成用コイルの電流を切った瞬間にも変位計に立下りが生じており, 推進機の発生する磁場とチェンバ内の何らかの磁性体とが磁気的な干渉を起こして推力を発生させていたことが分かった. 以上の点を考慮したうえで, 本測定における推力とその誤差範囲の算出方法について述べる.

今, 基準変位を適当に定めたとき, 推進機の作動時の変位を δ_{op} , 磁場生成用コイルへの通電のみにおける平均変位を $\bar{\delta}_{coil}$, 着火直前 30 s 前から着火までの変位の時間平均を $\bar{\delta}_{o1}$, 作動後に磁場生成用コイルの通電を終了し, 開始時と同様な状態に戻った時刻から 30 s 後までの変位の時間平均を $\bar{\delta}_{o2}$ とする. 作動中はスタンドの搭載面で大きな発熱が生じるので必ずしもドリフトが一定であるとは限らず, またその変化は可視化されないため, 校正結果に対して行ったようなオフセットの処理は適切ではない. そこで, 推力のみの寄与による最大変位 $\delta_{F,max}$ および最小変位 $\delta_{F,min}$ を次のように見積もる.

$$\delta_{F,max} = \max(\delta_{op} - \bar{\delta}_{coil}, (\delta_{op} - \bar{\delta}_{coil}) - (\bar{\delta}_{o1} - \bar{\delta}_{o2})) \quad (4.16)$$

$$\delta_{F,min} = \min(\delta_{op} - \bar{\delta}_{coil}, (\delta_{op} - \bar{\delta}_{coil}) - (\bar{\delta}_{o1} - \bar{\delta}_{o2})) \quad (4.17)$$

このようにして求まる $\delta_{F,max}$ および $\delta_{F,min}$ を用いて, 推定変位およびその誤差範囲を以下のように定めた.

$$\hat{\delta}_F = \frac{\delta_{F,max} + \delta_{F,min}}{2} \quad (4.18)$$

$$\Delta\delta_F = \delta_{F,max} - \delta_{F,min} = |\bar{\delta}_{o1} - \bar{\delta}_{o2}| \quad (4.19)$$

作動時の変位 δ_{op} については, 定常作動であるキセノンの場合と非定常作動である水蒸気の場合で扱いが異なる. キセノンの場合には, 作動時間中の変位の時間平均を δ_{op} として用いた. 一方で, 水蒸気の場合には推力が時間変化する放電電流の関数として表されるとみなし, 同条件で 3 回実施した各作動毎に $\delta_{F,max,i}(I_d)$, $\delta_{F,min,i}(I_d)$ を式 (??), (4.17) に従って求めた. ただし, i は測定の回数を表す. さらに, 次式のように 3 回作動における平均の最大推定変位, 最小推定変位を算出し, 式 (4.18), (4.19) を適用した.

$$\bar{\delta}_{F,max}(I_d) = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 \delta_{F,max,i}(I_d) \quad (4.20)$$

$$\bar{\delta}_{F,\min}(I_d) = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 \delta_{F,\min,i}(I_d) \quad (4.21)$$

なお、放電電圧を固定するために定電圧作動に移行した後の測定結果のみを使用した。

各作動条件における推力は、校正により決定した推力-変位係数 S を用いて、次式から算出した。

$$F = \frac{\hat{\delta}_F}{S} \quad (4.22)$$

また、推力の推定誤差 ΔF について、本測定ではドリフトに伴う作動前後での基準変位の変化が推力の寄与による変位 $\hat{\delta}_F$ に対して比較的大きく、一方で表 4.2 に示したように推力-変位係数の推定誤差は十分に小さいため、 $\Delta\delta_F$ のみを誤差要因とみなして次のように求めた。

$$\Delta F = \frac{\hat{\delta}_F}{S} \sqrt{\left(\frac{\Delta\delta_F}{\hat{\delta}_F}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2} \sim \frac{\Delta\delta_F}{S} \quad (4.23)$$

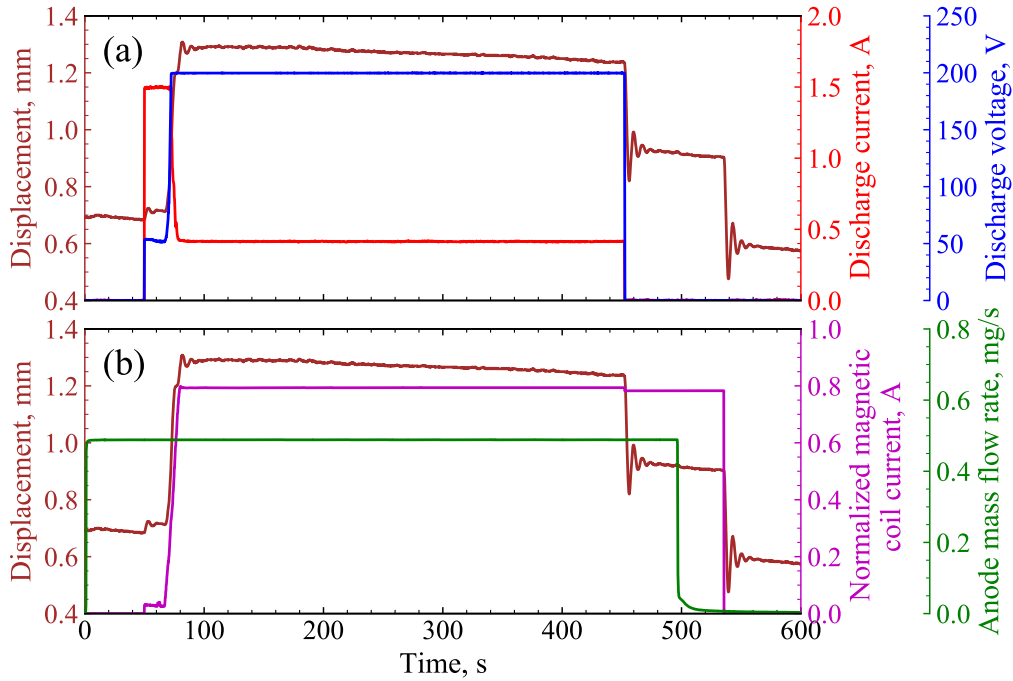


図 4.19: An example of time history of displacement sensor output during thrust measurement with xenon. The discharge condition was $V_d = 200$ V and $\dot{m}_a = 0.49$ mg/s in this figure. (a) shows the discharge current and voltage, and (b) shows the normalized magnetic coil current and anode mass flow rate together.

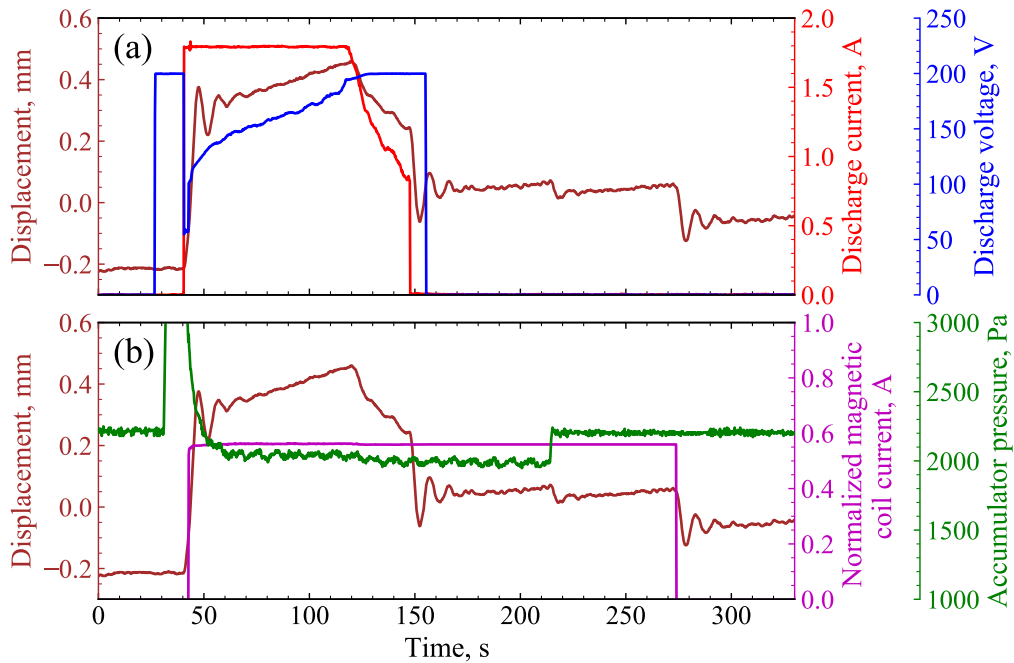


図 4.20: An example of time history of displacement sensor output during thrust measurement with water vapor. The discharge condition was $V_d = 200$ V in this figure. (a) shows the discharge current and voltage, and (b) shows the normalized magnetic coil current and accumulator pressure together.

4.4.2 推力の算出結果

前節で示した式 (4.22), (4.23) を用いて, 推力およびその推定誤差を算出した. キセノンおよび水蒸気での作動における, 放電電力に対する推力の依存性を図 4.21 にそれぞれ示す. これより, キセノン, 水蒸気ともに放電電圧に依存せず電力に対して線形的に推力が増加することが認められた. しかしながら, キセノンの場合には作動電力が 100 W 周辺であるのに対して, 水蒸気の場合には作動電力がおおよそ 200 W 以上であった. これは, 水蒸気を用いた場合の方が全体的に放電電流が大きかったこと, また放電電流が 1 A 以下の領域では作動が停止してしまったことによる結果と言える. 本測定では, 特にキセノンの 200 V と水蒸気全般で推定誤差が大きい結果となったが, 前者は作動開始直後に発生した大きな熱ドリフトが収まる前に測定を開始してしまったためである. また後者は, 非定常測定のため作動電力が一律とならず, またその電力消費も大きかったためと考えられる.

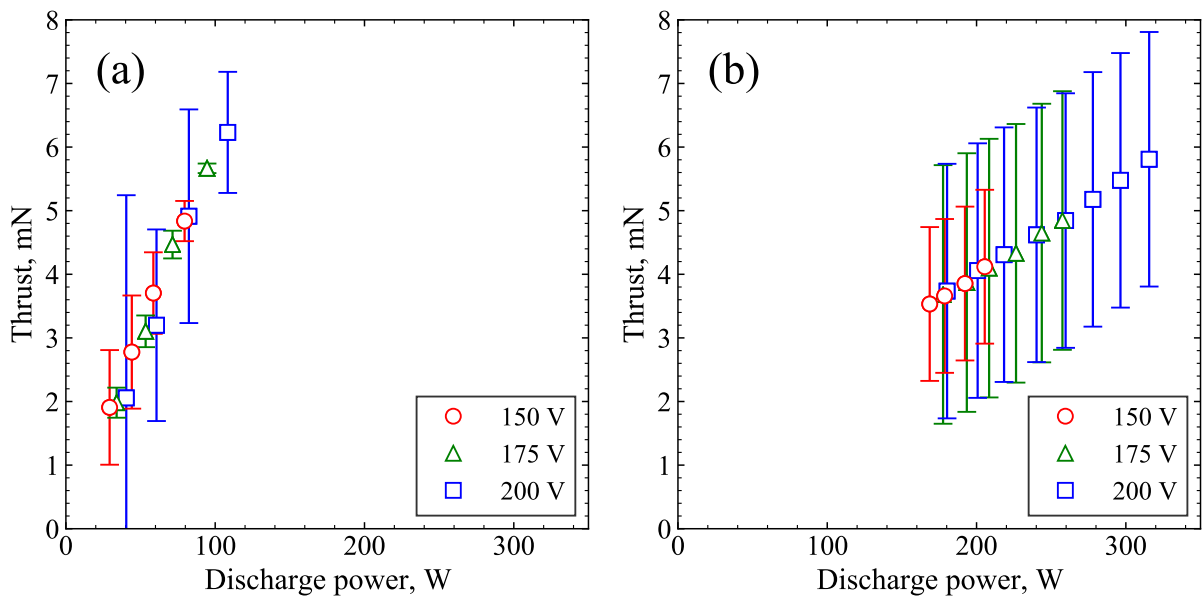


图 4.21: Thrust as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.

第5章

考察

5.1 作動中の水蒸気流量に対する考察

作動中の背圧に着目すると、キセノンでは図 4.11 に示したように作動中ほぼ一定値を取ったのに対し、水蒸気の場合には図 4.13 のように常に減少する様子が確認された。ここで、式 (4.14) からわかるように、排気速度と温度が一定であれば流量と背圧は比例する。一般にポンプの排気速度は気体種によって決まり、また排気される気体はチェンバ内の壁面と複数回衝突を繰り返すためその温度は常温に近いことが想定される。つまり、背圧の減少は質量流量の減少を示唆していると言える。

本研究で採用した流量制御方式は、先述のとおり配管を流れる気体の温度が一定であれば成立するが、温度が変化する場合にはアキュムレータ圧力を一定にしても質量流量は変動する。特に、最もコンダクタンスの小さい部分を流れる気体の温度が重要である。今回設計されたアノードは、加速チャンネルへの推進剤流入に均一性を持たせるために、チャンネルへの出口部分のコンダクタンスを絞るような設計にしている。また、供給装置やガスアイソレータの過度な温度上昇を防ぐためにアノードへの供給配管も比較的長く設けており、コンダクタンスは小さい。実験結果から、推進機の作動中にアノード温度が大きく上昇していることを踏まえると、供給される水蒸気の温度も同様に上昇していると考えられる。

そこで、作動中の実際の水蒸気流量を校正の結果に基づき推定した。粘性流領域における排気の理論に従うと、温度変化を考慮したアキュムレータ圧力と質量流量の関係は式 (4.1) で表せた。ここで、アノード温度 T_a における配管の代表温度として次式で表される T_m を仮定する。

$$T_m = \frac{T_a + 300}{2} \quad (5.1)$$

このとき、校正により得られた係数 A を用いると、推進剤流量は次のように推定される。

$$\dot{m} = \frac{A}{\eta(T_m)T_m} P_{acc}^2 \quad (5.2)$$

一方で、式 (4.14) に基づけば、同じ真空環境で同一の気体種を同流量流した場合、背圧に

占める分圧は等しくなるはずである。つまり、校正時の背圧と作動時の背圧を対応付けることでも流量を見積もることが可能である。ここで、校正を行った際の背圧と流量の関係を図 5.1 に示す。なお、校正時の背圧についても噴射直前の背圧を差し引くことで水蒸気噴射に起因する分圧として計算した。この結果に対して一次式で最小二乗フィッティングを行い、次式に示す背圧からの流量推定式を得た。なお、理論上は背圧と流量は比例関係となるが、真空計のゼロ点補正は行っていないためオフセット項を計上している。

$$\dot{m}/\text{mgs}^{-1} = 0.518P_b/10^{-2}\text{Pa} - 0.051 \quad (5.3)$$

図 5.2 に、校正結果から求めたアノード温度と水蒸気流量の関係および実験中の背圧をもとに式 (5.3) から推定した推進剤流量のプロットを示す。ただし、帯状の領域が表 (4.1) 中に示した A の最大値および最小値から求まる領域であり、プロットが作動中の背圧履歴から推定した流量である。それぞれから算出される流量の絶対値は外れているものの、定性的な傾向は一致している。校正結果を用いた推定では、配管の代表温度を式 (4.1) で与えている点で実際と異なる。また、校正の不正確性も考えられる。特に、アキュムレータ圧力の高い領域は水の蒸気圧に近く、配管で膨張した際に凝縮を起こしやすい。凝縮が起こると配管内に液滴が生じるためコンダクタンスは低下する。その観点で、校正では高圧側ほど実際の配管よりもコンダクタンスが低下した可能性がある。なお、作動時は多くの場合タンクの水温が上がっており、蒸気圧が高くなるため凝縮は起こりにくいと言える。一方、背圧から推定される流量は実際よりも大きい側での見積もりであると考えられる。スラスタ作動時は、ビームがチェンバに衝突することなどの影響で実際よりも背圧が上がりやすい。実際、図 4.14 の背圧履歴を見ると、作動の開始とともに背圧に立上りが生じ、停止とともに立ち下がっている。ここでの背圧にはこのオフセットを考慮しておらず、実際の水蒸気分圧はこれよりも低いことが想定される。

以上の考察から、作動時のアノード温度の上昇に伴って水蒸気の質量流量が減少し、これが電流低下の一因となっている可能性が示唆された。本推進機の定常作動の実現には、質量流量を変化させないような流量制御システムの構築が最低限必須である。一方で、推定された流量の減少率が 10 % 程度であるのに対し、放電電流は半分近く減少したのち作動が停止しており、流量だけの要因であるとするとは極めて感度が高い。この点に関して、次節でさらに言及する。

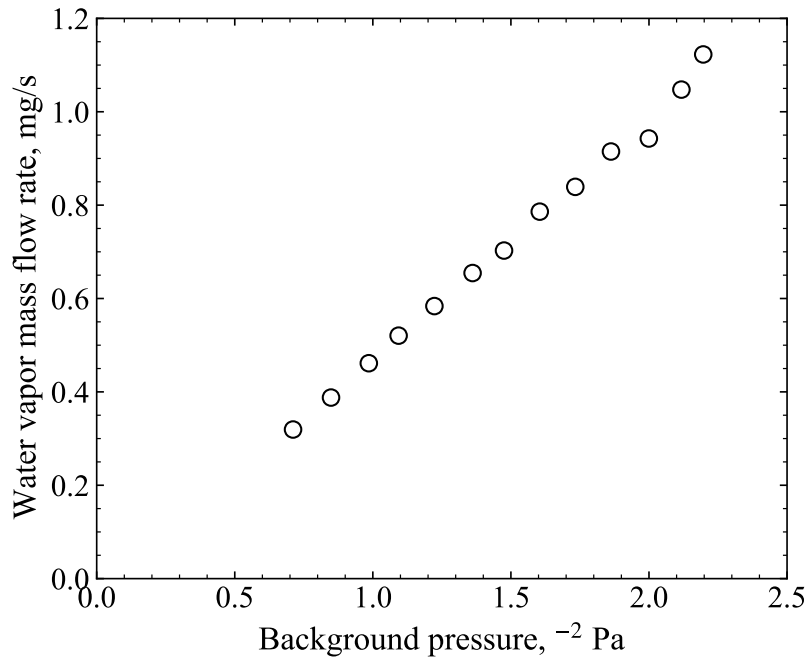


Figure 5.1: Water vappor flow rate as a function of background pressure in calibration tests.

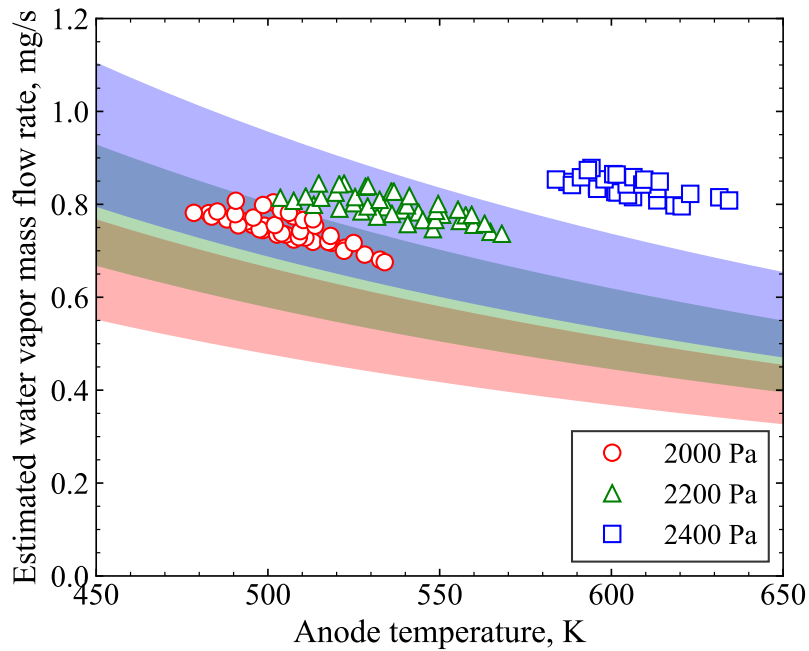


Figure 5.2: Estimated water vapor mass flow rate calculated from both eq.(5.2) and eq.(5.3). Each top and bottom line was calculated using the maximum and minimum value of A and plots were calculated using background pressure during operation.

5.2 加速チャネル中の推定中性粒子密度に基づく放電特性の比較

キセノンと水蒸気では分子量に大きな差異があるため、中性粒子が電離に与える影響を考察する上では質量流量で比較するよりも中性粒子の数密度で比較すべきである。そこで、加速チャネル中の中性粒子密度を以下の式から見積もる。

$$n_n = \frac{\dot{m}}{M v_n S_{ac}} \quad (5.4)$$

ただし、 \dot{m} は気体の質量流量、 M は分子質量、 v_n は中性粒子の熱速度、 S_{ac} は加速チャネルの断面積である。水蒸気の質量流量は、アノード温度からの推定式 (5.2) と背圧からの推定式 (5.3) の両者を用いて算出される流量の平均を推定値とした。ただし、式 (5.2) の係数 A には表 4.1 に示した値の平均値を用いた。さらに、中性粒子の熱速度は式 (5.1) で導入した代表温度 T_m が気体の平均温度であると仮定して以下のように見積もる。

$$v_n = \sqrt{\frac{8kT_n}{\pi M}} \quad (5.5)$$

なお、キセノンでの実験ではアノード温度を測定していなかったため、ここでは $T_m = 400$ K と仮定する。このようにして推定される中性粒子密度と加速チャネルにおける電気伝導率の関係を図 5.3 に示す。チャネル内の電気伝導率は以下により算出した。ただし、 l は加速チャネルの軸方向長さである。

$$\sigma = \frac{1}{\eta} = \frac{l}{R_d S_{ac}} = \frac{l}{V_d S_{ac}} I_d \quad (5.6)$$

図中に示した水蒸気の中性粒子密度は、3通りのアキュムレータ圧力の実験において同じ I_d を示したときの中性粒子密度の平均値として求めている。この図より、キセノンと水蒸気とで中性粒子密度に 4-5 倍程度の違いがあることがわかる。ここで推定した中性粒子密度は電離の影響を加味していないが、キセノンの方が電離しやすいため、実際には差がさらに広がる側であると考えられる。また、水蒸気の場合には低い電気伝導率の領域で放電を保つことができおらず、中性粒子密度に対する電気伝導率の減少比率も高い。

今、簡単のために古典拡散として電子の輸送を捉えると、磁場を横切る電子の電気伝導率は次のように表すことができた。

$$\sigma_{\perp} = \frac{1}{1 + \Omega_e^2} \sigma_{\parallel} \quad (5.7)$$

ただし、 σ_{\parallel} 、 Ω_e はそれぞれ電子の磁場に平行な電気伝導率、電子のホールパラメータであり、次のように表される。

$$\sigma_{\parallel} = \frac{n_e e^2}{m_e (\nu_{en} + \nu_{ei})} \quad (5.8)$$

$$\Omega_e = \frac{\omega_{ce}}{\nu_{en} + \nu_{ei}} \quad (5.9)$$

さらに、 ω_{ce} , ν_{en} , ν_{ei} はそれぞれ電子のサイクロトロン周波数、中性粒子との衝突周波数、クーロン衝突の周波数であり、次のように表される。

$$\omega_{ce} = \frac{eB}{m_e} \quad (5.10)$$

$$\nu_{en} = n_n \langle \sigma_{en} v_e \rangle \quad (5.11)$$

$$\nu_{ei} \sim \frac{(kT_e)^{3/2}}{\pi e^2 m_e^{1/2} \ln \Lambda} \quad (5.12)$$

ここで、 $\Omega_e \gg 1$ の条件を考えると、式 (5.7), (5.8), (5.9), (5.10) より、

$$\sigma_{\perp} = \frac{1}{1 + \Omega_e^2} \sigma_{\parallel} \sim \frac{m_e n_e (\nu_{en} + \nu_{ei})}{B^2} \quad (5.13)$$

すなわち、仮に電子密度が等しいとした場合、中性粒子との衝突とクーロン衝突の卓越度合いによって電気伝導率の様相は異なる。式 (5.11) に示す中性粒子との衝突周波数は中性粒子密度に比例する一方で、式 (5.12) に示すクーロン衝突の衝突周波数は中性粒子密度に依存しない。つまり、中性粒子との衝突が卓越であるほど、中性粒子密度、あるいは推進剤流量に対する電気伝導率の感度が高くなると言える。これは、水蒸気を推進剤に用いた場合は放電電流が流量に対して敏感であるという事実在即している。

ここではさらに、水蒸気を用いた際に中性粒子密度が高くなる理由について考察を加える。定常プラズマでは、プラズマの生成と損失が平衡する。ホールスラスタの加速チャンネルにおけるプラズマの損失過程を考えたときに、推進剤種ごとの差異は大きくないと考えられる。一方で、プラズマの生成過程は電離する気体の物性によって異なり、単位体積あたりの生成量は以下のように記述できる。

$$n_n n_e \langle \sigma_{en,i} v_e \rangle \quad (5.14)$$

ただし、 $\sigma_{en,i}$ は電子-中性粒子衝突における電離衝突周波数である。ここで、キセノン、水蒸気のそれぞれに対する $\langle \sigma_{en,i} v_e \rangle$ を図 5.4 に示す。ただし、ここでの計算にはキセノンでは 1 価イオンの電離断面積、水蒸気では H_2O^+ の電離断面積のみを考慮した。ここでの実験は同一の放電電圧 200 V で実施しており、仮に電子温度も近い値を取るとするならば、キセノンと同程度のプラズマを水蒸気で維持するためには 4-5 倍程度の中性粒子密度が必要であると言える。これは、本実験事実と整合する。

ここまでの考察では、水蒸気を用いた際の放電電流の閾値の存在や中性粒子密度に対する減少比率の定量的な説明を行うには至らなかった。特に、閾値については磁場強度の増加とともに上昇する傾向があることから、プラズマの磁場を横切る拡散減少と密接に関わってい

ることが想定されるが、中磁場領域以上ではキセノン、水蒸気ともに電気伝導率が収束しており、古典拡散では説明できない。キセノン、水蒸気のいずれにおいても、中磁場領域以上で放電振動の振動波形が変化していることから異常拡散が生じていることが示唆される。このように、更なる現象の解明にはより詳細な物理モデルによる解析が必要である。一方で、ここでの知見に基づくと、放電電流の閾値を下げて低電力での作動を実現するためには、式 (5.6) から加速チャンネルの断面積を減らす、またはチャンネル長を長くすることが有用であると思われる。前者の選択は、より少ない流量で中性粒子密度を高めることにもつながるが、中心磁極の飽和が課題となる。後者の選択は、プラズマの電離空間を広く取ることができる一方で、アノードが出口から遠ざかるために着火性が悪くなるなどといった可能性もある。また、いずれの場合も壁面損失の増加が見込まれるため、効率の低下は懸念となる。一方で、少ない中性粒子密度でプラズマの生成量を高めるという観点では、より高い放電電圧で作動させることで生成に関わる電子のエネルギーを高めるのも一つの方策である。ただし、低電力を維持するにはその分だけ放電電流を絞らなければならない点に留意すべきである。最後に、システム的な視点で、過度な発熱を抑える工夫および質量流量を精密に調整する制御システムの構築が今後必須の課題となる。

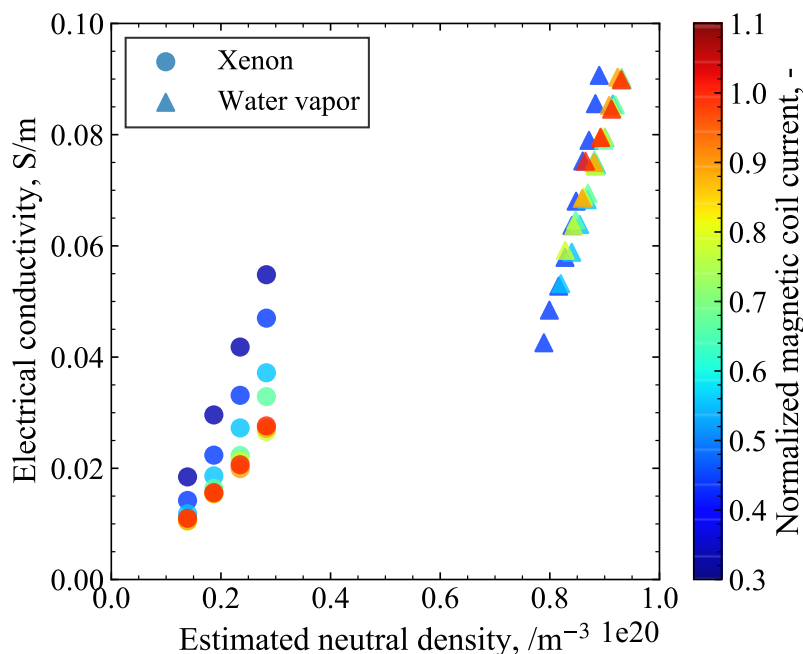


図 5.3: Comparison of electrical conductivity between xenon and water vapor as a function of estimated neutral density in discharge channel.

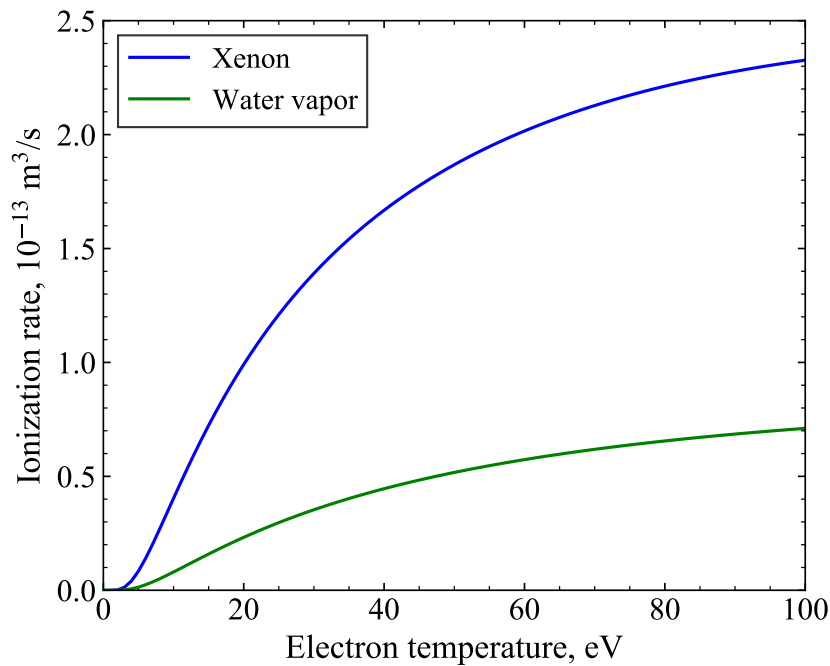


図 5.4: Comparison of ionization rate between xenon and water vapor as a function of electron temperature¹⁾.

5.3 推力と流量の関係および推進機性能の評価

まず、推力測定結果について、先の考察に基づく流量との関係を含めて整理する。ここで、作動中の水蒸気流量は、アノード温度からの推定式 (5.2) と背圧からの推定式 (5.3) の両者を用いて算出される流量の平均を推定値とした。ただし、式 (5.2) の係数 A には表 4.1 に示した値の平均値を用いた。キセノンおよび水蒸気での作動における推力を、放電電圧および流量に対するプロットとして図 5.5 に示した。キセノン、水蒸気ともに、本測定における作動電圧範囲では放電電圧の上昇とともに推力が増加する傾向にあり、また推力範囲も同程度であることがわかる。一方で、同じ流量で比較するとキセノンに比べて水蒸気の方が放電電圧に対する推力の増率が大きい。これは、水蒸気では電離が十分に行われておらず、電子のエネルギー増加に伴って電離が大きく促進されたためと考えられる。

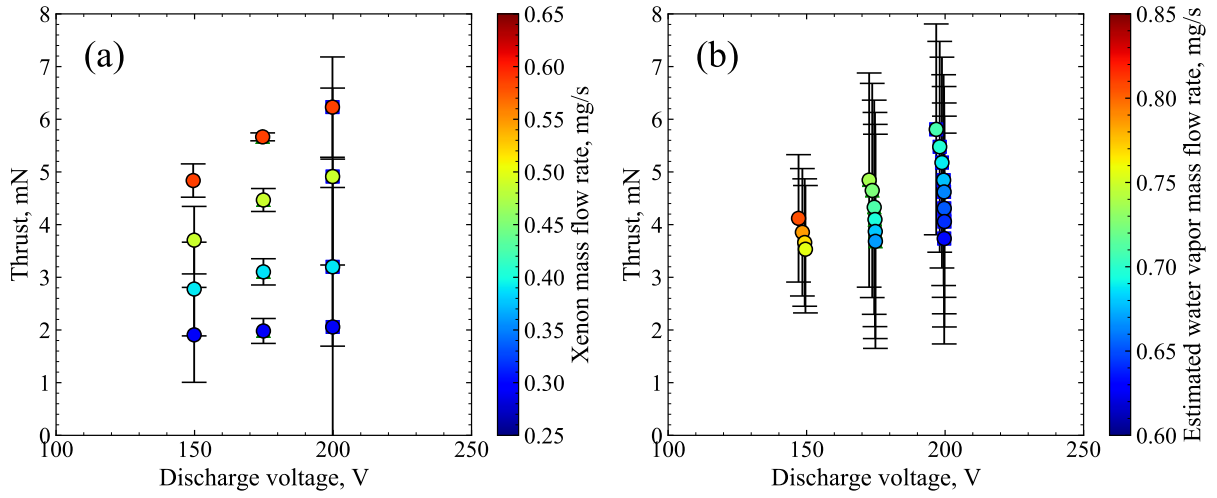


図 5.5: Thrust as a function of discharge voltage with (a) xenon and (b) water vapor.

次に、推進機性能について整理する。ホールスラストの代表的な推進機性能は、推力電力比 F/P 、アノード比推力 I_{spa} 、アノード効率 η_a により評価される。それぞれ以下に示す表式から求まる。これらの指標の算出に必要な電力および流量には、放電電力およびアノード流量を用いており、静磁場生成用のコイルやカソードの影響が考慮されない。しかし、ホールスラスト単体の一般的な性能指標として広く用いられている。

$$F/P = \frac{F}{\bar{I}_d V_d} \quad (5.15)$$

$$I_{\text{spa}} = \frac{F}{g \dot{m}_a} \quad (5.16)$$

$$\eta_a = \frac{F^2}{2 \dot{m}_a \bar{I}_d V_d} \quad (5.17)$$

キセノン、水蒸気のそれぞれについて、これらの指標の算出を行った。ただし、水蒸気流量は先ほどと同様に求め、また式 (5.2) と式 (5.3) を用いて求まる値の差分を不確かさとした。それぞれの性能指標の推定誤差は、推力および流量の不確かさが卓越であると考え、以下のように算出した。

$$\Delta \left(\frac{F}{P} \right) \sim \frac{\Delta F}{I_d V_d} \quad (5.18)$$

$$\Delta I_{\text{spa}} \sim \frac{F}{g \dot{m}_a} \sqrt{\left(\frac{\Delta F}{F} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \dot{m}_a}{\dot{m}_a} \right)^2} \quad (5.19)$$

$$\Delta \eta_a \sim \frac{F^2}{2 \dot{m}_a I_d V_d} \sqrt{\left(\frac{\Delta \dot{m}_a}{\dot{m}_a} \right)^2 + 4 \left(\frac{\Delta F}{F} \right)^2} \quad (5.20)$$

キセノン、水蒸気のそれぞれの推進剤について、図 5.6, 5.7, 5.8 に各評価指標と放電電力との関係を示した。キセノンを用いた結果では、推力電力比、アノード比推力、アノード効率ともに同電力帯における先行研究と類似の傾向を示した⁶²⁾。これは、本研究で製作した小型ホールスラスタが意図したとおりに設計されたことを示している。次に、水蒸気の場合では、作動電力によらず推力電力比は 20 mN/kW 前後を示した。また、比推力は電圧および電力の上昇とともに向上し、本測定領域では 600 - 800 s と推定された。アノード効率は、5-8 % 程度という結果を得た。

本研究で目標とする推進機の性能領域は、推力電力比が数 10 mN/kW、比推力が 500 s 以上であった。本研究の結果をこれと照らすと、目標に比べて遜色のない成果が得られていると言える。ただし、水蒸気を用いた場合の電力範囲はおよそ 200 W 以上である。最終的にはカソードを含めた性能評価が必要となり、そのぶん電力が加算され、さらにカソードの種類によっては全体での流量が増えて比推力も低下する。以上を鑑みると、前節および後節で触れているような改善策を講じて、更なる低電力化と高比推力化を目指すことが重要である。

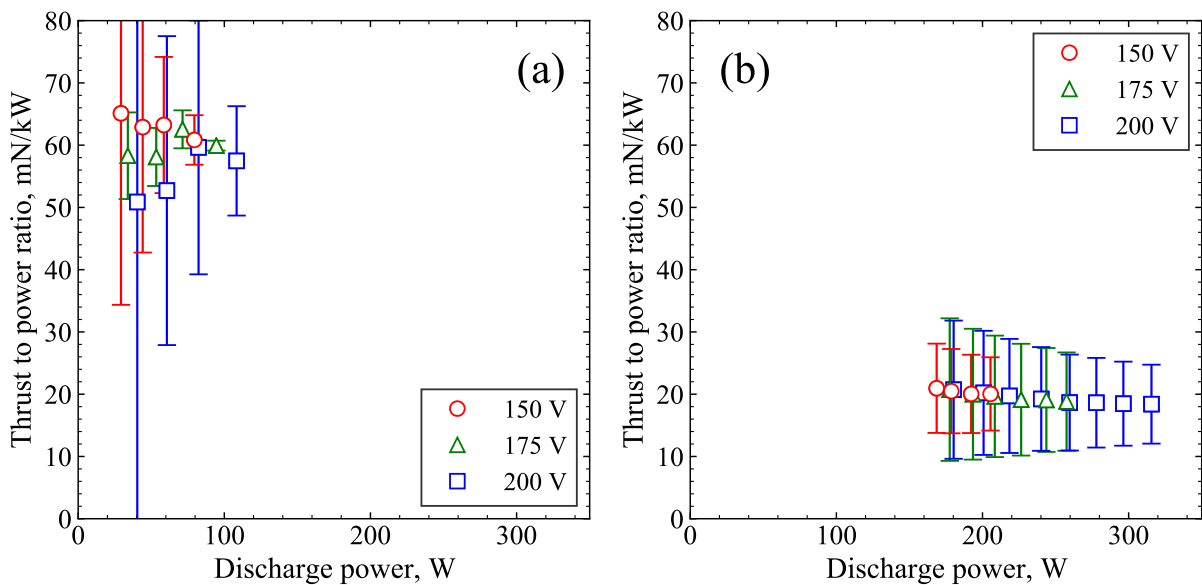


図 5.6: Thrust to power ratio as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.

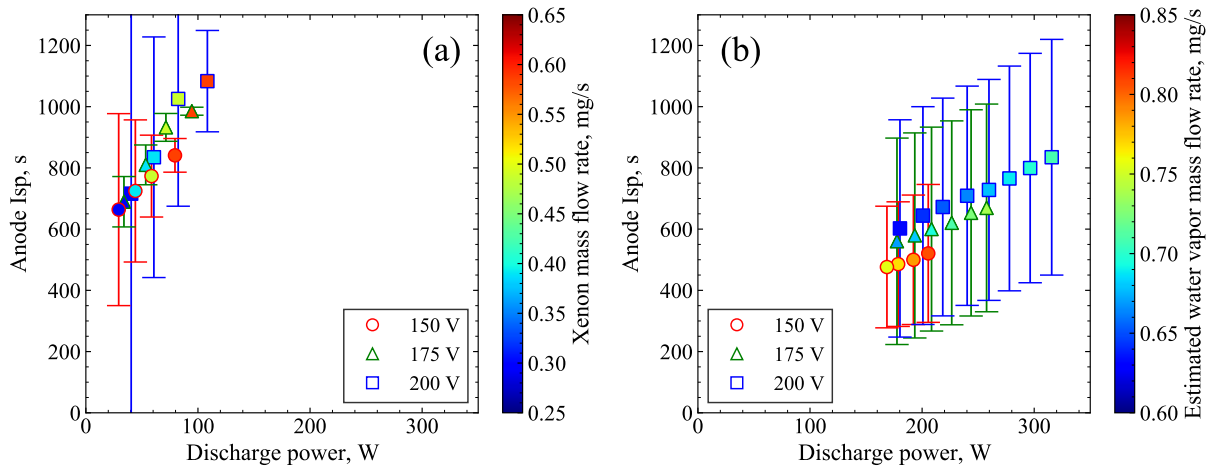


図 5.7: Anode specific impulse as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.

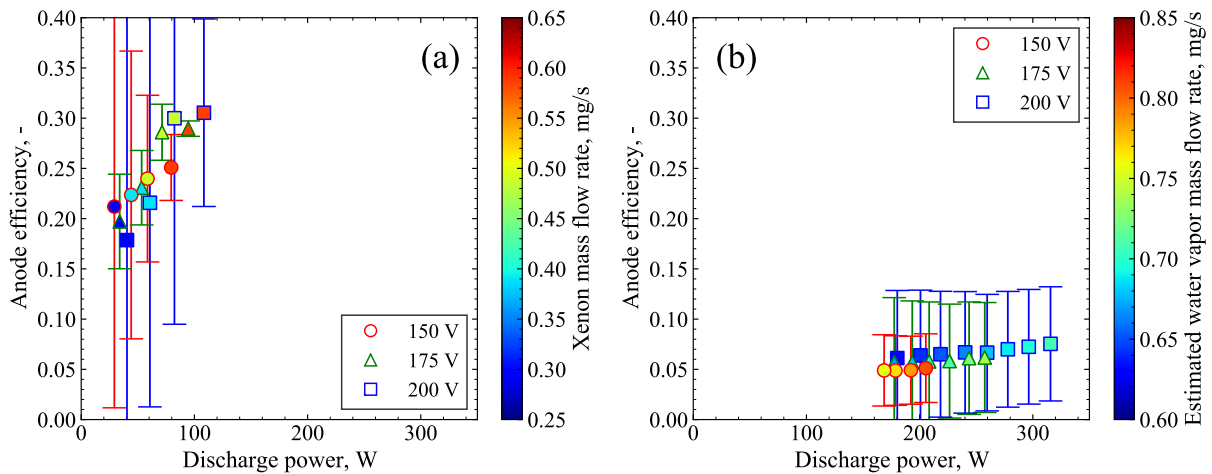


図 5.8: Anode efficiency as a function of discharge power with (a) xenon and (b) water vapor.

5.4 推進剤利用効率が及ぼす影響

アノード効率は、次式のように各種内部効率に分解することができる⁶³⁾。

$$\eta_a = \eta_v \eta_c \eta_q \eta_m \eta_n \eta_b \quad (5.21)$$

ここまでの考察から、水蒸気作動では多くの中性粒子が電離されずに損失を生じていると考えられる。このような中性粒子の損失を評価する効率指標が mass utilization efficiency η_m であり、次のように定義される。ただし、ここでは多価および多種イオンの効果を考えず、

一価イオンのみを考慮する。

$$\eta_m = \frac{MI_b}{e\dot{m}} \sum \frac{\Omega_i}{Z_i} \sim \frac{MI_b}{e\dot{m}} \quad (5.22)$$

では、水蒸気作動における推進剤利用効率は、その他の効率と比べて顕著に下がっているのだろうか。式 (5.17), (5.21) に基づくと、推力 F は放電電圧 V_d , 放電電力 P_d , 推進剤利用効率以外の各効率を用いて次のように表すことができる。

$$F = \eta_c P_d \sqrt{\frac{2\eta_m \eta_q \eta_v \eta_b M}{eV_d}} \quad (5.23)$$

ただし、 M : 推進剤の分子質量, e : 素電荷である。キセノン, 水蒸気のそれぞれに対し、すべて同じ値を当てはめた場合の計算値と、推力測定の実験値を比較することで、 η_m 以外の効果を検証することができる。ここでは、キセノンを用いて本推進機と同等な性能を示す低電力ホールスラストの先行研究を参照し、 $\eta_v \sim 0.85$, $\eta_c \sim 0.65$, $\eta_q \sim 1$, $\eta_b \sim 0.65$, $\eta_m \sim 1$ という値を用いて計算を行った²¹⁾。結果を図 5.9 に示す。これより、推進剤によらず測定値と推定値が比較的良好一致を示すことが分かった。すなわち、水蒸気を用いた際のアノード効率の低下は主に推進剤利用効率の低下によるものであると認められた。

次に、測定した推力からビーム電流を見積もり、 η_m を定量的に推定する。推力 F とビーム電流 I_b , 放電電圧 V_d の間には、次の関係が成り立つ。ただし、1 に近い値をとる効率については明記していない。

$$F = I_b \sqrt{\frac{2\eta_v \eta_b M V_d}{e}} \quad (5.24)$$

各効率は先ほどと同様な値と仮定し、推定した結果を図 5.10 に示す。これより、キセノンと水蒸気では η_m に 4-5 倍ほどの差が生じているとわかる。また、キセノン, 水蒸気ともに、推進剤流量を増加させると効率も上昇する傾向にある。電圧依存性については、ここでは η_v を電圧によらず一律で仮定しているため事実と異なる可能性があるものの、特に水蒸気の場合では放電電圧を上昇させることで η_m も改善される傾向がある。これは、放電電圧の増加によって水蒸気の電離が促進されるという考察とも合致している。

以上より、水蒸気を推進剤に用いた場合では推進剤利用効率が著しく低下すること、またその改善には放電電圧の向上が効果的であることが確認できた。ただし、先述のとおり高い作動電圧と低電力を両立するためには放電電流を絞る必要があり、そのためには現状のチャンネル設計を見直す必要がある。

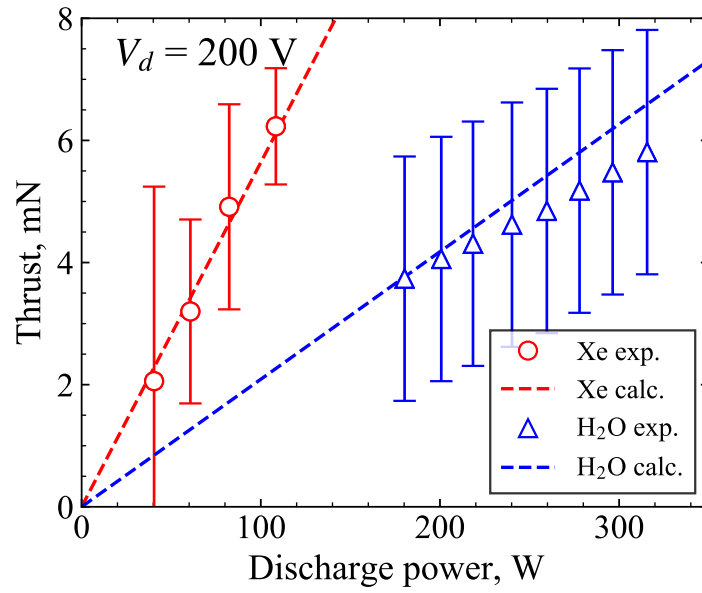


Figure 5.9: Comparison of calculated and measured thrust for both xenon and water vapor.

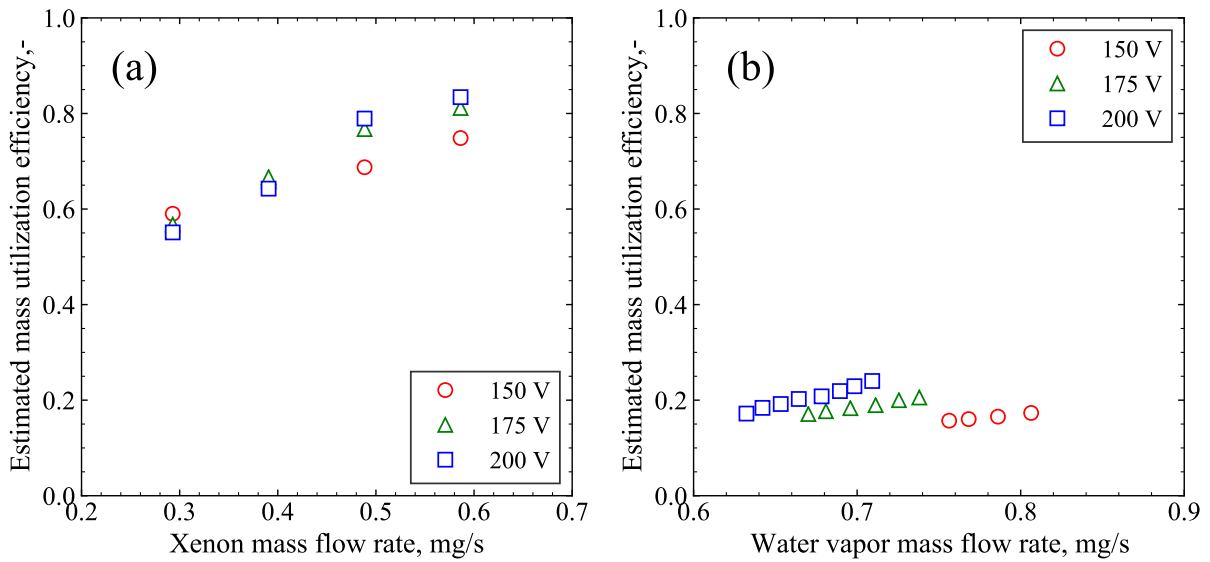


Figure 5.10: Estimated mass utilization efficiency as a function of propellant mass flow rate with (a) xenon and (b) water vapor.

第 6 章

結論

本研究では、100 kg 級小型宇宙機の主推進系となり得る推進機として、搭載性の高い水を推進剤に用いる低電力のホールスラスタを提案した。また、実際に小型のスラストヘッドを製作して実験を行い、200 W 級の電力による地上作動実証を達成した。推力スタンドを用いた推力の直接測定では、200 W におけるスラスタヘッド単体での代表性能として、推力電力比 20 mN/kW，比推力 600 s，アノード効率 6 % という結果を得た。一方で、その放電特性を詳細に解析し、従来推進剤であるキセノンと比較したところ、水蒸気では流量に対してプラズマの生成量が少なく、主に中性粒子との衝突拡散によってチャンネル内における電子の輸送が行われていることが示唆された。また、流量の増加は結果的に mass utilization efficiency の低下を引き起こし、全体効率に大きく影響していることが明らかになった。放電電流を抑えつつより高い作動電圧を実現するような加速チャンネルの設計を行うことで、更なる作動電力の低下と作動流量範囲の拡大および効率の改善を図ることが期待できる。

参考文献

- [1] Y. Nakagawa, H. Koizumi, Y. Naito, and K. Komurasaki. “Water and xenon ECR ion thruster—comparison in global model and experiment”. *Plasma Sources Sci. Technol.*, Vol. 29, No. 10, p. 105003, 2020.
- [2] Satellite Application Catapult Limited 2020. “Small Satellite Market Intelligence Report”, 2021.
- [3] A. Poghosyan and A. Golkar. “CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions”. *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol. 88, pp. 59–83, 2017.
- [4] J. Crusan and C. Galica. “NASA’s CubeSat Launch Initiative: Enabling broad access to space”. *Acta Astronaut.*, Vol. 157, pp. 51–60, 2019.
- [5] B. Lal, E. de la Rosa Blanco, J. R. Behrens, B. A. Corbin, E. K. Green, A. J. Picard, and A. Balakrishnan. “*Global Trends in Small Satellites*”. IDA Science & Technology Policy Institute, 2017.
- [6] Bryce Space and Technology. “Smallsats by the Number 2021”, 2021.
- [7] “米衛星コンステレーション計画についての動向調査”. Technical report, 国立研究開発機構 情報通信研究機構, 2020.
- [8] G. Curzi, D. Modenini, and P. Tortora. “Large Constellations of Small Satellites: A Survey of Near Future Challenges and Missions”. *Aerospace*, Vol. 7, No. 9, 2020.
- [9] 船瀬龍. “超小型衛星による深宇宙探査への挑戦”. *天文月報*, 第 111 巻, pp. 435–443, 2018.
- [10] A. Klesh, J. Baker, and J. Krajewski. “MarCO: Flight review and lessons learned”. In *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2019.
- [11] A. Freeman. “exploring our solar system with CubeSats and SmallSats: the dawn of a new era”. *CEAS Space J.*, Vol. 12, No. 4, 2020.
- [12] B. Yost, S. Weston, G. Benavides, F. Krage, J. Hines, and others. “State-of-the-Art Small Spacecraft Technology”. No. NASA/TP-20210021263, 2021.
- [13] H. Koizumi, H. Kawahara, K. Yaginuma, J. Asakawa, Y. Nakagawa, Y. Nakamura, S. Kojima, T. Matsuguma, R. Funase, J. Nakatsuka, and K. Komurasaki. “Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space

- Probe: PROCYON”. *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pb_13–Pb_22, 2016.
- [14] A. Klesh, B. Clement, C. Colley, J. Essmiller, D. Forgette, J. Krajewski, A. Marianan, and T. Martin-Mur. “MarCO: Early Operations of the First CubeSats to Mars”. In *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2018.
- [15] D. Schmuland, R. Masse, and C. Sota. “Hydrazine Propulsion Module for CubeSats”. In *25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2011.
- [16] H. Benzeniar. “In-orbit results from the attitude determination and control system of ALSAT-2B”. *The Aeronautical Journal*, Vol. 125, No. 1293, pp. 2039–2064, 2021.
- [17] U. Gotzig. “Challenges and economic benefits of green propellants for satellite propulsion”. In *7th European Conference For Aeronautics and Space Sciences*, Milano, 2017.
- [18] A. E. S. Nosseir, A. Cervone, and A. Pasini. “Review of State-of-the-Art Green Monopropellants: For Propulsion Systems Analysts and Designers”. *Aerospace*, Vol. 8, No. 1, 2021.
- [19] Lemmer Kristina. “Propulsion for CubeSats”. *Acta Astronaut.*, Vol. 134, , 2017.
- [20] Aurora Propulsion Technologies. “Aurora Resistojet One Datasheet”. <https://aurorapt.fi/downloads/ARO.pdf> (accessed 2022-01).
- [21] Bredford space. “Comet Water-based Propulsion for Small Satellites”. https://static1.squarespace.com/static/603ed12be884730013401d7a/t/6054f3b8d71b8a772c358b92/1616180155614/be_datasheet_comet_2019oct.pdf (accessed 2022-01).
- [22] J. Asakawa, K. Nishii, H. Koizumi, N. Takeda, R. Funase, and K. Komurasaki. “Engineering Model Development of the Water Resisojet Propulsion System: AQUARIUS for the SLS EM-1 CubeSat: EQUULEUS”. In *35th International Electric Propulsion Conference*, Atlanta, 2017.
- [23] D. Krejci and P. Lozano. “Space Propulsion Technology for Small Spacecraft”. *Proc. IEEE*, Vol. 106, No. 3, pp. 362–378, 2018.
- [24] D. Tsifakis, C. Charles, and R. Boswell. “An Inductively-Coupled Plasma Electrothermal Radiofrequency Thruster”. *Frontiers in Physics*, Vol. 8, No. 34, 2020.
- [25] B. K. Malphrus, K. Z. Brown, J. Garcia, C. Conner, J. Kruth, M. S. Combs, N. Fite, S. McNeil, S. Wilczweski, K. Haught, et al. “The lunar icecube em-1 mission: Prospecting the moon for water ice”. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 34, No. 4, pp. 6–14, 2019.
- [26] C. Hardgrove, J. DuBois, L. Heffern, E. Cisneros, J. Bell, T. Crain, R. Star, T. Pret-

- tyman, I. Lazbin, B. Roebuck, et al. “The lunar polar hydrogen mapper (lunah-map) mission”. In *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2019.
- [27] P. Lascombes, M. Montès, A. Fiorentino, T. Gelu, M. Fillastre, and A. Gurciullo. “Lessons Learnt from Operating the First Cubesat Mission Equipped with a Hall Thruster”. In *Small Satellite Conference*, 2021.
- [28] P. Dietz, W. Gärtner, Q. Koch, P. E Köhler, Y. Teng, P. R. Schreiner, K. Holste, and P. J. Klar. “Molecular propellants for ion thrusters”. *Plasma Sources Sci. Technol.*, Vol. 28, No. 8, p. 084001, 2019.
- [29] J. Szabo, B. Pote, S. Paintal, M. Robin, A. Hillier, R. D. Branam, and R. E. Huffmann. “Performance Evaluation of an Iodine-Vapor Hall Thruster”. *J. Propul. Power*, Vol. 28, No. 4, pp. 848–857, 2012.
- [30] I. Levchenko, K. Bazaka, Y. Ding, Y. Raitses, S. Mazouffre, T. Henning, P. J. Klar, S. Shinohara, J. Schein, L. Garrigues, M. Kim, D. Lev, F. Taccogna, R. W. Boswell, C. Charles, H. Koizumi, Y. Shen, C. Scharlemann, M. Keidar, and S. Xu. “Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers”. *Applied Physics Reviews*, Vol. 5, No. 1, p. 011104, 2018.
- [31] H. Koizumi, J. Asakawa, Y. Nakagawa, K. Nishii, Y. Takao, M. Nakano, and R. Funase. “Assessment of Micropropulsion System Unifying Water Ion Thrusters and Water Resistojet Thrusters”. *J. Spacecr. Rockets*, Vol. 56, No. 5, pp. 1400–1408, 2019.
- [32] A. Paridon and E. Petro. “Survey of Water Powered Propulsion Systems”. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, 2021.
- [33] A. Porter, M. Freedman, R. Grist, C. Wesson, and M. Hanson. “Flight Qualification of a Water Electrolysis Propulsion System”. In *35th Small Satellite Conference*, 2021.
- [34] A. Schwertheim and A. Knoll. “Low power thrust measurements of the water electrolysis Hall effect thruster”. *CEAS Space Journal*, Vol. 14, No. 1, pp. 3–17, 2022.
- [35] 渡邊裕樹, 和田明哲, 月崎竜童, 池田知行. “宇宙探査に向けた小電力ホールスラスタの研究”. 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, No. JAXA-RR-20-008, 2020.
- [36] R. Surampudi, J. Blois, P. Stella, J. Elliott, J. Castillo, T. Yi, J. Lyons, M. Piszczor, J. McNatt, C. Taylor, and Others. “Solar power technologies for future planetary science missions”. *Work Performed under the Planetary Science Program Support Task*, No. JPL D-101316, 2017.

- [37] Y. Nakagawa, H. Koizumi, H. Kawahara, and K. Komurasaki. “Performance characterization of a miniature microwave discharge ion thruster operated with water”. *Acta Astronaut.*, Vol. 157, pp. 294–299, 2019.
- [38] D. Lev, G. Alon, L. Appel, O. Seeman, and Y. Hadas. “Low current heaterless hollow cathode development overview”. In *35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia, 2017.
- [39] J. Szabo, R. Tedrake, E. Metivier, S. Paintal, and Z. Taillefer. “Characterization of a One Hundred Watt, Long Lifetime Hall Effect Thruster for Small Spacecraft”. In *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, 2017.
- [40] 高崎大吾, 白須健人, 関根北斗, 小泉宏之, 渡邊裕樹, 中川悠一, 川嶋嶺, 小紫公也. “耐腐食性を有する推進剤不要 lab6 熱電子カソードの設計と作動”. 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, 2021.
- [41] H. Watanabe, M. Ichimura, and H. Takegahara. “Performance of a Hall Thruster Operating with a Radio Frequency Plasma Cathode”. In *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, 2016.
- [42] T. Morishita, R. Tsukizaki, N. Yamamoto, K. Kinefuchi, and K. Nishiyama. “Application of a microwave cathode to a 200-W Hall thruster with comparison to a hollow cathode”. *Acta Astronaut.*, Vol. 176, pp. 413–423, 2020.
- [43] Inc. Thruster Unlimited. “HYDROS-C Water Propulsion system”. <https://www.tethers.com/wp-content/uploads/2021/01/HYDROS-C-1.pdf> (accessed 2022-01).
- [44] Thruster Unlimited. “HYDROS-M Water Propulsion system”. <https://www.tethers.com/wp-content/uploads/2020/07/TUI-DATA-SHEETS-2-compressed.pdf> (accessed 2022-01).
- [45] K. P. Doyle and M. A. Peck. “Water Electrolysis Propulsion as a Case Study in Resource-Based Spacecraft Architecture (February 2020)”. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 34, No. 9, pp. 4–19, 2019.
- [46] D. Gibbon, I. Coxhill, D. Nicolini, R. Correia, and J. Page. “The Design, Development and in-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System”. In *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Florida, 2004.
- [47] SteamJet space systems website. <https://steamjet.space/> (accessed 2022-01).
- [48] S. Pugia, A. Cofer, and A. Alexeenko. “Characterization of film-evaporating microcapillaries for water-based microthrusters”. *Acta Astronaut.* (in press).
- [49] M. A. C. Silva, D. C. Guerrieri, H. van Zeijl, A. Cervone, and E. Gill. “Vaporiz-

- ing Liquid Microthrusters with integrated heaters and temperature measurement”. *Sens. Actuators A Phys.*, Vol. 265, pp. 261–274, 2017.
- [50] E. V. Mukerjee, A. P. Wallace, K. Y. Yan, D. W. Howard, R. L. Smith, and S. D. Collins. “Vaporizing liquid microthruster”. *Sens. Actuators A Phys.*, Vol. 83, No. 1, pp. 231–236, 2000.
- [51] R. H. Lee, A. M. Bauer, M. D. Killingsworth, T. C. Lilly, J. A. Duncan, and A. D. Ketsdever. “Free-Molecule-Microresistojet Performance Using Water Propellant for Nanosatellite Applications”. *J. Spacecr. Rockets*, Vol. 45, No. 2, pp. 264–269, 2008.
- [52] P. Kundu, T. K. Bhattacharyya, and S. Das. “Design, fabrication and performance evaluation of a vaporizing liquid microthruster”. *J. Micromech. Microeng.*, Vol. 22, No. 2, p. 025016, 2012.
- [53] K. H. Cheah and K. Low. “Fabrication and performance evaluation of a high temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster”. *J. Micromech. Microeng.*, Vol. 25, No. 1, p. 015013, 2014.
- [54] M. Oya, N. Yamamoto, and H. Nakashima. “Energy balance in a radio frequency electro-thermal thruster with water propellant”. In *31st International Electric Propulsion Conference*, Michigan, 2009.
- [55] R. Moloney, B. Karadag, F. A. Lucca, D. Staab, A. Frey, A. Garbayo, L. Shadbolt, A. E. Rosati, D. Faircloth, S. Lawrie, and Others. “Experimental validation and performance measurements of an ECR thruster operating on multiple propellants”. In *36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, 2019.
- [56] A. Semenkin, A. Kochergin, V. Garkusha, G. Chislov, A. Rusakov, S. Tverdoklebov, and C. Sota. “RHETT/EPDM Flight anode layer thruster development”. In *25th International Electric Propulsion Conference*, 1997.
- [57] K. A. Polzin, T. E. Markusic, B. J. Stanojevic, A. DeHoyos, Y. Raitses, A. Smirnov, and N. J. Fisch. “Performance of a Low-Power Cylindrical Hall Thruster”. *J. Propul. Power*, Vol. 23, No. 4, pp. 886–888, 2007.
- [58] A. A. Shagayda. “On Scaling of Hall Effect Thrusters”. *IEEE Trans. Plasma Sci. IEEE Nucl. Plasma Sci. Soc.*, Vol. 43, No. 1, pp. 12–28, 2015.
- [59] H. Watanabe, S. Cho, and K. Kubota. “Performance and plume characteristics of an 85 W class Hall thruster”. *Acta Astronaut.*, Vol. 166, pp. 227–237, 2020.
- [60] 浅川純. “常温蒸発を用いた小型水スラストの推進性能および宇宙機システムへの応用”. PhD thesis, 東京大学, 2019.
- [61] J. E. Polk, A. Pancotti, T. Haag, S. King, M. Walker, J. Blakely, and J. Ziemer. “Recommended Practice for Thrust Measurement in Electric Propulsion Testing”.

- J. Propul. Power*, Vol. 33, No. 3, pp. 539–555, 2017.
- [62] T. Hallouin and S. Mazouffre. “Far-Field Plume Characterization of a 100-W Class Hall Thruster”. *Aerospace*, Vol. 7, No. 5, 2020.
- [63] D. L. Brown, C. W. Larson, B. E. Beal, and A. D. Gallimore. “Methodology and Historical Perspective of a Hall Thruster Efficiency Analysis”. *J. Propul. Power*, Vol. 25, No. 6, pp. 1163–1177, 2009.

謝辞

本研究を遂行するにあたり、多くの皆様のご支援、ご尽力を賜りました。初めに、関係する皆様に感謝の意を表します。

修士課程に進学した頃は、2年間学部時代と同じ研究班で活動していくものと思っていたので、このように新しい研究テーマを提示いただいた指導教員である小泉先生には感謝してもしきれません。そのうえ、ミーティングや輪講でも多くの助言をいただきました。誠にありがとうございます。また、共同研究者の渡辺先生には、お忙しい中毎週のようにミーティングに出席いただき、ホールスラストのことを何も知らなかった私に多くの知見を共有いただきましたこと、感謝申し上げます。Pale Blueの中川さんには、プロジェクトの一員かつ研究室の先輩として多くのご指摘をいただきました。いつもギリギリでご迷惑ばかりかけてしまった気がします。そんな私にも根気よく付き合ってくださいありがとうございました。また、中川さんのみならず、Pale Blueの皆様には、水供給装置やスラストスタンドの設計、推進機部品の発注等、様々な場面でご協力いただきました。Pale Blueの後ろ立てなくして本研究は成立しえなかったと思います。本当にありがとうございます。小紫先生には、ホールスラストの第一人者として、輪講等で多くの助言をいただきました。また、川嶋先生にはビーム計測系の整備等を進めていただきました。せっかく整備していただいた系の実験内容を本研究に組み込むことが叶わず申し訳ありません。関根さんには助教として、そして頼れる先輩として、実験系の構築から測定に至るまで手取り足取り教えていただきました。関根さんの姿にはいつもあこがれており、日々学ぶところばかりです。同じ研究班の高崎君は、思えば学部1年から同じクラスで、また一緒に博士進学するというので、これからもよろしくお願いします。後輩の桑原君や上瀧君は、他班との掛け持ちであるにもかかわらず、ホールスラストの実験にたくさんの時間を割いてくれてどうもありがとうございました。弊社で卒業論文を書いた松浦君には、多くの実験でお手伝いしてもらったにも関わらず、卒論テーマの実験で的確な指導をしてあげられず申し訳ありませんでした。この教訓を胸に精進していきます。同期のみんなや他班の先輩、後輩の皆さん、秘書の田原さん、友成さん、ENBにいらっしゃる多くの方々に助けられました。本当にありがとうございました。

最後になりましたが、本研究は文部科学省宇宙航空科学技術推進委託費 JPJ000959 の助成を受けて行われました。ここに感謝の意を表します。

関連業績一覧

学術論文誌等

該当なし.

国際学会における発表（査読あり）

1. K. Shirasu, D. Takasaki, H. Sekine, H. Koizumi, Y. Nakagawa, H. Watanabe, K. Komurasaki, “Demonstration of the low-power Hall thruster with water propellant”, 72nd International Astronautical Congress, Dubai, October, 2021.

国内学会における発表（査読なし）

1. 白須健人, 高崎大吾, 関根北斗, 小泉宏之, 渡邊裕樹, 中川悠一, 川嶋嶺, 小紫公也, “100 W 級ホールスラスタの加速チャンネル形状に対する推進性能の依存性調査”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, オンライン, 2021 年 11 月.
2. 高崎大吾, 白須健人, 関根北斗, 小泉宏之, 渡邊裕樹, 中川悠一, 川嶋嶺, 小紫公也, “耐腐食性を有する推進剤不要 LaB6 熱電子カソードの設計と作動”, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, オンライン, 2021 年 11 月.
3. 高崎大吾, 白須健人, 関根北斗, 小泉宏之, 渡邊裕樹, 中川悠一, 川嶋嶺, 小紫公也, “水を推進剤とする小型ホールスラスタの開発状況”, 第 7 回 SSPS シンポジウム, 神奈川県, 2021 年 12 月.
4. 桑原宙暉, 白須健人, 川嶋嶺, 峯松涼, 上瀧優希, 藤森蒼天, 関根北斗, 小泉宏之, 中川悠一, 渡邊裕樹, 小紫公也, “ファラデープローブによる水ホールスラスタの性能推定とキセノン作動との比較”, 2021 年度宇宙輸送シンポジウム, オンライン, 2022 年 1 月.
5. 藤森蒼天, 高崎大吾, 白須健人, 関根北斗, 小泉宏之, 中川悠一, 渡邊裕樹, 小紫公也, “電子軌道計算及び引き出し電流値の計測による LaB6 熱電子カソードの性能評価”, 2021 年度宇宙輸送シンポジウム, オンライン, 2022 年 1 月.
6. 上瀧優希, 白須健人, 桑原宙暉, 藤森蒼天, 峯松涼, 松浦将行, 相澤脩登, 川嶋嶺,

関根北斗, 小泉宏之, 渡邊裕樹, 中川悠一, 小紫公也, “放電チャンネル形状最適化による小型ホールスラスターの効率向上”, 第 61 回航空原動機・宇宙推進講演会, 鳥取県, 2022 年 3 月.