

代替推進剤を用いたホールスラストの  
評価方法と高性能化

2020年 3月

山崎 純子

代替推進剤を用いたホールスラスタの  
評価方法と高性能化

山崎 純子

システム情報工学研究科  
筑波大学

2020年 3月

# 目次

第1章	序論	1
1.1	社会的背景	1
1.2	電気推進	1
1.3	ホールスラスト	2
1.3.1	ホールスラストの特徴	2
1.3.2	ホールスラストの作動原理	3
1.3.3	ホールスラストの種類	4
1.3.4	ホールスラストの開発の歴史	6
1.3.5	ホールスラストの推進性能評価パラメータ	10
1.4	代替推進剤	13
1.5	研究目的	15
第2章	代替推進剤の評価方法の構築	16
2.1	代替推進剤の課題	16
2.2	輸送コストモデル	16
2.2.1	輸送コスト	16
2.2.2	打ち上げコスト	18
2.2.3	推進剤コスト	19
2.2.4	運用コスト	19
2.3	コスト算出モデルの妥当性	20
2.4	各推進剤における全コスト算出	21
第3章	性能評価用ホールスラスト	23
3.1	概要設計	23
3.2	磁場設計	25
3.3	熱設計	28
3.4	性能評価試験	29
3.4.1	実験装置	29
	真空系	29
	電源系	32
	推進剤供給系	35
	次元推力測定器	36
	ホローカソード	39
	フィラメントカソード	40
	イオンコレクタ	41

3.4.2	アルゴンとキセノンを用いた際の各種効率の比較.....	44
第4章	アルゴン推進剤を用いたホールスラストの高性能化.....	46
4.1	キセノン混合による電離の促進.....	46
4.1.1	実験条件.....	46
4.1.2	推力と比推力.....	47
4.1.3	比推力とアノード効率.....	47
4.1.4	アノード効率内訳.....	47
4.1.5	放電電流振動.....	54
4.2	内部形状変更によるアルゴン推進剤の高性能化.....	57
4.2.1	ホールスラストの再設計.....	57
4.2.2	数値計算による予測.....	59
	境界条件.....	59
	予測結果.....	60
4.2.3	実験装置.....	61
	真空系.....	61
4.2.4	ガードリング電流.....	62
	実験条件.....	65
4.2.5	結果および考察.....	65
	アノード効率.....	65
	推進剤利用効率.....	66
	エネルギー効率.....	67
	加速効率.....	68
第5章	輸送コストの検証.....	79
5.1	静止衛星.....	79
5.1.1	計算条件.....	79
5.1.2	結果.....	80
5.2	宇宙太陽光衛星(SSPS).....	81
5.2.1	計算条件.....	81
5.2.2	結果.....	82
第6章	結論.....	85
謝辞	.....	87
Appendix	Full-PIC-DSMC法の数値解析による予測.....	88
	粒子の運動.....	88
	粒子間衝突.....	88
	電位および電場.....	89
	数値解析上の仮定.....	89

マクロパーティクル.....	89
質量比.....	89
乱数発生手法.....	90
格子及び時間刻み.....	90
流入条件.....	91
粒子間衝突.....	92
弾性散乱.....	92
電離衝突.....	93
励起衝突.....	95
異常拡散.....	96
参考文献.....	97

図 1-1	各種電気推進機の推進性能	2
図 1-2	作動中ホールスラスタ写真	3
図 1-3	ホールスラスタの作動原理[5]	4
図 1-4	ホールスラスタの種類[5]	6
図 1-5	化学推進と電気推進のコスト比較	14
図 3-1	筑波大学アノードレイヤ型ホールスラスタ	25
図 3-2	ホールスラスタ等価回路	26
図 3-3	FEMM による磁場解析結果	27
図 3-4	陽極内磁束密度分布	27
図 3-5	FEMM による熱解析結果	28
図 3-6	真空チャンバ	30
図 3-7	ロータリーポンプ	31
図 3-8	ターボ分子ポンプ	31
図 3-9	電気回路概略図	32
図 3-10	オシロスコープ	33
図 3-11	電源	34
図 3-12	マスフローコントローラ(アルゴン)	35
図 3-13	マスフローコントローラ(キセノン)	36
図 3-14	1次元スラストスタンド	37
図 3-15	1次元推力校正	38
図 3-16	1次元推力校正結果	38
図 3-17	ホローカソード模式図	40
図 3-18	ホローカソード	40
図 3-19	フィラメントカソード写真	41
図 3-20	イオンコレクタ概略	42
図 3-21	作動時ホールスラスタ	44
図 4-1	キセノン混合比に対する推力	49
図 4-2	キセノン混合比に対する比推力	50
図 4-3	キセノン混合比に対するアノード効率	51
図 4-4	キセノン混合比に対する推進剤利用効率	52
図 4-5	キセノン混合比に対するエネルギー利用効率	53
図 4-6	キセノン混合比に対する加速効率	54
図 4-7	放電振動のサイクル	55
図 4-8	放電振動の様子	56
図 4-9	設計変更後ホールスラスタ断面図	58
図 4-10	軸方向磁場分布	58

図 4-11	境界・流入条件 .....	59
図 4-12	電子数密度分布 .....	61
図 4-13	宇宙科学研究所大型真空チャンバ .....	62
図 4-14	質量流量を増やす場合の電子の拡散 .....	64
図 4-15	チャンネル形状を長くする場合の電子の拡散 .....	64
図 4-16	主電源とプラズマ領域の電気回路 .....	65
図 4-17	比推力に対するアノード効率(3mm チャンネル).....	69
図 4-18	比推力に対するアノード効率(9mm チャンネル).....	70
図 4-19	壁面電流に対する推進剤利用効率(3mm チャンネル).....	71
図 4-20	壁面電流に対する推進剤利用効率(9mm チャンネル).....	72
図 4-21	壁面電流に対するエネルギー効率(3mm チャンネル).....	73
図 4-22	壁面電流に対するエネルギー効率(9mm チャンネル).....	74
図 4-23	イオン電流に対する加速効率(3mm チャンネル).....	75
図 4-24	イオン電流に対する加速効率(9mm チャンネル).....	76
図 4-25	イオン電流と拡散電流に対するイオン電流(3mm チャンネル).....	77
図 4-26	イオン電流と拡散電流に対するイオン電流(9mm チャンネル).....	78
図 5-1	SSPS 輸送シナリオ .....	82

表 1-1	SPT シリーズの性能.....	8
表 1-2	TAL シリーズの性能.....	8
表 1-3	SPT シリーズのフライトミッション.....	9
表 1-4	各種推進剤の性能.....	14
表 2-1	コスト計算条件.....	22
表 2-2	各推進剤における輸送コストとその内訳.....	22
表 3-1	D38 推進性能 [39].....	24
表 3-2	実験条件.....	29
表 3-3	電源定格.....	32
表 3-4	推進性能評価結果.....	43
表 3-5	キセノンとアルゴンを用いた際の各種効率.....	45
表 4-1	実験条件.....	46
表 4-2	粒子の境界条件.....	59
表 4-3	各推進剤流量の場合の圧力.....	62
表 4-4	実験条件.....	65
表 5-1	静止衛星の計算条件.....	79
表 5-2	静止衛星の輸送コスト.....	80
表 5-3	SSPS 輸送の計算条件.....	82
表 5-4	SSPS の輸送コスト.....	83



# 第1章 序論

## 1.1 社会的背景

近年, 宇宙開発ミッションの発展により, 推進系への要求は多様化している. 例えば, 月基地建造計画では国際宇宙ステーション (ISS) を足がかりに, ISS から月まで大量の物資を輸送し, 基地建造にあたる計画がされている. 1 GW 級の太陽発電衛星建造計画では, 地球低高度軌道から高度軌道まで建造資材を輸送する [1]. これまで地球近傍の衛星の実利用では, 大型静止衛星を静止軌道に投入する場合, 打ち上げロケットで運ばれる遷移軌道から静止軌道に衛星を運ばなくてはならないので, これまでは推進剤を大量に必要とする大推力化学推進を用いてきた. それぞれ, 物資は 100 ton, 10000 ton であり, 例えば太陽光発電衛星では化学推進を用いると約 1100 回もの往復が必要になり, 寿命やコストの観点から実現が難しい [2]. そこで, 電気推進を使った場合で試算すると, 比推力の高さから推進剤搭載量が少なくて済み, その分太陽光パネルを搭載することができるため約 440 回の往復で可能になる.

## 1.2 電気推進

1.1 で述べた大量物資輸送時代に向けて, コストの大幅な低減が要求されている. 人工衛星などの軌道投入, 姿勢制御など輸送の観点からは, コスト削減のためには高い比推力 (燃費の指標) を有する電気推進機を搭載することが期待されている [3][4]. 比推力はロケットエンジンの性能を評価する重要な指標であり, 定義を以下に示す.

$$I_{sp} \equiv \frac{F}{\dot{m}g} [s] \quad (1.1)$$

ここで,  $F, \dot{m}, g$  はそれぞれ推力, 推進剤の質量流量, および重力加速度である. 電気推進機とは電気エネルギーを推進剤に与えることによってその反力を得る推進機で, 化学反応を利用してエンタルピーを利用する化学推進と比較して 1 桁以上高い比推力を得ることが可能である. 最近では 2012 年にボーイング社の全電化衛星バス 702SP [5] が打ち上げられたことにより各国で活発に研究が進められている [4].

電気推進機はその加速機構によって静電加速型, 電磁加速型, 電熱加速型に分類される. 静電加速型は推進剤を電離させ, イオンを電場によって加速する推進機であり, 代

表的なものはイオンエンジンである。電磁加速型は推進剤を電離させ、ローレンツ力によって加速する推進機であり、MPD スラスタがその代表である。電熱加速型は推進剤に熱エネルギーを与え、空力加速する推進機で、アークジェットスラスタがその代表である。

図 1-1 にそれぞれの推進機の推進性能を示す。

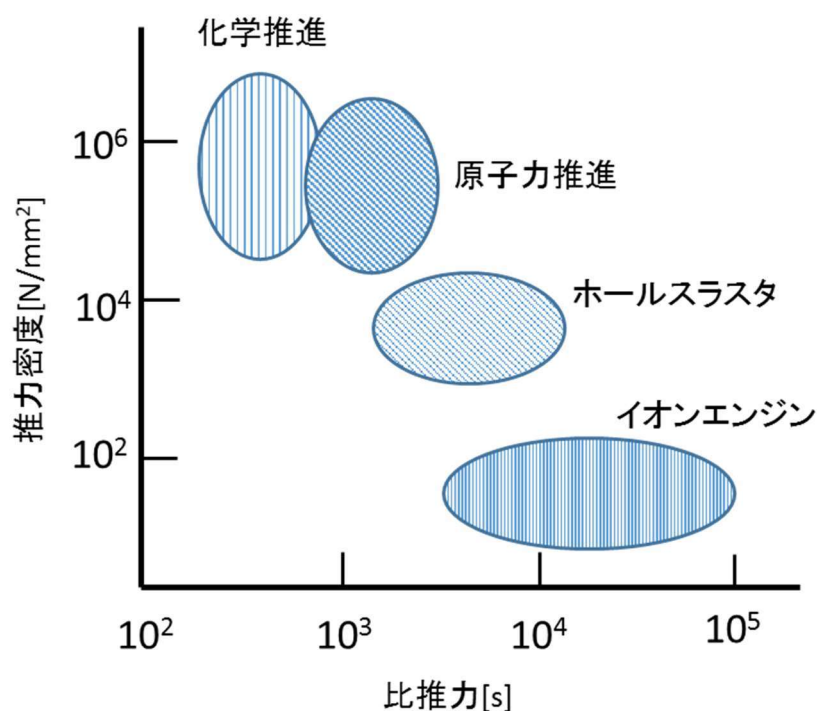


図 1-1 各種電気推進機の推進性能

## 1.3 ホールスラスタ

### 1.3.1 ホールスラスタの特徴

ホールスラスタは電気推進機の中で比較的高い推進効率（50%以上）と高い推力密度を持つ。図 1-2 に作動中のホールスラスタの写真を示す。同じ静電加速型のイオンエンジンは、加速部にほぼイオンのみが存在するため、空間電荷制限則による制限を受け推力密度を高くすることができないが、ホールスラスタは加速部が準中性に保たれているため高い推力密度を持つ [6]。つまり、同等のサイズの推進機を製作した場合、ホールスラスタのほうが 1 桁以上高い推力を出力することができるということになる。また、必要な電源も少なく、高電圧電源を必要とするイオンスラスタよりもコンパクトな

推進システムにすることができる。これらの特徴から、ホールスラスタは人工衛星の LEO から GEO までの軌道変更や大量物資輸送に適している。日本では大学、三菱電機などにより、5kW アノードレイヤ型ホールスラスタ(RAIJIN)の開発が進められている。  
[7]

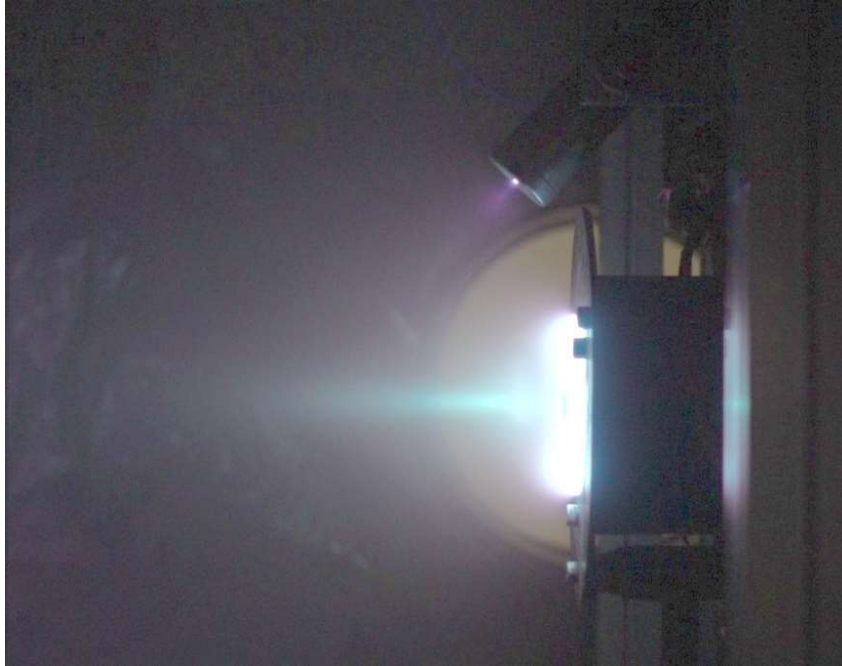


図 1-2 作動中ホールスラスタ写真

### 1.3.2 ホールスラスタの作動原理

ホールスラスタの作動原理を図 1-3 に示す。円筒形のチャンネルには半径方向に磁場が、軸方向に電場が印加されている。カソードから放出された電子が半径方向磁場に捕捉され、これが背面の推進剤供給ポートからチャンネル内に供給された推進剤と衝突することにより電離され、電離したイオンが軸方向にかけられた電場によって加速されるというものである。カソードから放出された電子がサイクロトロン運動をしつつ ( $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$  方向)、チャンネルの周方向にホール電流として流れるため、ホールスラスタと呼ばれる。磁場に捕捉される電子はホローカソードと呼ばれる電子源から供給され、イオンが加速されたあと中和をする働きも持つ。ホールスラスタはイオンを静電的に加速するという静電加速型の推進機としての性質を持ちつつ、電子の軸方向の静電加速をローレンツ力によって打ち消すことによって推力を得るといった電磁加速型の推進機としての特徴も持つ。

以上のような仕組みのため、イオンエンジンとは違い、電離加速領域に常に電子が存

在するため、推進機内部においてはほとんどの領域において準中性が保たれる。そのため、空間電荷制限則を受けずに、高い電流密度（推力密度）を維持することが可能となる。

ホールスラストは通常電子源の陰極（カソード）を有し、ここから供給される電子の一部はスラストから抽出されたイオンビームの中和に使われる。残りの電子は加速チャンネル内を陽極に向かって拡散する。この電子の拡散によって加速チャンネル内は電子には電子が常に供給され中性粒子との衝突によってプラズマを生成すると同時にプラズマが電氣的に準中性に保たれる。

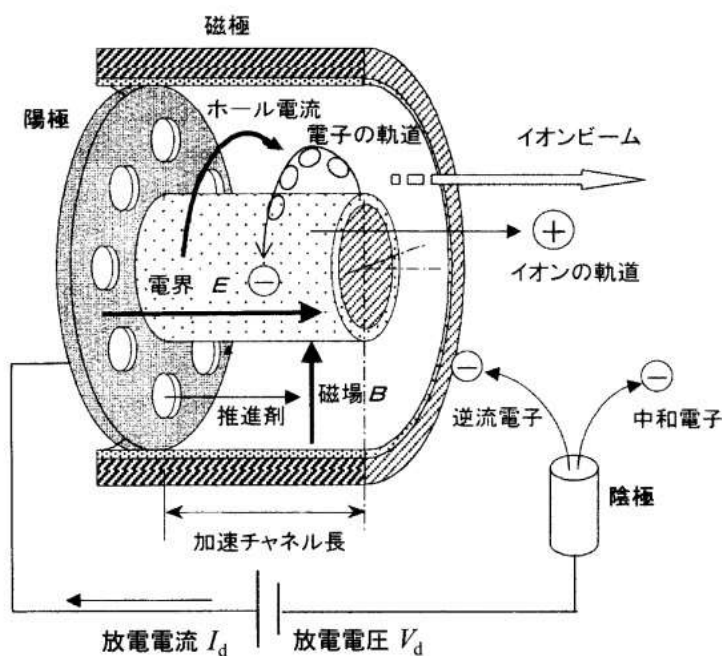


図 1-3 ホールスラストの作動原理[5]

### 1.3.3 ホールスラストの種類

ホールスラストのモデルは図 1-4 に示す通り 2 種類あり、マグネティックレイヤ型とアノードレイヤ型に分類される [6].

マグネティックレイヤ型はチャンネル壁が絶縁体でできており、チャンネル長さがチャンネル幅よりも広い。壁面へはイオンと高エネルギーの電子が衝突し、低エネルギーの二次電子が放出される。磁力線に沿って電子は動きやすいため、このプロセスが起きやすく、低エネルギーの二次電子に置き換えられるため、電子温度は適度に低く抑えられると言われる。このため、激しい電離が起きにくく、作動安定性に優れているが、絶縁体のチ

チャンネル壁に電離したイオンが衝突することによる損耗が大きいといわれる。

アノードレイヤ型はチャンネル壁が導電体でできており、チャンネル長さがチャンネル幅よりも短いため、マグネティックレイヤ型よりも寿命が長いといわれる。チャンネル壁が陰極電位に保たれているため、マグネティックレイヤ型とは異なり、電子エネルギーの壁面への損失は少なく、電子温度が高く保たれ（下流から陽極に行くに従い、電子温度が高くなる）、したがって電離も起きやすく、損失も起きにくいいため、マグネティックレイヤ型よりも推進効率、推力密度共に高いという特徴がある。しかし、高電子温度に起因する電離の起きやすさゆえ、推進剤が枯渇するまで電離をする減少を繰り返すという電離振動が起きやすいという問題があり、安定な作動範囲が狭い。

マグネティックレイヤ型とアノードレイヤ型の分類は、内部のプラズマ構造によっても分類がなされた。これは A. V. Zharinov らの行った定常理論解析 [8]に基づくものである。この理論解析は、ホールスラストの内部について、全領域において準中性を仮定せずに Poisson 方程式を基礎式とし、これに電子の連続の式、定常状態における電子の運動方程式、および電位に電子温度が比例するとの仮定から電位分布を求めたというものである。これによると、電子温度が低い際には全領域において電位分布が連続かつ滑らかであり、一方で、電子温度が高い際には、陽極付近にて準中性が崩れ、電位の急勾配の存在を予言している。これは前者がマグネティックレイヤ型、後者がアノードレイヤ型と分類せしめる特徴である、という解釈となる。推進機の下に示した電位分布は、この解析によって予想された電位分布である。アノードレイヤ型の陽極付近に出現すると言われるこの薄い層はアノードレイヤと呼ばれ、分類上の名前の由来となっている。その厚さは電子のサイクロトロン半径のオーダーであり、イオンの加速はほとんどその中で行われると考えられている。

これら2つのホールスラストは、実機搭載の上では性能面から、アノードレイヤ型の方が利点が多い。上述の通り、アノードレイヤ型ホールスラストは、壁面への損失が少ないため、マグネティックレイヤ型よりも高効率を望める。実際、表 1-1、表 1-2 に示した両者の性能を比較すると、同じパワーレベルのアノードレイヤ型スラスト(D-55)とマグネティックレイヤ型スラスト(SPT-100)では、D-55の方が効率は高いことになる。また、推力密度も高く、この2つを比べても、チャンネル外径がそれぞれ75mmと100mmと、アノードレイヤ型のほうがサイズは一回り小さい [9]。また、壁面の面積が小さいため、イオンによる壁面損耗率も小さいため長寿命であると言われている。

しかしながら、アノードレイヤ型には、安定な作動範囲が狭いという欠点がある（後述）。このために宇宙での作動実績はマグネティックレイヤ型に遅れをとっており、RHETT2/EPDM（Russian Hall Effect Thruster technologies 2/ Electric Propulsion Demonstration Module）において D-55 ベースの TAL-WSF による 600 W、10 分間の繰り返し作動を行った程度である [10]。

以上のような特徴があるが、本研究ではアノードレイヤ型ホールスラストを採用した。

これは、後述するようにキセノンに代わる代替推進剤を用いる際、キセノンよりも電離電圧が高く、電離がしにくいものが候補として挙げられ、それでも電離を促進するには、マグネティックレイヤ型よりも、アノードレイヤ型のほうが、より高い推進性能が期待できるためである。

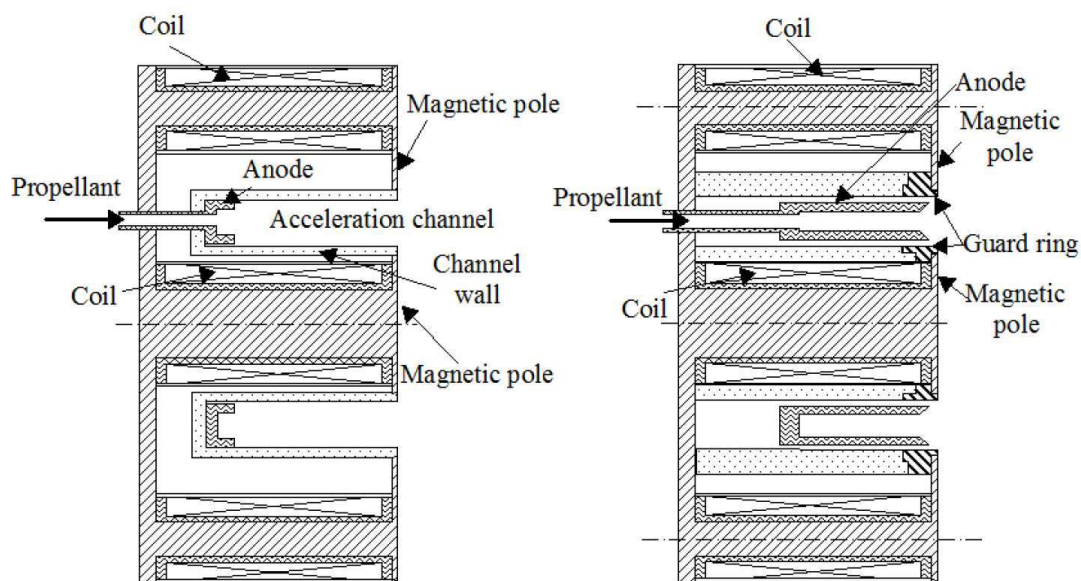


図 1-4 ホールスラスタの種類[5]  
(左：マグネティックレイヤ型 右：アノードレイヤ型)

### 1.3.4 ホールスラスタの開発の歴史

ホールスラスタは、1950年代から1960年代にかけてクルチャトフ原子エネルギー研究所において、イオンマグネトロンの原理の応用として考え出されたのが最初である[11].

まず、1960年代始めに、Морозов らによってマグネティックレイヤ型ホールスラスタである SPT(Stationary Plasma Thruster)シリーズが開発され [12], 1960年代後半までには、SPT は比推力 1,000~2,000 s にて 20~35%程度まで得られるようになった。SPT シリーズには放電室の径の大きさによって SPT-50, 70, 100, 140 などのラインナップが存在し、ロシアの Fakel 社によって開発がすすめられた。各性能は表 1-1 の通りである。このシリーズは今日までに 140 以上、ロシアおよび欧州諸国で用いられている、といわれている。表 1-3 には SPT シリーズの実用目的での搭載実績を示す。

一方で、Zharinov らによってアノードレイヤ型ホールスラスタである TAL (Thruster with Anode Layer) シリーズも開発が進められてきた [13], [14]. TAL シリーズも径の大きさにより D-38, 55, 100, 110, 150 など数種類のラインナップを持つ。これらの性能は、表 1-2 に示す通りである。その中で最も典型的なのが D-55 と呼ばれるタイプであり、ロシア TsNIIMASH にて開発が続けられてきた。D-55 は、アメリカにおける最初のホールスラスタの打ち上げに用いられたが、これ以外には今日まで打ち上げ実績はない。

ヨーロッパにおいては、SNECMA によって SPT-100 を基にした PPS-1350 [14] と呼ばれるホールスラスタが開発され、ESA により月周回軌道衛星 SMART-1 [15] に搭載され、デモンストレーションが行われた。

アメリカでは 2004 年、Space System Loral 社の MBSAT に搭載されたのが最初の商用利用であり、このとき用いられたのは SPT-100 である。[16] 一方で、アメリカではホールスラスタの商用利用に向けた国内での開発も盛んに行われている。Busek 社は BHT-200 と呼ばれるモデルを開発し、2006 年には Air Force の TacSat-2 に搭載された [17]. 近年では、Lockheed Martin Space System 社が Aerojet 社とともに開発した BPT-4000 を Air Force の防衛通信衛星 Advanced-EHT に搭載する予定であることを発表した [18]. また、Aerojet 社も NASA の JPL とともに、NASA の深宇宙探査に BHT-4000 を用いることを検討しているとのことである [19].

日本においては、2004 年より Melco によって 4.5 kW 級のマグネティックレイヤ型のホールスラスタの開発が開始され、現在も続けられている [20]. 近年では、IHI エアロスペースによって、技術試験衛星 ETS-9 に搭載されるべく、マグネティックレイヤ型ホールスラスタが開発されている。 [21]

以上のように、現在では打ち上げられているのは、ほとんどマグネティックレイヤ型である。

表 1-1 SPT シリーズの性能.

Parameter	SPT-50	SPT-70	SPT-100	SPT-140
Slot diameter, mm	50	70	100	140
Thrust input power, W	350	700	1350	5000
Average Isp, s	1100	1500	1600	1750
Thrust, mN	20	40	80	300
Thrust efficiency, %	35	45	50	>55
Life time, h	1500	3000	9000	>7000
Status	Flight	Flight	Flight	Qualified

表 1-2 TAL シリーズの性能

Parameter	D-38	D-55	D-100	D-110	D-150
Slot diameter, mm	38	55	100	110	150
Thrust input power, W	1500	2500	7500	15000	17500
Average Isp, s	2000	2000	2100	1750	2300
Thrust, mN	100	120	340	240	800
Thrust efficiency, %	70	55	60	60	60



表 1-3 SPT シリーズのフライトミッション

Year	User	Satellite	Mission	Type
1972	VNIEM	Meteor#18	Flight test, Orbit correction	SPT-60
1974	VNIEM	Meteor-Priroda#1	Flight test, Orbit correction	SPT-60M
1976	VNIEM	Meteor-Priroda#2	Orbit correction (S/C positioning)	SPT-50
1977	VNIEM	Meteor-Priroda#2-2	Orbit correction (S/C positioning)	SPT-50
1978	VNIEM	Astrophysics	Orbit correction (S/C positioning)	SPT-50
1981	VNIEM	Meteor-Priroda#2-4	Orbit correction (S/C positioning)	SPT-50
1987	Arsenal	Plasma	Orbit correction	SPT-70
1982-2000	NPO PM	Kosmos, Loutch, et al.	S/C positioning, E-W SK	SPT-70
1995-2001	NPO PM	GALAS(2 S/C)	S/C positioning, E-W and N-S SK	SPT-100
		Express		SPT-100
		SFSAT		SPT-100
		Yamal-100		SPT-70

### 1.3.5 ホールスラスタの推進性能評価パラメータ

電気推進の最も重要な評価パラメータとして推進効率 $\eta_t$ がある。これは、電気推進機に投入した電力  $P$  のうち、どれだけが推進剤の運動エネルギーに変換されたかの量であり、

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_e^2}{P} \quad (1.2)$$

と表される。ここで、 $u_e$ は推進剤の排気速度である。

ホールスラスタについても、かつては推進機のヘッドのみに注目されたの研究が盛んであったこともあり、推進機の性能として、この推進効率 $\eta_t$ が用いられていたが、研究開発が進み、実用化のフェーズに入ってくると、ホールスラスタというと、推進機ヘッドのみではなく、ホローカソードを含む推進システムとして認識されるようになり、これに伴い、投入電力  $P$  の中に、ホローカソードの駆動電力も含まれるようになった。このため、現在ではホールスラスタに関しては、推進効率 $\eta_t$ と表記されるものに関しては、ホローカソードの駆動電力も含まれるケースが多い。この場合、

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_e^2}{P_{\text{total}}} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_e^2}{P_{\text{head}} + P_{\text{cathode}}} \quad (1.3)$$

と定式化される。

一方で、この指標では、推進機ヘッドのみの性能として電力変換効率を示したい場合には不便である。そこで、近年では、ホールスラスタのヘッドのみの電力変換効率をしめすには、アノード効率 $\eta_{\text{anode}}$ が使用される。アノード効率は、推進機ヘッドのみに投入した電力にたいして、それがどれだけ推力発生運動エネルギーに変換されたかを表すもので、カソード駆動電力を含まず、定義を式(1.4)に示すとおりとなる。

$$\eta_{\text{anode}} \equiv \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_e^2}{P_{\text{head}}} = \frac{F^2}{2\dot{m} P_{\text{head}}} \quad (1.4)$$

本論文では、主に推進機ヘッドのみの性能に着目しているため、カソード駆動電力を含まない場合をアノード効率として、推進機ヘッド自体の性能評価に用いている。ただし、煩雑さを避けるため、以下、とくに断りの無い限り、 $P = P_{\text{head}}$ として扱うこととする。また、同様の理由から、以下では $\eta_{\text{anode}}$ のことを $\eta_t$ と表記する。

一般に、この $\eta_t$ は、以下のように分解される。

$$\eta_t = \eta_u \cdot \eta_a \cdot \eta_e \quad (1.5)$$

第一の無次元量 $\eta_u$ は推進剤利用効率と呼ばれ、式(1.6)で定義される。

$$\eta_u \equiv \frac{m_i I_b}{e \dot{m}} = \frac{I_b}{(e \dot{m} / m_i)} \quad (1.6)$$

ここで、 $m_i, I_b, e$ は、それぞれ、イオンの質量、ビーム電流、および電気素量である。右辺分母の $e \dot{m} / m_i$ という量は、推進剤の体積流量に電気素量 $e$ をかけたものであり、推進剤の電流換算値といわれ、単位は $A_{eq}$ を用いる。すると、 $\eta_u$ は推進剤質量流量に占めるイオンとして引き出される推進剤の割合を示している。電気推進機の場合は、静止しているプラズマとは異なり、流れが存在し、かつ、中性粒子に対してイオン速度の速度が圧倒的に早いため、電離の指標として電離度を用いると、電離度としては非常に低い値となってしまい、電離の度合いとしての指標の意味をなさない。そこで、この推進剤利用効率という、中性粒子の流束密度にたいして、イオンの流束密度がどれだけかという量で、推進機内部での電離の性能を評価することになる。

第2の無次元量 $\eta_a$ は加速効率と呼ばれ、式(1.7)で定義される。

$$\eta_a \equiv \frac{I_b}{I_d} \quad (1.7)$$

ここで、 $I_d, I_b$ は、それぞれ、放電電流および引き出されたイオンビームの電流を示す。この式の示すとおり、放電電流全体のうち、どれだけがイオンビームとしての電流かを示す量であるが、この指標については、カソードから放出される電子電流の内訳として考えると理解しやすい。一般的に、ホールスラスタにおいては、ホローカソードから放出された電子のうち、一部が推進剤の電離のために陽極側に電子が流れ、残りがイオンビームの中和に使われる。イオンビームの中和に使われる電子は、必要不可欠であるが、電離のために陽極側に遡る逆流電子は、究極的には推進機内で印加した磁場によって逆流をせき止め、陽極まで流れないようにすれば、回路として電流が流れなくなるため、

消費電力が抑えられる。その意味で、カソードから放出される電流に対してビームを中和する電流がどの程度かが、性能の指標になるのである。

しかしながら、アノードレイヤ型ホールスラスタでは放電室壁面が導電体でできるため、放電室壁面にイオンが当たることによっても、主放電回路に電流が流れてしまう。すなわち、アノードレイヤ型の放電電流は以下のように分解される。

$$I_d = I_b + I_l + I_e \quad (1.8)$$

このうち、 $I_l$ はイオン損失電流と呼ばれ、イオンが壁面に衝突し、電子を受け取り再結合することに起因する電流である。 $I_e$ は逆流電子電流と呼ばれ、カソードから供給され、アノードに流入する電子に起因する電流である。 $I_l$ は消費電力を増やすだけでなく、イオンスパッタリングによる壁面損傷を引き起こすため、寿命の観点から少ないほうが望ましい。 $I_e$ は推力には寄与しないが、放電を維持するために結局は必要である。印加磁場によって抑制されうるため、効率を上げるためには磁場を上昇させる必要があるが、中性粒子との拡散によって、結局は陽極へ到達する。すなわち、電子の移動度および拡散係数が、逆流電子低減の鍵となる。印加磁場によって、ある一定値までは、古典拡散といわれ、 $1/B^2$ に比例して拡散する量は小さくなるが、それ以上になると、異常拡散とよばれる $1/B$ に比例するモードに移行し、逆に電子電流は大きくなってしまい、効率の低下を招く場合がある。なおも磁場を上昇させると、電子の閉じ込めの効果が強くなりすぎ、放電を維持できず、ホールスラスタの作動は停止する。

第3の無次元量 $\eta_e$ はエネルギー効率と呼ばれ式(1.9)と定義される。

$$\eta_e \equiv \frac{eF^2}{2m_i I_b^2 V_d} \quad (1.9)$$

推力は $F = m_i n_i \langle v_{iz}^2 \rangle A$ , 放電電流は $I_b = e n_i \langle v_{iz} \rangle A$ より

$$\eta_e \equiv \frac{\frac{1}{2} m_i \langle v_{iz}^2 \rangle}{e V_d} \cdot \frac{\langle v_{iz}^2 \rangle}{\langle v_{iz} \rangle^2} \quad (1.10)$$

であり、 $\langle v_{iz}^2 \rangle = \langle v_{iz} \rangle^2$ の場合、 $V_d$ によってイオンが得られる最大エネルギーに対する実際に加速されたイオンが軸方向に持つ運動エネルギーの割合を示している。したがって、

基本的には、推進機内部に電位勾配があったときに、電位の位置で電離したかを表す指標となる。また、推進剤利用効率と無関係ではなく、推進剤利用効率が低い場合は、イオンの平均排気速度は、例えば電荷交換衝突などが理由となり低くなるため、エネルギー効率も低くなる可能性もある。

## 1.4 代替推進剤

ホールスラストには推進剤として希ガスが使用されることが多く、主に電離電圧の低いキセノンガスが使用されることが一般的である。しかし、キセノンは埋蔵量が少ないため非常に高価であり、ここ4年で価格は10倍に増大している [22]。また、年間生産量が低いため、各種業界での買い占めなどの理由によって、価格が不規則に変動する。例えば、2019年から2020年にかけては、半導体需要の伸びが主要因となり、SAMSUNG電子が128層のNANDを製造する関係上、キセノンの買い占めを行っており、中国でもこれに習って新たに国内半導体工場を設立して3DNANDの製造を開始したため、需要と供給のバランスが崩れ、価格が上昇している。また、二次的な要因として、NASAのDART計画における電気推進機の推進剤の活用が見込まれ、試験用を含めて買い占めが行われていることも、価格上昇の一因として挙げられる。

図 1-5 に示すように、静止衛星を使用した場合で、化学推進から電気推進に変えた場合その燃費の良さから推進剤質量を大幅に減らすことができるため打ち上げ費用を15億ほど削減することが可能であるが、キセノンを使用することで推進剤そのものの価格が約3.7億上昇してしまいコスト低減が限定的になっている [4]。

そのため、世界各国でキセノンに代わる代替推進剤の研究が活発にされてきた [23] [24] [25] [26] [27] [28] [29] [30] [31]。例えば、NASA Gren Research Center ではクリプトンの作動でアノード効率 28.5%、 $I_{sp}$  1200 s が確認されているが、キセノンに最適化された従来のホールスラストに他の推進剤を使用して推進性能を評価するにとどまっており、推進剤として使用できるかの判断がなされてこなかったため、実用化に至っていない。表 1-4 に各種推進剤の推進性能を示す。

表 1-4 に示す推進剤のうち、ビスマス、マグネシウム、亜鉛は固体推進剤であり、ガス化する装置が必要になるため、システムが複雑化する。アノードレイヤー型では、電子温度が高いため、酸素も推進剤として使用可能であるが、解離により、性能が低い [31]。また、ヨウ素も、原子量 129.6 と大きく、イオン化エネルギーも 10.5eV と低いた

め、研究がされているが、毒性があり扱いにくい [28]。ガス推進剤のうち安定で扱いやすく、最も安価なものはアルゴンであるが、その電離電圧の高さから電離に多くのエネルギーが消費されてしまい、高い推進性能が得られないことが分かっている [23] [25]。しかし、その分子量の小ささから電離が改善されれば、原理上比推力はキセノンよりも高くすることができるため、ホールスラストにとって魅力的な推進剤である。

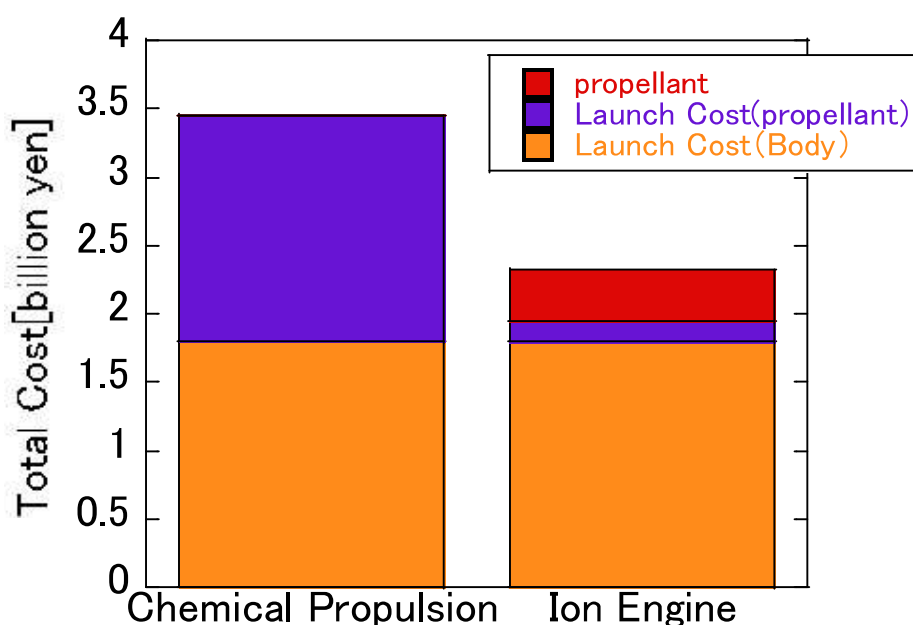


図 1-5 化学推進と電気推進のコスト比較

表 1-4 各種推進剤の性能

推進剤	Xe	Ar	Cr	Bi	Mg	Zn	O <sub>2</sub>
(物性及び価格)							
原子量	131.3	39.9	83.80	209.0	24.3	65.4	32
イオン化エネルギー, eV	12.1	15.8	14	7.3	7.64	9.4	15.1
価格, \$/kg	5000	1.3	101	9	1.8	1.8	2.6
(作動性能実績)							
放電電圧, V	300	250	250	-	300	250	350
アノード効率, %	43.6	8.95	28.5	-	22	49	9
比推力, s	1483	973	1200	-	2300	2104	1000

## 1.5 研究目的

以上のことから、代替推進剤を実用化するためにはキセノンに代わりうるかの評価法が必要であり、その上で、キセノンよりもその評価指標において上回ることを示す必要がある。そこで本研究では代替推進剤の評価方法として、輸送コストを用いることを提案する。

本論文では、まず第2章にて、輸送コストを推進機の性能、推進剤の価格などの関数として定式化した。次に第3章では、1つの性能評価用の推進機を設計・制作し、推進剤による推進機の性能の評価を行い、第2章で提案した評価指標「輸送コスト」にて評価をおこなった。その結果、後述するように、輸送コストとして代替推進剤にアルゴンを用いた場合のキセノンに対する優位性を示すには、さらなる工夫による推進機の性能向上が必要であることがわかったため、第4章では、このさらなる推進性能の向上を目指して、混合推進剤の利用と、推進機の形状最適化をおこない、その上で、輸送コストを用いて、評価を行った。

## 第2章 代替推進剤の評価方法の構築

### 2.1 代替推進剤の課題

電気推進の有用性は、搭載推進剤を減らし、打ち上げコストを削減できることのみで宣伝されているが、実際は1章で述べたとおり、推進剤自体のコストは増加している。そのため、代替推進剤の研究が活発にされているが、代替推進剤の評価方法がなく、キセノンとの優位性が不明であるため実用化がされていない。元々電気推進の有用性は、同じペイロードを搭載する場合、化学推進と比べて大幅に輸送コストを低減できることである。従って、推進剤コストも含めた輸送コストで代替推進剤も評価すべきである。そこで、本章では、他の推進剤がキセノンに対して優位性があるかどうかを検証するために評価方法を構築した。

### 2.2 輸送コストモデル

#### 2.2.1 輸送コスト

宇宙における輸送コストをモデル化し、戦略的な物資輸送を行う研究は、2000年代後半から Massachusetts Institute of Technology のグループによって行われ始めた。たとえば、宇宙空間における輸送のコストの一例としては、スペースタグと呼ばれるシステムの輸送コストが算出され、輸送戦略の有利性等が議論された [32]。これは、地球低軌道 Low-Earth-Orbit (LEO) から、地球静止軌道 Geostationary-Orbit (GEO) に物資を輸送する際、一方通行で物資を輸送するのではなく、スペースタグと呼ばれる LEO-GEO 間再使用型輸送機を用いて、物資を輸送する場合、どれだけ輸送コストがかかるのかを算出し、どのような戦略で物資を輸送すべきか議論されたものである。

この中で、宇宙における物資の輸送コストは以下のように定義されている。

$$C_{\text{total}} = C_{\text{unit}} + C_{\text{insurance}} + C_{\text{launch}} + C_{\text{prop}} + C_{\text{operation}} + D \quad (2.1)$$

ここで、 $C_{\text{total}}$ は全輸送コスト、 $C_{\text{unit}}$ は輸送機の製造コスト、 $C_{\text{insurance}}$ は保険料、 $C_{\text{launch}}$ は打ち上げコスト、 $C_{\text{prop}}$ は推進剤コスト、 $C_{\text{operation}}$ は運用コスト、 $D$ は減価償却費であ



る．この文献によれば，輸送機の製造コスト $C_{\text{unit}}$ は，NASA の宇宙機の製造費コストモデルを用いて算出し，かつ，学習曲線によって大量生産すれば，価格が落ちていくというモデルを用いて算出している．保険料の $C_{\text{insurance}}$ については，現在でも各保険会社によって保険料の算出モデルは統一されているとは言い難く，この文献中では他のコストとの割合で算出されている．打ち上げコスト $C_{\text{launch}}$ については，打ち上げ機にとってのペイロードの質量に比例する関数としており，このモデル化については，このグループ以外の他の研究事例でもよく見られる一般的な推算手法である．推進剤コスト $C_{\text{prop}}$ については，推進剤質量に比例するとしている．運用コスト $C_{\text{operation}}$ については，輸送期間と米国の当時の人件費から推算している．減価償却 $D$ については，輸送機製造コストのある一定の割合であるとしている．このスペーススタグミッションについての輸送費分析では，化学推進を想定しているため，右辺の項目それぞれの算出方法はそのまま使用することはできないが，(2.1)を他のミッションに使用することは可能である．

また，大量物資輸送にかかる輸送コストについては，中野らによって電気推進を用いた完全再使用軌道往還機（OTV）によって宇宙太陽光発電衛星（SSPS）の輸送コストを算出した例もある [2]．この文献では，宇宙太陽光発電衛星を静止軌道中に建設するミッションを想定し，そのための物資 10000 ton を輸送するのにかかるコストを算出しているものであるが，輸送コストとして考えているのは，輸送機の製造費と打ち上げ費，および推進剤コストのみであり，文献 [32]のように人件費等は含まれていないが，一方で，電気推進機を用いた際のコンポーネント等の質量まで詳細に設定されており，コストを比推力  $I_{\text{sp}}$  の関数として表すことで， $I_{\text{sp}}$  がおおよそ 2500 s で，輸送費が 1.27 兆円と最安であることという結論を得ている [2]．このため，価格，年間生産量もそうであるが， $I_{\text{sp}}$  の観点からもキセノンよりも軽いガスで，アルゴンが良いとしている．一方で，アルゴンを用いた際のホールスラストの性能を 2500 秒が出ればという理想的な仮定が置かれており，現時点で現実的な解ではない．

そこで本研究では代替推進剤を用いた場合の性能から輸送コストを評価のモデルとして，まず，式(2.1)のコストモデルを基本とすることとした．中野らの研究では運用コストが含まれないため，時間とのトレードオフ関係が見づらいためである．ただし，この中で， $C_{\text{unit}}$ ， $C_{\text{insurance}}$ ， $D$ は推進機の性能の依存性が低いと考えられ，簡単のためにこれらは省略し，推進性能が強く影響すると考えられる $C_{\text{launch}}$ ， $C_{\text{prop}}$ ， $C_{\text{operation}}$ のみを考慮し，これらの和を全輸送コストとして定義して評価指標とすることにした．

$$C_{\text{total}} = C_{\text{launch}} + C_{\text{prop}} + C_{\text{operation}} \quad (2.2)$$

以下の項では、推進剤の変更によってのコストの変動を比較できるように、この右辺の各項目が推進性能からどのように算出することにしたか、すなわち、各項目が推進性能の関数として表す方法について述べる。

### 2.2.2 打ち上げコスト

打ち上げコストは、上述の通り一般的な算出方法に習い、打ち上げ質量に比例するものとした。

$$C_{\text{launch}} = \Delta C_{\text{launch}}(m_{\text{prop}} + m_{\text{f}}) \quad (2.3)$$

ここで、 $\Delta C_{\text{launch}}$ は単位質量当たりの打ち上げ費用、 $m_{\text{prop}}$ は推進剤質量、 $m_{\text{f}}$ は宇宙空間輸送機（打ち上げ機にとってのペイロード）の乾燥質量である。

打ち上げ質量とは衛星の乾燥質量と推進剤質量の和であるが、衛星の乾燥質量にはタンク質量の質量が含まれている。タンク質量は推進剤質量によって変わるため、乾燥質量を、推進剤種に依存しない衛星本体の質量の項と推進剤種に依存するタンク質量の2つに分けて考える。

$$m_{\text{f}} = m_{\text{body}} + m_{\text{tank}} \quad (2.4)$$

ここで、 $m_{\text{body}}$ は衛星本体の質量、 $m_{\text{tank}}$ タンク質量である。このうち、タンク質量は一般的な算出方法が知られており、以下のタンク質量比から求められる [33].

$$\text{TF} = \frac{m_{\text{tank}}}{m_{\text{prop}}} = \frac{3\beta\rho RT}{2m\sigma} \quad (2.5)$$

ここで、 $\rho$ は材料の密度、 $R$ はガス定数、 $m$ は気体1モルあたりの質量、 $\sigma$ はタンク材破壊応力、 $\beta$ は安全係数である。この式は、タンクの内部にある一定の圧力で推進剤を封入した場合、タンクが破壊されないようにするのに必要なタンク厚みから求められる式である。

タンクの材質を複合材とした場合、キセノンは臨界温度が常温付近にあるため、超臨

界温度での充填が可能であり、低圧力でタンクに貯蔵することができる [33]. したがって、タンク質量は 0.08 とガスを封入する場合よりも小さい値を取ることができる. 一方で、アルゴンやクリプトンは超臨界特性が利用できないため、ガスとしてタンクに封入する必要があり、したがって構造的に高い圧力に耐える必要が出てくる. したがって、タンク係数は、アルゴンの場合、クリプトンの場合で、それぞれ 0.35, 0.17 という値が一般的に用いられる. ただし、アルゴンには極低温での充填が推奨されており、その場合のタンク質量比は 0.04 となる [34].

### 2.2.3 推進剤コスト

推進剤コストは推進剤質量に比例するものとした.

$$C_{\text{prop}} = \alpha_1 m_{\text{prop}} \quad (2.6)$$

ここで、 $\alpha_1$ は単位質量当たりの推進剤価格、 $m_{\text{prop}}$ は推進剤質量である. 推進剤質量は以下のツェルコフスキーのロケット方程式から求められる.

$$m_{\text{prop}} = m_f \left[ \exp \left( \frac{\Delta V}{g I_{\text{sp}}} \right) - 1 \right] \quad (2.7)$$

ここで、 $\Delta V$ は軌道変更時の速度増分、 $g$ は重力加速度、 $I_{\text{sp}}$ は比推力である. 電気推進を用いる場合、電気推進は推進機の加速度が重力加速度よりも極めて小さいため、インパルス的に推力を与える化学推進とは異なり、スパイラル軌道を用いる. 電気推進の場合、Edelbaum の式から軌道間に $\Delta i$ の傾きを持つ円軌道の移行に必要な $\Delta V$ は以下のように与えられている [35].

$$\Delta V = \sqrt{V_{\text{LEO}}^2 - 2V_{\text{LEO}}V_{\text{GEO}} \cos \frac{\pi}{2} \Delta i + V_{\text{GEO}}^2} \quad (2.8)$$

ここで、 $V_{\text{LEO}}$ は低軌道での速度、 $V_{\text{GEO}}$ は静止軌道での速度である.

### 2.2.4 運用コスト

運用コストは、軌道遷移時間に比例するものとした.

$$C_{\text{operation}} = \alpha_2 \Delta t \quad (2.9)$$

$\alpha_2$ は単位時間当たりの人件費， $\Delta t$ は軌道遷移時間である．

ホールスラストは，出力  $P$  を改定することで式(2.10)より質量流量が求まり，式(2.11)から運用時間 $\Delta t$ が求まる．

$$\dot{m} = \frac{2\eta_t P}{g^2 I_{sp}^2} \quad (2.10)$$

$$\Delta t = \frac{m_{\text{prop}}}{\dot{m}} \quad (2.11)$$

### 2.3 コスト算出モデルの妥当性

上述の通り，コストのモデル化を行ったが，その妥当性について，ここで述べる．

まず，打ち上げコストについては，上述の通り，様々な推算においても，打ち上げ質量あたりの打ち上げ価格として，一定値がとられ，比例するという仮定が置かれる．本モデルでも，それを踏襲している．ただし，打ち上げ質量中のシステムの質量の算出方法については，上述の先行研究などによってもそれぞれ独自のものであるため，本研究では，実際のミッションで使われた経験のある値，すなわち，Boeing社の全電化衛星702SPにおける乾燥質量を値として用いることとし，妥当性を担保している．これが特殊ではないものであることは，NASAのJet Propulsion Laboratoryのグループにおける検討 [36]電気推進機に輸送機システム（乾燥重量）についての質量とコストの値が示されており，コスト計算条件としては後出の表 2-1 に示された通りの値を用いると，ほぼコストの値が一致した．

次に，運用コストについてである．これは，MITのグループの文献での算出方法と同じである．時間給であることを想定すれば，一般に人件費を算出するに広く使われている考え方である．

最後に，推進剤コストである．これも推進剤の量に比例するのは，ごく一般的な考え方と言えるであろう．ただし，商習慣として，大量の商品の一括購入等によって割引がなされる場合もあり，それは現時点では理論にそぐわないものであると考えられるため，本モデルでもそこまでは考慮に入れられてはいない．

## 2.4 各推進剤における全コスト算出

輸送コストの計算を行うための計算条件を表 2-1 に示す。LEO までの軌道投入にはスペース X の中型ロケットである Falcon9 を想定した。乾燥質量はボーイングの 702SP と同様と想定し、投入電力は RAJIN の 5kW ホールスラスタを 2 台搭載することを想定した。LEO から GEO までの軌道遷移時はクリティカル運用期間となるため数人で衛星の状態監視からコマンド運用まで人員配置が必要となる。必要人数は 2 人とした [37] [38]。

この条件を使用して、第 1 章で示した先行研究での各推進剤を使用した場合の推進性能から輸送コストを算出したものを表 2-2 にまとめる。この表に示す通り、キセノンでは 17.0 億円、アルゴンでは 23.6 億円、クリプトンでは 13.7 億円となった。したがって、現時点ではクリプトンを用いるほうが輸送費の面から評価すると最も有利であることがわかる。しかしながら、推進機の性能としてはキセノンのほうが高いために、予算度外視で開発が行われている例といえる。

さて、一方で、アルゴンは推進剤自体は安価であるが、キセノンよりも輸送費が高くなってしまっている。内訳をみると、当然推進剤価格自体は、キセノンに比べて圧倒的に低いが、打ち上げコストで約 7 億円程度、運用コストにおいては、約 5.5 億円程度高くなってしまっている。

打ち上げコストの価格がキセノンよりも高くなる理由は、アルゴンではより多くの質量の推進剤を搭載する必要があるためである。すなわち、 $I_{sp}$  が先行研究のモデルにおける想定とは異なり 2500 s も出ないため、所定の速度増分  $\Delta V$  を得るためには、キセノンよりも多くの質量のガスを持っていく必要が出てしまうのである。このガスの質量の増大は、タンクの重量の増大をも招き、結果としてキセノンよりも打ち上げ重量が増加してしまうのである。

運用コストについては、推進効率が低いため、起動遷移時間（運用時間）が長くなることになる。式(2.10)および(2.11)のみを見ると、 $I_{sp}$  が低いと運用時間が短くなるように見えるが、実際は  $m_{prop}$  の値が、 $I_{sp}$  の低下によって指数関数的に増大するため、運用時間は長くなってしまっている。

以上から分かる通り、最適化されたホールスラスタでは推進効率  $\eta_t$  および  $I_{sp}$  の 2 種類の推進性能が低いと、コストの増大を招いている事がわかる。これは、ひとえにアルゴンのほうが電離電圧が高いためであると簡単に想像されうるものであり、避けられない面も一部あるとは考えられるものの、一方で、ホールスラスタは、1.3.4 にて示した開

発の歴史上、キセノンに最適化された形状をしており、アルゴンを始めとするその他の推進剤をそのまま使用したところで、高効率は望めない一面も存在すると考えられる。

何れにせよ、代替推進剤を用いる上では、「電離の促進」と「形状の最適化」により、性能の向上がコスト削減に向けて不可欠であるといえる。

表 2-1 コスト計算条件

パラメータ	値
速度増分, km/s[4]	5989
乾燥質量 (タンク除く) , kg[4]	2272
投入電力, kW	20
運用人数, 人	2
打ち上げ費用(LEO), 億/kg[2]	2.9
人件費, 円/hour[28]	9000
Xenon 単価, 円/kg[6]	550,000
Argon 単価, 円/kg	495
Krypton 単価, 円/kg[9]	11,110

表 2-2 各推進剤における輸送コストとその内訳

推進剤	キセノン	アルゴン	クリプトン
推進剤コスト, 億円	6.11	0.01	0.2
打ち上げコスト, 億円	9.6	16.9	11.6
運用コスト, 億円	1.32	6.75	1.91
合計輸送コスト, 億円	17.0	23.6	13.7

## 第3章 性能評価用ホールスラスタ

前章にて述べたとおり，代替推進剤を実用化するためには，コストの低減を示す必要があり，そのためには，推進効率と $I_{sp}$ の改善が不可欠であることがわかった．特に，キセノンよりも安価な代替推進剤を考えると，電離電圧がキセノンよりも高いため，いかに電離を促進する工夫をするかが，性能上昇へのキーとなると考えられる．

ただし，その他の要因の可能性を否定できるものではなく，これらの分析もするには，実験的手法に頼らなくてはならない．また，過去の研究において，代替推進剤における各種性能の分析が行われたことはない．

そこで，まずは一般的なホールスラスタおよび性能評価装置の設計・制作を行い，代替推進剤としてアルゴンを選択し，各種効率がどの程度異なるのか分析することとした．

### 3.1 概要設計

性能評価試験に使用するホールスラスタとして，加速チャンネル中心の直径が 38 mm のアノードレイヤ型ホールスラスタの設計を行った．このスラスタのサイズはロシアのアノードレイヤ型ホールスラスタのモデルである D38 とほぼ同等である．このサイズを選択した理由は主に2つある．1つは，現有の装置上の制約である．電気推進機の試験は真空チャンバ内で宇宙環境を模擬して行われるが，真空チャンバの大きさと真空ポンプの排気性能，推進機から流されるガスの流量の釣り合いによって，真空チャンバ内の圧力がきまる．一般的に，電気推進機の試験環境としては，真空チャンバ内圧力（背圧）が低いことが求められ，基準としては，推進機内部の推進剤圧力に対して，背圧がオーダーとして2桁程度小さいことが望ましい．これは，背圧が高くなると，背景粒子が推進機内部に戻ることによって推進剤として使用されてしまうため，水力等の性能が実際（宇宙空間の高真空での使用時）に比べて，過大に評価されてしまうためである．もう一つの理由は，D38 というベンチマークとなる推進機が存在するため，設計・制作した推進機が，世の中にある一般的なホールスラスタと同程度の性能を出せるものであるか，評価ができる点にある．一般よりも性能の悪いものの試験をしても，その試験結果に一般性が持たせられないため，汎用性に乏しい結果となることを避けるためである．なお，ホールスラスタは一般的に，内部の物理現象は大きさによって変わることはないため，その試験装置にあったスケールの推進機を用いて試験をすればよく，その結果は一般性を失わない．

さて、その D38 の推進性能を表 3-1 に示す [39]。概ねこれと比較しうる推進機の設計をおこなった。加速チャンネルは内径 31 mm、径 45 mm、軸方向長さ 3 mm であり、壁面はカソード電位に保たれた SUS304 製ガードリングである。アノードは無酸素銅製であり、アノードの厚みは 1 mm、幅 3 mm である。チャンネル内に半径方向磁場を印加するための磁気回路は、中心に 1 本と外部に 3 本の電磁軟鉄製の鉄心に巻かれたソレノイドコイルから構成される。ソレノイドコイルは、セラミック絶縁線 CEW の径 0.8 mm のものを使用した。アノード電位部材とカソード電位部材との絶縁には BN を使用した。また、過去の研究よりアノード内に磁場が入ることによって放電振動が起こることが分かっている。本ホールスラストはアノード内部に磁場が入り込むのを防ぐため、アノード周りに磁気シールドを設けてある [40]。磁気シールドとアノードの間には BN の絶縁体を使用した。上面および下面のプレートは電磁軟鉄製である。推進剤は背面プレートの 2 つのポートを通して周方向に均一化された後、アノード部に供給される。図 3-1 に設計したホールスラストの断面図を示す。

表 3-1 D38 推進性能 [39]

Parameter	Value
System Power,W	766
Anode flow rate,mg/s	2.36
Cathode flow rate,mg/s	0.236
Thrust,mN	45.8
$I_{sp}$ , s	1800
Thruster Efficiency	0.52



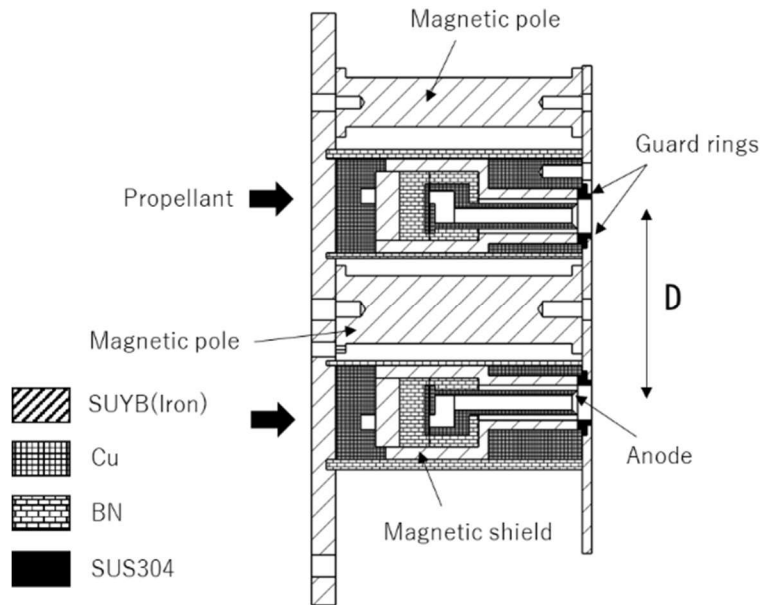


図 3-1 筑波大学アノードレイヤ型ホールスラスタ

### 3.2 磁場設計

加速チャンネル部に最大で 40mT の磁束密度を印加できるように、磁場設計を行う必要がある。全面プレート、中心コア、背面プレート、外部コアからなる磁気回路の等価回路を図 3-2 に示す。磁場設計はまず、式(3.1)～式(3.3)によって概算し、その後磁場解析ソフトを用いて解析を行い決定した。磁場解析には磁場解析ソフト FEMM を使用した。

解析結果を図 3-3 に示す。 $\varphi$  は磁束で磁束密度  $B$  と断面積  $S$  の積で求められる。 $V_{m1}$  は中心コアの磁位差、 $V_{m2}$  は外部コイルの磁位差を示している。この磁位差は起磁力と呼ばれ、式(3.1)から求められる。コイルの巻き数が多いほどまた、コイルに流す電流が大きいほど起磁力は大きくなる。

$$V_m = NI \tag{3.1}$$

磁気回路の磁気抵抗  $R$  は磁路の長さ  $l$  に比例し、磁路の断面積  $S$  に反比例する。 $\mu$  は鉄心の透磁率で、単位は [H/m] である。

$$R_m = \frac{l}{\mu S} [\text{H}^{-1}] \quad (3.2)$$

以上より、ホールスラストの磁気回路は以下の式とした。本実験で使用するホールスラストは中心コイル1本と外部コイル3本で構成されているため、等価回路は中心コイル1本と外部コイル1本、磁束が通る上面プレートと下面プレートは1/3とした。解析は、中心コイルに対して線対称で行うため、外部コイルの鉄心は等価面積の円柱に模擬して行った。

$$V_{m1} - R_{m0}\varphi - \frac{(R_{m1} + R_{m2} + R_{m3})\varphi}{3} - V_{m2} \quad (3.3)$$

解析結果より、内部コイルを80巻き、外部コイルにそれぞれ64巻きとすることで、電流を4A流した際にチャンネルに40mT印加できることが分かった。図3-4に陽極内磁束密度分布を示す。

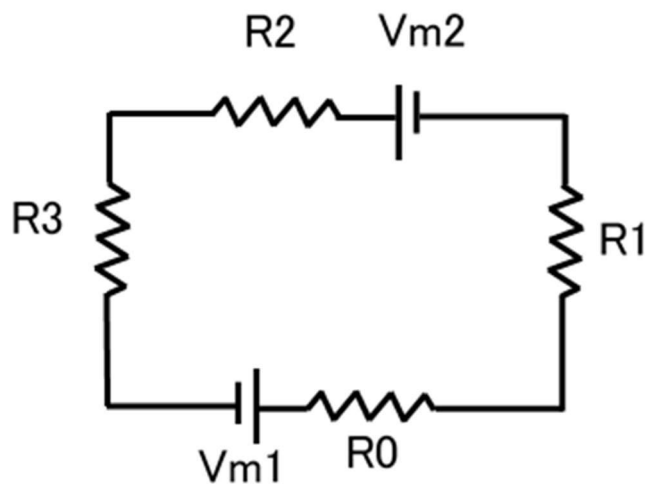


図 3-2 ホールスラスト等価回路

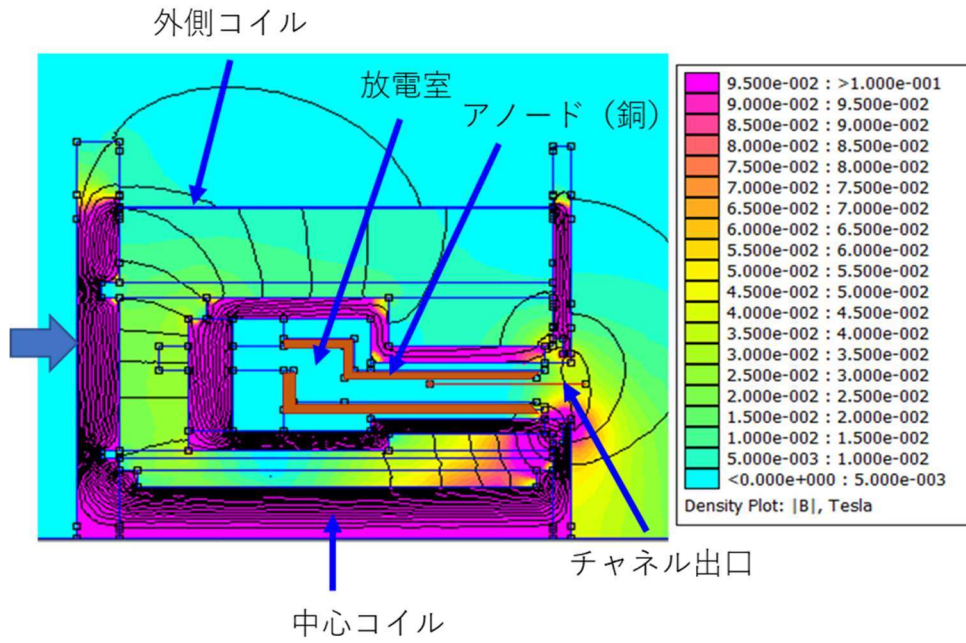


図 3-3 FEMM による磁場解析結果

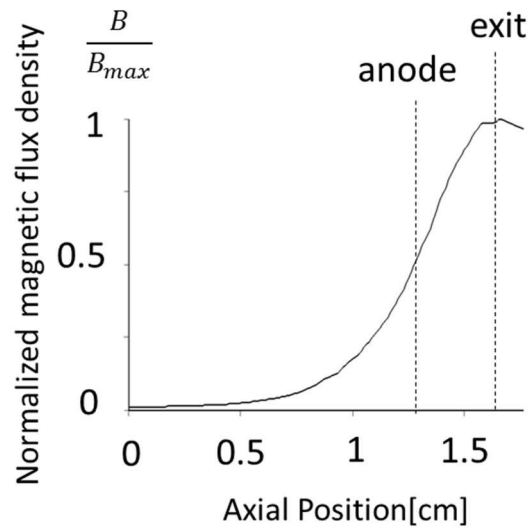


図 3-4 陽極内磁束密度分布

### 3.3 熱設計

ソレノイドコイルはキュリー温度を超えると強磁性を失うため磁場を印加することができなくなる。また、ホールスラストの細動によってアノードが溶けないことを確認する必要がある。そのため、熱解析を行いコイル部の温度がキュリー温度以下であることの確認を行った。

解析には磁場解析と同様 FEMM を使用した。ホールスラストのアノード内部にはキセノンガスを充填し、ホールスラストの外部は真空と仮定した。しかし、ソフトウェアの制約上、熱伝導率が 0 であると解析ができないため、真空部分の熱伝導率を  $0.001 \text{ W/m} \cdot \text{K}$  とした。境界条件は実際のチャンバ内を模擬して、 $300 \text{ K}$  とした。ホールスラストに投入した電力は  $800 \text{ W}$  で、放電はチャンネル付近で起こるため、アノード先端から  $10 \text{ mm}$  の範囲に印加した。

解析結果を図 3-5 に示す。結果より、コイル部の温度は最大で  $850 \text{ K}$  であり、鉄のキュリー温度  $1043 \text{ K}$  以下であった。また、アノードに関しても最大で  $960 \text{ K}$  であり、銅の融点である  $1358 \text{ K}$  には達しないため問題ないことを確認した。

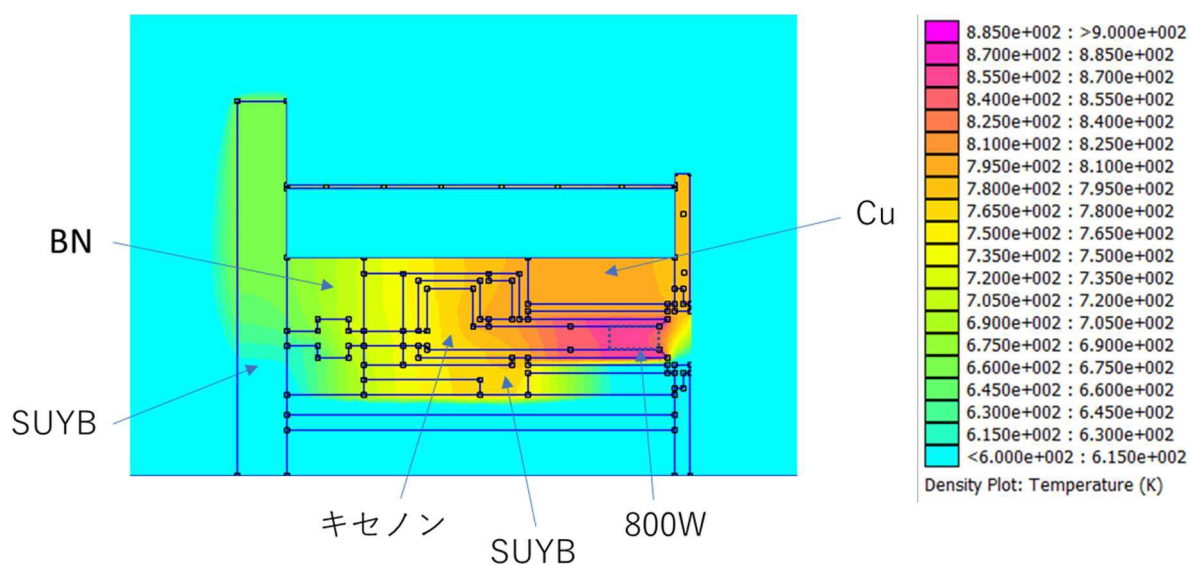


図 3-5 FEMM による熱解析結果

### 3.4 性能評価試験

以上の通り設計・制作したホールスラストについて、他のスラストとの性能差がないことを示すために、検証試験を行った。以下にその条件と試験設備について述べる。

#### 実験条件

表 3-2 に実験条件を示す。推進剤としては、キセノンとアルゴンを用いた。どちらも 27.8 sccm の流量とした。後述するが、このうちキセノンを用いた場合について、Tsnimash の D38 と性能の比較検証を行い、アルゴンの結果については、各種効率の分析を行うのに使用した。放電電圧は 200 V に固定し、加速チャンネルに印加する磁場は 10 ~60 mT の間で、アノード効率が最大になる値を取った。

表 3-2 実験条件

パラメータ	値
放電電圧,V	200
最大磁場,mT	10~60
推進剤	アルゴン,キセノン
体積流量,sccm	27.9

#### 3.4.1 実験装置

##### 真空系

真空環境を模擬するため図 3-6 に示す直径 1 m、長さ 1 m のステンレス製円筒型真空チャンバを使用した。真空排気系はロータリーポンプ(檜山工業製, KR-1800¥, 排気速度 1500 L/min)1 台, ターボ分子ポンプ(SHIMAZU 製, TMP-V3304LM/LMC, 排気速度 3000 L/s)1 台により構成される。大気圧から 7 Pa まではロータリーポンプを使用し, 7 Pa 以下ではターボ分子ポンプを使用した。真空度の測定には大気圧 $\sim 1.3 \times 10^{-1}$  Pa ではピラニ真空計(大亜真空株式会社製, PT-4P, 測定範囲  $1.3 \times 10^{-1} \sim 1.3 \times 10^2$  Pa)を使用し,  $1.3 \times 10^{-1}$  Pa 以下では電離真空計(VISTA 株式会社製, CC-10, 測定範囲  $1.0 \times 10^{-7} \times 1.0 \times 10^5$  Pa)を使用した。電離真空計は、雰囲気ガスを電離させ、そのイオン電流から圧力を計測する真空系である。そのため使用するガスによって感度校正を行う必要がある。本研究室の電離真空計は窒素換算値に設定されているため、表示値をそれぞれのガスの比感度係数で割ることで感度校正を行った。比感度係数はアルゴンガスで 1.34, キセノンガスで 2.5 を使用した。

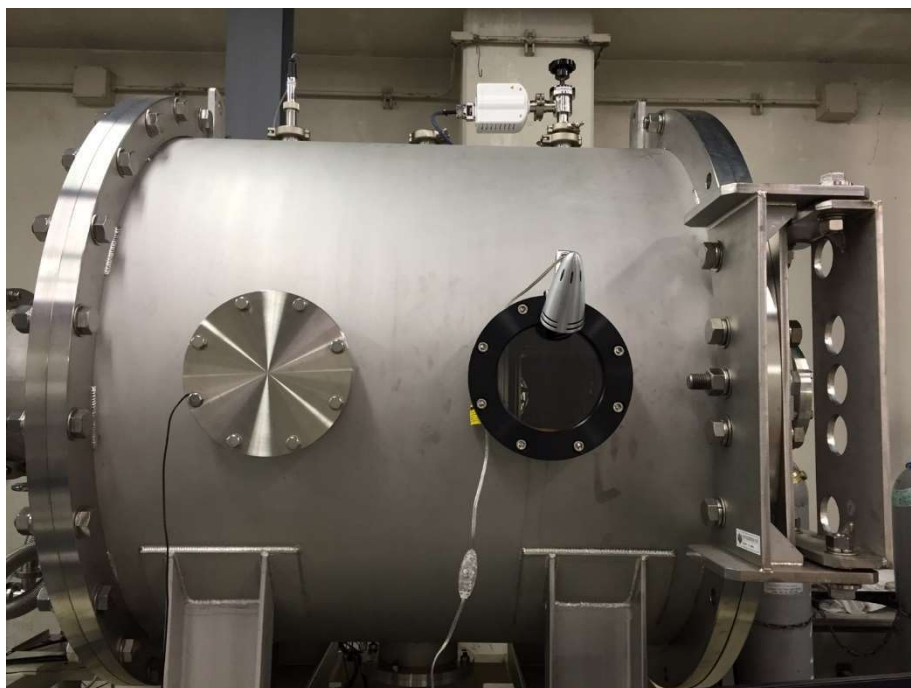


図 3-6 真空チャンバ



図 3-7 ロータリーポンプ

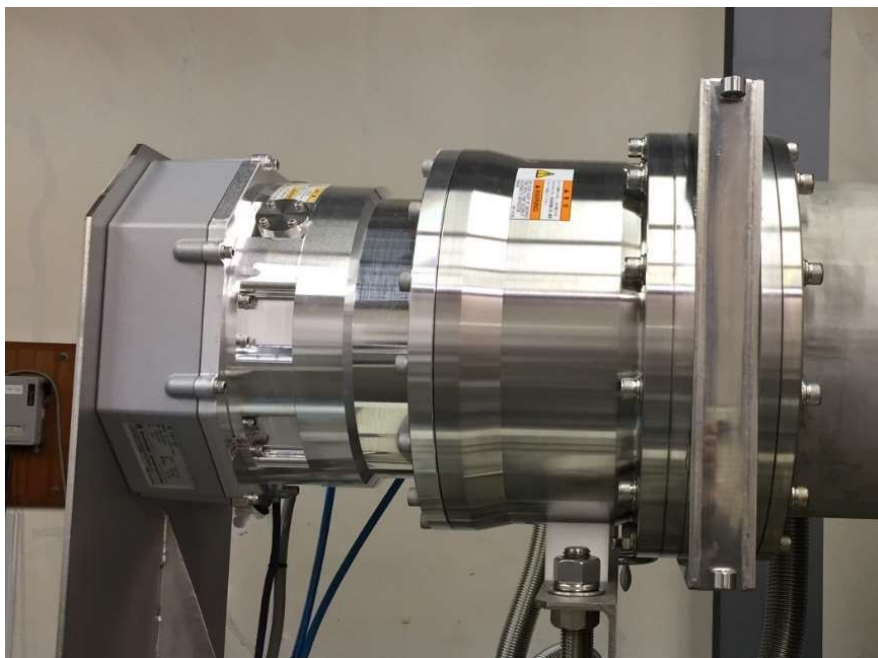


図 3-8 ターボ分子ポンプ

## 電源系

図 3-9 に電気回路の概略図を示す。放電電流はスラストアノードと主放電電源の正極との間でオシロスコープ（YOKOGAWA 製 DL708）を用いて測定した。イオンビーム電流は正極をカソード電位にし，負極に-20 V を印加することによって計測した。スラストへの電力供給はフランジの導入端子を用いた。

本実験に用いた電源の定格を表 3-3 に示す。

表 3-3 電源定格

用途	型番	メーカー	定格
主放電	HX0500-12M2F	高砂製作所	500V-12A
磁気回路コイル	ZX-400L	高砂製作所	80V 40A
ホローカソードキーパ	PRK600-2.7	Matsusada	600V-2.7A
イオンコレクタ	PAM160-12	菊水電子	160V-12A

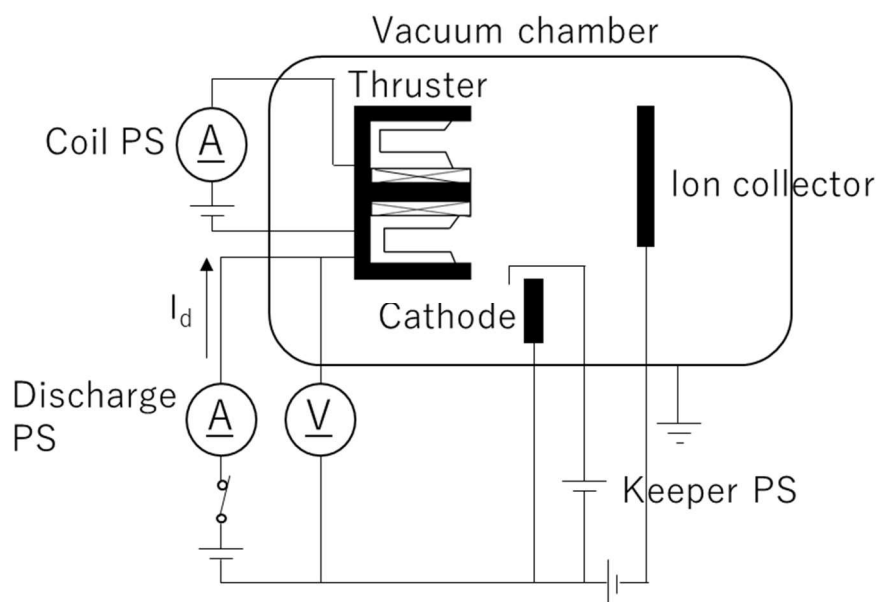


図 3-9 電気回路概略図





図 3-10 オシロスコープ



(a)主電源



(b)キーパー電源



(c)コイル電源



(d)フィラメントカソード電源



(e)イオン電流計測電源

図 3-11 電源

## 推進剤供給系

推進剤はスラスタ本体およびホローカソードで供給される。スラスタ本体へはスラスタ背面の2つのポートから供給されアノードを経て加速チャンネルに至る。流量はマスフローコントローラ(アルゴンガス：Fujikin 製，FOST1005LC-4F2-F01-XE，図 3-12，キセノンガス：Kofloc 製，MODEL8500，図 3-13)によって調整され，1/4 インチ SUS 管を通してチャンバ内に導入される。マスフローコントローラはスラスタ本体用が最大流量 50 sccm，ホローカソード用が最大流量 50 sccm であり，精度はフルスケールに対し±1%である。推進剤には純度 99.999%のキセノンガスおよびアルゴンガスを使用した。



図 3-12 マスフローコントローラ(アルゴン)

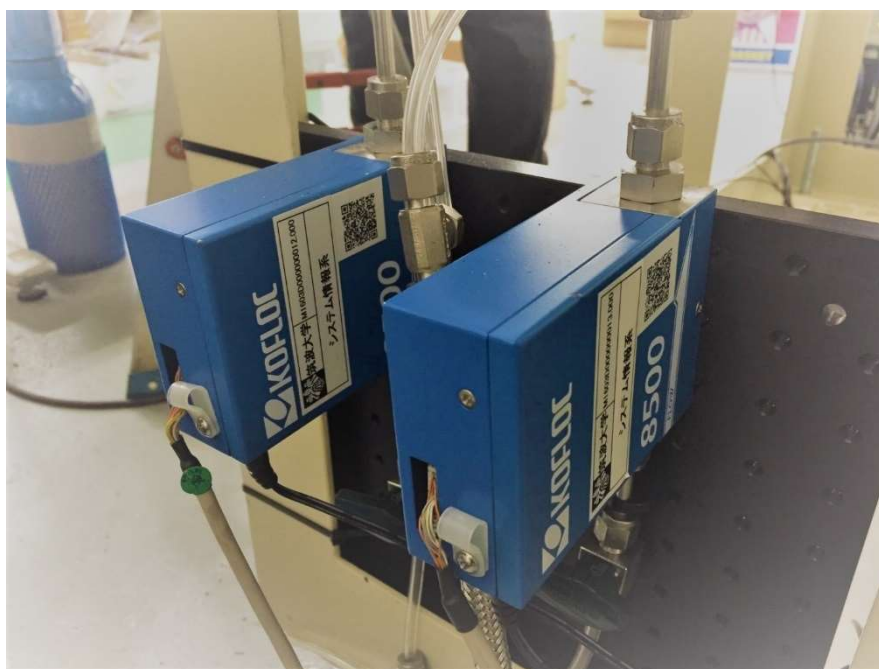


図 3-13 マスフローコントローラ(キセノン)

### 次元推力測定器

一般に電気推進は、推力が非常に小さいため、化学推進で用いられているロードセルを使用することは困難である [41]. 従って、推力によって発生する振子の振れをギャップセンサで検知することで推力を測定する方法がとられている. 吊下振子型はその構造が単純であるため、一般的に使用されているスラストスタンドであり、倒立振子型は比較的大きな実験系で使用されることが多い. 図 3-14 に本実験で使用したスラストスタンドを示す. 本スラストスタンドは振り子式構造であり、振り子下部にセンサーターゲット、台座に LED センサー(OMRON 製, Z4D-F04A, 分解能  $5\ \mu\text{m}$  以下, 応答速度  $5\ \text{ms}$  以下)が設置されている.

接点はナイフエッジ構造になっており、軸方向に対して 1 次元推力測定が可能である. 推力測定は台座と振り子の相対変位を測定することにより行われる.

スラストスタンドは試験前に推力校正を行う必要がある. 校正を行ったのち、得られた値から推力を見積もることで推力の計測を行う. 推力校正は図 3-15 に示すようにスラストに糸で分銅を付け、電動アクチュエータ(SUS 株式会社製, XA-50H-500)で分銅を上下させることにより荷重をかけることにより行った. 校正の結果は図 3-16 に示すように荷重に対し、変位が線形に変化していることを確認した.

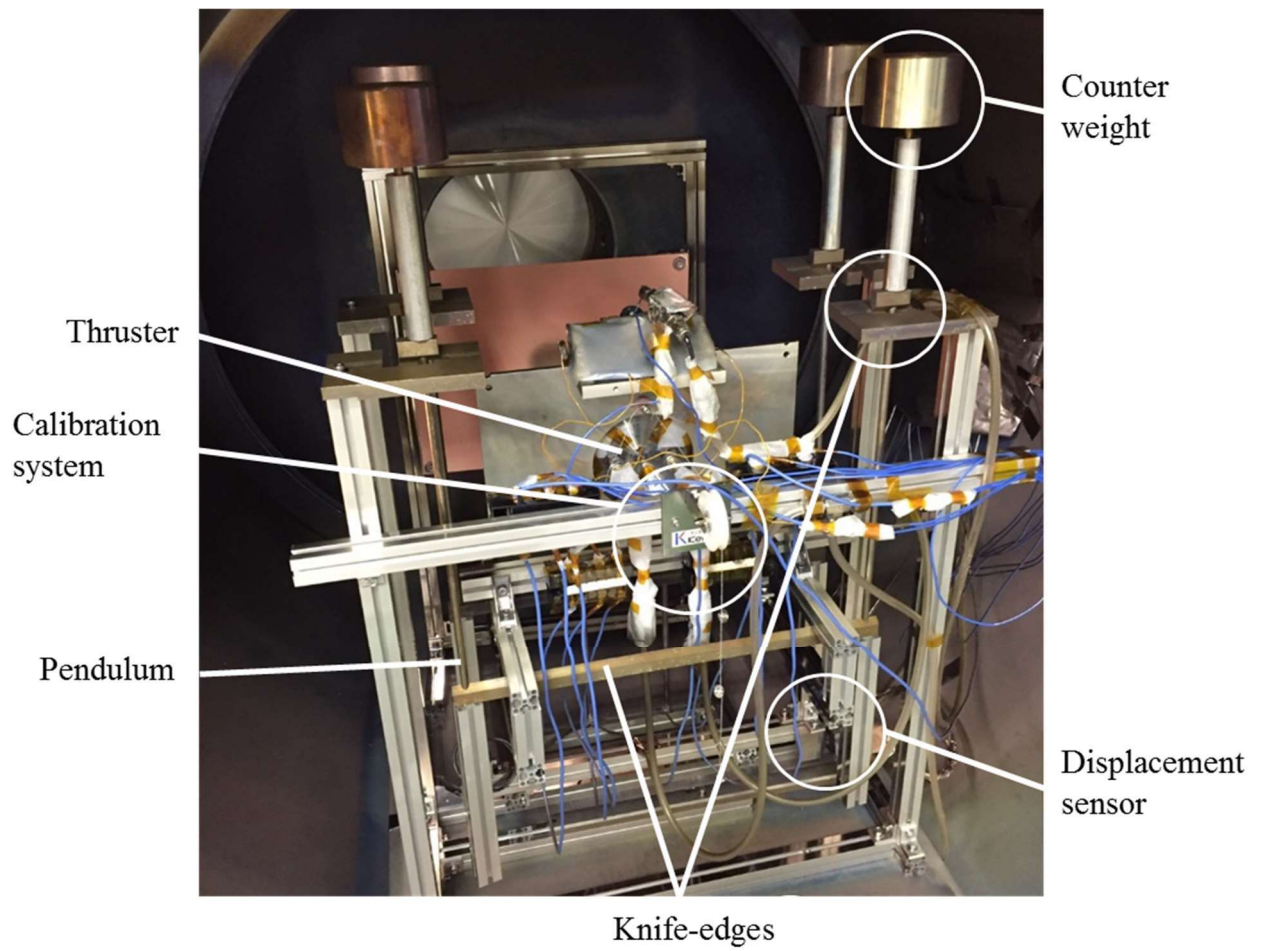


図 3-14 1次元スラストスタンド

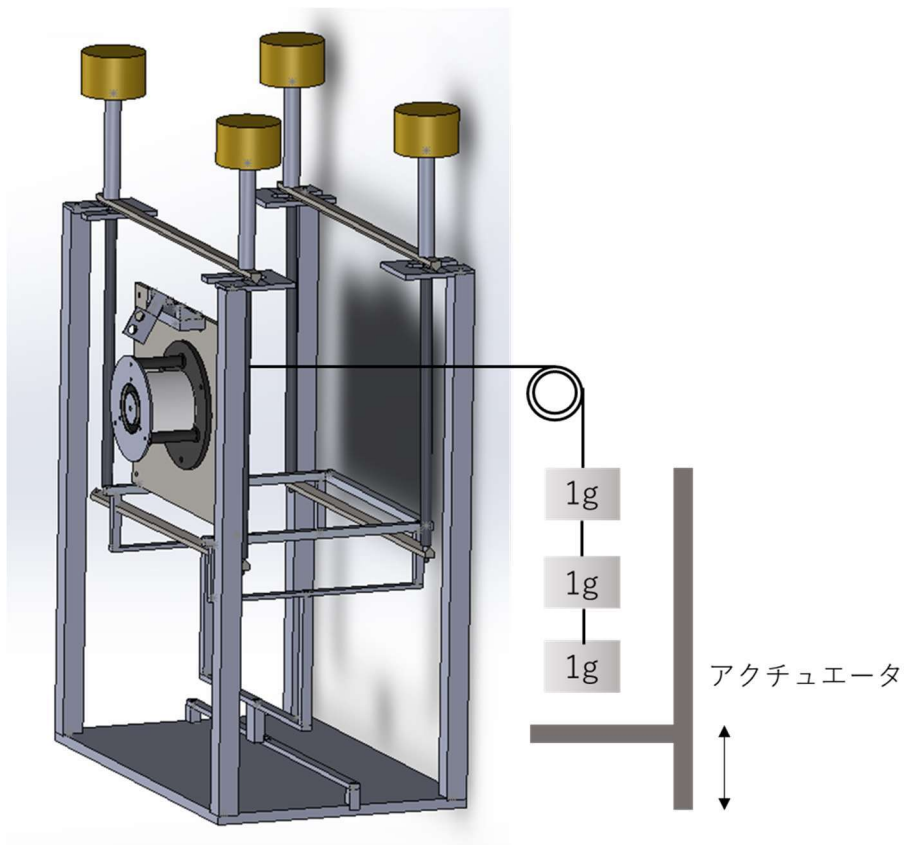


図 3-15 1次元推力校正

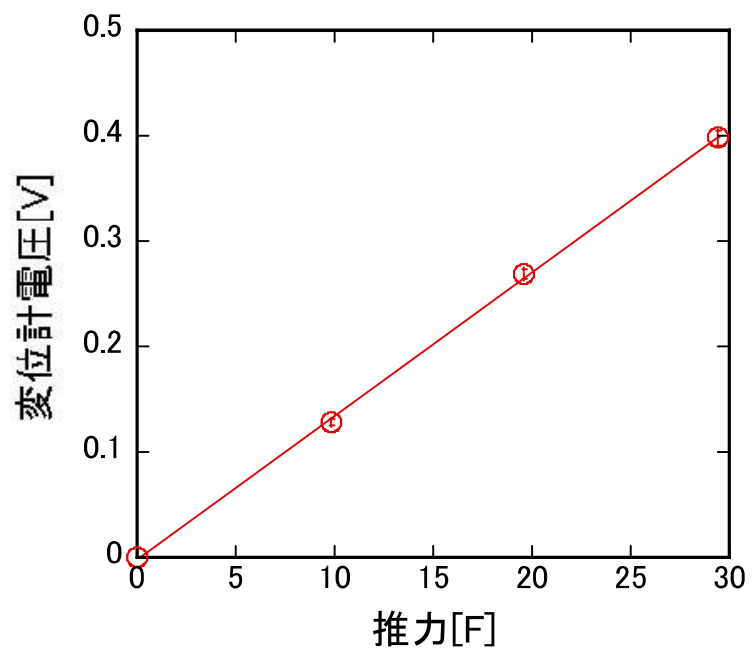


図 3-16 1次元推力校正結果

## ホローカソード

ホールスラストの電子源として、本研究ではホローカソードとフィラメントカソードを用いた。ホローカソードは寿命が 1000 時間以上と長く、フィラメント材料によるコンタミがなく、フィラメントと比較して消費電力が小さいことから電子源として有用である [42]。本実験に使用したホローカソードは Intlvac 製 HOLLOW CATHODE ELECTRON SOURCE (HCES) (図 3-18)である。

一般的な電子源について、図 3-17 にホローカソード内部の模式図を示す。[43]まず、構成要素としては、大きく 3 つあり、電子放出部（カソード部）、ヒーター、キーパーである。電子放出部は、電子放出を担う部分であり、大電流の電子電流を引き出すために、主に熱電子放出による電子放出機構を採用している。ヒーターはその熱電子放出を促すために電子放出部を加熱するためのものである。キーパーはその電子を電子源の外部に放出するため、電子放出部に比べて正の電圧が印加される。これらの電子源においては、電子放出部は中空（円管）となっており、その中へプラズマ生成ならびに維持用の推進剤を流す。このため、電子源内部の電子は、この推進剤と衝突して電離させるはたらきをするため、その電子温度は、推進機としての主放電のプラズマの電子温度よりも低く抑えられる。従って、電子放出材表面に形成されるシース電圧が低く、電子放出材へ衝突するイオンのエネルギーが低く抑えられる。これが、中空状電子源がフィラメント電極や MPD の棒状陰極よりも長寿命である理由となる [43]。

本実験では、キーパーに最初に着火（絶縁破壊）を促すために 600 V を印加しておき、着火後、放電を維持するためにキーパー-カソードボディ間で 1 A 流れるように設定した。

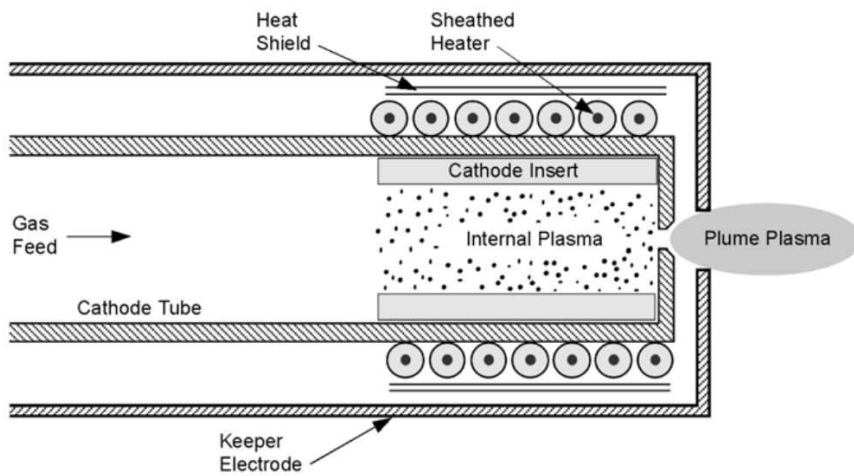


図 3-17 ホローカソード模式図



図 3-18 ホローカソード写真

### フィラメントカソード

フィラメントカソードはフィラメントに電流を流し、そのジュール熱によってフィラメントを加熱し、熱電子を放出する [43] [44]。実験に使用したフィラメントカソードを図 3-19 に示す。実験で使用したフィラメントは  $\phi 0.2 \text{ mm}$  のタングステン線 3 本で



ある．電子の放出を促進するためにトリプルカーボネイトをフィラメント表面に塗布した．フィラメントカソードは 15 A 20 V で作動させた．

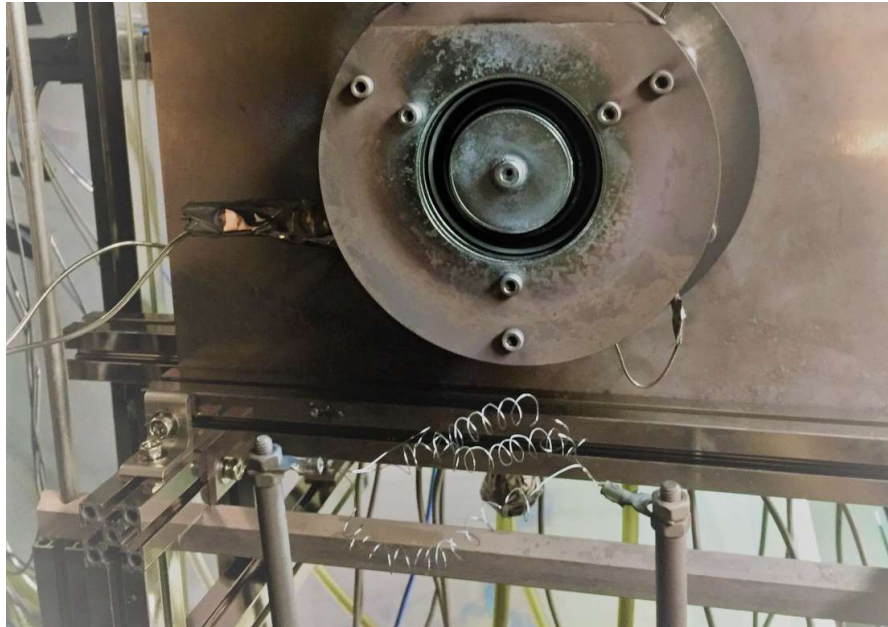
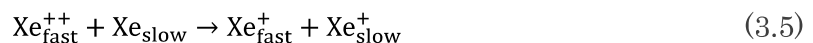
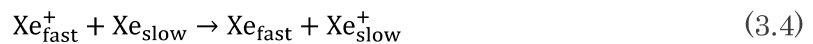


図 3-19 フィラメントカソード写真

### イオンコレクタ

イオンビーム電流の測定を行うため、イオンコレクタを使用した．概略図を図 3-20 に示す．銅板は 300×225 mm のものを使用し、スラストから 250 mm 後方に設置した．電位は、接地電位に対して -20 V に保ち、イオンのみを捕集する．コレクタを 250 mm 下流に設置したため、CEX（電荷交換衝突）によるイオンビームの減衰が生じる．そのため補正を行う必要がある [42]．CEX とは高速のイオンが低速の中性粒子と衝突し、運動量は交換せず、電荷のみを交換し、低速のイオンと高速の中性粒子になる反応である．



CEX による減衰は以下の式で与えられる．

$$J_z = J_0 \exp\left(-\frac{z}{\lambda_{\text{cex}}}\right) = J_0 \exp(-n_b \sigma_{\text{cex}} z) \quad (3.6)$$

$J_0$ は元の電流で,  $J_z$ は距離  $z$  だけ進んだ位置での電流値である.  $\lambda_{cex}$ は CEX 平均自由行程で  $n_0\sigma_{cex}$ は CEX 衝突断面積,  $n_b$ はバックグラウンドの中性粒子密度である. キセノンの  $\sigma_{cex}$ は

$$\sigma_{cex} = (-0.8821 \ln C_r + 15.1262)^2 \times 10^{-20} \quad (3.7)$$

で近似される [42].  $C_r$ は相対速度である.

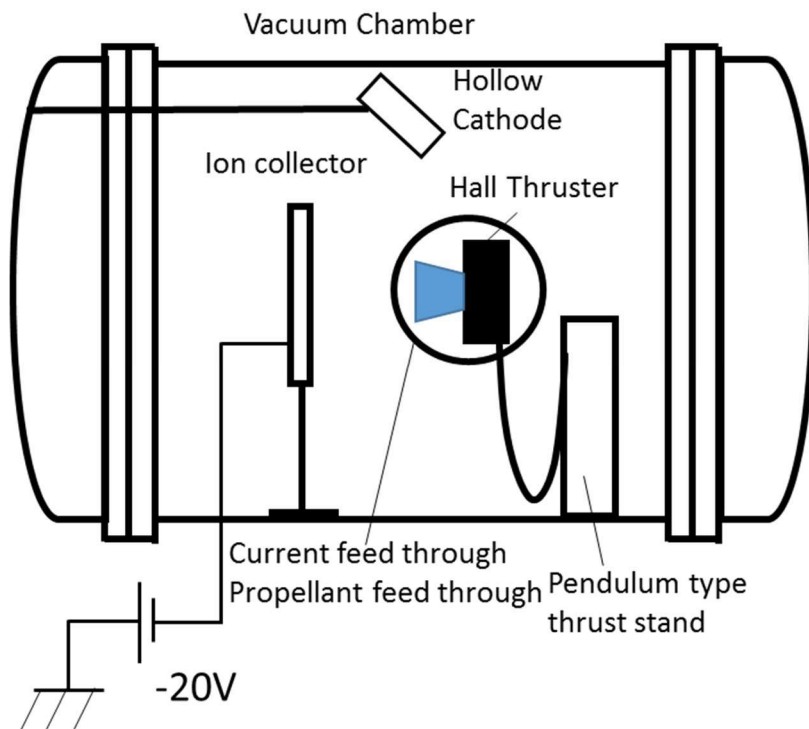


図 3-20 イオンコレクタ概略

設計したホールスラスタを用いて, 推進性能評価を行った. その結果を表 3-4 に作動時のホールスラスタを図 3-21 に示す. 表 3-2 より Tsniimash 製のホールスラスタと比較して比推力およびアノード効率が低くなっているが, これは Tsniimash が放電電圧を 300 V で作動させているのに対し, 筑波大学では 200 V で作動させたためである.

排気速度は以下の式から求められるため、

$$v_i = \sqrt{\frac{2qV_b}{M}} \quad (3.8)$$

筑波大学製を 300V で作動させた場合の比推力を計算すると 1795 s となり、結果はほぼ一致している。ここで、 $v_i$ はイオンの速度、 $q$ は粒子の電荷、 $V_b$ は印加電圧、 $M$ はイオンの質量である。質量流量も Tsniimash が 2.36 mg に対して、筑波大学は 2.72 mg であった。また、666W での作動時に銅の融解は起こらず、磁場も正常に印加された。以上より、設計したホールスラストは一般性を持つと言える。

表 3-4 推進性能評価結果

パラメータ	Tsniimash	筑波大学
投入電力,W	766	666
放電電圧,V	300	200
放電電流,A	2.52	3.33
質量流量,mg/s	2.36	2.72
推力,mN	45.8	39.1
比推力,s	1790	1466
アノード効率	0.51	0.42

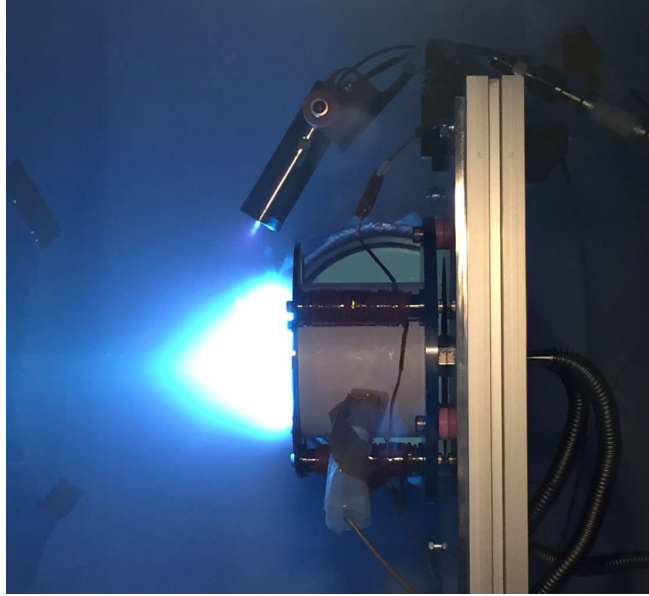


図 3-21 作動時ホールスラスタ

### 3.4.2 アルゴンとキセノンを用いた際の各種効率の比較

アルゴンとキセノンを用いた際の各種効率を比較したものを表 3-5 に示す. アノード効率はキセノンが約 40% であるのに対し, アルゴンはわずか 4.4% 程度である. これに伴い,  $I_{sp}$  もキセノンの 1406 s に対して, アルゴンでは 482 s にとどまった.

この推進効率低下の主要因は, アルゴンの推進剤利用効率の低さである. 前述の通り, 推進剤利用効率は, 投入推進剤流束に対する引き出しイオンビームの流束であり, 電離の指標である. キセノンの一価の電離エネルギーは 12.1 eV であるのに対して, アルゴンの一価の電離エネルギーは 15.8 eV であり, アルゴンの場合は, 1 回の電離により多くのエネルギーが必要となってしまうため, 電離の量が少ないのである.

ただし, 電離のみならず, その他の効率についてもアルゴンを用いた場合のほうが低いことがわかる. エネルギー効率はキセノンの場合 82% 程度であるが, アルゴンでは 49% 程度である. エネルギー効率は, 電場のエネルギーがどれだけ加速に用いられたかを示しており, アルゴンのほうがより電位の低い位置, すなわち, より下流の方で電離している事が示唆される. これは, キセノンに対する電子の衝突断面積よりも, アルゴンに対する電子の断面積がのほうが 1/6 程度と小さく, アルゴン推進剤の場合は, キセノン推進剤の場合に比べて, 放電室内の磁場印加領域において, なかなか電子が上流まで拡散しにくい傾向にあり, 下流部分でのみ電離衝突が起き, また, それによって電子温度が下がってしまうため, 下流領域でのみ電離が起きやすいのだと考えられる. 実際, キセノンの場合は, 印加磁場が 60mT 程度まで増加させても放電は維持されるが, アル

ゴンの場合は印加磁場は 10mT 前後で電子拡散量が放電維持に不十分となり、放電が停止してしまった。

加速効率については、キセノンが 54%に対して、アルゴンは 35%程度である。これは、全放電電流中、中和に使われた量がどれだけかを示しており、アルゴンのほうが電離が少なく、電離や放電の維持のために使われる逆流電子電流に対して、中和しなくてはならないイオンビームの量が少ないためであると考えられる。すなわち、加速効率の低下についても、アルゴンの電離のしにくさが、関係しているものと考えられる。

以上のことから、代替推進剤として、アルゴンを選択する場合、キセノンに比べて電離電圧が高く、それに起因して、推進剤利用効率、および加速効率が落ちることがわかった。また、エネルギー効率についても、電子の拡散の小ささに起因する電離領域の変化（下流側での電離）によって、効率が低下することがわかった。したがって、アノード効率上昇のためには、電離のしやすさの工夫と、電離位置を工夫する必要があることがわかった。特に前者は2つの効率に効くため、改善すべき優先度が高いことがわかった。

表 3-5 キセノンとアルゴンを用いた際の各種効率

評価項目	キセノン	アルゴン
アノード効率,%	39.9	4.38
$I_{sp}$ ,s	1406	482
推進剤利用効率,%	89.7	25.9
エネルギー効率,%	81.9	48.6
加速効率,%	54.3	34.8

# 第4章 アルゴン推進剤を用いたホールスラストの高性能化

## 4.1 キセノン混合による電離の促進

アルゴン推進剤を用いたホールスラストの高性能化の1つめの方法として、アルゴンにキセノンを少量混合させることを試みた。これは、キセノンの電離によって発生した電子をこれまで衝突機会がなかったアルゴンに衝突させることでアルゴンの電離を促進するためである。推進剤中のアルゴンとキセノンの割合を変化させることによって推進性能がどう変わるかを実験により調査した。

### 4.1.1 実験条件

実験装置は、基本的には3章に述べられたものと同じものを用いた。ただし、推進剤を混合させるにあたり、推進剤供給系を2系統用意し、片側からキセノンを、もう一方からはアルゴンを、それぞれ流量計で流量を制御しながら途中の配管中で混合させ、推進機へと共有した。

表 4-1 に実験条件を示す。加速チャネルに印加する磁場は 10~60 mT の間で、アノード効率が最大になる値を取った。推進剤はアルゴンとキセノンを使用し、合計で 27.8 sccm の流量とした。これは推進剤がすべて電離した場合 2 A の電子となる体積流量である。混合比は全推進剤のうちのキセノンの割合を示す。

表 4-1 実験条件

パラメータ	値
放電電圧,V	200
最大磁場,mT	10~60
推進剤	アルゴン,キセノン
体積流量,sccm	27.9
混合比,%	0~100

#### 4.1.2 推力と比推力

図 4-1 にキセノン混合比に対する推力を示す。推力はキセノン混合比が増加するにしたがって増加したが、混合比が 70 %以上では飽和した。この傾向から、キセノン混合比上昇による推力増加は、キセノンイオンによる推力増加分とアルゴンの電離の促進された分による分の主に 2 つの寄与によるものと考えられる。

前者のみ、すなわち、キセノンの増加によってアルゴンに何の影響も及ぼさず、キセノンイオンのみが増加したとすれば、0 %から 100%の全領域において、線形に推力が増加するはずである。後者の影響は後述するが、アルゴンも含めた電離量（推進剤利用効率）はキセノン混合率 70%付近ではすでに飽和傾向にあり、したがって、70%以下では線形に上がっていたのはこの 2 つの要因があり、70%以上で飽和傾向にあるのは、アルゴンの電離促進分の寄与が飽和して、ほぼなくなったためであると考えられる。

#### 4.1.3 比推力とアノード効率

図 4-2 に比推力を示す。比推力は 50 %まではキセノン混合比に対して線形に上昇するが、その後飽和傾向にある。前項の推力の傾向と似ているが、 $I_{sp}$  は質量流量で除している分、より上に凸の傾向が出ている。

図 4-3 に示すとおり、キセノン混合率が上昇するに従い、アノード効率が上昇している。これも後述するが、基本的には電離の促進の効果によるものである。一方で、キセノン混合率が高い領域では、この効果に反して、 $I_{sp}$  が飽和もしくは減少傾向になっている。これは、比推力において、質量流量と単位時間当たりの推力はトレードオフに関係にあり、単位時間当たりの推力はアノード効率による。本実験では、体積流量を固定しているため、キセノン混合比を高くすることで質量流量は増加する。従って、キセノン混合比が上昇するに従って、効率が上昇する効果と、キセノンの質量の大きさから質量流量が大きくなることによる効果から起きたためである。

#### 4.1.4 アノード効率内訳

アノード効率は推進剤利用効率、加速効率、エネルギー効率の関数で表されるため、それぞれの効率を図 4-4～図 4-6 に示す。

推進剤利用効率はキセノン を 5 %混合することで 22.9 %から 55 %に約 2.4 倍増加した。その後、緩やかに上昇し、混合比 50 %以降で飽和傾向になった。前述したが、キセノンの増加によってアルゴンに何の影響も及ぼさず、キセノンイオンのみが増加したとすれば、0 %から 100%の全領域において、線形に推力が増加するはずであるので、こ

の傾向は、キセノンの電離によって発生した電子によってアルゴンの電離が促進されたと考えられる。

エネルギー効率は、アルゴン単体で 34.8%となりそこから混合比が上昇するにつれて緩やかに上昇し、キセノン単体で 54.3%となった。前章で確認したとおり、エネルギー効率はイオン化がどのポテンシャル差で行われたかを示す指標であり、この結果からアルゴンはキセノンよりもポテンシャル差が小さい位置で電離が起きていることが分かった。ホールスラストのチャンネル内で、下流からアノードにかけてポテンシャル勾配があり、下流付近はポテンシャル差が小さく、上流に向かってポテンシャル差が大きくなる。つまり、アルゴンは下流で電離が起き、キセノンは上流で電離が起きていると言える。また、キセノン混合比が上昇するにしたがってエネルギー効率が上昇していることから、電離位置がキセノン混合比が上昇するに従って下流から上流に移動していると考えられる。これは、電子との衝突断面積の大きいキセノンを混合することによって、電子の陽極への拡散も促され、より上流での電離が徐々に起きていくようになっていると考えられる。

加速効率は、放電電流に対するイオン電流を示し、電離に使われる分の電子電流に対する電離した分の電流を表す。少ない電子電流投入量で効率よく電離が行われたかどうか、すなわち磁場による電子の閉じ込め量を表す指標であるが、アルゴン単体で 34.8%、キセノン単体で 54.3%であった。アルゴンがキセノンに対して低いのは、アルゴンは電離が不足がち、かつ拡散も不足して陽極まで電子が届きにくいいため、印加磁場が低い状態でしか作動（放電）せず、その結果、カソードからの電子の閉じ込めが不十分な状態、すなわち、アノードに拡散する電流が多くなっている状態でしか放電が維持できからであると考えられる。キセノン混合比が上昇するに従って、キセノンによる電子の拡散が増え、高磁場をかけられるようになるため、加速効率が上昇傾向にあったと考えられる。



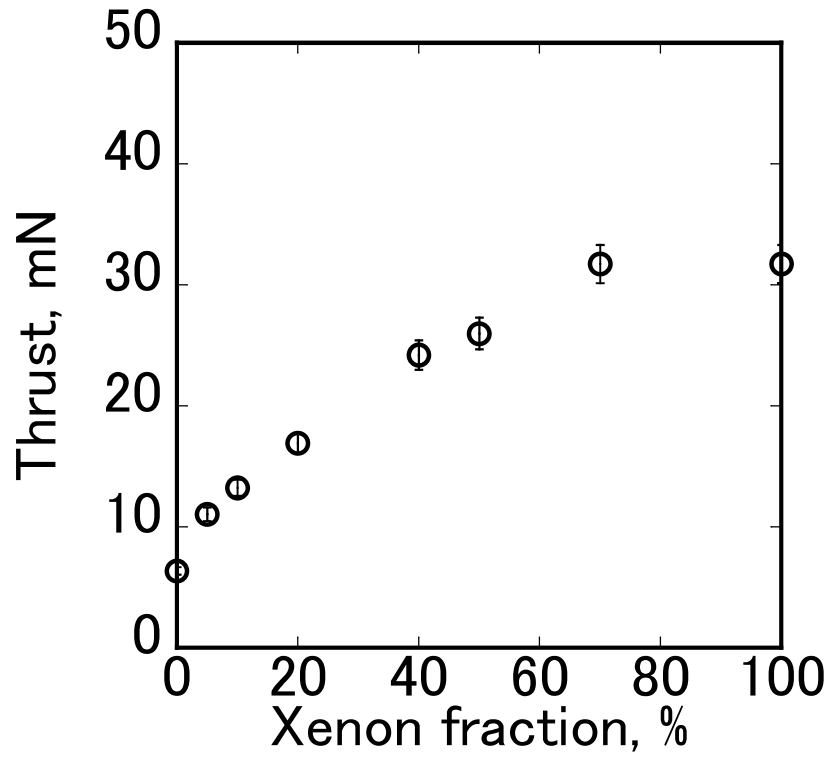


図 4-1 キセノン混合比に対する推力

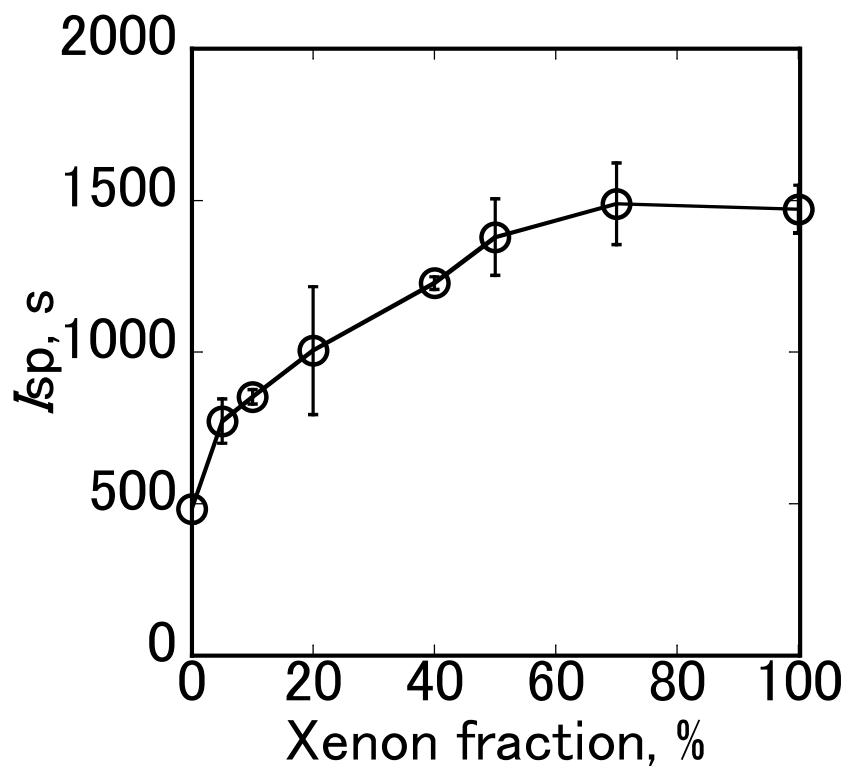


図 4-2 キセノン混合比に対する比推力

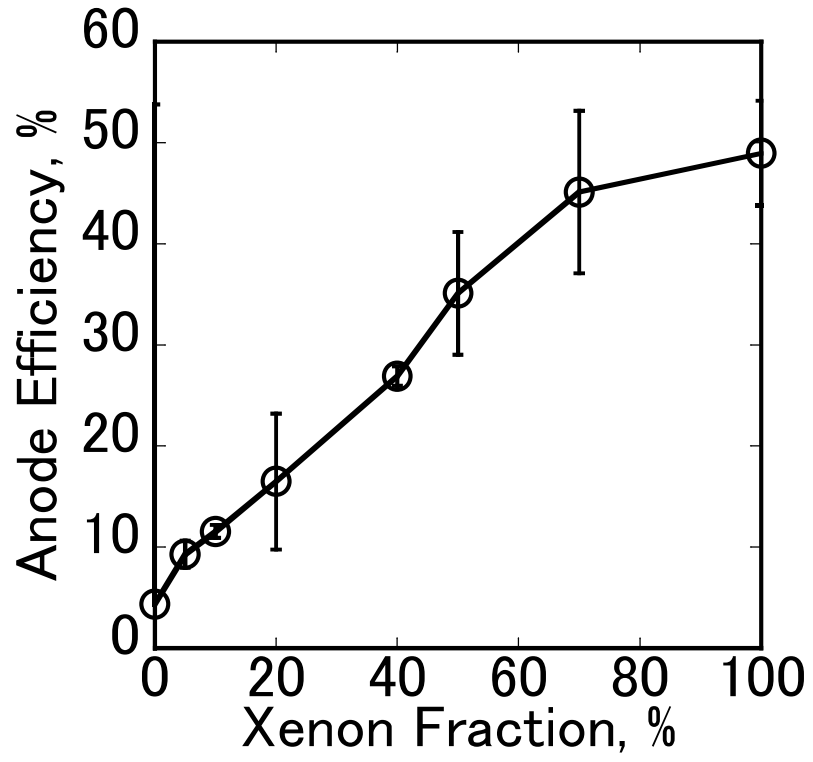


図 4-3 キセノン混合比に対するアノード効率

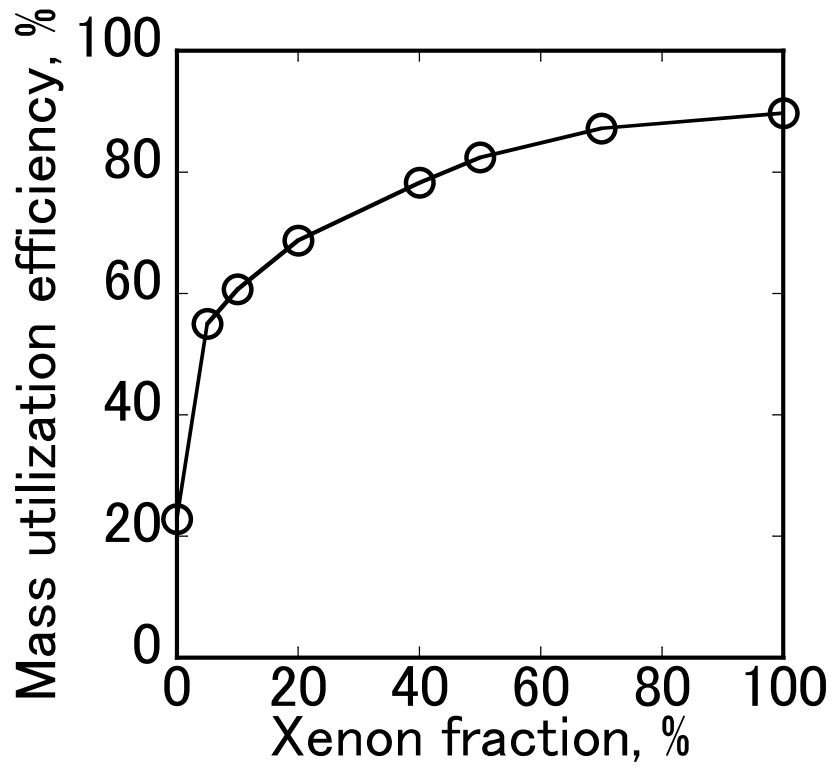


図 4.4 キセノン混合比に対する推進剤利用効率

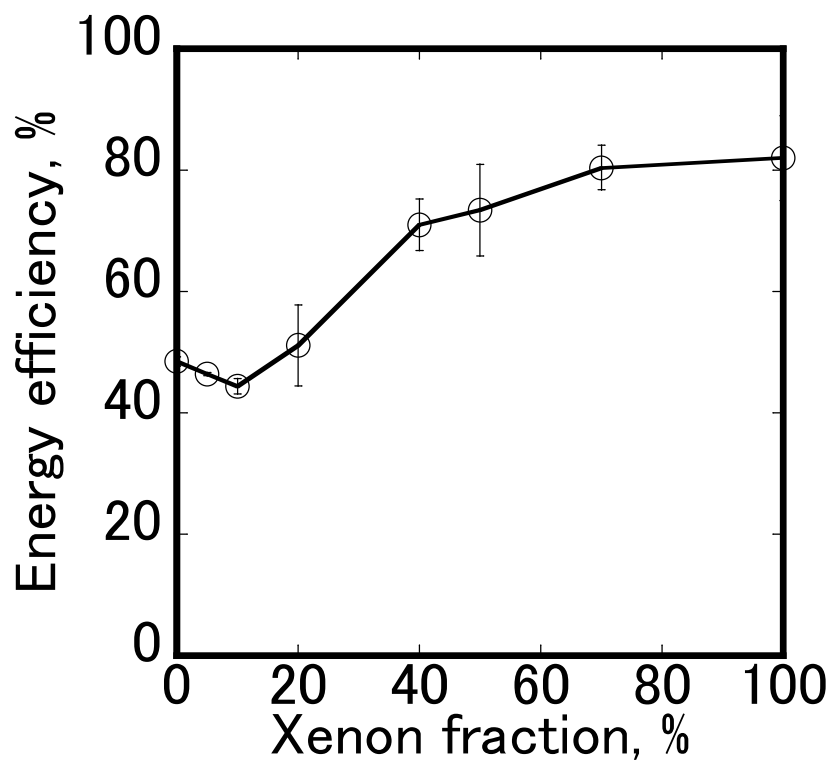


図 4-5 キセノン混合比に対するエネルギー利用効率

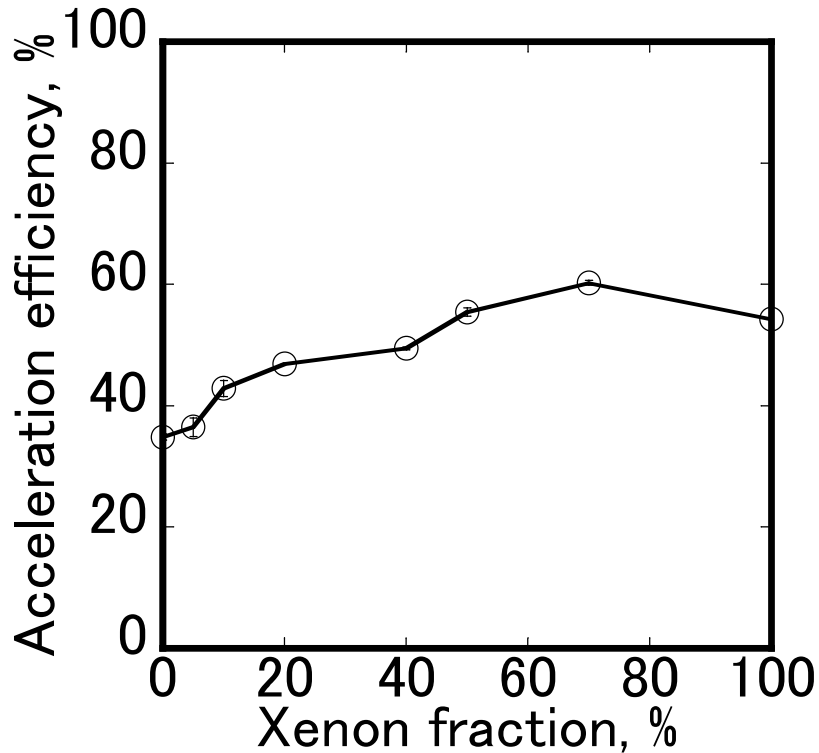


図 4-6 キセノン混合比に対する加速効率

#### 4.1.5 放電電流振動

放電電流振動はホールスラストの作動安定性を示す重要なパラメータである。ホールスラストの放電電流振動には様々な振動数の振動がある。これらの振動のうち振動数が  $10^4 \sim 10^5 \text{ Hz}$  のものを電離振動と呼び、電離不安定性に起因する振動といわれている。電離振動が成長するとホールスラストの作動停止を引き起こす恐れがあり、また電源への負荷も大きい [42]。この電離振動の発生メカニズムは、高磁場がかかることにより、電子が磁場に補足され、磁場印加領域の電子数密度が上昇する。推進剤の流入速度は遅く、電離する速度のほうが早いため、放電室内で推進剤が不足する。放電室内に新たな推進剤が供給され、電離が開始する。この繰り返しとなる図 4-7。本実験で発生した放電振動の様子について図 4-8 に示す。

SPT 型に対してアノードレイヤ型はこの振動が起きる作動領域が広い。SPT 型についての研究から、陽極付近で磁場を強くすると、電子電流が滞り、この振動が大きくな

るといわれている。したがって、磁束密度を高くし、陽極付近では磁束密度を低くするように設計される [45]。一方で、アノードレイヤ型は、加速チャンネルの長さが短いため、陽極付近の磁束密度を下げられず、電離振動が起きやすい。

放電振動の大きさは以下の式Δで表されるような放電電流の2乗平均を放電電流の平均値で割った指標で表される。ここで、 $I_d$ は放電電流、 $\tau$ は計測時間、 $\bar{I}_d$ は計測時間の平均放電電流である。本章では、アルゴン単体と混合推進剤での電離振動の大きさを評価した。

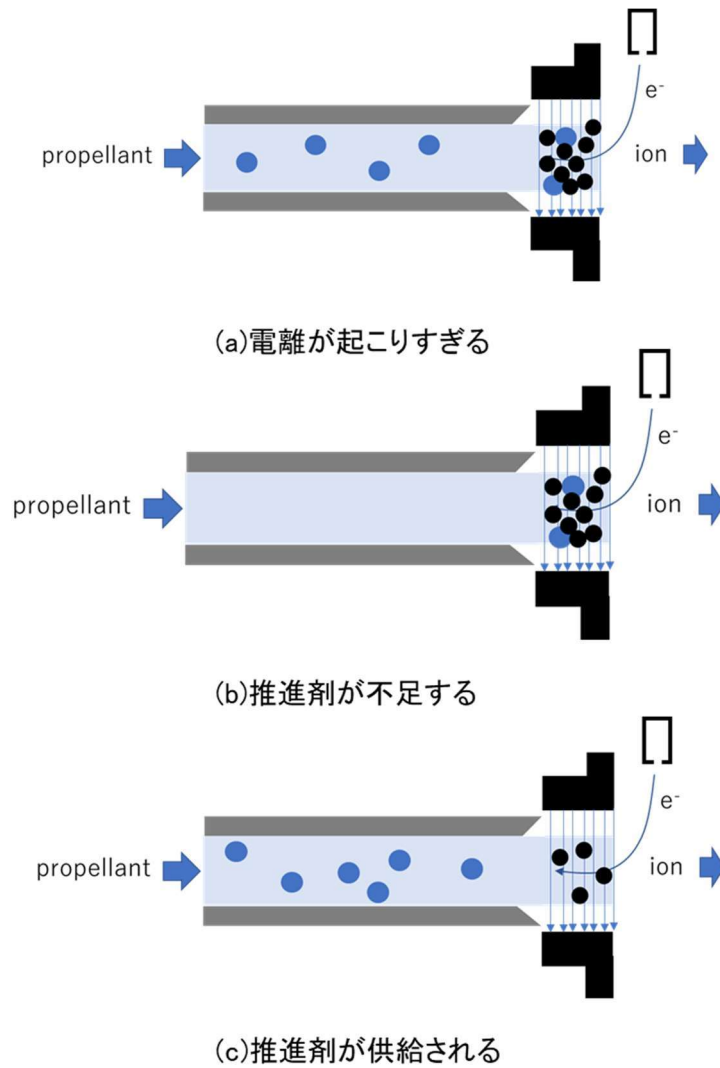


図 4-7 放電振動のサイクル

$$\Delta = \frac{1}{\bar{I}_d} \sqrt{\frac{\int_0^\tau (I_d - \bar{I}_d)^2}{\tau}}, \left( \bar{I}_d = \frac{\int_0^\tau I_d}{\tau} \right) \quad (4-1)$$

本研究において、アルゴンを用いた際は放電振動の大きさ $\Delta$ は 1.14 とキセノンの一般的な安定な状態 ( $\Delta < 0.2$ ) よりも大きい状態であった。これは、アルゴンの拡散が小さいことに起因していると考えられる。すなわち、ホローカソードから出た電子が推進機出口付近に集まり、あまり上流へと流れていかないために、そこで放電が止まるまで電離が進み、また推進剤が下流まで到達するとまた放電がとまるまで電離が進む、というように放電振動が起こるものと考えられる。

一方で、5%のキセノンを混合した場合には、この放電振動の大きさ $\Delta$ は 0.22 程度で作動が可能となった。これは、電子がキセノンとのによって陽極上流へと拡散して進み、電子が下流に固まりすぎることなく、適度に上流へと流れていくために、放電振動が小さい状態が実現されるものと考えられる。キセノンを 5%程度添加するだけでも、振動を抑える効果があるということが、本研究から得られた新しい知見である。電離を促進するだけでなく、振動を抑える効果という切り口でも、新しい研究の糸口となりうると考えられる。

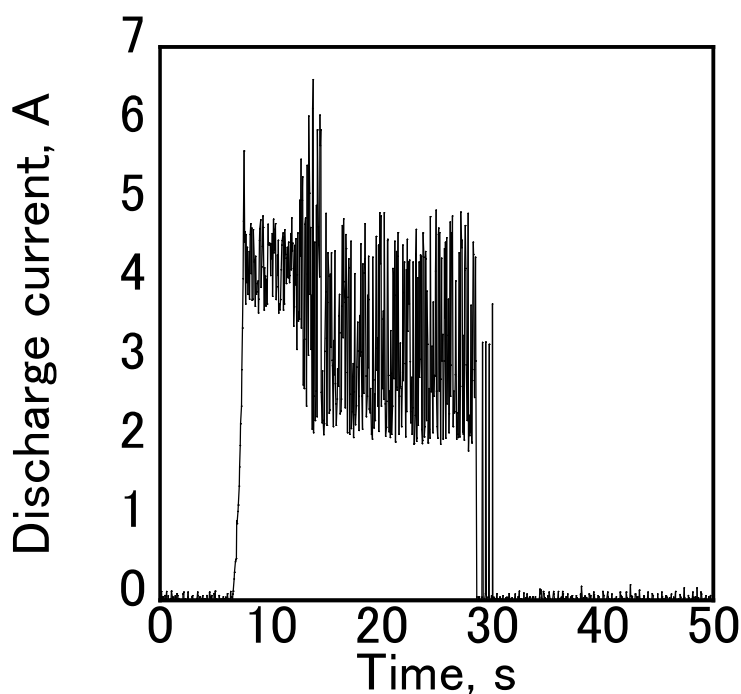


図 4-8 放電振動の様子



## 4.2 内部形状変更によるアルゴン推進剤の高性能化

前節で、アルゴンにキセノンを5%添加することにより推進剤利用効率が22.9%から55.0%に上昇したが、高アルゴン混合比(キセノン混合比0~40%)において電離改善の余地が見られる。そこで、アルゴンの電離能に合わせて内部の放電室を設計変更することで、アルゴンの性能を向上させることを試みた。

### 4.2.1 ホールスラストの再設計

アルゴンの電離が促進されない原因として、アルゴン(39.9)の分子量はキセノン(131.3)よりも小さいため、排気速度が速く [46]、十分に電離される前に排気されているためであると考えられる。そこで、磁場を広範囲に印加させることで電離領域を広げることができる考え設計変更を行った。放電室の拡張は、平均自由行程に従って行った。平均自由行程は下記の式から求められる。 $n_n$ は中性粒子の数密度、 $\sigma_{ion}$ は電離衝突断面積である。

$$\lambda = \frac{1}{n_n \sigma_{ion}} \quad (4-2)$$

体積流量が $2A_{eq}$ である場合、アルゴンの平均自由行程はキセノンの約3倍であることから、放電室の長さを従来のホールスラストの3倍に延長した。図4-9に再設計したホールスラストの断面図を示す。また、設計変更後の軸方向の磁場分布を示す(図4-10)。従来のチャンネルに比べて、広範囲に最大磁場がかかっていることが分かる。

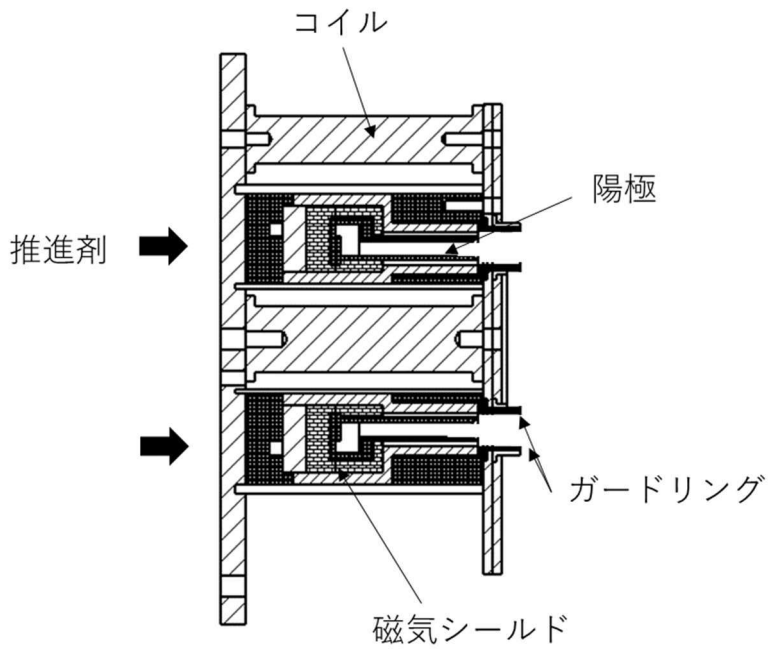


図 4-9 設計変更後ホールスラスタ断面図

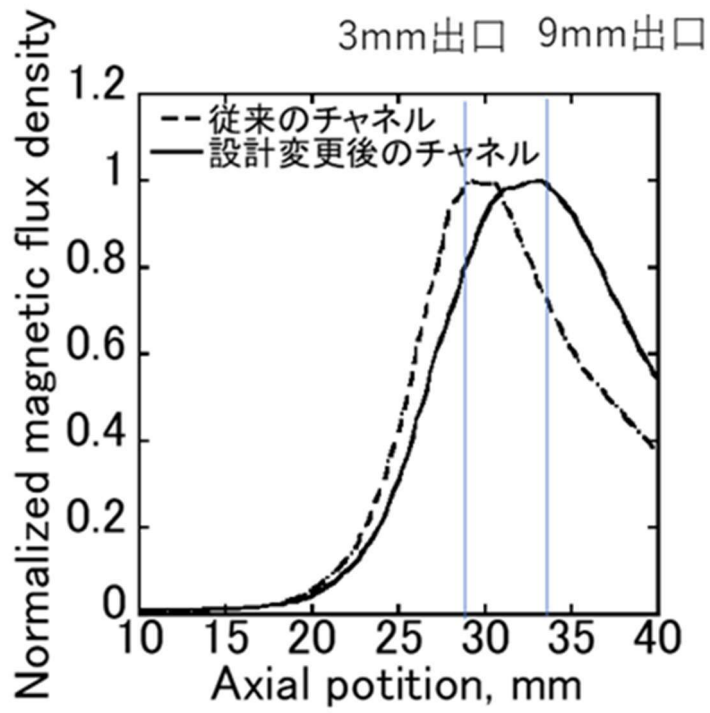


図 4-10 軸方向磁場分布

## 4.2.2 数値計算による予測

スラスタの再設計を行うにあたり、電離が促進しているかどうかを確認するため Full-PIC DSMC 法を用いて数値解析を行った。数値解析コードは研究室に現存のもの（詳細は [47]) を計算領域及び境界条件を変更して用いたものである。ここではその変更部分と結果のみを記載し、Full-PIC DSMC 法の詳細は Appendix に示した。

### 境界条件

図 4-11 に計算領域と流入条件を示した。表 4-2 は粒子の境界条件示したものである。中性粒子は壁面温度  $T_w$  の熱速度にて乱反射，イオンは陽極から電子を奪い再結合し，中性粒子として反射，電子は吸収される。このとき，イオンは元のエネルギーの半分を失い，壁面より乱反射するとした。ガードリングでは，中性粒子は乱反射，電子は吸収，イオンは再結合することとした。推進機出口面では，すべての粒子が消滅する。

電位は陽極表面で放電電圧  $V_d$  で一定，推進機出口では陰極電圧  $0\text{ V}$  で一定とした。加速チャネル上下面では， $0\text{ V}$  とした。

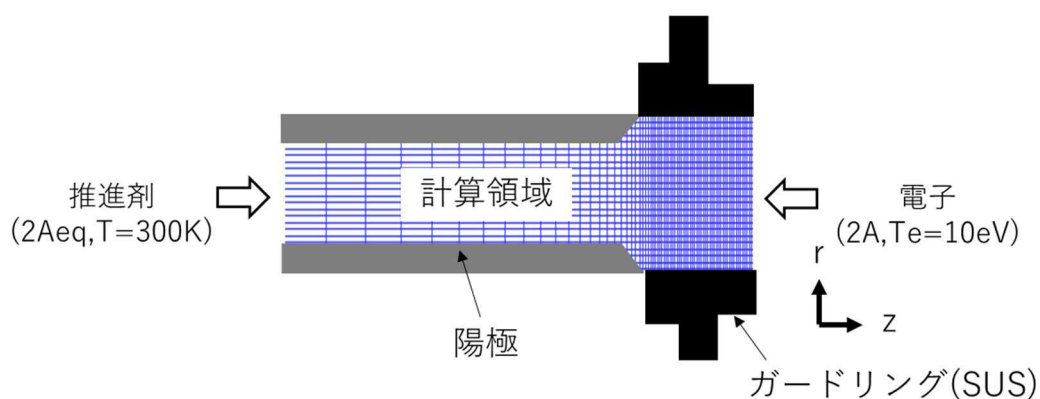


図 4-11 境界・流入条件

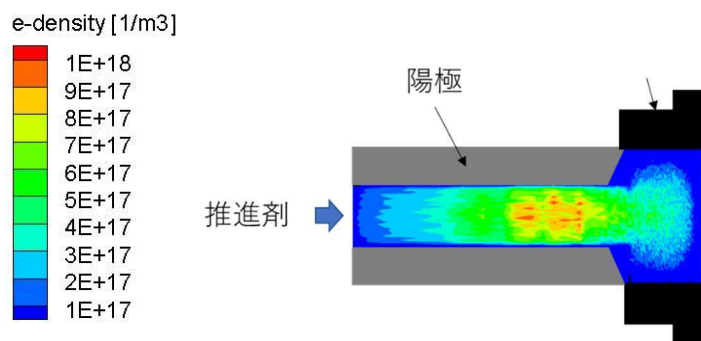
表 4-2 粒子の境界条件

	アノード	ガードリング
中性粒子	乱反射	乱反射
電子	消滅 アノード電流へ	消滅 アノード電流へ
イオン	再結合 アノード電流へ	再結合 ガードリング電流へ

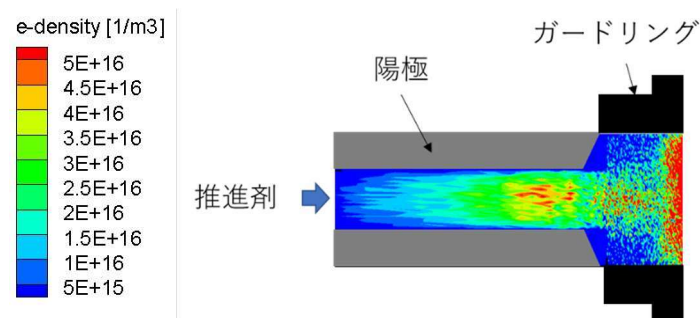
## 予測結果

数値解析によって得られた電子数密度は図に示したとおりである。まず、キセノンとアルゴンを比較すると、アルゴンの方が電離領域が下流に存在することがわかる。これは実験から得られた考察と一致する結果である。次に、放電チャンネルが 3 mm の場合と 9 mm にした場合で比較をすると、特にアルゴンの場合、3 mm のケースに比べて 9 mm の場合で電離領域が広がっていることがわかる。すなわち、電離が増加して効果が増えることが予想される。一方で、キセノンの場合については、やはり上流側で電離が行われているため、壁面への損失が大きいプラズマ構造となっていることが見て取れる。

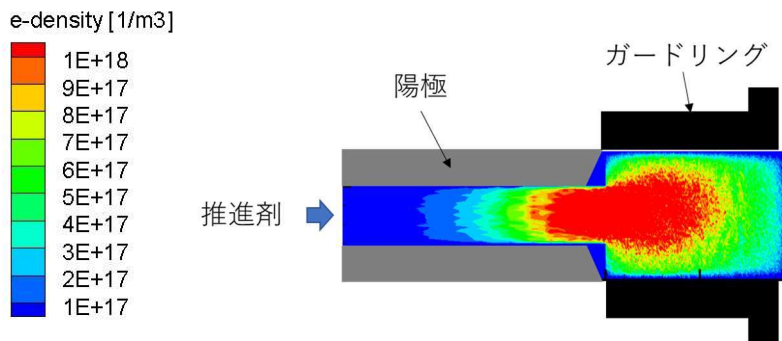
今後は、この数値解析コードを用いれば、さらなる形状の最適化に用いることができるようになるものと考えられ、輸送コストの低減に貢献できるものとなるであろう。



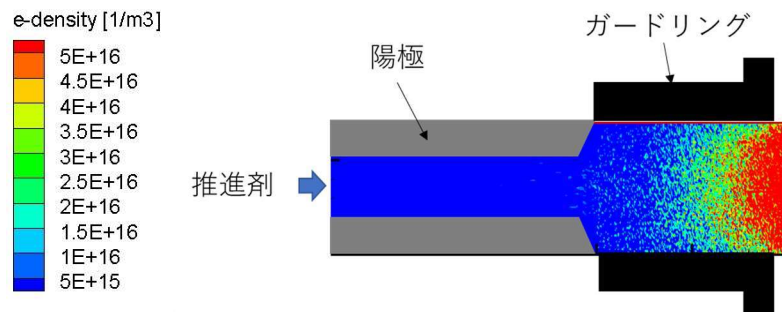
(a) キセノン 3mm 放電チャンネル



(b) アルゴン 3mm 放電チャンネル



(c) キセノン 9 mm チャンネル



(d) アルゴン 9mm チャンネル

図 4-12 電子数密度分布

### 4.2.3 実験装置

#### 真空系

本実験は、JAXA 宇宙科学研究所の大型チャンバを用いて行った。真空チャンバは大きさ 2.5 m x 5 m、真空排気系は、ロータリーポンプ(エドワーズ E2M175S)設計排気速度：175m<sup>3</sup>/h-1 を 1 台、ターボ分子ポンプ TG3451(大阪真空)排気速度：3400L/s(N<sub>2</sub> の場合)1 台、クライオポンプ CRYO-U30H(アルバック)：排気速度 28000L/s(N<sub>2</sub>),23000L/s(Ar)2 台から構成される。本チャンバの電離真空計は窒素換算値に設定されているため、表示値をそれぞれのガスの比感度係数で割ることで感度校正を行った。比感度係数はアルゴンガスで 1.34、キセノンガスで 2.5 を使用した。各推進剤流量の場合の圧力を表 4-3 に示す。



図 4-13 宇宙科学研究所大型真空チャンバ

表 4-3 各推進剤流量の場合の圧力

推進剤	体積流量,sccm	圧力,Pa
キセノン	28.8	$6.8 \times 10^{-2}$
キセノン	41.7	$1.1 \times 10^{-2}$
アルゴン	28.8	$3.08 \times 10^{-3}$
アルゴン	41.7	$4.1 \times 10^{-3}$
アルゴン	55.6	$4.9 \times 10^{-3}$
アルゴン	69.5	$5.75 \times 10^{-3}$

#### 4.2.4 ガードリング電流

アルゴンの電離を促進する方法として、チャンネル形状は変えずに質量流量を増やす方法と、本研究で行うチャンネル形状を長くすることによって質量流量を増やさずに内部に中性粒子をとどませる方法が考えられる。質量流量を単に増やすと、チャンネル内の中

性粒子数も増えるため、アノードへの拡散電流が増加することが考えられる。一方、チャンネル形状を長くする方法では、イオンは増加するが中性粒子数は増えないため、拡散電流は増加しないと予想される。しかし、チャンネルが長いことによりイオンの壁面への衝突が増え、損失になることが予想される。本実験では、壁面への衝突を調べるためにガードリング電流の計測を行った。以下に、放電電流の構成を示す。陰極から出た電子は一部電子流入電流として推進機内に入る。この電子によって電離が起き、生成したイオンのうちビームとして排気される分を $I_{ib}$ 、陰極電位のガードリングに衝突する分を $I_g$ とする。したがって、イオンの生成電流は $I_{ib} + I_g$ であり、流入分と生成分の合計が放電電流として陽極に流れる。すなわち、放電電流は $I_d = I_{ib} + I_{ec} + I_g$ である。したがって、ガードリング電流はイオンの損失になるため、低減することで推進性能の向上につながる。

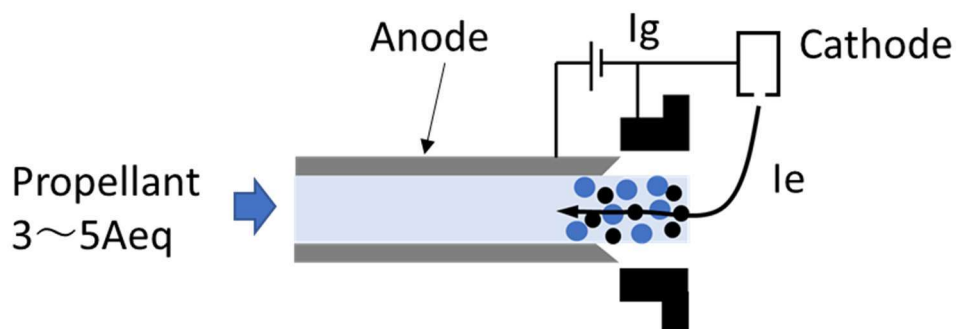


図 4-14 質量流量を増やす場合の電子の拡散

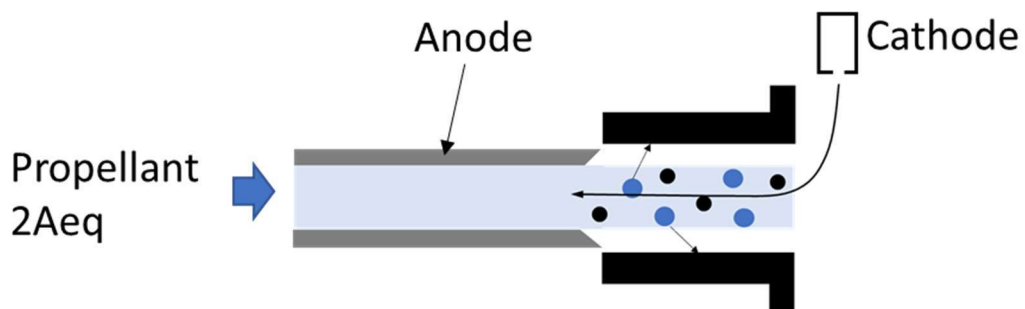


図 4-15 チャンネル形状を長くする場合の電子の拡散



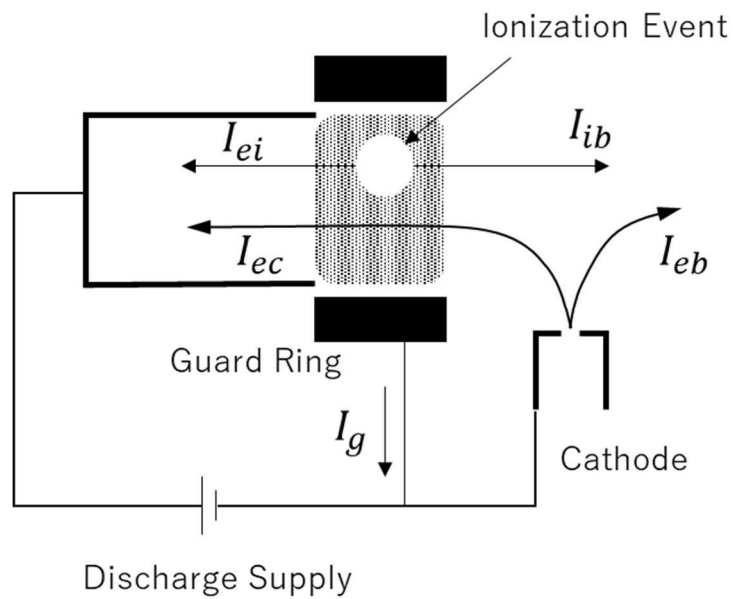


図 4-16 主電源とプラズマ領域の電気回路

### 実験条件

加速チャンネルに印加する磁場は 10~60 mT の間で、アノード効率が最大になる値を取った。推進剤はアルゴンとキセノンを使用し、合計で 27.8 sccm~41.7 sccm の体積流量とした。表 4-4 に実験条件を示す。

表 4-4 実験条件

パラメータ	値
放電電圧, V	200, 250
最大磁場, mT	10~60
推進剤	アルゴン, キセノン
体積流量, sccm	27.8~41.7
チャンネル長さ, mm	3, 9

### 4.2.5 結果および考察

#### アノード効率

図 4-17, 図 4-18 に比推力に対するアノード効率を示す。従来チャンネルを用いた場合、アルゴンは 2 A<sub>eq</sub> で I<sub>sp</sub> 489 s, アノード効率 4.5% から, 3 A<sub>eq</sub> では I<sub>sp</sub> 1178 s, アノード効率

16.8 %と質量流量を増やすことにより比推力およびアノード効率が上昇した。

一方、キセノンは  $2 A_{eq}$  で  $I_{sp}1384 s$ , アノード効率 44.7 %から  $3 A_{eq}$  では  $I_{sp} 1323 s$ , アノード効率 30.7 %に質量流量を増やすことにより比推力およびアノード効率が低下した。

もともと、ホールスラストはキセノンに最適化された設計がなされており、最適な単位出口面積あたりの流量が存在する。この流量より小さいと電離量が不足し、大きいと壁面への損失が増えるのである。この D38 相当のホールスラストは  $2 A_{eq}$  以下で最適となるように設計されているため、キセノンで  $3 A_{eq}$  の推進剤流量を流す場合には、壁面の損失によって効率が落ちているものと考えられる。

一方でアルゴンについては、あくまでキセノンに最適化された形状、すなわち、キセノンを電離させて、損失を少なくイオンを引き出す形状になっているため、電離電圧が高く電離がしにくいアルゴンでは、同程度の流量では推進剤数密度が不足して電離量が不十分である状態であると考えられる。したがって、より大流量で最適な流量となることを示している。

一方で、設計変更後の軸方向長さ 9 mm のチャンネルを用いると、アルゴンは  $2 A_{eq}$  で  $I_{sp}489 s$ , アノード効率 4.5 %から、 $I_{sp}996 s$ , アノード効率 5.8 %に上昇した。これは、チャンネルを長くしたことで、推進剤が出口に出るまでに電子と衝突する確率と、壁面と衝突する確率の両方が上昇するが、電離の上昇の効果のほうが上回っている状態であると考えられる。一方キセノンは、 $2 A_{eq}$  で  $I_{sp}1384 s$ , アノード効率 44.7 %から  $1413 s, 25.9 %$  へ効率が低下した。これも、すでに最適化されている状態から、下流にさらに壁面が伸びるため、損失する確率が増えてしまうと考えられる。

### 推進剤利用効率

図 4-19, 図 4-20 にガードリング電流に対する推進剤利用効率を示す。従来の 3 mm チャンネルを用いた場合、アルゴンは推進剤利用効率  $2 A_{eq}$ , 200 V では 23.5 %, ガードリング電流 0.1 A であった。 $3 A_{eq}$  では推進剤利用効率 60.7 %, ガードリング電流 0.23 A となり、質量流量が増加するにたがって推進剤利用効率が上昇した。これは電離量が増えたため、ガードリングに衝突するイオンも増加したと考えられる。この結果は前項で述べた内容を支持するものである。

一方でキセノンでは、推進剤利用効率  $2 A_{eq}$  では 91%, ガードリング電流 0.23 A,  $3 A_{eq}$  では推進剤利用効率 92.1 %, ガードリング電流 0.49 A となり、推進剤利用効率はわずかな上昇であったが、ガードリング電流は倍に増加した。この結果として、推進効率の

低下を招いたことになる。これも、前項で述べた内容と相違ない。

設計変更後の 9 mm チャンネルを用いた場合、アルゴンは 2 Aeq, 200 V で推進剤利用効率 37.2%, ガードリング電流 0.85 A となり、どちらも 3 mm チャンネルの場合よりも増加した。その両方の効果のうち、電離の効果のほうがより有効となったため、効率が上昇したと考えられる。キセノンでは推進剤利用効率 96.2% でわずかに上昇したが、ガードリング電流 2.09 A と 10 倍に増加した。これは 9 mm チャンネルではキセノンは排気される前にガードリングに衝突してしまい損失になっているからであるといえる。

### エネルギー効率

図 4-21, 図 4-22 に壁面電流に対するエネルギー効率を示す。エネルギー効率は電離が起こるポテンシャル位置を示す指標である。3 mm チャンネルの場合、アルゴンでは 2 Aeq, 200 V でエネルギー効率 32.7%, ガードリング電流 0.1 A であり、3 Aeq ではエネルギー効率 45.1%, ガードリング電流 0.1 A とほぼ変化がなかったが、5 Aeq ではエネルギー効率 56.2%, ガードリング電流 0.38 A と上昇がみられた。

このことから、流量を増やすと電子と中性粒子の弾性衝突も増えることで拡散が増し、高エネルギーの電子が上流側に行きやすくなり、したがって放電室全体的に広がって電離が行われる。その結果上流のポテンシャルが高い位置で電離する粒子も現れて、平均としてエネルギー効率が上昇したと考えられる。また、上流に広がることで壁面にイオンも衝突しやすくなるため、ガードリング電流も増加した。キセノンでは、2 Aeq でエネルギー効率 74.9%, ガードリング電流 0.23 A であった。3 Aeq ではエネルギー効率 67.5%, ガードリング電流 0.49 A であった。これも、よりポテンシャルが高い上流に電離位置が広がったためだと考えられる。

設計変更後の 9 mm チャンネルを用いた場合、アルゴンは 2 Aeq, 200 V でエネルギー効率 53.4%, ガードリング電流 0.85 に上昇した。これは、長いチャンネルを使うことによってアルゴンは広い範囲で電離が起こり、その結果チャンネル内のイオンが増加してガードリング電流が増加したためである。一方、キセノンではエネルギー効率 51.3%, ガードリング電流 2.09 A とエネルギー効率は減少したが、ガードリング電流は 1.89 A 増加した。キセノンの電離位置が下流に広がり、エネルギー効率が低下した。また、長いチャンネルを使ったことで上流付近で電離しやすいキセノンが、チャンネルに衝突しやすくなり、ガードリング電流が増加したと考えられる。

## 加速効率

図 4-23, 図 4-24 に壁面電流に対する加速効率を示す. 加速効率は放電電流に対するイオン電流の割合を示す. チャンネル内に取り込まれた電子のうち磁場に補足された電子は推進剤のイオン化に使われるため, 加速効率は磁場による電子の閉じ込めを示す指標であり, 放電電流は 4.2.4 で示した通り  $I_d = I_{ib} + I_{ec} + I_g$  であるため, ガードリング電流は放電電流のうちのイオン化に使われない損失にあたる.

3 mm チャンネルの場合, アルゴンでは 2 Aeq, 200 V で加速効率 41.6%, ガードリング電流 0.1 A であり, 3 Aeq では加速効率 71.4%, ガードリング電流 0.23 A であった. したがって, 質量流量が増加するにしたがって, 加速効率は上昇した. これは, 質量流量が増加すると中性粒子密度が増加して衝突確率が増加したためにイオンが増加したためである. また, ガードリング電流が増加したのは電離が促進されたが排出される前に壁面に衝突するイオンも増加したためガードリング電流も増加した. キセノンでは加速効率 64.9%, ガードリング電流 0.23 A, 3 Aeq では加速効率 49.3 %, ガードリング電流 0.5 A と質量流量が増加するにしたがって加速効率が低下し, ガードリング電流が増加した. 質量流量が増加するにしたがってイオンは増加するが, 上流で電離しているためガードリングへの衝突への影響のほうが大きくなったため, 加速効率が低下したと考えられる.

9 mm チャンネルを使用した場合, アルゴンでは 2 Aeq, 200 V で加速効率 37.5 %, ガードリング電流 0.85 A であった. 加速効率は減少し, ガードリング電流は増加した. これは電離が促進したことと広範囲の電離によるガードリング電流の増加によると考えられる. キセノンでは, 2 Aeq, 200 V で加速効率 52.0 %, ガードリング電流 2.09 A となり, 加速効率は低下し, ガードリング電流は増加した. 長いチャンネルを使ったことで, 上流で電離しているキセノンはチャンネルに衝突しやすくなり, 損失が増加したと考えられる.

加速効率は放電電流が  $I_{ib} + I_{ec}$  で表される SPT 型での作動状態を示すのに重要なパラメータであるが, アノードレイヤー型では  $I_d = I_{ib} + I_{ec} + I_g$  であるため, 拡散電流とイオン電流の関係について即座に評価することができない. そこで  $I_{ib} + I_{ec}$  に対する  $I_{ib}$  を図 4-23 に示した. 上述のように 9 mm チャンネルを使用することでアルゴンの加速効率は低下したが, 200V の場合でイオンビーム電流は 0.27A 増加している. また拡散電流も 0.42A 増加した. これは, イオンビーム電流も拡散電流も増加していることから, ローカソードからの供給電子が増加したと考えられる.

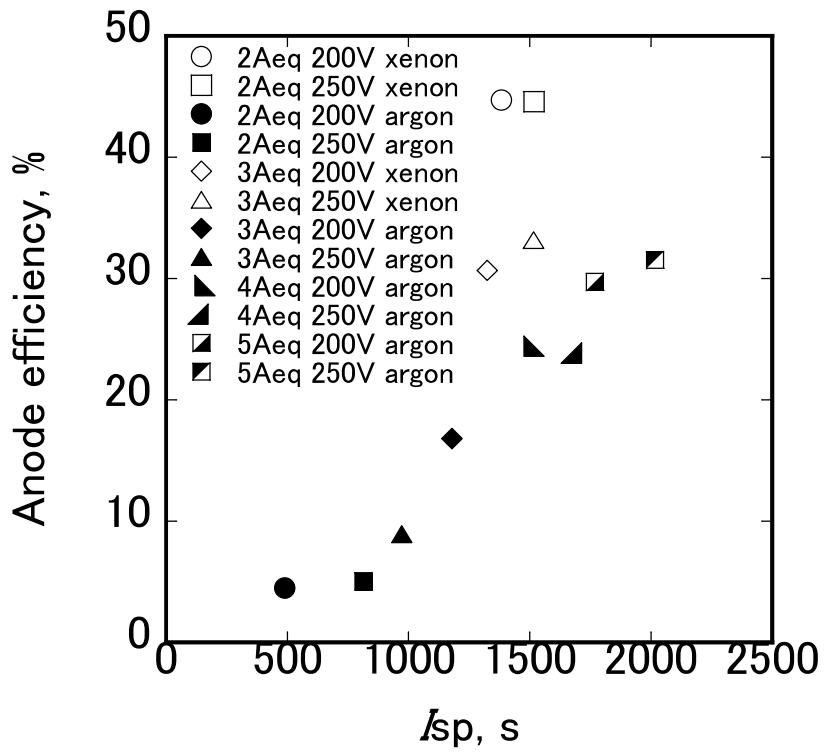


図 4-17 比推力に対するアノード効率(3mm チャンネル)

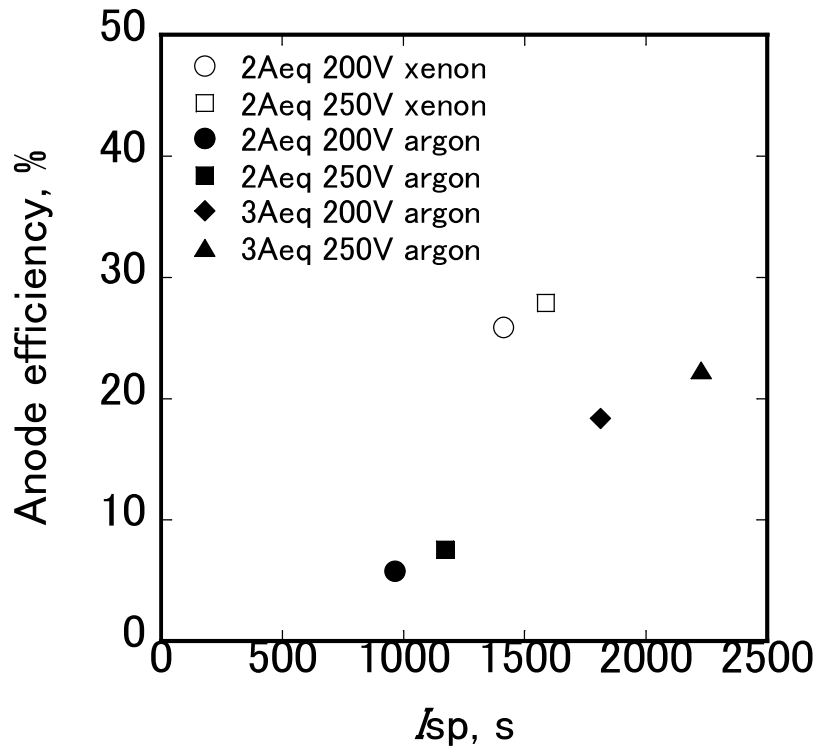


図 4-18 比推力に対するアノード効率(9mm チャンネル)

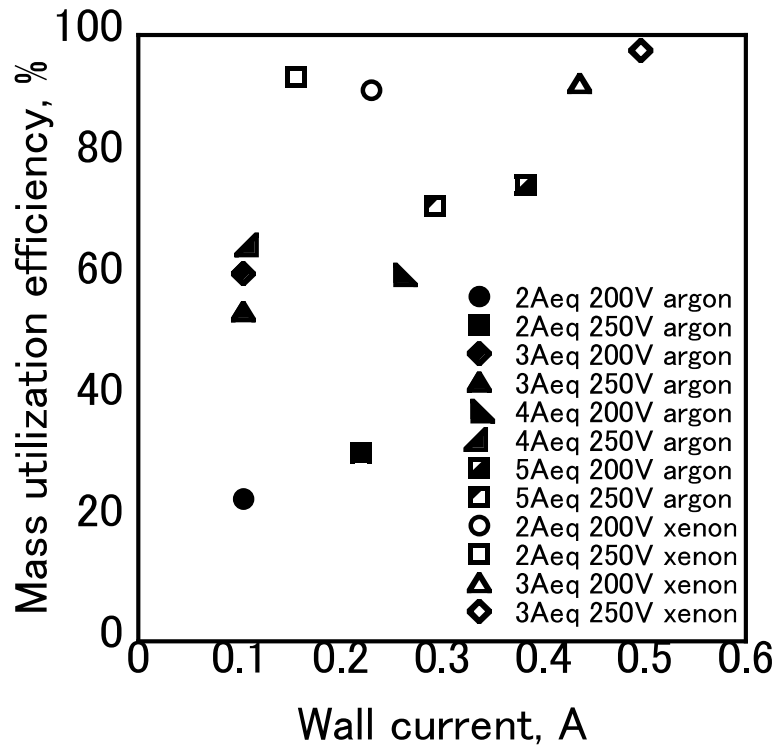


図 4-19 壁面電流に対する推進剤利用効率(3mm チャンネル)

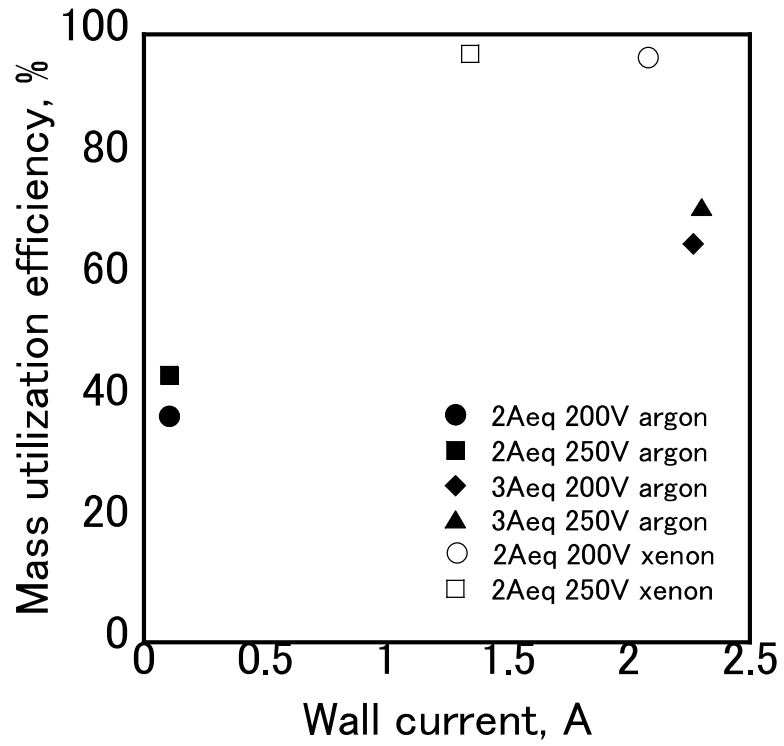


図 4-20 壁面電流に対する推進剤利用効率(9mm チャンネル)



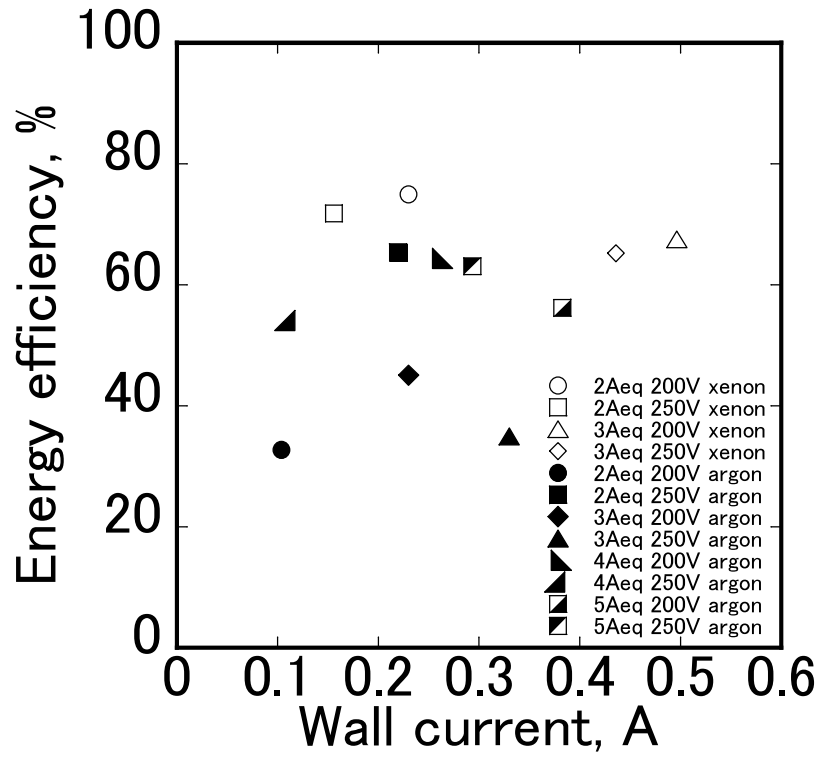


図 4-21 壁面電流に対するエネルギー効率(3mm チャンネル)

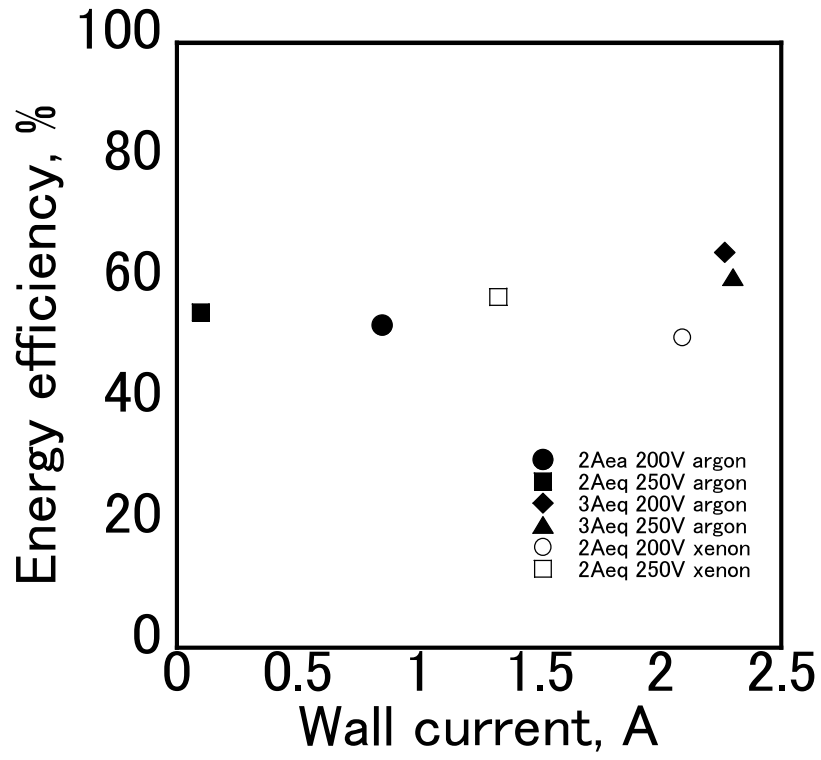


図 4-22 壁面電流に対するエネルギー効率(9mm チャンネル)

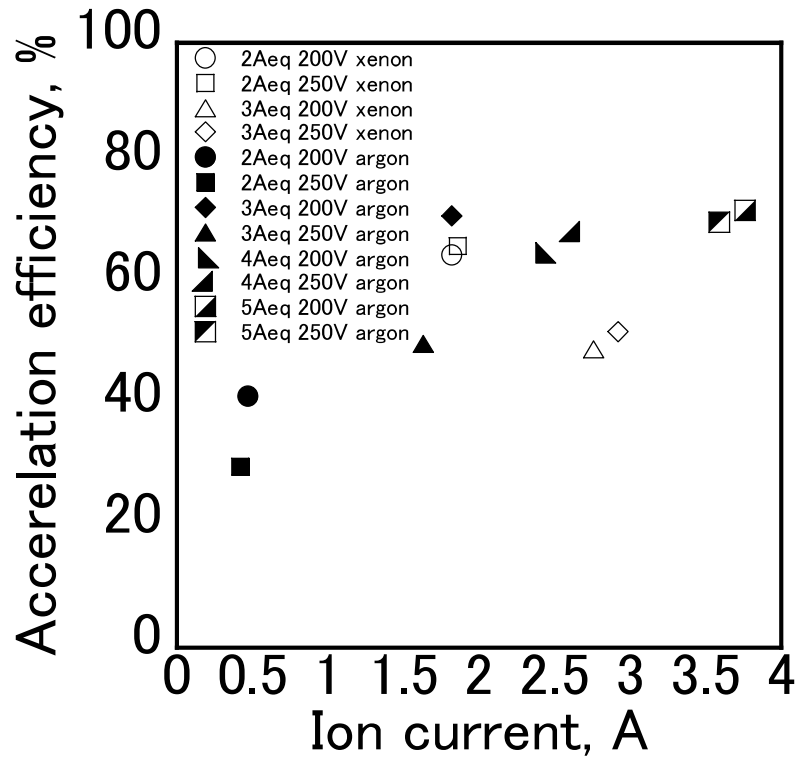


図 4-23 イオン電流に対する加速効率(3mm チャネル)

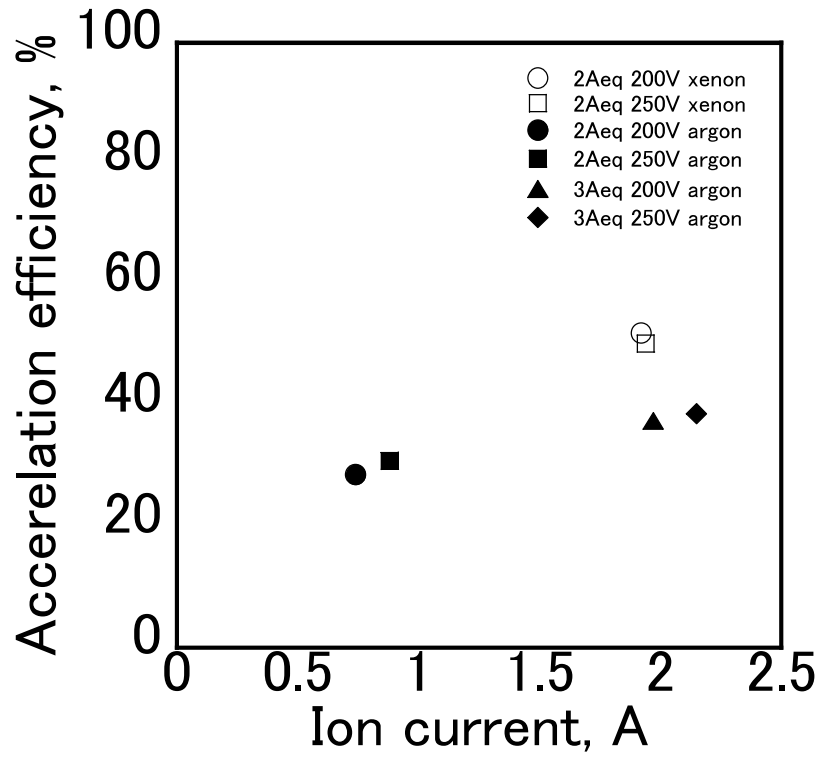


図 4-24 イオン電流に対する加速効率(9mm チャネル)

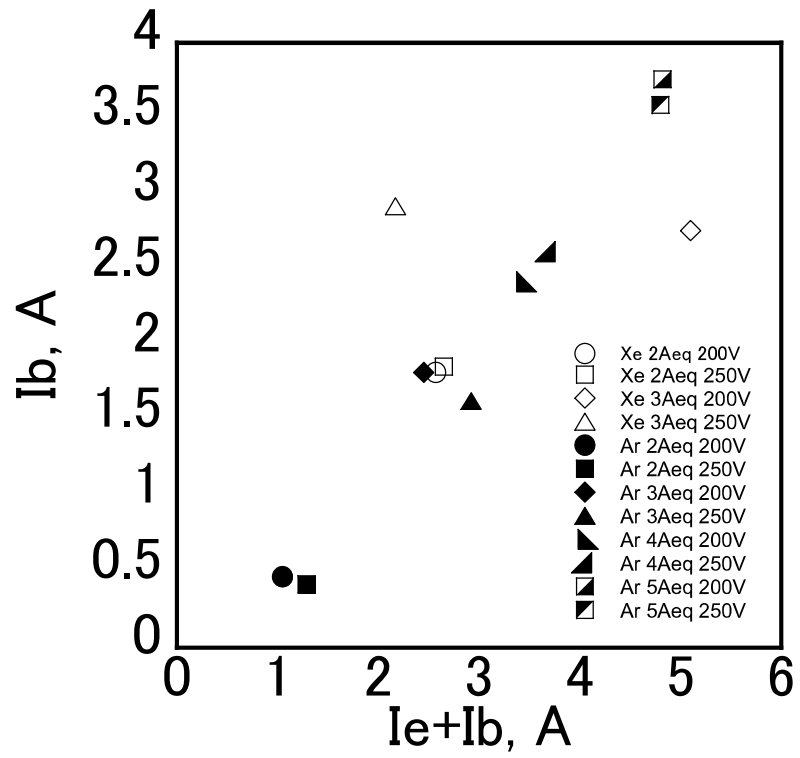


図 4-25 イオン電流と拡散電流に対するイオン電流(3mm チャンネル)

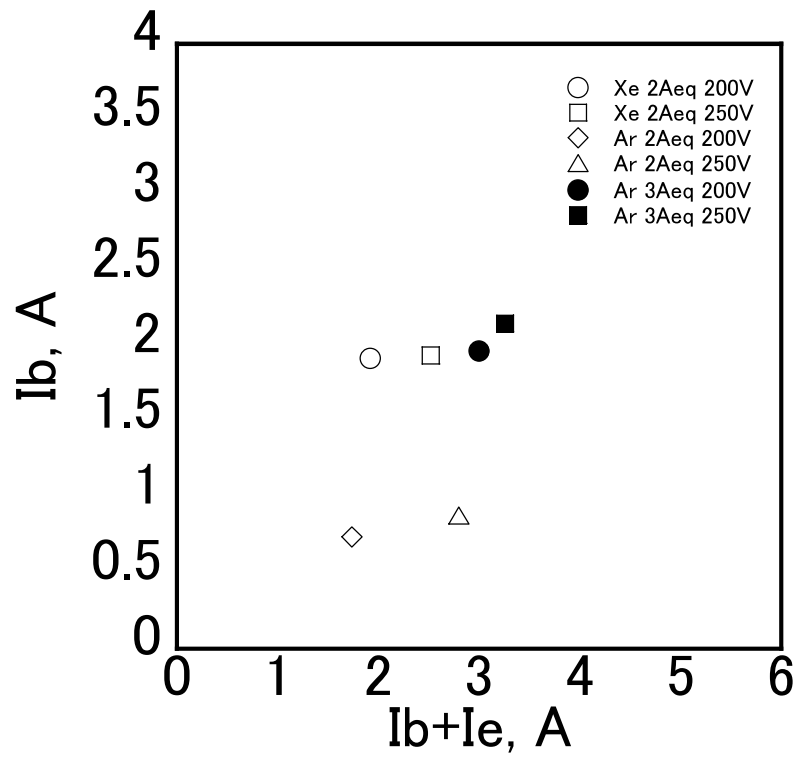


図 4-26 イオン電流と拡散電流に対するイオン電流(9mm チャンネル)

## 第5章 輸送コストの検証

4章, 5章で行った, アルゴンの高性能化による輸送コストの変化を評価するため, 2章で構築したコストモデルを用いて検証を行った.

### 5.1 静止衛星

今まで電気推進は, 静止軌道上での姿勢制御に使われ, 低軌道からの軌道遷移には科学推進が使われてきた. 電気推進は, 大量物資輸送において利点が多い. しかし, それらのミッションを考える前に静止衛星においての実現可能性を検討する必要がある. 電気推進による静止衛星では, 近年 Boeing の 702SP が商業的に実用化されており, 今後日本でも普及することが考えられる. そこで, 全電化静止衛星を想定して, 設計変更したチャンネルを用いたホールスラストで, キセノンに対してコスト面で優位性があるかを調査した.

#### 5.1.1 計算条件

低軌道までの打ち上げ質量は全電化衛星バス 702SP でホールスラストを使った場合の乾燥質量から求めた [4]. 低軌道までの使用ロケットは SpaceX の中型ロケット Falcon9 を使用する. 投入電力は RAIJIN を想定し, 5 kW ホールスラストを 4 台使用するとする.

表 5-1 静止衛星の計算条件

パラメータ	値
速度増分, km/s	5989
乾燥質量 (タンク除く), kg	2272
投入電力, kW	20
運用人数, 人	2
打ち上げ費用(LEO), 億/kg	2.9
人件費, 円/hour	9000
Xenon 単価, 円/kg	550,000
Argon 単価, 円/kg	495

### 5.1.2 結果

静止衛星を想定してキセノン、アルゴン、混合推進剤でのコストの計算結果を従来のホールスラストを使用した場合を表 5-2 (a)に、設計変更後の 9mm のチャンネルを使った場合を表 5-2(b)に示す。アルゴン単体での輸送コストが最も高かった。これは、アルゴンの性能が低いために推進剤質量が増え、打ち上げコストが大きくなったためである。3 mm チャンネルの場合はアルゴンに 70 %のキセノンを混合した場合が最も輸送コストが低くなった。

9 mm チャンネルを使用すると、キセノンは 18.0 億円、アルゴンは 17.3 億円であった。キセノンはアノード効率が下がったため、運用コストが上昇したが、 $I_{sp}$ が上昇したため、推進剤コストが減少した。アルゴンはアノード効率、 $I_{sp}$ ともに上昇したため、打ち上げコスト、運用コストが大幅に低下した。

以上より、静止衛星では 9mm チャンネルを用いるとアルゴンの輸送コストは低下し、キセノン単体よりもトータルで輸送コストが低くなることがわかった。

表 5-2 静止衛星の輸送コスト

(a) 3mm チャンネル

推進剤	キセノン	アルゴン	キセノン 70%
アノード効率, %	47.7	4.4	42.2
$I_{sp}$ , s	1384	483	1440
体積流量, Aeq	2	2	2
放電電圧, V	200	200	200
推進剤重量, kg	1331	8627	1390
打ち上げ重量, ton	3.6	13.9	3.8
運用時間, day	297	2547	380
推進剤コスト, 億円	6.7	$4.0 \times 10^{-2}$	4.9
打ち上げコスト, 億円	10.9	41.5	11.4
運用コスト, 億円	1.1	4.9	0.7
全コスト, 億円	18.7	46.4	17.03



(b) 9mm チャンネル

推進剤	キセノン	アルゴン
アノード効率, %	27.9	18.4
$I_{sp}$ , s	1587	1812
体積流量, Aeq	3	3
放電電圧, V	200	200
推進剤重量, kg	1126	1361
打ち上げ重量, ton	3.4	4.0
運用時間, day	566	1352
推進剤コスト, 億円	5.63	0.007
打ち上げコスト, 億円	10.2	12.1
運用コスト, 億円	2.17	5.19
全コスト, 億円	18.0	17.3

## 5.2 宇宙太陽光衛星(SSPS)

日本では、1980年代からSSPSに関する組織的な研究活動が開始され、2000年代に入りJAXA及び経済産業省により100万kW級のSSPSの検討が行われた。SSPSの成立を左右する要因は売電価格である。太陽光発電システムの建設には10000tonの物資を輸送する必要があるため、1kWあたり8円の売電価格を実現するためには、輸送コストを3000億円に収める必要がある[2]。そこで、本モデルを用いて代替推進剤とキセノンでSSPSの輸送コストの検証を行った。

### 5.2.1 計算条件

SSPSは低軌道までは化学ロケットによって打ち上げる。低軌道までは化学ロケットで太陽光パネルや推進剤、OTV(Orbital Transfer Vehicle)を輸送する。化学ロケットはSpaceXの大型ロケットFalcon Heavyを使用する。Falcon Heavyは低軌道への打ち上げ能力が54.4tonであるため、54.4tonのうち推進系質量と軌道往復に必要な推進剤質量を除いた質量の太陽光パネルを搭載するとする。低軌道から静止軌道までの往復には電気推進による再使用ロケットOTVを使用する。太陽光パネルは合計で10000万ton輸送する必要があるため、低軌道から静止軌道まで往復して輸送する。搭載するスラスタは100kWを10台使用するとした。

表 5-3 SSPS 輸送の計算条件

パラメータ	値
速度増分, km/s	5989
投入電力, kW	2000
運用人数, 人	2
打ち上げ費用(LEO), 億/kg	1.75
人件費, 円/hour	9000
Xenon 単価, 円/kg	550,000
Argon 単価, 円/kg	495

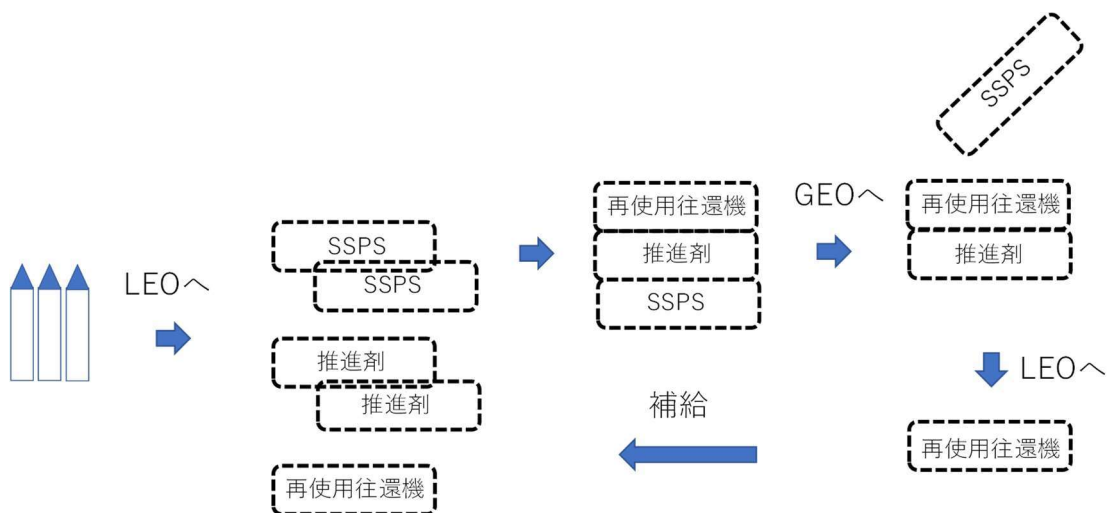


図 5-1 SSPS 輸送シナリオ

### 5.2.2 結果

SSPS10000 ton の輸送を想定したキセノン，アルゴン，混合推進剤でのコストの計算結果を従来のホールスラストを使用した場合を表 5-4(a)に，設計変更後の 9mm のチャンネルを使った場合を表 5-4(b)に示す．3mm チャンネルではキセノンは体積流量 2 Aeq での推進性能が最も高かったため，その値を使用した．アルゴンには 3 Aeq の推進性能を使用した．

表 5-4 に示すように，従来のキセノンに最適化された 3mm チャンネルのホールスラストではアルゴンの輸送コストは 3.5 兆であり，キセノンは 8.6 兆円であることがわかった．また，3mm チャンネルの場合は，キセノンを 40%混合することで 7.3 兆円となり，

キセノン単体よりも低くなった。これは、アルゴンを主に使うことで推進剤価格を抑え、推進性能もキセノンを混合することで向上したため、運用時間も大幅に上がることなく輸送できるためである。

9 mm チャンネルを使った場合、輸送費はアルゴンを使う 3.5 兆円、キセノンを使うと 8.2 兆円であることがわかった。これは長いチャンネルを用いることでアルゴンの推進性能が向上し、搭載するアルゴンの質量を減らすことができるため、打ち上げ費用を抑えられるからである。しかし、運用時間はキセノンの約 2 倍となり、劣化への影響が懸念される。キセノンは長いチャンネルを使用することによって効率が減少したため、運用コストが上昇したが、 $I_{sp}$  が上昇したため、打ち上げコストと推進剤コストが減少し、トータルでは 8.2 兆円と減少した。以上より、キセノンは 9 mm チャンネルでは運用時間の増加により劣化への影響があるが、輸送コストは 9mm チャンネルを用いたほうが低い。アルゴンは 9 mm チャンネルを使用することで、キセノンよりも低コストで SSPS を輸送することが可能であると言える。

しかし、冒頭でも述べたように 1kW あたり 8 円の売電価格を実現するためには、輸送コストを 3000 億円に収める必要があるが、いずれの場合も 3000 億円以内を達成することはできず、さらなる輸送コストの削減が必要であることが分かった。

表 5-4 SSPS の輸送コスト

(a) 3 mm チャンネル

推進剤	キセノン	アルゴン	キセノン 40%
アノード効率, %	44.7	29.7	27.5
$I_{sp}$ , s	1384	1769	1240
体積流量, Aeq	2	3	2
放電電圧, V	200	200	200
推進剤重量, ton	$1.1 \times 10^4$	$2.7 \times 10^4$	$2.0 \times 10^4$
打ち上げ重量, ton	$8.9 \times 10^3$	$1.1 \times 10^4$	$1.0 \times 10^4$
運用時間, day	$3.2 \times 10^4$	$1.2 \times 10^5$	$6.1 \times 10^4$
推進剤コスト, 億円	$5.5 \times 10^4$	140	$3.9 \times 10^4$
打ち上げコスト, 億円	$3.1 \times 10^4$	$3.4 \times 10^4$	$3.4 \times 10^4$
運用コスト, 億円	121	480	235
全コスト, 億円	$8.6 \times 10^4$	$3.5 \times 10^4$	$7.3 \times 10^4$

(b) 9 mm チャネル

推進剤	キセノン	アルゴン
アノード効率, %	27.9	18.4
$I_{sp}$ , s	1587	1812
体積流量, Aeq	3	3
放電電圧, V	200	200
推進剤重量, kg	$1.0 \times 10^4$	$1.1 \times 10^4$
打ち上げ重量, ton	$8.4 \times 10^3$	$7.6 \times 10^3$
運用時間, day	$5.1 \times 10^4$	$1.4 \times 10^5$
推進剤コスト, 億円	$5.1 \times 10^4$	52
打ち上げコスト, 億円	$3.0 \times 10^4$	$3.4 \times 10^4$
運用コスト, 億円	200	390
全コスト, 億円	$8.2 \times 10^4$	$3.5 \times 10^4$

## 第6章 結論

本論文ではキセノンに代わる推進剤の輸送コストでの評価方法を構築し、最も安価なアルゴンについて高性能化を行った。得られた結果は以下のとおりである。

1. ホールスラスタにおける、キセノンの枯渇問題への対応として、キセノンに代わる代替推進剤のキセノンとの優位性を評価するため、評価方法を構築した。本研究では、輸送コストを推進性能の関数として表すことによって、どの推進剤の組み合わせでも推進性能から代替推進剤の有効性を評価することが可能になった。
2. ホールスラスタへの代替推進剤としてアルゴンを提案し、アルゴンの高性能化方法を2点提案した。1つめはアルゴンに対して少量のキセノンを添加し、電離を促進させる方法であり、2つ目はアルゴンの平均自由行程に合わせてチャンネルの幾何形状を設計変更し、アルゴンの性能を上げる方法である。
3. アルゴンに少量のキセノンを混合することでアノード効率および  $I_{sp}$  が上昇した。これは、推進剤利用効率およびエネルギー効率が向上したことに起因する。すなわち、キセノンが電離することによって生じた電子が、衝突機会のなかったアルゴンの中性粒子に衝突することによる電離の促進と、混合推進剤がアルゴン単体よりも高いポテンシャル位置で電離しているためであることが分かった。
4. アルゴンの電離が乏しい理由として分子量の小ささから中性粒子の速度が速く、電離する前に排気されていることに起因するものとし、チャンネル内部に中性粒子を留めることを目的にアルゴンの平均自由行程に合わせてチャンネルを設計変更した。推進性能評価を行った結果、チャンネル内の広い範囲で電離が起こることでアルゴンの電離が促進することを確認した。一方で、イオンの壁面への損失も多くなることが確認された。このことから、イオンの生成と損失のトレードオフ関係からチャンネルの長さが最適化されうるという設計指針が得られた。
5. 得られた推進性能をもとに、静止衛星と SSPS の輸送を想定して輸送コストの比較を行った。その結果、延長したチャンネルを用いると、静止衛星の場合はアルゴンを使用したほうが 0.7 億円ほど輸送コストが低く、SSPS の場合はアルゴンを使用したほうが輸送コストが 5.1 兆円低くなることが分かった。売電価格を考えると輸送コストは 3000 億円以内に収めることが必要なため、SSPS の輸送にはアルゴンを用いることが望ましい。

以上，本研究により，アルゴン推進剤の性能を向上させるホールスラストの設計指針を得た．検証結果により，静止衛星や SSPS のような大量物資輸送においてアルゴンを使うことにより，低コスト化が可能であることが示された．

## 謝辞

本研究を進めるにあたり、熱心にご指導いただいた横田茂准教授に深く感謝いたします。研究室の1期生として5年間という長きにわたって、研究に対する姿勢や実験手法までご丁寧にご指導いただきました。また、多くの助言をいただいた嶋村耕平助教に感謝いたします。共同研究でご助言いただいた三菱重工の小島康平先生には実験について貴重な助言をいただきました。またTAとしてもお世話になり、感謝いたします。

本論文の審査過程に置きまして、多くのご助言とご指導を賜りました筑波大学の西岡牧人教授、藤野貴康准教授、JAXA/ISAS 張科寅様に深く感謝申し上げます。

夏季にJAXA/ISASの大型チャンバでの実験の際、多くのご助言を賜りました、阿部琢美准教授、岩倉優太様に感謝申し上げます。

研究基盤総合センター・工作部門の堀准教授ならびに技術員の内田さんには工作の知識やご指導を賜り、多くのことを学ばせていただきました。また研究を行う上で様々な励ましをいただいた研究室の皆様感謝します。ありがとうございました。

# Appendix Full-PIC-DSMC 法による数値解析

4章で示した数値解析は、現存したものを改変して行った。参考のため、その解析の詳細について、参考文献 [47]より抜粋、一部改変してものを以下に示す。

## 粒子の運動

用いた運動方程式は、円柱座標系の荷電粒子の運動方程式

$$m_j \begin{bmatrix} \ddot{r} - r\dot{\theta}^2 \\ 2\dot{r}\dot{\theta} + r^2\ddot{\theta} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = q_j (\mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (\text{A. 1})$$

である。ここで、 $j$  は粒子種をあらわし、 $j = \text{n, e, i}$  である。また、 $q_n = 0$ 、 $q_e = -e$ 、 $q_i = e$  である。中性粒子は右辺が 0 であり、格子に依存した力がかからないので、各時間に粒子の位置と速度を更新するのみである。荷電粒子については、格子に依存した量である電場および磁場の項があるため、4 次の Runge-Kutta 法を用いた。

## 粒子間衝突

最大衝突数法は DSMC 法を用いた粒子コードにて衝突を扱う場合、最速の手法である。時間  $\Delta t$  の間の衝突数は

$$N_{\text{col}} = \frac{N_n N_e g \sigma}{V} \quad (\text{A. 2})$$

で与えられる。ここで、各セルにて PIC 法により中性粒子密度と電子密度はわかっているため、残りは衝突粒子の相対速度  $g$  及び、衝突断面積  $\sigma$  が必要である。中性粒子は遅いため、相対速度はほぼ電子の速度とみなせるので、 $v_e$  とする。また、 $\sigma$  については、データから得られる。衝突確率は

$$P = \frac{N_{\text{col}}}{N_e} \quad (\text{A. 3})$$

となる。あらかじめ  $g$  と  $\sigma$  の最大値がわかっているならば、最大衝突数  $N_{\text{max}}$  がわかることとなり、試行回数が  $N_{\text{max}}$  回で済むこととなる。それぞれの試行にて、衝突する粒子の組は、確率的に取り出すことで決める。



## 電位および電場

以上の粒子の移動，衝突及び生成消滅が起きた後，各粒子の位置が決定され，PIC法により各格子点のセル内の粒子数分布が決まる．すなわち，荷電粒子の数密度分布が得られる．これを用いて，1次元 Poisson 方程式

$$\Delta\varphi = -\frac{e}{\varepsilon_0}(n_i - n_e) \quad (\text{A. 4})$$

を解くことが可能となる．

Poisson 方程式は2次精度で差分化し，得られた係数行列の式はSOR法，GMRES法によって解いた．

## 数値解析上の仮定

### マクロパーティクル

粒子法では粒子ごとに基礎式を記述し解くものであるが，原子ひとつひとつをそのまま解くと計算コストが高くなる．したがって，いくつかの原子をマクロパーティクルと呼ばれるひとつの塊（粒子）として，解くこととなる [47]．

### 質量比

中性粒子，電子，イオンともすべて粒子として扱うが，質量が大きく異なるため，速度に大きな差が生じる．このため，一番速度の速い電子に合わせ，時間ステップを非常に小さくする必要がある．しかしながら，中性粒子は非常に動きが遅いため，計算時間が非常に大きくなる．

そこで，電子の質量を $\alpha$ 倍することで大きくし，エネルギーは実際の値と同じとするため，速度を $\alpha^{1/2}$ 倍に遅くすることができる．これによって，時間刻みを $\alpha$ 倍に大きくとることができる，計算時間を短縮することができる [47] [48]．

$$m_{e \text{ virtual}} = \alpha m_{e \text{ real}} \quad (\text{A. 5})$$

$$v_{e \text{ virtual}} = \frac{1}{\sqrt{\alpha}} v_{e \text{ real}} \quad (\text{A. 6})$$

ただし，これによって物理現象が影響を受けないようにするため，以下のような修正を行った．

Rormar 半径  $r_c$  は

$$r_c = \frac{mv}{eB} \quad (\text{A. 7})$$

で与えられるので，磁束密度  $B$  を $\alpha$ 倍することによって，仮想値と現実値をおなじとす

る。これは、電子の動く距離が修正されてしまうと、固定された幾何形状の計算領域に対して、分布が変わってしまう可能性があるためである。衝突周波数も仮想値と現実値を同一とすべき物理量である。速度が $\alpha^{-1/2}$ 倍であるので、衝突断面積を $\alpha^{1/2}$ 倍することにより修正した [49].

### 乱数発生手法

プログラム中、様々な場所で乱数が用いられる。計算機で用いられる乱数は擬似乱数であるが、粒子法では各粒子に対し数回乱数を用いるため、周期の短い擬似乱数を用いることは推奨されない。組み込み乱数 `rand()` の周期は最大でも  $2^{32}$  程度であり、粒子法には不十分である。今回の計算では長周期 ( $2^{19937}-1$ )、高次元均等分布を持ち、生成速度も速い Mersenne Twister 乱数 [50] を採用した。

### 格子及び時間刻み

基礎方程式となるのは、各粒子の Boltzmann 方程式および場を解くための Poisson 方程式である。これらを解くためには格子を刻む必要があるが、そのために必要な条件は、記述したい物理現象の観点からはデバイ長、計算の条件からは衝突の平均自由行程である。

記述したい物理現象についての条件を述べる。アノード壁面あるいは、加速チャンネル内にはシースと呼ばれる、非線形領域が現れると予期されるため、シースを記述できる程度の空間精度が必要となる。

一般に、シースの厚みは Debye 長の数倍程度であるといわれており、Debye 長は

$$\lambda_D = \left( \frac{k_B T_e}{4\pi n_e e^2} \right)^{1/2} \quad (\text{A. 8})$$

と定義される。

時間刻みを決定する条件は、記述したい物理現象の観点からは Larmor 運動、スキームからの要求としては、平均自由時間および Courant 条件である。

まず、Larmor 運動について述べる。加速チャンネル中で電子は印加された磁場によって Larmor 運動をし、ホールスラストにおいては、これを記述する必要がある。サイクロトロン周波数は

$$\omega_c = \frac{eB}{m_e} \quad (\text{A. 9})$$

である。

次は平均自由時間についてである。DSMC法を使って各粒子が確率的に衝突の有無、種類を決定するため、この確率は1を超えない。従って、時間刻みは衝突平均自由時間よりも小さくなくてはならない。最も平均自由時間の短い電子中性粒子間の全衝突の平均自由時間は

$$\tau_{ne} = \frac{1}{n_n \sigma_e v_e} \quad (\text{A. 10})$$

である。

最後に Courant 条件である。粒子は時間刻みごとに1セル以上飛び越えてはならない。特に荷電粒子は格子ごとに規定される電磁力が働くため、この条件が必要となる。電子の熱速度で最大  $1 \times 10^5$  m/s、加速されたイオンの速度で最大  $2 \times 10^4$  m/s 程度と推算され、格子幅は前述の通り  $2.0 \times 10^{-2}$  mm であるので、時間刻みは  $2.0 \times 10^{-10}$  s 以下であることが要求される [49]。

上記の観点より、基準となる時間刻みは  $1.0 \times 10^{-11}$  s であるとした。ただし、本計算では計算時間短縮のために電子の質量を仮想的に大きくして時間刻みを大きくする工夫を施しているため、電子の仮想的な質量を実際の  $\alpha$  倍とした場合は、時間刻みは  $\alpha^{1/2}$  倍とすることが可能である。

## 流入条件

中性粒子は、アノード奥より流量は  $dm/dt$ 、速度は中性粒子温度  $T_{n0}$  の half-Maxwellian にて流し込んでいる。

まず、流量を与えることで各タイムステップに計算領域に入り込む粒子の個数を決定する。

$$N_{in} = \frac{dm}{dt} \frac{1}{M_n} \Delta t \quad (\text{A. 11})$$

流れ込んだ粒子は速さが half-Maxwellian で与えられ、方向が乱数によってランダムに与えられる。次に粒子の流入位置が乱数によって与えられる。流入時刻も乱数によって決められ、タイムステップの残りの時間を使って粒子は移動する。

流量は作動パラメータで今回は実験条件と同じ  $2 \text{ A}_{eq}$  ( $1.36 \text{ mg/s}$ ) で固定した。  $T_{n0}$  は室温で  $300\text{K}$  とした。

電子の流入条件は、加速チャネル出口より流量は  $1 \text{ A}$ 、速度は電子温度  $10 \text{ eV}$  の half-Maxwellian にて流し込んでおり、速度ベクトルの方向と大きさおよび初期位置の与え方は中性粒子の場合と同じである。ただし、流入させた電子は磁場に捕捉され、中性粒子

と衝突した分だけ計算領域に入っていく [49].

### 粒子間衝突

衝突は中性粒子と電子の弾性衝突, 電離衝突, 励起衝突を考慮した. ただし, 実際には高磁束密度を印加した際には異常拡散になるため [51], Bohm 拡散[63]相当の衝突を考慮に入れた.

### 弾性散乱

弾性散乱, 電離衝突, 及び励起衝突などの全衝突をあわせた衝突断面積は参考文献 [64]による. これを電子温度の多項式で近似した. キセノンの場合, 近似式は以下のようになる.

$$0\text{eV} \leq T_e < 1\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_i = & +4.000 \times 10^{-18} \times (1.000 + 5.088 \times 10^{-1} T_e - 9.895 \times 10^{-1} T_e^2 \\ & + 8.463 \times 10^{-1} T_e^3 - 2.725 \times 10^{-1} T_e^4) \end{aligned}$$

$$1\text{eV} \leq T_e < 8\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_i = & -1.826 \times 10^{-19} \times (1.000 - 1.520 T_e + 8.719 \times 10^{-1} T_e^2 \\ & - 1.436 \times 10^{-1} T_e^3 - 7.640 \times 10^{-3} T_e^4) \end{aligned} \quad (\text{A. 12})$$

$$8\text{eV} \leq T_e < 100\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_i = & +5.482 \times 10^{-19} \times \{1.000 - 2.655 \times (T_e/100) - 3.037 \times (T_e/100)^2 \\ & - 1.098 \times (T_e/100)^3\} \end{aligned}$$

アルゴンの場合は以下の通りとなる.

$$0\text{eV} \leq T_e \leq 40\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_t = & -3.646 \times 10^{-35} \times T_e^6 + 1.038 \times 10^{-31} \times T_e^5 - 1.124 \times 10^{-28} \times T_e^4 \\ & + 5.697 \times 10^{-26} \times T_e^3 - 1.318 \times 10^{-23} \times T_e^2 \\ & + 9.763 \times 10^{-22} \times T_e + 5.097 \times 10^{-20} \end{aligned}$$

(A. 13)

$$40\text{eV} \leq T_e \leq 100\text{eV}$$

$$\sigma_t = -6.618 \times 10^{-35} \times T_e^6 + 3.374 \times 10^{-28} \times T_e^5$$

$$\begin{aligned}
& -6.566 \times 10^{-26} \times T_e^4 + 6.379 \times 10^{-24} \times T_e^3 \\
& -3.304 \times 10^{-22} \times T_e^2 + 8.393 \times 10^{-21} \times T_e
\end{aligned}$$

衝突の有無を乱数によって確率的に決め、その後電離衝突や励起衝突が起きない場合、弾性散乱とした。

中性粒子は電子に比べて質量が非常に大きいため、衝突前後でエネルギー、運動量共に変化はないものとした。一方、電子は衝突によりエネルギー変化はないものの等方的に散乱するものとした。

### 電離衝突

キセノンの電離衝突の反応式は以下の通り、1価の電離のみ考慮にいたした。



キセノンの衝突断面積は以下のようになり、これも電子温度の関数として多項式で近似を行った。

$$\begin{aligned}
& 0\text{eV} \leq T_e < 12.1\text{eV} \\
& \sigma_i = 0 \\
& 12.1\text{eV} \leq T_e < 100\text{eV} \quad (\text{A. 15}) \\
& \sigma_i = -7.041 \times 10^{-20} \times \{1.000 - 1.046 \times 10^1 (T_e/100) - 2.353 \times 10^1 (T_e/100)^2 \\
& \quad - 2.308 \times 10^1 (T_e/100)^3 + 8.280 \times (T_e/100)^4\}
\end{aligned}$$

なお、アルゴンの衝突断面積は以下である。

$$\begin{aligned}
& 0\text{eV} \leq T_e \leq 15.8\text{eV} \\
& \sigma_i = 0 \\
& 15.8\text{eV} \leq T_e \leq 30\text{eV} \\
& \sigma_i = +2.853 \times 10^{-28} \times T_e^6 - 2.556 \times 10^{-26} \times T_e^5 \\
& \quad + 7.358 \times 10^{-25} \times T_e^4 - 6.248 \times 10^{-24} \times T_e^3 \quad (\text{A. 16})
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& 0\text{eV} \leq T_e \leq 100\text{eV} \\
& \sigma_i = -9.351 \times 10^{-37} \times T_e^6 + 4.459 \times 10^{-33} \times T_e^5 \\
& \quad - 7.795 \times 10^{-30} \times T_e^4 + 6.398 \times 10^{-27} \times T_e^3
\end{aligned}$$

$$-2.529 \times 10^{-24} \times T_e^2 + 4.063 \times 10^{-22} \times T_e + 6.926 \times 10^{-21}$$

ここでキセノンの 12.1eV およびアルゴンの 15.8eV は第一イオン化エネルギーである。電子のエネルギーがこの値より小さい場合、電離衝突は起こらない。

電離衝突後、中性粒子は消滅、イオンと電子が生成する。生成したイオンのエネルギーはもとの中性粒子のエネルギーである。速度成分はランダムとし、位置はもとの中性粒子がいた位置とした。

一方、電子は衝突電子と二次電子でエネルギーを分け合うこととなる。エネルギー保存は以下のようになる。

$$E_{p0} = E_p + E_s + 12.1\text{eV} \quad (\text{A. 17})$$

ここで、 $E_{p0}$  はもとの電子のエネルギー、 $E_p$  は衝突後の電子のエネルギー、 $E_s$  は二次電子のエネルギーである。参考文献 [52]によると、衝突電このエネルギーが  $E_{p0}$  で、二次電子のエネルギーが  $E_s$  となる衝突断面積は、

$$\sigma(E_p, E_s) = \sigma(E_p) C(E_p) f(E_s) \quad (\text{A. 18})$$

$$\int_0^\infty \sigma(E_p, E_s) dE_s = \sigma(E_p) \quad (\text{A. 19})$$

のように分解でき、

$$C(E_p) = \frac{1}{E_j \tan^{-1} \left\{ (E_p - I) / 2E_j \right\}} \quad (\text{A. 20})$$

および

$$f(E_s) = \frac{1}{1 + (E_s/E_j)^2} \quad (\text{A. 21})$$

と表される。ここで、 $I$  は第一イオン化エネルギー 12.1eV、 $E_j$  は実験値による定数で、Xe の場合、8.7eV である。アルゴンの場合は第一イオン化エネルギー 15.8eV、 $E_j$  は 8.7eV である。

これを用いて棄却法より二次電子のエネルギーを決定した。二次電エネルギーは乱数  $R$  を用いて、

$$E_s = R(0 \rightarrow 1) \times (E_{p0} - I) \quad (\text{A. 22})$$

と仮に決定し、これを用いて得られた  $f(E_s)$  の値に対し、別の乱数が小さい値をとれば採用、そうでなければ繰り返す。これにより二次電子のエネルギーが決定されたら、それをもとに衝突電子の衝突後のエネルギーも決定される。

## 励起衝突

キセノンの励起衝突の反応式は以下の通りである.



ここで, \*は励起された原子を表す. 励起準位の中でもっともエネルギー準位の低い, 8.7eV の準位のみを考えることとした. 従って, これも電子温度  $T_e$  の多項式で近似を行い, コードに組み込んだ.

$$0\text{eV} \leq T_e < 8.7\text{eV}$$

$$\sigma_e = 0$$

$$8.7\text{eV} \leq T_e < 23\text{eV}$$

$$\sigma_e = +3.763 \times 10^{-20} \times (1.000 + 3.157 \times 10^{-1} T_e + 2.907 \times 10^{-2} T_e^2 - 6.649 \times 10^{-4} T_e^3) \quad (\text{A. 24})$$

$$23\text{eV} \leq T_e < 100\text{eV}$$

$$\sigma_e = +5.788 \times 10^{-20} \times \{1.000 - 1.657 \times 10^{-2} (T_e/100) + 1.242 \times (T_e/100)^2 - 4.105 \times 10^{-1} (T_e/100)^3\}$$

アルゴンには以下を使用した.

$$35.8\text{eV} \leq T_e \leq 87.0\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_{ex} = & +1.426 \times 10^{-8} \times T_e^6 - 5.559 \times 10^{-6} \times T_e^5 \\ & + 0.0008679 \times T_e^4 - 0.06871 \times T_e^3 + \\ & 2.855 \times T_e^2 - 56.68 \times T_e + 369.4 \end{aligned} \quad (\text{A. 25})$$

$$35.8\text{eV} \leq T_e \leq 100\text{eV}$$

$$\begin{aligned} \sigma_{ex} = & +4.146 \times 10^{-7} \times T_e^3 - 9.421 \times 10^{-6} \times T_e^2 \\ & - 0.1062 \times T_e + 31.86 \end{aligned}$$

衝突前後で, 電子から中性粒子に与えられるエネルギーは励起エネルギーのみとし, 従って, 衝突後の電子のエネルギーは

$$E_p = E_{p0} - E_i \quad (\text{A. 26})$$

である。衝突によって電子は等方散乱するものとし、ランダムベクトルを用いて速度を決定した。速度は衝突前後で変わらないとした。

### 異常拡散

過去の実験より一定以上の磁場領域では、電子の拡散形態が古典拡散から異常拡散へと遷移することがわかっている。通常、異常拡散は電場の半径方向の揺動によるものといわれているが、この効果が計算に反映されることはない。そこで、以下の様に異常拡散相当の衝突を組み込むことによって、この効果が計算上も現れるようにした。

Bohm 拡散は異常拡散の一種である。Bohm 拡散による電子の拡散係数は実験式として

$$D_{\perp} = \frac{1}{16} \frac{k_B T_e}{eB} \quad (\text{A. 27})$$

が与えられている。一方で、拡散係数の定義は

$$D_{\perp} = \frac{k_B T_e}{m_e \omega_c^2} \nu \quad (\text{A. 28})$$

である。従って、Bohm 拡散相当の衝突を考慮するとすれば、その衝突周波数は

$$\nu_{\text{Bohm}} = \frac{eB}{16m_e} \quad (\text{A. 29})$$

とすることができる。これにより、Bohm 拡散相当の衝突を考慮することが可能となる [49].



## 参考文献

- [1] 田原弘一, "電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望," *J. Plasma Fusion Res.*, vol. 94, no. 2, pp. 58-59, 2018.
- [2] 中野正勝, "大電力電気推進を用いた宇宙太陽光発電衛星の輸送コスト評価," 第巻 1, pp. 74-79, 2016.
- [3] 国際宇宙探査協働グループ (ISECG), "国際宇宙探査ロードマップ(GER)," 2013.
- [4] 杵淵紀世志ら, "大型電気推進実現に向けた試験設備構想と世界状況," 宇宙輸送シンポジウム, 2013.
- [5] K.Klaus, M.S.Elsperman, F. Roger, "Mission Concepts Enabled by Solar Electric Propulsion and Advanced Modular Power Systems," 著: *The 44th Lunar and Planetary Science Conference*, 2013.
- [6] 栗木恭一, 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2013.
- [7] 濱田悠嗣, 朴俊輝, 小紫公也, 江川雄亮, 山本直嗣, 高畑侑弥, 角間徹生, 古久保裕介 and 田原弘一, "5kW 級ホールスラスタ RAIJIN の性能解析," *日本航空宇宙学会論文集*, vol. 65, no. 2, pp. 82-86, 2017.
- [8] A. V. Zharinov and Y. S. Popov, "Acceleration of Plasma by a Closed Hall Current," *Soviet Physics-Technical Physics*, vol. 12, pp. 208-211, 1967.
- [9] C. E. Garner, J. R. Brophy, J. E. Polk, A. V. Semenko, V. I. Garlusha, S. Tverdokhlebov, C. Marrese, "Experimental Evaluation of Russian Anode Layer Thrusters," AIAA Paper 94-3010.
- [10] J. Dunning, "NASA's Electric Propulsion Program," AIAA Paper 99-2161.
- [11] H. R. Kaufman, "Technology of Closed-Drift Thrusters," *AIAA journal*, vol. 23, no. 1, 1985.
- [12] V. Kim, "Electric propulsion activity in Russia," IEPC Paper 2001-005.
- [13] S. O. Tverdokhlebov, A. V. Semenko, A. E. Solodukhin, "Current status of multi-mode TAL development and areas of potential application," AIAA Paper-2001-3779.
- [14] M. Lyszyk, E. Klinger, J. Bugeat and D. Valentian, "Development Status of the PPS-1350 Plasma Thruster," AIAA Paper-1998-3333.
- [15] C. R. K. a. D. Estublier, "The SMART-1 Hall Effect Thruster around the Moon: In Flight Experience," IEPC Paper-2005-119.
- [16] D. L. Pidgeon, R. L. Corey, B. Sauer and M. L. Day, "Two Years On-Orbit Performance of SPT-100 Electric Propulsion," AIAA Paper-2006-5353.

- [17] T. Yee, "Roadrunner, a High-Performance Responsive Space Mission," in *18th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, SSC04-I-5, 2004.
- [18] K. H. d. Grys, B. Welander, J. Dimicco, S. Wenzel, B. Kay, V. Khayms and J. Paisley, "4.5kW Hall Thruster System Qualification Status," AIAA Paper 2004-3603.
- [19] R. R. Hofer, T. M. Randolph, D. Y. Oh and J. S. Snyder, "Evaluation of a 4.5 kW Commercial Hall Thrusters System for NASA Science Missions," AIAA-2006-4469.
- [20] T. Ozaki, Y. Inanaga, T. Nakagawa, Y. Kasai , K. Matsui, "Development status of high power xenon Hall thruster of MELCO," ISTS Paper-2006-b-34, 2006.
- [21] I. FUNAKI, S. CHO, T. SANO, T. FUKATSU, Y. TASHIRO, T. SHIIKI, Y. NAKAMURA, H. WATANABE, K. KUBOTA, Y. MATSUNAGA and K. FUCHIGAMI, "1,000-hours Demonstration of a 6-kW-class Hall Thruster for All-Electric Propulsion Satellite," *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, vol. 17, no. 5, pp. 589-595, 2019.
- [22] D. A. Herman and K. G. Unfried, "Xenon Acquisition Strategies for High-Power Electric Propulsion NASA Missions," in *7th Spacecraft Propulsion Subcommittee (SPS)*, 2015.
- [23] M. A. Hopkins and L. B. King, "Performance Comparison Between a Magnesium- and Xenon-Fueled 2 Kilowatt Hall Thruster," *J. Propul. Power*; vol. 32, no. 4, pp. 1015-1021, 2016.
- [24] J. Szabo, M. Robin and V. Hruby, "Bithmath Vapor Hall Effect Thruster Performance and Plum Experiments," in *35th International Electric Propulsion Conference*, IEPC-2017-25.
- [25] J. A. Linnell and A. D. Gallimore, "Efficiency Analysis of a Hall Thruster Operating with Krypton and Xenon," *J. Propul. Power*; vol. 22, p. 1402–1412, 2006.
- [26] J. Szabo, M. Robin and J. Duggan, "Light Metal Propellant Hall Thrusters," IEPC-2009-138.
- [27] A. Shabshelowitz, A. D. Gallimore and P. Y. Peterson, "Alternative propellant Performance of a Helicon Hall Thruster Operating with Xenon, Argon, and Nitrogen," *Journal of Propulsion and Power*; vol. 30, pp. 664-671, 2014.
- [28] 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," *Journal of Propulsion and Power*; vol. 28, pp. 848-857, 2012.
- [29] A.Lorand, O.Duchemin, S. Zurbach, D.Mehaute and N. Cornu, "Alternate propellants for PPS Hall-Effect Plasma Thruster," IEPC-2013-074.
- [30] J. Yamasaki, S. Yokota , K. Shimamura, "Operation Characteristics of Anode Layer Hall Thruster Using Alternative Propellant," ISTS-2017-b-13.

- [31] 中川貴史, 山本直嗣, 小紫公也 and 荒川義博, "酸素を推進剤に用いたホールスラストの研究," *日本航空宇宙学会論文集*, vol. 51, pp. 606-612, 2003.
- [32] K. Kalina and O. L. Weck, "Economic case for the retirement of geosynchronous," *ACTA ASTRONAUTICA*, vol. 58, pp. 485-498, 2006.
- [33] 荒川義博, 國中均, 西山和孝, 中山宜典, *イオンエンジンによる動力飛行*, コロナ社, 2006.
- [34] D. Bayers, V. Rawlin, "Critical Elements of Electron-Bombardment Propulsion for Large Space Systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, pp. 648-654, 1977.
- [35] T. Edelbaum, "Propulsion Requirements for Controllable Satellites," *ABS Journal*, vol. 31, pp. 1079-1089, 1961.
- [36] R. R. Hofer and T. M. Randolph, "Mass and Cost Model for Selecting Thruster Size in Electric Propulsion Systems," vol. 29, no. 1, 2013.
- [37] H. Tomoyuki, "Personal communication".
- [38] Y. Kanamori, "Personal communication".
- [39] D. Manzella and S. Oleson, "Evaluation of Low Power Hall Thruster," in *NASA Technical Memorandum 107326*, 1996.
- [40] S. Yokota, D. Takahashi, S. Cho, R. Kaneko, M. Hosoda, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Magnetic Topology to Stabilize Ionization Oscillation in Anode-layer-type Hall Thruster," *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, vol. 10, no. ists28, pp. Pb\_31-Pb\_35, 2012.
- [41] 長尾直樹, "ホール型推進機用 2 重振り子式スラストスタンドの開発," 東京大学大学院修士論文, 2007.
- [42] 山本直嗣, "ホールスラストの放電振動に関する研究," 東京大学大学院博士論文, 2004.
- [43] D. M. Goebel, I. Katz, *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*, 2008.
- [44] 山崎純子, 与那覇萌, 横田茂, 嶋村耕平, 小島康平, 木村竜也, 川又喜博 and 安井正明, "電気推進機用大電流電子源の作動特性," *プラズマ応用科学*, vol. 25, pp. 3-8, 2017.
- [45] M. Zimmerman and R. B. Miles., "Hypersonic-helium-flowfield measurements with the resonant Doppler velocimeter.," *Applied Physics Letters*, vol. 37, pp. 885-887, 1980.
- [46] E. Cha, D. B. Scharfe, M. K. Scharfe and M. A. Cappelli, "Hybrid Simulations of Hall Thrusters Operating on Various Propellants," IEPC-2009-075.
- [47] 横田茂, "ホールスラスト中空陽極の放電振動抑制機構," 東京大学大学院博士論文, 2004.

士論文, 2009.

- [48] D. Keefer and et.al., "Multiplexed laser induced fluorescence and non-equilibrium processes in arcjets.," AIAA Paper 94-2656.
- [49] J. Szabo, M. Robin and V. Hruby, "Bithmath Vapor Hall Effect Thruster Performance and Plum Experiments," in *IEPC-2017-25*, 2017.
- [50] M. Matsumoto and T. Nishimura, "Mersenne Twister: A 623-dimensionally equidistributed uniform pseudorandom number generator," *ACM Trans. on Modeling and Computer Simulation*, vol. 8, no. 1, pp. 3-30, 1998.
- [51] A. Smirnov, Y. Raitses and N. J. and Fisch, "Electron Cross-Field Transport in a Low Power Cylindrical Hall Thruster," *Physics of Plasmas*, vol. 11, no. 11, pp. 4922-4933, 2004.
- [52] D. Bohm, *The Characteristics of Electrical Discharges in Magnetic Fields*, New York: Qualitative Description of the Arc Plasma in a Magnetic Field, 1949.