

小型プラズマアシストガスジェットの開発

川戸, 大誠
九州大学大学院総合理工学府総合理工学専攻プラズマ・量子理工学メジャー

<https://hdl.handle.net/2324/6792876>

出版情報 : Kyushu University, 2022, 修士, 修士
バージョン :
権利関係 :



令和 4 年度

九州大学大学院 総合理工学府

総合理工学専攻

プラズマ・量子理工学メジャー

修士論文

論文名

小型プラズマアシストガスジェットの開発

氏 名 川戸 大誠

指導教員名 山本 直嗣 教授

森田 太智 助教

目次

第 1 章	序論	3
1.1	研究背景	3
1.2	レジストジェット	5
1.3	昇華性推進剤	6
1.4	研究の目的	6
第 2 章	マルチノズルが推力に及ぼす影響	6
2.1	目的	7
2.2	マルチノズル	7
2.3	実験装置	8
2.3.1	真空系	9
2.3.2	推力測定系	9
2.4	実験手法	10
2.5	理論値	14
2.6	実験結果	16
2.7	考察	17
第 3 章	指サイズのレジストジェット	19
3.1	目的	19
3.2	レジストジェットの開発	19
3.3	レジストジェットに使用する昇華性推進剤	20
3.4	理論値 _[12]	22
3.5	実験装置	25
3.5.1	ターゲット	26
3.5.2	シャッター	27
3.6	実験結果	28

3.7 考察.....	31
第 4 章 プラズマアシストガスジェット	34
4.1 目的.....	34
4.2 プラズマアシストガスジェットの開発	34
4.2.1 タンクと放電室	37
4.2.2 超音速ノズル	38
4.2.3 温度調節器.....	39
4.3 実験方法	40
4.4 実験結果	41
4.5 考察.....	43
第 5 章 結論	45
参考文献	48
謝辞.....	50

第1章 序論

1.1 研究背景

人工衛星の開発が盛んになる中で、近年特に注目されているのがマイクロサテライト、ナノサテライトと呼ばれる小型人工衛星である。これらは体積や質量が非常に小さいため、人工衛星としては低コストかつ短期間で開発が可能であるといったメリットがある。また地球観測ミッションの急増と小型衛星打ち上げロケット（SSLV）の開発により、ナノサテライトとマイクロサテライトの世界市場は現在から2030年の間に爆発的に拡大するといわれている。その世界市場は23.3%の複合年間成長率(CAGR)で成長し、139億ドルになると予測されている。[1] 今後、低コストで人工衛星を打ち上げることでリモートセンシングや地球観測ミッションを急激に進歩させることができる。

ここでナノサテライトとマイクロサテライトの定義について言及しておく。これらの具体的な定義は定まっていないが、10~100kgの人工衛星をマイクロサテライト、1~10kgの人工衛星をナノサテライトと呼ぶことが多いため、本稿もこれに従う。

Cube sat(Cube satellite)とは、非公式に CubeSat 標準と呼ばれる CubeSat Design Specification (CSD)によって定義されたナノサテライトの一種である。1Uサイズの CubeSat は 10cm×10cm×11.35cm の直方体であり、これを基準として、0.25U~12Uサイズの CubeSat が今までに打ち上げられてきた。[2]このようなナノサテライトでは小型化のためにスペースの制限が厳しく、姿勢制御用の推進器が搭載できないといった問題がある。姿勢制御用の推進器を搭載するには指サイズ程度の推進器の開発が求められる。また、CubeSat は容積の小ささから打ち上げの多くは相乗りによって行われる。そのため主ペイロードに影響を及ぼさないような厳しい安全基準が設けられており、従来の推進器に多い高圧ガスや化学推進による推進器は搭載が困難である。このような条件から我々の研究室では昇華性推進剤を用いた小型レジ

ストジェットを開発してきたが、従来の推進器に比べ比推力が小さいという問題がある。そこで本研究ではレジストジェットをもとにプラズマアシスト機能を追加したプラズマアシストガスジェットを開発し、その性能を検証した。小型で比推力の大きい推進器を開発することで CubeSat のようなマイクロサテライトの寿命を大きく伸ばすことができる。

ここで、姿勢制御用推進器の使い道について言及する。多くの CubeSat は姿勢制御方法としてリアクションホイールや磁気トルクを利用している。リアクションホイールでは、太陽光圧等による微小な外力を角運動量によって相殺している。図 1.1 はリアクションホイールによる角運動量制御の概略図である。リアクションホイールが角運動量 ω で回転するとき、角運動量保存の法則によって人工衛星はリアクションホイールの回転とは逆方向に角運動量 ω で回転する。これによって蓄積する外力を相殺することができる。しかし微小な外力が蓄積しリアクションホイールの回転数がある上限に達したとき、角運動量を放出するためにアンローディングを行う必要がある。通常アンローディングにはスラスタが用いられるが、超小型人工衛星では特にスペースの制限が厳しいため指サイズ程度のスラスタの開発が求められる。アンローディングでは一気に力積を加えて角運動量を落とす必要があるため、重要なパラメータはトータルインパルスである。ここで、トータルインパルスは以下で与えられる。

$$I_t = m \times v_{ex} \quad (1.1)$$

ここで m はタンク内質量、 v_{ex} は排出ガス速度である。この研究では小型かつ高いトータルインパルスを持つ推進器の開発を目指す。

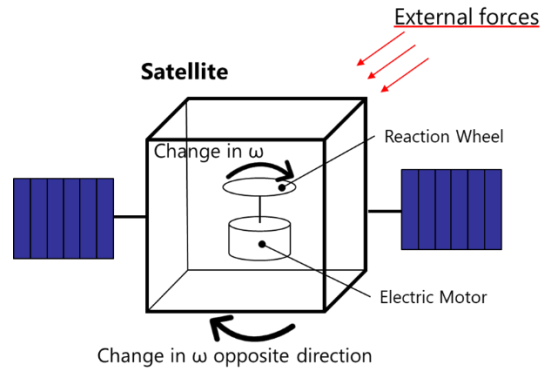


図 1. 1 リアクションホイールによる角運動量制御の概略図

1.2 レジストジェット

本研究で用いる推進器はレジストジェットである。レジストジェットは構造がシンプルであり、小型化に向いている。また、本研究では 1.3 で詳しく述べる昇華性推進剤を用いた。これにより高压タンクやバルブが必要なくなるためさらなる小型化が可能となった。

レジストジェットスラスタは推進剤を電氣的に加熱し、膨張した推進剤をノズルから排出することで超音速まで速度を上げ推進力を得る電熱加速型電気推進器の総称である。加熱には熱交換器やヒーターが使用される。構造がシンプルであり、電源も直流でよいことから小型化が容易である。性能を向上させるためには、加熱温度をあげるか、推進剤の平均分子量を下げる方法が有効的である。理論的な説明は「3.4 理論値」で行う。

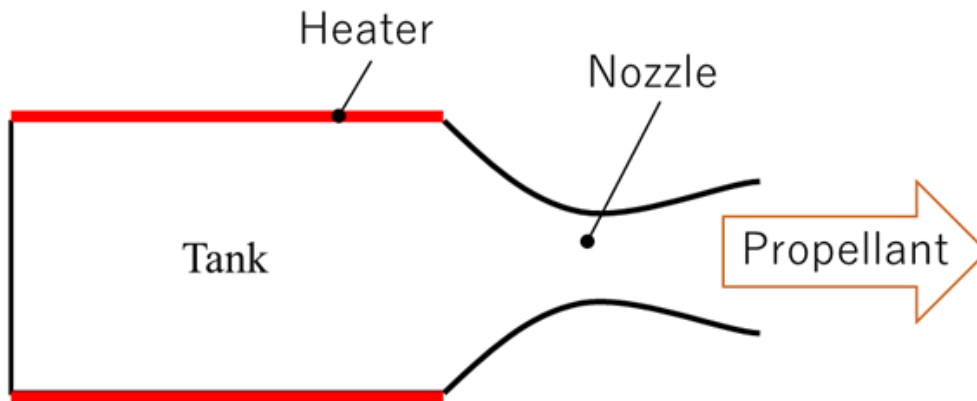


図 1. 2 レジストジェットの概略図

1.3 昇華性推進剤

化学推進以外のコールドガススラスタやレジストジェットスラスタには、毒性のない高圧ガスや希ガスが推進剤として用いられる場合がある。分子量が多い気体ほど体積充填率は大きい、同じ温度における比推力は低下する。高圧ガスとして推進剤を充填する場合タンク係数（推進剤質量に対するタンク質量の比）は大きくなる。推進器の小型化においてタンク係数をいかに小さくするかがカギである。タンク係数を小さくするには密度の高い液体や固体の推進時を用いればよい。[4]そこで昇華性の固体推進剤をもちいることでタンク係数を大幅に小さくし、超小型の推進器を開発できると考えられる。我々の研究室では、ホールスラスタやイオンエンジンにおいても昇華性推進剤の利用を試みており、その推進剤は樟脳、Lメントール、アダマンタン、サリチル酸、ナフタレン等である。

1.4 研究の目的

本研究では高性能かつ小型の推進システムを開発することが目的である。そこで以下の三点について実験を行い評価していく。

- ① マルチノズルとシングルノズルを用いたコールドガス実験を行い、マルチノズルが推力に及ぼす影響について調べる。
- ② ①の実験結果を踏まえて、指サイズのレジストジェットを開発し、4種の昇華性推進剤を使用して性能を評価する。
- ③ レジストジェットの比推力を向上させるためにプラズマを用いて推進剤の平均分子量を下げる「プラズマアシストガスジェット」を作成し、その性能を評価する。

第2章 マルチノズルが推力に及ぼす影響

2.1 目的

前述のとおり、マルチノズルがレジストジェットの推力に及ぼす影響を調べるための実験を行う。ノズルのみの性能を評価する為に「流量」「圧力」「温度」を同じ条件に設定することが簡単なコールドガスによって実験を行う。

2.2 マルチノズル

実験で使用したノズルは4種類である。ノズルの孔数は1,7,19であり、孔同士の間隔で下流における粒子同士の衝突頻度が変化し推力に影響を及ぼすかどうかについても検証するために、7孔のものに関しては孔同士の間隔を倍にしたものを用意した。

表 2.1 と図 2.1, 2.2 に4種のノズルの寸法を示す。ノズルの上流ではスロープが30°、下流では15°に設定している。すべてのノズルでは19孔ノズルの寸法を基準としてオリフィス部分の断面積が等しくなるように設計されている。これはすべてのノズルにおいてコンダクタンスを等しくする多面である。図は19孔ノズルの外観である。チューブとの接続部には1/4inch サイズのワンタッチ接手を用いた。

ノズルの造形には KEYENCE 製の 3D プリンタ AGIRISTA を用いた。



図 2.1 ノズルの外観

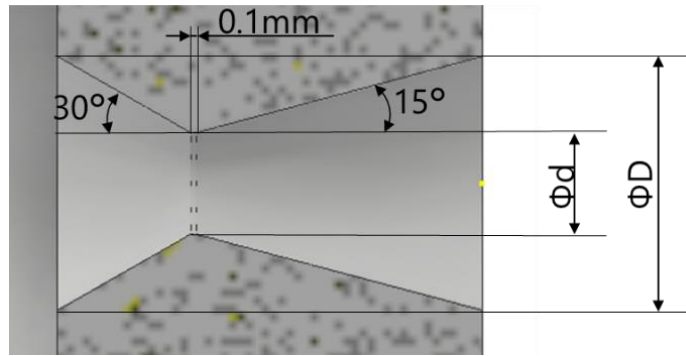


図 2.2 ノズルの寸法

表 2.1 各ノズルの寸法

Hole number	Φd [mm]	ΦD [mm]	Distance between holes [mm]
1	1.74	4.36	-
7	0.659	1.65	1.8
7	0.659	1.65	3.6
19	0.4	1.00	1.8

2.3 実験装置

本実験で用いた実験装置全体の概略図を図 2.3 に示す。またそれぞれの詳細を以下に記載する。

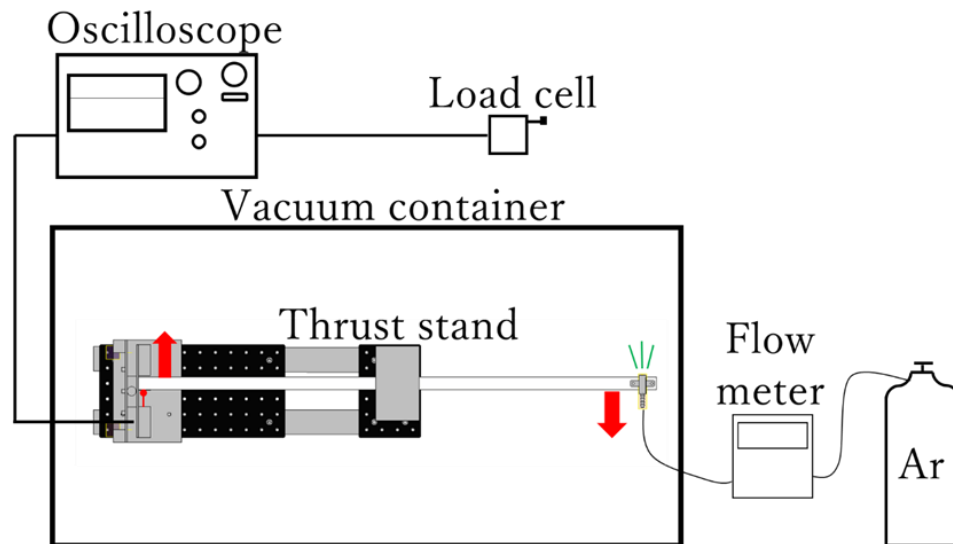


図 2.3 実験装置全体の概略図

2.3.1 真空系

真空容器は長さ 1200mm, 内径約 600mm の円筒形ステンレス製である。図 2.4 に真空容器の外観図を示す。真空排気系は, 粗排気用の排気速度 $2.7 \times 10^{-2} \text{ m}^3/\text{sec}$ のロータリーポンプと, 高度真空様の排気速度 $1.0 \times 10^{-1} \text{ m}^3/\text{sec}$ のターボ分子ポンプで構成される。この真空チャンバ一の到達真空度は約 $4.0 \times 10^{-4} \text{ Torr}$ である。

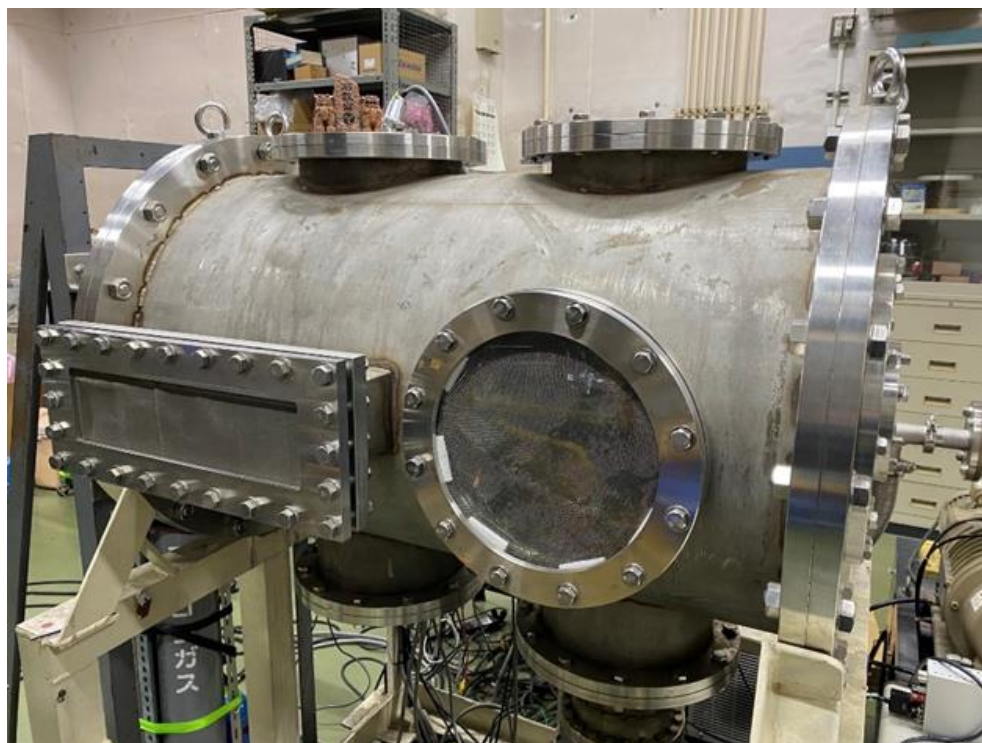


図 2.4 真空容器の外観

2.3.2 推力測定系

推力測定には我々の研究室で開発したスラストスタンドを用いた。図 2.5 にスラストスタンドの概略図を示す。

スラストスタンドはノズルから出る推力による変位を変位計で読み取り、校正値をもとに推力に変換することができる。校正にはロードセルを用いる。この実験では、ノズルを直接スラストスタンドに乗せる直接計測を行った。直接計測ではターゲットを用いた推力計測に比べて損失が少ないため、比較的正確な値を得ることができる。

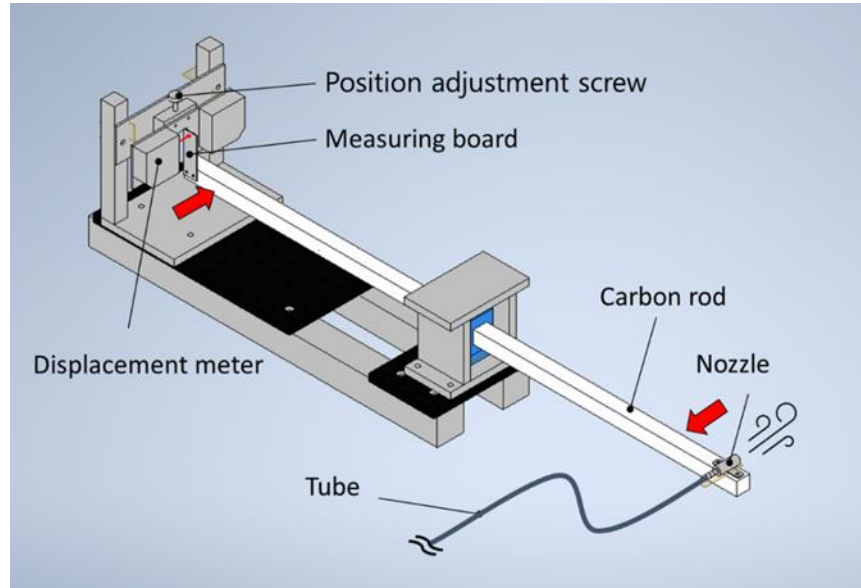


図 2.5 スラストスタンドの概略図

2.4 実験手法

先述のように、推力を測定するにはまずスラストスタンドの校正が必要である。

校正はノズルとロードセルに取り付けた磁石の磁力によってスラストスタンドを振り、ロードセルから出力された電圧値と変位計から出力された電圧値によって、力と変位の関係式を導き出すことができる。

変位計から出力される電圧値を $X[V]$ 、ロードセルから出力される電圧値を $Y[mV/V]$ とする。ここでロードセルの性能表に記載されている校正値 $\alpha[N/mV/V]$ を用いて

$$Y_n \times \alpha = X_n \quad (2.3)$$

をプロットすることで傾き β を得ることができる。ここで n は測定回数である。この β が校正値であり、求めたい推力を Z とすると任意の変位 X_0 に対してその時の推力 Z_0 を得ることができる。

$$X_0 \times \beta = Z_0 \quad (2.4)$$

校正実験方法の概念図を図 2.6, 2.7 に示す。

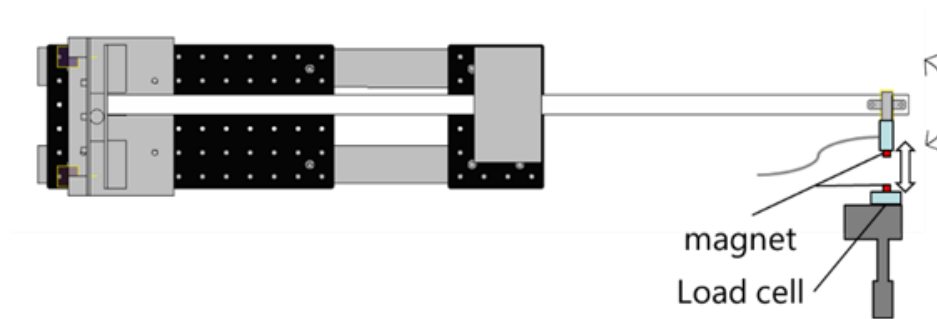


図 2.6 スラストスタンドとロードセルの位置関係

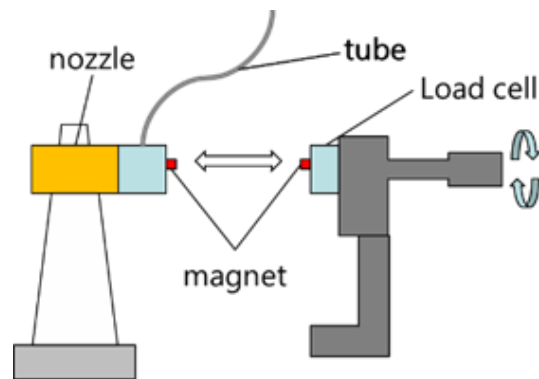


図 2.7 ロードセルによる校正の概念図

4 種類のノズルを用いた実験で、ノズルを交換するごとに校正実験を行ったが 4 つの校正値が大きくずれる問題が生じた。原因としてチューブの弾性に関与し、データのドリフトが起きてしまっていることが考えられた。これを解消する為に校正のデータ点数を増やし、さらに 2 回に一度ロードセルの位置を一定にした。図 2.8 は変位と測定回数の関係である。2 回に一度同じ位置に戻しているが、少しずつずれていっていることがわかる。なお、奇数の点が同じ位置であり、偶数の点はランダムな幅にしている。二回ごとの差をとるようすることでチューブの弾性による遷移を打ち消し、おおむね一定の校正値を得られるようになった。図 2.9, 2.10 は校正によって得た推力と変位の関係である。二つは同じデータであるが、差をとることでデータの遷移を抑えることができる。

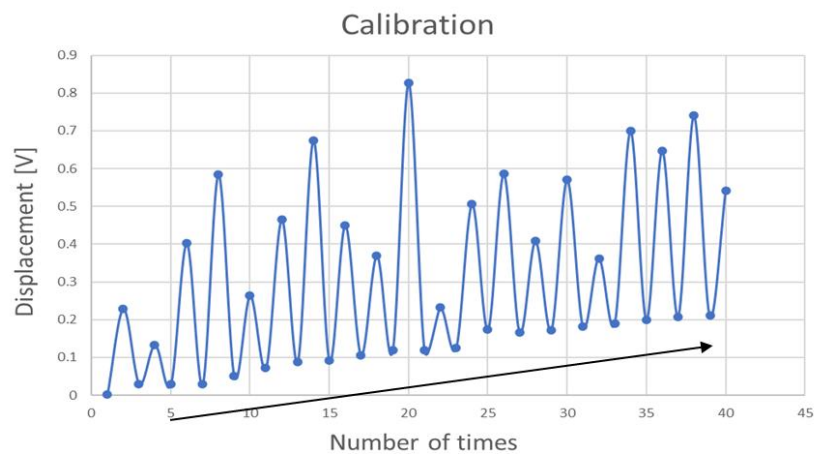


図 2. 8 校正中に生じたドリフトの様子

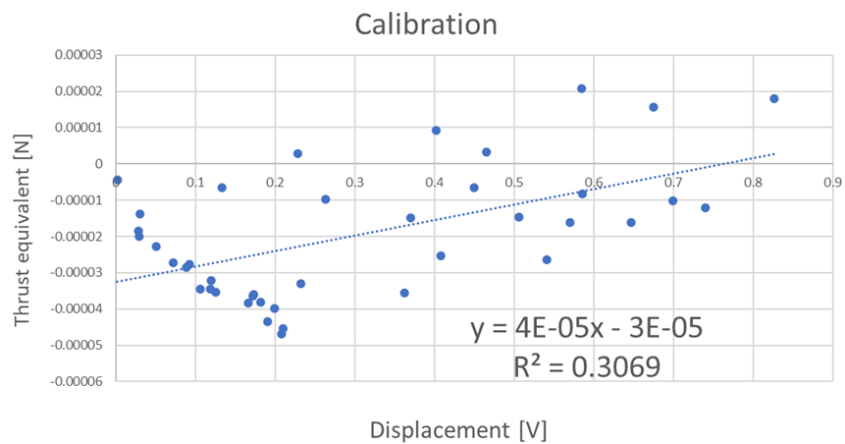


図 2. 9 改善前の校正

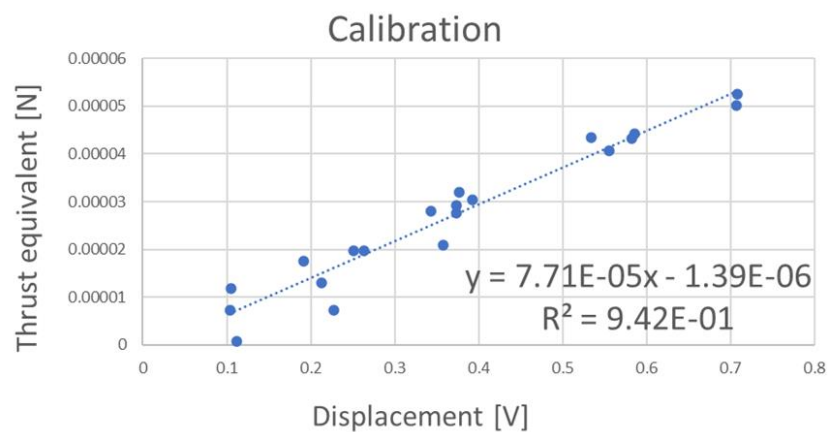


図 2. 10 改善後の校正

測定はスラストスタンドから出力される値が一定になるのを待ち、10秒間に 5000 点記録した。図 2.11 は 0SCCM と 10SCCM のときの生データである。これを平均して、その流量での電圧値とする。この時の電圧値に数値的な意味はなく、ただ変位板の位置を表すと考えてよい。つまり 0SCCM の時との平均の差が推力に変換可能な電圧値である。図 2.12 は 2~10SCCM の実験で得られた、それぞれの測定の平均値をプロットしたものである。決められた流量を流す前に一度 0SCCM に戻し、毎回差をとって推力に換算している。これによってドリフトの影響を抑えることができる。

実験は 2~10SCCM について 2SCCM 刻みでそれぞれ 3 回ずつ測定を行い、その平均値を結果として記録した。

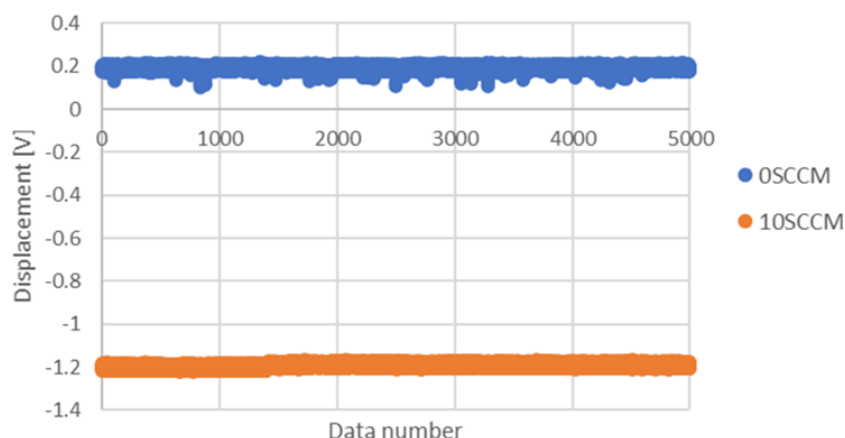


図 2.11 流量 0SCCM と 10SCCM における実験の生データ

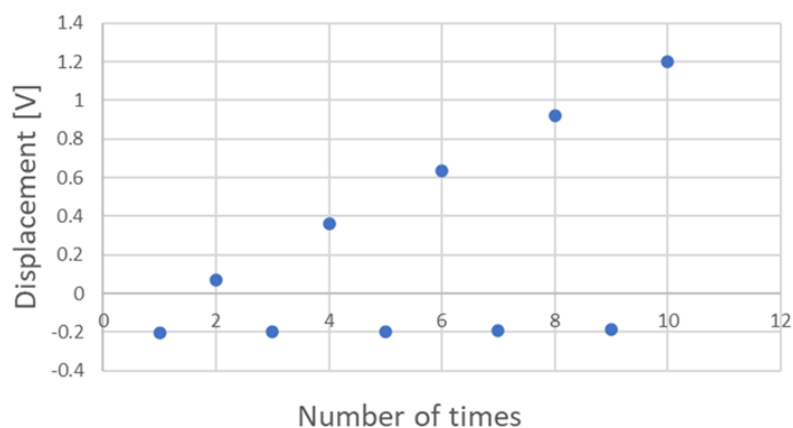


図 2.12 推力測定実験の測定値

2.5 理論値

実験においてどのくらいの推力が得られるか、コンダクタンスを用いて理論値の計算を行った。

管やオリフィス、ノズル等を期待が流れるとき、生じる抵抗を排気抵抗と呼ぶ。この抵抗の逆数をコンダクタンス C [m^3/s] といい、気体の流れやすさを表す。コンダクタンスと流量、圧力差には以下の関係がある。
[6]

$$Q = C (P_1 - P_0) \quad (2.5)$$

ここで Q は体積流量 [$\text{Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$] であり、 P_1 はタンク内圧、 P_0 はノズル下流の圧力である。 P_0 は真空であると考えると、 P_1 のタンク内圧を概算することができる。コンダクタンスの計算は、既知の計算方法に当てはめて計算する。使う式はラッパ管のコンダクタンスとオリフィスのコンダクタンスの式である

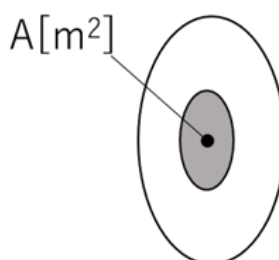


図 2. 13 オリフィスのコンダクタンス

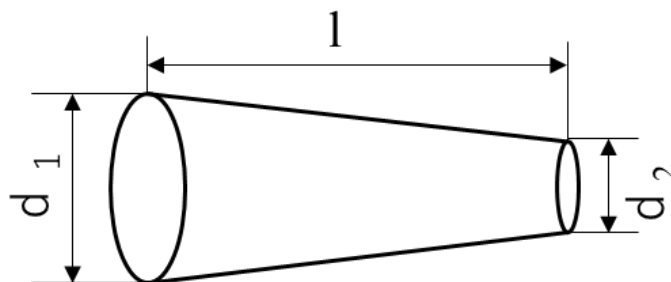


図 2. 14 ラッパ管のコンダクタンス

オリフィスのコンダクタンスは

$$C = 116A \quad (2.15)$$

ラッパ管のコンダクタンスは

$$C = \frac{121d_1^2d_2^2}{(d_1+d_2)\frac{l}{2}} \quad (2.16)$$

これらの式は 20℃空気におけるコンダクタンスであるが、以下の式によって任意の温度、分子のコンダクタンス C_a に変換することができる。

$$C_a = \sqrt{\frac{T_a}{293.15}} \times \sqrt{\frac{28.8}{M_a}} \times C \quad (2.17)$$

ここで T_a は任意の温度、 M_a は任意の気体の分子量である。

ノズルを図のように 3 つに分けて、それぞれのコンダクタンスを計算する。

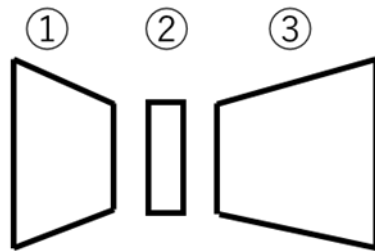


図 2. 15 コンダクタンスの合成

また、直列のコンダクタンス C_1, C_2, C_3 は以下の式のようにして合成することができる。

$$\frac{1}{C_a} = \frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2} + \frac{1}{C_3}$$

計算の結果、今回の実験で用いるノズルのコンダクタンスは $C_a = 1.27 \times 10^4$ であった。これをもとに圧力差を算出し、推力に変換する。各流量における推力は以下のとおりである。なお、各ノズルにおけるコンダクタンスは等しく、理論値ではマルチノズルの効果を加味できないため、一つの指標として算出した。

表 2. 2 実験の理論値

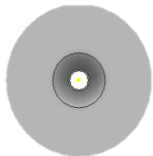
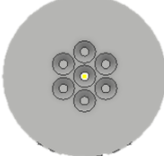
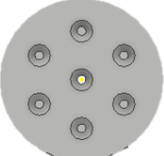
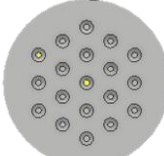
Flow rate [SCCM]	Thrust [μN]
2	63.4
4	127
6	190
8	254
10	317

2.6 実験結果

実験はアルゴンガスを 2,4,6,8,10SCCM で流すコールドガス実験である。以下に流量と各ノズルにおける推力の関係を示す。

なお、表中の推力の単位は μN である。

表 2. 3 各ノズルによって得られた推力

Flow rate [SCCM]	 Single nozzle	 7 holes nozzle (narrow)	 7 holes nozzle (wide)	 19 holes nozzle
2	21.7	18.1	19.1	19.8
4	44.0	38.6	39.1	39.4
6	67.2	60.0	59.8	61.1
8	89.6	79.8	80.3	82.6
10	111.2	100.8	101.2	103.4

実験の結果、シングルノズルを用いたとき一番大きい推力が得られた。マルチノズルによって推力が向上することはない、むしろシングルノズルに比べて 10% ほど低減している。今回の実験の標準誤差は 1 ~ 2 μN 程度であることから、7 孔ノズルにおいて孔同士の間隔の違いによる推力の変化はなかったといえる。

2.7 考察

マルチノズルによって推力が向上しなかった原因について考察する。今回の条件ではマルチノズルの下流において、粒子同士の衝突が少なかったと考えられる。粒子同士が衝突してから、次に衝突するまでの距離を平均自由工程と呼び、以下の式で表すことができる。[7]

$$\lambda = 2.33 \times 10^{-17} \frac{T}{P\mu\sigma^2}$$

ここで $T[\text{K}]$ は周囲温度で $P[\text{Pa}]$ は圧力、 σ は分子の直径 $[\text{mm}]$ である。ノズル下流における圧力は同研究室の枝澤氏によって行われたレイリー散乱を用いた圧力測定によって測定した値を用いている。計算の結果、平均自由工程 $\lambda=6.87[\text{mm}]$ となった。これはノズルの各寸法に比べて大きい値であり、マルチノズルの効果が得られていない原因の一つであると考えられる。マルチノズルの効果を得るためには、マルチノズルの各寸法を大きくするのが一つの手であるが、同時にコンダクタンスも大きくなってしまふのが難点である。本実験で用いたマルチノズルで推力向上を狙うには、より大きい分子直径の分子を使うべきである。

次章で述べるレジストジェット実験のようにアルゴンよりも分子の直径が大きい昇華性推進剤を用いることで、マルチノズルの効果が得られる可能性がある。また、温度を上げることもマルチノズルの効果が出る可能性がある。このコールドガス実験で用いたノズルは加熱に向いておらず、ヒーターを用いて加熱した際割れてしまった。

耐熱性のあるレジンで造形できる 3D プリンタ（次章の実験で用いる BLULE 製の 3D プリンタ FormLabs）では造形精度が悪くスロート直径の小さいマルチノズルを造形できなかったため、昇華性推進剤を用いた検証は行えていない。今後、耐熱性と精度を兼ね備えた推進器を開発し、検証していく必要がある。



図 2. 16 加熱により割れたノズル

第3章 指サイズのレジストジェット

3.1 目的

マルチノズルを用いたコールドガス実験の結果を踏まえて、指サイズのレジストジェットを作成し実験を行う。指サイズかつトータルインパルスの大きいレジストジェットの開発が目的である。

3.2 レジストジェットの開発

コールドガス実験において最も高い推力を得たシングルノズルを使って、指サイズのレジストジェットを開発した。図 3.1 はレジストジェットの外観である。形状はコールドガス実験で用いたノズルとほとんど同じであるが、推進剤を密閉できるように 0 リングをねじで締めることができる形状に設計している。このレジストジェットの外側にポリイミドヒーターを取り付け、温度を上げる。

このレジストジェットの質量は 9.3[g] である。推進剤は約 1[g]程度入れるため、トータルの質量は 10[g]程度である。

加熱に耐えるために、1 章の実験とは異なる BLULE 製の 3D プリンタ FormLabs を用いた。このプリンタの hightemp レジンを用いて造形することで加熱しても推進器が割れることなく実験を行うことができる。造形分解能は KEYENCE 製の AGIRISTA と比較するとよくないため、1 章のマルチノズルの造形には向いていない。

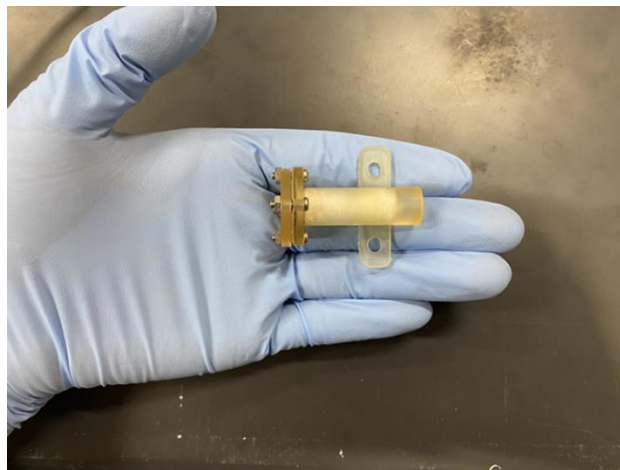


図 3.1 レジストジェットの外観

3.3 レジストジェットに使用する昇華性推進剤

実験で用いる推進剤は以下の4つである。それぞれについて簡単な特性を述べる。

・ナフタレン[8]

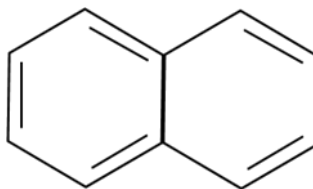


図 3. 2 ナフタレンの構造式

化学式 : $C_{10}H_8$

分子量 [g/mol] : **128.2**

比重 : $5.72e-3$

ナフタレンは強い防虫剤臭のある白色の揮発性の固体多環式炭化水素である。ナフタレンはコールタールまたは石油蒸留から得られ、主に無水フタル酸の製造に使用されるが、防虫剤にも使用される。

・サリチル酸[9]

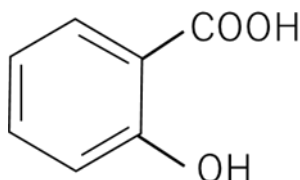


図 3. 3 サリチル酸の構造式

化学式 : $C_7H_6O_3$

分子量 [g/mol] : 138.1

比重 : $6.17e-3$

サリチル酸は植物の天然化合物として存在するベータヒドロキシ酸である。抗炎症剤としての直接的な活性があり、剥離を促進する能力があるため局所抗菌剤として機能する。

・樟脳[10]

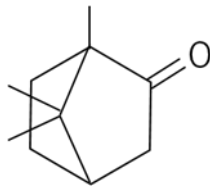


図 3. 4 樟脳の構造式

化学式 : $C_{10}H_{16}O$

分子量 [g/mol] : 152.1

比重 : $6.79e-3$

樟脳は無色または白色の結晶性粉末で、防虫剤のような強い臭いがある。水とほぼ同じ密度であり $65.5^{\circ}C$ 以上の可燃性蒸気を放出する。防虫剤、医薬品、香料の製造に使用される。

・L メントール[11]

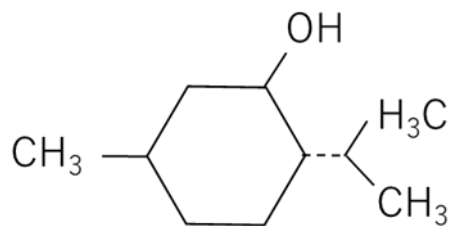


図 3. 5L メントールの構造式

化学式 : $C_{10}H_{20}O$

分子量 [g/mol] : 156.3

比重 : $6.98e-3$

L メントール（レボメントール）はペパーミントの味と香りがする白色の結晶性固体である。メントールのレボ異性体であり、香料および局所麻酔特性を有する合成的に製造された、またはペパーミントまたはミント油から得られた有機化合物である。

3.4 理論値

本研究ではレジストジェットの性能を推力と比推力について評価する。

推力 F と比推力 I_{sp} の理論式は以下で定義されている。[12]

$$F = \dot{m} \times v \quad (3.1)$$

$$I_{sp} = v/g \quad (3.2)$$

ここで、 $\dot{m}$ は質量流量[kg/s]、 v は排出ガス速度[m/s]、 g は重力加速度[m/s²]である。

また、 $\dot{m}$ と v の導出は以下の式を用いる。

$$\dot{m} = \frac{p_c A}{\sqrt{RT_c}} \sigma^* \quad (3.3)$$

ここで、 p_c はタンク内圧、 A はノズル出口の断面積、 R は自然定数、 T_c はタンク内圧である。

また、 σ^* は臨界流れ係数である。それは次式で定義される。

$$\sigma^* = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3.4)$$

ノズル出口の流体の速度はノズルの断面積比、すなわちノズルのオリフィス断面積 A_t と出口断面積 A_e の比から求める。その比は断面膨張比と呼ばれ、次式で定義される。

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \sqrt{\frac{\left(\frac{\gamma-1}{2} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{2}} - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{2}}}} \quad (3.5)$$

ここで、 p_e はノズル下流の圧力、 p_c はタンク内圧である。

上式を p_e/p_c についてとき、式 () に代入することで排出ガス速度 v を得る。

$$v = \sqrt{\frac{2\gamma RT_c}{\gamma-1} \left\{ 1 - \left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}} \quad (3.6)$$

算出した理論値は、3.6 実験結果で実験値と比較する。

また、今回用いる推進剤は多原子分子であるため比熱比 γ について、分子の並進運動、回転運動に加えて振動の影響も考慮する。

まず分子の並進運動について考える。分子の運動エネルギーの平均は次式で表せる

$$u_{trans} = \frac{1}{2}m(\overline{v_x^2} + \overline{v_y^2} + \overline{v_z^2}) = \frac{3}{2}k_B T \quad (3.7)$$

ここで k_B はボルツマン定数である。1 モルの気体分子の平均運動エネルギーは、アボガドロ定数をかけて

$$U_{trans} = \frac{3}{2}RT \quad (3.8)$$

この結果は 1 運動自由度あたりに $1/2k_B T$ のエネルギーを分配するというエネルギー等分配の規則に基づくものである。

また、分子の回転運動について回転軸の x , y , z の周りの回転の角速度をそれぞれ ω_x , ω_y , ω_z とすると、それぞれの軸周りの回転エネルギーは

$$U_{rot} = \frac{1}{2}(I_x\omega_x + I_y\omega_y + I_z\omega_z) \quad (3.9)$$

ここで I_x , I_y , I_z はそれぞれ x , y , z 軸周りの慣性モーメントである。1

1モルあたりの回転運動のエネルギーは

$$U_{rot} = \frac{3}{2}RT \quad (3.10)$$

分子の構成原子数を N とすると、その自由度は $3N$ となる。並進、回転の自由度を引くと、非直線分子では自由度は $3N - 6$ となる。いま、一番目の基準振動のエネルギーを考えると、それは換算質量 μ_i の質点の運動量や p_i の運動エネルギーと基準座標の極小変位 q_i に伴うポテンシャルエネルギーの和である。

したがって、全基準振動のエネルギーは次式で表せる

$$u_{vib} = \sum_i^{3N-6} \left(\frac{p_i^2}{2\mu_i} + \frac{k_i q_i^2}{2} \right) \quad (3.11)$$

これにエネルギー等分配の規則を当てはめると、1モルあたりのエネルギーは次式である。

$$U_{vib} = (3N - 6)RT \quad (3.12)$$

以上より、 $C_v = (\partial U / \partial T)_v$ であるから、合計の定積比熱は次式で表せる

$$C_v = \frac{3}{2}RT + \frac{3}{2}RT + (3N - 6)RT \quad (3.13)$$

よって比熱比 γ は

$$\gamma = \frac{1 + 3 + (3N - 6)}{3 + (3N - 6)} \quad (3.14)$$

実際の振動エネルギーは、量子効果の影響を受けるため小さくなる。実

際の比熱を計算するには特性温度の導出が必要であるが、物質の振動の周期が不明なため算出できない。よって本研究では量子効果の影響を考慮しないものとする。

3.5 実験装置

図は真空チャンバー内に設置した実験装置全体の写真である。実験は前章のコールドガス実験とほとんど同じ環境で行った。このレジストジェットにはバルブを搭載していないため、コールドガス実験のような直接計測ではなくターゲットを用いた計測を行った。また、ターゲットとレジストジェットの間にシャッターを設置し、シャッターの開閉によって推力のオンオフを制御した。レジストジェットにはポリイミドヒーターと熱電対をタンク外側に張り付ける形で設置した。熱電対でタンクの温度を測りつつ、電流値を少しずつ上げてタンク温度を制御した。

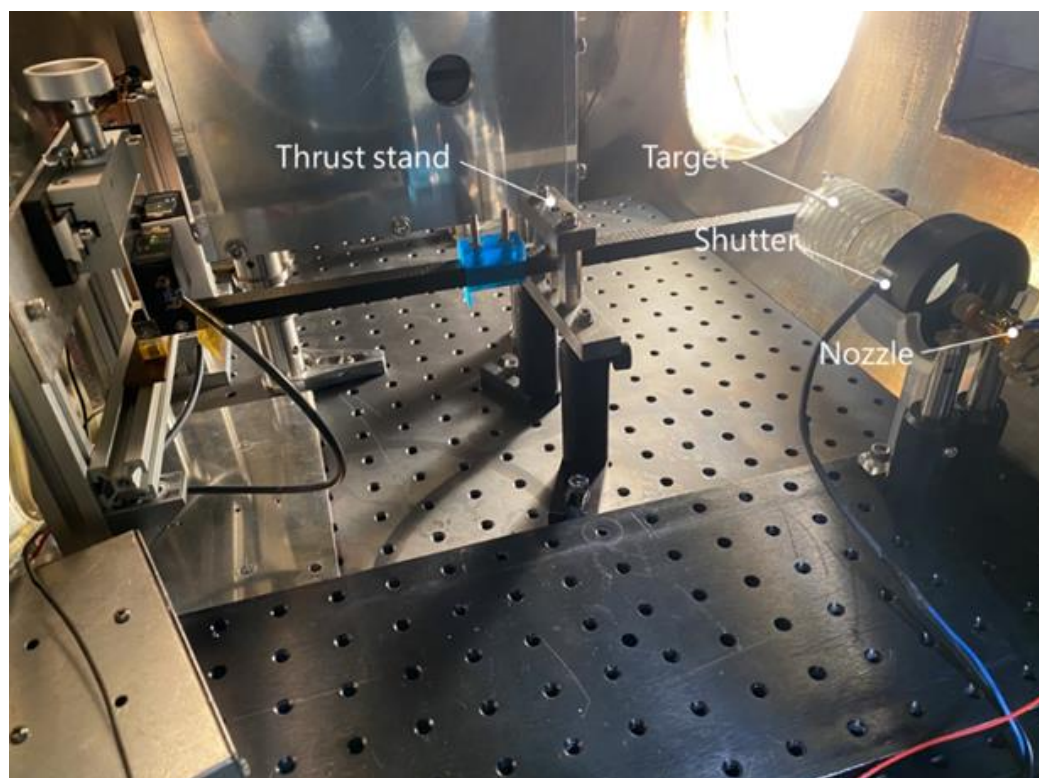


図 3. 6 レジストジェット実験の全体図

3.5.1 ターゲット

図にターゲットの外観を示す。レジストジェットのプルームをターゲットに衝突させ、推力方向の運動量を振り子に吸収させる。そしてその変位を変位計で読み取るという仕組みである。また、このターゲットの特殊な形状には物理的な意味がある。質量 m の物体が速度 v で壁に完全弾性衝突して反対方向に跳ね返った時、壁が受ける力は $2 m v$ である。粒子が半径方向に跳ね返った場合は $m v$ であり、これが計測したい値である。つまり誤差が最大で2倍になりえるということである。[13]そのため、円環を設けて跳ね返った粒子の運動量を相殺し、正確な推力の値を得ることができる。



図 3. 7 ターゲットの CAD モデル



図 3. 8 スラストスタンドに取りつけたターゲットの外観

3.5.2 シャッター

図に実験で用いたシャッターの写真を示す。このシャッターは駿河精機株式会社製の電磁シャッターである。前述のとおり、レジストジェットとターゲットの間に設置し、推力のオンオフを切り替えた。本研究で作成したレジストジェットはバルブを搭載していないが、実際に推進器として使用するときには、加熱により解ける蠟のようなもので封をすることを想定している。用いる推進剤は昇華性推進剤であるため、加熱していない状態では蒸気圧が低く、蠟でも十分に密封できると考えられる。またタンクとノズルが一体になっている構造のため、タンクを加熱する際ヒーターの熱でノズル出口付近のシール材を溶かすことができると考えている。



図 3. 9 シャッターの外観

図 3.10 は推進剤としてナフタレンを用い、323K まで加熱した時の推力のオンオフをシャッターによって制御した様子を表している。シャッターの開閉によって推力が制御できていることが分かる。実験ではシャッターを閉じているときの平均とシャッターを開けているときの平均の差をとり、その時の推力としている。

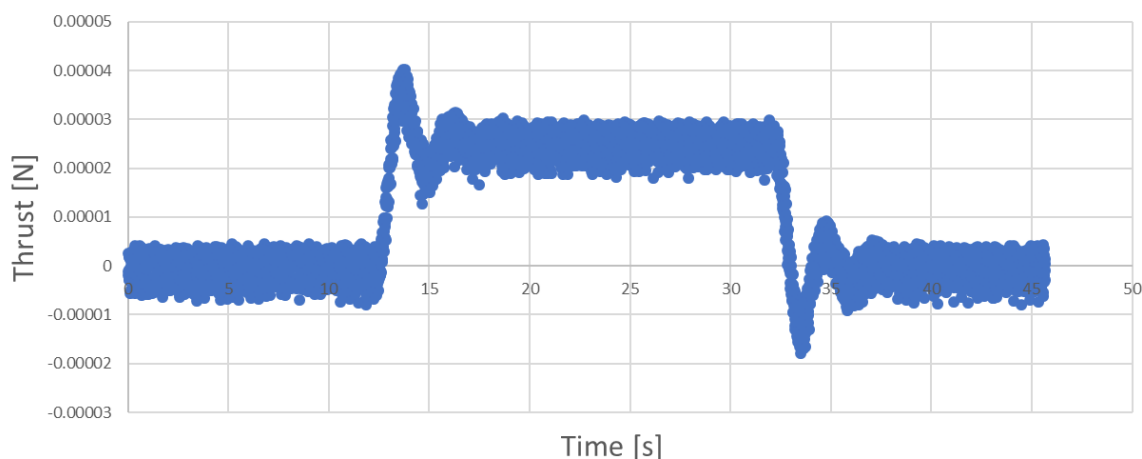


図 3. 10 シャッターによる推力のオンオフ

3.6 実験結果

実験は 4 種類の推進剤（ナフタレン、サリチル酸、樟脳、Lメントール）をもちいて、常温(295K)、323K、353K の 3 種類の温度下で行った。以下に各温度かにおける推進剤ごとの推力及び比推力の実験値と理論値をまとめた。

推力はスラストスタンドによって測定した。比推力は式(3.1), (3.2)より以下の式で求められる。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \times g} \quad (3.15)$$

質量流量は推進器の重量を実験前と後でそれぞれ測定し、測定時間で除することで得ることができる。測定時間はロータリーポンプで真空の荒引をした後、ターボ分子ポンプを起動させた時点を 0 秒とした。この時の真空度はおよそ 40Pa ほどである。そして実験終了後真空容器を大気に開放した時点までを測定時間とした。また、323K、353K においては常温から任意の温度に達するまでに流れた流量も加味している。つまりこの実験における質量流量は真空度、温度が一定ではなく平均の質量流量となっている。したがって理論的な質量流量は実験値よりも大きくなることが予想される。

・ナフタレン

表 3. 1 ナフタレンを用いた結果

	Normal temperature	T=323K	T=353K
Thrust Experimental value	$3\mu\text{N}$	$24\mu\text{N}$	$50\mu\text{N}$
Thrust Theoretical value	$273\mu\text{N}$	$1890\mu\text{N}$	$9899\mu\text{N}$
Specific impulse Experimental value	12s	15s	17s
Specific impulse Theoretical value	60s	62s	65s

・サリチル酸

表 3. 2 サリチル酸を用いた結果

	Normal temperature	T=323K	T=353K
Thrust Experimental value	—	—	$21\mu\text{N}$
Thrust Theoretical value	8.00E-05	0.2	$35\mu\text{N}$
Specific impulse Experimental value	—	—	19s
Specific impulse Theoretical value	57s	60s	63s

・樟脳

表 3. 3 樟脳を用いた結果

	Normal temperature	T=323K	T=353K
Thrust Experimental value	$7.5 \mu\text{N}$	$34 \mu\text{N}$	$56 \mu\text{N}$
Thrust Theoretical value	$68 \mu\text{N}$	1080	$9069 \mu\text{N}$
Specific impulse Experimental value	11s	13s	15s
Specific impulse Theoretical value	56s	58s	60s

・L メントール

表 3. 4 L メントールを用いた結果

	Normal temperature	T=323K	T=353K
Thrust Experimental value	$1 \mu\text{N}$	$9 \mu\text{N}$	$16 \mu\text{N}$
Thrust Theoretical value	$109 \mu\text{N}$	900	$5776 \mu\text{N}$
Specific impulse Experimental value	13s	14s	17s
Specific impulse Theoretical value	55s	58s	60s

実験の結果、最も高い推力を得たのは推進剤として樟脳を用い、温度 353K のときで $56\mu\text{N}$ だった。また、最も高い比推力を得たのは推進剤としてサリチル酸を用い、温度 353K のときで 19s だった。

3.7 考察

冒頭で述べたように、このレジストジェットのもっとも重要な点はトータルインパルスである。同じ質量の推進剤を搭載した場合、トータルインパルスの大きさは比推力に比例する。実験の結果のみを見て判断すると、今回指サイズのレジストジェットに搭載した 4 つの推進剤の中ではサリチル酸が最も実用的な推進剤であるといえる。また、理論値の観点からも考察を行う。図 3.11, 3.12 はそれぞれの推進剤を用いたときの推力と比推力の理論値をグラフ化したものである。推力と比推力は 273K から本実験の最高温度である 353K まで 1K ごとに計算を行った。

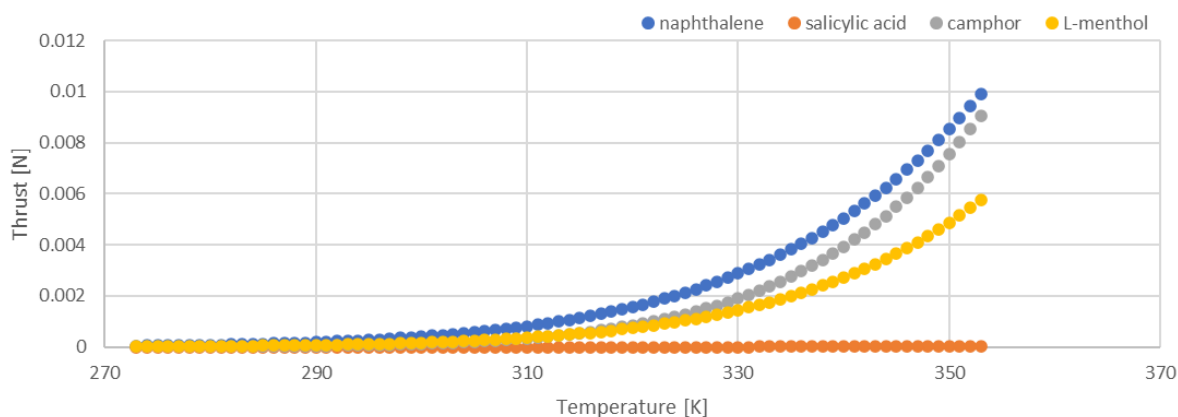


図 3. 11 推力の理論値と温度の関係

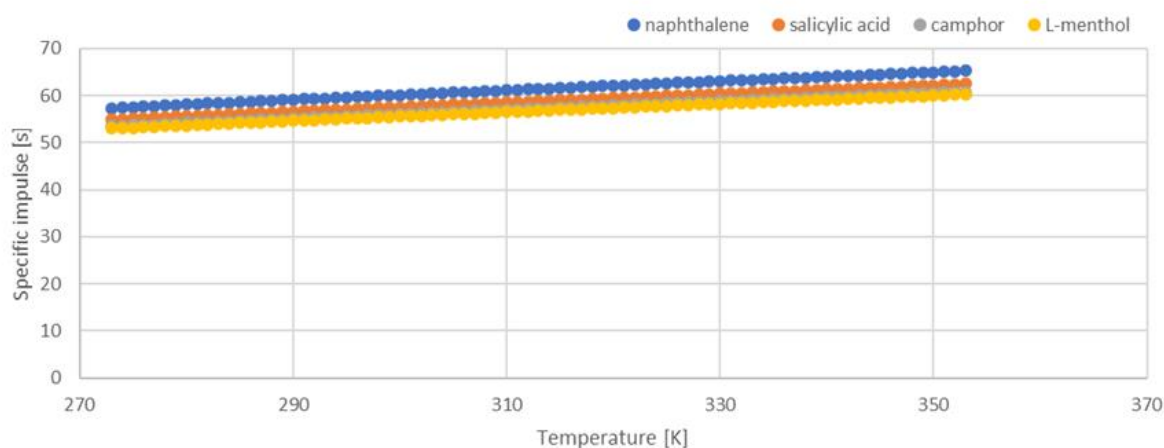


図 3. 12 比推力の理論値と温度の関係

上記二つの図をみると、推力、比推力ともにナフタレンが優れているように見える。その理由は、ナフタレンの蒸気圧がほかの推進剤よりも大きいからである。

しかし本実験ではその効果を確認することができなかった。原因は圧力の低下にあると考えている。タンクから細い管に流体を流した時、その圧力損失 ΔP_{si} は次式で表される。[14]

$$\Delta P_{si} = \zeta_i \frac{\rho v^2}{2} \quad (3.16)$$

ここで ζ_i は損失係数、 ρ は流体の密度、 v は流速である。

ζ_i の値は配管形状に依存しており、既知である。図 3.13 左は本実験で使ったシングルノズルの形状とほぼ同じであり、係数は 0.25 である。一方図 3.13 右のベルマウス形状では損失係数は 0.005~0.06 であり、損失係数がかなり小さくなっていることわかる。

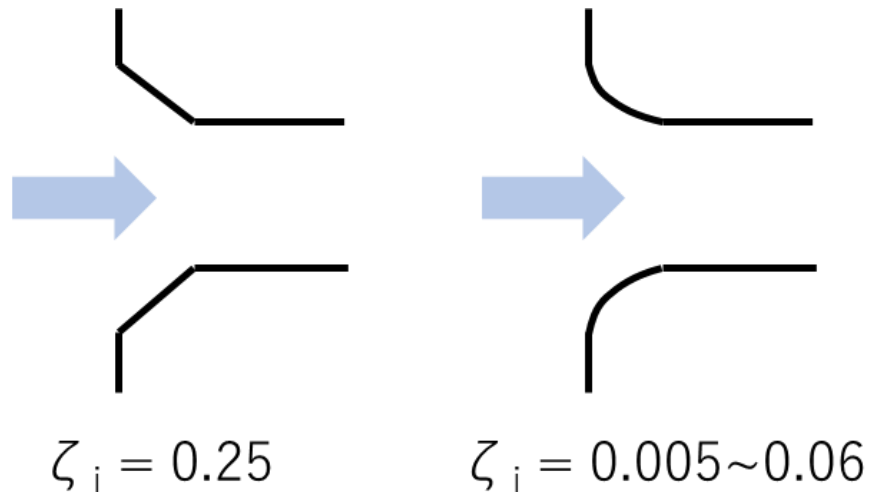


図 3. 13 ノズル形状による損失係数の違い

ノズル形状によって理論的には圧力損失が最大で 250 倍小さくなることが分かった。この実験ではマルチノズルとシングルノズルを用いた推力比較実験と同じノズル形状でレジストジェットを作成した。しかし、実験で理論値に近い値を得るには、ノズル形状を変更して圧力損失を小さくする必要がある。

式(3.5), (3.6)からわかるように圧縮性流体によるノズル理論的には、ノズル出口速度の算出にはスロート径と出口径の断面積比が重要であり、その間の形状については加味できていない。今後、ベルマウス形状による推力の違いについても検討していく必要がある。

また、推力や比推力の導出には圧縮性流体の理論式を用いたが、本実験のような高真空かつ稀薄領域の流体の挙動を理論的に見るには、DSMC 法などによるシミュレーションが有効である。理論値と実験値が大きく違ったため、シミュレーションによって粒子の挙動を明らかにすることが推進器の性能向上につながると考えられる。

第4章 プラズマアシストガスジェット

4.1 目的

第3章で行った指サイズのレジストジェットについての実験結果を踏まえて、比推力をさらに伸ばすためにプラズマを用いた推進器を新たに開発した。このプラズマアシストガスジェットは基本的な構造はレジストジェットのままであるが、推進剤の一部をプラズマ化させることによってプラズマの分解促進反応を利用し、推進剤の平均分子量を下げることに目的である。

4.2 プラズマアシストガスジェットの開発

図4.1にプラズマアシストガスジェットの構成部品（3DCAD）、図4.2にプラズマアシストガスジェットの外観を示す。

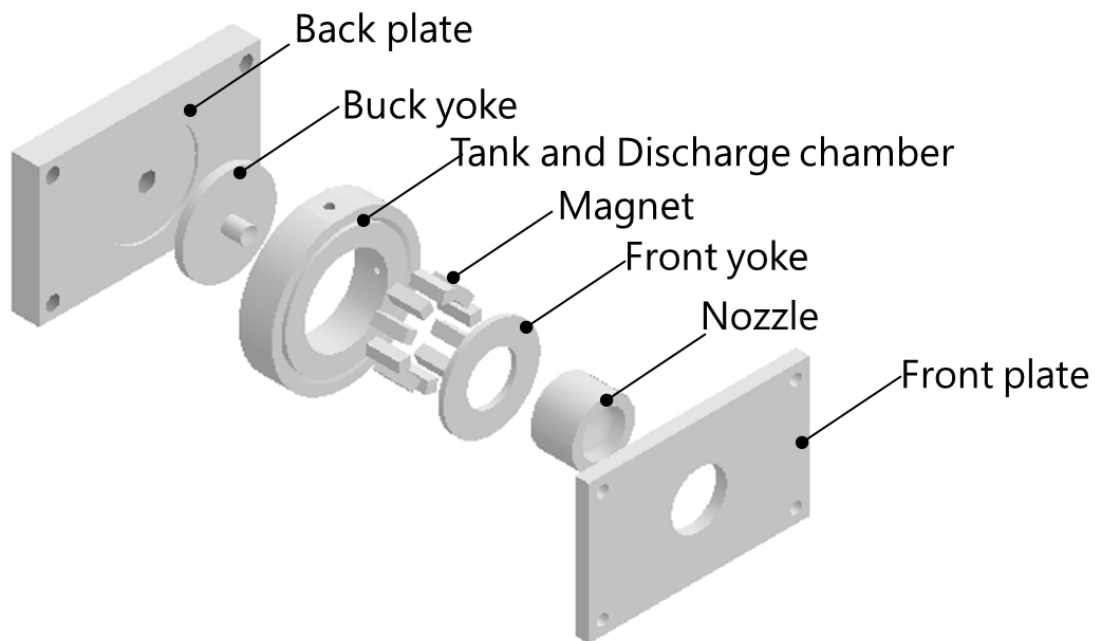


図 4. 1 プラズマアシストガスジェットの構成部品

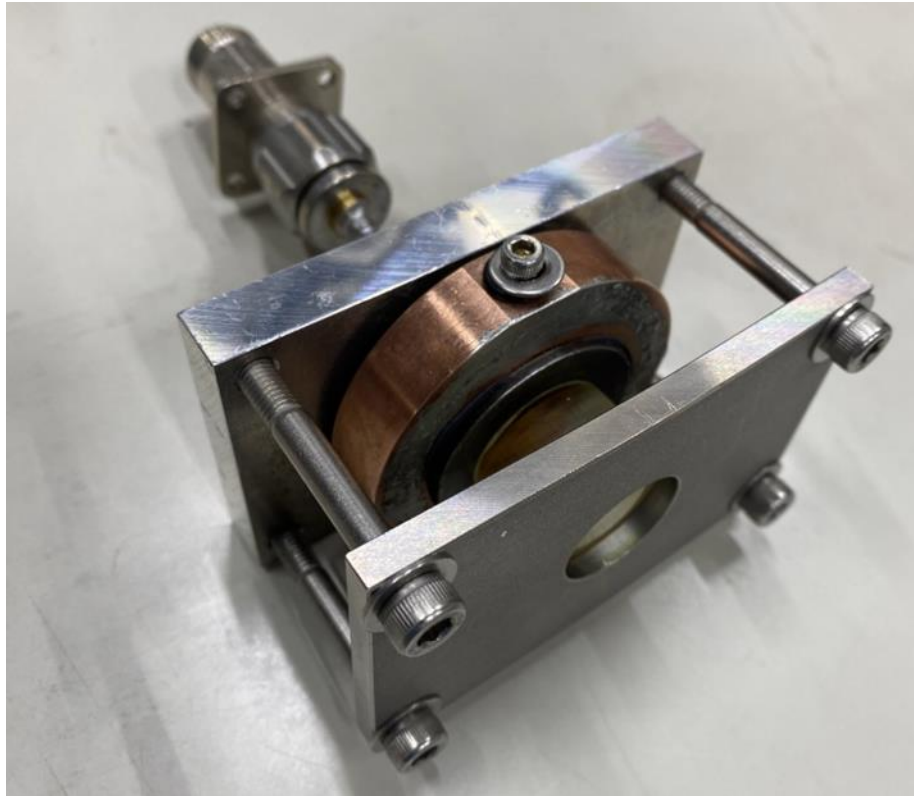


図 4. 2 プラズマアシストガスジェットの外観

この推進器は、タンクを加熱することで昇華した推進剤を放電室に送り込みプラズマを生成する。そして一部プラズマ化した推進剤をノズルによって加速させて推力を得る。図 4.3 に放電室内部の概略図を示す。式 (3.1), (3.6) から、分子の平均分子量を下げることで比推力の向上につながる事が分かるが、なぜプラズマによって分子の平均分子量が下がるか説明する。本研究ではマイクロ波放電により放電プラズマを生成する。放電プラズマ中では電子が磁場によって加速され、高い運動エネルギーを得る。この電子が気体分子と非弾性衝突することで、新たに電子、イオン、遊離ラジカル等の活性種を生成する。電子は次々に気体分子と衝突しイオン化を引き起こし、解離した原子やイオンは化学反応を起こす。結果的に推進剤の分解反応が進み、平均分子量を下げる。[15][16]

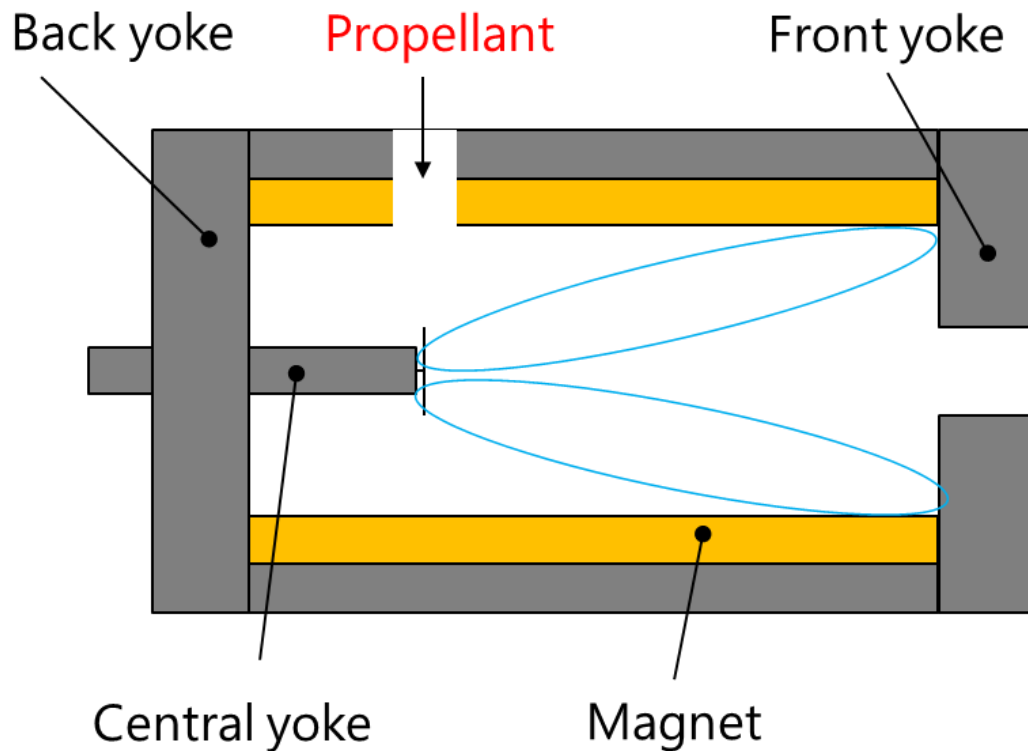


図 4. 3 放電室内部の概略図

プラズマを生成する原理は電気推進器のイオンエンジンと同じである。放電室内には円周上に Sm-Co 磁石が配置されており、磁石から出た磁力線は軟鉄製のヨークを通り、放電室内に達する。この時セントラルヨークとフロントヨークの間では磁気チューブが生成される。真空中の電子は磁場中でローレンツ力を受け、向心力によって磁力線に巻き付くような挙動をとりながら磁力線に沿って移動し（これをサイクロトロン運動という。）磁気チューブを往復する。その電子をマイクロ波によって加速し、電子と中性子（推進剤）が衝突、電離してプラズマが生成される。[17]

プラズマアシストガスジェットを構成する部品について、以下で詳しく説明する。

4.2.1 タンクと放電室

本研究で作成したタンクはドーナツ状の形状になっており、内側が放電室の役枠を兼ねている。図 4.4 にタンクの断面図（3DCAD）、3.5 にタンクの外観を示す。

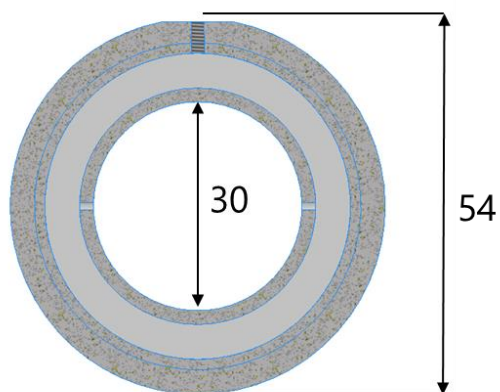


図 4.4 タンク放電室の断面図



図 4.5 タンク放電室の外観

タンクの上部より推進剤を供給する。推進器の作動中はタンク外側に設置したシリコンラバーヒーターによって加熱し、昇華した推進剤が放電室（内側）に流れる。タンクの容量は 3.68cc である。

また、タンクの材質は銅であり、高い熱伝導率が温度制御の難易度を下げると考える。そして、プラズマによる分解反応のほかに銅の金属触媒効果も期待している。

4.2.2 超音速ノズル

図 4.6 にプラズマアシストガスジェットに用いた超音速ノズルの断面図を示す。このノズルは圧縮性流体のノズル理論によって最適化されている。放電室への推進剤供給口の直径が 2mm であることから、流体がチョークするようにその半分の 1mm をスロート部の直径とした。理論的に決定される寸法はノズルの出口直径とスロート部から出口に向かう曲線の最大角度である。

ノズルの出口断面積 A はスロート部断面積 A^* を用いて以下の式であらわされる。

$$A = \frac{\frac{A^*}{M} \times \frac{(\gamma-1) \times (M^2+2)}{\gamma+1}}{(\gamma+1) \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (4.1)$$

ここで M は設計マッハ数である。本実験で用いたノズルのマッハ数は 4 に設定している。また、スロート部からノズル出口への最大角度 θ_{max} は以下の式で表される。なお、ノズル設計に用いた比熱比はサリチル酸の値である。レジストジェット実験において最も比推力が高く、推力も理論値と近かったため、評価しやすいと考えた。

$$\theta_{max} = \frac{1}{2} \times \frac{\pi}{2} \times \left(\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} - 1 \right) \quad (4.2)$$

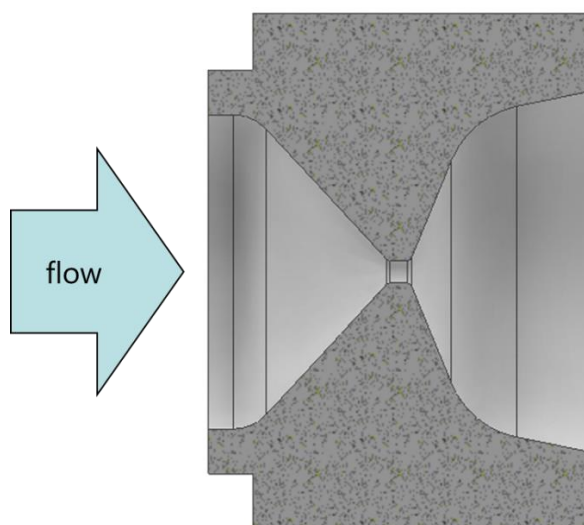


図 4.6 超音速ノズルの断面図

4.2.3 温度調節器

本実験ではタンク温度の制御方法として、温度調節器を使用した。図 4.7 は実験で使用した AS ONE 製の温度調節器 TXN400 である。タンクの外側に巻いたシリコンラバーヒーターの温度を熱電対によって読み取り、オンオフ制御によってタンクの温度を任意の温度に近づけることができる。



図 4.7 温度調節器によるタンク温度の制御

4.3 実験方法

推力の測定方法はレジストジェット実験同様にスラストスタンドとターゲット、シャッターを用いた。図 4.8 は実験装置全体の外観である。タンクの外側にはシリコンラバーヒーターを設置し、温度調節器で温度の制御を行った。実験は温度 333~373K において 10K ごとに推力を測定した。また、それぞれの温度においてプラズマをつけない場合、およびつける場合においてはマイクロ波電力を 8~32W の間で 8W 刻み（4 条件）で測定し、比較を行った。当初、推進剤としてサリチル酸を用いた実験を行ったが、昇華した推進剤がアンテナやノズルに堆積してしまう問題が生じた。（図 4.9）これはサリチル酸が真空中でも常温でほとんど昇華しない蒸気圧の低さに起因する。そこで蒸気圧も比較的大きくレジストジェット実験で最も大きい推力を記録した樟脳を用いて実験を行った。

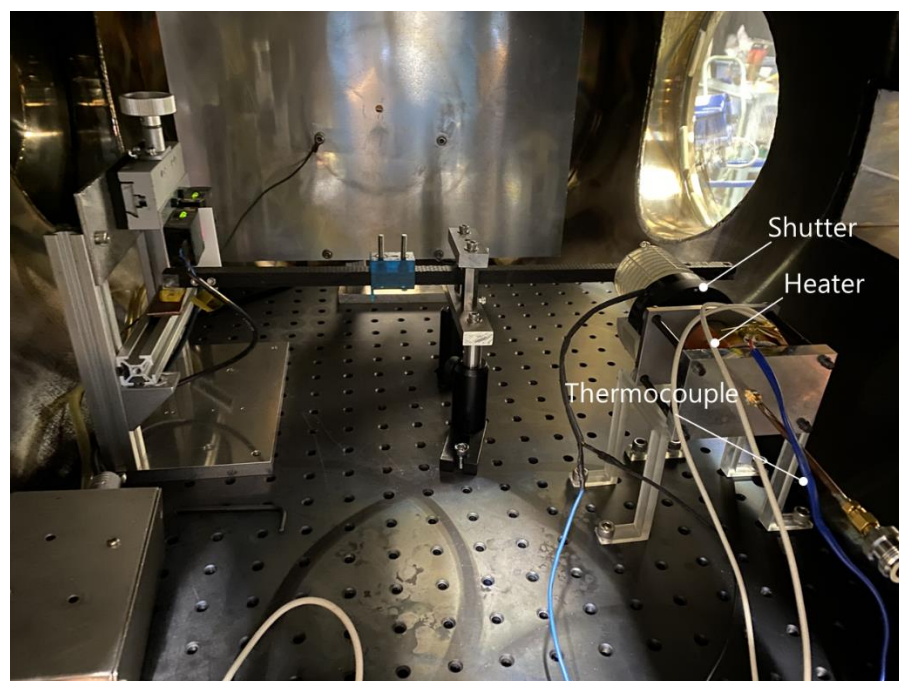


図 4.8 プラズマアシストガスジェット実験装置の外観

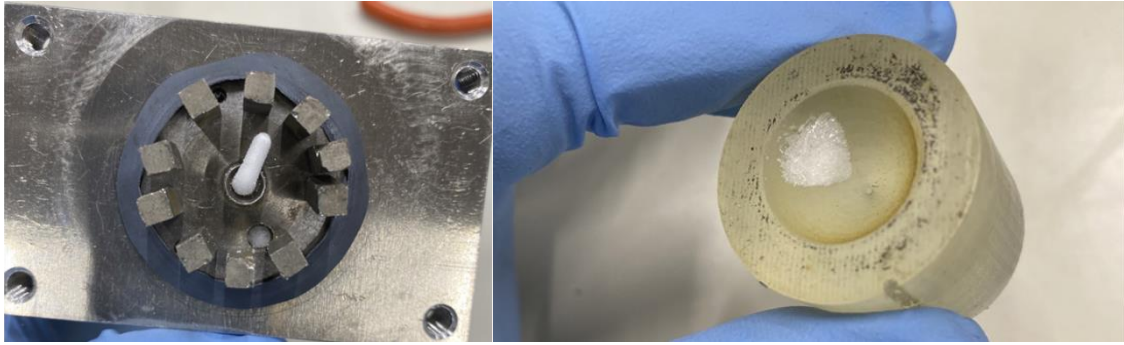


図 4. 9 アンテナとノズルの内側で再結晶した推進剤（サリチル酸）

4.4 実験結果

図 4.10 は各マイクロ波電力における推力と温度の関係を示している。また、実験の中でプラズマのモードが変化しプラズマの明度に変化があった。図 4.11 は温度 333K マイクロ波電力 8 W におけるプラズマの写真、図 4.12 はそれ温度 353K マイクロ波電力 8W におけるプラズマの写真である。この測定においては、温度 333K の条件でのみプラズマの明度が大きく、他の温度の条件では、どれも図 4.12 と大差はないように見えた。

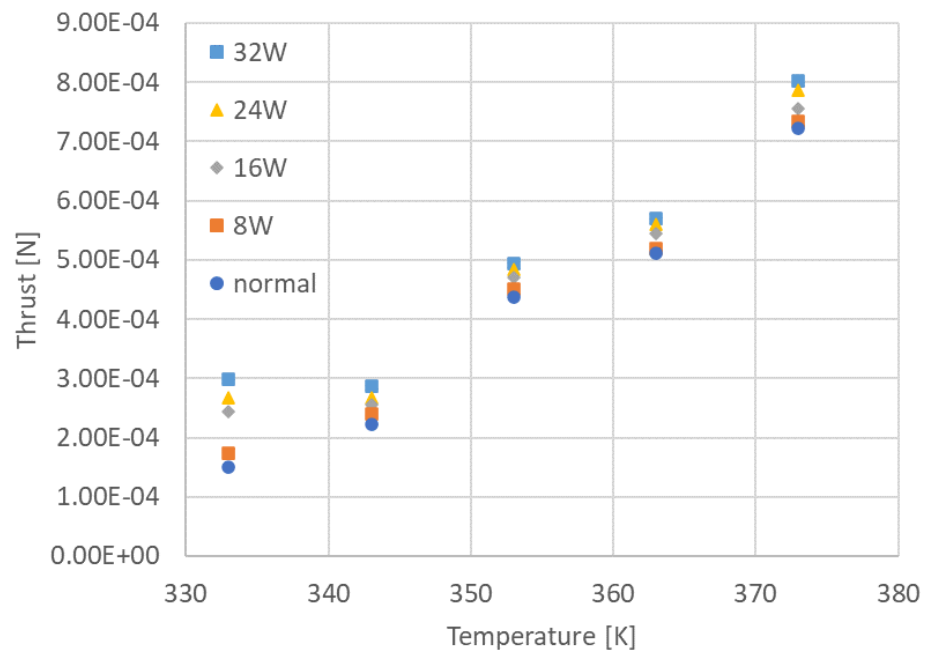


図 4. 10 各マイクロ波電力における推力と温度の関係

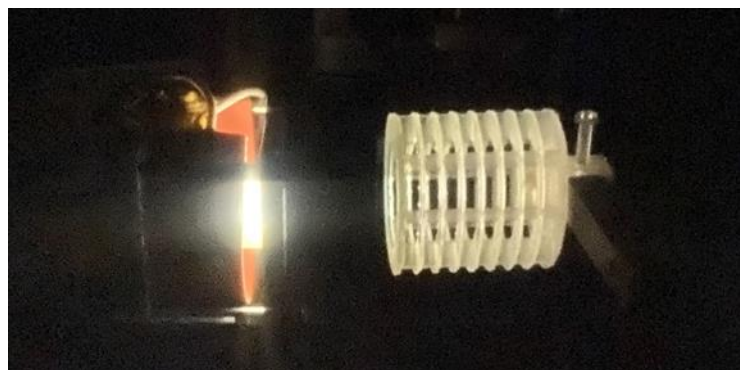


図 4. 11 温度 333K におけるプラズマの外観



図 4. 12 温度 343~373K におけるプラズマの外観

温度 333K の条件においては、上記の測定とは別に実験前後のタンク質量と推力を測定し、比推力を導出した。この時のプラズマの明度は図 4.12 のように暗めであり、先に行った推力測定実験と違う結果となった。プラズマの明度（モード）変化による推力の違いについても次項で考察する。図 4.13 は温度 333K におけるマイクロ波電力と比推力の関係を示している。マイクロ波電力を大きくすることで比推力が大きくなっていることが確認できた。比推力の値については、プラズマをつけていないとき（0W）の 22 秒と比較してマイクロ波電力 32W でプラズマをつけているとき 44 秒の比推力を得た。プラズマアシストによって 2 倍の比推力を得ることができた。同じ温度において比推力を伸ばすことができたため、本実験の狙い通り推進剤の平均分子量を小さくすることができたと考えられる。具体的な平均分子量の予測値については次項で述べる。

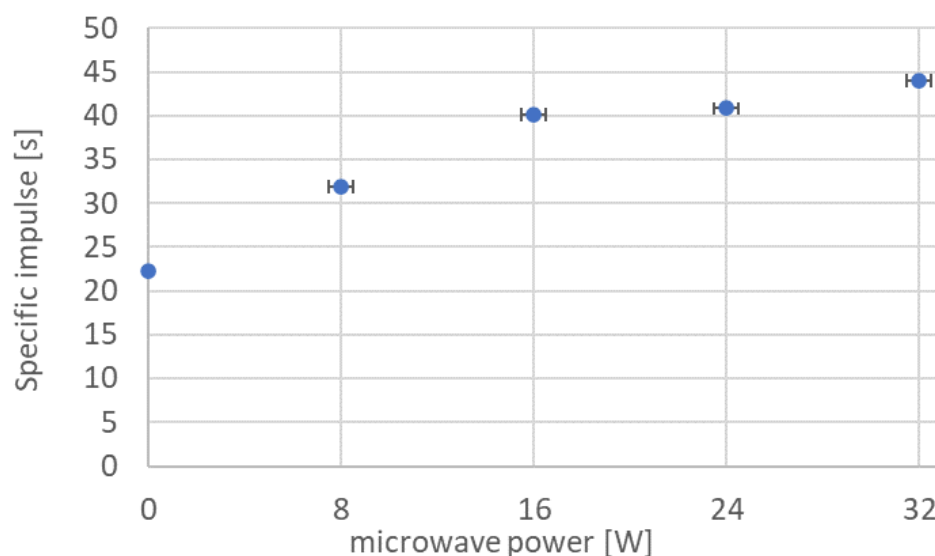


図 4. 13 温度 333K におけるマイクロ波電力と比推力の関係

4.5 考察

前述のとおりタンク温度 333K の条件において推力測定時と質量流量測定時でプラズマの明度が違ったため、それについて考察する。

図 4.14 はプラズマの明度の違いによる推力の変化を示している。この図から、プラズマの明度によって推力に違いが生じたことが分かった。プラズマの明度は、プラズマ中に存在する電子の数に依存する。プラズマの明度が大きいということは、電子の数が多いことを意味している。電子が多いということは、それだけ推進剤分子との衝突頻度が多いということになり、イオンの数も多いと予想される。そのため推進剤の平均分子量が小さくなり、推力の向上につながったと考えられる。しかしプラズマのモードの変化の原因については分かっていない。原因の一つとして予想されることは、放電室やアンテナ、ノズルの放電室側の焦げ付きなどによって、放電室内の状態が変化したことが予想される。推力測定実験の間で何度か放電室の掃除は行ったが、プラズマの明度に変化はなかったため、核心的な原因ではなさそうである。今後、様々な条件を試すことによって、プラズマの明度がどの条件に依存するものなのか調べていく必要がある。

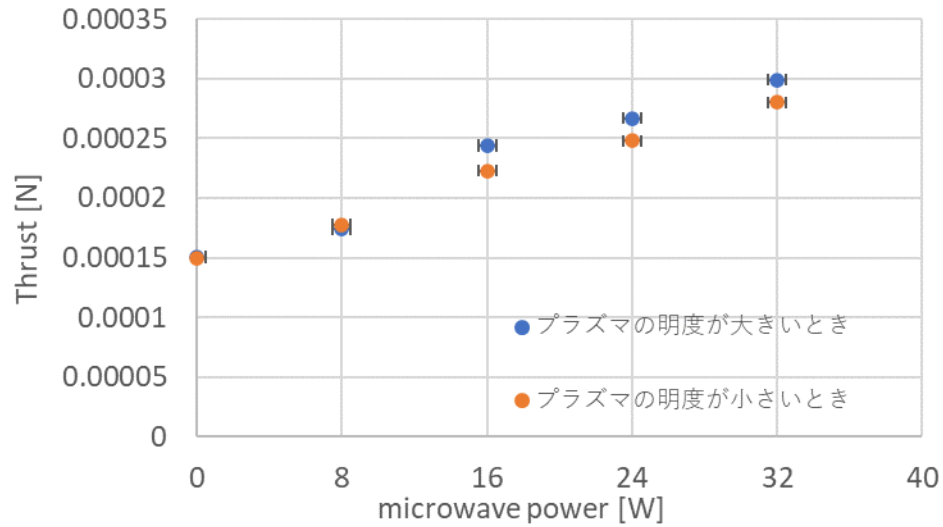


図 4. 14 プラズマの明度による推力の変化

次に図 4.13 に示す比推力の値を用いて、プラズマによって平均分子量がどの程度小さくなったか考察する。比推力の増加の原因は平均分子量の低下のほかに放電室内の温度上昇が考えられるが、比推力の上昇を温度変化のみで考えようとする式(3.2)(3.6)より温度は 4 倍上昇し寝なければいけないことになり、妥当ではない。ここでは比推力の上昇が平均分子量の低下のみによって行われたと仮定して、その時の平均分子量を概算する。式(3.2)(3.6)より、平均分子量以外の次元は一定であると仮定する。また、それらをまとめて係数として無視すると、比推力が I_{sp0} から I_{sp1} に変化したとき、変化後の平均分子量 M_1 は次式であらわされる。

$$M_1 = M_0 \times \left(\frac{I_{sp1}}{I_{sp0}} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (4.3)$$

このときの M_0 は実験に用いた樟腦の分子量 152.13 である。

図 4.15 に温度 333K におけるマイクロ波電力と平均分子量の関係を示す。値を見ると、元の分子量が 152.13 であったのに対してマイクロ波電力

32W のとき 108.46 となった。これは約 29% の減少率である。今後は他金属素材のタンクや他の推進剤で実験を行い、条件によって平均分子量がどのように変化するか確認していく必要がある。

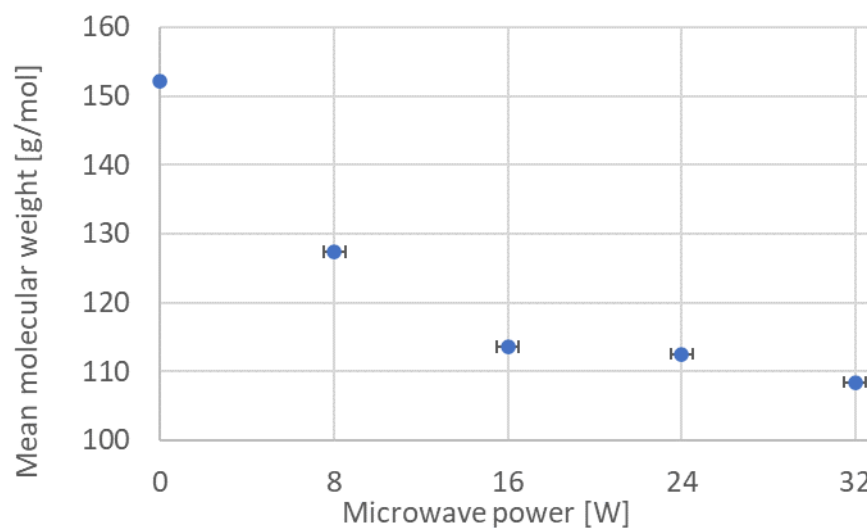


図 4. 15 温度 333K におけるマイクロ波電力と平均分子量の関係

第5章 結論

本研究ではレジストジェットの性能を向上させるために大きく分けて3つの実験を行った。

1. レジストジェットにおけるマルチノズルが推力に及ぼす影響

同じ断面積を持った、1, 7, 19 孔のノズルを用いて、同じ温度、圧力、流量もとで推力を測定した。その結果、マルチノズルを用いたときに比べシングルノズルを用いたときの推力が 10%ほど大きくなった。マルチノズルの効果を得るには、より大きい分子量を持った推進剤を用いるか、ノズルの寸法を推進剤に合わせて最適化させる必要があると考えられる。

2. 指サイズのレジストジェットの開発

1の実験結果を踏まえて、同じ形状のシングルノズルを用いて指サイズのレジストジェットを開発した。また4種の推進剤（ナフタレン、サリチル酸、樟脳、Lメントール）を用いて、常温, 323K, 353Kの温度の条件で実験を行い、推力と比推力を比較した。その結果、温度 353K において樟脳を推進剤として用いた時推力が最大であり、 $56\mu\text{N}$ であった。また、温度 353K においてサリチル酸を推進剤として用いた時比推力が最大であり、19 秒であった。推力、比推力ともに理論値と比べてかなり小さい値が得られた。これは圧力損失が原因の一つであると考えており、圧力損失を小さくするためには、ノズル形状を変えることやタンクのコンダクタンスを小さくすることが必要である。

3. プラズマアシストガスジェットの開発

レジストジェットの比推力を大きくするために、プラズマを用いて推進剤の平均分子量を下げることを狙ったプラズマアシストガスジェットを開発し、実験と考察を行った。その結果、プラズマをつけることで比推力が向上し、マイクロ波電圧を上げると比推力も大きくなった。温度 333K ではプラズマをつけないときに比べ、マイクロ波電力 32W でプラ

ズマをつけた時約 2 倍の比推力を得ることができ、その値は 44 秒であった。つまりプラズマによって平均分子量を小さくすることができたと考えられる。比推力から算出した平均分子量は、333K, 32W のとき 108 であり、これはもともとの樟脳分子量 152.13 と比較して 29% の減少である。平均分子量と流量の関係を見るために、質量流量を平均分子量で除し、一秒あたりの物質質量とマイクロ波電力の関係を求めた。プラズマをつけていないときと 8W のマイクロ波電力でプラズマをつけた時は、一秒あたりの物質質量はほぼ同じ値を示したが、16, 24, 32W のマイクロ波電力でプラズマをつけると一秒あたりの物質質量が少しずつ大きくなった。これはマイクロ波電力の上昇に伴って放電室中心（アンテナ付近）の温度が上がってしまったと考えられる。熱電対はタンクの外側に設置していたため、この温度の上昇は図り切れなかったと思われる。今後、放電室の温度を測ることで、正確な比較と検討を行う必要がある。

参考文献

- [1] Erik kulu, “nanosats database” URL:
<https://www.nanosats.eu/cubesat> [cited 9 October 2022].
- [2] NISHII Keita “Vaporizing Mechanisms and Micro-nozzle flows of the Water Resistjet for CubeSats”(2018)
- [3] Nagatomo, Hashimoto “Some Design for a Cold Gas Jet System” (1975)
- [4] Nakano Masakatsu, Yamamoto Naoji *et al* , “Performance Evaluation of an Ion Engine Using Sublimable Material as Propellant” SSPS Vol.6 (2021)
- [5] Miyata Shintaro “Development of small resist jets”, Kyushu university Bachelor's thesis (2020)
- [6] ULVAC “Vacuum Handbook”(2002) P40-43
- [7] Basic Course Committee “Why use a vacuum” Vol. 5, No. 6(1958)
- [8] National library of medicine “Naphthalene”
URL: <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov/compound/Naphthalene>
[cited 30 January 2023].
- [9] National library of medicine “Salicylic acid”
URL: <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov/compound/Naphthalene>
[cited 30 January 2023].
- [10] National library of medicine “Camphor”
URL: <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov/compound/Naphthalene>
[cited 30 January 2023].
- [11] National library of medicine “L-menthol”
URL: <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov/compound/Naphthalene>
[cited 30 January 2023].
- [12] Kazuyasu Matsuo “Compressible Fluid Dynamics” (1994)

- [13] Akira Kakami “Thrust measurement method for electric Propulsion” J.Plasma Fusion Res. Vol. 97 No.1 (2021)
- [14] Yukio Yoshioka “Fundamentals of Hydraulics” Jouhoudou (2000)
- [15] Yoshihito Osada, Katsunori Honda “Application of Cold Plasma in Organic Reaction”(1986)
- [16] Koki Sato “Environmental Pollution Chemical Substance Caused by Discharge Plasma” IEEJ Journal Vol.131, No.11 (2011)
- [17] Koichi Ushio “Development of a new compact propulsion system using microwave discharge”, Kyushu university Bachelor's thesis (2014)

謝辞

本研究を行うにあたり、研究に関わる多くのご指導、ご鞭撻を頂いた山本直嗣教授に深く感謝申し上げます。半年の留学によって他の学生よりも研究、実験を行う時間が短くなりましたが、山本教授がくださる的確なご助言によって、研究を進めることができました。また、森田大智助教にはミーティングなどの場だけではなく、普段の学生室でも気軽に研究の相談に乗ってくださり、研究を進めるための助言を多くいただきました。深く感謝申し上げます。また、研究生活において様々な面でサポートしてくださった大内田映子秘書、宮本朋子秘書に深く感謝申し上げます。

研究室の先輩である蔵元英祐氏には実験のやり方を教えていただき、数々のご助言をいただきました。深く感謝申し上げます。

同輩の皆様には私の普段の学生生活を明るくものにしてください、また研究の悩みを気軽に相談させてくださいました。特に白木僚氏には実験をメインとする研究仲間として、様々な面で助言やサポートを頂きました。同輩の皆様にも深く感謝申し上げます。

修士1年学部4年の研究室のメンバーにも明るい研究室の雰囲気を作ってください、研究生活の助けとなりました。深く感謝申し上げます。

修士まで学ばせていただき、ここまで私の生活を支えてくれた家族に深く感謝申し上げます。

最後に、この研究が少しでもこれからの宇宙先進ロケット工学研究室の研究を進める助けになることを願い、謝辞とさせていただきます。