

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

平成 30 年度

修士論文

微小重力環境における水レジストジェットスラスタの

液滴蒸発評価および推進性能モデル

Evaluation of Droplet Evaporation

and Modeling of Thrust Performance

for the Water Resistojet Thruster in Microgravity

2019 年 1 月 29 日提出
指導教員 小泉 宏之 准教授

47176080 服部 旭大

目次

1	序論	1
1.1	宇宙開発動向の現状と展望	1
1.1.1	これまでの宇宙開発	1
1.1.2	小型衛星市場の拡大	1
1.1.3	CubeSat の登場と今後の展望	2
1.2	CubeSat の担うミッションとその達成に必要な推進機	3
1.2.1	推進機の必要性	3
1.2.2	過去の CubeSat ミッションに対する推進機と使用推進剤	3
1.2.3	将来の CubeSat における推進剤	6
1.3	水を用いた小型推進機	7
1.3.1	水レジストジェットスラスタの軌道上作動例	7
1.3.2	これまでの研究から得られた課題	9
1.4	常温蒸発部を設けた水レジストジェットスラスタ	9
1.4.1	概要	9
1.4.2	原理	9
1.4.3	作動の時間履歴	10
1.4.4	課題	11
1.5	研究目的	11
2	μ G 環境が水スラスタに与える影響	12
2.1	μ G 環境の特徴	12
2.1.1	地上と宇宙での環境の差異	12
2.1.2	μ G 環境での流体現象	13
2.2	水気化部における μ G の影響	13
2.2.1	μ G 環境	13
2.2.2	μ G 環境の水レジストジェットスラスタに与える影響	14
2.2.3	濡れ性に関する先行研究	15
2.2.4	熱伝達に関する先行研究	16
3	実験方法	18
3.1	1G 環境での推力測定	18
3.1.1	実験環境	18
3.1.2	実験用スラスタ	20
3.1.3	推力測定系	21
3.1.4	コンダクタンスの算出方法	23
3.2	落下塔を用いた μ G 環境での液滴蒸発実験	24
3.2.1	落下塔	24
3.2.2	蒸発実験装置	26

3.2.3	データ測定系回路と噴射トリガー装置.....	31
3.2.4	落下塔実験の手順	40
3.2.5	画像データ解析手法	41
3.2.6	実験条件	42
4	実験結果	44
4.1	地上推力測定	44
4.1.1	コンダクタンス測定結果	44
4.1.2	推力測定結果	45
4.2	落下塔での液滴蒸発試験	46
4.2.1	圧力測定結果	46
4.2.2	液滴画像データ	52
4.2.3	接触線のピン止め現象	59
5	考察	62
5.1	落下塔実験	62
5.1.1	特殊な実験データについて	62
5.1.2	流量データの比較	63
5.1.3	液滴画像データの比較	64
5.2	μG 環境でのスラスト性能予測のモデル化	64
5.2.1	概要	64
5.2.2	蒸発モデルと流量	65
5.2.3	1G 環境での伝熱モデル.....	65
5.2.4	μG 環境での伝熱モデル	67
5.2.5	流量と推力の関係	68
5.2.6	実験条件	69
5.3	蒸発モデル計算結果	69
5.3.1	毛管定数と液滴の形状	69
5.3.2	実験結果との整合性	70
5.3.3	噴射から完全蒸発までの計算.....	70
5.3.4	1G 環境と μG 環境の性能比較	71
5.4	蒸発モデル考察	73
5.4.1	実験結果と数値計算の比較	73
5.4.2	重力環境による性能比較	73
6	結論	74

図目次

図 1-1 CubeSat の規格とその質量の目安 ¹³	2
図 1-2 作動実証された推進機の性能とサイズの比較	4
図 1-3 Guerrieri による推進剤の評価の結果 ³⁵	7
図 1-4 2003 年に実証作動が試みられた水レジストジェットの写真 ³⁹	8
図 1-5 2017 年に実証作動が試みられた水レジストジェットの写真 ⁴⁰	8
図 1-6 気化室を搭載した水レジストジェットスラスタの模式図	9
図 1-7 気化室を搭載した水レジストジェットスラスタの作動履歴の一例.....	10
図 1-8 作動履歴の 1 周期抜き出し	10
図 2-1 液滴形状の重力依存性 ⁴⁴	16
図 2-2 液滴の各長さの重力依存性 ⁴⁴	16
図 2-3 液滴表面の温度勾配が液滴形状に与える影響 ⁴⁴	16
図 2-4 マランゴニ数とヌセルト数の関係 ⁴⁵	17
図 3-1 推力測定系模式図	18
図 3-2 真空チャンバー外観	19
図 3-3 ロータリーポンプ外観	19
図 3-4 ターボ分子ポンプ外観	19
図 3-5 ピラニ・電離真空計	19
図 3-6 スラスタ模式図	20
図 3-7 スラスタ外観	21
図 3-8 スラストスタンド外観	21
図 3-9 較正装置外観図	22
図 3-10 較正実験時間履歴例	22
図 3-11 スタンドの変位と荷重の関係	23
図 3-12 島津社製電子天秤	23
図 3-13 パラボリックフライトの概念図	24
図 3-14 落下塔内部外観図	25
図 3-15 落下試験系のカプセルの役割	26
図 3-16 蒸発実験装置模式図	26
図 3-17 蒸発実験装置外観図	27
図 3-18 水タンク	27
図 3-19 水噴射バルブ (IV)	28
図 3-20 気化部外観図	29
図 3-21 気化部 CAD 図.....	29
図 3-22 貫通した気化部の外観図	29
図 3-23 ラビリンス部模式図	30
図 3-24 排気タンクの 外観図	30

図 3-25 Arduino 外観図	31
図 3-26 Arduino 入出力ポート ⁵¹	31
図 3-28 THERMO K click の外観図	32
図 3-29 排気タンク圧力計 Honeywell 社製 (model: HSCDANT2.5BAAA5)	32
図 3-30 差圧圧力計 All Sensors 社製 (model : 30INCH-D2-4V-MINI)	33
図 3-31 Kionix 社製加速度センサ KXR94-2050 の外観図	34
図 3-32 水噴射トリガー装置の模式図	35
図 3-33 トリガーコネクタ (バナナプラグ) と固定部分	35
図 3-34 バルブドライバの外観図	36
図 3-35 Arduino プログラムのフローチャート メイン関数とバルブ命令関数	37
図 3-36 Arduino プログラムのフローチャート その他の関数	38
図 3-37 Arduino 較正実験の時間履歴	39
図 3-38 スポンジに固定された実験系	40
図 3-40 PP テープ切断の様子	41
図 3-41 液滴撮影カメラの外観図と設置方法	42
図 3-42 液滴の動画を切り出した画像の一例	42
図 3-43 画像データのグレースケール化	42
図 3-44 二値化された画像	42
図 3-45 液滴底面の長さ測定	42
図 4-1 チューブ上流圧力とチューブ上流—チューブ下流コンダクタンスの関係	44
図 4-2 気化部圧力と気化部—ノズル直前コンダクタンスの関係	44
図 4-3 気化部圧力と気化部—ノズル出口コンダクタンスの関係	45
図 4-4 ノズル直前圧力と推力の関係	46
図 4-5 落下塔実験の時間履歴 落下前後の 10 秒	47
図 4-6 落下塔実験の時間履歴 落下前後の 3 秒拡大	47
図 4-7 1G, μ G での気化部内圧力履歴	48
図 4-8 1G での気化部下面温度に対する流量	50
図 4-9 μ G での気化部下面温度に対する流量	50
図 4-10 噴射量に対する μ G, 1G での流量	50
図 4-11 同程度の気化部下面温度における μ G, 1G での流量	50
図 4-12 50 ms 噴射 気化部温度に対する流量	51
図 4-13 100 ms 噴射 気化部温度に対する流量	51
図 4-14 200 ms 噴射 気化部温度に対する流量	51
図 4-15 300 ms 噴射 気化部温度に対する流量	51
図 4-16 500 ms 噴射 気化部温度に対する流量	51
図 4-17 50ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)	53
図 4-18 100ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)	54
図 4-19 200ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)	55

図 4-20 300ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)	56
図 4-21 500ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)	57
図 4-22 300ms 噴射, 下流封止あり (突沸なし)	58
図 4-23 噴射時間と液滴付着面の直径との関係	59
図 4-24 接触角が持つ履歴と前進角	60
図 4-25 液滴のピン止め現象	61
図 5-1 加速度計のヒステリシスがある作動履歴	62
図 5-2 TPS の値が負の値の作動履歴	62
図 5-3 VPS が大きく振れる作動履歴	62
図 5-4 噴射前に波形の動きがある作動履歴	62
図 5-5 流量と推力係数の関係	69
図 5-6 1G (左), μ G (右) での実験による圧力履歴の結果と数値計算の比較	70
図 5-7 μ G 環境での実験結果と数値計算の比較 噴射から完全蒸発までの時間履歴	71
図 5-8 噴射時間 100 ms での気化部温度に対する μ G, 1G の推力	71
図 5-9 噴射時間 100 ms での水温度に対する μ G, 1G の推力	71
図 5-10 気化部温度 30 °C での噴射時間に対する μ G, 1G の推力	72
図 5-11 気化部温度 30 °C での 1G での値に対する μ G での各値の割合	72
図 5-12 気化部温度 30 °C での噴射時間に対する各値	72
図 5-13 気化部温度 30 °C での 1G での値に対する μ G での各値の割合	72

表目次

表 1-1 CubeSat に搭載され作動が実証された推進機.....	4
表 2-1 μ G 環境における流体の諸現象 ⁴²	13
表 2-2 微小重力環境の特徴と水レジストジェットスラスタに与える影響.....	14
表 2-3 推力発生フェーズごとの μ G 環境の諸現象が与えうる影響	15
表 3-1 ロータリーポンプの仕様	19
表 3-2 ターボ分子ポンプの仕様	20
表 3-3 ピラニ・電離真空計の仕様	20
表 3-4 COSMOTORRE 落下塔の緒言	24
表 3-5 東京大学工学部 7 号館落下塔	25
表 3-6 水噴射バルブ (IV) の仕様.....	28
表 3-7 排気タンク圧力計 仕様	33
表 3-8 気化部圧力計 仕様.....	33
表 3-9 Kionix 社製加速度センサ KXR94-2050 の仕様	34
表 3-10 Arduino とロガーの認識している時間と, そのずれの割合	39
表 3-11 落下塔の実験手順	40
表 3-12 実験条件.....	43
表 4-1 落下塔実験結果	49
表 5-1 初期条件.....	69
表 5-2 実験での初期条件	70

記号一覧表

a	: 蒸発・凝縮係数
a_t	: 温度拡散率
A	: 面積
A_b	: 壁面と気泡の接触面積
A_e	: ノズル出口面積
A_{VC-w}	: 液滴と壁面の接触面積
C	: コンダクタンス
c_w	: 水の比熱
c_{Al}	: アルミニウムの比熱
c^*	: 特性排気速度
c_p	: 定圧比熱
C_f	: 測定推力係数
C_{tube}	: 気化室下流の流体コンダクタンス
D_L	: ラプラス定数
F	: 測定推力
g	: 重力加速度
Gr	: グラスホフ数
h_b	: 核沸騰熱伝達係数
h_c	: 対流熱伝達係数
$h_{c,forced}$: 強制対流熱伝達係数
$h_{c,natural}$: 自然対流熱伝達係数
h_m	: μG 環境での核沸騰熱伝達係数
k_B	: ボルツマン定数
Kn	: クヌーセン数
L	: 代表長さ
l	: 分子直径
\dot{m}	: 推進剤流量
$\dot{m}_{ave.}$: 実験中平均流量
m_g	: 気化部内の水蒸気質量
m_{H_2O}	: 水分子の質量
Ma	: マランゴニ数
M_w	: 気化室内の液体の水の量
M_{H_2O}	: 水の分子量
N_b	: 気泡の数
Nu	: ヌッセルト数
P	: 圧力
P_c	: ノズル直前圧力
P_{sat}	: 飽和蒸気圧力
P_{vc}	: 気化室圧力
Pr	: プラントル数
q	: 熱流束
q_m	: μG 環境での核沸騰による熱流束
q_{nc}	: μG 環境での自然対流による熱流束
q_{VC-L}	: 気化室と液滴間の熱流束
\dot{Q}	: 熱流量
Q_{VC}	: 気化室の持つ熱量
Q_w	: 気化室内の液体の水が持つ熱量
R	: 気体定数

Re	: レイノルズ数
T	: 温度
T_s	: 液滴表面温度
T_w	: 液滴バルク温度
T_{vc}	: 気化室温度
$t_{\text{injection}}$: 噴射時間
V	: 体積
w	: 水分子の速度の速度
W_{VCH}	: 気化部ヒーター電力
γ	: 比熱比
N	: 動粘性係数
μ	: 粘性係数
α	: 液滴表面温度係数
β	: 熱膨張係数
λ	: 熱伝導率
λ_d	: 平均自由行程
ρ_L	: 水（液体）の密度
ρ_v	: 水（気体）の密度
σ	: 表面張力
χ	: 蒸発時に対流熱伝達が沸騰熱伝達に対して占める割合
$\Delta_{\text{vap}}H$: 水の蒸発潜熱

上付き・下付き

ev	: 液体蒸発部における値
w	: 液滴の値
v	: 水蒸気状態における値
vc	: 気化部内の値
vc-w	: 気化部と液滴の接触部
s	: 液滴表面
total	: 合計

1 序論

1.1 宇宙開発動向の現状と展望

1.1.1 これまでの宇宙開発

ライト兄弟が人類で初めて空に飛び立ってから 100 年あまり、ボストーク 1 号が人類初の有人宇宙飛行を成し遂げてから 50 年あまりが経過した。宇宙という環境や他の惑星への興味が主な目的である宇宙船や探査機の打ち上げも年々高度になっており、宇宙航空研究開発機構 JAXA の水星磁気圏探査機「MMO」¹の打ち上げ成功や、米航空宇宙局 NASA の探査機「InSight」^{2,3}の火星への着陸成功が記憶に新しい。このような探査機のほかに JAXA が開発・運用を行っている、準天頂衛星システムを支える「みちびき」⁴や気象観測を目的とした「ひまわり」⁵などの、国民の生活利便性の向上や国家の安全を確保するための衛星利用も活発である。

このような探査機、衛星はは通常数 100 kg から数 t 級の重さであり、中型、もしくは大型宇宙機と呼ばれる。大型宇宙機は高性能な大型機器の搭載が可能で、かつ多数の観測機器を備えられることから、多様なミッションをこなすことができるという特徴がある。すでに運用は終了したが地球観測衛星である「だいち」⁶の重さは約 4 t であり、1/25000 の地図作成、災害状況の把握、資源探査などの多数のミッションを成し遂げた代表的な大型衛星⁷である。

しかし大型の宇宙機の開発費用は 1 機あたり約数 100 億円、開発期間は 5 年以上となり次々と最新機器を搭載して打ち上げられるものではない。むしろ失敗によるリスクを回避して保守的な設計になり、打ち上げ機会も少ないことから更なる大型化が進んできた。開発期間の長さ、打ち上げ機会の少なさは、経験がすぐに活かせない、技術の引継がれないなどのエンジニアにとっても非効率な面が存在し、さらに保守的な設計、大型化に拍車をかけている。このように大型衛星開発が悪循環となってきたのが現状である。

1.1.2 小型衛星市場の拡大

大型衛星開発が悪循環をたどる中、現在世界中で小型衛星、超小型衛星の開発が活発化し、宇宙業界全体で新しいパラダイムの構築がなされている。小型衛星の特徴として、大型衛星に比べて費用が格段に安く失敗のリスクが小さい、相乗り衛星としてのロケット搭載が可能であるため打ち上げの機会が多い、短い開発期間ゆえにフィードバックが次の衛星に早く活かせるなど、宇宙開発の発展につながる利点が多い。かつては搭載が難しかった高性能の大型機器も、技術の進歩により小型化したために搭載が可能となったことも後押ししていると考えられる。大型衛星による宇宙開発の閉塞化を打破し、好循環を生みだそうとする業界全体の意識の変化が見られる。

かつては政府が主導して行われてきた宇宙開発だが、宇宙機自体の小型化が開発主体の増加をもたらしている。高い開発コストがネックとなり大型衛星開発にはで手が出なかった民間企業も、低開発コストの小型衛星の普及が参入を後押しし、宇宙開発に関わる企業は年々増えている⁸。宇宙業界には精通していなかった後進国の参入も、増加の一途となっている。さらに企業や国だけではなく、大学などの教育機関でも衛星開発が行われるようになってきた。東京大学が開発した 1 kg 級の超小型衛

星 XI-IV⁹の打ち上げ、軌道投入が2003年に成功してから、現在では多くの教育機関が衛星開発に取り組んでいる。

様々な主体が小型衛星開発に参加する中で、宇宙ビジネスの市場規模成長も著しく増加している⁸。2010年には20兆円程度であった宇宙ビジネスの市場規模は、小型衛星の開発が活発化してきた2017年には40兆円規模にまで成長し、2030年には70兆円を上回ると予想されている。その中で探査を目的としたものはわずかであり、高高度、高真空、微小重力、豊富な太陽エネルギーなどの環境を利用したビジネスが目的となっている¹⁰。実際に、衛星が取得したデータの活用や衛星を用いた通信サービスが市場規模全体の4割を占めるなど宇宙ビジネスの産業自体の構造が変化しており、人工流れ星の事業化を目指す株式会社ALE¹¹など、エンターテインメントを目的とした宇宙開発まで行われるようになってきている。

1.1.3 CubeSat の登場と今後の展望

小型衛星の打ち上げ数はここ10年で10倍の成長を見せており、2020年には年間500機もの宇宙機の打ち上げが予想されている¹²。このような大量の打ち上げを実施する際に利便性の高い、規格化されたサイズの衛星の開発が活発化してきた。この規格化は1999年にアメリカの大学が開発し、現在の超小型衛星業界でサイズの指標となっている。規格化された衛星はCubeSat¹³とよばれ、10×10×10 cm サイズのものを1U、20×10×10 cm サイズのものを2U、30×10×10 cm サイズのものを3Uと呼ぶ(図1-1)。超小型サイズゆえ、開発コストは数億円、開発期間も1年から2年と短期間で開発が行えることから、大学の研究室単位でも開発が行われている。規格化されたサイズが可能にする打ち上げ機会の多さから、今後の超小型衛星の開発業界の主流となってくると考えられる。

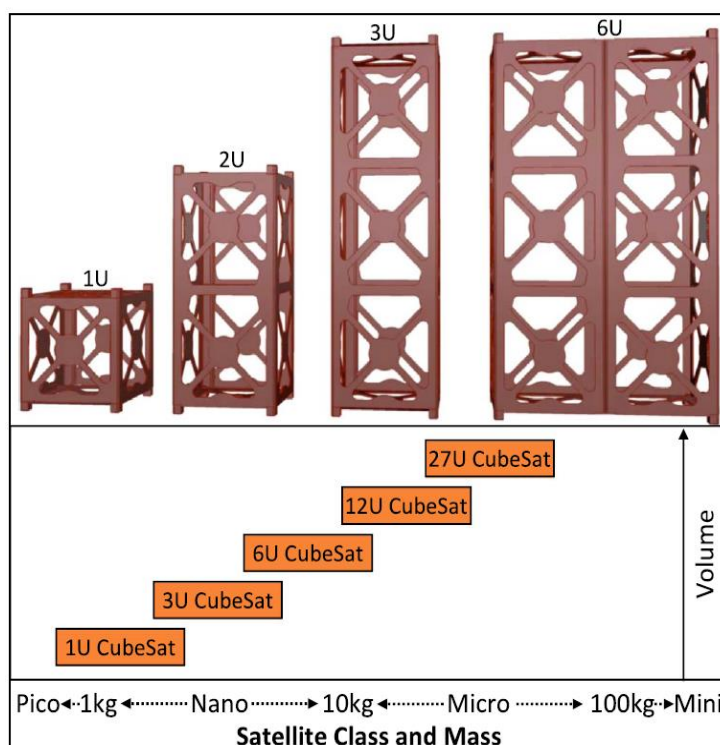


図 1-1 CubeSat の規格とその質量の目安¹³

1.2 CubeSat の担うミッションとその達成に必要な推進機

1.2.1 推進機の必要性

これまで打ち上げられてきた CubeSat は様々なミッションを達成してきた。しかし、今後さらなる高度なミッションの要求を満たしていくために推進機は不可欠である。通常、衛星には観測機器を観測対象に正対させる、通信機器を地上局に向けるなどのために姿勢制御機構が供えられている¹⁴が、これまでの衛星ではリアクションホイールや磁気トルカがこの役割を担うことが多い。リアクションホイールは宇宙機の角運動量を変化させる機能を持ち最小限の姿勢制御には適しているが、リアクションホイールの角運動量が飽和してしまうとそれ以上の姿勢制御は困難となる。また、磁気トルカは地球の磁場を利用した姿勢制御を行うが、絶対的に発生させるトルクが小さい、地球との距離が遠くなると磁場が弱まるなどの欠点が存在する。地表からの高度を限定せず長時間の姿勢制御を行うためには推進機が必須といえる。

姿勢制御以外にも、軌道維持や軌道遷移を必要とするミッションに推進機が必要である。通常、当初の目的の軌道に投入された衛星であっても、ある程度の時間が経過すると大気の抵抗などにより減速して目的の軌道を外れてしまう。推進機を搭載していない衛星は軌道の復帰は不可能であり、これは人工衛星の寿命を迎えると同義である。このほかに地球外惑星を探索する場合の軌道遷移や、衛星のコンステレーション、フォーメーションフライトの衛星相対位置の微調整は推進機なしでは達成が不可能¹⁵である。

しかし、このようなミッションに対する推進機の需要がある中で、要求を満たした小型推進機の研究開発は遅れをとっている。現在開発されている小型の推進機は、推進機自体の性能が不足していることに加え、安全面の問題をクリアする必要がある¹⁶。大型衛星で用いられてきた推進機は性能を重視した設計となっており、安全性は比較的重要視されていなかった。また貯蔵できる推進剤の量が多かったことから、多少の性能不足は貯蔵量で補うことができた。一方、ペイロードとして打ち上げられることの多い CubeSat に搭載される推進機には、厳しい安全審査の基準が設けられている。高圧ガス系が必要な推進機や推進剤の漏出が懸念される推進機は、他の衛星に危害を加える可能性があるため、推進剤の安全な貯蔵のために保守的な設計とならざるをえない。これは低コスト所以の積極的な衛星開発が特徴の CubeSat においては本末転倒である。このような背景から、安全性が高く高性能な推進機が要求されている。

1.2.2 過去の CubeSat ミッションに対する推進機と使用推進剤

性能、安全面など CubeSat における推進機の課題は多いが、すでに衛星に搭載され作動実証が行われた例もある。過去に CubeSat に搭載され、作動実証が行われた代表的な推進機を表 1-1 に挙げ、それらの性能を比較したものを図 1-2 に示す。

表 1-1 CubeSat に搭載され作動が実証された推進機

Satellite	Size	Thruster Type	Propellant	Thrust/mN	Isp/s	Ref
CanX-2	0.25	CGJ	SF6	50	38	17,18
Delfi-n3xt	0.1	CGJ	N2	6	69	19,20
CanX-4 / 5	1.58	CGJ	SF6	30	45	21
POPSAT-HIP1	1	CGJ	Ar	0.5	43	22
BRICSat-P	0.1	電熱加速(Arc)	Nickel	0.1	3000	23
Pegasus	0.3	電磁加速(PPT)	PTFE	0.008	900	24,25
FEEP Demo.	0.8	静電加速(FEEP)	Indium	0.22	3800	26
LISA Pathfinder(1mN)	0.6	静電加速	Ionic liquid	0.7	800	27
LISA Pathfinder(0.1mN)	0.4	静電加速	Ionic liquid	0.1	1400	28
Aero-Cube-8 IMPACT	0.2	静電加速	EMI-BF4	0.074	1700	29

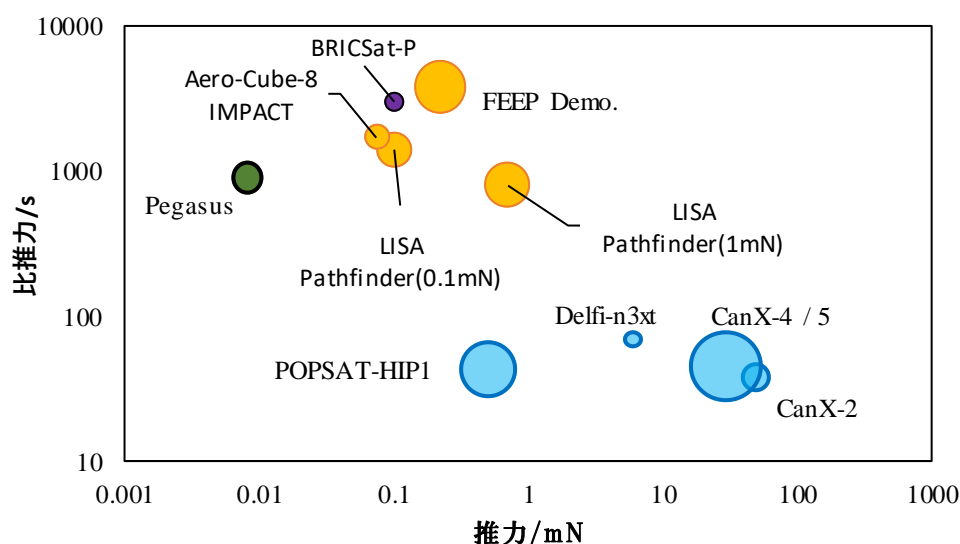


図 1-2 作動実証された推進機の性能とサイズの比較

水色：コールドガス，黄色：静電加速，緑色：電磁加速，紫色：電熱加速を表す．円のサイズは推進機の大さを示す．

すでに作動実証が行われた例は，コールドガスジェットスラスタ，静電加速型推進機が多くを占めている．図 1-2 の分布をみると，各スラスタの特徴が表れている．コールドガスジェットスラスタは比較的大きな推力性能を持つ一方，推進機自体が大きく比推力が小さい．静電加速型推進機は比推力が大きく，比較的小型であるが推力が小さい．このように推進機には作動方法によって特徴がある．推進機の機構として大きく分類すると，

- A) コールドガスジェットスラスタ
- B) 電熱加速型推進機
- C) 静電加速型推進機

D) 電磁加速型推進機

E) 化学推進機

が挙げられる．以下にそれぞれの特徴を示す．

A) コールドガスジェットスラスタ

コールドガスジェットスラスタとは、タンクに高圧で貯蔵された推進剤を、ノズルを通して排出する機構で推力を得る．バルブの開閉のみで推進機が作動するため、構造が非常にシンプルであり、搭載例も多い．しかし推進剤の加速はタンクと背圧の圧力差のみで行われるため、排気速度が小さく比推力は小さい．使用される主な推進剤は窒素、ブタン、アルゴン、キセノンなど様々である．高圧ガスを用いている点で安全性が低い、構造質量が大きいなど、将来の CubeSat の推進機としての注目は小さいものの、研究は成熟段階に入っており信頼性の高い推進機である．

B) 電熱加速型推進機

電熱加速型推進機は、電力を用いて推進剤を加熱しノズルから排出する機構のスラスタである．コールドガスジェットスラスタに加熱部分が追加された機構であり、原理としても非常にシンプルである．推進剤はヒーターもしくは熱交換機により数 100 °C 程度まで加熱される．推力電力比は比較的高いが比推力は電気推進の中では大きくない．本研究で扱うレジストジェットスラスタも電熱加速型推進機の一つである．

C) 静電加速型推進機

静電加速型推進機は、プラズマ化した推進剤に静電場をかけて加速し推力を得るという機構のスラスタである．イオンスラスタ、ホールスラスタ、FEEP などによって区別される．イオンスラスタは、イオンを放出するイオン源と電子を放出する中和器という二種類の推進剤排出装置がある．推力を得るのはイオン源であり、中和器はイオンが放出される衛星の帯電を防ぐために電子を放出するための機構である．FEEP は推進剤として固体金属を用いており、高電場により原子状イオンを引き出し加速させることで推力を得る．数 1000 s から 10000 s 程度の高比推力であるが、推力は非常に小さい．

D) 電磁加速型推進機

電磁加速型推進機はプラズマ化した推進剤に電磁場をかけて加速し推力を得るという機構のスラスタであり、パルスプラズマスラスタ、真空アークスラスタに大きく分類される^{30,31}．パルスプラズマスラスタは固体推進剤を用い、陽極と陰極の間の放電により昇華もしくはプラズマ化した推進剤を電磁力で加速して推力を得る．推進剤にはテフロンなどの昇華性が高いものを使用される．真空アークスラスタは、アーク放電によりカソードの金属を蒸発させることでプラズマ化し、それを電磁力で加速排出することで推力を得る．イオンスラスタと同様に、放出したイオンを中和するための中和器が必要である．

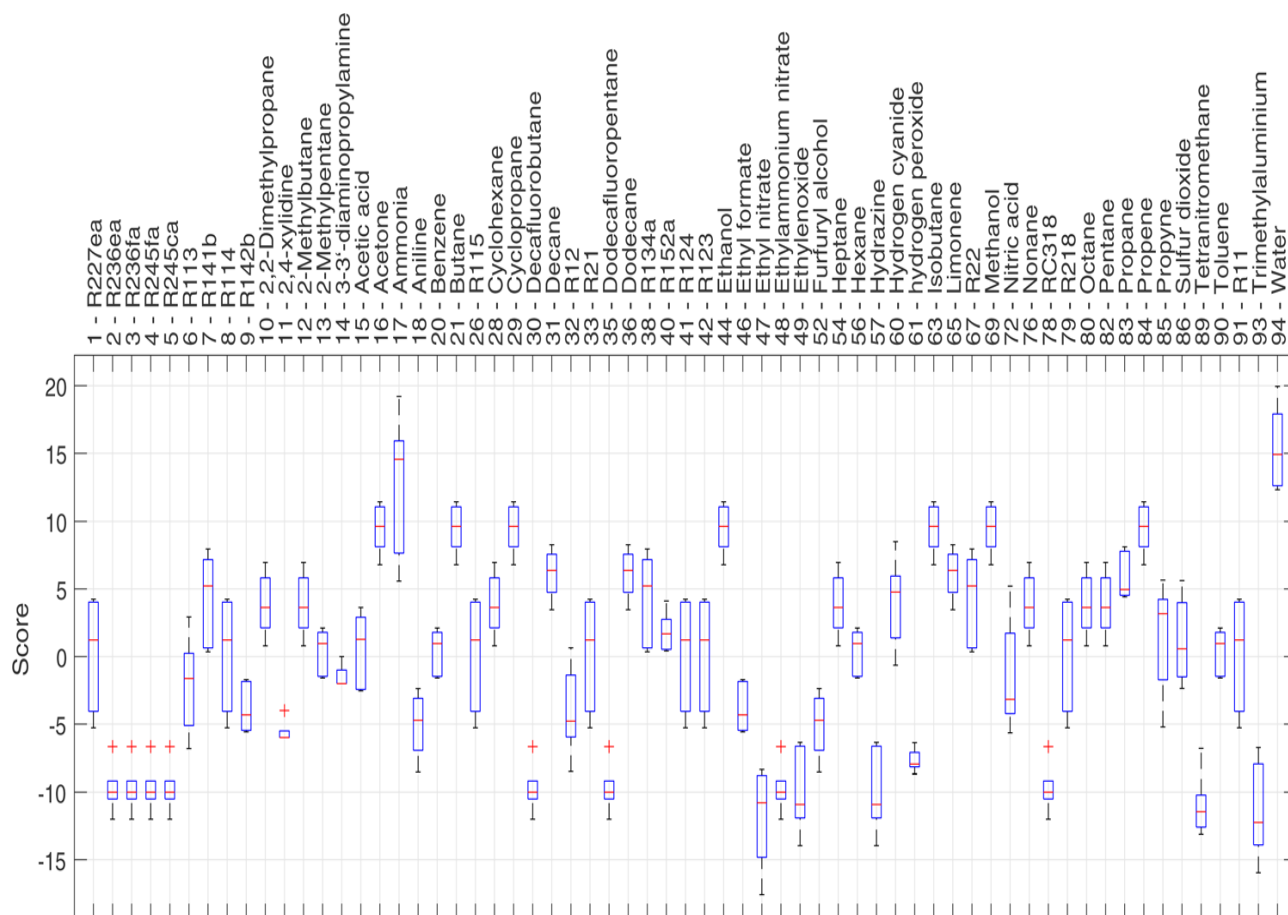
E) 化学推進機

化学推進機は推進剤の持つ化学エネルギーを用いて加熱しノズルから放出することで推力を得る³²。ロケット等に使用されており、これまで多くの研究が行われている。大きな推力、比推力を得ることができるが、CubeSat の推進機としては、引火性、安全性の面で搭載が難しいと考えられる。

1.2.3 将来の CubeSat における推進剤

上述のように、これまでに様々な推進機の作動実証が行われているが、安定的に CubeSat に搭載できるレベルまで技術的に確立された推進機と言えるものは、未だ開発されていない³³。現在実証されている推進機は速度増分は数 m/s から数 10 m/s オーダーであり、コールドガスジェットスラスタでも高度なミッションに要求される推進機としては物足りない値である。今後 CubeSat での深宇宙探査を目標にした場合、この速度増分を数 100 m/s から数 1000 m/s オーダーに向上することができればミッションの幅が広がり、宇宙開発の進歩が劇的に早くなることが予想される。また、安全性の観点からも高圧ガスを用いた推進機が CubeSat の推進機として広く普及することは考えにくく、今後の推進機は安全かつ性能のポテンシャルが高い推進剤を軸として開発が進められると予想される³⁴。

Guerrieri ら³⁵は、95 種類の物質の候補から小型宇宙機の推進剤として優れたものが何なのかを調査した。その結果、図 1-3 に示すように、その中で水がレジストジェットスラスタとして最も適しているという評価をつけた。水は安全性が高い、取り扱いが簡単、常温常圧で液体貯蔵ができるため高圧ガス系統が不要、研究開発での入手が簡単、地球外の惑星でも入手できる可能性が高い、などの理由から注目されている。安全性、取り扱いの面で水が当てはまるのは自明である。研究開発の場においても、取り扱いの良い推進剤は研究がしやすく、技術的な発展も早いと考えられる。また常温常圧で液体であることから高圧ガス系統を必要とせず、推進機に対する構造質量が小さいことも、打ち上げのハードルが下がる要因である。将来的に宇宙で人類が生活を行うとした場合にも水は必要不可欠であるため、これを推進剤として用いることができれば推進剤を入手する手間がかからない。現在は ISS でも生活排水から水を再精製して用いているため、人類が生活しているところでは必ず水を入手できると考えられる。このような背景から、水を用いたレジストジェットスラスタの研究開発が注目を集めている。

図 1-3 Guerrieri による推進剤の評価の結果³⁵

No.17 のアンモニア, No.94 の水が高いスコアとなっている。青で書かれた部分は誤差範囲を示す。

1.3 水を用いた小型推進機

1.3.1 水レジストジェットスラスタの軌道上作動例

レジストジェットスラスタは 1.2.2 で示されたように、コールドガスジェット同様に簡素な構造であるにも関わらず、それに比べて比推力が高いという利点を持つ。水を推進剤として使用したレジストジェットスラスタは研究環境の設備構築が容易であり、すでに様々な研究がなされてきた^{36,37}。水レジストジェットスラスタは主に VLM と呼ばれる MEMS 技術を用いたものとそれ以外に分類される³⁸。VLM は μm オーダーの流路とノズルを用いて水の噴射を行うものでコンパクトなサイズであり搭載がしやすいと考えられる。

水レジストジェットスラスタにはすでに軌道上での作動試験が行われた例もある。Gibbon ら³⁹が開発した水レジストジェットスラスタは 2003 年に宇宙での実証を試みた。しかし予加熱部の作動時の温度低下が地上での試験よりも大幅に大きく、液体状態で水が噴射されたと考えられている。

図 1-4 2003 年に実証作動が試みられた水レジストジェットの写真³⁹

また、2017 年には Rowen ら⁴⁰が開発した水レジストジェットスラスタの実証が試みられた。地上試験においては液体状態で噴射されノズル出口にて凍結したという不具合もあったが、押しガスを小さくすることで噴射速度を落とし、この問題は解決された。軌道上で1回目の作動試験においても推力が発生しないという結果となったが、凍結が原因であると考え、太陽とヒーターにより温度を上げ氷の融解を試みた。その後の二回目の作動では 2 cm/s 程度の ΔV が測定され、無事に作動が実証された。

図 1-5 2017 年に実証作動が試みられた水レジストジェットの写真⁴⁰

1.3.2 これまでの研究から得られた課題

過去の2回の水レジストジェットの実証作動においては、いずれも凍結に対する対策が不十分だったことが示唆される。このような凍結は、水が液体状態のまま真空環境に放出され、急激な潜熱を奪われて温度が低下することにより発生していると考えられる。そのためこれを防ぐためには、液体状態で貯蔵してから放出するまでの間に確実に気液分離を行い、気体状態でノズルから噴射することが重要である。

1.4 常温蒸発部を設けた水レジストジェットスラスタ

1.4.1 概要

このような水レジストジェットスラスタの課題に対する解決策として、常温蒸発によって気液分離を行うための気化室の提案がされた⁴⁾。気化室とは水が貯蔵されたタンクとノズルの間に設置され、タンクから噴射された水が確実に蒸発するように設けられた機構である。気化室の存在によりタンクからノズルまで液体状態で容易に到達しえなくなり、ノズルに到達する前に確実に蒸発させることが可能となる。

1.4.2 原理

気化室を持った水レジストジェットスラスタの模式図を図 1-6 に示す。推進剤である水はタンク内に液体で貯蔵され、作動の際にはバルブが開き、気化室に水を噴射する。噴射された水は気化室において加熱され蒸発する。この潜熱は気化室に貼られたヒーターにより賄う。この時の気化室は20-30℃、圧力は2-4 kPa ほどである。気化した水は気化室下流のバルブを通過し、ノズルから排出される。ノズルは凝縮を防ぐために70-120℃ほどに加熱してある。

この機構の利点は確実な気液分離だけでなく、常温であるが所以に他のバス機器からの排熱を得ることができるという点もある。CubeSat において電力は重要なリソースであり、推進系に割ける電力は多くはない。そのような状況において、衛星機器からの排熱を受け取ることで推進機の作動による電力消費が小さくなれば、余裕を持った電力管理ができるようになる。

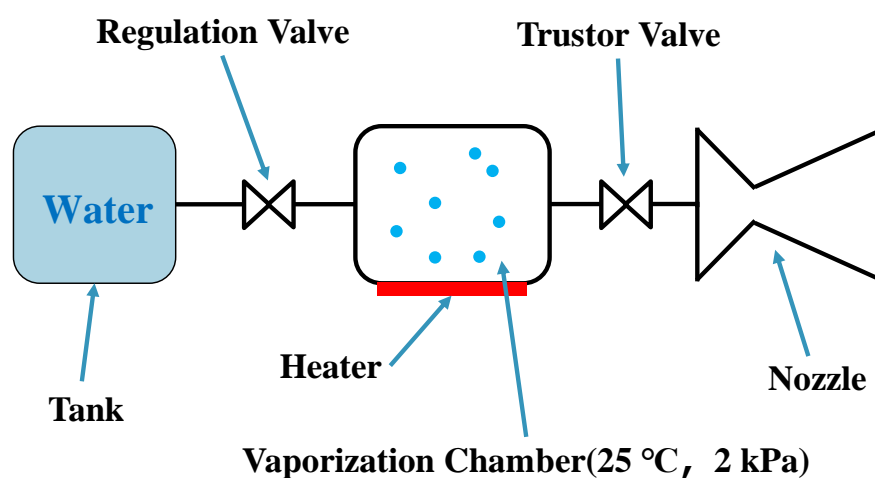


図 1-6 気化室を搭載した水レジストジェットスラスタの模式図

1.4.3 作動の時間履歴

気化室を搭載した水レジストジェットスラストの作動履歴を図 1-7 に示す．気化室への推進剤噴射の後，その蒸発を待ってから次の噴射が行われるため，パルス型の圧力履歴，推力履歴となる．1 周期の拡大図を図 1-8 に示す．

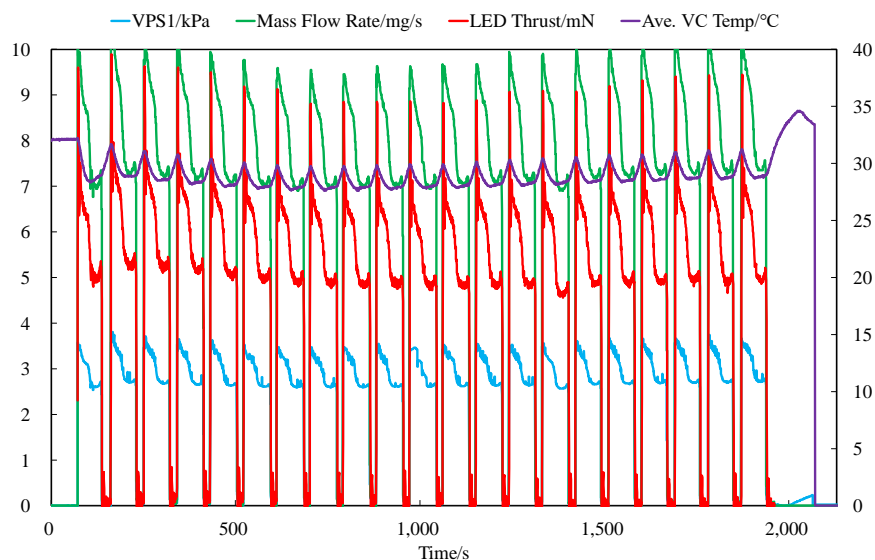


図 1-7 気化室を搭載した水レジストジェットスラストの作動履歴の一例

温度は第二軸で示す．VPS1 は気化室圧力を示す．噴射の瞬間に圧力，推力が立ち上がり，徐々に減少していくという作動履歴が繰り返される．

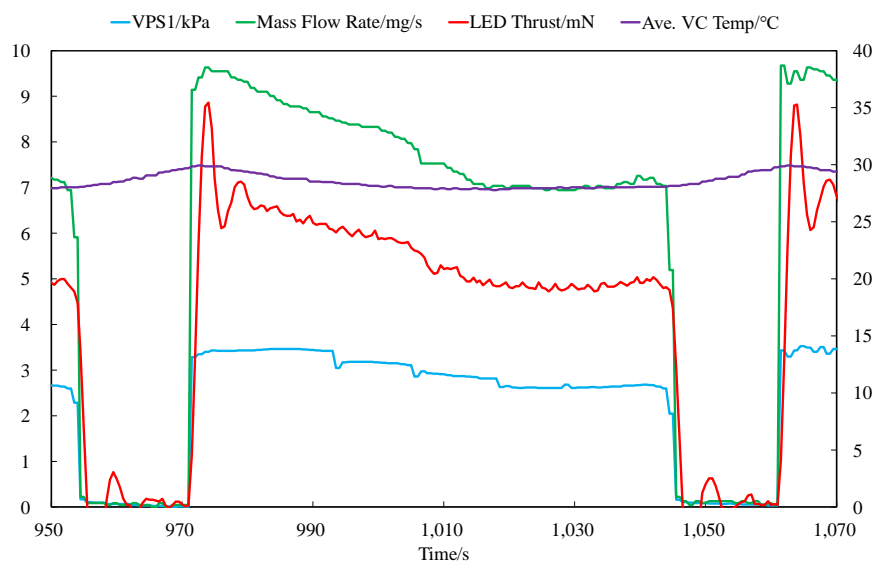


図 1-8 作動履歴の 1 周期抜き出し

温度は第二軸で示す．ところどころの立ち下がりの点は飛び散った液滴が蒸発しきったところと考えられる．

1.4.4 課題

水レジストジェットスラスタに提案された気化部の役割である気液分離には、潜熱の大きい水の蒸発を伴うため、効率的な熱伝達が必要不可欠である。気化室内の蒸発挙動は現在も研究が進められている最中であり、確立したデータや実証実績は今のところない。そのため、軌道上での実証を目指すと同時に、宇宙における環境の差がスラスタ性能にどのように影響を与えるのかを考えることが必要不可欠である。地上と軌道上での差異はさまざまであるが、微小重力環境では伝熱現象が大きく異なることが一つの違いとしてあげられる。液体状態から常温蒸発を伴う水レジストジェットスラスタは、熱環境の違いにより蒸発過程に差が出る可能性があるため、地上と軌道上での性能差の検討が課題となっている。

1.5 研究目的

提案された水レジストジェットスラスタにおける気化室においては、水への伝熱効率が蒸発に大きな影響を及ぼす。本スラスタは地上による性能評価が行われているが、微小重力という環境とは伝熱現象が大きく異なるため、軌道上での性能に地上との差異が生まれる可能性がある。そこで本研究では、軌道上における性能向上を目指し、微小重力環境での液滴の蒸発評価と水レジストジェットスラスタの軌道上性能予測を目的とした

2 μG 環境が水スラスタに与える影響

2.1 μG 環境の特徴

2.1.1 地上と宇宙での環境の差異

宇宙と地上の環境の違いは主に以下の 3 つである．

- 高真空
- 放射線の強さ
- 微小重力

ここで、それぞれが物理的にどのような差異をもたらすのかを検討する．

高真空における物理現象として、空気による熱伝導が小さくなることがあげられる．通常の大気圧程度の空気の圧力では、気体の温度勾配が生じている空間において、分子の熱運動によるエネルギー流れが起こり、熱伝導が発生する．気体分子同士が衝突することによって熱が伝わっていくため、気体分子の平均自由行程が熱の伝わりやすさに影響を与える．この指標として、無次元数であるクヌーセン数 Kn が用いられるのが一般的である． Kn は

$$Kn = \frac{\lambda_d}{L} = \frac{k_B T}{\sqrt{2} \pi l^2 P L} \quad (1)$$

で表わされる．ただし、 λ_d は平均自由行程、 L は代表長さ、 T は温度、 k_B はボルツマン定数、 P は全圧、 l は分子直径を示す．平均自由行程は圧力が高い空間では短く、大気圧での分子の平均自由行程は 68 nm 程度となっている、われわれの生活している中で影響のある長さは、数 cm から数 m 程度であるため、これを代表長さとする． Kn は、 10^{-9} 程度となり、連続領域と呼ばれる範囲となる．連続領域では空気を連続体とみなすことができ、熱伝導が盛んである、一方、人間が大気圧下で真空ポンプなどを使用しある容器内を減圧する場合は、 10^{-2} から 10^{-7} Pa 程度の圧力となるため、平均自由行程が数 m から数 100 m で Kn が 1 前後となる．この領域は遷移領域から自由分子領域であり、熱を伝える分子の衝突が減り、分子の運動量やエネルギーが平均化されない．つまり、大気圧のように熱が伝達されないことを意味する．このことから、宇宙での真空状態を再現することは、真空ポンプを用いて充分再現可能であると考えられる．

また液体が低沸点になることも真空の特徴である．水の 20 °C での飽和蒸気圧は 2.3 kPa であり、真空ポンプで達成される背圧はそれよりも充分小さい．そのためこの現象も地上試験において再現可能といえる．

放射線の強さも地上と宇宙空間での大きな差といえる．これらは宇宙線と呼ばれ、X 線やガンマ線などの電磁波や、陽子が中性子などの粒子線が大半の成分を構成する．地上においては、宇宙線と大気分子が衝突し、エネルギーを拡散、吸収しているために宇宙線の強度が弱まっている．しかし大気がない宇宙空間では宇宙線がダイレクトに降り注ぎ、宇宙機に影響を与えることが報告されている．

宇宙線の影響としてよく知られているのが生体への影響である．宇宙線にさらされることを被爆と呼び、生体に身体的な影響や遺伝的な影響を与えうる．また、地上において IT 機器の誤作動の

要因とたびたび話題になるように、宇宙線が半導体に衝突することで電気的な反応が起こることがある。しかし、推進機周りの物理現象への影響が特筆されることはほとんどなく、むしろ宇宙機の表面劣化、衛星の帯電、半導体機器などに影響を与えるとされるのが通例である。

微小重力も宇宙空間でよく知られた現象である。ISS での生活では体が宙に浮くように、遠心力と重力が釣り合っている状態では見かけ上重力が働いていないような状態になる。また、深宇宙では天体からの距離が離れ、万有引力そのものが小さい。そのような環境では地上とは異なる様々な現象がみられ、主に無対流、非接触浮遊、無浮力、無静水圧などがあげられる。これらは水レジストジェットスラストの蒸発過程においての現象を変えうる現象であり、軌道での作動を見据えて充分検討する必要がある。

2.1.2 μG 環境での流体现象

微小重力環境は μG 環境において流体に与える現象は極めて特殊で、これまでも多数の研究が行われている。 μG 環境での流体の諸現象を表 2-1 に示す。

表 2-1 μG 環境における流体の諸現象⁴²

無対流	微小流, 乱流の顕在化	無静水圧	泡の分布の変化
	界面現象の顕在化		界面現象の顕在化
非接触浮遊	輸送現象の変化	無浮力	自重変形の減少
	熱・密度のゆらぎの減少		液体変形の減少
	温度勾配の増大		
	無容器での浮遊		沈降の消失
	界面現象の顕在化		相分離の消失
	浮遊状態による安定化		物質分布の変化
	熱環境の変化		

このような特徴を用いた実験は衛星の流体を用いた冷却装置の開発、熔融金属の拡散現象の解明などを目的とした研究が盛んにおこなわれている。特に、自然対流のない環境における物理現象は、地上における実験と比べてシンプルになり、現象の解明が比較的容易になる。また、同直径微粒子の多量生成、タンパク質の結晶化など、精度の高い物質を作成する際に対流が引き起こす影響は大きい。

2.2 水気化部における μG の影響

2.2.1 μG 環境

一般的に、微小重力と呼ぶことが通例となっている。これは必ずしも地球の重力を 1G とした際に 10^{-6} 乗オーダーの重力環境である必要はなく、明確な定義はないが $1/100\text{G}$ 程度以下の重力環境を μG 環境と呼ぶことが多い。

2.2.2 μG 環境の水レジストジェットスラスタに与える影響

宇宙環境が推進機に与える影響としてはいくつか例が報告されている。非化学推進機の一つであるホールスラスタでは、真空チャンバーで行う地上の実験と軌道上での作動において性能に差が出るのが判明し研究が行われている⁴³。性能差の原因として、真空チャンバーでの背圧と宇宙での超高真空に差があることが原因とされている。具体的には、地上試験において真空チャンバーに残留したガスが放電チャンネルへ逆流することで、見かけ上の推力が大きく測定されるというものである。これまではチャンバーへ気温などから逆流するガス流量を見積もり、実験結果を補正するという手段が試みられてきた。しかし近年の感度解析結果から、異なる背圧での推進性能を補正する際に逆流するガス流量の見積もりでは説明できない結果となっていることが分かった。このように、地上試験において再現できない現象が推進機にも起こりうる。

水レジストジェットスラスタには真空度の影響はごくわずかで無視できると考えられるが、壁面での熱伝達が主な推進剤へのエネルギー投入であることを考えると、 μG 環境の流体现象が影響を与える可能性がある。 μG 環境が水レジストジェットスラスタに与える影響を表 2-2 にまとめる。ここでは、気泡の大きさが地上と比較して変化しない効果をもたらす無静水圧は、水の蒸発や伝熱に与える影響は少ないと考えた。そのため水レジストでの気化室蒸発に効いてくる現象は無対流、非接触浮遊、無浮力の3つに絞って検討する。また、表面張力の顕在化の項目は非接触浮遊と区別して設ける。水レジストジェットスラスタの推力発生機構をフェーズに分解し、それぞれに与える影響を整理したものを表 2-3 に示す。

表 2-2 微小重力環境の特徴と水レジストジェットスラスタに与える影響

物理現象	水レジストジェットスラスタに与える影響
無対流	<ul style="list-style-type: none"> ● 液滴内に温度勾配ができることで、実行蒸発面積が地上とは異なる ● 自然対流効果が無くなることで気化部と液面の熱伝達率が悪くなる
非接触浮遊	<ul style="list-style-type: none"> ● 一部の液滴が壁面に付着せず加熱ができない ● 濡れ性に与える重力効果が減少し表面張力効果が支配的となることにより、液滴の壁面への濡れ性が悪くなる
無浮力	<ul style="list-style-type: none"> ● 無浮力の効果で、固液壁面で発生した気泡が移動せず停滞し、固液界面での熱伝達が悪くなる

また、これらの影響が、水レジストジェットスラスタにおける推力発生フェーズのどこに影響するのかをまとめたものを表 2-3 に示す。

表 2-3 推力発生フェーズごとの μG 環境の諸現象が与える影響

	無対流	非接触浮遊	無浮力	表面張力顕在化
噴射直後	—	水が噴射軸上に直進する	—	—
壁面衝突直後	—	反射した水が壁面に付着せず下流へ流出する	—	
壁面付着	—	—	—	液滴の気化室壁面との濡れが悪くなる
蒸発	対流熱伝達がない	—	液滴内で発生した気泡が動かない	温度分布によるマランゴニ対流が発生する

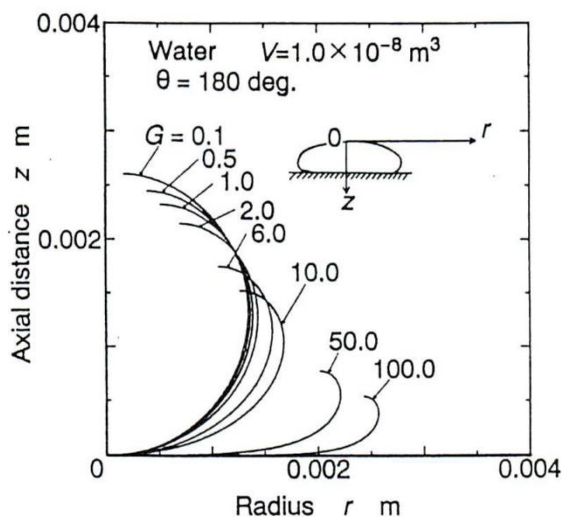
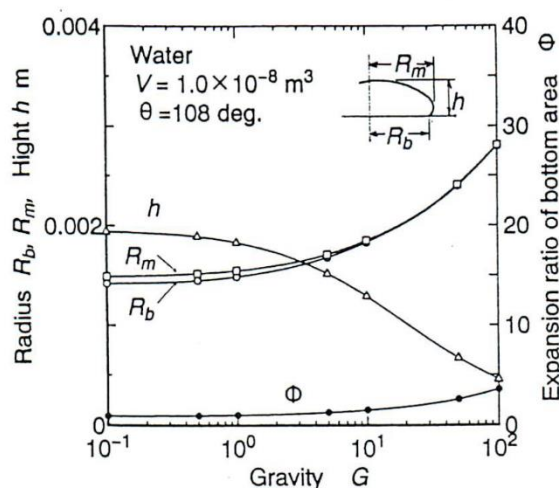
これらの現象による影響をどのようにして測定、観測するかを以下に示す。

- 非接触浮遊による液滴状態での下流流出
 - 気化部内映像による観測
- 壁面との濡れ性
 - 気化部内映像による観測
- 対流熱伝達の減少による蒸発速度の低下
 - 圧力測定による流量調査
- マランゴニ対流による熱伝達
 - 先行研究の熱伝達率との比較

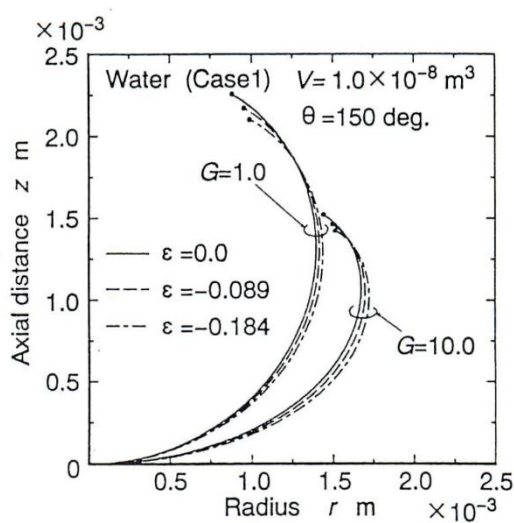
また、これらの測定、観測を行った結果として、水レジストジェットスラスタの推進性能としてどの程度の影響があるのかを蒸発モデルの構築を通じて計算し評価を行う。

2.2.3 濡れ性に関する先行研究

重力による液滴形状の依存性はいくつかの研究がなされている。天谷ら⁴⁴は壁面に付着した精製水の液滴形状を数値計算によって求めた。この数値計算には表面張力の温度依存性が考慮されており、液滴底面積の重力の大きさによる変化を評価した。図 2-1 に接触角が 180°C としたと際の重力による液滴形状の変化、図 2-2 に液滴高さ、接触面の半径、液滴最大半径の重力依存性を示す。これらから、重力が小さくなるにつれて液滴形状が縦長となり、底面の接触面積が小さくなっていることが分かる。本研究においての液滴体積は $5 \times 10^{-8} \text{ m}^3$ から $5 \times 10^{-7} \text{ m}^3$ 程度であり、これらの実験よりやや大きい体積の液滴となるため、液滴と壁面の接触面積の差が大きくなると予想される。

図 2-1 液滴形状の重力依存性⁴⁴図 2-2 液滴の各長さの重力依存性⁴⁴

また、液滴表面に温度勾配がある場合の重力による液滴形状の依存性を示した図が図 2-3 である。この図から重力が小さくなるほど、温度勾配による表面張力が大きい場合の扁平度が大きくなることが分かる。つまり、 μG 環境における液滴形状は、 $1G$ 環境と比較して球に近い形状をとるが、温度勾配が大きくなるとそれを打ち消す力が働くということが示唆されている。

図 2-3 液滴表面の温度勾配が液滴形状に与える影響⁴⁴

2.2.4 熱伝達に関する先行研究

Petrovic ら⁴⁵はプール核沸騰中のマランゴニ対流の熱伝達を実験と解析によってモデル化した。この研究ではマランゴニ数と熱流束の関係を調査し、核沸騰中における自然対流とマランゴニ対流による熱伝達を切り分けた。また、Arlabosse⁴⁶のマランゴニ数とヌセルト数の関係と比較して、マランゴニ数が 80000 以上の領域でも関係式が充分成り立つことを示した。ヌセルト数とマランゴニ

数の関係を示したものを図 2-4 に示す. 1G 環境の核沸騰熱伝達のヌセルト数は通常 10 以上であることから, μG 環境では核沸騰熱伝達率が悪くなっていることが示唆される.

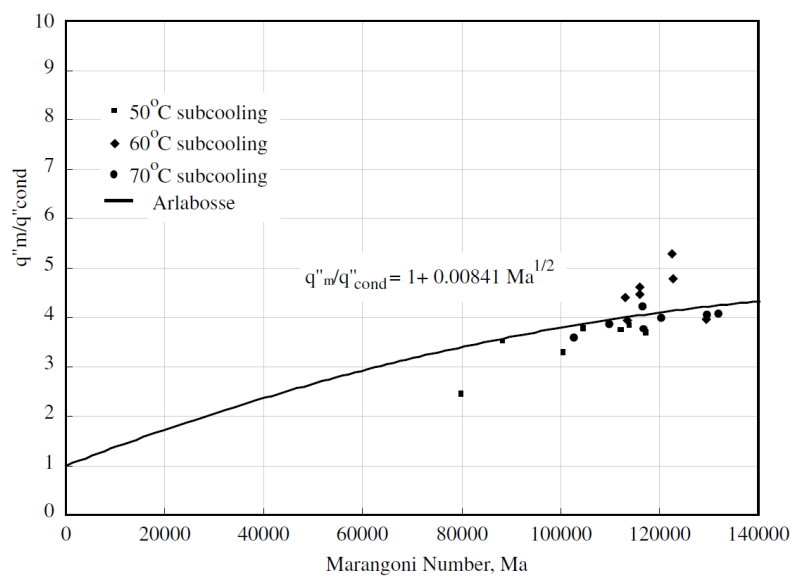


図 2-4 マランゴニ数とヌセルト数の関係⁴⁵

縦軸は熱伝導を 1 としたときの熱流束を示し, ヌセルト数と同義である.

3 実験方法

3.1 1G 環境での推力測定

3.1.1 実験環境

本実験で用いた実験装置の模式図を図 3-1 に示す。実験はすべてチャンバー内をロータリーポンプとターボ分子ポンプで真空中に保った環境下で実施された。

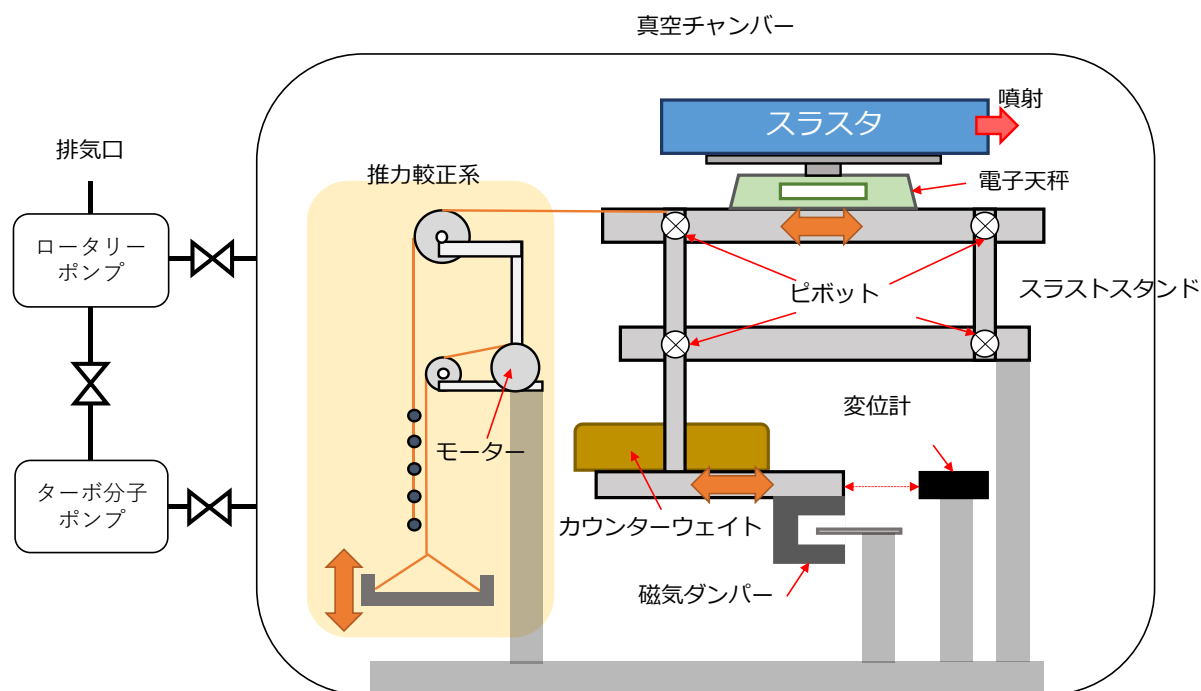


図 3-1 推力測定系模式図

真空チャンバーは直径 1 m、長さ 1.5 m のチャンバーを用い、図 3-2 全体の外観を示す。アルバック社製ロータリーポンプ(model:VD401)と大阪真空社製ターボ分子ポンプ(model:TG900MVAB)を直列に接続して内部を真空中に保った。図 3-3、図 3-4 に各ポンプの外観、表 3-1、表 3-2 に各ポンプの仕様を示す。背圧は図 3-5 に写真を示したファイファー社製(model:PKR251)ピラニ・電離真空計を用いて測定された。仕様を表 3-3 に示す。スラスタ作動時の背圧は 10 Pa オーダーであった。

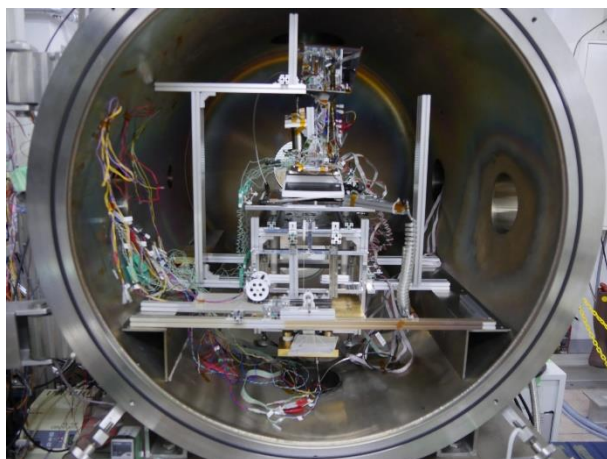


図 3-2 真空チャンバー外観



図 3-3 ロータリーポンプ外観



図 3-4 ターボ分子ポンプ外観

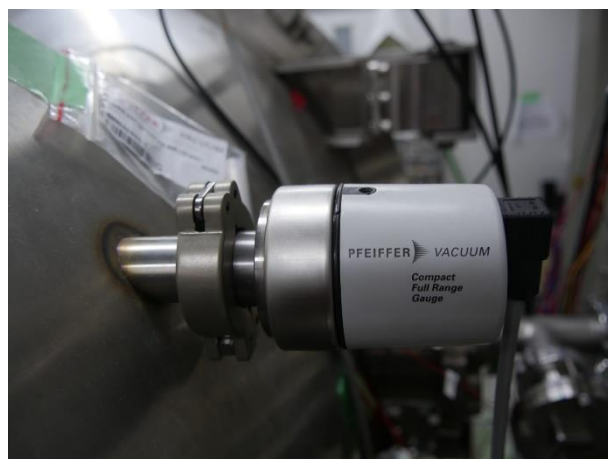


図 3-5 ピラニ・電離真空計

表 3-1 ロータリーポンプの仕様

メーカー	アルバック社
Model	VD401
排気速度	670 L/min
到達圧力	0.67 Pa
モーター形式	防滴保護型 3 相交流モーター
モーター消費電力	1.5 kW, 200V
吸気口	VG40 相当

表 3-2 ターボ分子ポンプの仕様

メーカー	大阪真空
Model	TG900MVAB
排気速度	900 L/s (N ₂)
到達圧力	1×10 ⁻⁶ Pa
最大ガス流量	3000 sccm (N ₂)
吸気口	VG150

表 3-3 ピラニ・電離真空計の仕様

メーカー	ファイファー
Model	PKR251
測定範囲	5×10 ⁻⁹ Pa
測定精度	~ 30 %
再現性	~ 5 %
出力電圧	0-10.5 V

3.1.2 実験用スラスタ

実験に用いたスラスタの模式図を図 3-6 に、外観図を図 3-7 に示す。スラスタは主に、タンク、推進剤供給バルブ（以下 RV:Reguration Valve）、気化部、ノズルによって構成されており、RV を開閉することで、気化室に水を供給する。気化室で水は蒸発し、下流のノズルから排出される。気化室は、気液分離を目的としたラビリンス構造を持った流路となっており、この流路内で蒸発が起きている。気化室底面にはヒーターが設置され、水の潜熱を賄っている。流路内の圧力は Honeywell 製基板実装圧力センサ HSC シリーズ（model: HSCDANT010KDAA5H）を用いて測定した。

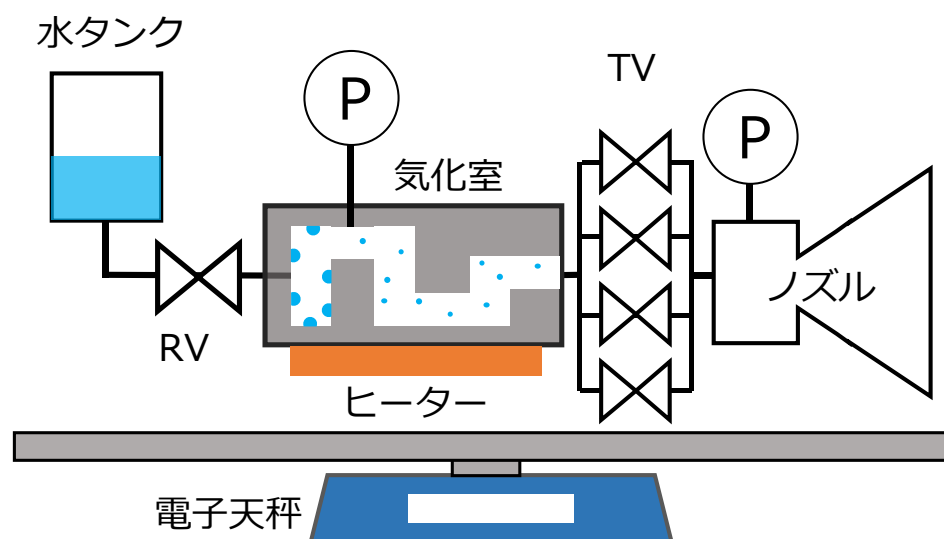


図 3-6 スラスタ模式図

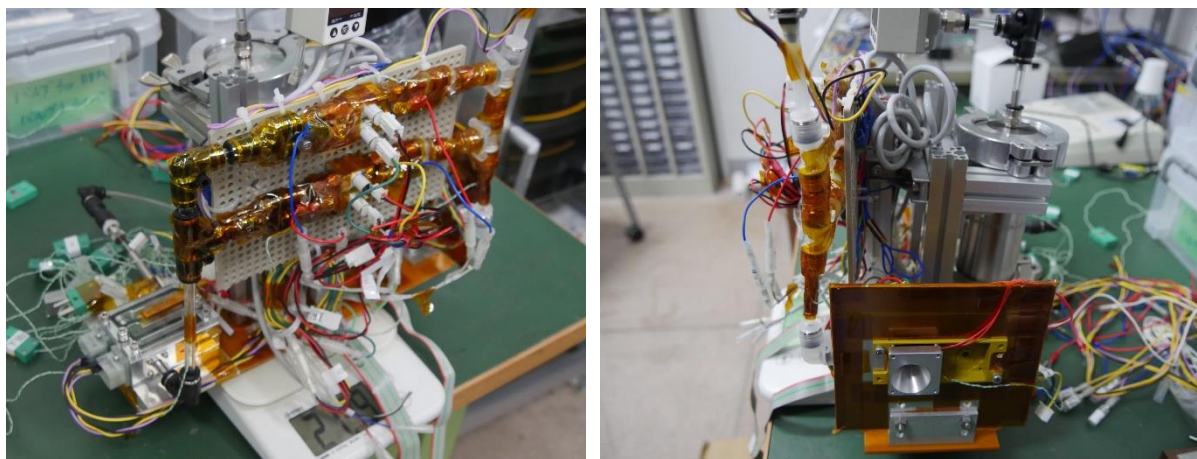


図 3-7 スラスト外観

3.1.3 推力測定系

推力測定は図 3-8 に示した重力振り子式スラストスタンドを用いて行われた。このスラストスタンドは中川ら⁴⁷によって開発されたものを浅川が踏襲⁴⁸し、再設計されたものである。上部のステージに置かれたスラストが推力を発生させると、上部のステージとピボットで接続された下部ステージが連動して動く。この下部ステージの動きによる変位を KEYENCE 社製レーザー変位計 (IL-S025) で検出し、推力に換算する。

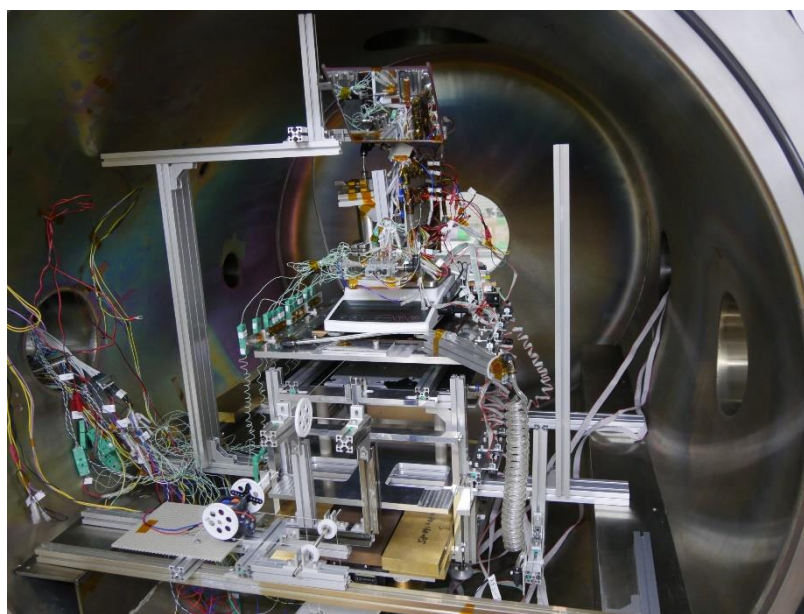


図 3-8 スラストスタンド外観

測定される変位と推力の関係は実験前後で実施される較正実験により求められる。校正装置の外観図を 図 3-9 に示す。スラストスタンドの上部ステージに張り付けられた糸に複数の重りが吊されている。モーターで上下する受け皿でスタンドにかかる荷重(重りの個数)を変化させ、スタンドの変位と既知の荷重の関係を算出する。較正実験の時間履歴の1例を 図 3-10 に示す。こ

の図の縦軸である変位と、あらかじめ計測しておいた重りの荷重との関係を示したものが図 3-11 である。縦軸の変位は、重りの個数を変化させる間の 30 秒間を平均したものを用いている。

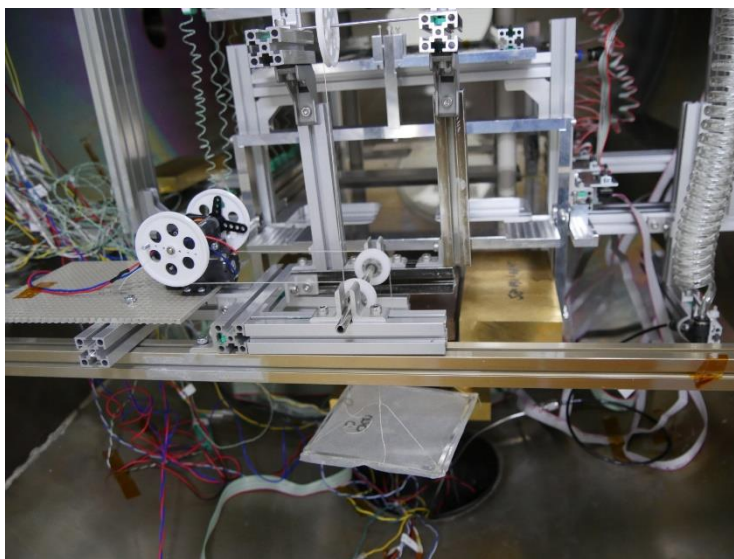


図 3-9 較正装置外観図

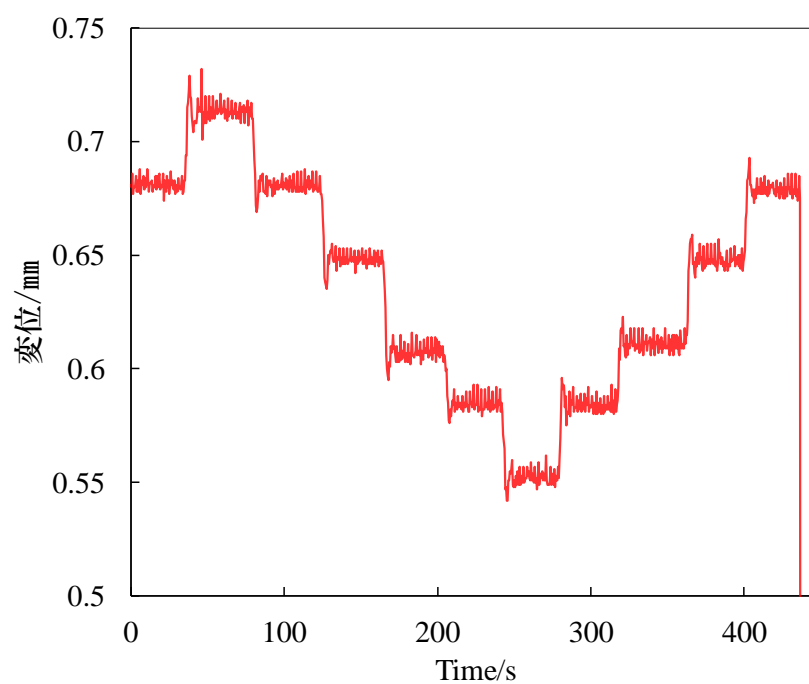


図 3-10 較正実験時間履歴例

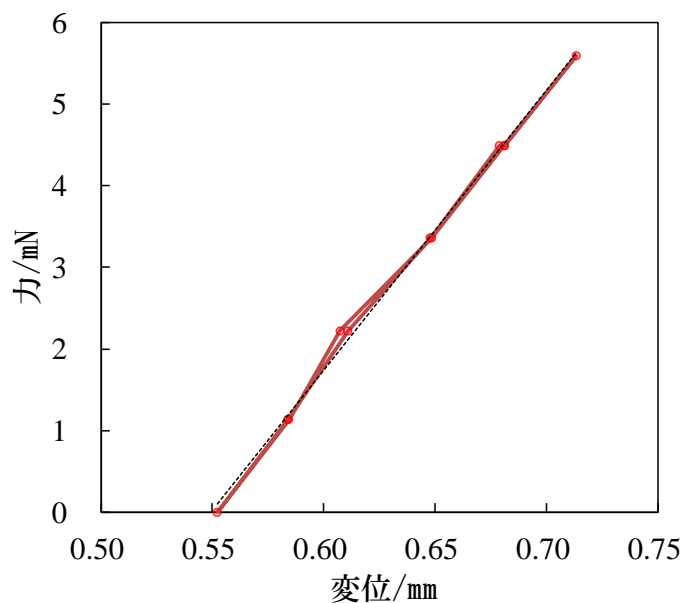


図 3-11 スタンドの変位と荷重の関係

3.1.4 コンダクタンスの算出方法

コンダクタンスは気化室, 気化室下流のチューブ, ノズル前にある圧力計と, 流量から算出した. 流量はスタンド上でスラスタを島津社製の電子天秤 (BL-3200H) に載せ, スラスタの重さの時間履歴を測定することで算出した.



図 3-12 島津社製電子天秤

測定データはサンプリングレート 500 ms で記録され, このデータ一つ一つに対してコンダクタンスを以下の式(2)から算出した.

$$C_{P_1, P_2} = \frac{\dot{m}}{(P_1 - P_2)} \quad (2)$$

ここで, \dot{m} を流量, P_1 を上流圧, P_2 を下流圧とする.

3.2 落下塔を用いた μG 環境での液滴蒸発実験

3.2.1 落下塔

μG 環境での実験設備はいくつか種類があるが、ここでは代表的な 2 種類の手段を述べる。

A) パラボリックフライト⁴⁹

航空機を用いて放物線飛行を行い、落下中に μG 環境を作り出すという方法である。 μG 環境を非常に長い時間 (10 s 程度) 作り出すことができるという特徴を持つ。空気抵抗や風の影響があるため、重力環境は 10^{-2}G 程度であり、後述する落下塔と比べると G が大きい。また、1 回あたりの実験が非常に高価である。パラボリックフライトの概念図を図 3-13 に示す。

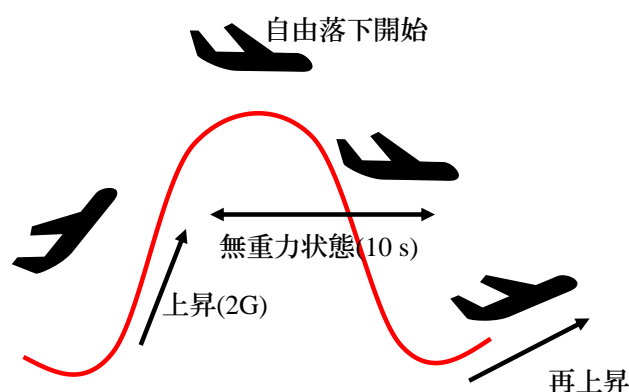


図 3-13 パラボリックフライトの概念図

B) 落下塔

パラボリックフライトと原理は同じで、実験装置を落下させ μG 環境を得る。現在日本には北海道の植松電機所有の COSMOTORRE (コスモトーレ)⁵⁰ において最も長い時間 μG 環境での実験を行うことができる。COSMOTORRE の緒言を表 3-4 に示す。2 重カプセル方式とは実験装置が入っているカプセルの空気抵抗を最小限にするため、外側にもう一つカプセルを設ける方式である。また、COSMOTORRE では減速のための制御装置が供えられているのが特徴である。

表 3-4 COSMOTORRE 落下塔の緒言

長さ, 落下距離	約 55m、約 40m
カプセルタイプ	2 重カプセル方式
総重量 (内カプセル)	400 kg (100kg)
ペイロード寸法	$\Phi 50\text{cm} \times 80\text{cm}$
重力レベル	$>10^{-3} \text{G}_0$
減速制動時加速度	17~30G 程度
微小重力時間	2.5-2.8 sec (40mdrop)

本実験においては μG 環境を再現するために、東京大学本郷キャンパス工学部7号館にある落下塔を用いた。この落下塔は高さ 10 m ほどあり、 μG での実験が可能な時間は 1 s 程度である。この落下塔の緒言を表 3-5 に示し、落下塔の最上階から撮影された外観図を図 3-14 に示す。

表 3-5 東京大学工学部7号館落下塔

長さ，落下距離	約 10m、約 10m
カプセルタイプ	2 重カプセル方式
総重量（内カプセル）	130 kg (100kg)
ペイロード寸法	50cm x 50cm 程度
重力レベル	$>10^{-4} G_0$
減速制動時加速度	100G 程度
微小重力時間	1 sec (10mdrop)



図 3-14 落下塔内部外観図

μG 環境における気化部への噴射直後の液滴蒸発挙動観察実験の初期段階として、1 s の μG 環境は充分であると考えた。落下塔の装置として、落下させる系は外側カプセルと内側カプセルにわかれる。各カプセルの役割を図 3-15 に示す。外側カプセルは落下前には内側カプセルに吊り上げられた状態になっており、落下開始後には外側カプセルと内側カプセルが別々に落下する。外側カプセルは空気抵抗を受けるため、内側カプセルに対して徐々に上昇する。内側カプセルは空気抵抗を受けずに落下するため、より低い重力環境を再現することができる。実際の測定では、 $10^{-4} G$ 程度の微小重力となったと報告されている。この内側カプセルに実験装置を組み込み落下させることによって、 μG 環境での実験を実現させた。

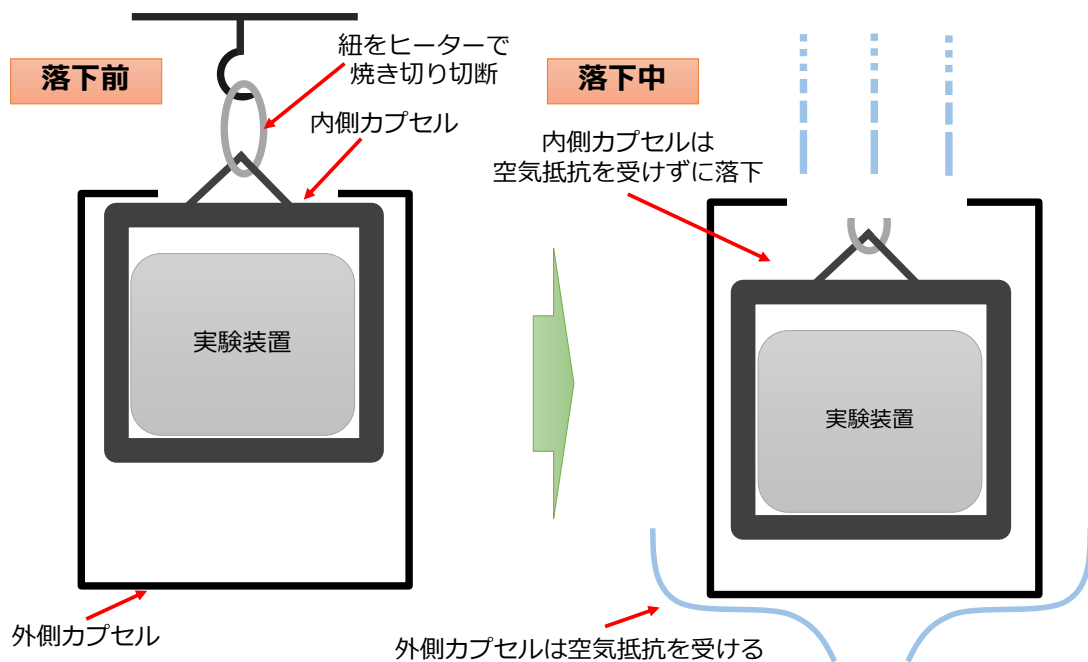


図 3-15 落下試験系のカプセルの役割

3.2.2 蒸発実験装置

蒸発実験装置の模式図を図 3-16 に、外観図を図 3-17 に示す。この装置は主に、

- A) 水タンク
- B) 水噴射バルブ（以下 IV : Injection Valve）
- C) 気化部
- D) 排気タンク

からなる。それぞれについて下記に示す。

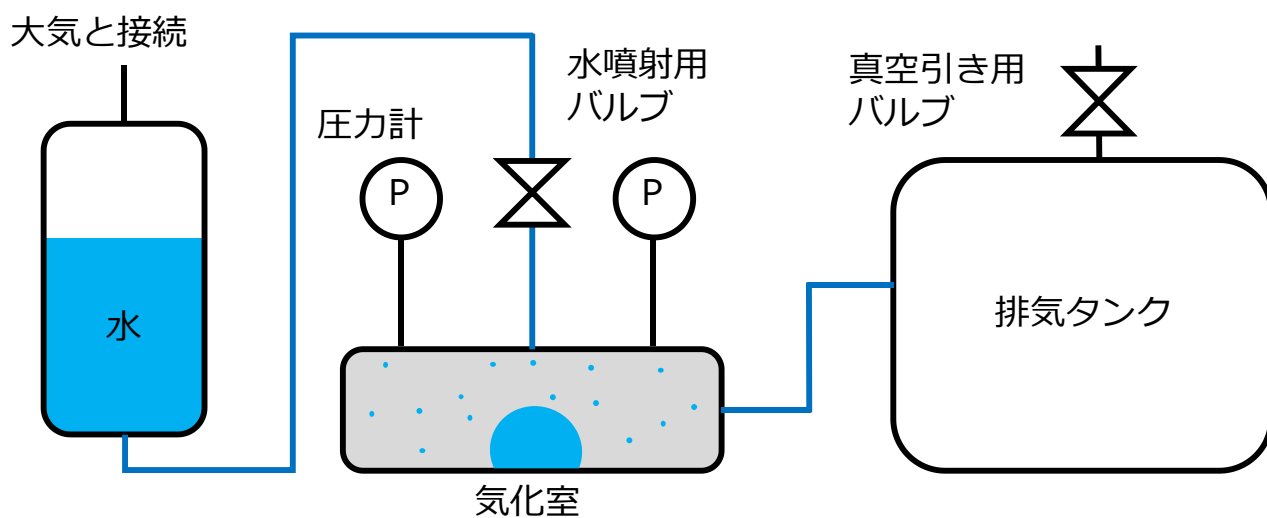


図 3-16 蒸発実験装置模式図

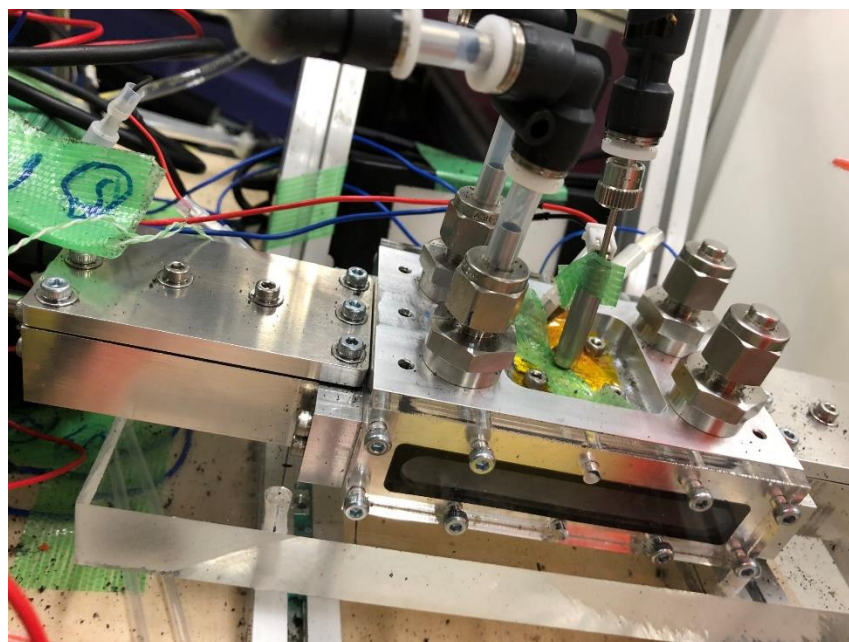


図 3-17 蒸発実験装置外観図

A) 水タンク

図 3-18 に示す水タンクは推進剤の水を貯蔵する部分である。水タンクはステンレス製で底面、天井面に継手を取り付けた。上部からは熱電対を挿入して内部の水の温度を測定し、下部の穴にはチューブが接続され IV につながる。内部には水が充填されており、重力により水が下部に溜まっている。上部のチューブからは大気に接続されており、IV の下流は真空であるため、IV を開けた際に水の上流下流に差圧 1 気圧がかかり、気化部に水が噴射される。重力のない宇宙で用いられる実機ではゴム製のブラダを使用するなどして推進剤貯蔵タンク内での気液分離をする必要があるが、今回は簡単のためにこのような実験系とした。



図 3-18 水タンク

B) 水噴射バルブ (IV)

IV は LEE 社製ソレノイドバルブ IEP シリーズ (IEPA1221141H) を用いた。このバルブは過去に衛星のスラスタに搭載され、軌道上での作動実績がある。制御可能な最小 OPEN 時間が 0.5 ms と短く、動作可能な差圧も 800 psi と今回の実験には充分である。バルブの仕様を表 3-6 に示し、写真を図 3-19 に示す。

表 3-6 水噴射バルブ (IV) の仕様

メーカー	Lee
Model	IEPA1221141H
作動可能差圧	0 – 800 psi
作動周囲温度	-17 – 135 °C
LOHM rate	4100
最大スパイク時間	3.8 ms
ホールド電圧	1.6 V
消費電力	250 mW
コイル抵抗値	10 Ω

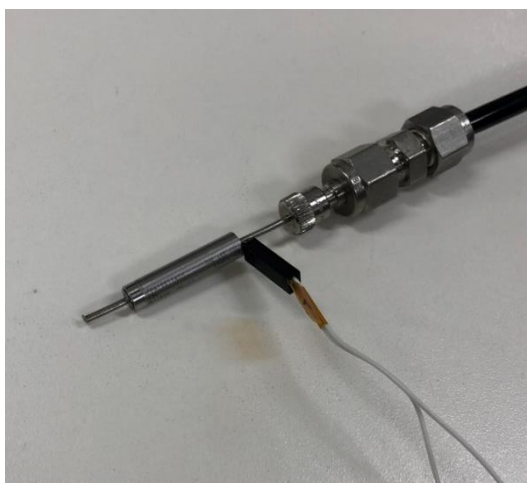


図 3-19 水噴射バルブ (IV)

C) 気化部

気化部は図 3-20 に外観図, 図 3-21 に模式図を示すように, 内部に平坦な空洞を持ち, アルミでできている。上部には IV が挿入され, 内部に水が噴射される。図 3-22 のように, 噴射された水の様子を観察するために前面と後面は貫通しており, 穴あきゴムを気化部とアクリル板で挟んでシールをした。内部の液滴の様子は, バックライト法と呼ばれる後面からライトを当てる方法で観察した。

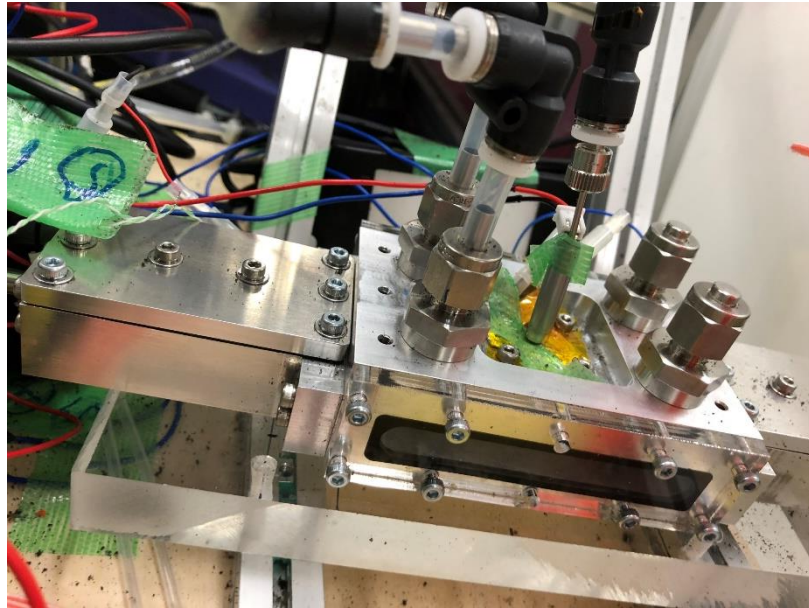


図 3-20 気化部外観図

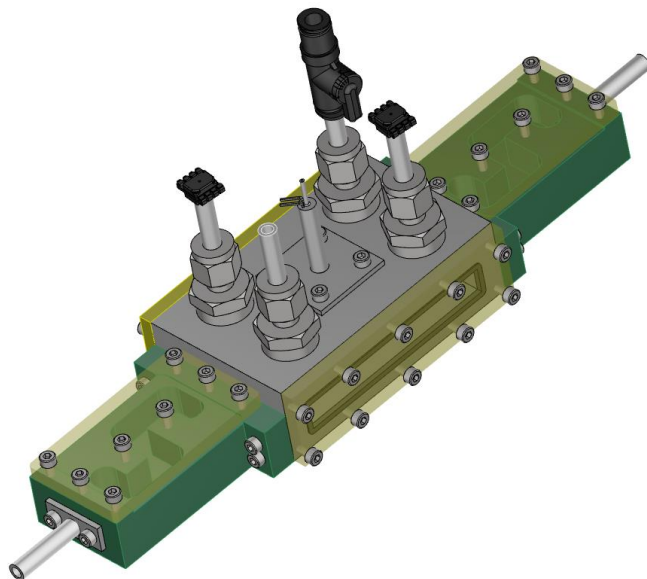


図 3-21 気化部 CAD 図

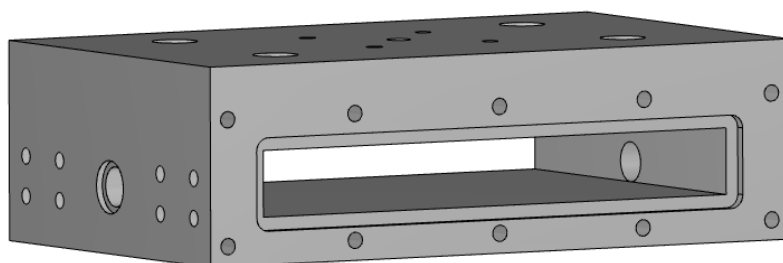


図 3-22 貫通した気化部の外観図

内部の液滴が蒸発した後は気化部の下流に接続されているラビリンス部を通り、排気タンクに排出される。ラビリンス部の模式図を図 3-23 に示す。ラビリンス部は万が一気化部から液体の水が流出した際に、排出タンクまで液体が流れないようにしたものである。水レジストジェットスラストでは、本実験における排気タンク部分にノズルがあり、そこまで液体の水が到達することは性能の大幅な低下を意味する。そのため、今回の実験においてもラビリンス部を設けた。

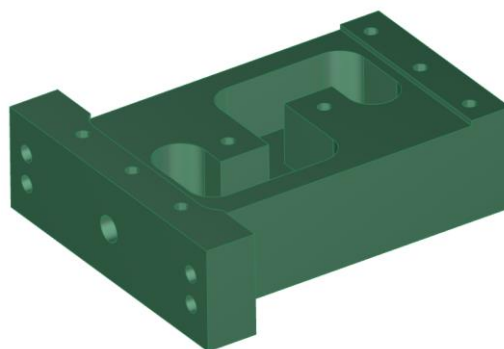


図 3-23 ラビリンス部模式図

D) 排気タンク

排気タンクの外観図を図 3-24 に示す。排気タンクは藤原産業社製のエアータンク（model : AST-40）を用いた。このエアータンクは内部を真空にして用いる。内部の容積は 38 L である。



図 3-24 排気タンクの外観図

この排気タンクの容積で、気化部から流入した水蒸気に対して内部圧力がどの程度変化するかを検討する。本実験において、気化部が常温での水の飽和蒸気圧（数 kPa）になるのに対し、下流圧力がそれと比較して十分小さい 100 Pa 以下に保っておく必要がある。流入されると考えられる水蒸気量は、1 秒当たり 10 mg 程度となり、排気タンクは 40Pa 程度変化する。よって 38 L の体積の排気タンクは充分大きな容積であり、蒸発に影響を与えないといえる。

3.2.3 データ測定系回路と噴射トリガー装置

実験系の温度、圧力加速度の値の記録と、落下直後の気化部への水噴射（IV の開閉）のトリガーには、Arduino LLC 社の Arduino Uno R3 を用いた。Arduino は AVR マイコンと入出力ポートが多数装備された基板であり、Arduino 言語でプログラムが書かれる。Arduino のソフトウェアは Arduino IDE を用いて作成し、コンパイル、基板への転送を行った。測定されたデータは Seeed Studio 社製の SD カードシールドに挿入された SD カードに記録した。Arduino と SD カードシールドの外観図を図 3-25 に、入出力ポートの構成図を図 3-26 に示す。

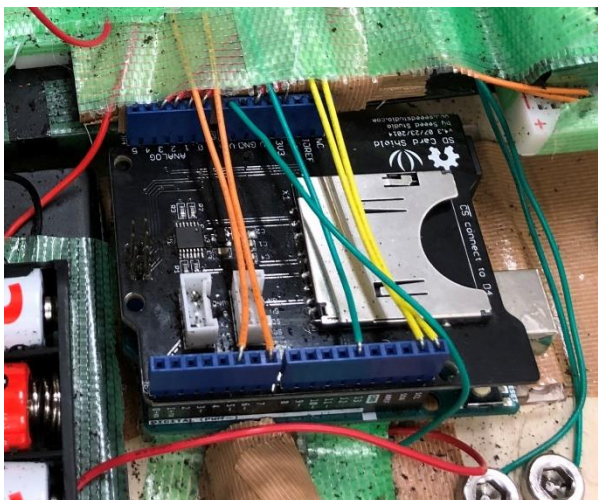


図 3-25 Arduino 外観図

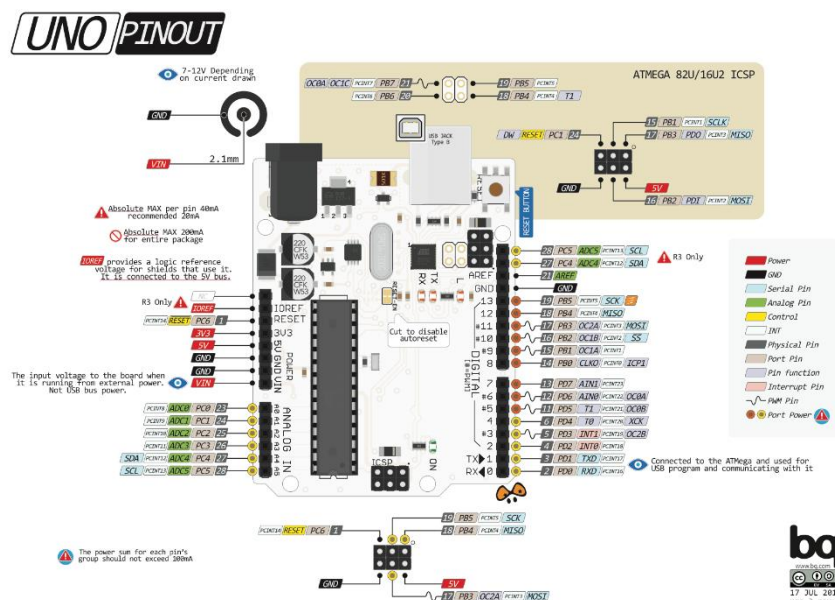


図 3-26 Arduino 入出力ポート ⁵¹

実験系の測定には

- A) K 型熱電対
- B) 絶対圧力計
- C) 差圧圧力計
- D) 加速度計

を用いた。それぞれについて下記に示す。

A) K 型熱電対

温度測定は K 型熱電対を用いて行い、Mikro Elektronika 社製の THERMO K click を用いて温度データをデジタル値に変換した。このモジュールの外観を図 3-27 に示す。THERMO K click から出力されたデジタルデータは、I²C 通信で Arduino に転送され、SD カードに記録される。実験中の温度測定部は、周囲温度、水タンク内の水温、気化部上部ヒーター、気化部下面、気化部下面ヒーターの 5 点である。

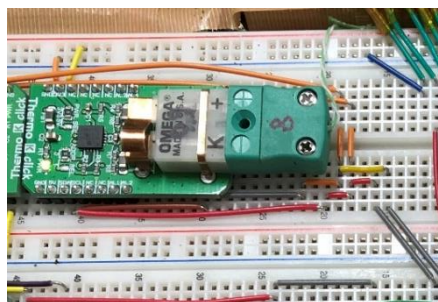


図 3-27 THERMO K click の外観図

B) 絶対圧力計

排気タンクに設置されている。排気タンク内部の圧力を測定する圧力計は Honeywell 社製 (model: HSCDANT2.5BAAA5) を用いた。5V 電圧で作動し、アナログ電圧で圧力を出力する。落下の衝撃に耐えられるよう、端子はブレッドボードに接着剤を用いて固定した。それぞれの外観図を図 3-28 に示し、仕様を表 3-7 に示した。



図 3-28 排気タンク圧力計 Honeywell 社製 (model: HSCDANT2.5BAAA5)

表 3-7 排気タンク圧力計 仕様

メーカー	Honeywell
Model	HSCDANT2.5BAAA5
測定範囲	0 bar — 2.5 bar
作動周囲温度	-20 °C — 85 °C
誤差	±1 % FSS
供給電圧	5.0 Vdc

C) 差圧圧力計

気化部に設置された圧力計は, All Sensors 社製の MAMP シリーズ (model:30INCH-D2-4V-MINI) を用いた. 気化部に設置された圧力計は2ポート圧力計となっており, 片側をタンク側, 片側を気化室に接続した. タンク側に接続したチューブには手動バルブが設置されており, 真空引きを行った後, 落下開始前にバルブを閉じる. これにより, 圧力計のタンク接続側が実験中に孤立状態となり, 気化部内の圧力の測定を可能とした. 圧力計の様子を図 3-29 に, 仕様を表 3-8 に示す.

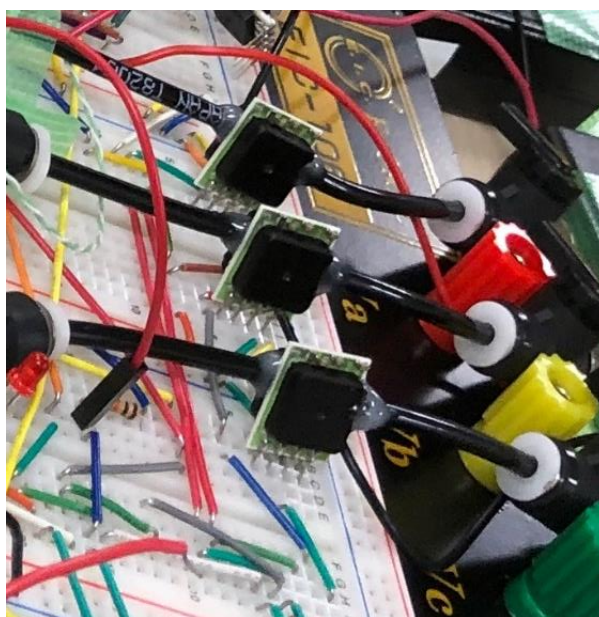


図 3-29 差圧圧力計 All Sensors 社製 (model : 30INCH-D2-4V-MINI)

表 3-8 気化部圧力計 仕様

メーカー	All Sensors
Model	30INCH-D2-4V-MINI
測定範囲	±30 inH ₂ O
作動周囲温度	-25 °C — 85 °C
誤差	±1 % FSS
供給電圧	5.0 Vdc

D) 加速度計

落下中の加速度を計測するために、加速度計を実験装置に設置した。用いた加速度計は Kionix 社製の KXR94-2050 であり、この外観図を図 3-30 に、仕様を表 3-9 に示す。5 V を印加しアナログ電圧で加速度を出力する。3 軸の加速度を測定できるが、今回は Arduino アナログ電圧取得ピンの数の制限があるため、z 軸方向（重力方向）のみを取得し記録した。

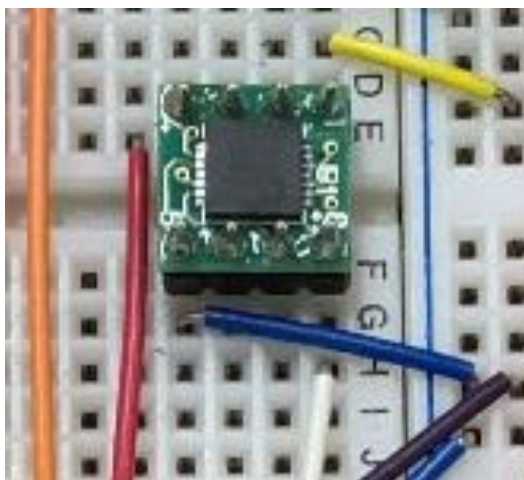


図 3-30 Kionix 社製加速度センサ KXR94-2050 の外観図

表 3-9 Kionix 社製加速度センサ KXR94-2050 の仕様

メーカー	Kionix
Model	KXR94-2050
測定範囲	$\pm 2 \text{ G}$
作動周囲温度	660 mV/g
測定出力	3 軸アナログ出力
定格電源電圧	3.3 V
動作電圧範囲	2.5 – 5.25 V

液滴の蒸発過程をできるだけ長く測定するため、噴射から落下試験系の着地までの時間を長くしたい。そのため水の噴射を落下直後に行うような系を構築した。その仕組みの模式図を図 3-31 に、図 3-32 トリガーコネクタ部分と固定部の外観図を示す。落下前は Arduino 5 V ピンから出力された 5 V が、固定系につながった配線を通して Arduino の入力ピンに導通している。実験装置と配線はバナナプラグで接続されており、落下直後に固定系の配線のバナナプラグが実験系から抜ける。すると Arduino の入力ピンにかかっていた 5 V 普通になり、落下が検知される。この検知から 5 ms 後に、Arduino 出力ピンからバルブドライバへ 5 V がかかり IV が開く。IV の OPEN 時間はあらかじめ Arduino 内のプログラムで設定しておき、指定された時間がすぎたらバルブドライバへの 5 V 出力はなくなる。

バルブドライバの外観図を図 3-33 に示す。このバルブドライバは端子が 6 つあり、GND、HOLD 電圧、CONTROL 電圧、SPIKE 電圧、OUTPUT2 つである。Arduino からバルブ OPEN の際に出力される 5 V 電圧は CONTROL 端子に接続され、バルブドライバは 5 V が検知できる間だけ OUTPUT からバルブに電圧をかけ、OPEN させる。HOLD 電圧はバルブが開いている際にバルブに印加される電圧であり 1.6 V、SPIKE 電圧はバルブが開く瞬間に数 ms だけ印加される電圧で、12 V である。

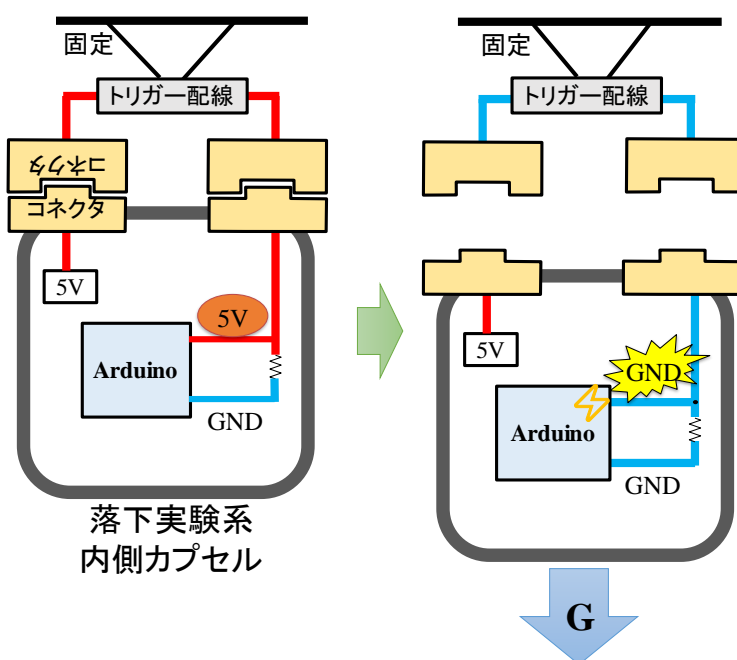


図 3-31 水噴射トリガー装置の模式図



図 3-32 トリガーコネクタ（バナナプラグ）と固定部分



図 3-33 バルブドライバの外観図

本実験では、これらの圧力計，熱電対，加速度計の値を SD カードに書き込みつつトリガーを検知しバルブに開閉命令をするプログラムを作成した．そのフローチャートが図 3-34，である．メイン関数は 5ms ごとに実行され，データの記録，トリガーの検知も 5 ms に一度実施される．

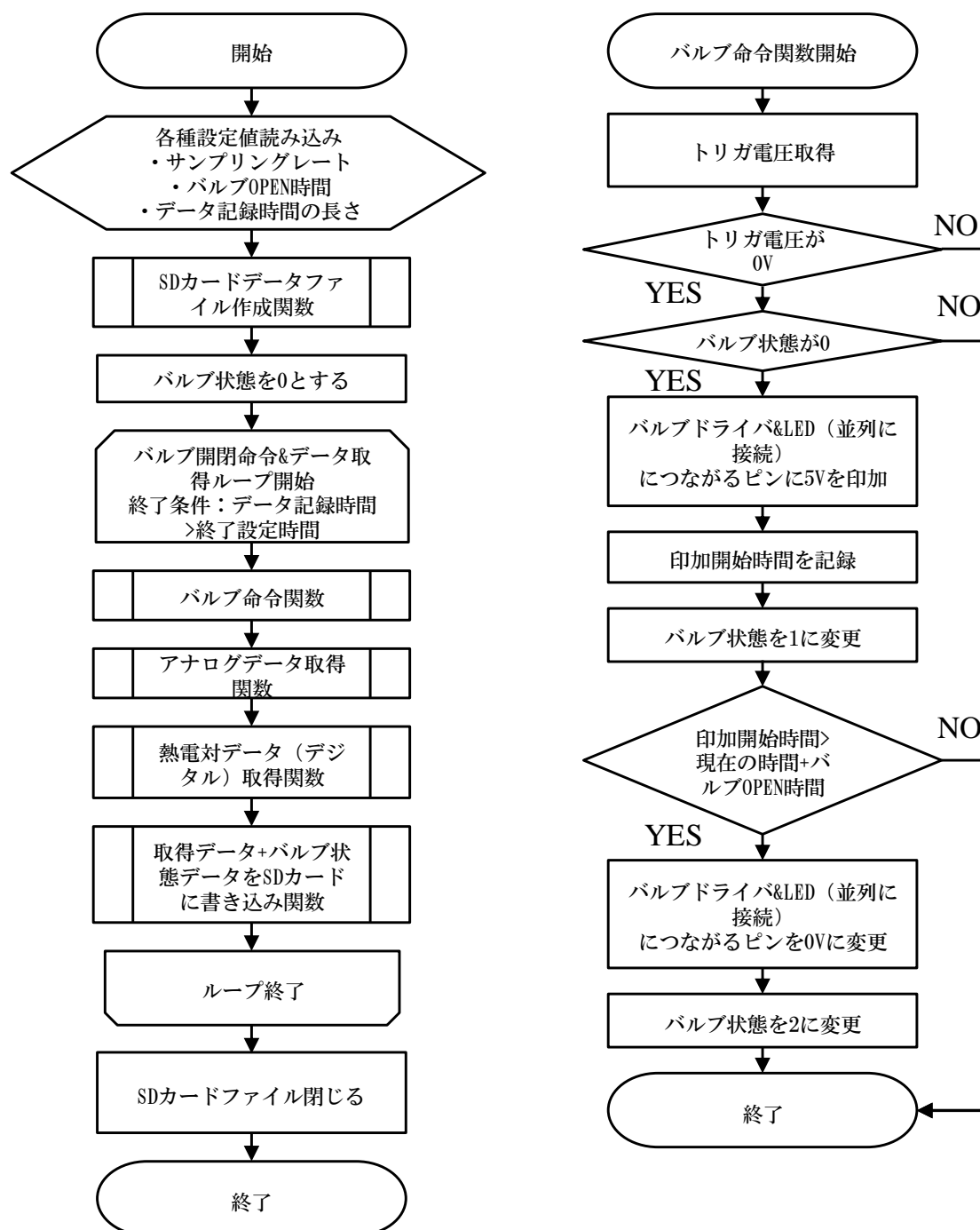


図 3-34 Arduino プログラムのフローチャート メイン関数とバルブ命令関数

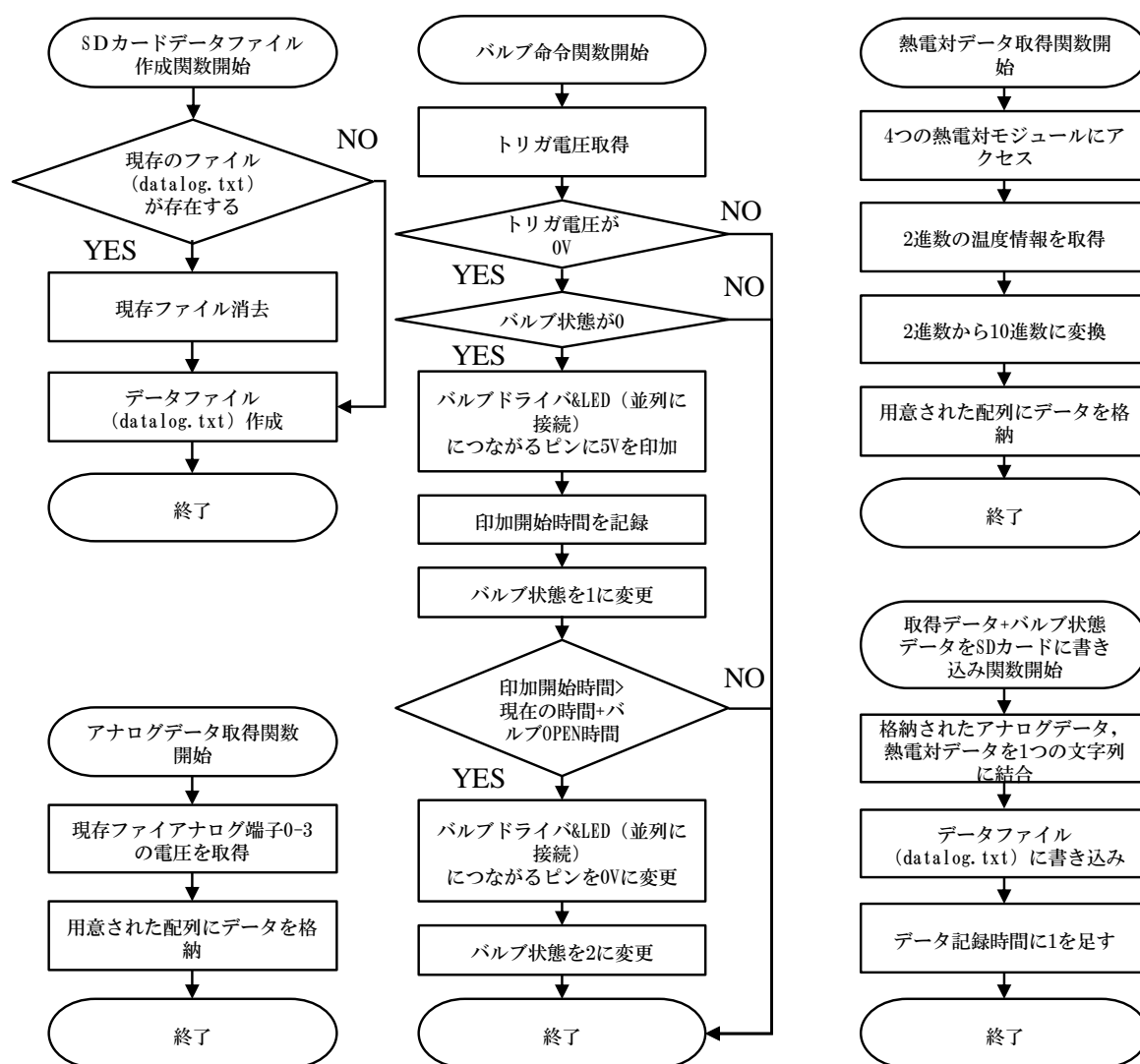


図 3-35 Arduino プログラムのフローチャート その他の関数

このプログラムを Arduino で実施した際に、本来の時間とのずれがどれほどあるのかを校正した。校正方法は、ファンクションジェネレータから 1 周期 1 s の sin 波形を出力し、5 周期、10 周期の時間を Arduino と GRAPHTEC 社製データロガー (model: GL840) で記録をした。試験は 5 周期、10 周期を 1 回ずつ実施した。

図 3-36 に#2 の校正実験の取得データのグラフを示す。凡例の ARD は Arduino, Log はロガーを意味する。サンプリングレートは、Arduino は 5 ms, ロガーは 50 ms である。横軸の時間は Arduino 内の計測時間であり、縦軸は Valvestate 以外の単位は V である。Valvestate とは図 3-34 にも記載があるように Arduino 内のバルブ状態を示し、0 がバルブ CLOSE, 0.5 がバルブ OPEN の信号を送っていることを示す。ValveVoltage は Arduino から出力される電圧をロガーで計測している。本実験では Arduino に 3000 ms のバルブ OPEN プログラムを書き込み実施した。

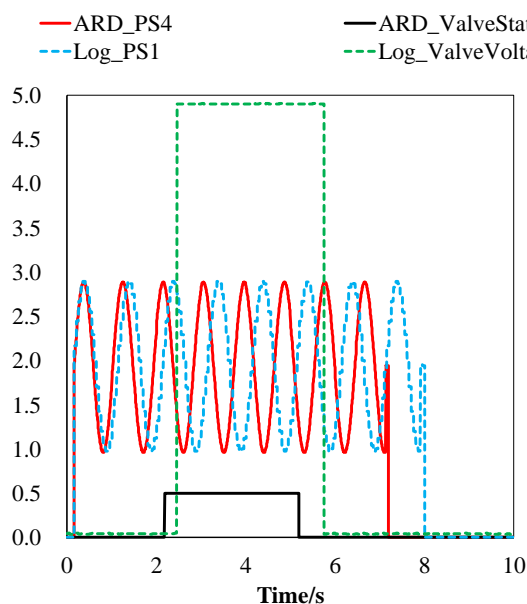


図 3-36 Arduino 較正実験の時間履歴

このグラフから，Arduino の認識している時間よりロガーの認識している時間のほうが長いことがわかる．どの程度ずれているのかを示したものが表 3-10 である．ロガーはファンクションジェネレータの出力時間と全く同じであった．表が示す通り，Arduino の時間はファンクションジェネレータ，ロガーの時間の 1.11 倍となっている．そのため Arduino の時間は 1.11 倍に補正して評価を行った．

表 3-10 Arduino とロガーの認識している時間と，そのずれの割合

実験名	測定時間	ARD	ロガー	ロガー/ARD
#1	バルブ開閉間隔時間	3.00 s	3.30 s	1.10
	sin 波 5 周期	4.49 s	5.00 s	1.11
#2	バルブ開閉間隔	3.00 s	3.35 s	1.12
	sin 波 10 周期	9.01 s	10.00 s	1.11

なお，落下塔実験は通常の実験と異なり，強い衝撃への耐久性が必要であり，かつ電源を自由に使用することができない．そのため実験装置には様々な工夫が必要である．耐久性を上げるために，

図 3-37 落下塔試験系の蒸発部，回路などはスポンジの上にガムテープで固定された木板に設置されており，落下の衝撃が直接伝わらないような構成となっている．また，液滴撮影用カメラ電源以外のすべての電源は単 3 電池によって給電されている．

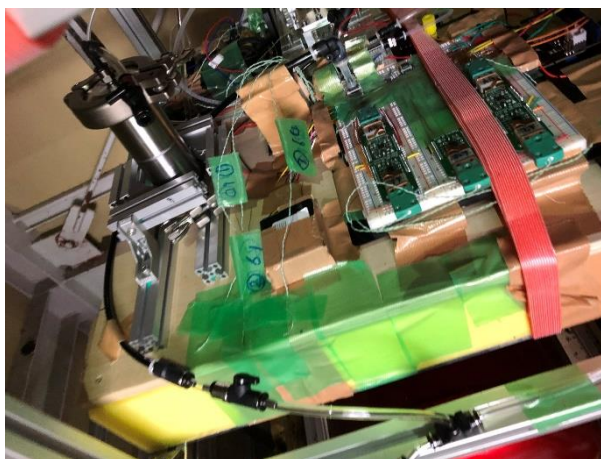


図 3-37 スポンジに固定された実験系

3.2.4 落下塔実験の手順

落下塔試験の手順を表 3-11 に示す. 実験前に実験系の全体を真空引きした後, 実験を開始する. 吊り上げ紐の切断とは, 内側カプセルを吊り上げている紐のことで, PP テープを用いている. その様子を図 3-38 に示す. ヒーターはニクロム線を用いており, このヒーターを張った木の棒を PP テープに押し当てる. 加熱された PP テープは焼き切られ, 装置が落下する.

表 3-11 落下塔の実験手順

試験準備	排気タンク, 気化部の真空引きを 100 Pa 以下まで行う LED ライト ON 低圧力計基準圧力ポートを, 手動バルブを閉じて孤立させる 真空ポンプ接続バルブを閉じる 真空ポンプを停止 真空ポンプ接続チューブ抜く
落下装置の持ち上げ	最上階へ吊り上げ
最上階での作業	トリガーを設置 カメラ録画開始 Arduino 電源 ON, データ記録開始 吊り上げ紐切断, 落下



図 3-38 PP テープ切断の様子

3.2.5 画像データ解析手法

噴射から蒸発までの液滴の状態を観察するために、落下試験系にカメラを設置し動画を撮影した。カメラは Panasonic 社製デジタルカメラ (model : DMC-GH4H) を用いた。カメラの外観図と設置の様子を

図 3-39 に示す。設置は気化部等実験装置が固定されている木製の板にスポンジをとりつけ、その上にカメラを置きマジックテープで巻きつけて固定した。撮影はマクロレンズを用い、動画モードの 4K (3840×2160) のサイズ、記録フレームレート 30 p、記録方式は MP4 形式で行った。

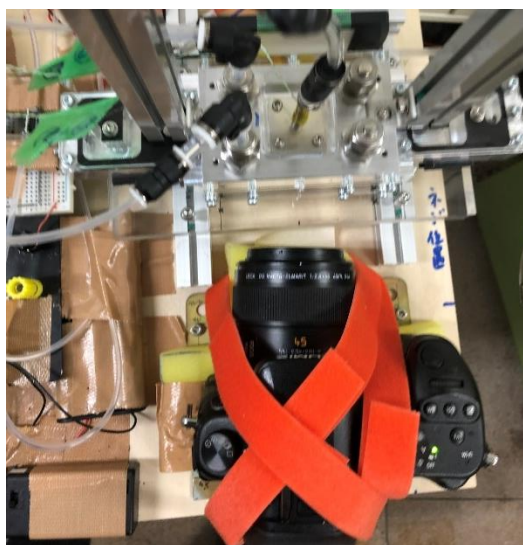


図 3-39 液滴撮影カメラの外観図と設置方法

得られた動画データは 30 fps で画像に分割した。その画像図 3-40 からわかるように、バックライトにより液滴と液滴ではない部分がはっきりと観察される。この画像データの解析にはオープンソースである画像処理ソフト、ImageJ を用いた。ImageJ を用いてグレースケールに変換したものを図 3-41 に示す。このグレースケール化された液滴画像を黒と白に二値化した後の画像を図 3-42 に示す。二値化の際の閾値は 8bit の 128 とし、この閾値が液滴形状の測定に充分であることを、画像を拡大して目視で確認した。動画はあらかじめ IV が写るようにカメラ位置を調整し、二値化された画像の既知の IV 直径を基準として液滴の底面の直径を測定した。この様子を図 3-43 に示す。

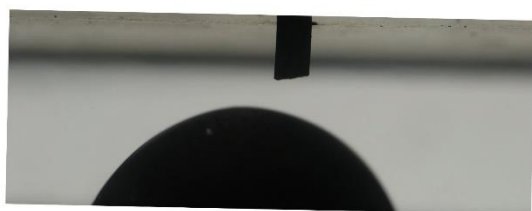


図 3-40 液滴の動画を切り出した画像の一例

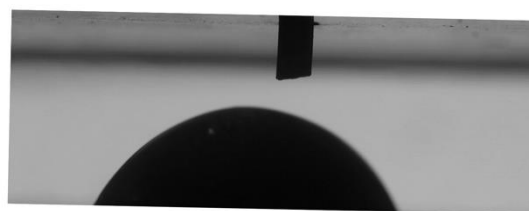


図 3-41 画像データのグレースケール化



図 3-42 二値化された画像

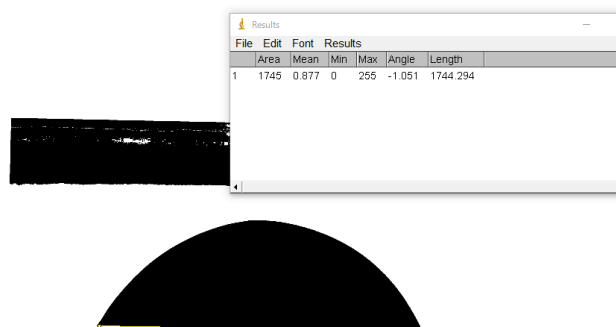


図 3-43 液滴底面の長さ測定

3.2.6 実験条件

実験は 1 月に行い、周囲温度が約 15 °C 程度の環境で実験を実施した。実験パラメータの一つは IV の水噴射時間である。これにより噴射される水の量が変わり、液滴の大きさによる液滴形状の差異を観察することができる。もう一つは気化部から出る水蒸気の有無を変更した。気化部と排気タンクの間にあるバルブを閉じた場合、気化した水蒸気が気化部内に滞在するので、飽和蒸気圧に達した後は蒸発、沸騰が生じない。そのため、液滴形状が詳細に観察できる。さらにこの落下塔試験の結果から地上での液滴形状との差を調査するために、地上に固定した 1G 環境でも実験を行った。実験パラメータをまとめたものを表 3-12 に示す。

表 3-12 実験条件

重力加速度	10^{-3} G
周囲温度	15-18 °C
水噴射時間	50, 100, 200, 300, 500
気化部温度	約 15-20 °C

4 実験結果

4.1 地上推力測定

4.1.1 コンダクタンス測定結果

推力測定における圧力と流量の関係から，チューブ上流—チューブ下流，気化部—ノズル直前，気化部—ノズル出口までの各コンダクタンスを式(2)から求めた．それぞれの結果を，上流圧力を横軸として図 4-1，図 4-2，図 4-3 に示す．

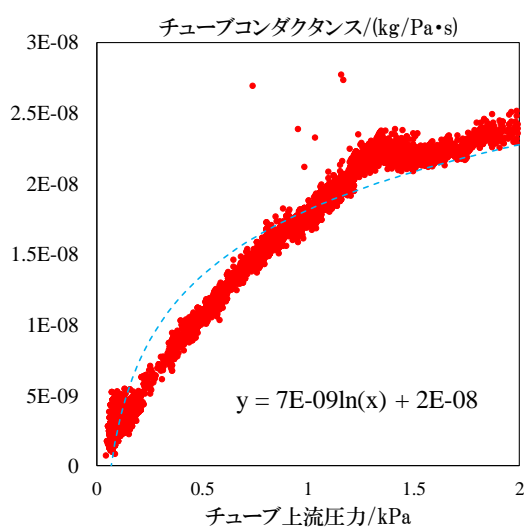


図 4-1 チューブ上流圧力とチューブ上流—チューブ下流コンダクタンスの関係

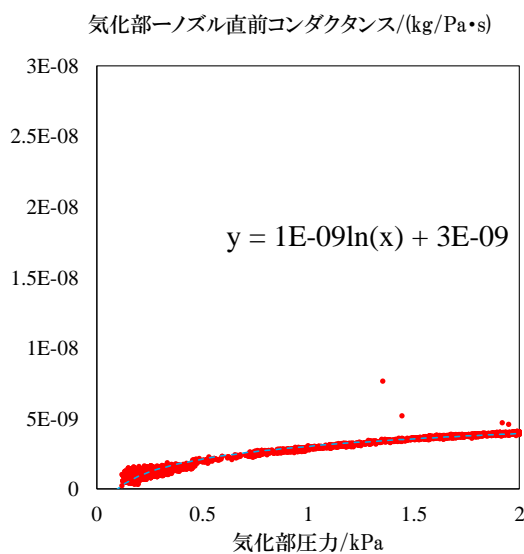


図 4-2 気化部圧力と気化部—ノズル直前コンダクタンスの関係

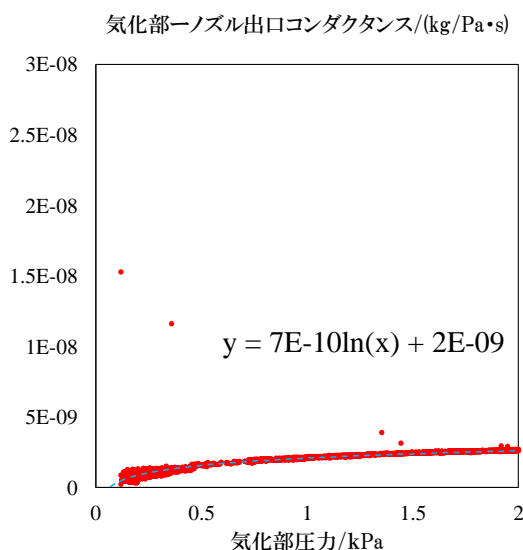


図 4-3 気化部圧力と気化部—ノズル出口コンダクタンスの関係

これらの図から、上流圧力が十分に高い領域ではコンダクタンスがほぼ一定値になるものの、圧力が小さい領域ではコンダクタンスが小さくなっていることがわかる。今回はこの気化室に対するコンダクタンスに対数フィッティングを行ったものを用いる。それぞれ、のフィッティングにより、

$$C_{\text{tube}}(P_{VC}) = (6.65 \log P_{VC} + 1.81) \times 10^{-9} \text{ kg/Pa} \cdot \text{s} \quad (3)$$

$$C_{VC-\text{nozzle}}(P_{VC}) = (1.30 \log P_{VC} + 3.03) \times 10^{-9} \text{ kg/Pa} \cdot \text{s} \quad (4)$$

$$C_{VC-\text{exit}}(P_{VC}) = (7.44 \log P_{VC} + 2.10) \times 10^{-10} \text{ kg/Pa} \cdot \text{s} \quad (5)$$

という式が得られた。

4.1.2 推力測定結果

推力測定を行った結果、ノズル前圧力と推力の間の相関を求めた。一般的に、ノズル直前の圧力と推力の関係は、

$$F = P_c A_e C_f \quad (6)$$

となるが、十分に大きな Re （レイノルズ数）と、凝縮が起きないことが仮定されている。しかし少流量の水を使った本実験においては、 Re が数 100 程度かつ沸点が高いため式(6)からのずれが生じる。スロート面積に関しては、凝縮が起きると密度が上昇し質量流量が増え、推力係数に関しては低 Re 領域において理論値よりも数 10 %低下し、かつ凝縮が排気速度の低下を引き起こして効率が小さくなるという研究結果がある。今回の実験において測定された、ノズル前圧力と推力の関係を図 4-4 に示す。図からわかる通り、ノズル直前に対しての推力がほぼ線形という結果となった。

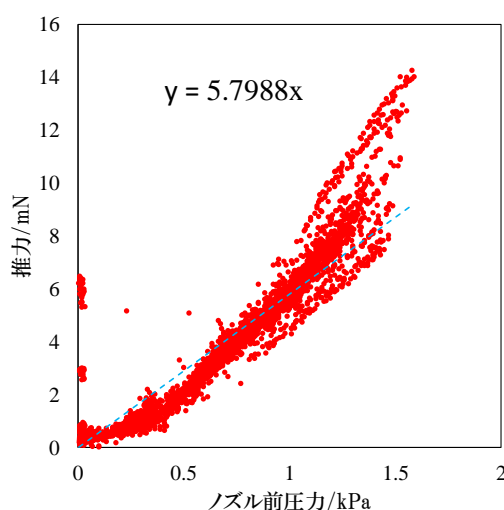


図 4-4 ノズル直前圧力と推力の関係

4.2 落下塔での液滴蒸発試験

4.2.1 圧力測定結果

落下塔における実験データの時間履歴を図 4-5, 図 4-6 に示す. 温度を示す凡例の軸は第 2 軸となっている. 3.5 秒あたりの加速度計の立ち下がりが落下の瞬間である. 落下した直後にトリガーがかかり, Valve_State が 0 から 1 に切り替わっているのが分かる. これは, 図 3-34 に示した Arduino のプログラム内における Valve_State の値である. このフラグが立っている間はバルブドライバに 5 V を印加しているので, IV の OPEN を意味する. IV が開いた瞬間, 気化部内の圧力計の値 (VPS) と排気タンク圧力計 (TPS) の立ち上がりが見える. つまり, 気化部内に水が噴射され蒸発が始まったと考えられる. この履歴の作動は IV の OPEN 時間は 300 ms に設定されていた際のデータで, 開いてから 300 ms 後 (表 3-10 に示したように Arduino は時間のずれがあるので正確には 333 ms 後) に IV は CLOSE となり, Valve_State の値も 0 となっている. この瞬間には TPS の値も立ち下がっているが, これは気化部内への水噴射中のフラッシュ蒸発による, 急激な水蒸気の流入が排気タンク内に圧力分布を生み, この圧力分布が解消されて値が減少したと考えられる. ここでの落下中の加速度計は -0.04 G となった.

温度に目を移すと, 5 つある温度のうちの周囲温度のみ落下直後から急に下がっていることが分かる. これは本実験で用いた落下塔の構造によるものであると考えられる. 用いた落下塔は, 落下後の着地場所が屋外につながっており, 実験時期が冬であったことから, 装置の周囲が冷えた大気にさらされてこのような挙動を示したと考えられる. その 4 点の温度には落下前後で大きな変動はない. これは水の潜熱による気化部下面温度の低下は, 熱伝達率が小さいことと, 気化部の熱容量の大きさにより充分に検出できていないと考えられる. 実際, 落下中に 10 mg の水が気化した場合の潜熱は約 24 J で, 本研究で用いた気化部の熱容量 110 J/K より充分小さく, 瞬間的に気化部全体に熱が伝わったとしても 0.2 °C 程度しか変化がないことから実験結果となった理由がわかる.

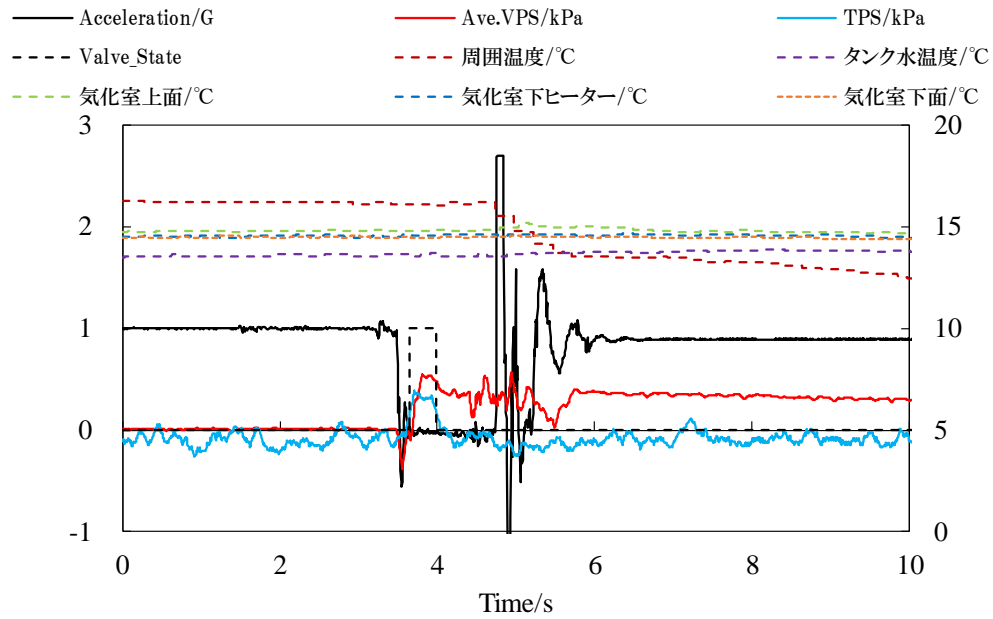


図 4-5 落下塔実験の時間履歴 落下前後の 10 秒

Valve_State は図 3-34 に示した Arduino のプログラム内における Valve_State の値. 1 のときに IV が OPEN となっている. TPS は 50 ms で移動平均をとっている. 温度は第二軸を参照.

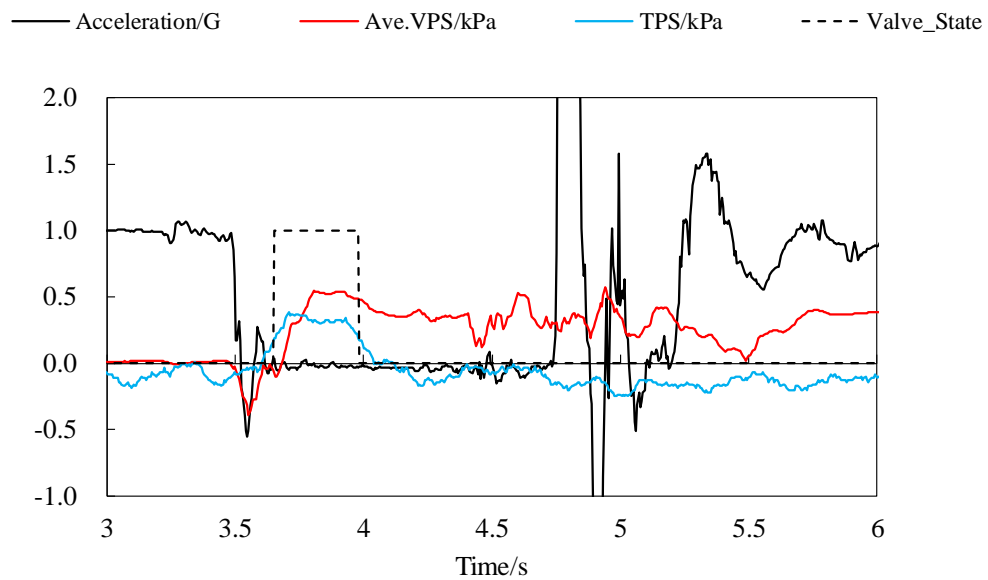


図 4-6 落下塔実験の時間履歴 落下前後の 3 秒拡大

また、得られた圧力波形を噴射量、重力環境ごとにまとめたものを図 4-7 に示す。

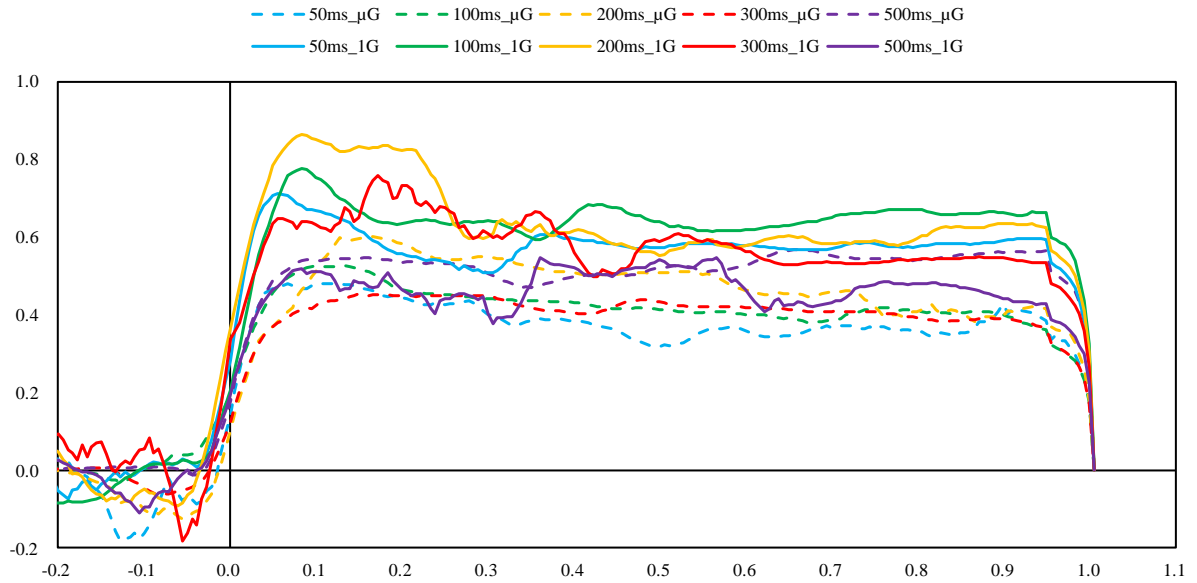


図 4-7 1G, μG での気化部内圧力履歴

気化部圧力履歴を噴射量ごとに平均し、50 ms の移動平均をとった。

この圧力履歴から噴射された実験ごとに下記の式で流量を算出した。ここで、圧力値は後述の画像と測定値の履歴から、噴射終了後 100 ms 後に安定化するとし、そこから着地までのデータを用いる。 i はデータ点を表している。実験ごとの平均流量を $\dot{m}_{ave.}$ として、

$$\dot{m}_{ave.} = \frac{\sum_{i=0}^N \dot{m}(i)}{N} \quad (7)$$

$$\dot{m}(i) = \frac{dP_{VC}}{dt} V_{VC} M_{H_2O} + C_{tube} P_{VC} = \frac{\{P_{VC}(i+1) - P_{VC}(i)\} V_{VC} M_{H_2O}}{RT_{VC} \Delta t} + C_{tube} P_{VC}(i) \quad (8)$$

と書ける。

ただし、 N はデータ点の数、 P_{VC} は気化室圧力、 V_{VC} は気化部体積、 M_{H_2O} は水の分子量、 Δt はデータサンプリングレート、 C_{tube} は下流のコンダクタンスを示す。

ここで気化部内の圧力は測定点が2つあるので、

$$P_{VC}(i) = \frac{P_{VC1}(i) + P_{VC2}(i)}{2} \quad (9)$$

としている。この式から得られる流量の単位を m/s に変換した。

各実験でのデータを表 4-1 に示す。温度は実験中の平均値を表す。

表 4-1 落下塔実験結果

実験 No.	G	噴射時間 /ms	噴射量 /mg	タンク水 温/°C	気化室下 面温度/°C	気化部圧 力/kPa	流量 /(mg/s)
#1	μ G	50	59	16.21	19.83	0.61	1.07
#2	μ G	50	59	15.69	18.42	0.32	0.40
#3	μ G	50	59	15.30	16.64	0.21	0.23
#4	μ G	100	117	16.74	18.60	0.37	0.51
#5	μ G	100	117	17.01	20.56	0.27	0.32
#6	μ G	100	118	13.97	21.50	0.57	0.96
#7	μ G	200	236	15.52	19.70	0.61	1.06
#8	μ G	200	236	15.44	15.55	0.57	0.97
#9	μ G	200	235	15.46	16.99	0.38	0.53
#10	μ G	200	235	17.03	20.51	0.37	0.54
#11	μ G	200	235	17.06	20.89	0.36	0.49
#12	μ G	300	354	15.25	16.33	0.51	0.82
#13	μ G	300	353	13.64	14.49	0.34	0.48
#14	μ G	300	354	14.62	14.54	0.37	0.50
#15	μ G	300	354	11.98	15.25	0.51	0.82
#16	μ G	300	352	13.04	22.19	0.28	0.33
#17	μ G	500	588	13.41	17.82	0.56	0.92
#18	1G	50	59	22.06	21.79	0.62	1.09
#19	1G	50	59	22.13	20.80	0.53	0.86
#20	1G	100	118	22.11	20.85	0.65	1.16
#21	1G	200	235	22.13	21.67	0.61	1.06
#22	1G	200	235	22.16	20.74	0.60	1.04
#23	1G	300	352	22.05	21.06	0.62	1.07
#24	1G	300	352	22.28	20.14	0.47	0.73
#25	1G	500	587	22.06	20.60	0.39	0.54
#26	1G	500	587	21.97	19.77	0.58	1.00

得られた流量を縦軸にして温度，噴射量を横軸にとったグラフを以下に示す．これ以降，1G と μ G での実験結果が同じグラフ内に存在するときは，1G のデータを塗りつぶしのプロット， μ G のデータを白抜きのプロットで示す．図 4-8 図 4-9 図 4-11 はは 1 つの実験データを 1 プロットとし，実験中の値の標準偏差をエラーバーとした．図 4-10 は同じ噴射時間の実験データを平均し，実験ごとの標準偏差をエラーバーで示した．

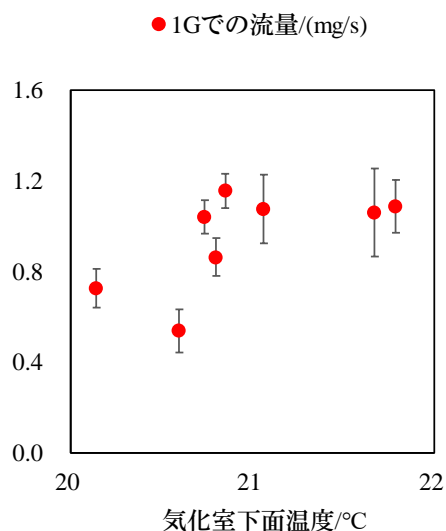


図 4-8 1G での気化部下面温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

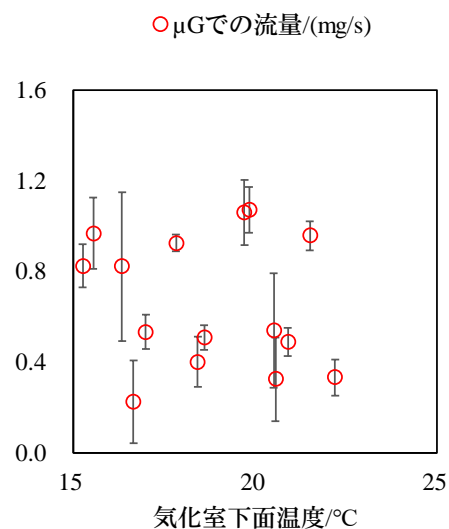


図 4-9 μ G での気化部下面温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

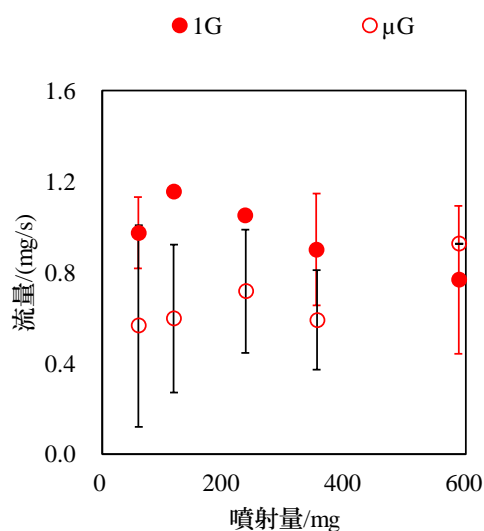


図 4-10 噴射量に対する μ G, 1G での流量
同じ噴射量の中の実験ごとの流量の標準偏差を
エラーバーとした

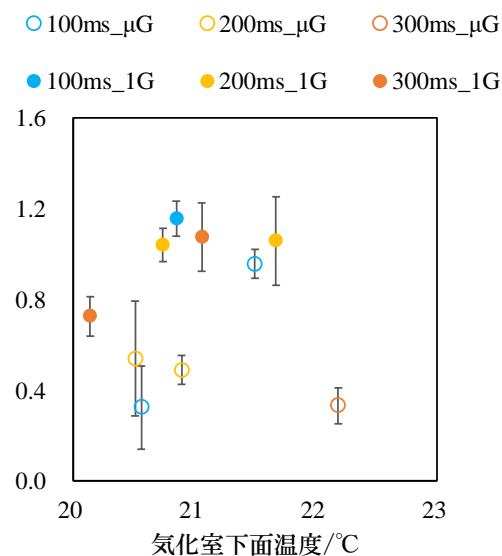


図 4-11 同程度の気化部下面温度における μ G,
1G での流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

また、噴射時間ごとの温度に対する流量のグラフを図 4-12 から図 4-16 に示す。

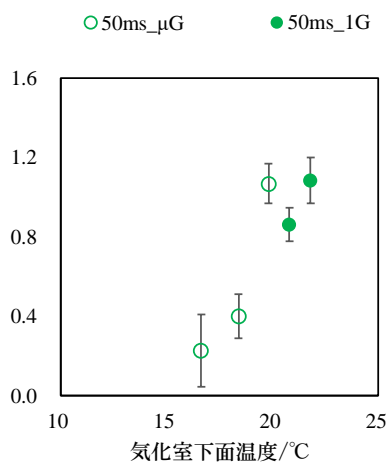


図 4-12 50 ms 噴射 気化部温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

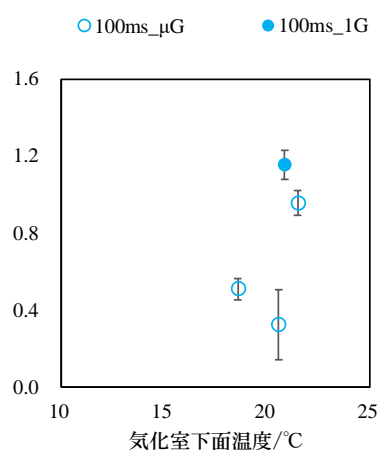


図 4-13 100 ms 噴射 気化部温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

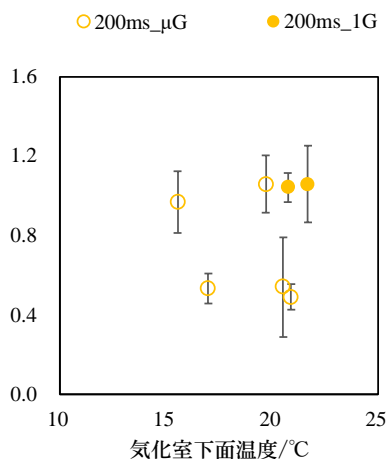


図 4-14 200 ms 噴射 気化部温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

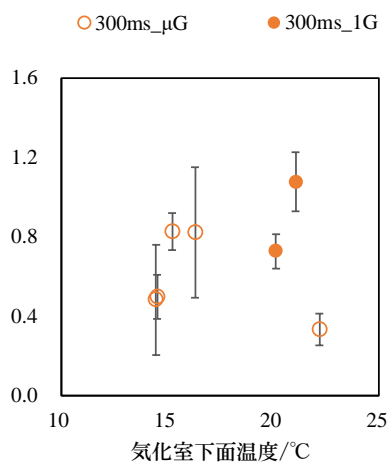


図 4-15 300 ms 噴射 気化部温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

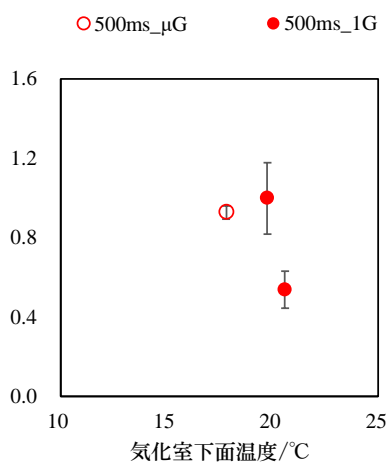


図 4-16 500 ms 噴射 気化部温度に対する流量
実験中の流量の標準偏差をエラーバーとした

4.2.2 液滴画像データ

μG 環境, 1G 環境での実験中にそれぞれで気化部内の液滴の様子をカメラで撮影し挙動を観察した. 各噴射時間の μG , 1G の比較, 300 ms において下流を封止し突沸を止めた際の μG , 1G の比較を下記に示す.

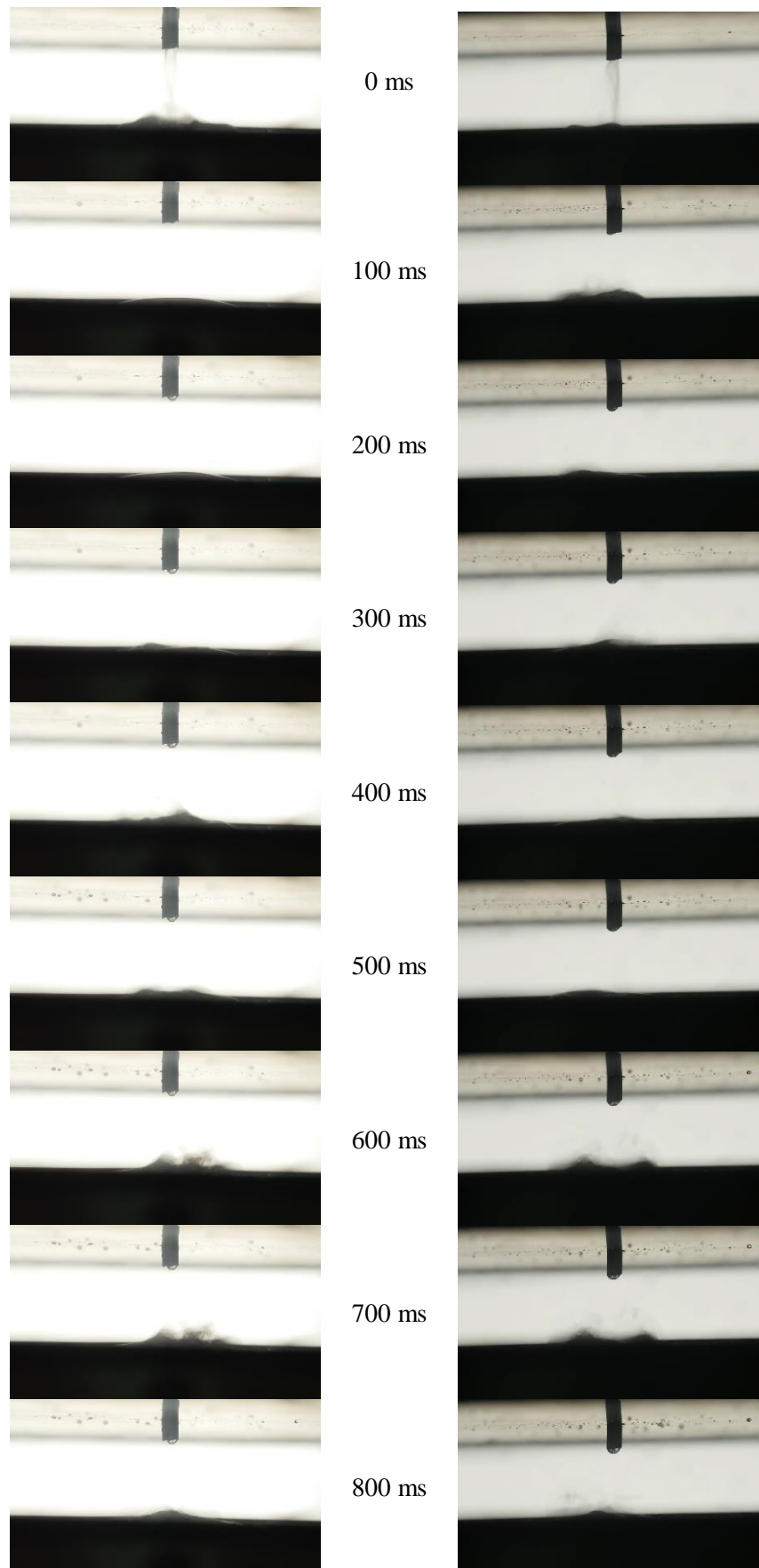


図 4-17 50ms 噴射，下流封止なし（突沸あり）

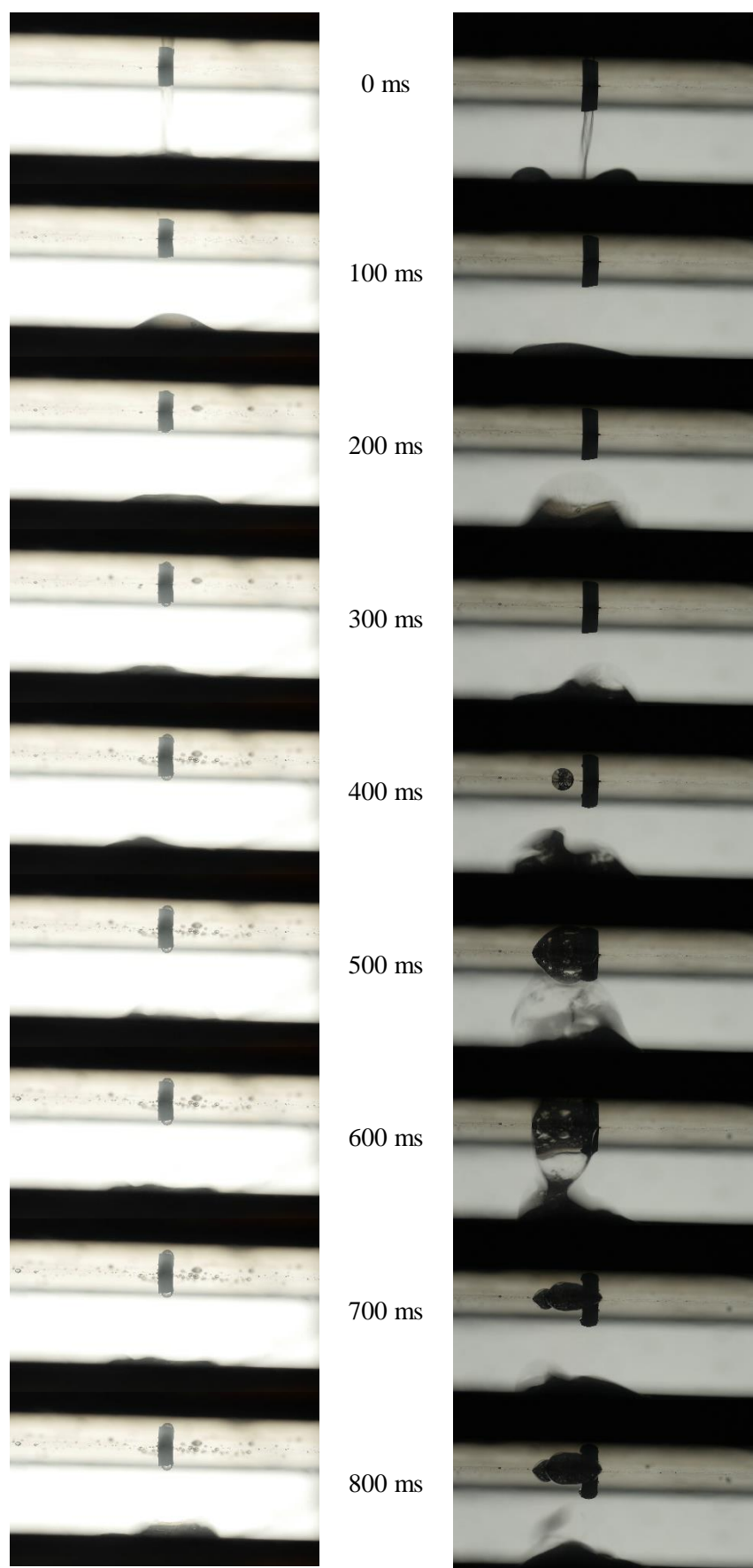


図 4-18 100ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)

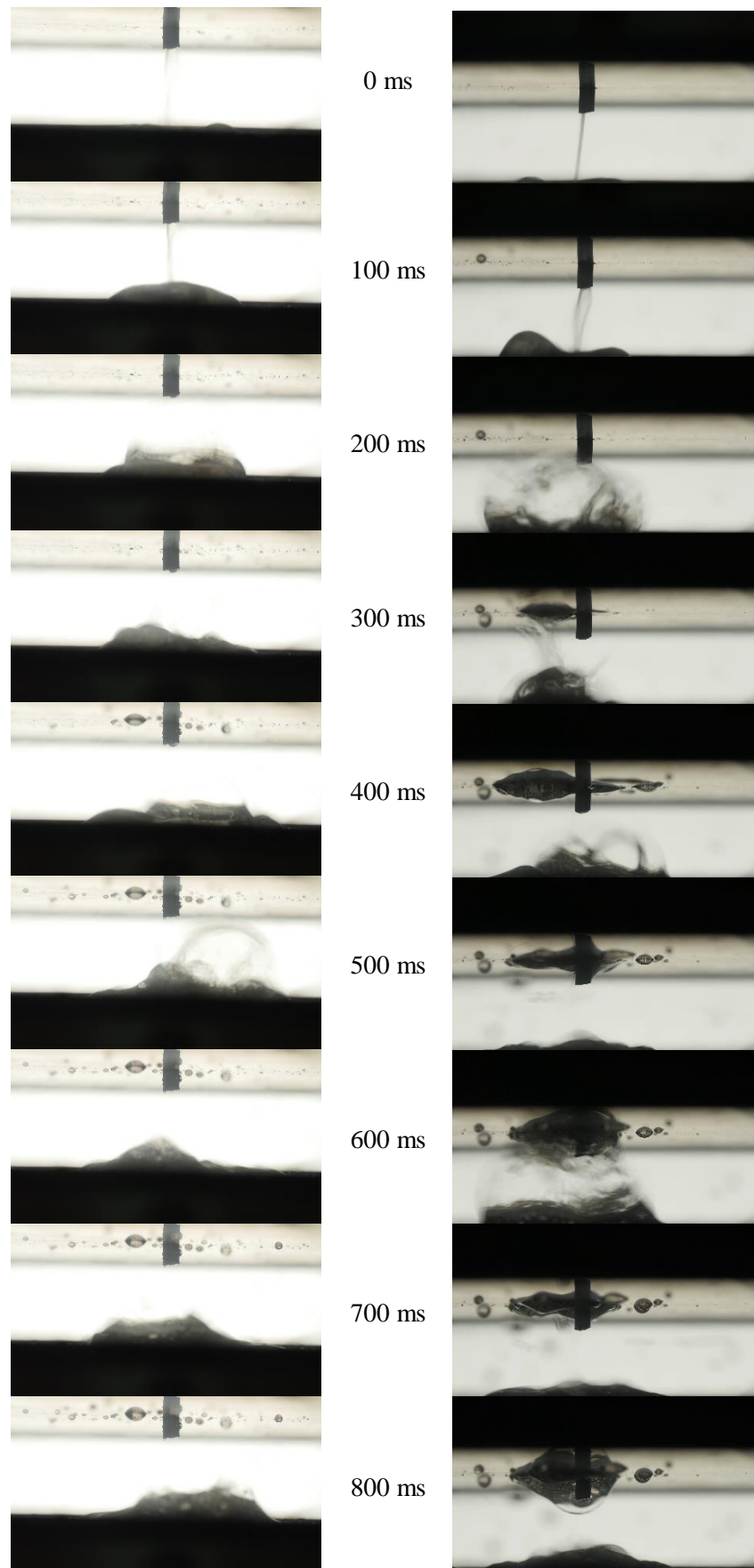


図 4-19 200ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)

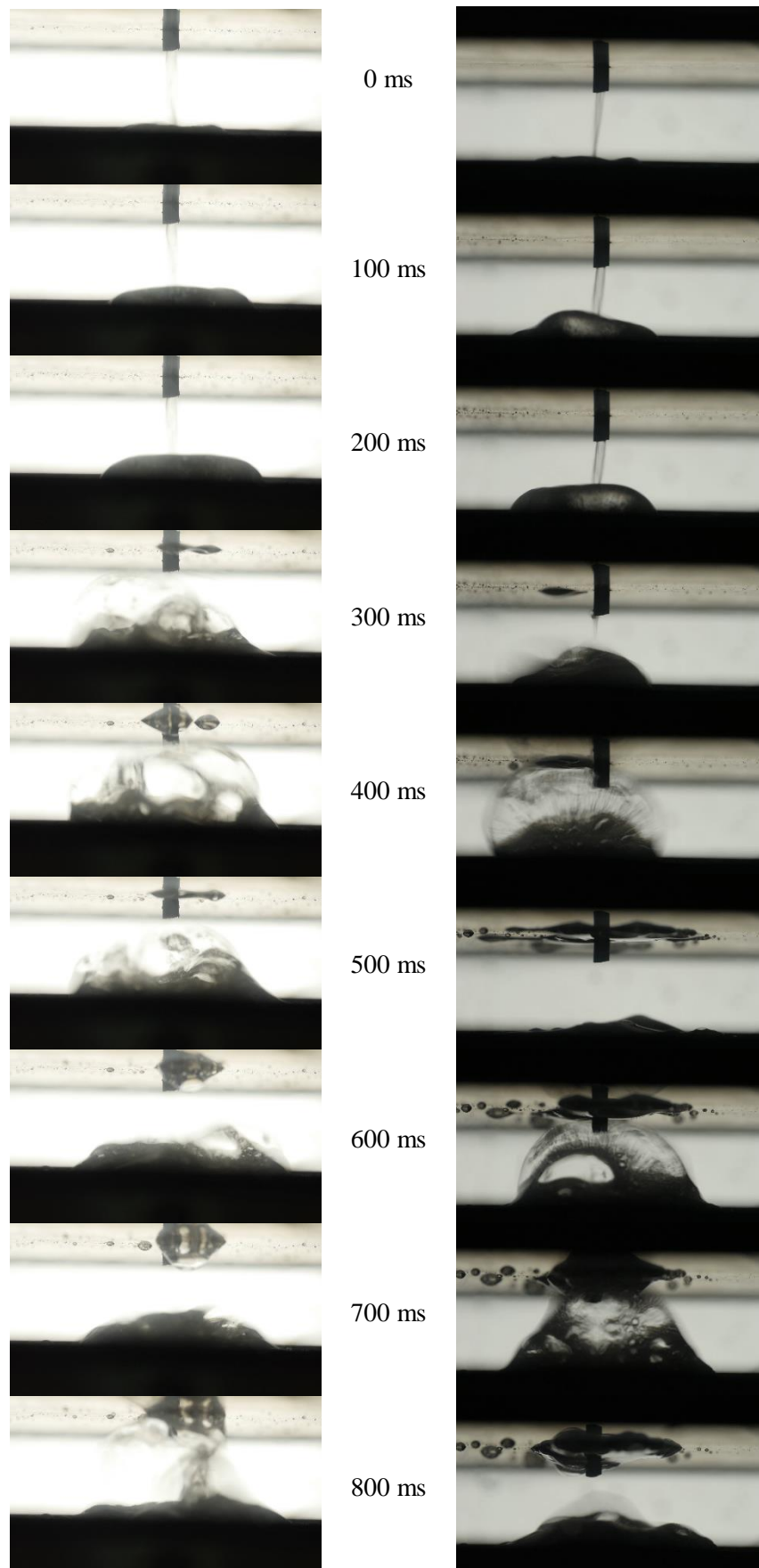


図 4-20 300ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)

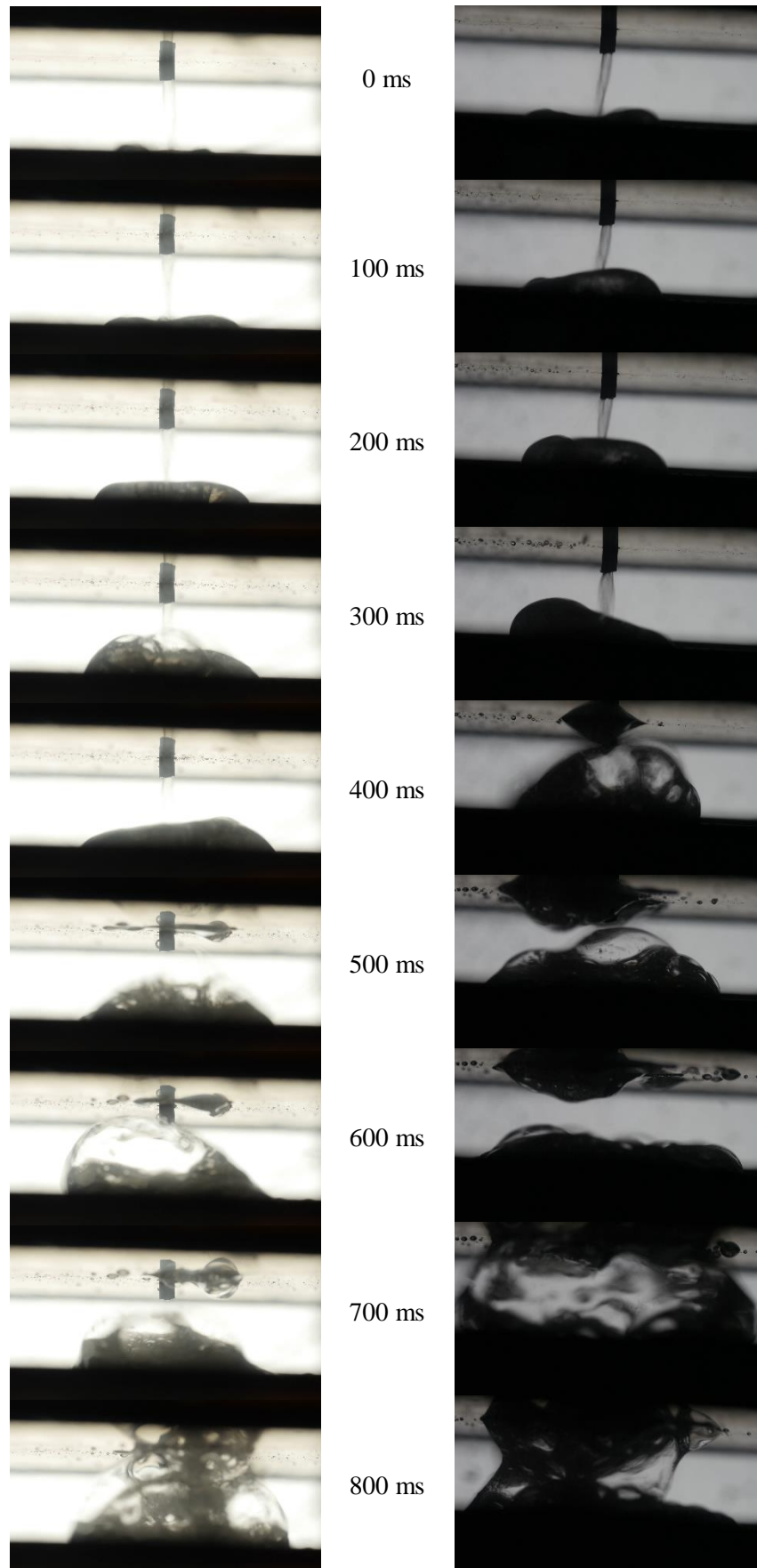


図 4-21 500ms 噴射, 下流封止なし (突沸あり)

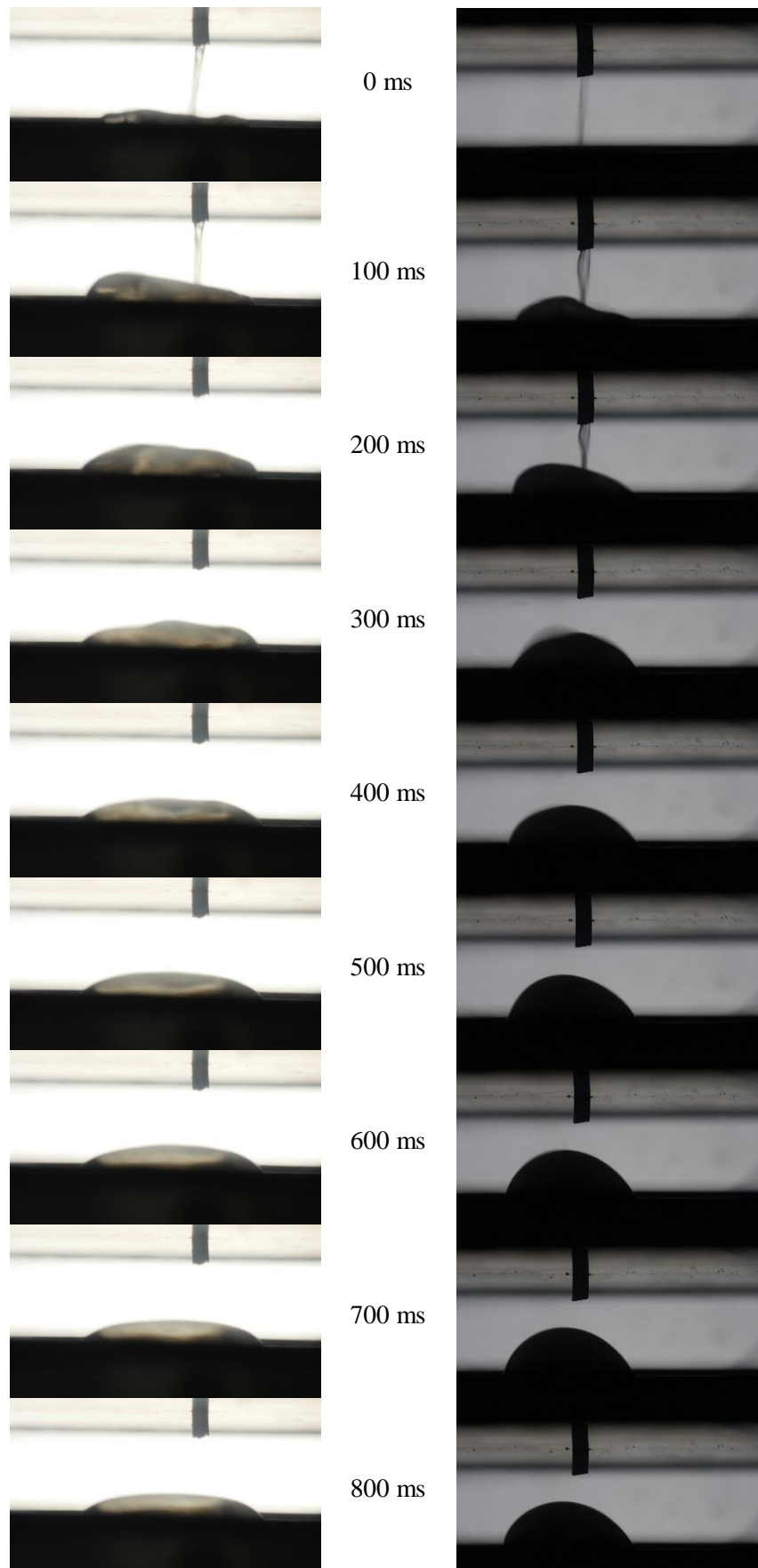


図 4-22 300ms 噴射, 下流封止あり (突沸なし)

上に示した画像データからわかるように、下流封止なし（突沸あり）の場合は、液滴が沸騰を起こし、明確な液滴の形状を把握することができない。そのため、 μG 環境での下流封止あり（突沸なし）の場合の液滴の気化部付着面の直径を ImageJ にて測定した。噴射量と直径の関係を図 4-23 に示す。

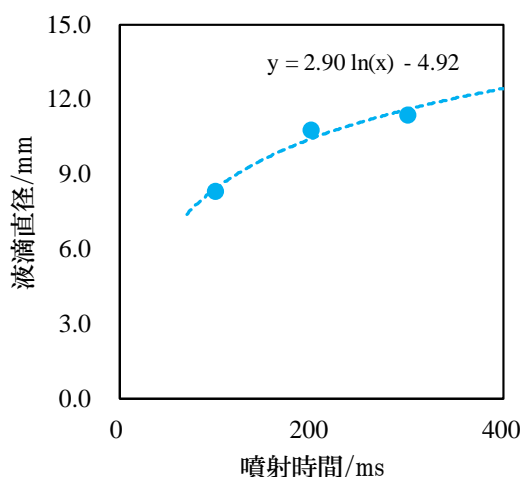


図 4-23 噴射時間と液滴付着面の直径との関係

これに対数近似でフィッティングを行い、下記の式を得た。 $t_{injection}$ の単位は ms で、 d の単位は mm である。

$$d/mm = 2.90 \log(t_{injection}/ms) - 4.92 \quad (10)$$

4.2.3 接触線のピン止め現象

液体を平らな面に置くと、ヤングの公式で与えられる接触角 θ_E で平面と接する。しかし実在する平面には斑点などの化学的な欠陥、表面の不規則さ、傷などの物理的な欠陥がある。これらの理想的でない表面に対する接触角は固有ではない。例えば、図 4-24 の左図のように、理想的でない表面に置かれた液滴の頂点部から液滴にさらに液滴を加えていっても、接触角が大きくなるが、ある角度 θ_A までは液滴の接触線が動かない。また逆に図 4-24 の右図のように、液滴の頂点部から液体を吸い出して液体の体積を減らしたとしても、ある角度 θ_R までは液滴の接触線は動かない。

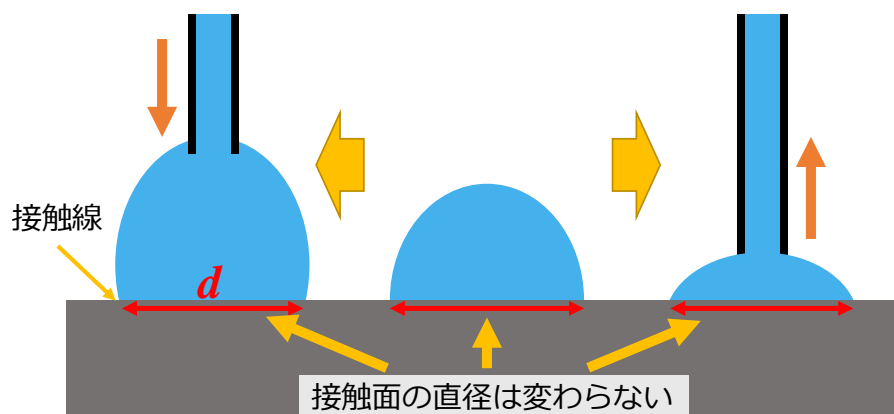


図 4-24 接触角が持つ履歴と前進角

図 4-25 に示すように、本実験においても上述のようなピン止め現象がみられた。蒸発するにつれて液滴の体積が減り接触角が小さくなるが、接触面積はほとんど変わっていないことが分かる。液体と固体の表面張力はそれらの組み合わせに対して固有の値であるため、重力環境によらずこの現象が起きる。接触線のピン止め現象は、本実験において蒸によって液滴の体積が減少したとしても、ある程度までは接触面積が初期状態と大きく変化しないことを意味する。

初期状態での接触面積は液体の量が同量であっても、液体を壁面への噴射した場合と、液滴を充分ゆっくりと付着させたときでは異なる。壁面に向かって勢いよく液体が衝突した場合、一度触れた接触面にはピン止め現象が起こるため、ゆっくりと付着させた場合よりも付着面積が大きくなる。本研究の場合では、バルブから噴射される水は 20 m/s ほどであり、充分ゆっくりとはとはいえ、同量の液滴を壁面に付着させた際とは接触角が違うと考えられる。速度をもった液体が壁面に付着した際の接触面積についての研究は十分にされておらず、かつ壁面、液体の種類、速度に依存するため、実験ごとに固有の接触面積を求める必要がある。本研究では推進剤押しガスと背圧が一定であり、噴射される際の水の水の速度が固定であるため、実験を通して図 4-23 のグラフが示す流量と直径の関係となる。

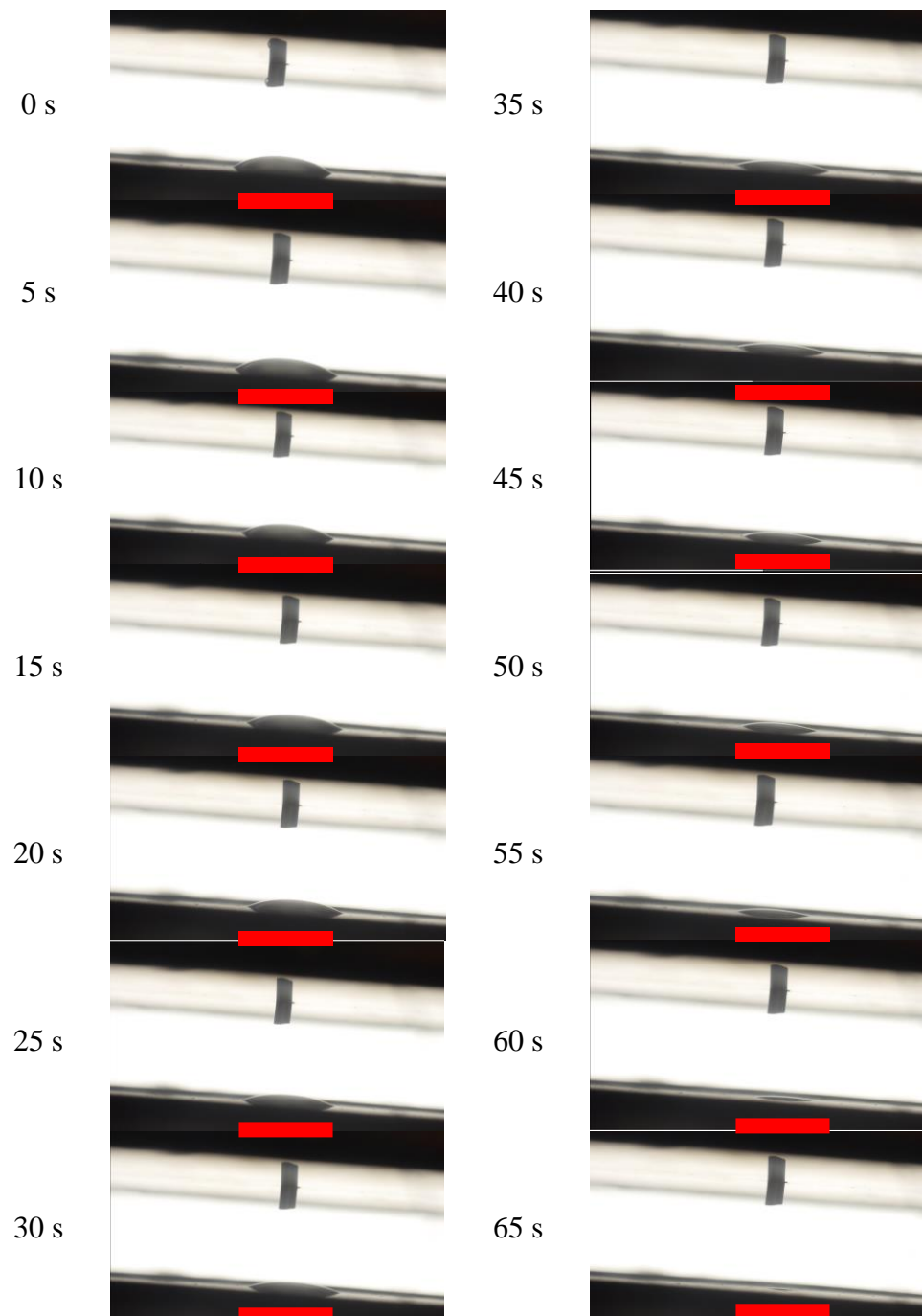


図 4-25 液滴のピン止め現象

5 考察

5.1 落下塔実験

5.1.1 特殊な実験データについて

図 4-5 に示す落下前後の作動履歴に関して、このようなグラフを得ることができた実験は少なかった。多くは以下の図のような波形が見られた。

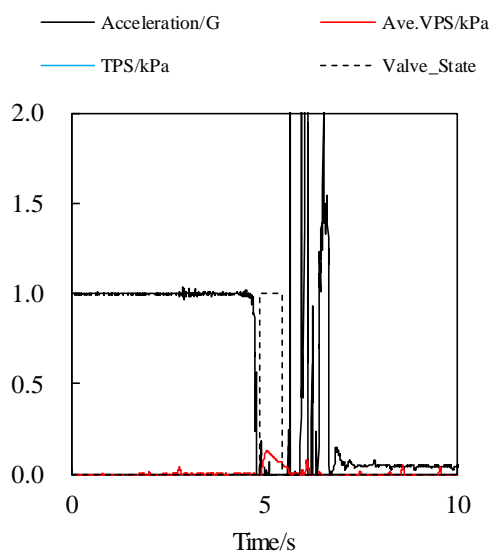


図 5-1 加速度計のヒステリシスがある作動履歴

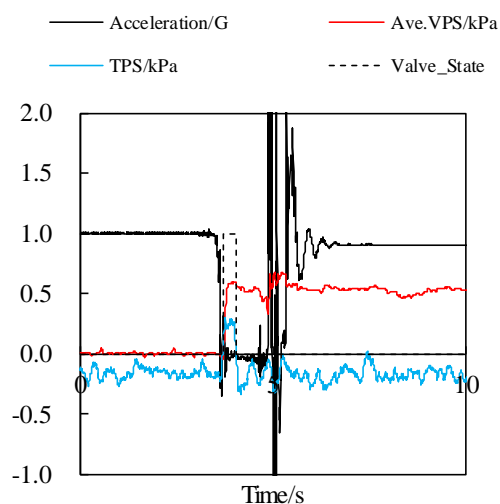


図 5-2 TPS の値が負の値の作動履歴

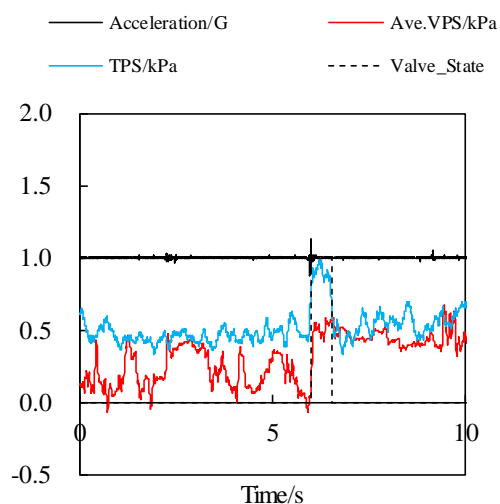


図 5-3 VPS が大きく振れる作動履歴
下記でこれらの原因を考察する。

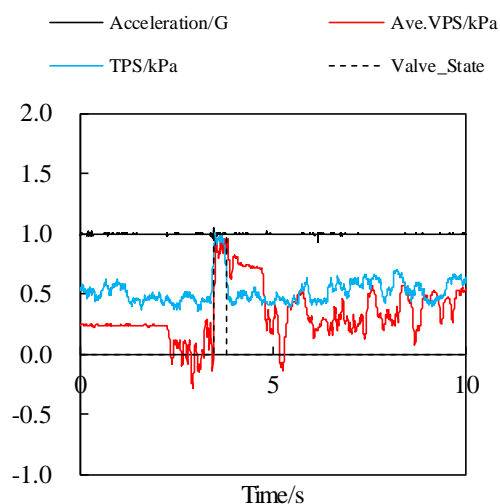


図 5-4 噴射前に波形の動きがある作動履歴

図 5-1 のような加速度計のヒステリシスは加速度計由来のものだと考えられる。通常、加速度計の仕組みとして内部のパーツが機械的に動き、それにより変化する物理量を検出して加速度を算出する。主に、

- 金属棒の変形によりその抵抗値が変化するもの
- 電極間の距離が変化して静電容量が変化するもの
- ピエゾ抵抗の変形により回路の抵抗値が変化するもの

という機構が主流となっている。このように内部で機械的な動きを検知する加速度計は、その構造によって強い衝撃によりヒステリシスが発生する。本研究で用いた加速度センサの測定レンジは ± 2 G と比較的小さい測定レンジであるため、落下の衝撃に耐えられずヒステリシスが生まれたと考えられる。

図 5-2 のような絶対圧力計の異常値に関しては、供給電圧のぶれが原因と考えられる。本研究で用いた圧力計は、出力電圧は供給電圧に大まかに比例し、供給電圧が小さくなると出力電圧も小さくなる。実験結果で圧力が大きくなった履歴は確認できなかったこと、絶対圧が負の値をとることは現実にはありえないことから、衝撃により回路に不具合が生じて供給電圧が不安定になったことが原因と考えられる。

図 5-3 の圧力計のぶれについての原因を特定するのは難しい。この波形が実際の圧力波形を示しているとも考えられる。本研究での推力測定試験の際にも、突沸に圧力が追従して波形のぶれが生じたことも確認できた。そのため、前の実験で噴射された水が気化部内で残留し、これの突沸が起きている現象をとらえている可能性もある。また、落下中の内側カプセルと外側カプセルの干渉が原因となる可能性もある。落下前にカプセル同士の距離が近い場合、落下中に相対位置が変化してお互いがぶつかることがある。内側カプセルに搭載されている気化部内の液滴は、これらの衝撃で位置がずれ、温度が高い壁面に移動した場合は急激な蒸発が起こり、波形のぶれを引き起こす可能性がある。

図 5-4 の落下前の波形のぶれの原因の第一候補は、落下の際に焼き切る際に切断しきれずに残った PP 紐の抵抗である。3.2.4 に示すように、装置につながった PP 紐を切断することによって落下させる。その際、何重にも巻いたテープの一部が焼き切れない場合は、装置全体の荷重がかかって切断される。そのような場合は落下開始後すぐに μ G にはならず何段階かの減速と加速が生じる。この影響により、あたかも落下前に波形が動いているように見える可能性がある。

5.1.2 流量データの比較

図 4-8、図 4-9 を全体的にみると、図 4-8 では図 4-9 と比較して温度に対する相関があるように見える。これは、気化室壁面との接触面積が μ G より 1G のほうが多いため、熱伝達が多く行われたことによると考えられる。

図 4-10 では噴射時間ごとに重力環境の差がみられ、1G 環境のほうが μ G 環境よりも流量が高いことが分かるが、噴射時間に対する流量の差の相関は見られない。噴射時間が増えても蒸発量が増えないということは、下流のコンダクタンスが蒸発量に対して小さく流路内でチョークしたか、液滴に対しての入熱が一定、つまり噴射量によらず接触面積がほとんど同じということが示唆される。カメラで撮影した画像では、 μ G 環境では 4.2.2 においてそのような傾向が見られたが、1G 環境で

は液滴の高さが毛管定数以上にはならないので、大まかに噴射量と接触面積は比例するといえる。ただし、実験データより温度に差があるのでその影響も含まれていることを考慮すべきである。

図 4-11 では温度の影響を考慮するために横軸を温度とした。これによると 100 ms 噴射, 200 ms 噴射ともに、温度が上がれば流量が増えていることが確認できる。さらに温度がほとんど同じであることを踏まえたうえで、1G での流量は μG での流量に比べて大きいことから、 μG での熱伝達が 1G での熱伝達よりも小さいことが示唆される。

図 4-12, 図 4-13 では、気化室下面温度があがると流量が増加していることがわかる。しかし、図 4-14 図 4-15 図 4-16 では温度の依存性はないように見える。これは、噴射量が多いと液滴表面までの熱伝達率が小さいため、蒸発が液滴量に関係なく熱伝達律速になることによるものと考えられる。これは液滴量が多くなると温度勾配が大きくなることを示唆している。

5.1.3 液滴画像データの比較

図 4-17 では 1G, μG ともに画像から特筆すべき差異はない。噴射量が小さく、ある程度速い速度で噴射された液滴は壁面に付着してからはピン止め減少により壁面に平らに付着して蒸発、沸騰が起こることがわかる。一方、図 4-18 では μG での液滴挙動が大きく変わる。400 ms 以降で突沸が起きた際に、一部の液滴が気化部天井部に付着したままになることがわかる。これは、図 4-19, 図 4-20, 図 4-21 でも同様の現象が起きている。そして、液滴量が大きくなるにつれて、天井へ付着した液滴の量も大きくなっている。 μG での突沸が大きい理由として、液滴表面と液滴の気化部付着面の温度差が大きく、液滴内部が過加熱されていることが考えられる。これは μG 環境では液滴内部での対流が小さくなることから、温度勾配がしやすいことに起因する。

液滴の形状に着目すると、図 4-20 の 200 ms, 図 4-21 の 200 ms では 1G よりも μG の接触角が大きくなっていることがわかる。これは液滴量が増加するにつれて、1G では重力の影響が顕著になり μG では表面張力の影響が顕著になるため、このように明確な差異が現れたと考えられる。気化部の直下流を封止し、突沸が起きないようにした図 4-22 では、1G, μG での液滴形状を明確に観察することができる。 μG では液滴がほとんど球形状となっているのに対し、1G では重力の影響が大きく働き壁面に対して接触面積がかなり大きい形状となっている。

5.2 μG 環境でのスラスタ性能予測のモデル化

5.2.1 概要

水レジストジェットスラスタの蒸発挙動モデルは西井⁵²によって提案されている。この論文では地上における実験で得られた蒸発データと構築した蒸発モデルとの比較を行っている。本研究ではこのモデルを使用して μG 環境での蒸発モデルに応用した。西井によるモデルは蒸発量と気化部からの流出量が等しいとしていたが、本研究では蒸発量と気化部からの流出は別で考慮されている。また、この μG 環境での蒸発モデルに 1G 環境での推力測定データを適応し、実際に推進機としてどの程度の性能となるのかを求める。

5.2.2 蒸発モデルと流量

液滴からの蒸発量は代表的な Hertz-Knudsen の式を用いた.

$$\dot{m}_{ev} = Aa(P_{sat}(T_s) - P_{VC}) \sqrt{\frac{T_{ev}}{2\pi R}} \quad (11)$$

ここで a は蒸発・凝縮係数と呼ばれ, おおむね 0.03-0.15 程度とされる. A は蒸発部面積, $P_{sat}(T)$ は T における飽和蒸気圧, P_{VC} は気化部圧力, T_{ev} は蒸発部温度である. ここでは P_{VC} と P_{sat} の差を全体の飽和水蒸気圧に対しての割合で記した, 次式のように a を求める.

$$a = 0.1 \frac{P_{sat}(T_s) - P_{VC}}{P_{sat}(T_s)} \quad (12)$$

この蒸発量が気化部内の気体質量 m_g に加算される. 気化部から流出する水蒸気量 \dot{m} は気化部の圧力と気化部下流のコンダクタンス C によって決定される. ここで, 気化部から流出する流量 \dot{m} は下記の式であらわされる.

$$\dot{m} = \dot{m}_{ev} - \dot{m}_g = CP_{VC} \quad (13)$$

5.2.3 1G 環境での伝熱モデル

気化部内の熱モデルは既存のモデルを踏襲し,

- 熱収支にかかわるのは気化部・液滴・水蒸気の三体のみ
- 気化部の温度分布はなく, 液滴は液滴内部, 液滴表面の温度のみと仮定し, 水蒸気は液滴表面と同じ温度とする
- 気化室—液滴の熱収支はこれらの間の熱伝達のみ
- 液滴から水蒸気への相変化に必要な熱量は潜熱のみとする.

液滴, 気化室それぞれの熱収支の式を下記に示す. Q は熱量, q は熱流束, $\Delta_{vap}H$ は水の蒸発潜熱, W_{VCH} は気化部のヒーター電力である. また, 添え字のVC-wは気化部と液滴の接触部を示し, A_{VC-w} は壁面と液滴の接触面積である.

$$\frac{dQ_w}{dt} = q_{VC-w}A_{VC-w} - \Delta_{vap}H\dot{m}_{ev} \quad (14)$$

$$\frac{dQ_{VC}}{dt} = W_{VCH} - q_{VC-w}A_{VC-w} \quad (15)$$

また、液滴、気化室の持つ熱量変化は温度変化の関数として下記のように書ける． M_w は気化室内の液体の水の量を表す． c_w ， c_{Al} はそれぞれ水，アルミの比熱である．

$$\frac{dQ_w}{dt} = c_w \frac{d}{dt} \{M_w(t)T_w\} \quad (16)$$

$$\frac{dQ_{VC}}{dt} = c_{Al} M_{VC} \frac{dT_w}{dt} \quad (17)$$

となる．

また、液滴表面温度 T_s は、気化部壁面 T_{VC} 、液滴内部の温度 T_w を用いて下記の式で算出した．

$$T_s = T_w - \alpha(T_{VC} - T_w) \quad (18)$$

ただし α は液滴表面温度係数であり、1G 試験、 μ G 試験によってフィッティングを行って求める．気化部壁面と液滴の熱流束は下記の三つがあげられる．

- 重力により引き起こされる自然対流熱伝達
- 気化部への噴射による強制対流熱伝達
- プール核沸騰熱伝達

強制対流は噴射中、自然対流は噴射後から蒸発完了まで、核沸騰は蒸発現象が起きている間に発生するとする．よって、対流による熱伝達率は下記の式で与えられる．

$$h_c = \begin{cases} h_{c,forced} & (t \leq t_{injection}) \\ h_{c,natural} & (t > t_{injection}) \end{cases} \quad (19)$$

強制、自然対流による熱伝達率 h_c と、核沸騰熱伝達の熱伝達率 h_b の割合は、下記の式で与えられ、1G での支配率 χ は先行研究から 0.9975 とした．また μ G 環境では性能予測において最大性能を算出するために χ を 0 とした．

$$h_{total} = \chi h_c + (1 - \chi) h_b \quad (20)$$

一般的に伝熱の分野においては、対流の生じていない熱伝導を 1 として対流による熱伝達がどの程度なのかを示す無次元量ヌッセルト数 Nu で表される． Nu ，熱伝達率 h ，熱流束の関係を、下記の式に示す．

$$q = h_{total}(T_{VC} - T_w) = \frac{\lambda Nu(T_w - T_L)}{L} \quad (21)$$

自然対流熱伝達のヌッセルト数は、経験的にグラスホフ数 Gr とプラントル数 Pr の積であるレイリー数 Ra の値によって下記のように整理される．

$$Nu = \frac{h_{c,natural} L}{\lambda} = \begin{cases} 0.54(Gr \cdot Pr)^{1/4} & (10^4 < Ra < 10^7) \\ 0.15(Gr \cdot Pr)^{1/3} & (10^7 < Ra < 10^{11}) \end{cases} \quad (22)$$

ここで、プラントル数、グラスホフ数はそれぞれ下記の式で求められる。 ν は動粘性係数、 a_t は温度拡散率、 μ は粘性係数、 c_p は定圧比熱、 g は重力加速度、 β は熱膨張係数を示す。

$$Pr = \frac{\nu}{a_t} = \frac{\mu c_p}{\lambda} \quad (23)$$

$$Gr = \frac{L^3 g \beta (T_w - T_l)}{\nu^2} \quad (24)$$

噴射速度による強制対流は、レイノルズ数 Re 、つまり流れが層流か乱流かによって下記のように整理される。

$$Nu = \frac{h_{c,force} L}{\lambda} = \begin{cases} 0.0458 Re^{0.5} Pr^{1/3} & (Re < 2300) \\ 0.0370 Re^{0.8} Pr^{1/3} & (Re > 2300) \end{cases} \quad (25)$$

ただし Re は物質の平均速度 v を用いて、

$$Re = \frac{vL}{\nu} \quad (26)$$

であり、速度は噴射速度、代表長さは液滴直径を用いた。

核沸騰熱伝達率 h_b は下記の Kutateladze の式を用いた。

$$Nu = \frac{h_b D_L}{\lambda} = 7.0 \times 10^{-4} Pr^{0.35} \left(\frac{q D_L}{\rho_v \Delta_{vap} H v_l} \right)^{0.7} \left(\frac{P D_L}{\Gamma} \right)^{0.7} \quad (27)$$

ここで D_L は毛管定数またはラプラス定数とよばれ、 σ を水の表面張力、 ρ_L を水（液体）の密度、 ρ_v を水（気体）の密度として、下記の式で与えられる。

$$D_L = \sqrt{\frac{\sigma}{g(\rho_L - \rho_v)}} \quad (28)$$

これらの式を式(21)に代入し、気化室壁面と液滴の間の熱流束を計算する。

5.2.4 μG 環境での伝熱モデル

μG 環境においては、重力起因の対流が発生しないことから、地上の $1G$ 環境と比べて熱伝達モデルが大きく異なる。特に、 $1G$ 環境での自然対流による熱伝達、核沸騰による熱伝達の減少が顕著である。自然対流においては、式(24)の重力加速度の項が $1/1000$ 倍程度となり、自然対流熱伝達率が減少する。また、 μG 環境においては重力に対して表面張力の効果が支配的となるため、流体表面の表面張力の勾配が駆動力となる対流現象を解析する際に使用される、無次元数であるマランゴニ数 Ma で現象を整理することができる。このマランゴニ数は表面張力の温度勾配に比例し、

$$Ma = -\frac{\partial \sigma \Delta T L}{\partial T \mu a_t} \quad (29)$$

で表される。また、 μG 環境での核沸騰による熱伝達率 h_m は上記のマランゴニ数を用いて下記のように記述される。

$$Nu = \frac{h_m R_b}{\lambda} = (1 + 0.00841 Ma^{\frac{1}{2}}) \quad (30)$$

ただし、ここでの R_b は核沸騰中に発生する気泡径で、一般的に水の沸騰の場合は 0.55 mm とされる。これらの熱伝達率を、各条件における熱伝達に用いた。核沸騰における熱伝達と自然対流による熱伝達は、気化部と液滴の接触面積 A_t と気泡が付着している面積 A_b の割合に依存する。核沸騰における熱流束 q_m と自然対流による熱流束 q_{nc} を用いて、

$$q_{total} = q_{nc} \left(1 - \sum_{i=1}^{N_b} \frac{A_b}{A_t} \right) + q_m \left(\sum_{i=1}^{N_b} \frac{A_b}{A_t} \right) \quad (31)$$

と表される。 N_b は気泡の数である。今回は最良条件を考えるため、 $\sum_{i=1}^{N_b} \frac{A_b}{A_t}$ を 1 と置いた。つまり、自然対流ではなく、ヌッセルト数が大きい核沸騰の熱伝達がすべての伝熱を行うと考える。

5.2.5 流量と推力の関係

推力は、流量、推力係数、特性排気速度を用いて次のように表される。

$$F = \dot{m} C_F c^* \quad (32)$$

測定された流量、推力と、特性排気速度の理論値（ノズル温度 T_c を $70 \text{ }^\circ\text{C}$ とした）

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (33)$$

を用いて、流量と推力係数の関係を示したものが 図 5-5 である。

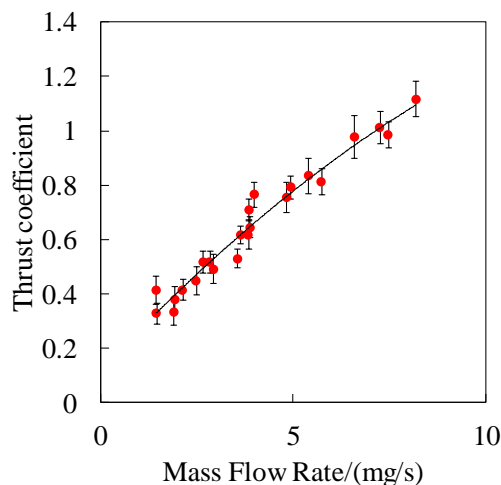


図 5-5 流量と推力係数の関係

このグラフを二次関数でフィッティングを行い，求められた流量と推力係数の関係とした．得られた流量，推力係数，特性排気速度から推力を算出した．

5.2.6 実験条件

各計算の初期条件を表 5-1 に示す．それぞれの実験 No.において 1G， μG のモデルを用いて計算を行った．

表 5-1 初期条件

実験 No.	噴射時間/ms	初期水温/ $^{\circ}\text{C}$	初期気化室温度/ $^{\circ}\text{C}$
#1	100	20	20
#2	100	20	30
#3	100	30	30
#4	300	30	30
#5	500	30	30

初期条件を表 5-1 に示す．それぞれの実験 No.において 1G， μG のモデルを用いて計算を行った．

5.3 蒸発モデル計算結果

5.3.1 毛管定数と液滴の形状

地表での液滴形状には式(28)で表される毛管定数が重力効果の支配率の指標となる．水の毛管定数は 2.7 mm 程度で，1G 環境ではこれより半径が大きい場合には重力の効果が支配的となり，床面に濡れやすくなる．一方，半径が毛管定数より小さい場合には，重力の影響はほとんど無視することができ，無重力状態での液滴の形状とほとんど変化がない．しかし落下塔での試験結果より，突沸が起きた場合は大きく形状が崩れるため，重力環境によらず液滴は半球形状とした．また，液滴と気化室壁面の接触面積は半球の断面側，蒸発部分の面積は半球の球面側とした．

5.3.2 実験結果との整合性

上記のようなモデル化により，初期条件を実験結果に設定し差分方程式を用いて数値計算を行った．実験結果から得られた値をもとにした実験条件を表 5-2 に示す．実験結果と計算結果の比較を図 5-6 に示す．ここでは，式(18)の α を噴射後 0.1 s 後から 1 s までで 1G， μ G それぞれでフィッティングを行っている．

表 5-2 実験での初期条件

	1G	μ G
噴射時間/ms	100	200
初期気化部下面/°C	20.88	15.58
初期水温度/°C	22.08	15.38

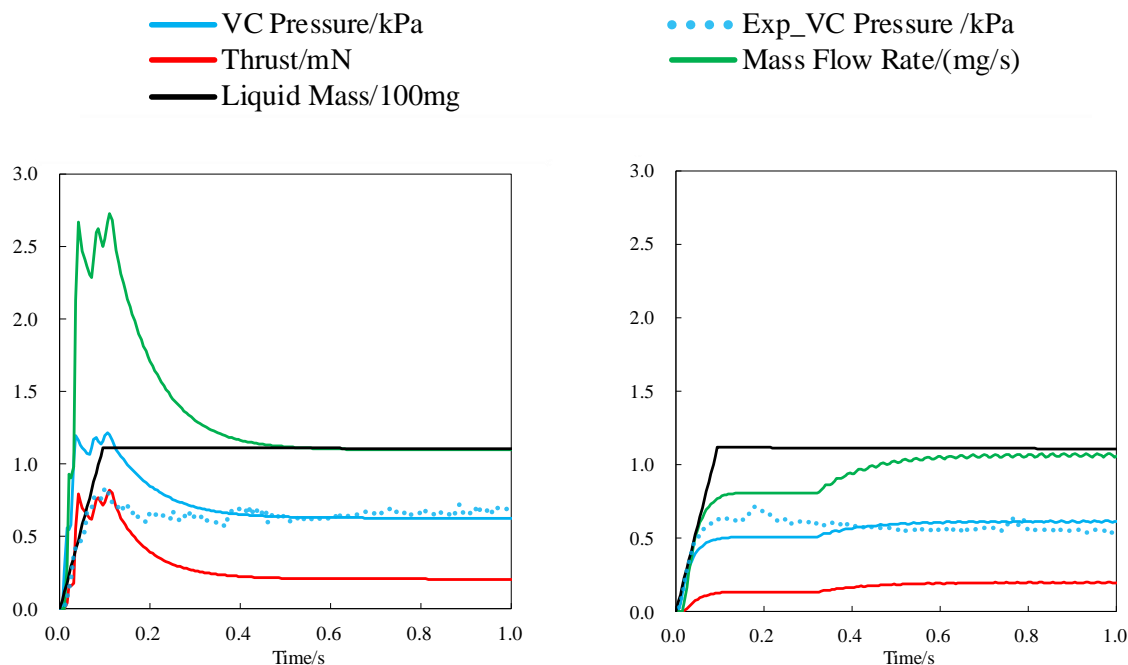


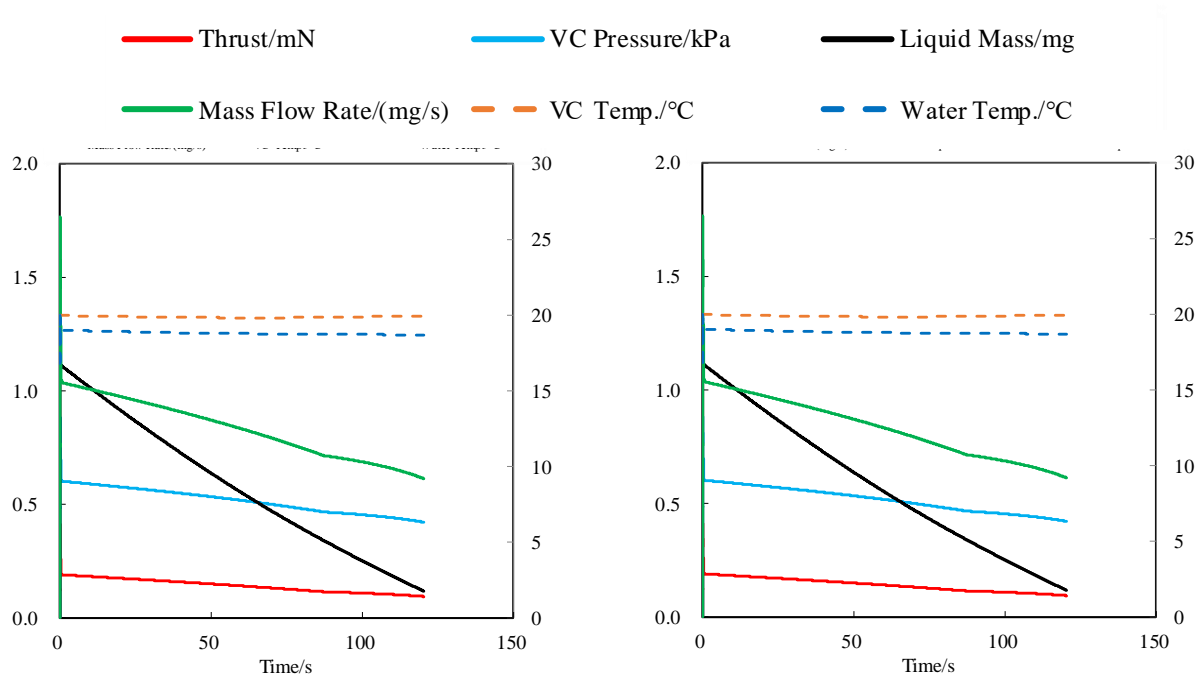
図 5-6 1G（左）， μ G（右）での実験による圧力履歴の結果と数値計算の比較

5.3.3 噴射から完全蒸発までの計算

噴射直後の計算を踏まえたうえで，噴射から水の蒸発が完了するまでの計算を行った．水の蒸発完了の基準として，気化部の残液体量が噴射量の 10 %以下という基準を設けた．気化部投入電力は，最終気化部温度が初期温度に戻るよう設定した．先行研究の蒸発モデルとの違いは，

- 蒸発量と気化部流出量が等しいという仮定を置いていない
- μ G 環境での熱伝達，液滴形状を考慮した計算モデルの構築

という点である．計算結果の 1 例を図 5-7 に示す．温度を示す VC Temp.と Water temp.は第 2 軸となっている．VC Temp.は気化部の温度，Water temp.は液滴内部の温度を意味する．

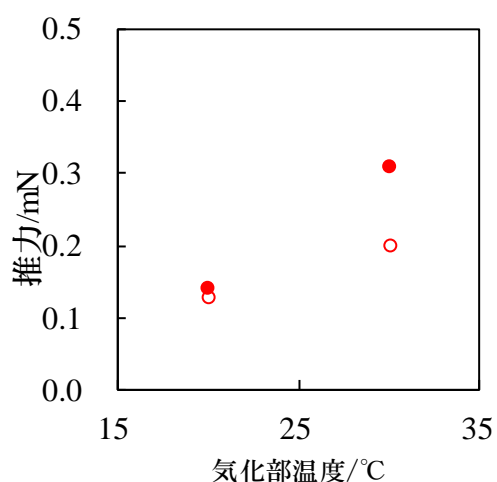


(a) 1G 環境の完全蒸発までの時間履歴

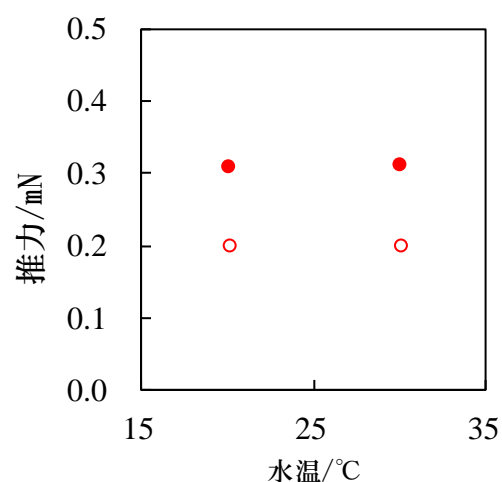
(b) μ G 環境の完全蒸発までの時間履歴図 5-7 μ G 環境での実験結果と数値計算の比較 噴射から完全蒸発までの時間履歴

5.3.4 1G 環境と μ G 環境の性能比較

以上の計算結果から、 μ G 環境では 1G 環境との性能の差がどの程度あるのかの比較を行った。それぞれの結果を下記に示す。推力は第一軸、比推力は第二軸で示す。図 5-11 における τ は蒸発完了までの時間を示している。

図 5-8 噴射時間 100 ms での気化部温度に対する μ G, 1G の推力

白抜きが μ G, 塗りつぶしが 1G での値を表す

図 5-9 噴射時間 100 ms での水温度に対する μ G, 1G の推力

白抜きが μ G, 塗りつぶしが 1G での値を表す

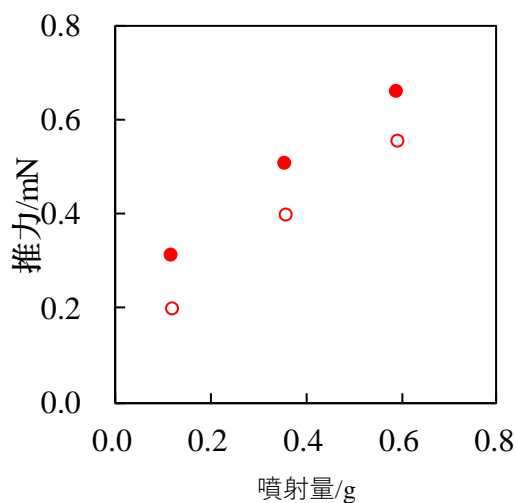


図 5-10 気化部温度 30 °Cでの噴射時間に対する
μG, 1G の推力
白抜きが μG, 塗りつぶしが 1G での値を表す

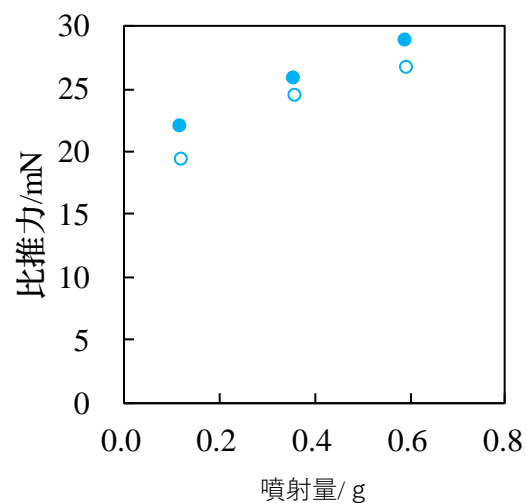


図 5-11 気化部温度 30 °Cでの 1G での値に対する
μG での各値の割合
白抜きが μG, 塗りつぶしが 1G での値を表す

○推力/mN ○流量/(mg/s) ○電力/W ○Isp/s

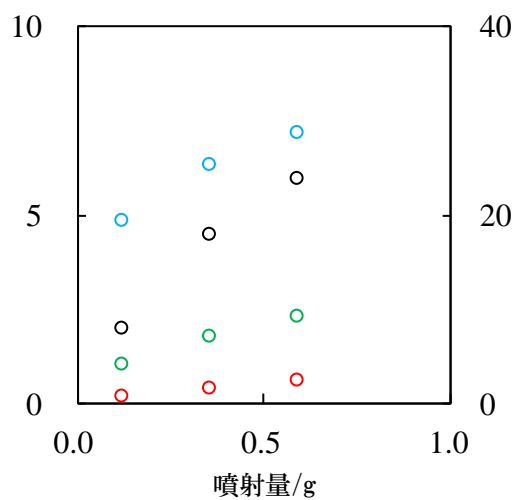


図 5-12 気化部温度 30 °Cでの噴射時間に対する
各値
比推力のみ第二軸で表示

■Thrust_μG/Thrust_1G ■Isp_μG/Isp_1G
■T_μG/T_1G

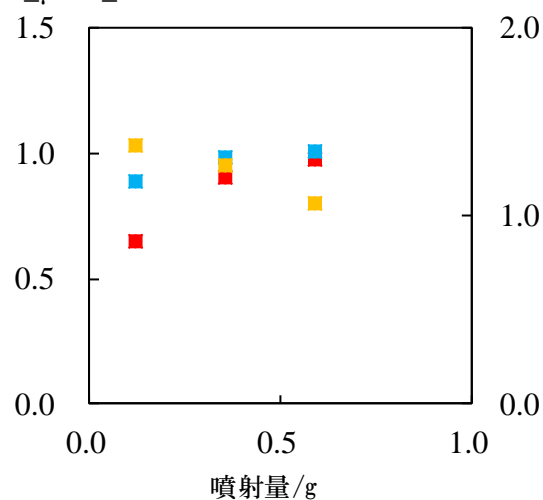


図 5-13 気化部温度 30 °Cでの 1G での値に対する
μG での各値の割合
T は蒸発完了までの時間であり第二軸で表示

5.4 蒸発モデル考察

5.4.1 実験結果と数値計算の比較

図 5-6 を見てわかるように、1G 環境で噴射直後の実験データのふれが大きい。これはフラッシュ蒸発のモデル所以の現象と考えられる。また、圧力ピークの値が温度に依存することは浅川⁴⁸が示しており、気化部壁面から液滴への熱の輸送が瞬時に起こっていることが示唆されている。1G と μG では計算結果の立ち上がり方が異なるが、初期水温が影響していると考えられる。水温が高い場合は噴射後に急激な蒸発が起き、気化部圧力、流量が大きく増加する。

5.4.2 重力環境による性能比較

図 5-8、図 5-9 は気化部温度、水温度と推力の関係を示している。気化部温度が上がると、推力は大きくなるという結果は流量が増加することを踏まえれば妥当な結果である。一方噴射された水の温度に対する推力の増加は、20℃から 30℃の上昇では推力に大きく寄与しないことが示された。本モデルでは、液滴の比熱に対して気化部の熱容量が大きいことから、気化部温度による影響が大きい結果となったといえる。

同じ気化部温度において重力環境によってもデータに差異が見られる。 μG 環境では液滴への熱伝達率が小さくなり、1G 環境に比べて液滴温度が下がりやすい。そのため気化部圧力が小さくなり、推力の低下を引き起こす。

図 5-10、図 5-11 では噴射時間が大きくなるにつれて両重力環境で同様の傾向がみられる。噴射時間の増加は液滴の体積の増加を意味する。液滴の増加は気化部圧力が高い時間の増加につながるため、流量が小さく低レイノルズ数流れが起きる領域が蒸発全体の時間に比べて小さい。これは 4.1.1 に示したように、気化部圧力に対するコンダクタンスによってモデル化されている効果だと考えられる。結果として、蒸発全体の推力が高くなったといえる。

図 5-12 は μG 環境での噴射時間に対する各値を示した。流量、推力は上記で述べたとおりであり電力は定義上流量に強く依存するため、このような結果となった。図 5-13 では、噴射時間に対して重力環境でどれほどの違いが出るのかを示した。推力においては噴射時間が長いほど 1G の値に近づいている。蒸発時間までの長さも同様に噴射時間が長いほど 1G の値に近づいている。噴射量が少ない蒸発において、1G では噴射時間に対する液滴の半球形状の時間の長さが短い。しかし、噴射量が増えると半球形状となる時間が増加し熱伝達率が悪くなることが原因と考えられる。

6 結論

提案された水レジストジェットスラスタにおける気化室において、水への伝熱効率が蒸発に大きな影響を及ぼす。本スラスタは地上による性能評価が行われているが、微小重力環境 (μG 環境) とは伝熱現象が大きく異なるため、軌道上での性能に地上との差異が生まれる可能性がある。そこで本研究では、軌道上における性能予測を目指し、微小重力環境での水レジストジェットスラスタの性能評価を目的とした。

本研究の結論は以下のとおりである。

- 1G 環境で水レジストジェットの推力測定を行い、理論通り推力とノズル前圧力が比例するデータを得た
- 落下塔を使用した μG 環境を再現した実験を行い、得られた圧力データから噴射量に依存せず 1G 環境よりも流量が小さくなることが分かった
- 液滴画像データと表面張力の履歴現象を用いて、この噴射モデルでの最大液滴半径を求めた。
- 蒸発モデルにフラッシュ蒸発を組み込み、実験結果と良い一致をした。
- μG 環境での伝熱モデルを立て、水レジストジェットの性能が 1G に比べて最大 40% ほど低下するという結果となった。
- 表面粗さを変化させる、推進剤貯蔵タンクを加圧させるなどにより、液滴と壁面の付着面積を大きくすることで水蒸気の流量が上がることを示唆された。

参考文献

1. Montagnon, E. *et al.* 'Operational Challenges of the ESA/JAXA BepiColombo Mission'. 1–5 (2013).
2. Krause, C. *et al.* 'HP 3 – Experiment on InSight Mission – Operations on Mars'. 1–8 (2018).
3. Abilleira, F. *et al.* 'AAS 18-251 2018 MARS INSIGHT MISSION DESIGN AND NAVIGATION OVERVIEW'. 1–19 (2018).
4. 矢来博司. '準天頂衛星「みちびき」による高精度測位補正技術'.
5. 小平信彦. '静止気象衛星GMS(ひまわり)の利用'.
6. Naito, I. '「だいち」の防災面における利用実証成果'.
7. 成松義人. '「だいち」, 「ASNARO」等の画像事例'.
8. Bhavya Lal *et al.* *Global Trends in Small Satellites*. (2017).
9. Funase, R. *et al.* 'Development of COTS-based Pico-Satellite Bus and Its Application to Quick and Low Cost On-orbit Demonstration of Novel Space Technology *'. *Trans. JSASS Space Tech. Japan* **6**, 1–9 (2008).
10. Buchen, E. 'SpaceWorks ' 2014 Nano / Microsatellite Market Assessment'. in *AIAA/USU Conference on Small Satellites* 1–5 (2014).
11. 'ALE Co., Ltd. — 衛星から流れ星を流す宇宙ベンチャー'. HP 2019/2/12閲覧
12. Poghosyan, A. & Golkar, A. 'CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions'. *Progress in Aerospace Sciences* **88**, 59–83 (2017).
13. Puig-Suari, J., Turner, C. & Twiggs, R. J. 'CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch'. in *15TH Annual/USU Conference 1 on Small Satellites* (2001).
14. Engineering, M. S. 'Orbital Performance Veri'. (2010).
15. Chen, C., Hwang, F. & Hsueh, C. 'Mission studies on constellation of LEO satellites with remote-sensing and communication payloads'. in *Earth Observing Systems XXII* (eds. Butler, J. J., Xiong, X. (Jack) & Gu, X.) **1040207**, 6 (SPIE, 2017).
16. Lemmer, K. 'Propulsion for CubeSats'. *Acta Astronautica* **134**, 231–243 (2017).
17. Mauthe, S., Pranajaya, F. & Zee, R. E. 'The Design and Test of a Compact Propulsion System for CanX Nanosatellite Formation Flying'. in *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* **6**, 12 (2005).
18. Sarda, K., Grant, C., Eagleson, S., Kekez, D. D. & Zee, R. E. 'Canadian Advanced Nanospace experiment 2: On-orbit experiences with an innovative three-kilogram satellite'. in *22th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* (2008).
19. Guo, J., Bouwmeester, J. & Gill, E. 'In-orbit results of Delfi-n3Xt: Lessons learned and move forward'. *Acta Astronautica* **121**, 39–50 (2016).
20. Zandbergen, B. T. C. & Cervone, A. 'Cubesat Micro-Propulsion Systems for Extending the Capabilities of Academic Projects'. *65th International Astronautical Congress* (2014).
21. Bonin, G. *et al.* 'CanX–4 and CanX–5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished!' *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* (2015).

22. Manzoni, G. & Brama, Y. L. 'Cubesat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit'. *29th AIAA/USU Conference on Small Satellites SSC15-IV-5* (2015).
23. Kolbeck, J. *et al.* 'μCAT Micro-Propulsion Solution for Autonomous Mobile On-Orbit Diagnostic System'. *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* **5**, 1–6 (2016).
24. Sypniewski, R., Gmbh, F. & Neustadt, W. 'Micropropulsion Subsystems – MicroPulsed Plasma Thruster Propulsion for CubeSats'. in *7th European CubeSat Symposium Micropropulsion* (2015).
25. Scharlemanna, C. *et al.* *PEGASUS - An Austrian Nanosatellite for QB50*. (2015).
26. Krejci, David, Alexander, Reissner, B. S. 'Demonstration of the Ifm Nano Feep Thruster in Low Eath Orbit'. *45 Symposium - Small Satellites, Systems and Services 2017–2019* (2018).
27. Busek. 'BET-1mN Busek Electrospray Thruster'. (2016).
28. Busek. 'BET-100 electrospray propulsion system'. *Marine Log* **107**, 6 (2002).
29. Krejci, D. *et al.* 'Design and Characterization of a Scalable ion Electrospray Propulsion System'. *IEPC* (2015).
30. Levchenko, I. *et al.* 'Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers'. *Applied Physics Reviews* **5**, 011104 (2018).
31. Polk, J. E. *et al.* 'A Theoretical Analysis of Vacuum Arc Thruster and Vacuum Arc Ion Thruster Performance'. *IEEE Transactions on Plasma Science* **36**, 2167–2179 (2008).
32. Sutton, G. P. & Seifert, H. S. *Rocket Propulsion Elements. Physics Today* (Cambridge University Press, 2000).
33. Scharlemann, C. 'Green Advanced Space Propulsion - A project status'. in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* 1–9 (American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011).
34. Anflo, K. & Möllerberg, R. 'Flight demonstration of new thruster and green propellant technology on the PRISMA satellite'. *Acta Astronautica* **65**, 1238–1249 (2009).
35. Guerrieri, D. C., Silva, M. A. C., Cervone, A. & Gill, E. 'Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets'. *Journal of Heat Transfer* **139**, 102001 (2017).
36. MORREN, W. E., HAAG, T. W., SOVEY, J. S. & HAY, S. S. 'Performance characterizations of an engineering model multipropellant resistojet'. *Journal of Propulsion and Power* **5**, 197–203 (1989).
37. Mueller, J., Ziemer, J., Green, A. & Bame, D. 'PERFORMANCE CHARACTERIZATION OF THE VAPORIZING LIQUID MICRO-THRUSTER (VLM)'. *28th International Electric Propulsion Conference, IEPC* (2003).
38. Maurya, D. K., Das, S. & Lahiri, S. K. 'Silicon MEMS vaporizing liquid microthruster with internal microheater'. *Journal of Micromechanics and Microengineering* (2005).
39. Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correia, R. & Page, J. 'The Design, Development and in-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System'. in *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004).
40. Rowen, D. *et al.* 'The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Proximity Operations'. in *32th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites* (2018).
41. ASAKAWA, J. *et al.* 'Fundamental Ground Experiment of a Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS'. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN* **16**, 427–431 (2018).

42. Hisao AZUMA. 'Overview of Fluid Science Experiments in Microgravity Environment'. 流れの可視化 **9**, 28–33 (1989).
43. Cho, S., Agency, E., Karadag, B. & Watanabe, H. 'Preliminary Numerical Study of Facility Backpressure Effect on Hall Thruster Operation'. (2015).
44. kenji Amagai, Masataka Arai. 'Gravitational effect on shape of droplet on a wall'. 微粒化 **3–1**, 33–42 (2009).
45. Petrovic, S., Robinson, T. & Judd, R. L. 'Marangoni heat transfer in subcooled nucleate pool boiling'. *International Journal of Heat and Mass Transfer* **47**, 5115–5128 (2004).
46. Arlabosse, P., Tadrist, L., Tadrist, H. & Pantaloni, J. 'Experimental Analysis of the Heat Transfer Induced by Thermocapillary Convection Around a Bubble'. *Journal of Heat Transfer* **122**, 66 (2000).
47. NAKAGAWA, Y., TOMITA, D., KOIZUMI, H. & KOMURASAKI, K. 'Design and Test of a 100 μ N-class Thrust Stand for a Miniature Water Ion Thruster with CubeSat'. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN* (2018).
48. ASAKAWA, J. 'Water Micro-Propulsion System Using Room-temperature Evaporation : Thrust Performance and its Application to Spacecraft'. 2019 Doctor Thesis
49. TANI, A. 'Effects of Gravity Detection on Output Mechanisms of Humidity at Constant Sensors with Different Humidity'. 209–215 (2000).
50. MORIUE, O. 'Study on Droplet Interaction in Spontaneous Ignition of Multiple Fuel Droplets using'. 133–139 (2014).
51. 'http://forum.arduino.cc'. 2019/2/12 閲覧
52. Nishii, K. 'Vaporizing Mechanisms and Micro-nozzle flows of the Water Resistojet Thruster for CubeSats'. 2018 Master Thesis

謝辞

本論文を執筆するにあたり、多くの方々のご指導、ご支援を頂きましたことを、深く感謝申し上げます。

指導教官である小泉宏之准教授には大変お世話になりましたこと、深く感謝申し上げます。大学院から宇宙推進に関わることになり基礎的な知識が不足している中で、実験の基本や宇宙推進の理論を丁寧に教えて頂きました。そして先生の多くの助言から、物事の取り組み方、本質を意識した考え方、言葉、資料を通した伝え方など、社会人として重要な素養を身につけることができたと感じています。また、強力な牽引力をもとに目標を達成していく姿には強く尊敬の念を抱きました。多忙な間にも毎週 MTG を行うなど学生への指導に多くの時間を割き、ときには先生にとって当然であることも学生に考えさせスキルアップを図ることで、結果的に研究室全体の成果、目標達成につなげるという考え方は、プロジェクト等で周りを巻き込みつつ物事を進める際の振る舞い方において大変参考になりました。また、知識、経験において圧倒的な差があるにも関わらず、研究者として常に対等な立場を意識して議論をするという姿勢には、サイエンス以外の分野にも適応されるトップのあるべき姿を見たと感じています。ありがとうございました。

小紫公也教授には輪講において、より効率的な実験方法、実験結果の物理的背景の重要性など、豊富な知識からのアドバイスをいただきました。また、海外についての幅広い知見をお聞きすることも多くあり、今後の海外での楽しみが増えるのは間違いありません。川嶋嶺助教には、研究発表における伝わりやすい説明の仕方などを教えていただきました。またプロジェクトに関する急なお願いにも丁寧に対応していただき、感謝しております。

水レジストジェットスラスト班の先輩の浅川さん、武田さん、同期の西井君にも感謝しております。研究室に入った当初何もわからない私に、真空、エレキ回りの扱い方、実験装置の設計方法、使用方法、実験結果の解析方法など、実験における基本を細部にわたり教えていただいたことで、この修士論文の実験を遂行することができたと思っています。また、研究室の大半の時間を AQUARIUS に注いだ私にとって、これを共に開発できたことが非常に楽しかったです。浅川さんには特に、自分の描いた人生の歩み方を学ばせていただきました。自分の信念を持ち、日々膨大なタスクをこなし、効率化のために不要なものを徹底的に削減する姿勢は、非常に感銘を受けました。目標達成のためには新しいことを取り入れることを恐れず、先入観に縛られないことの大切さを近くで見ることで、これからの自分の生き方のバリエーションが増えた気がします。また、研究以外の部分でも非常にお世話になりました。数々の飲み会が息抜きとなり、私の研究やプロジェクトにおけるモチベーションを保つきっかけになったと思います。私が研究室を離れた後はお会いする機会も少なくなると思いますが、今後の浅川さんのさらなる活躍を飲み会等で聞くことを楽しみにしています。ありがとうございました。武田さんには、特に大学院試験において非常にお世話になりました。お忙しい中、研究室に入ってすらいな私に入試のアドバイスを頂いたことで、大学院試験を乗り越えられたと思っています。また、健康的な体作りを日々コツコツと続けている姿は、一つの事に没頭してしまいがちな研究室において見習うべきだと感じました。西井君にも、研究生活、私生活共に大変お世話になりました。研究においては、定性的な議論や直観に頼りがちな私に対して、物理的背景、実験結果という事実のみを丁寧に考察して議論する姿勢は、修論期間にほぼ一人で研究を行う際に非常に重要だと改めて痛感しました。また、実験装置の設計や、実験結果の考察に

において様々なアドバイスをいただいたことで、この修士論文が執筆できたと感じています。私生活においては、本郷の小泉研メンバーの唯一の同期であり、普段の研究室や共に参加した学会など様々な場面で共に行動した際は非常に楽しく過ごせました。ありがとうございました。

後輩の菊池君、秋山さん、王君、室原君、山崎君には様々なことを助けていただきました。特に AQUARIUS-FM 組み立てにおいて、PI としてプロジェクトを率いることに慣れていなかった私でしたが、みなさんの丁寧な作業と素早いタスクの消化によって無事に組みあがったと感じています。今後、EQUULEUS のロケットの打ち上げとミッションの成功を非常に楽しみにしています。特任研究員であった齋藤さんにも非常にお世話になりました。お忙しい中で AQUARIUS-FM 組み立てを大きくサポートしていただいたり、研究室のあり方、研究者としてのあるべき姿など様々なことを学ばせていただきました。

また班は異なりますが、同期の吉竹君にも感謝しております。カメラなどの電子機器の幅広い知識によるアドバイスのおかげで、修論実験のデータの取得が成功したと思っています。先輩である柳沼さん、中川さん、関根さんは、プロジェクトや修論実験について常に気にかけてくださり、様々なアドバイスを頂きました。小紫研の同期の田中君、田畑君、松井君とは、研究の息抜きにたびたび飲み場を共にさせていただきました。また同期で集まった時にお互いの近況を聞くことを楽しみにしています。ありがとうございました。

中須賀・船瀬研同期の、石川君、柿原君、高橋君、船曳君、松下君、柳田君にも深く感謝しております。EQUULEUS プロジェクトにおいて共同で作業する中で、それぞれの担当分野は違えど一つのものを作り上げる楽しさを感じました。またプロジェクト以外でも、飲み会などで熱い宇宙への想いを語り合えたことで、推進系とは違った視点の宇宙開発を知ることができたと思います。ありがとうございました。

最後に、両親への感謝を述べて本論文の結びとさせていただきます。大学受験の際は非常に心配をかけましたが、私生活での支えがあったからこそ、大学院の卒業を迎えることができたと考えています。自分のやりたいことができる環境を作っていただいたために、学生生活は非常に充実したものとなりました。この感謝の心を忘れず、今後は社会人としてより社会に貢献することを目標として生きていきたいと思っています。

Appendix

フラッシュ蒸発モデル

考察におけるモデルの結果には影響のない程度のフラッシュ蒸発現象を考える．IV が開き，気化部内に液滴が噴射された直後は，気化部はほぼ真空中に状態となっているため，フラッシュ蒸発と呼ばれる現象が起こる．フラッシュ蒸発とは，ある液体がその飽和蒸気圧以下の空間に急激にさらされた際に起こる蒸発現象である．液体は平衡状態においてある熱エネルギーを保持しているが，急激な減圧が起きた際にその熱エネルギーを保有しておくことができず，熱エネルギーの一部を潜熱として使用し液体の温度を低下させる．液体の温度は，蒸発した気体の飽和蒸気圧に対応する温度に収束する．この現象は，海水の淡水化の比較的安価な手法として用いられている．海水を高温に熱した後，急激に減圧することでフラッシュ蒸発を発生させ，その水蒸気を凝縮させ淡水を得るという機構を多段階で行い，効率よく淡水を得るという仕組みである．

この現象はこれまで多数の研究がなされてきたが，蒸気泡成長に必要なポテンシャルや気液海面での気泡離脱抵抗などの影響により，非平衡状態で終了すると考えられている．そのためここでは，飽和蒸気圧と熱収支のみを考慮してモデル化する．

ある温度での飽和蒸気圧は Tetens の式と呼ばれる式(34)を用いる．ただし， T の単位は $^{\circ}\text{C}$ である

$$P_{\text{sat}} = 6.017 \times 10^{\frac{7.5T}{T+273.3}} \quad (34)$$

この式と，フラッシュ蒸発前後の熱収支

$$C_p \dot{m}_0 T_o = C_p (\dot{m}_0 - \dot{m}_f) (T_o - \Delta T) + \Delta_{\text{vap}} H \dot{m}_f \quad (35)$$

を連立させ， \dot{m}_f を求める．

フラッシュ蒸発は瞬間的に平衡状態に到達することではなく，オーバーシュート気味の蒸発をする．そのため，完全真空での蒸発量を平衡状態の 2 倍とし，雰囲気圧がある場合には液体温度に対する飽和蒸気圧と気化部の圧力の差圧の割合に応じてフラッシュ蒸発量が決まると考える．つまりフラッシュ蒸発する水蒸気量 \dot{m}_f は

$$\dot{m}_f = 2\dot{m}_{f0} \frac{P_v}{P_{\text{sat}} - P_v} \quad (36)$$

とできる．またフラッシュ蒸発は急激な圧力の変化に起因するものであるため，気化部への水噴射時間内でのみ発生すると考えられる．

関連研究発表

(1) 国際会議における発表

- Hattori, A., Asakawa, J., Nishii, K., Takeda, N., Koizumi, H., Funase, Ryu., and Komurasaki, K., "Performance Improvement and Flight Model Design of the Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS for 6U CubeSat: EQUULEUS," Space Propulsion 2018, Seville, Spain, 2018.

(2) 国内学会・シンポジウム等における発表

- 服部旭大, 浅川純, 西井啓太, 武田直己, 吉竹大志, 小泉宏之, 船瀬龍, 小紫公也(東京大学), "小型水レジストジェットスラスタ AQUARIUS の EM 開発と FM 設計状況", 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2018.
- 服部旭大, 西井啓太, 浅川純, 齋藤勇士, 菊池航世, 小泉宏之, 小紫公也, "水レジストジェットスラスタの気液分離部における蒸発への重力の影響", 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 3G10, 久留米, 2018.