

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

CubeSat 用 水レジストジェットスラスタにおける
蒸発機構とマイクロノズル流れの評価
(Vaporizing Mechanisms and Micro-nozzle flows
of the Water Resistojet Thruster for CubeSats)

2018 年 7 月 19 日提出
指導教員 小泉宏之 准教授

西井 啓太

目次

目次	I
図目次	III
表目次	VI
記号一覧表	VII
1 背景	1
1.1 近年の宇宙開発動向	1
1.2 小型衛星の分類・特徴	2
1.3 CubeSat への推進機搭載状況と推進方法	4
1.3.1 Cold Gas Jet Thruster (CGJ) ¹²	7
1.3.2 Resistojet Thruster ⁴⁰	7
1.3.3 Vacuum Arc Thruster ^{41,42}	7
1.3.4 Pulse Plasma Thruster (PPT) ^{12,40}	8
1.3.5 Electro Splay Thruster, FEET ^{12,41}	8
1.3.6 化学推進 ^{12,43}	8
1.4 CubeSat に適した推進剤の検討	9
1.4.1 Green Propellant	9
1.4.2 高圧充填気体推進剤	9
1.4.3 液体／固体充填推進剤	9
1.5 水を推進剤とするレジストジェットスラスタ	11
1.5.1 先行研究	11
1.5.2 先行研究の問題点	13
1.6 本研究で扱う推進機	13
1.6.1 ノズル	14
1.6.2 気化室	14
1.7 研究目的	14
2 研究 1：ノズル内流れの実験的評価	15
2.1 目的	15
2.2 ノズル内流れの現象	15
2.3 実験装置	20
2.3.1 真空系	20
2.3.2 推力測定系	22
2.3.3 実験用スラスタ	24
2.4 実験手法	25
2.5 実験結果	27
2.6 考察	30
3 研究 2：気化室内液滴蒸発現象の解明	32

3.1	目的	32
3.2	蒸発モデルの構築	32
3.2.1	水面から外部への水の蒸発	32
3.2.2	気化室内の蒸発量と流出量の関係.....	33
3.2.3	熱モデル	34
3.2.4	液体質量の時間履歴化	37
3.3	実験装置	38
3.3.1	真空系	38
3.3.2	推力測定系	39
3.3.3	実験に用いたスラスト	40
3.4	実験手法	41
3.5	実験結果	43
3.6	蒸発モデルによる計算と実験の比較.....	47
3.6.1	熱伝達係数の決定	47
3.6.2	気化室内への液滴噴射量の関数化.....	49
3.6.3	流出コンダクタンスの算出	49
3.6.4	時間履歴計算結果	50
3.7	考察	55
4	まとめ	56
4.1	ノズル内流れについて	56
4.2	気化室内蒸発について	56

目次

図 1-1 Satellite Mass by Year ¹	2
図 1-2 打ち上げ衛星のミッション割合 ^{7,8}	2
図 1-3 50 kg 以下超小型衛星の打ち上げ数の推移と予測 ^{7,8}	3
図 1-4 CubeSat の形状・サイズとその質量 ¹¹	3
図 1-5 Pugh matrix の評価結果（青の Box が最大値と最小値の幅，赤のラインが中央値を示す） ⁵¹	10
図 1-6 Advanced development engineering model resistojet ⁵⁵	11
図 1-7 東京大学で提案されている蒸発部分離型水レジストジェットスラストの模式図.....	13
図 2-1 ノズル形状ごとのスロートレイノルズ数と拡散係数との関係 (Propellant: Nitrogen) ⁷²	16
図 2-2 ノズル形状ごとのスロートレイノルズ数と推力係数理論比 (Propellant: Helium) ⁷³	16
図 2-3 スロートレイノルズ数とノズル効率 (Propellant: Nitrogen) ⁷⁴	16
図 2-4 スロートレイノルズ数と比推力効率（先行文献との比較含む） ⁷⁶	16
図 2-5 Sutherland の式を用いてフィッティングを行った	17
図 2-6 数値計算によるノズル内マッハ数分布 上 : $Re^* = 10$, 下 : 200 (流体: Helium) ⁷¹	17
図 2-7 水のノズル内等エントロピー流れと飽和蒸気圧曲線の関係	18
図 2-8 温度と基準温度 (Smithsonian Tables ⁸³) との差 ⁸²	19
図 2-9 ノズル実験装置全体模式図	20
図 2-10 真空チェンバ外観	21
図 2-11 アルカテル社製ロータリーポンプ (2021 SD).....	21
図 2-12 エドワーズ社製ロータリーポンプ (E2M18).....	21
図 2-13 アルバック社製メカニカルブースターポンプ (MBS-053).....	21
図 2-14 大阪真空社製ターボ分子ポンプ (MBS-053).....	21
図 2-15 ファイファー社製ピラニ/コールドカソード真空計 (PKR-360).....	21
図 2-16 推力測定スタンド写真と機器配置	22
図 2-17 島津社製電子天秤 (BL-3200H)	22
図 2-18 推力-変位校正系.....	22
図 2-19 東京理科器械社製冷却水循環装置 (CA-1116A).....	22
図 2-20 推力校正時の時間履歴，各おもりが乗っている時間において変位を時間平均する.	23
図 2-21 変位とおもりの重量から計算される力との対応．直線近似の傾きを校正係数として用いる	23
図 2-22 ノズル実験用スラスト写真と機器配置	24
図 2-23 水供給タンク写真と機器配置	24
図 2-24 SMC 社製ベローズバルブ (XLS-16-P5G).....	24
図 2-25 スラストヘッド周辺写真と機器配置	24
図 2-26 ハニウェル社製差圧計 (010KDAA5H)	24
図 2-27 三栄化学社製高純度精製水	24
図 2-28 PH: 0W, 低流量系時間歴	28

図 2-29 PH: 0W, 大流量系時間履歴.....	28
図 2-30 PH: 1W, 低流量系時間履歴.....	28
図 2-31 PH: 1W, 大流量系時間履歴.....	28
図 2-32 PH: 2W, 低流量系時間履歴.....	28
図 2-33 PH: 2W, 大流量系時間履歴.....	28
図 2-34 全実験 流量 vs 推力.....	29
図 2-35 全実験 ノズル圧力 vs 推力.....	29
図 2-36 全実験 流量 vs 比推力.....	29
図 2-37 全実験 流量 vs 推力係数.....	29
図 2-38 全実験 スロート Re vs 比推力	29
図 2-39 全実験 スロート Re vs 推力係数	29
図 2-40 実効スロート面積比 vs スロート Re	30
図 2-41 ノズル効率 vs スロート Re 数	31
図 3-1 液体界面での蒸発の様子	32
図 3-2 低圧蒸発時の液面からの高さとの関係 ⁸⁹ . T_v, T_L, T_{ev} の温度の関係を示した.	33
図 3-3 気化室内の蒸発状況の模式図	34
図 3-4 モデル化後の重力方向と温度の関係と, 各物質間の熱移動	35
図 3-5 沸騰時の気泡の大きさと沸騰周期, 過熱度	36
図 3-6 気化室実験装置全体模式図	38
図 3-7 気化室実験に用いたチェンバ	38
図 3-8 アルバック社製ロータリーポンプ (VD401).....	38
図 3-9 大阪真空社製ターボ分子ポンプ(TG900MVAB).....	39
図 3-10 ファイファー社製ピラニ/電離真空計 (PKR251).....	39
図 3-11 推力測定系写真と機器配置	39
図 3-12 気化室実験用スラスト写真と機器配置	40
図 3-13 可視化気化室構造と機器配置 (紙面奥向きが重力方向)	40
図 3-14 重力気液分離タンクと内部状況	40
図 3-15 実験に使用しているバルブ 上 : RV (IEPA 1221141H) 下 : TV (LHDB 0442145D).....	40
図 3-16 気化室への液滴噴射の様子	41
図 3-17 実験#01 の全時間履歴 (左) と 13 サイクル目拡大 (右)	44
図 3-18 実験#02 の全時間履歴 (左) と 12 サイクル目拡大 (右)	44
図 3-19 実験#03 の全時間履歴 (左) と 9 サイクル目拡大 (右)	44
図 3-20 実験#04 の全時間履歴 (左) と 14 サイクル目拡大 (右)	45
図 3-21 実験#05 の全時間履歴 (左) と 14 サイクル目拡大 (右)	45
図 3-22 実験#06 の全時間履歴 (左) と 15 サイクル目拡大 (右)	45
図 3-23 実験 #01 の 13 サイクル目の蒸発過程の写真	46
図 3-24 沸騰特性曲線と沸騰開始周辺の拡大図 (右) ⁹²	47
図 3-25 噴射圧力, バルブ開閉時間と噴射量の関係 (1/2 乗のカーブで結んだ)	49

図 3-26 気化室実験系における気化室圧力とコンダクタンスの関係	50
図 3-27 差分方程式による気化室内状況の計算結果（左：液滴の 99%が蒸発するまでの時間履歴， 右：噴射時周辺の時間履歴の拡大）	51
図 3-28 蒸発履歴計算時における各熱伝達係数の変動	51
図 3-29 実験#01 13 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	52
図 3-30 実験#02 12 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	52
図 3-31 実験#03 9 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	53
図 3-32 実験#04 14 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	53
図 3-33 実験#05 14 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	54
図 3-34 実験#06 15 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）	54

表目次

表 1-1 Public and Private Sector Activity in the Small Satellite Market ¹	1
表 1-2 打ち上げられた CubeSat のうち推進機が搭載されたものと推進機の諸元-1.....	5
表 1-3 打ち上げられた CubeSat のうち推進機が搭載されたものと推進機の諸元-2.....	6
表 1-4 決定された Weight factor(値の幅 1~6)と各評価者の重み付け並びに平均値, 標準偏差 ⁵¹	10
表 1-5 開発, 研究が行われている水レジストジェット (VLM を除く)	12
表 1-6 研究, 開発が行われている VLM	12
表 2-1 較正に用いるおもりの質量測定結果 (単位は全て mg)	23
表 2-2 使用したノズル形状パラメーター	25
表 2-3 使用した予加熱器パラメーター	25
表 2-4 実験操作パラメーター	25
表 2-5 実験時測定パラメーター	26
表 3-1 実験操作パラメーター	41
表 3-2 実験時測定パラメーター	42
表 3-3 実験#01 模擬計算における計算条件値	50

記号一覧表

a	: 気化室実験バルブ流出係数
A_e	: ノズル出口面積
A_L	: 液滴の気化室への接触面積
A_t	: スロート面積
c^*	: 特性排気速度
c_p	: 定圧比熱
C_f	: 測定推力係数
C_t	: 気化室下流の流体コンダクタンス
d	: 変位
D_t	: ノズルスロート径
F	: 測定推力
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
\dot{m}	: 推進剤流量
m_{ini}	: 一度の RV 開閉により気化室に流入する水の質量
m_{H_2O}	: 水分子の質量
M	: 天秤測定質量
M_0	: 気化室内への一度の水噴射量
M_{H_2O}	: 水の分子量
M_{VC}	: 気化室の質量
Nu	: ヌッセルト数
P_0	: 真空チェンバ圧力
P_b	: 沸騰時の気泡の圧力
P_c	: ノズル直前圧力
P_e	: ノズル出口部圧力
P_l	: 熱絶縁器内部圧力
P_{sat}	: 飽和蒸気圧力
P_t	: タンク圧力
P_{vc}	: 気化室圧力
Pr	: プラントル数
q	: 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	: 水蒸気の気泡半径
R	: 水の気体定数
Re	: レイノルズ数
S_L	: 液滴の蒸発面積
T	: 温度
T_c	: 加熱器温度
T_H	: 予加熱機温度
T_t	: 配管温度
T_w	: 水温度
T_{vc}	: 気化室温度
u	: バルブから噴射される水の速度
v	: 比体積

V	: 体積
w	: 水分子の速度の速度
W_H	: ヒーター入熱量
η	: ノズル効率
γ	: 比熱比
ν	: 動粘性係数
μ	: 粘性係数
ρ	: 密度
σ	: 蒸発係数
Γ	: 水の表面張力
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

eff	: 実験によって計算された実効的な値
ev	: 液体蒸発部における値
L	: 液体状態における値
v	: 水蒸気状態における値
th	: 準一次元理想気体流れによる理論値
*	: スロートにおける値

1 背景

1.1 近年の宇宙開発動向

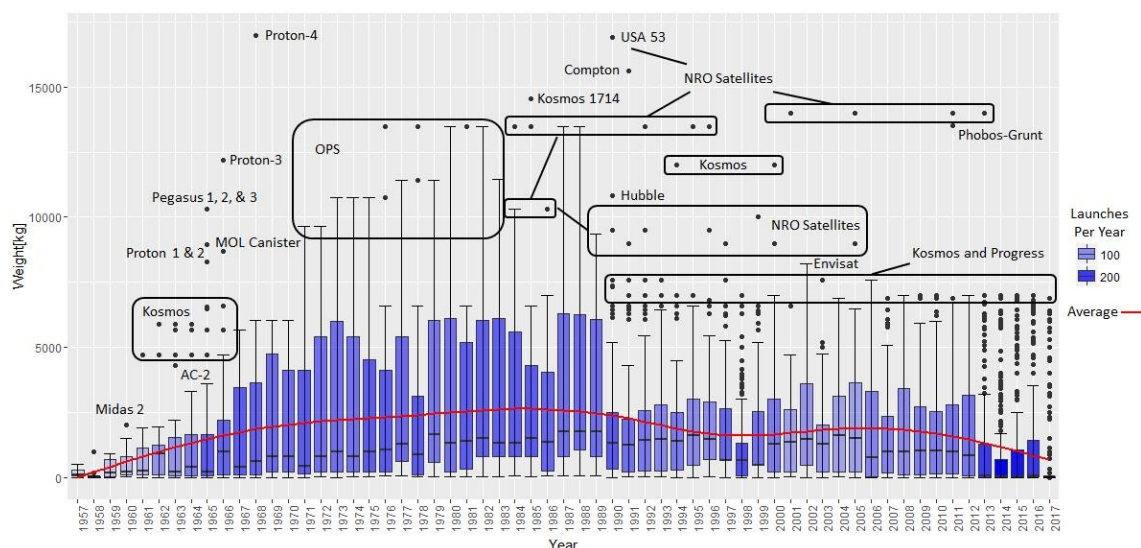
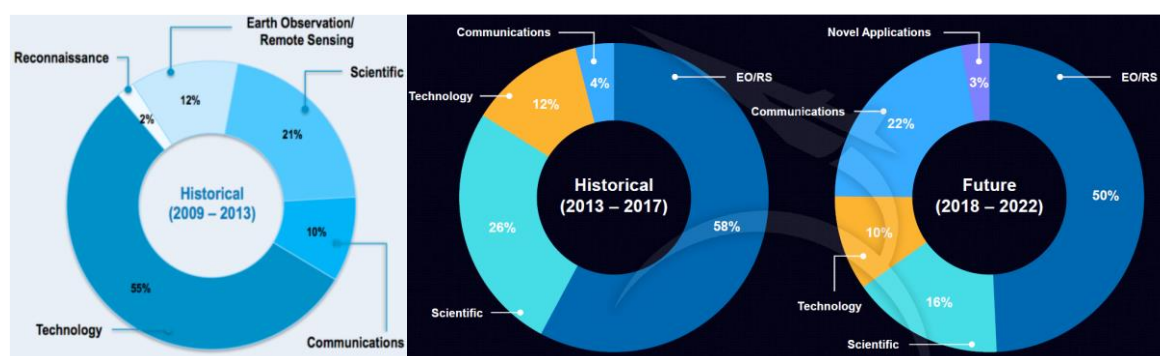
近年、宇宙開発の形態は大きな変容を見せている。最も大きな変化はその開発の主体であり、2006–2015 年の間は、政府・国営組織による衛星が全打ち上げ数の 65%を占めていたが、ここ数年で民間企業が主導するものが爆発的に増加している¹（表 1-1）。今後もこの傾向は進み、2025 年までの 10 年間で民間企業の衛星が全体打ち上げの 81%に到達すると見込まれている。また、打ち上げられる衛星は小型化の傾向を見せており、数百 kg 以下の小型衛星と呼ばれる衛星が打ち上げの中心となりつつある（図 1-1）。加えて、ミッション内容も大きく変化している。50 kg 以下の衛星を例にとると、2009–2013 年の 3 年間では技術実証ミッションが過半数以上を占めていたが、ここ 5 年間では地球観測・リモートセンシング・科学ミッションが中心となっている（図 1-2）。

この背景には、技術革新による小型衛星の高性能化・低コスト化が進み、ビジネスとしての宇宙利用が本格的になってきたことが理由である。民間企業の商業計画の代表例としては、英国の OneWeb 社や米国の SpaceX 社による、数百～千基の衛星のコンステレーションによって大型衛星に代替する通信ネットワーク構築計画が挙げられる^{2,3}。国内では Axelspace 社が 50 機のコンステレーションを用いたリモートセンシングを計画している⁴。

また、それに応じて、宇宙輸送手段も変容を見せている。従来数千キロのペイロードのロケットに加えて、小型衛星特化のものも開発・検討されている⁵。代表的なものとしては、North Star 社による Nano Satellite 用打ち上げ機や Virgin Orbit 社の 500 kg 以下を低軌道に打ち上げる LauncherOne が挙げられる⁶。こういった傾向から今後小型衛星市場のさらなる発展が見込まれる。

表 1-1 Public and Private Sector Activity in the Small Satellite Market¹

	Satellites Launched (2006–2015)	Market Value (2006–2015)	Planned Satellite Launch (2016–2025)	Expected Market Value (2016–2025)
Commercial	275 (35%)	—	2,972 (81%)	\$9.3 billion (42%)
Civil Government	409 (52%)	\$8.7 billion (70%)	626 (17%)	\$11.0 billion (49%)
Defense Government	96 (12%)	\$2.5 billion (20%)	60 (2%)	\$2.0 billion (9%)
Total	780 (100%)	\$12.5 billion (100%)	3,658 (100%)	\$22.3 billion (100%)

図 1-1 Satellite Mass by Year¹図 1-2 打ち上げ衛星のミッション割合^{7,8}

1.2 小型衛星の分類・特徴

小型衛星に関する分類の統一の定義は存在しないが、数百 kg の衛星を小型衛星、さらに 50 kg 程度以下の衛星を超小型衛星と呼称することが多い⁹。ここで実際の 50 kg 以下の超小型衛星の打ち上げ数の推移、並びに今後の予測を図 1-3 に示す。実際に超小型衛星の打ち上げ数は 10 年前に比べて 10 倍以上に増加しており、その打ち上げ数は今後数年でさらに倍増する見込みである。

現在打ち上げられている超小型衛星の中で、特に 10 kg 以下の衛星の割合が 90%を超えている（図 1-3）。この 10 kg 以下の衛星の中には、CubeSat と呼ばれる衛星が多く含まれる。CubeSat は 10 cm × 10 cm × 10 cm を一つの単位（U：ユニット）とし、3U、6U というようなプラットフォームのもと作られる衛星である¹⁰（図 1-4）。この CubeSat の標準化は 1999 年に行われ、2002 年に初めて打ち上げられ、現在まででその打ち上げ数は 500 を超えている^{10,11}。

CubeSat を含む超小型衛星は従来の衛星に比べて費用が低いこと、開発期間が短いことが特徴である。従来の大型ミッションは、長期にわたる高額な開発によって、技術の進歩に対応しづらいこと、失敗リスクの増大による過剰な保守設計が問題となっていた。CubeSat の開発は、冗長システムを最小限にする、非宇宙仕様の民生品を積極的に使用するという手段で、開発サイクルを飛躍的に早めつ

つ費用を数億円以内の規模に収めることに成功した。このことが民間企業の衛星産業への障壁を低くし、現在の宇宙開発の変容につながっている。

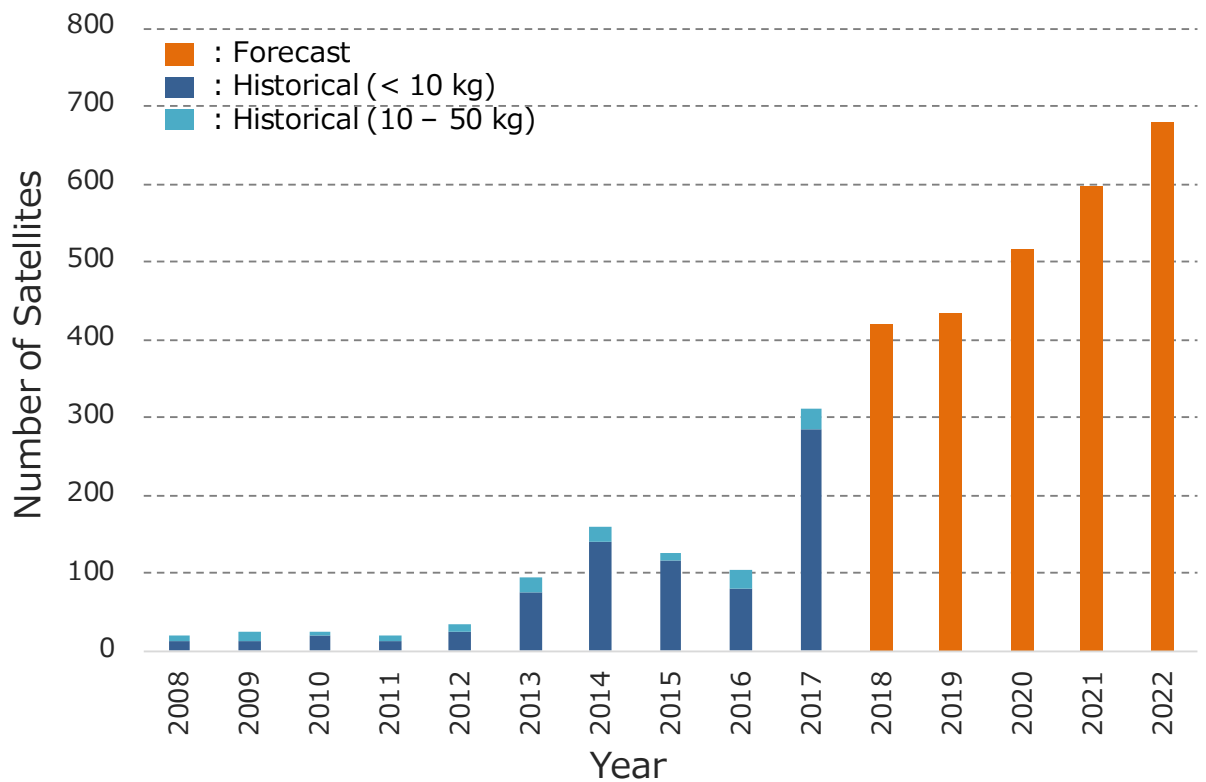


図 1-3 50 kg 以下超小型衛星の打ち上げ数の推移と予測^{7,8}

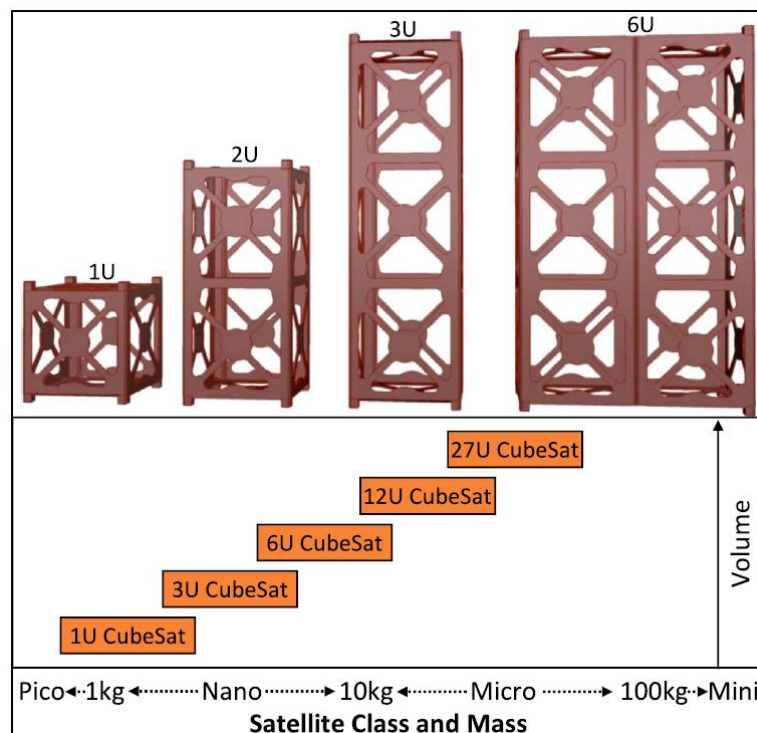


図 1-4 CubeSat の形状・サイズとその質量¹¹

1.3 CubeSat への推進機搭載状況と推進方法

上述のように、現在の宇宙開発では、参入障壁の低さ、大量生産への適合性から CubeSat が多く開発されつつある。多くの CubeSat は、リアクションホイールや磁気トルカを用いることで姿勢制御を行っており、軌道遷移や軌道維持を行うことのできるものは非常に少ない¹²。その理由は、CubeSat が潜在的にもつ制限によって、推進機を搭載するのが難しいためである。実際に、表 1-2、表 1-3 に推進機が搭載され、打ち上げられた CubeSat と搭載された推進機の諸元を示す。表に記載した CubeSat は 20 弱程度であり、CubeSat の打ち上げ総数と比較するとはるかに少ないことが分かる。

CubeSat はその容積の小ささから、打ち上げの機会の多くを Secondary Payload としての相乗りで得ている。そのために主ペイロードに影響を及ぼさないように厳しい安全基準が設けられてしまう。したがって従来の衛星に用いられてきた高圧ガスや化学反応を用いた推進機を搭載するのが難しく、それが推進機の搭載数が少ない最大の理由である¹²。また、容積の小ささにより発電量を大きくできないこと、形状が規格化されていることも推進機搭載を困難にする要因となる。したがって、CubeSat に適した推進機の開発が求められている。

表 1-2 打ち上げられた CubeSat のうち推進機が搭載されたものと推進機の諸元-1

Satellite	Size	Thruster type	Thruster size	Propellant	Thrust	Isp
CanX-2	3U	CGJ	250 cm ³	SF ₆	50 mN	35-40 s
STRaND-1	3U	Resistojet		Butane		
STRaND-1	3U	PPT			0.9 uN	320 s
Delfi-n3xt	3U	CGJ	100mL	N ₂	6 mN	69 s
CanX-4 / 5	8U	CGJ		SF ₆	12.5 – 50 mN	45 s
POPSAT-HIP1	3U	CGJ		Argon	0.1 - 1.1 mN	43 s
IMPACT	1.5U	Electrospray	0.2U	(ionic liquid)	74 uN	1150 s
BRICSat-P	1.5U	Vacuum Arc	100 cm ³	Nickel	20 uN/W	3000 s
SERPENS	3U	PPT	90x90x 27 mm	Teflon	40 uN	600 s
TW-1	2U/ 3U	Resistojet	0.44U	Butane	<1 mN	60 -92 s
PACSCISAT (Tyvak 53b)	3U	Chemical		(solid propellant)		210 s
Pegasus (QB50 AT03)	2U	PPT	92x92x 35 mm	PTFE	8 uN	900 s
Lituanica SAT 2	3U	Chemical	1.2 U	LMP103S (ADN based)	0.3 N	
NanoACE	3U	CGJ		R236fa		
OCSD-B	1.5U	CGJ		Water	3 - 5 mN	90 s
—	3U	FEED	0.8U	Indium	0.22 mN	3800 s
CANYVAL-X	2U	Vacuum Arc		Nickel/Titanium	0.001 - 0.05 mN	
Aerocube-12-B	3U	Electrospray	0.2U	(ionic liquid)	74 uN	1150 s
MarCO	6U	CGJ	3490 g	R236fa	25 mN	

表 1-3 打ち上げられた CubeSat のうち推進機が搭載されたものと推進機の諸元-2

Satellite	Power	Design ΔV	Launch date	Status	Remarks	Ref.
CanX-2	4W	2 m/s	Apr-08	軌道上作動確認		13,14
STRaND-1	<7W	2 m/s	Feb-13	軌道上作動確認		15,16
STRaND-1	1.5 W	2.7 m/s	Feb-13	報告されず		15,16
Delfi-n3xt		15 m/s	Nov-13	軌道上作動確認		17,18
CanX-4 / 5	3 W	18 m/s	Jun-14	軌道上作動確認		19
POPSAT-HIP1		5 m/s	Jun-14	軌道上作動確認		20
IMPACT	1.5W		May-15	報告されず	"S-iEPS"	21
BRICSat-P	1- 5 W		May-15	軌道上作動確認	"uCAT"	22,23
SERPENS	2W	2.6 m/s	Sep-15	報告されず	"PPTCUP"	24,25
TW-1	2W		Sep-15	報告されず		26
PACSCISAT (Tyvak 53b)	VERY low		Jun-17	軌道上作動確認	"MAPS" QB50 project	27
Pegasus (QB50 AT03)	2.5 W	3.4 m/s	Jun-17	軌道上作動確認	ECAPS Co. QB50 project	28,29
Lituanica SAT 2	< 10 W	160 m/s	Jun-17	未報告	QB50 project	30,31
NanoACE			Jul-17	軌道上作動確認	VACCO Co.	32
OCS-D-B		10 m/s	Nov-17	未報告		33
—	~15 W?		Dec-17	軌道上作動確認	ENPULSION Co.	34
CANYVAL-X			Jan-18	未報告	"uCAT" BRICSat-P と同じ	35,36
Aerocube-12-B	1.5W		May-18	On ISS	IMPUCT と同じ	37
MarCO	0.5 W		May-18	軌道上作動確認	VACCO Co.	38,39

また、上記の CubeSat 搭載実績のある推進機について、作動原理と特徴を説明する。

1.3.1 Cold Gas Jet Thruster (CGJ)¹²

コールドガススラスタと呼ばれる推進機は、ノズルを介して推進剤であるガスを加速することで推進力を得る。この時、推進力へ変換するエンタルピーは貯蔵されているもののみを用い、燃焼や他の加熱等の機構は持たない。したがって、推進剤を加速するエネルギーは他のタイプの推進機と比較して低く、比推力 (Isp) が著しく低い。

加圧タンクからの圧力差、または推進剤タンクとノズルとの間の加圧システムにより推進剤をノズルへ供給する。使用される一般的な推進剤には、窒素、ブタン、液体六フッ化硫黄、アルゴン、キセノン、R134a、および R236fa 等がある。

また、必要とされる電力は、バルブの制御に使用するものと、ノズルから排出される前に気体状態を保つために必要な温度を確保するためのヒーター電力である。低電力で作動できることと、構造のシンプルさから、コールドガススラスタは CubeSat での使用実績が最も多く、今後も多くのミッションが計画されている。

1.3.2 Resistojet Thruster⁴⁰

レジストジェットスラスタは、電気的に推進剤を加熱した後、コールドガススラスタ同様にノズルからガスを排出し、推力を得る電熱加速型電気推進機の総称である。加熱は、熱交換器を用いて行う場合と、ヒーターに直接推進剤を流して行う場合があり、推進剤は数百～数千℃まで昇温させることが可能である。

推進剤にはアンモニア、ブタンなどが用いられており、将来の有人プラットフォームでの使用を見据えて、空気、水蒸気、二酸化炭素などの使用も検討されている。

電気推進機としては比較的推力電力比が高いが、比推力は比較的低い。また、コールドガス同様に推進機の構造は簡素であり、かつ電源も直流低電圧で済むことから、小型衛星に搭載が容易である。

1.3.3 Vacuum Arc Thruster^{41,42}

Vacuum Arc Thruster は、真空化でアーク放電を起こすことで、カソードの金属を蒸発→イオン化し、プラズマ源として用いる電気推進の総称である。アーク放電により推進剤を加熱する電熱加速方式と、発生したイオンを静電加速で加速する方式（またはその両方）がある。

様々な推進剤金属について、性能が実験データに基づいて推定されており、現在実用されているものは、ニッケルまたはチタンを用いるものである。

推進剤である金属蒸気は推進機のスケールとは無関係にカソードの表面数十 μm 内でプラズマ化する。したがって、この推進方式は小型推進機に向いているが、高電圧電源並びに放出したイオンを中和するための中和器が必要となる。

1.3.4 Pulse Plasma Thruster (PPT)^{12,40}

PPT は一般に固体を推進剤とするパルス型放電スラスタである。陽極と陰極の間に挿入された固体推進剤が、放電により昇華、一部がプラズマ化する。昇華した推進剤は放電からエネルギーを受け取り、高エンタルピー気体の膨張によって気体力学的加速を受ける。また、プラズマ化した一部の推進剤は放電電流と誘起磁場が作る電磁力で電磁加速を受ける。そして加速を受けた推進剤が下流へ排出され、推力を生み出す。

PPT はパルス放電作動であることから、推力は時間変化を伴う。そのため推力を積分したインパルスを性能評価に用いる。特に一放電毎のインパルスはインパルスビットと呼ばれる。比推力は 600 – 1500 s 程度であり、電熱加速型に比べると高い。

PPT の推進剤としては電離電圧の低さ、昇華性の高さから PTFE（テフロン）の性能が高く、最も使用実績がある。固体推進剤を用いることから、他の電気推進機と異なり、タンク、供給配管、シール、バルブ等の駆動系が不必要であり、極めてコンパクトかつ軽量であるというメリットがある。それに加え、ミニマムインパルスビットの小ささから、小型衛星に向いている。

1.3.5 Electro Splay Thruster, FEED^{12,41}

エレクトロスプレースラスタは、静電加速型電気推進の一種である。推進剤が供給されたエミッタと抽出電極との間に強い電界を印可することで、推進剤を外部へ放出することで推力を発生させる。推進剤の引き出し方には二通りあり、微粒子（コロイド）を帯電させ、静電加速するコロイド推進と、電解放出で推進剤を直接電離させ、イオンを加速するフィールドエミッション推進（Field Emission Electric Propulsion: FEED）がある。

推力は μN オーダーであり、比推力は ~ 1000 s 程度である。機構が簡便で効率が高いという特徴を持つが、エミッタの設計が難しいこと、中和器が必要であるという問題点がある。

推進剤としては導電性の液体金属やイオン液体が用いられる。また、推進剤の一つとしてヨウ素が用いられている。ヨウ素は融点が 154°C と低く、固体充填、液体利用が容易であるため、小型衛星に向いている。

1.3.6 化学推進^{12,43}

化学推進は、従来から打ち上げロケット等で広く研究されてきた推進方法である。推進剤のもつ化学エネルギーを使用して推進剤のエンタルピーを上昇させ、ノズルから放出することで推力を生成する。化学推進の中には、モノプロペラント（一液式）、バイプロペラント（二液式）、および固体燃焼等の区分がある。

構造が簡素かつ比較的大きな推力、比推力を達成することができるが、推進剤の可燃性が Secondary Payload として CubeSat 打ち上げる上で大きな障害となる。そのため、化学推進機を搭載した CubeSat の開発例は少ない。

1.4 CubeSat に適した推進剤の検討

CubeSat はそのサイズの小ささから、Secondary Payload として打ち上げ機会を多く確保できるというメリットを持つが、一方でメインの衛星らに与える危険性は最小にする必要がある¹²。本項では、推進剤の選択肢が多い、コールドガススラスタ (1.3.1)、レジストジェットスラスタ (1.3.2)、化学推進 (1.3.6) に用いられうる推進剤に関して、その特性を比較し、CubeSat への利用に適した推進剤を検討する。

1.4.1 Green Propellant

上述の理由から、主衛星への影響が小さいと考えられる Green Propellant について、過酸化水素を代表として多くの研究がなされてきた⁴⁴⁻⁴⁷。ここで一般に Green Propellant とは、化学推進用の推進剤で、ヒドラジンに比べて毒性が低く、取り扱い性が良いものをいうことが多い。しかし、主衛星に与える影響を最小にするという観点でこれらの Green Propellant は反応性を持つため CubeSat に適しているとは言い難く、強固な貯蔵タンクや何重ものシール構造が必要となる。CubeSat をメインのペイロードとする打ち上げ機会を得られた場合には実用性は大きい。

1.4.2 高圧充填気体推進剤

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、希ガスや窒素等の高圧ガスが推進剤として用いられる場合がある⁴⁸⁻⁵¹。分子量が大きい機体ほど体積充填率は大きいですが、同じ温度での比推力は低下する。高圧ガスとして推進剤を充填する場合、貯蔵系、給系の体積や質量が大きくなってしまいうことから、衛星が小型であればあるほど推進機の体積に占める搭載可能な推進剤は少なくなってしまう⁵²。放出前に気化させる必要がなく、構造が特に簡素で済むメリットがあるため、必要速度増分が小さい場合においては検討されうる。

1.4.3 液体／固体充填推進剤

液体や固体で充填する推進剤は、気体充填推進剤に比べて体積充填率が大きいメリットがある。実際に使用する場合はほとんどの場合、推進機内で推進剤を気化させて利用する。

常温かつ 1 MPa 以下で液体または固体状態である⁶³の推進剤について、Guerrieri らによって、Pugh matrix⁵³を用いた評価が行われた⁵¹ (図 1-5)。各推進剤に対する Pugh matrix 評価項目は AHP⁵⁴によって決定されており、決定された各評価項目とその重み付けは表 1-4 のようになっている。なおこの論文内で、高圧ガスは体積充填率の観点から CubeSat 用 1U 推進機にフィージブルでないとされている。この評価の結果、最も CubeSat に適した推進剤は水、次いでアンモニアであるという結果が得られた。

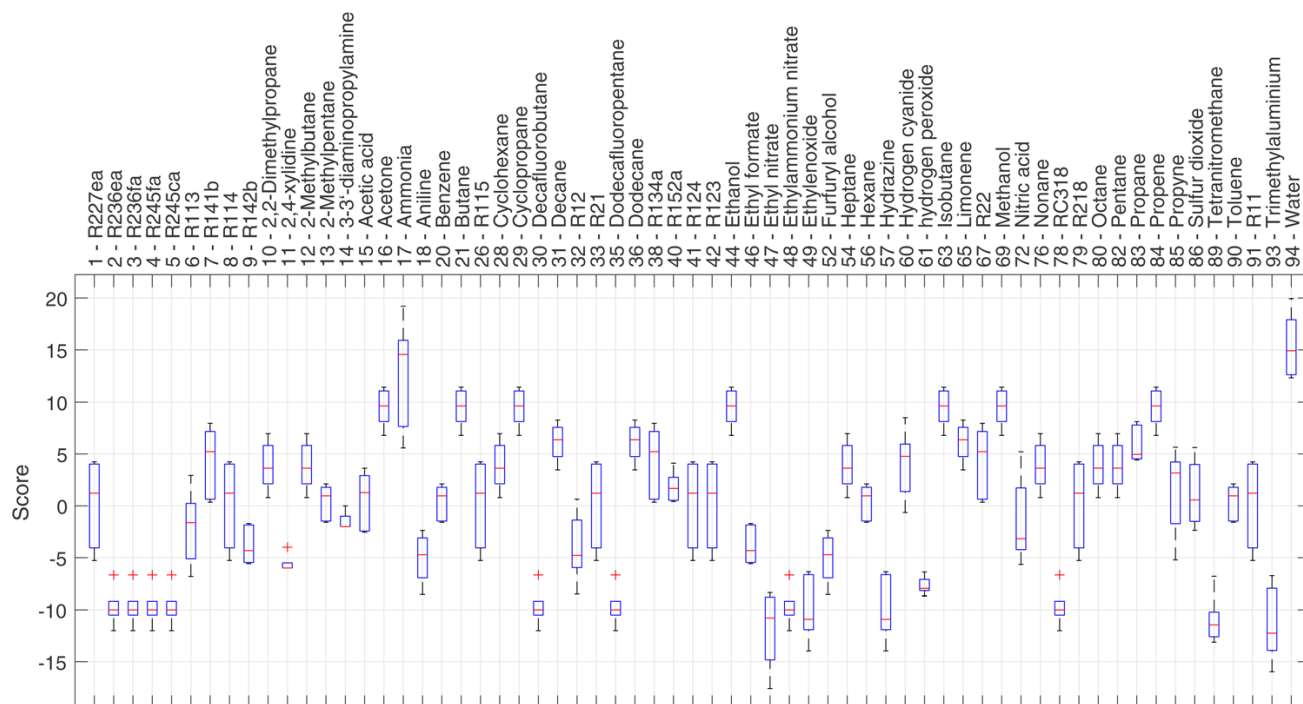


図 1-5 Pugh matrix の評価結果（青の Box が最大値と最小値の幅，赤のラインが中央値を示す）⁵¹

表 1-4 決定された Weight factor(値の幅 1~6)と各評価者の重み付け並びに平均値，標準偏差⁵¹

Weight factor (WF)	1	2	3	4	5	WF	σ
Flammability	1.9	5.6	0.9	1.3	1.5	2.2	1.7
Health hazard	3.3	2.4	4.0	6.0	2.0	3.5	1.4
Instability	6.0	6.0	1.5	3.6	3.2	4.1	1.7
Performance	6.0	6.0	6.0	4.0	6.0	5.6	0.8
System density	4.0	4.0	4.0	2.7	6.0	4.1	1.1

1.5 水を推進剤とするレジストジェットスラスタ

ここまで検討してきた CubeSat 用の推進機として、本研究では特に水を推進剤とするレジストジェットスラスタを扱う。レジストジェットスラスタは構造が簡素かつコールドガススラスタに比べて大きな比推力である特徴を持つ (1.3.2)。また推進剤として、水は常温、常圧で液体であること、安全性が高いことが利点である。しかし、気体に蒸発するときの潜熱が約 2.4 kJ/g と大きく、消費電力が大きくなってしまうという課題がある。

1.5.1 先行研究

水を推進剤とするレジストジェットスラスタはこれまでも数多く研究されている⁵⁵⁻⁶⁸。1989 年に NASA によって開発され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。推進剤は液体として熱交換機内部へ供給され、蒸発しながら下流へ流れていき、ノズルを通して排出される。燃焼室圧力は、水の供給圧力ではなく蒸発部の温度によって決定される特徴がある。蒸発後の飽和蒸気は他の一般的レジストジェットと同様、流路中で熱交換を行い、エンタルピーを高め、加熱蒸気となって排出される。

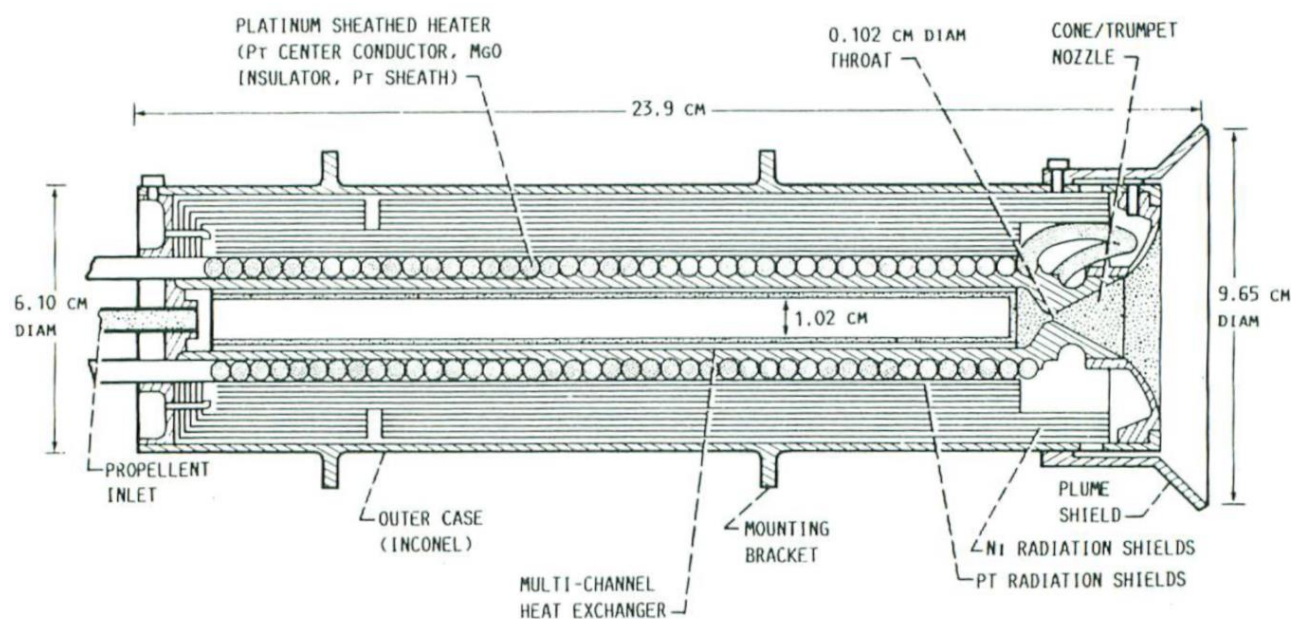


図 1-6 Advanced development engineering model resistojet⁵⁵

ここで、水レジストジェットとして開発が行われているものの一覧を表 1-5、表 1-6 に示す。この表のうち、表 1-6 に属するものは、MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) 技術を用いた VLM (Vaporizing Liquid Micro-thruster) と呼ばれるものである。MEMS 技術を用いることで、従来造形が困難だった μm スケールの流路、ノズルの加工ができるようになり、小型衛星用 μN – mN オーダー推力水レジストジェットに適用して研究が盛んにおこなわれている^{59,60}。

表 1-5 開発, 研究が行われている水レジストジェット (VLM を除く)

Author	Institution	Nozzle throat/mm	Mass Flow Rate/mgs ⁻¹	Power/W	Thrust/mN	Isp/s	Ref.
Morren	NASA Lewis Research Center	Φ1.02	90	505	120	138	55
Sweeting	University of Surrey	Φ0.12	11	100	9.1	84	56
-	Deep Space Industries			25	8.9	175 - 200	57
Othman	Military Technical College	Φ0.5	50	700	60	100	58

表 1-6 研究, 開発が行われている VLM

Author	Institution	Nozzle throat/um	Mass Flow Rate/mgs ⁻¹	Power/W	Thrust/mN	Isp/s	Ref.
Mukherjee	University of California		90	5	0.15 - 0.46		61
Ye	Tsinghua University	30×30	0.038	30	7E-4 – 2.9E-3		59
Mueller	Jet Propulsion Laboratory	50×300	0.23	1.3	0.25	100	62
Maurya	Microelectronics Laboratory	30×30	1.16	1-2.4	0.005-0.12		63
Kundu	Indian Institute of Technology	130×100	0.2-2.04	3.6	0.15-1.014		64
Karthikeyan	National University of Singapore	220×220	1	7.1-9.2	0.034-0.068		65
Silva	T. U. Delft	500×160	0.8	8	0.95*	120*	66
Cheah	Nanyang Technological University	250×200	1	4	0.63	31	67
Chen	National Yunlin University of Science & Technology	100×100-1000	4.2-17	Pre-heating	1-6*		68

1.5.2 先行研究の問題点

先行研究の水レジストジェットは、液体の水を流路中で加熱し、気液二層流を経て、気体へと蒸発させている。この方式には以下のような問題が存在する。

- 大きな潜熱を賄うために流路が高温となり、流路から外部への排熱が消費電力を増加させる。
- 蒸発機構が複雑なことにより、推力制御が困難である⁶⁸。
- 気液分離失敗時に大幅な性能低下が起こる⁶⁹。

以上の問題から、依然水レジストジェットは軌道上正常作動が報告されていない。これらの問題を克服した推進機の研究開発が求められている。

1.6 本研究で扱う推進機

従来の水レジストジェットにおける問題点を克服するために、東京大学では「蒸発部分離型水レジストジェットスラスタ」(以下本推進機)が提案され、研究が行われている⁷⁰。本推進機は常温低圧下で水を蒸発させることにより排熱を低下させる点、明示的な蒸発部により気液分離を行う点が特徴である。本推進機の模式図を図 1-7 に示す。

ここで推力発生機構は以下のようにになっている。

- ① 押しガスによって加圧された水がタンクー気化室間バルブ (Regulation Valve: RV と呼称) の開閉により、気化室に噴射される。
- ② 気化室は低圧下にあるため、噴射された水は液滴の温度に応じた蒸気圧で蒸発する。
- ③ 気化室ーノズル間バルブ (Thruster Valve: TV と呼称) を開放することで蒸気がノズルへと流入する。
- ④ ノズルで気体のエンタルピーが運動量に変化され、超音速流として放出される。

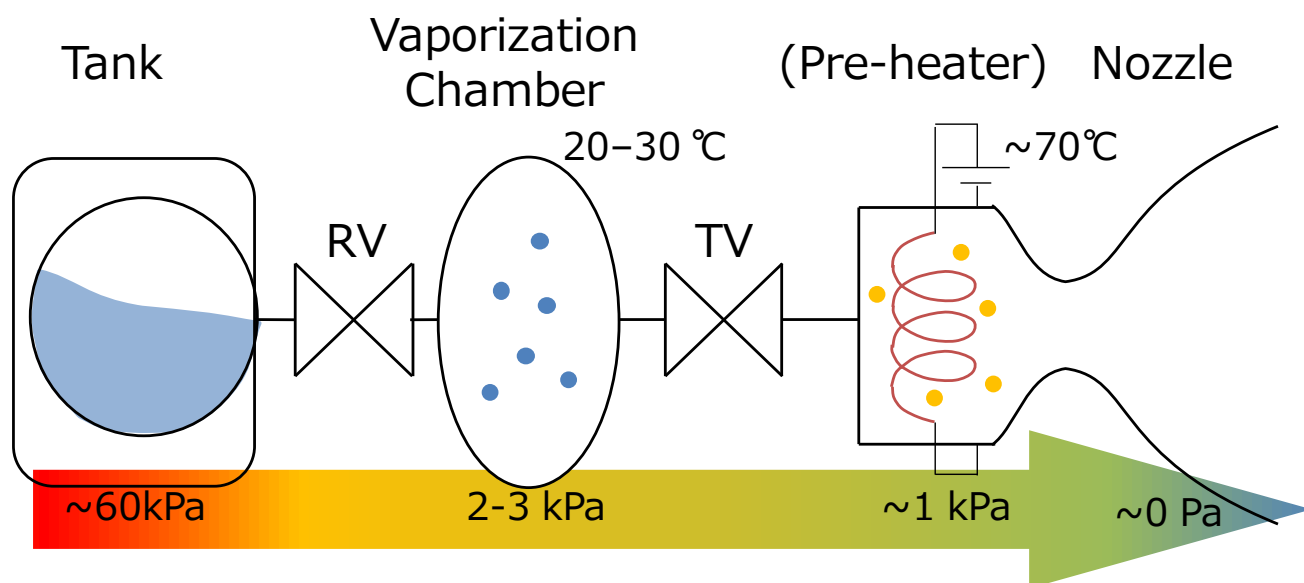


図 1-7 東京大学で提案されている蒸発部分離型水レジストジェットスラスタの模式図

特に性能に大きく寄与する二つの要素について、本推進機における特徴と問題点を以下に述べる。

1.6.1 ノズル

一般的なロケットノズルと比較すると、小型衛星推進機で用いられるノズル内の流れは希薄である。そのような流れでは流体の慣性に対して粘性が無視できなくなり、一般的なノズルの式に比べて性能が低下してしまうことが分かっている⁷¹。この性能低下はスロートにおけるレイノルズ数 Re で整理されることが多く、これまでに多くの研究がなされてきた⁷¹⁻⁷⁶。しかし、これまでに行われてきた低 Re 数ノズル流れ研究の多くが希ガスや窒素といった不活性ガスに関して行われており、本推進機で用いる水に対しては行われていない。

1.6.2 気化室

本推進機において気化室はノズルを水に供給するシステムである。多くの推進機では、推進剤は高圧貯蔵されたガスのブローダウンまたは押しガスを用いた加圧によってノズルへ供給される¹²。それに対し本推進機では、水蒸気供給量は気化室内の液滴の蒸発量によって決定される。したがって気化室内の液滴の温度や表面積をコントロールすることで水蒸気供給量は変化させることができる。蒸発量を適切にコントロールするためには気化室内部の蒸発現象の調査が不可欠であるが、気化室内部の物理的状況の検討／解明は行われていない。

1.7 研究目的

ここで提案されたスラスタに関して、性能に大きく寄与する「ノズル」部と「気化室」部についての評価が不十分であることが問題となっている。ゆえに以下の二点を目的として掲げ、研究を行った。

1. 水蒸気を流体とした際のノズルの実験的性能評価（2 章）
2. 気化室における水の低圧下蒸発のモデル化並びに現象の実験的調査（3 章）

2 研究 1: ノズル内流れの実験的評価

2.1 目的

本章では水を推進剤としたノズルの評価を行う。前述の通り、低圧供給された水蒸気は低 Re 数流れとなるために、性能が低下する。しかし、水を用いた低 Re 数流れの研究は行われていない。したがって実験的にノズルの性能評価とノズル内での物理現象の検討を行った。

2.2 ノズル内流れの現象

一般的ラバールノズルにおいて、理想的気体における等エントロピー準一次元流れを考えた場合、流体はノズル出口まで断熱膨張を行いながらその内部エネルギーを運動量に変換する。ここでスロート上流では亜音速、スロート部でマッハ 1 (チョーク)、スロート下流では超音速流となる。また、入口淀み点圧力 P_c 、温度 T_c 、ノズル出口雰囲気圧力 p_0 、ノズルスロート面積 A_t と出口面積 A_e が与えられた場合に質量流量 \dot{m}_{th} 、推力 F_{th} が一意に求められる。

$$\dot{m}_{th} = \frac{P_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$F_{th} = P_c A_t C_{f,th} = \dot{m}_{th} c^* C_{f,th} \quad (2)$$

$$C_{f,th} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} + \frac{P_e - P_0}{P_c} \frac{A_e}{A_t} \quad (3)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \sqrt{\left(\frac{\gamma-1}{2} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left/ \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right] \right.} \quad (4)$$

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (5)$$

ここで、 γ は気体の比熱比、 R は気体定数であり、 $C_{f,th}$ は推力係数、 c^* は特性排気速度と呼ばれるノズル性能に寄与するパラメーターである。

以上のように、理想的気体における等エントロピー準一次元流れにおいては流量、推力が一意に求められ、その値は数トンクラスのロケットノズルについて、実測値と良い一致を示す⁴³。しかし、数千以下の低 Re 数流れにおいては、流量、推力共に大幅に低下することが分かっている。以下に理論流出流量と実測流出量の比を計測したもの (図 2-1)、理論推力と実測推力の比を計測したもの (図 2-2-図 2-4) を示す。なお、本グラフ内で評価している量は以下のように定義されており、ノズル効率、比推力効率、推力係数理論比は、言葉は異なるが同じ量である。

$$C_D = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{th}} \quad (6)$$

$$\eta = \frac{C_f}{C_{f,th}} = \frac{I_{sp}}{I_{sp,th}} \quad (7)$$

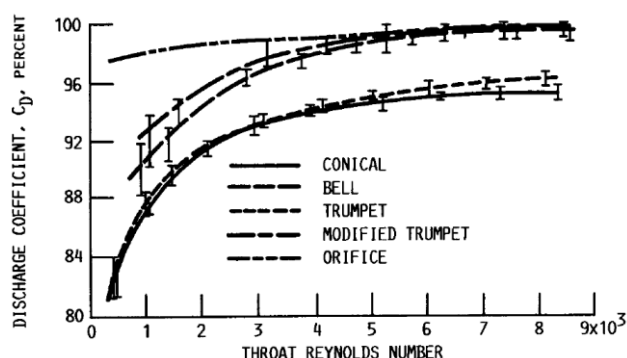


図 2-1 ノズル形状ごとのスロートレイノルズ数と拡散係数との関係 (Propellant: Nitrogen)⁷²

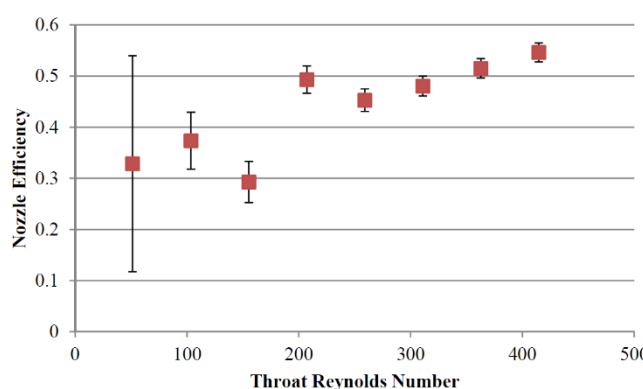


図 2-3 スロートレイノルズ数とノズル効率 (Propellant: Nitrogen)⁷⁴

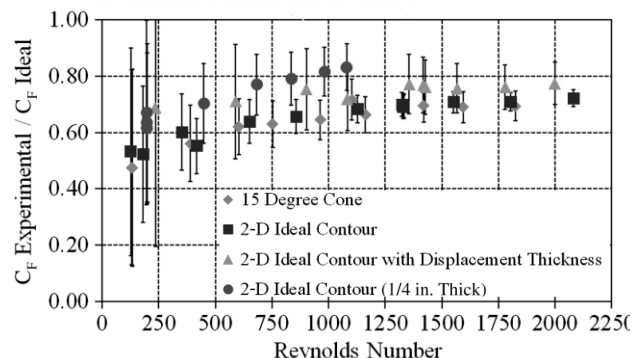


図 2-2 ノズル形状ごとのスロートレイノルズ数と推力係数理論比 (Propellant: Helium)⁷³

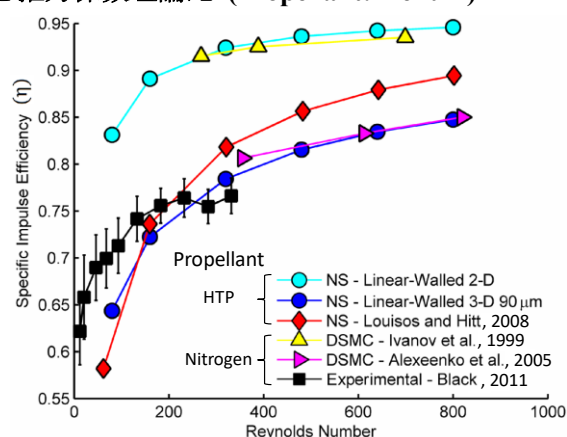


図 2-4 スロートレイノルズ数と比推力効率 (先行文献との比較含む)⁷⁶

グラフからわかる通り、レイノルズ数が低下すると、同一上流圧に対して、流量が 20%程度低下する。また、性能低下率（ノズル効率）はレイノルズ数数百のあたりで 20–70%の低下が生じる。この低下率は推進剤ごと、ノズル形状ごとで異なるため、実際の性能低下はスロート Re 数だけで確定することはできず、ノズルごとに実測し、調査することが不可欠である。

ここで定義されるスロートレイノルズ数 Re^* は、以下の式で計算することができる。

$$Re^* = \frac{\rho^* V^* D_t}{\mu^*} = \frac{4\dot{m}}{\pi D_t \mu^*} \quad (8)$$

ここで、上付き*はスロートにおける物理量を表す。式の変形には連続の式を用いた。また、 D_t はスロート径、 μ^* はスロートにおける粘性係数である。粘性係数は各物質、温度ごとに異なる値である。定式化には Sutherland の式が用いることができる⁷⁷。

$$\mu(T) = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{T_0 + S}{T + S} \right) \quad (9)$$

この式の中の $T_0 = 288.15$ Kであり, その時の粘性係数を μ_0 とする. この関数に対し実験値をもちいて, S をフィッティングによって求める. 水の場合は $\mu_0 = 9.6 \times 10^{-6}$ Pa \cdot s, $S = 620.15$ Kであった (NIST データベースを使用⁷⁸⁾).

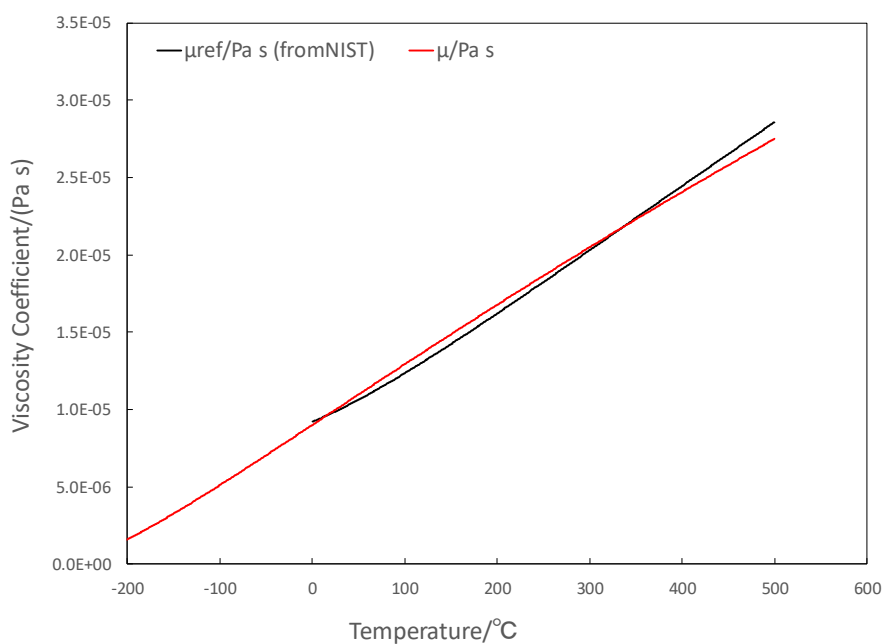


図 2-5 Sutherland の式を用いてフィッティングを行った

また, 実際のノズル内の気体の状況は数値計算を用いて研究が行われている. 流れのマッハ数の状況は図 2-6 に示すような分布になっていることが示されている.

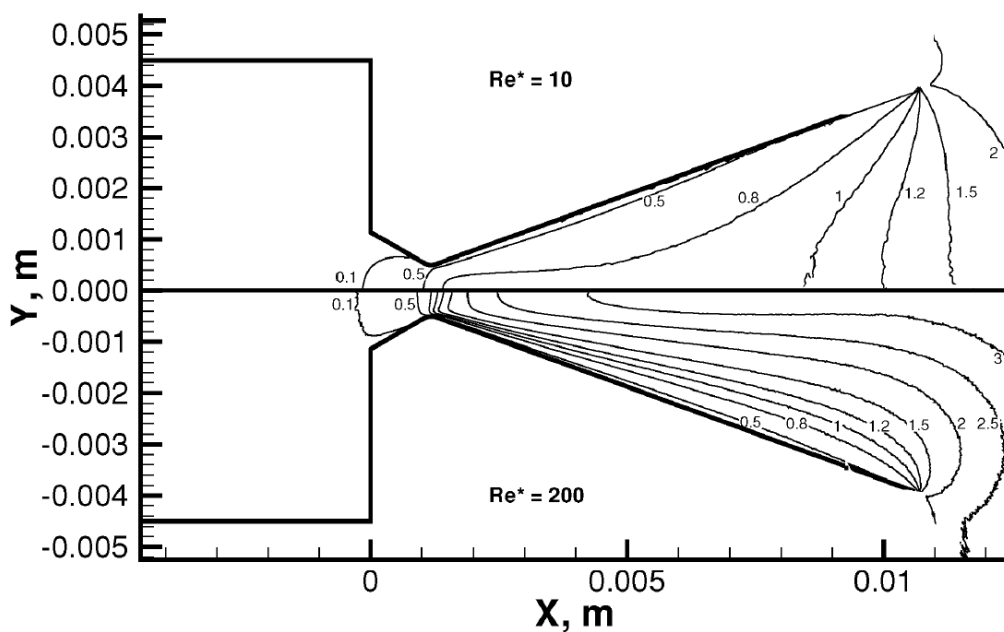


図 2-6 数値計算によるノズル内マッハ数分布 上: $Re^* = 10$, 下: 200 (流体: Helium)⁷¹

加えて、水を推進剤に用いる場合、気体の凝縮を考慮する必要がある。水蒸気がノズルで断熱膨張する場合、その膨張の途中で圧力が飽和蒸気圧以下になりうる。いくつかのノズル前淀み点圧力・温度についてノズル内の断熱膨張曲線と飽和蒸気圧曲線を示したものを図 2-7 に示す。ここで、水の飽和蒸気圧曲線については Tetens, Lowe, Bolton らによって関数化がなされている⁷⁹⁻⁸¹。菅原らによって、これらの関数と実測データとの差の比較が行われた結果が図 2-8 である⁸²。本研究では、低温域に関しても差が小さい、Bolton の式を用いて、各温度の飽和蒸気圧の算出を行った。

$$P_{\text{sat}} = 6.112 \exp\left(\frac{17.67T}{T + 243.5}\right) \quad (10)$$

ここで、 P_{sat} の単位は hPa、 T の単位は℃である。

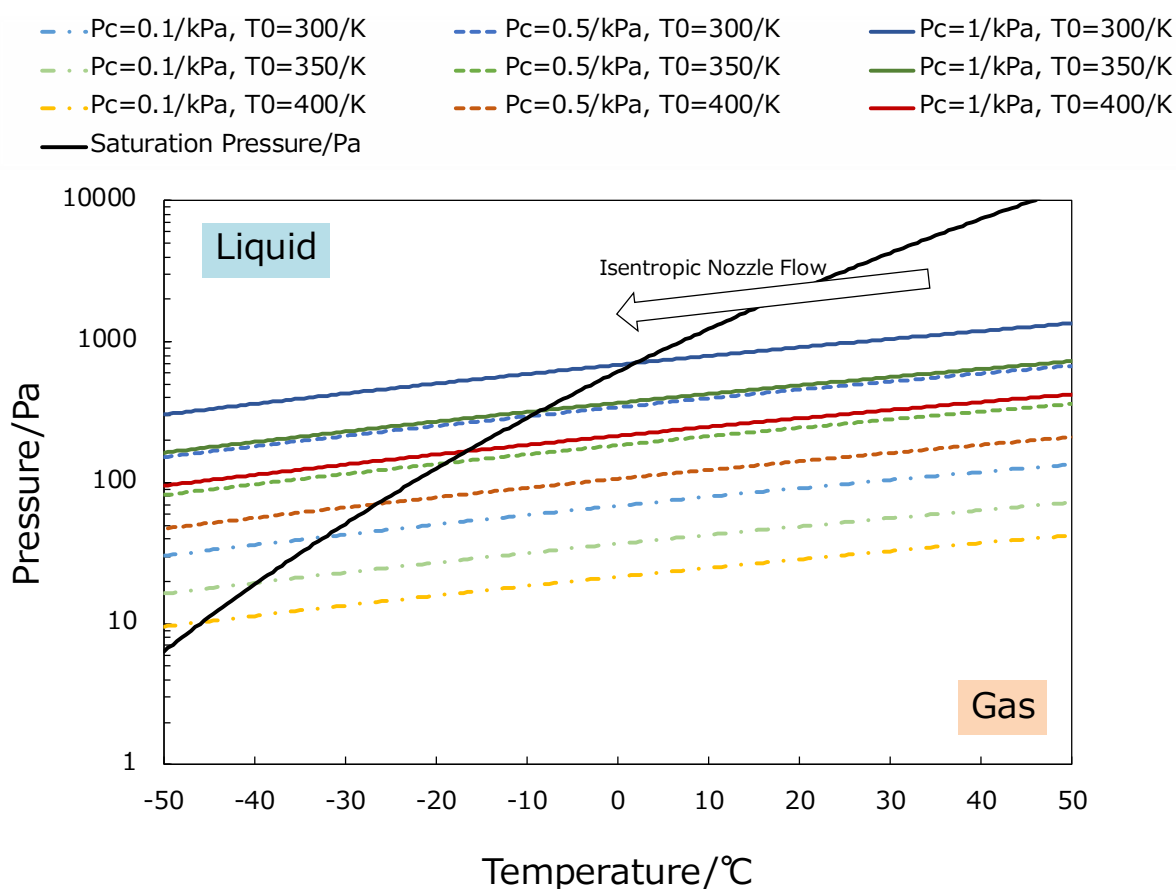


図 2-7 水のノズル内等エントロピー流れと飽和蒸気圧曲線の関係

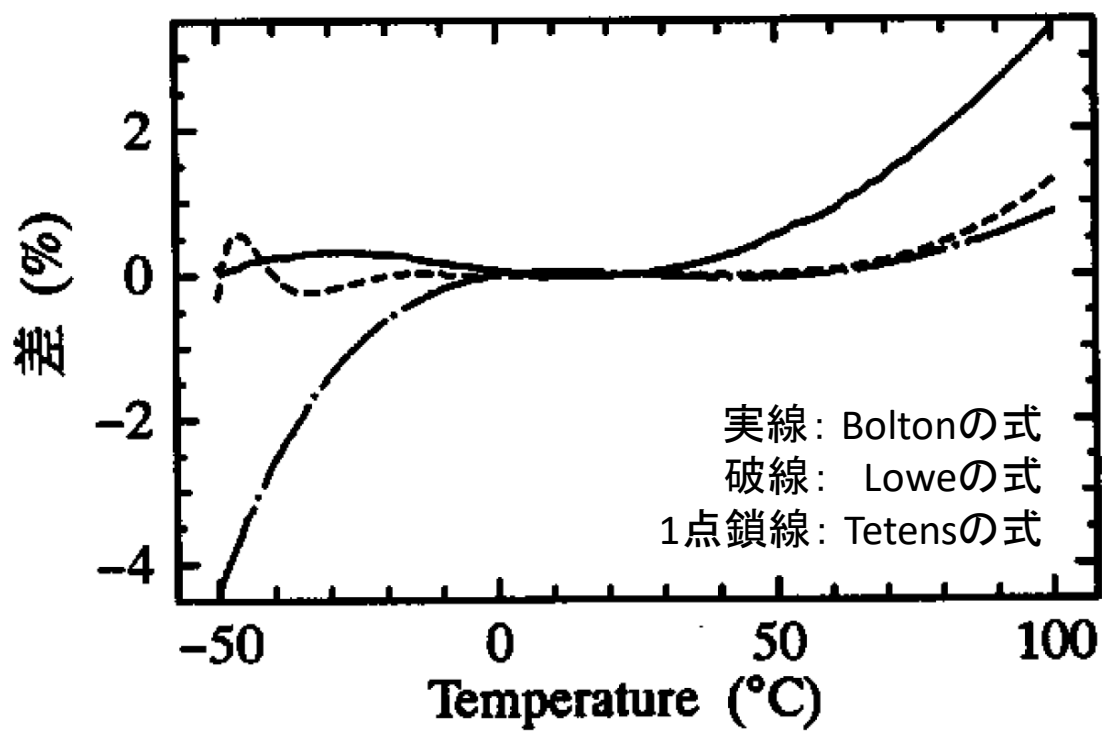


図 2-8 温度と基準温度 (Smithsonian Tables⁸³) との差⁸²

2.3 実験装置

本実験で用いた実験装置全体の模式図を図 2-9 に示す．また以下に，実験装置系毎の装置の詳細な説明を記載する．

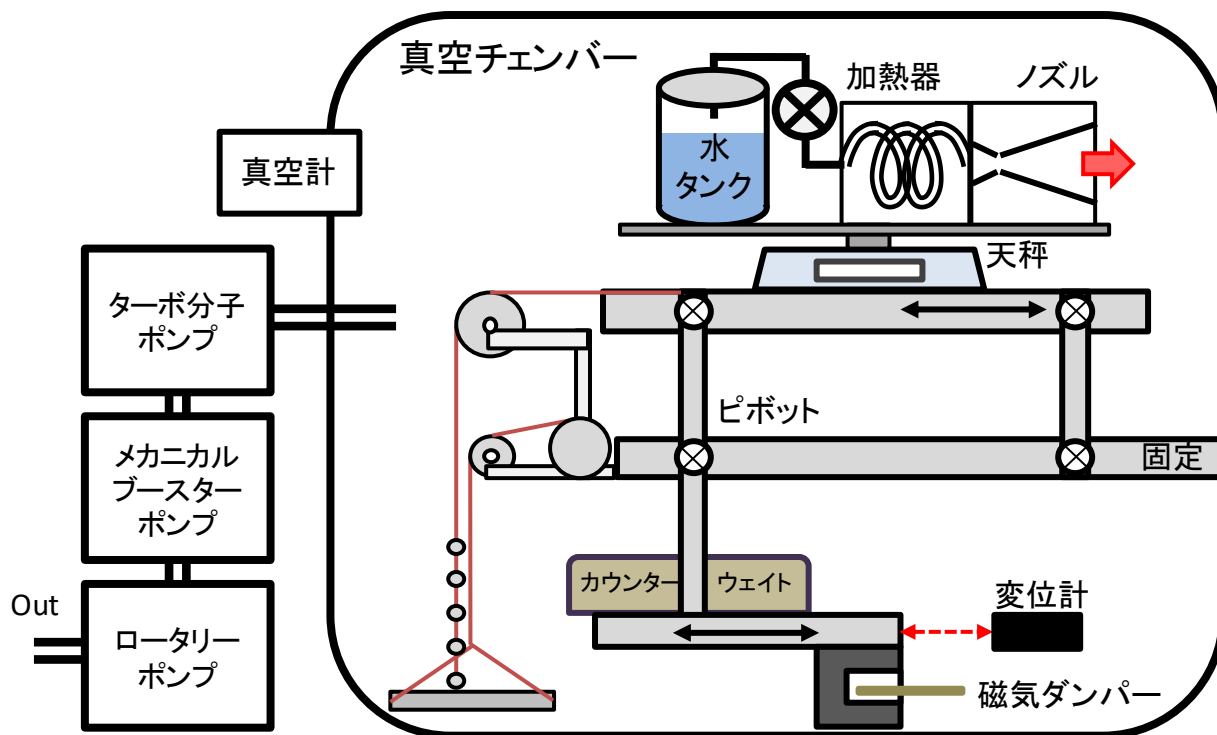


図 2-9 ノズル実験装置全体模式図

2.3.1 真空系

実験は直径 1 m，長さ 1.5 m のステンレス製真空チェンバ内で行った（図 2-10）．排気には，ロータリーポンプ二個（アルカテル社製，2021 SD，図 2-11・エドワーズ社製，E2M18，図 2-12），メカニカルブースターポンプ（アルバック社製，MBS-053，図 2-13），ターボ分子ポンプ（大阪真空社製，TG800VFAB，図 2-14）を用いている．チェンバ内部の圧力はピラニ／コールドカソード真空計（ファイファー社製，PKR-360，図 2-15）を用いて測定した．

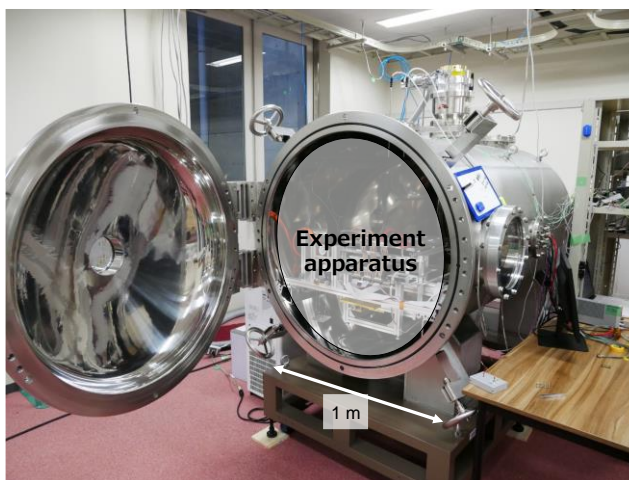


図 2-10 真空チェンバ外観



図 2-11 アルカテル社製ロータリーポンプ (2021 SD)

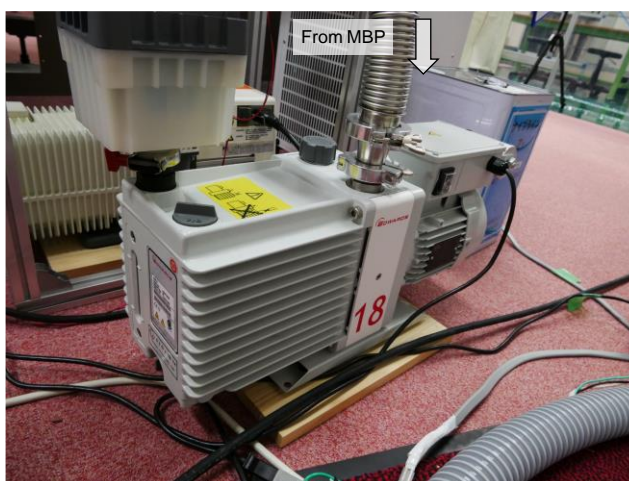


図 2-12 エドワーズ社製ロータリーポンプ (E2M18)

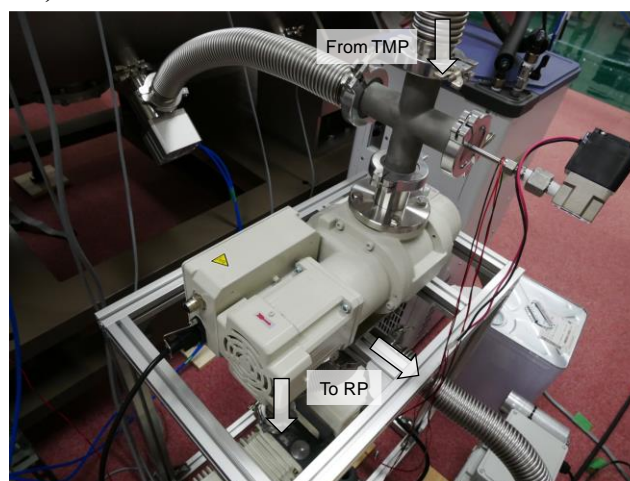


図 2-13 アルバック社製メカニカルブースターポンプ (MBS-053)

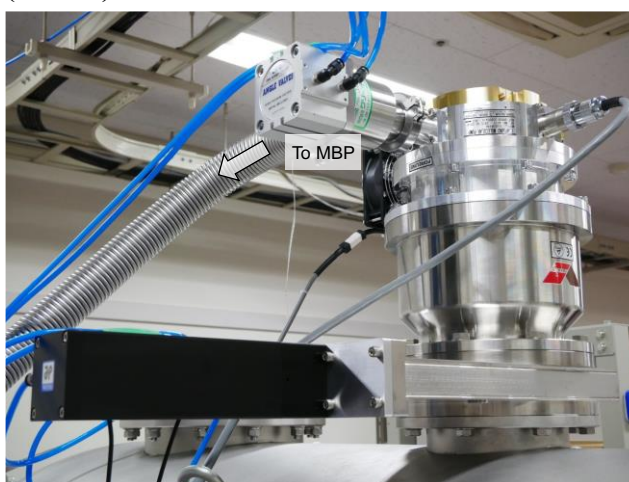


図 2-14 大阪真空社製ターボ分子ポンプ (MBS-053)



図 2-15 ファイファー社製ピラニ/コールドカソード真空計 (PKR-360)

2.3.2 推力測定系

推力の測定は重力振り子式スラストスタンドを用いて行った（図 2-16）。同測定方式のスタンドの設計は中川らによって既に行われており，本スラストスタンドはその設計を踏襲して作成されたものである⁸⁴。フレックスピボットが 8 か所に取り付けられており，スタンド上の質量とカウンターウェイトのバランスによって，スタンドのばね定数，つり合い位置が変化する．本実験ではスタンド上の水が外へ噴出することで質量が変化し，重力振り子の特性が変化するため，注意が必要である．スタンドの変位は KEYENCE 社製レーザー変位計（IL-S025）を用いて測定した．推力と変位の対応は既知質量のおもりと可動式テーブルによって各実験前後で較正した（図 2-18）．

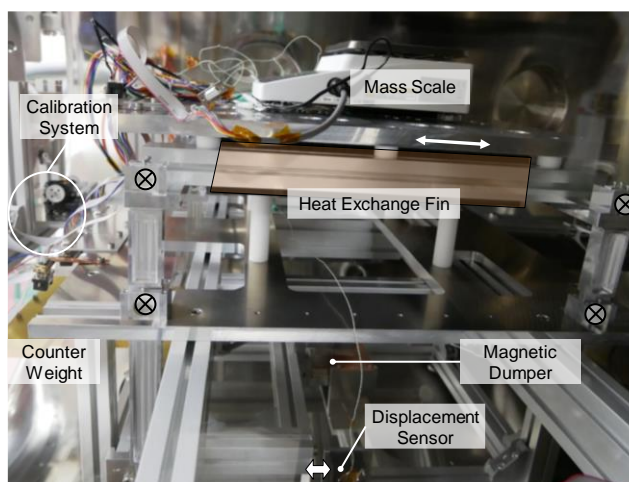


図 2-16 推力測定スタンド写真と機器配置



図 2-17 島津社製電子天秤 (BL-3200H)

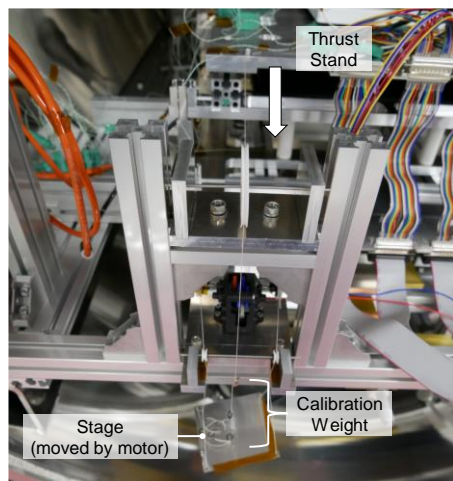


図 2-18 推力-変位較正系



図 2-19 東京理科器械社製冷却水循環装置 (CA-1116A)

ここで、典型的な推力較正の様子を示す。既知質量のおもりの重量を用いて推力と変位を較正する。おもりの質量を測定した結果が表 2-1 である。測定にばらつきがあるのは、はかりの誤差と、おもりの載せ方による。ここでは、6 回測定した値の平均値を用いた。

図 2-20 は推力較正の時間履歴である。30 秒ごとにスタンドにかけられるおもりの個数を増加または減少させる。最終的に図 2-21 にあるようにおもりの質量から計算される力と変位の対応をとり、最小二乗法による直線近似から較正係数を算出する。

この較正は核実験の前後でそれぞれ 1 回または 2 回行っている。2 回行った場合には、直線の算出に使う測定点を 22 点として直線近似を行った。実験中の較正係数が変化する要因としては、スタンド上の質量の変化による重力影響の変化が支配的であると考えられるため、実験前後の較正係数の変化が質量変化と比例するとして実験中の較正係数を与えた。

表 2-1 較正に用いるおもりの質量測定結果 (単位は全て mg)

おもりの個数	1 回目	2 回目	3 回目	4 回目	5 回目	6 回目	平均	分散
0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	144.1	137.1	145.5	142.9	145.9	137.9	142.2333	3.825528
2	297.6	293	295.4	292.2	296.7	295.7	295.1	2.101428
3	440.1	436	438.1	436.9	437.2	437.3	437.6	1.4
4	581.8	566.6	568.1	570.6	575.8	575.6	573.0833	5.704881
5	735.9	730.7	732.4	735.6	734.2	736	734.1333	2.170407
6	881.2		883.4	879.1	883.1	880.5	881.46	1.803607

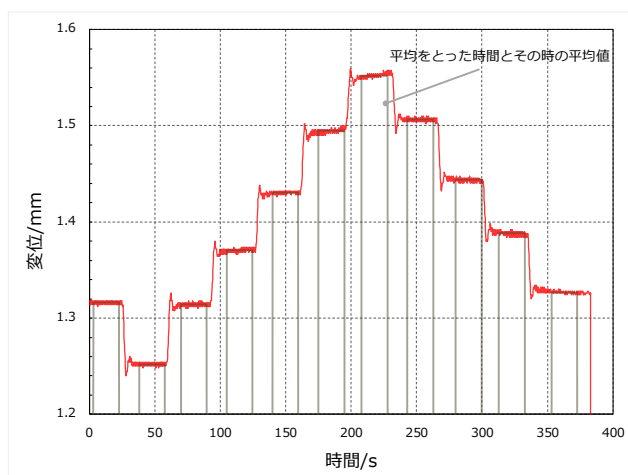


図 2-20 推力較正時の時間履歴，各おもりが乗っている時間において変位を時間平均する。

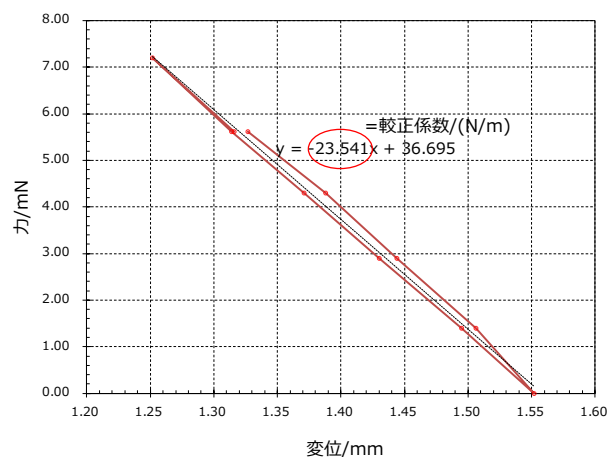


図 2-21 変位とおもりの重量から計算される力との対応。直線近似の傾きを較正係数として用いる

2.3.3 実験用スラスタ

実験に用いたスラスタは図 2-22 のような、タンク、バルブ、スラスタヘッド（とそれらを結ぶ配管）からなる。タンクは水を挾取するスターラー、水を加熱し潜熱を賄うヒーター（WH）、水の温度を測定する K 型熱電対からなる（図 2-23）。バルブは SMC 社製ペローズバルブ（XLS-16-P5G）を使用しており、ノズルスロート径に対して十分大きい流路径である（図 2-24）。スラスタヘッド

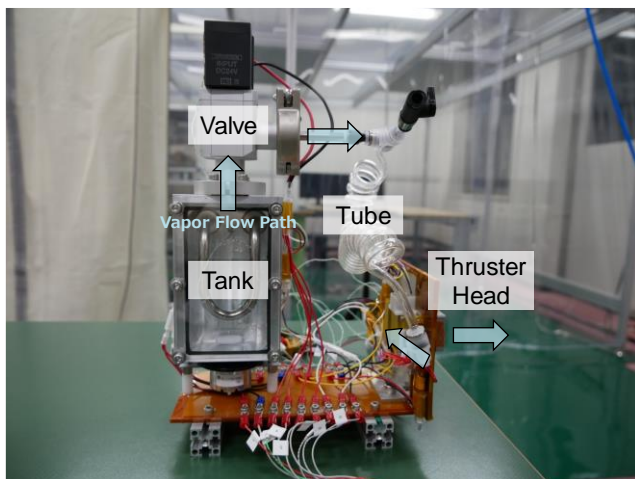


図 2-22 ノズル実験用スラスタ写真と機器配置

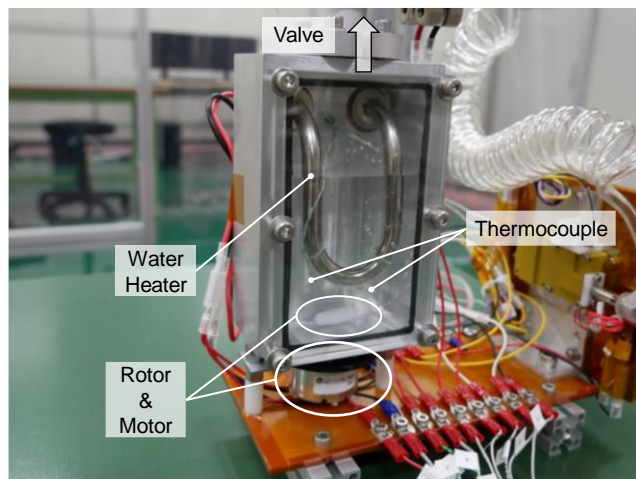


図 2-23 水供給タンク写真と機器配置

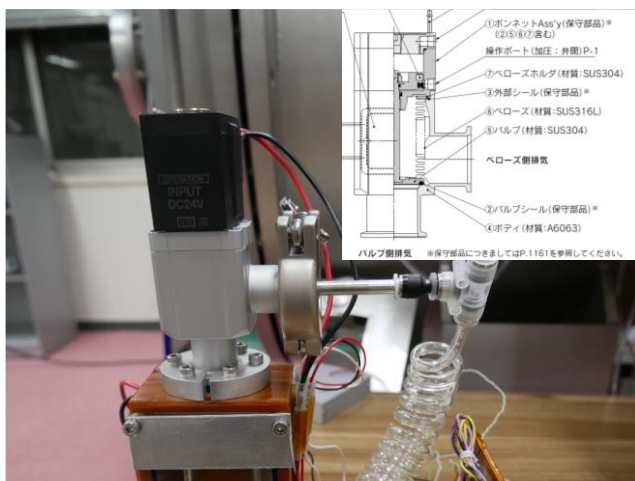


図 2-24 SMC 社製ペローズバルブ (XLS-16-P5G)

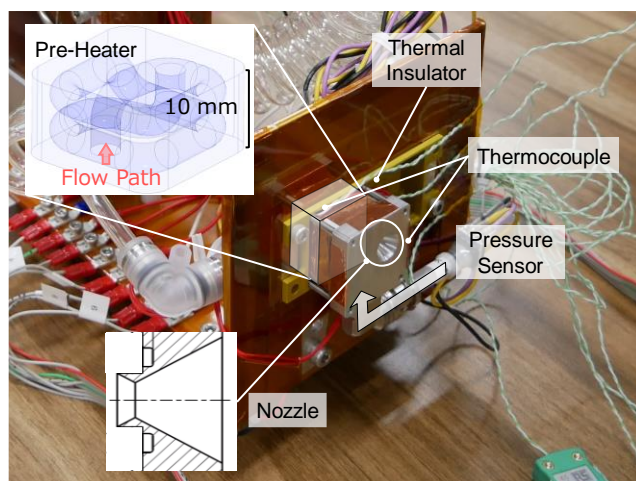


図 2-25 スラスタヘッド周辺写真と機器配置

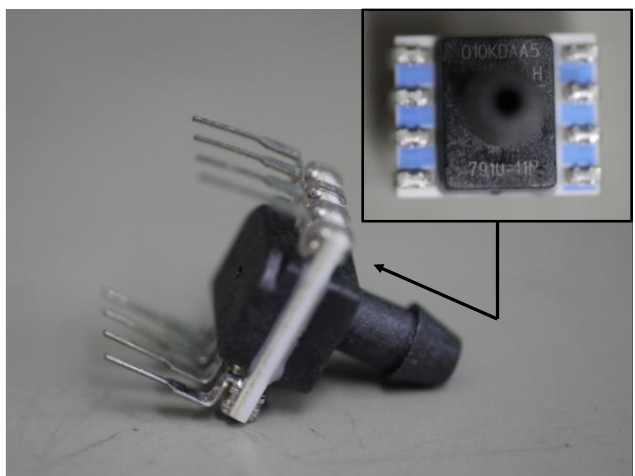


図 2-26 ハニウェル社製差圧計 (010KDAA5H)



図 2-27 三栄化学社製高純度精製水

は、ノズル、予加熱器、熱絶縁器(予加熱器の熱の熱伝達による損失を減らす機能)からなる(図 2-25)．ノズルはアルミ製のプレートに収縮部、膨張部の穴をあけた構造となっている．また、予加熱器は $20 \times 20 \times 10 \text{ mm}^3$ ほどのサイズのブロックの内部に流路が作成された、アルミ (AlSi10Mg) 三次元積層造形によるものとなっており、外壁にポリイミドヒーター (オメガ社, KHLV-0504/10-P) が取り付けられている．表 2-2、表 2-3 にノズル、予加熱器の形状等のパラメーターを示す．また、タンク内部、熱絶縁器内部、ノズル前流路の 3 か所の圧力を測定している．圧力の測定にはハニウェル社製差圧計 (010KDAA5H) を用いた．推進剤として用いた水は、三栄化学製高純度精製水である．

バルブとノズルを結ぶ配管はコイル型と直線の二種類を使用している．コイル型の配管は単位長さあたりの流路が長いことから、スラストまでの圧損を増やすことができ、それを利用してタンク水温を常温付近に保ったまま流量を減らすために用いた．以降直線チューブを用いた系を「大流量系」、コイル型チューブを用いた系を「低流量系」と呼称する．

表 2-2 使用したノズル形状パラメーター

ノズルパラメーター	値
形状	コニカル
ノズルスロート径/mm	2.6
ノズル開口比	13
ノズル開口角/deg	30
ノズル収縮角/deg	30

表 2-3 使用した予加熱器パラメーター

予加熱器パラメーター	値
流路長/mm	138
流路径/mm	4.0
材質	アルミ
ヒーター投入電力/W	0, 1, 2

2.4 実験手法

実験では、予加熱器ヒーター (PH) 投入電力 3 種類に対して、複数の流量を定常的に流して、推力の測定を行った．操作を行うパラメーターは表 2-4 にある通りである．

表 2-4 実験操作パラメーター

操作パラメーター	範囲
PH 電力/W	0, 1, 2
WH 電力/W	2 - 15
スターラー回転モーター電圧/V	0 - 9
バルブ駆動	Open/Close

既定の PH 電力を規定電力投入後、温度が定常になるまで待つ．その後、流したい流量に応じて WH を用い、水の飽和蒸気圧を調整する．初期状態を調整ののち、PH: ON, スターラー: ON 状態から、

WH: ON バルブ Open を同時に行うことで定常的に水を供給しながら推力測定を行う．スターラーは流量が大きい (>約 3 mg/s) 場合に回し，流量が大きくなるにしたがって回転数は上げた．

また，実験中の測定量は以下の通りである．

表 2-5 実験時測定パラメーター

測定パラメーター	範囲
タンク圧力 P_t /kPa	0 – 10
熱絶縁器圧力 P_l /kPa	0 – 10
ノズル入口圧力 P_c /kPa	0 – 10
水温度 T_w (二か所) /°C	< 50
PH 温度 T_H (二か所) /°C	< 150
配管温度 T_t /°C	< 50
スタンド変位 d /mm	-5 – 5
天秤上質量 M /g	< 2000

ここで実験時の流量は，実験前後の質量差をノズル前圧力の積算に対する瞬時値の割合で配分することで計算する．この値は，各実験中のノズル前圧力と流量の値が線形であれば正確な値となる．各実験の最中では作動中の圧力変動が小さく，この仮定はほぼ成立していると考えられる．

$$\dot{m}(t) \equiv \Delta M P_c(t) \left(\int_0^T P_c(\tau) d\tau \right)^{-1} \quad (11)$$

また，得られた測定値，並びに実験前に行われた較正から，推力は以下のように算出される．

$$F(t) = \alpha(M(t))d(t) \quad (12)$$

この時，予加熱器内を通る水蒸気かと加熱機温度と等しくなっているとすれば，（予加熱機の流路は 138 mm と十分長いと考えるとされる）実験特性排気速度 c^* を計算することができ，流量，推力，特性排気速度から実効比推力 $I_{sp,eff}$ ，実効推力係数 $C_{f,eff}$ を計算することができる．

$$c^*(t) \equiv \sqrt{\frac{RT_H(t)}{\gamma M_{H_2O}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (13)$$

$$I_{sp,eff}(t) \equiv \frac{F(t)}{\dot{m}(t)g} \quad (14)$$

$$C_{f,eff}(t) \equiv \frac{F(t)}{\dot{m}_{exp}(t)c_{exp}^*(t)} \quad (15)$$

2.5 実験結果

行った実験の内代表的なものの時間履歴を図 2-28—図 2-33 に示す．比推力，推力係数は作動 60 s 以降から作動終了までをプロットしている．すべてのグラフに共通してみられる，作動後 60 s 程度の圧力の低下は，タンク内水蒸発面の温度低下による．温度測定点は水面から離れたところにあるため，この温度分布形成をとらえられていない．

また，特に大流量側でタンク圧力波形に見られる細かい山は突沸によるものである．このことは目視によっても確認された．突沸が起こると水が大きく攪拌され，一時的にタンク圧力が上昇する．そのため流量がばらついてしまう．しかし，本実験では，すべての実験において，流量の作動時の標準偏差は 10%以内に収まっており，その誤差を考慮したうえで一定流量の実験であると考ええる．なお，図 2-28 に見られるような圧力波形とは無関係な推力のノイズのような変動は，変位計のノイズとスターラーを動かしている場合はその回転がスラストスタンドに与える振動である．

これらの実験に対して，水中の温度分布がおよそ形成されたと考えられる作動後 60 s 以後から，作動終了までの各値を平均化したものをその実験における一定値として考える．この値をすべての実験に対して比較したものが，図 2-34—図 2-39 である．判例は PH 電力とバルブーノズル間の接続にコイル型チューブ用いたか否か（w/ CT=低流量系，w/o CT=大流量系）を示し，エラーバーは 1 標準偏差である．流量—推力グラフから，温度を上げると推力は増加傾向にあるが，その増加は小さい．推力を特性排気速度（温度依存の式），推力係数で書き表すと

$$F = \dot{m}c^*C_{f,eff} \quad (16)$$

となる．同一流量に対しての推力（＝比推力）は特性排気速度と推力係数の積と同値である．ここで流量—推力係数グラフ（図 2-37）を見ると，推力係数は同一流量に対してほぼ変化しないか温度の上昇で低下していることがわかる．ここで推力係数の低下はスロート Re 数の低下が考えられる．従って横軸をスロート Re 数として表示したものが図 2-38，図 2-39 である．このグラフより，Re 数の低下によって，推力係数は 1/5 程度まで減少することがわかる．また，同一 Re 数に対しては温度が上昇するほど推力係数が上昇することが分かった．

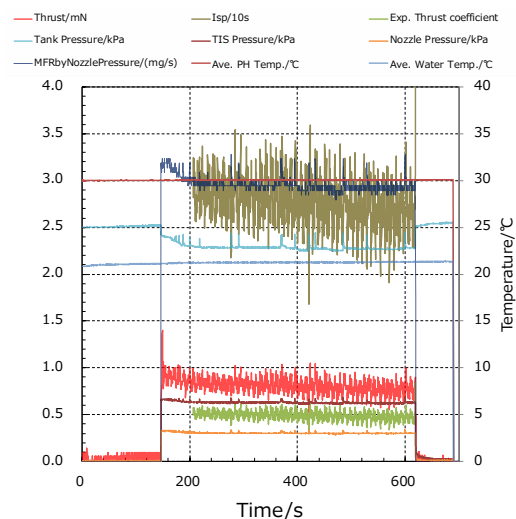


図 2-28 PH: 0W, 低流量系時間履歴

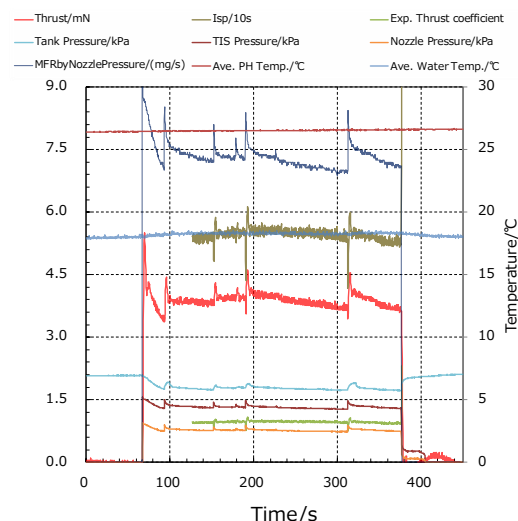


図 2-29 PH: 0W, 大流量系時間履歴

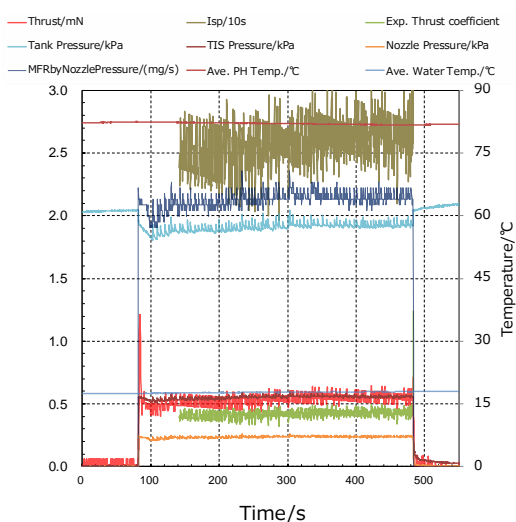


図 2-30 PH: 1W, 低流量系時間履歴

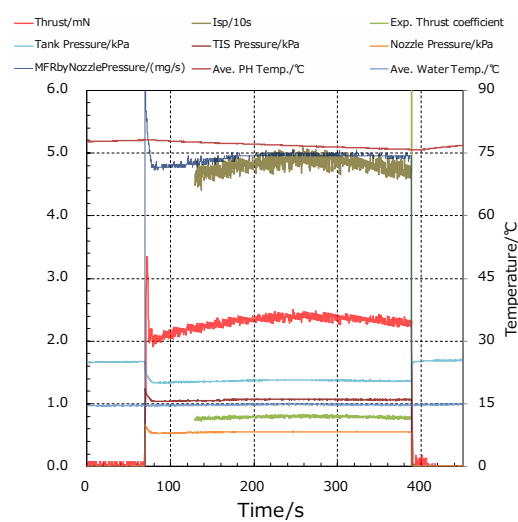


図 2-31 PH: 1W, 大流量系時間履歴

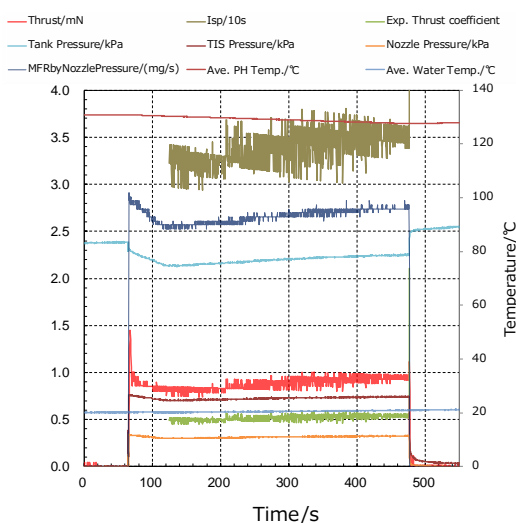


図 2-32 PH: 2W, 低流量系時間履歴

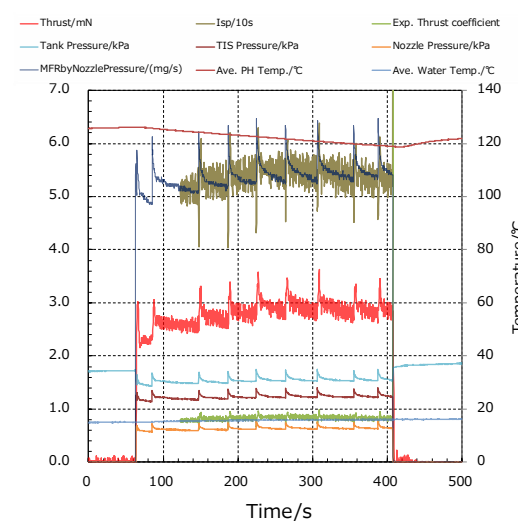


図 2-33 PH: 2W, 大流量系時間履歴

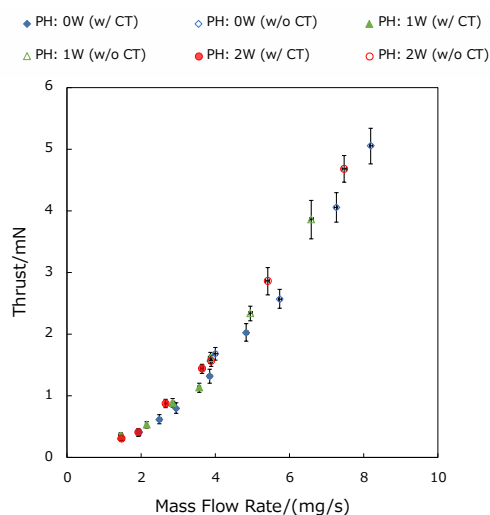


図 2-34 全実験 流量 vs 推力

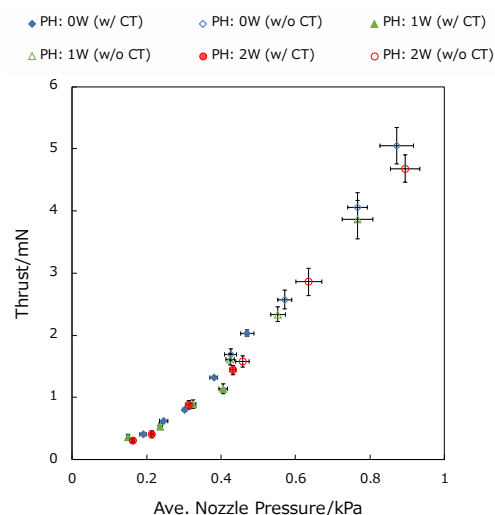


図 2-35 全実験 ノズル圧力 vs 推力

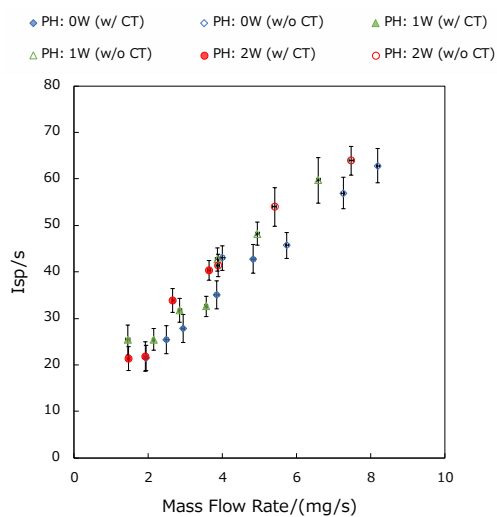


図 2-36 全実験 流量 vs 比推力

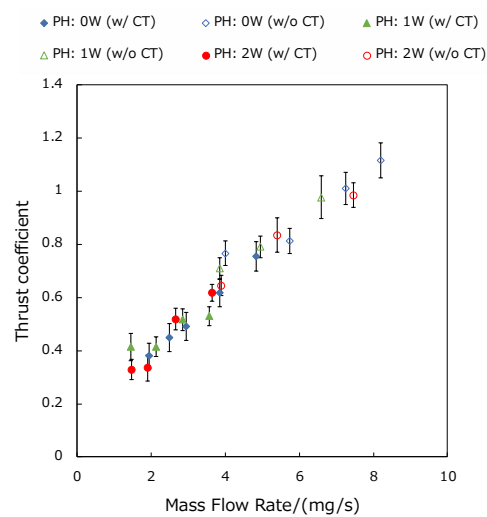


図 2-37 全実験 流量 vs 推力係数

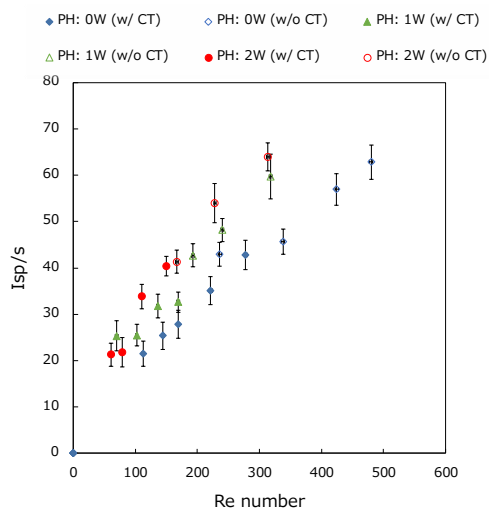


図 2-38 全実験 スロート Re vs 比推力

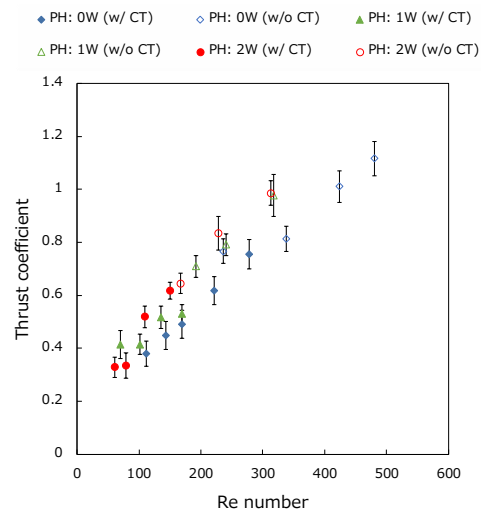


図 2-39 全実験 スロート Re vs 推力係数

2.6 考察

2.2 章で先行研究として紹介した，低 Re 数における流出量の変化について考える．推力算出式は，

$$F = \dot{m}c^*C_{f,eff} = P_c A_{eff}C_{f,eff} \quad (17)$$

と書くことができる．ここで， A_{eff} は実効スロート面積で，十分に Re 数の大きな領域かつ不活性ガスでは実際のスロート面積と同じである．上の式から，実効スロート面積は以下のように定義できる．

$$A_{eff}(t) \equiv \frac{\dot{m}c^*}{P_c} \quad (18)$$

この有効スロート径を実際のスロート径で割ったものを実効スロート面積比とする．実効スロート面積比を Re 数に対してプロットしたものを図 2-40 に示す．実効スロート面積比は先行研究のように拡散係数が小さくなると小さくなるはずである．しかし本実験結果は逆のトレンドを示しており， Re 数が小さくなると実効スロート面積比は大きくなる．加えて，実効スロート面積が 1 を超える部分がある．実効スロート面積比が 1 を超えることは，理想気体ではありえないが，本実験でこのような結果になった理由としては，ノズルスロートにおいて凝縮が起きていると考えられる．凝縮が起きていると，断熱膨張過程に凝縮による密度上昇が加わり，質量流量が増える．

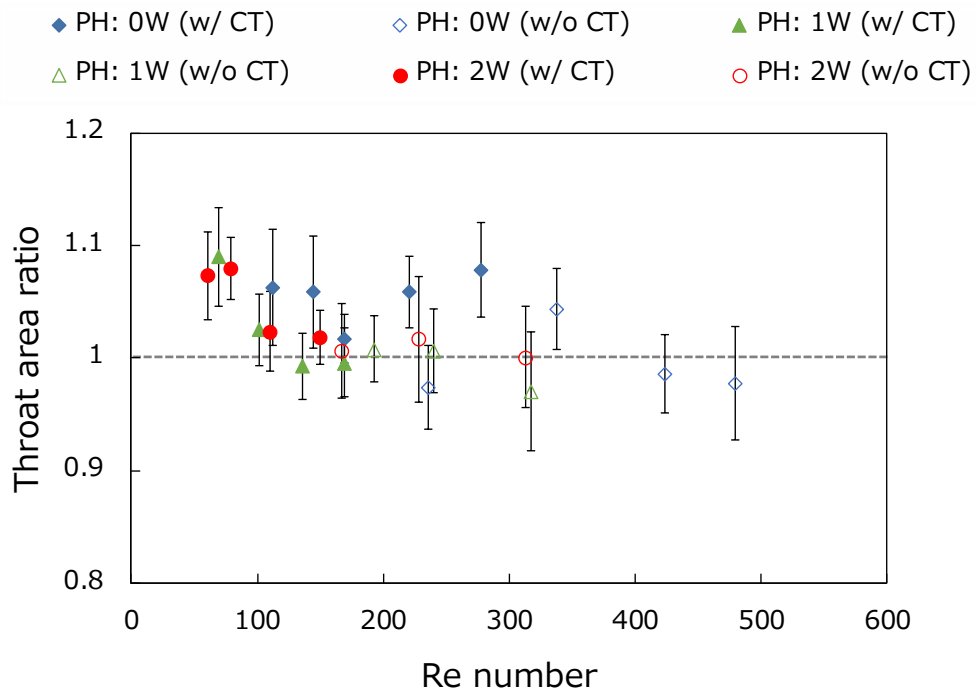


図 2-40 実効スロート面積比 vs スロート Re

次に、ノズル効率（比推力効率，推力係数効率と同義）を考える．本研究におけるノズル効率は

$$\eta \equiv \frac{C_{f,eff}}{C_{f,th}} \quad (19)$$

と定義する．なお， $C_{f,th}$ は本実験においては 1.5 - 1.65 程度の値であった．この値の差に寄与しているもので最も大きいものはチェンバ背圧であり，作動流量によって 10^{-2} - 10^0 オーダーで変化した．横軸を Re 数としたノズル効率の計測結果を図 2-41 に示す．Re 数 50 - 500 程度の範囲におけるノズル効率は 0.2 - 0.8 程度で変化した．Re 数 400 - 500 範囲では他の不活性ガスの先行研究とおおむね近い値をとっているのに対し，Re 数 100 近辺では先行研究に比べ低い値となった．これは実効ノズル面積の項で触れた通り，ノズル内で凝縮が起こっているためと考えられる．ノズル内で凝縮が起こった場合，発生した液滴の速度は著しく低下するため，排気速度が大きく下がる．このことが実効推力係数を低下させる要因となっていると考えられる．

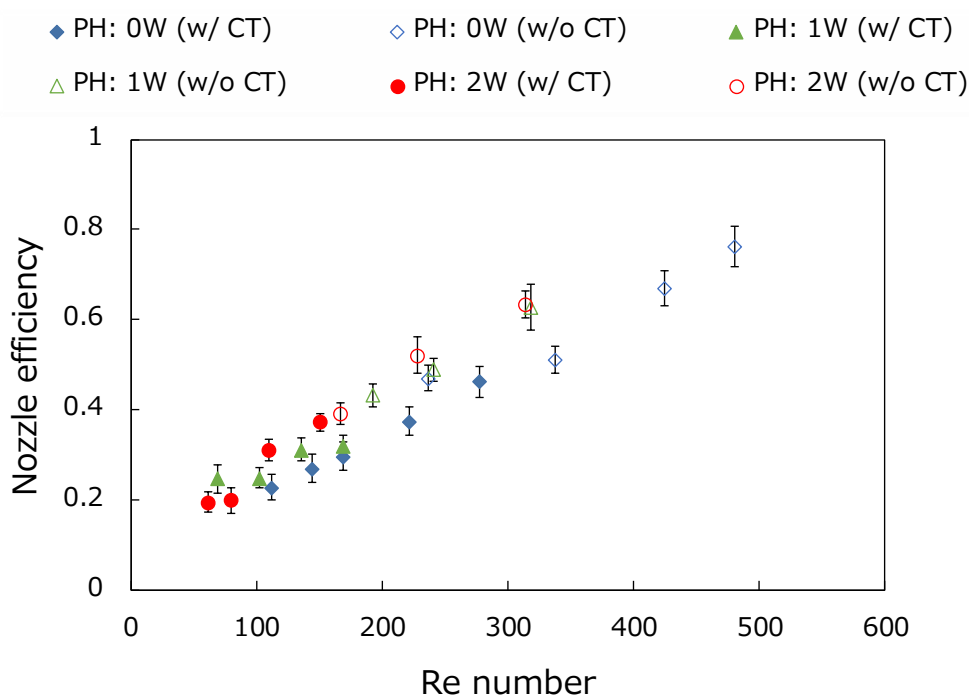


図 2-41 ノズル効率 vs スロート Re 数

3 研究 2: 気化室内液滴蒸発現象の解明

3.1 目的

本推進機において気体推進剤を生成し、ノズルに供給する気化室は重要な要素である。気化室は液滴の温度や表面積に応じて水蒸気を供給する。蒸発量を適切にコントロールするためには気化室内部の蒸発現象の調査が不可欠であるが、気化室内部の物理的状況の検討／解明は行われていない。まず蒸発時のモデルを考え、その後実測によって気化室内部の物理状況を解明する。

3.2 蒸発モデルの構築

3.2.1 水面から外部への水の蒸発

気化室内の水滴から、気化室内への水の蒸発を考える。液体面からの蒸発量の考え方はいくつかの方式が考案されており、代表的なものとして Hertz, Knudsen らによって、Hertz-Knudsen の式と呼ばれる式が提案された^{85,86}。これらは粒子の運動に着目して示された式である。図 3-1 に液体界面付近での粒子の移動の様子を示す。

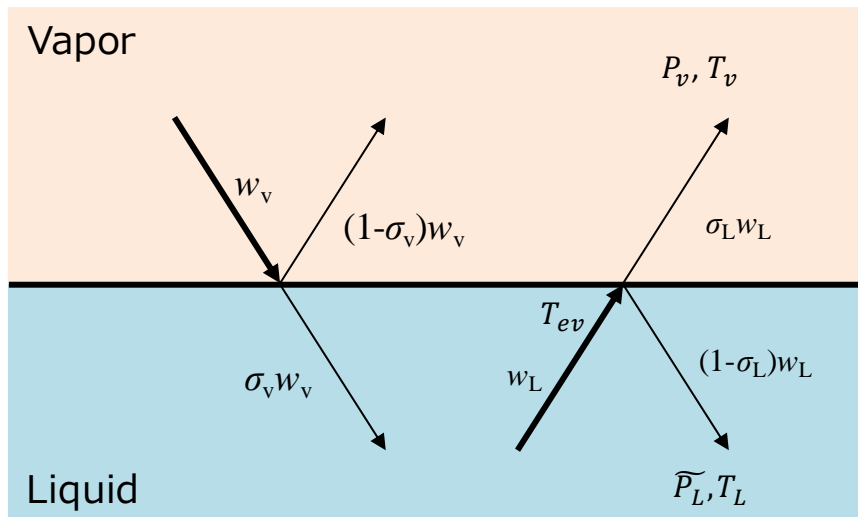


図 3-1 液体界面での蒸発の様子

ここで、境界面を横切る粒子の数 w は

$$w = \sigma_v w_v + \sigma_L w_L \quad (20)$$

と書ける。なお、境界面に向かった速度を持つ気体側からの単位面積当たりの質量流量 w_v 、液体側からの質量流量 w_L は、水分子の質量を $m_{\text{H}_2\text{O}}$ とし、マックスウェル分布を仮定してそれぞれ以下のように書ける。

$$w_v = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^0 m_{\text{H}_2\text{O}} U f_v(U, V, W) dU dV dW \quad (21)$$

$$w_L = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{\infty} m_{\text{H}_2\text{O}} U f_L(U, V, W) dU dV dW \quad (22)$$

これを解き、代入すると

$$w = -\sigma_v P_v \sqrt{\frac{T_v}{2\pi R}} + \sigma_L \tilde{P}_L \sqrt{\frac{T_L}{2\pi R}} \quad (23)$$

となる．ここで \tilde{P}_L は液相から出ていく水分子の圧力で，ある温度 T_{ev} における飽和蒸気圧 $P_{sat}(T_{ev})$ を用いて，

$$\tilde{P}_L = P_{sat}(T_{ev}) \exp\left(\frac{P_L - P_{sat}(T_{ev})}{\rho_v R T_v}\right) \quad (24)$$

と書ける⁸⁷が，現実的には $\tilde{P}_L \cong P^*$ として大きな差は生じない．

また，蒸発・凝縮係数については，文献によって取り扱いが異なるが，簡略化のために $\sigma_v = \sigma_L = \sigma$ とするものが多い．また， $T_v = T_L$ として計算している場合も多い．しかし，この仮定において実測した σ が文献によって 0.03-0.15 程度にばらついているため，注意が必要である⁸⁸．ここで同一と仮定する， T_v, T_L, T_{ev} の実際の差について，本研究と近い状況⁸⁹においては，以下の図のような関係にある． T_L, T_{ev} の差は<1 K， T_v は他の二つと数 K の温度差があることが分かる．

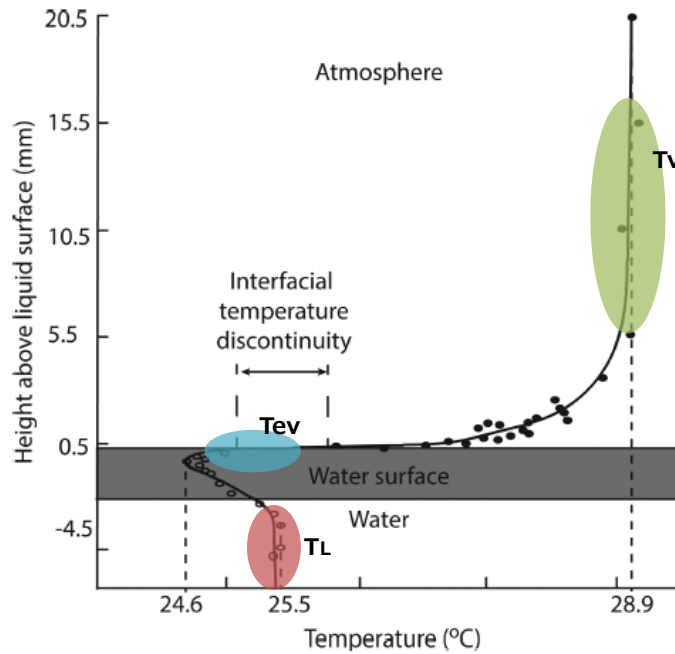


図 3-2 低圧蒸発時の液面からの高さとの温度の関係⁸⁹． T_v, T_L, T_{ev} の温度の関係を示した．

ここまでの検討により，液滴の表面積を A として，蒸発量 \dot{m}_{ev} は以下のように書ける．この式は Hertz-Knudsen の式と等価である．

$$\dot{m}_{ev} = A w = A \sigma (P_{sat}(T_{ev}) - P_v) \sqrt{\frac{T_v}{2\pi R}} \quad (25)$$

3.2.2 気化室内の蒸発量と流出量の関係

ここで，実際の気化室内の蒸発状況について考える．図 3-3 に気化室内に液滴が存在するときの状況を示す．ここで簡単のために以下の仮定を置く．

- 蒸発した気体の量と気化室から流出する質量流量は等しい.
- 液滴は気化室内に半球形状で存在する.

この仮定から, 蒸発量 \dot{m}_{ev} と液滴蒸発面積 S_L について以下の式が成立する.

$$\dot{m}_{ev} = \dot{m}_{(at\ nozzle)} \quad (26)$$

$$S_L = 2 \left(\frac{3M\sqrt{\pi}}{4\rho_L} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (27)$$

ここで, M は気化室内に存在する液体の水の質量, ρ_L は液体の水の密度である. 水の蒸発面積 S_L を用いることで, 蒸発量の式は以下のように書ける. ($P_v = P_{vc}$ とした.)

$$\dot{m}_{ev} = \dot{m}_{(at\ nozzle)} = S_L \sigma (P_{sat}(T_{ev}) - P_{vc}) \sqrt{\frac{T_v}{2\pi R}} \quad (28)$$

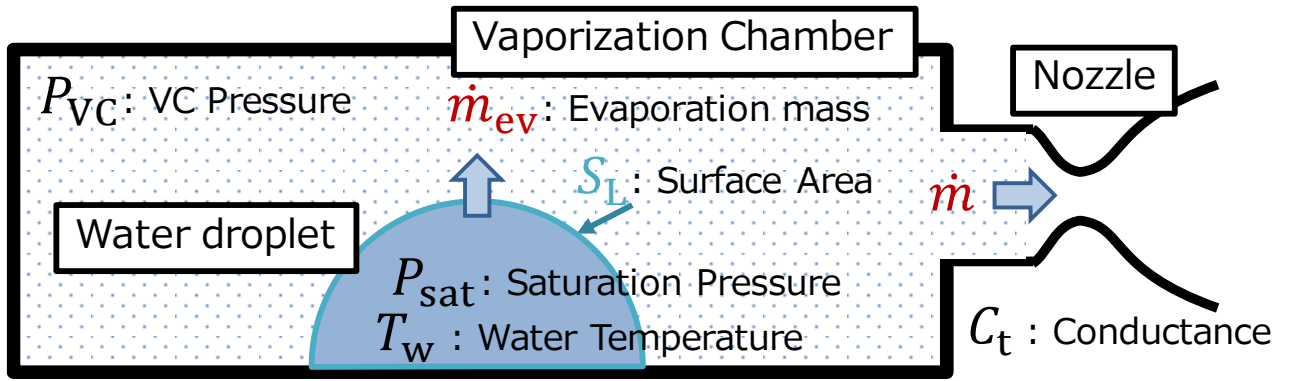


図 3-3 気化室内の蒸発状況の模式図

3.2.3 熱モデル

ここでは気化室内の熱収支を考えたい. 簡単のために以下の仮定を置く.

- 物体は気化室・液滴・水蒸気の三体のみを考え, その代表温度はそれぞれ, T_w, T_L, T_v として熱量を考える.
- 温度の二次元分布は無視し, 高さ方向の一次元温度分布のみを考える.
- 気化室への外部からの入熱はヒーター投入電力とする.
- 気化室ー液滴の熱移動は液体ー固体壁間熱伝達のみを考える.
- 液滴ー水蒸気間の熱移動は潜熱のみを考える. 熱伝達は潜熱に比べて小さくなるので無視する.

この時の重力方向と温度, 熱移動の関係を図 3-4 に示した. 図内における, 液滴の熱量を Q_L , 気化室の熱量を Q_{vc} とすると, それぞれにおける熱の保存式が以下ようになる.

$$\frac{dQ_L}{dt} = q_{vc-L}A_L - \Delta_{vap}H\dot{m}_{ev} \quad (29)$$

$$\frac{dQ_{vc}}{dt} = W_H - q_{vc-L}A_L \quad (30)$$

なお、 q_{VC-L} は気化室－液滴間の熱流束で、 $\Delta_{\text{vap}}H$ は水の蒸発潜熱を表す．ここで A_L は液滴と気化室の接触面積であり、液滴が半球であるという仮定の下では、

$$A_L = \frac{1}{2} \left(\frac{3M\sqrt{\pi}}{4\rho_L} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (31)$$

と表すことができる．

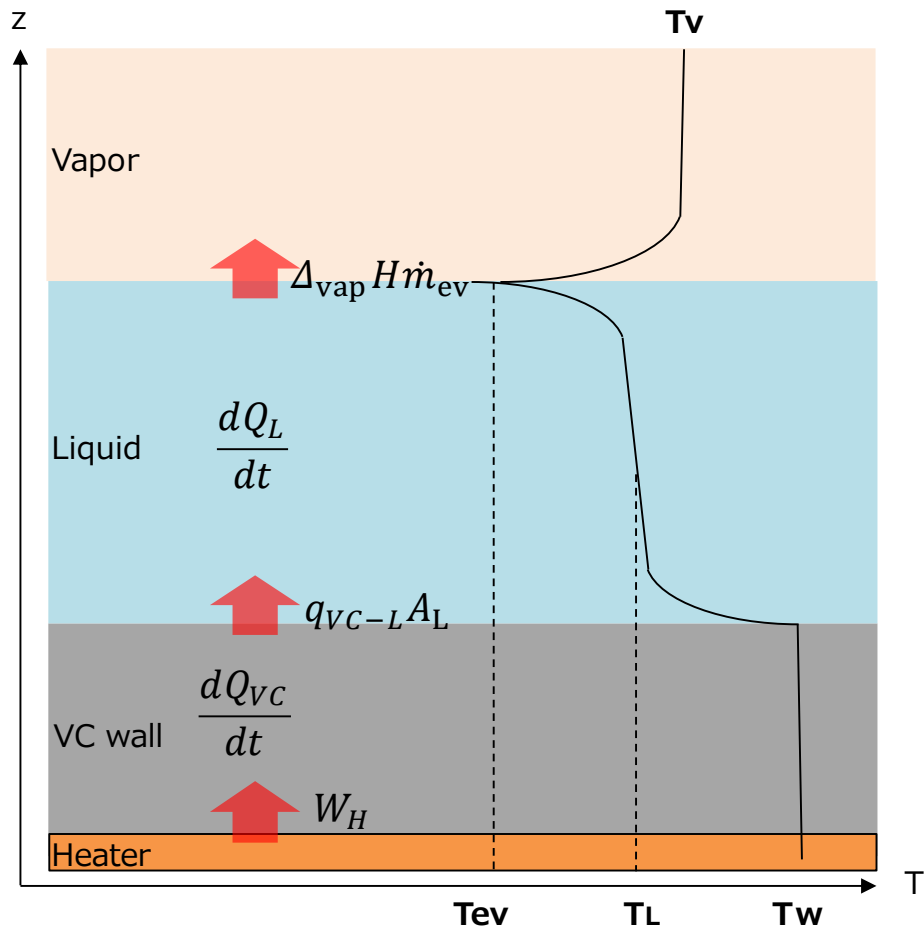


図 3-4 モデル化後の重力方向と温度の関係と、各物質間の熱移動

なお、水の熱量変化は、水の質量 $M(t)$ 、比熱比 c_w として

$$\frac{dQ_L}{dt} = c_w \frac{d}{dt} \{M(t)T_L\} \quad (32)$$

とあらわせ、アルミ製気化室の熱量変化は、気化室の質量 M_{VC} 、比熱比 c_{Al} として

$$\frac{dQ_{VC}}{dt} = c_{Al} M_{VC} \frac{dT_L}{dt} \quad (33)$$

とあらわせる．

気化室内壁—液滴間の熱流束について考えるために、沸騰のメカニズムについて考える^{90,91}。まず、熱平衡時の液体の圧力 P_l 、気泡の圧力 P_b と表面張力 Γ の関係は、液滴が半径 r の球形であるとする

$$P_b - P_l = 2\Gamma/r \quad (34)$$

とあらわせる。ここで、クラウジウス・クライペロンの式を用いると、蒸気泡の半径 r は、蒸気の比体積 v_v 、温度 T_b と液体の比体積 v_l 、温度 T_l を用いて、

$$r = \frac{2\Gamma(v_v - v_l)T_b}{\Delta_{\text{vap}}H(T_l - T_v)} \quad (35)$$

と書くことができる。ここで、 $T_l - T_v$ を過熱度と呼び、これが気泡の成長を決定するパラメーターとなる。通常沸騰は電熱面表面のくぼみに鹵獲された気泡が成長することで起こる。この時の気体の球状界面半径がくぼみの円弧半径を下回った時に気体はくぼみを離れ、沸騰を起こす。

沸騰の周波数と気泡の半径には関係があり、液体の密度を ρ_L 、気体の密度を ρ_v とすれば

$$f = \frac{1}{r\pi} \left(1 + \frac{\dot{Q}}{\rho_v \Delta_{\text{vap}} H w} \right) w \quad (36)$$

$$w = \left[\frac{rg(\rho_L - \rho_v)}{2(\rho_L + \rho_v)} + \frac{2\Gamma}{r(\rho_L + \rho_v)} \right]^{1/2} \approx \left(\frac{rg}{2} + \frac{2\Gamma}{r\rho_L} \right)^{1/2} \quad (37)$$

と近似的に表すことができることが知られている⁹¹。

以上より 20℃の場合の各物性値を用いて、沸騰を開始する気泡の大きさと、その時の過熱度、沸騰周期を図 3-5 に示した。

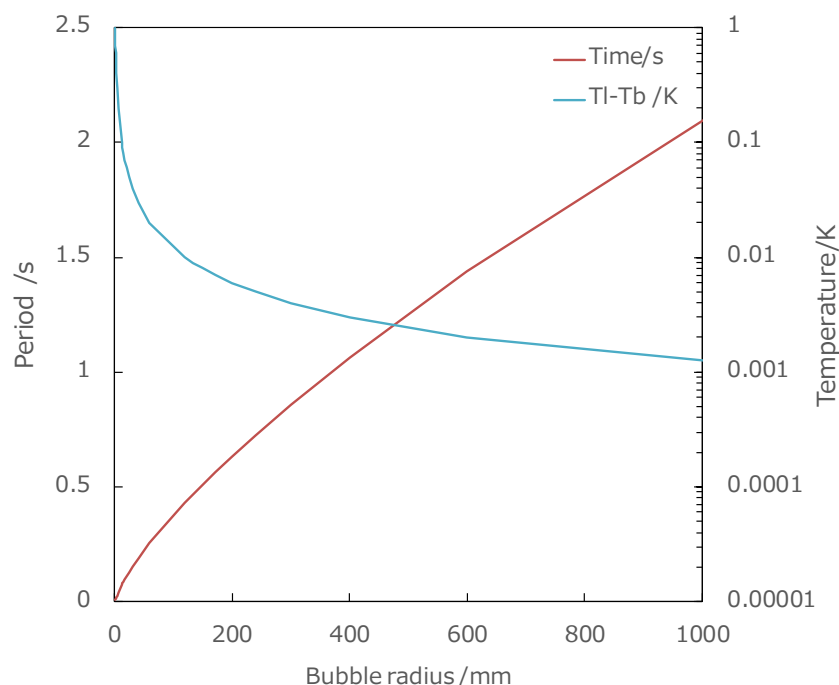


図 3-5 沸騰時の気泡の大きさと沸騰周期、過熱度

なお、気化室内の沸騰状況は、バルク液体が飽和温度と近い、飽和沸騰状態であると考えられる。さらに、噴射直後は流動沸騰、噴射後の時間経過時にはプール沸騰に分類される状態になっている

と考えられる．沸騰様式については，実際の蒸発状況を目視によって確認し，それに応じた熱伝達式を立てるものとする．

3.2.4 液体質量の時間履歴化

最後に，これまで考えてきたモデルを液滴噴射—液滴消失まで（1 サイクルと呼称）の時間履歴化する．そのために必要な量として，気化室内の液滴の質量 $M(t)$ は，水の噴射時間を t_{inj} ，噴射流量を \dot{m}_{inj} として以下のように決定される．

$$M(t) = \begin{cases} \int_0^t \dot{m}_{inj}(\tau) d\tau - \int_0^t \dot{m}_{ev}(\tau) d\tau & (t < t_{inj}) \\ M_0 - \int_0^t \dot{m}_{ev}(\tau) d\tau & (t \geq t_{inj}) \end{cases} \quad (38)$$

$$M_0 = \int_0^{t_{inj}} \dot{m}_{inj}(\tau) d\tau \quad (39)$$

推進機からのまた，気化室下流からノズルまでの流体コンダクタンス C_t が既知であれば，気化室から外部への流出量は，

$$\dot{m} = C_t P_{vc} \quad (40)$$

と書け，これと蒸発量 \dot{m}_{ev} が一致することから，

$$C_t P_{vc} = S_L \sigma (P_{sat}(T_{ev}) - P_{vc}) \sqrt{\frac{T_v}{2\pi R}} \quad (41)$$

となる．熱モデルから T_{ev} ， T_v を計算し，残水量 M から S_L を計算した上で，この式を P_{vc} に対して解き， $\dot{m} = \dot{m}_{ev}$ を算出する．

3.3 実験装置

本実験で用いた実験装置全体の模式図を図 3-6 に示す．また以下に，実験装置系毎の装置の詳細な説明を記載する．

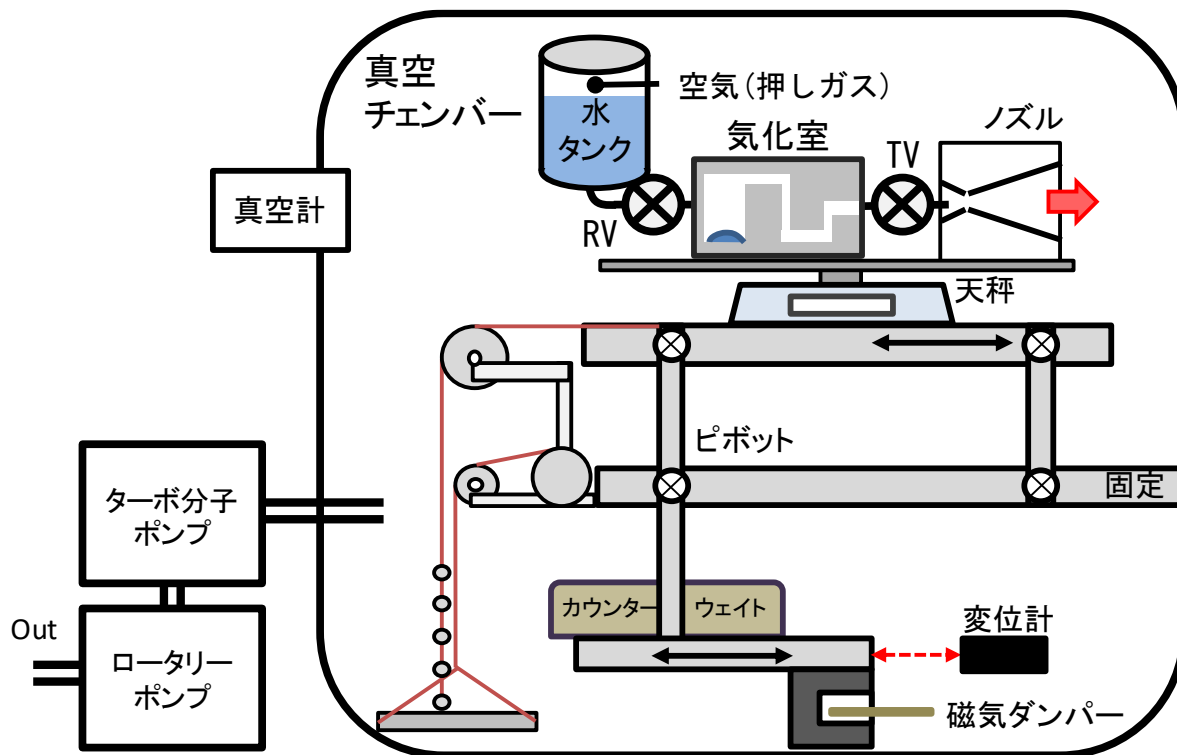


図 3-6 気化室実験装置全体模式図

3.3.1 真空系

実験は直径 1 m，長さ 1.2 m のステンレス製真空チェンバ内で行った（図 3-7）．排気には，ロータリーポンプ（アルバック社製，VD401，図 3-8），ターボ分子ポンプ（大阪真空社製，TG900MVAB，図 3-9）を用いている．チェンバ内部の圧力はピラニ／電離真空計（ファイファー社製，PKR-251，図 3-10）を用いて測定した．

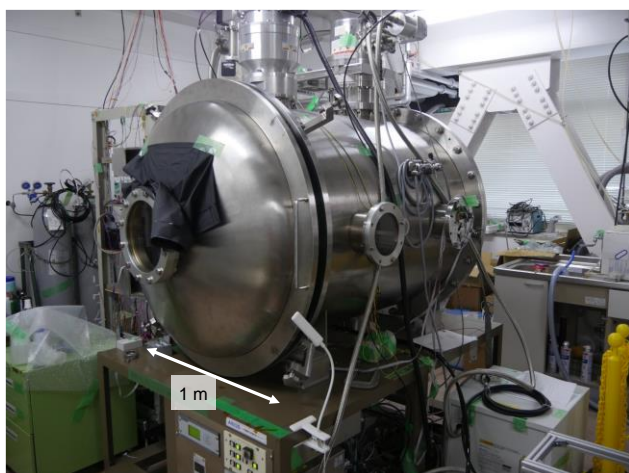


図 3-7 気化室実験に用いたチェンバ



図 3-8 アルバック社製ロータリーポンプ (VD401)



図 3-9 大阪真空社製ターボ分子ポンプ (TG900MVAB)

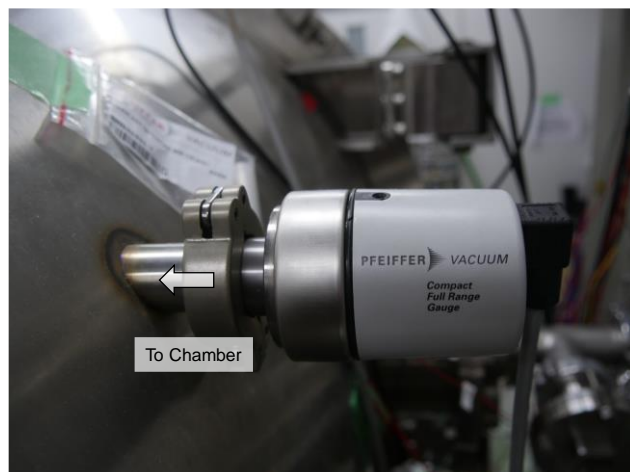


図 3-10 ファイファー社製ピラニ／電離真空計 (PKR251)

3.3.2 推力測定系

推力の測定は重力振り子式スラストスタンドを用いて行った（図 3-11）。このスタンドはノズル実験のものとは異なるが，設計思想，特性は同じであるため，詳細は 2.3.2 を参照のこと。変位計はオムロン社製 LED 変位計（Z4D-F04A）を用いた。電子天秤はノズル実験と同じものを用いている（図 2-17）。

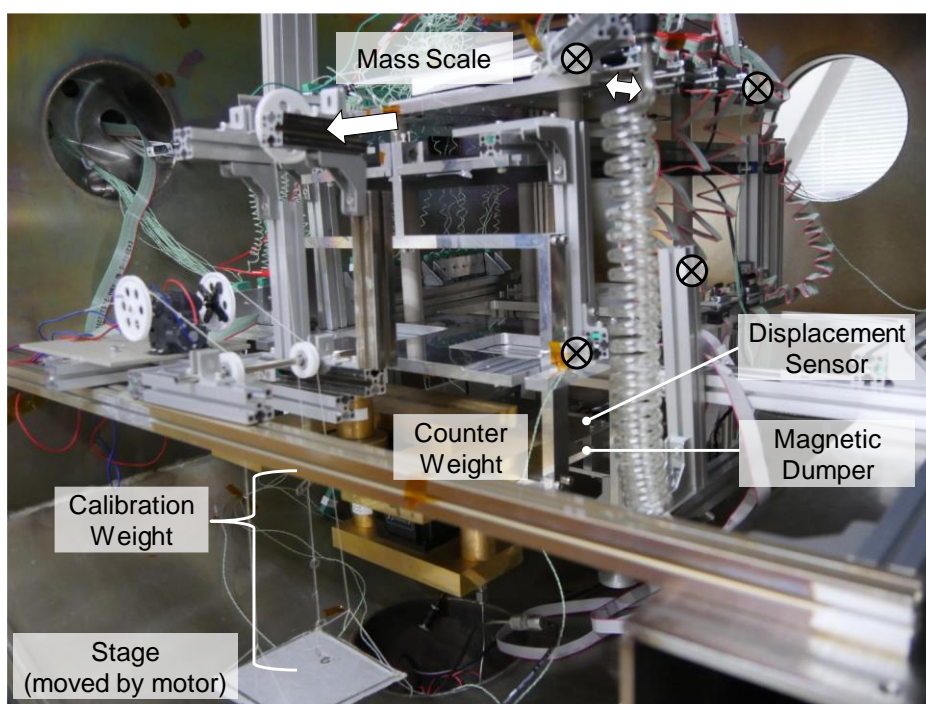


図 3-11 推力測定系写真と機器配置

3.3.3 実験に用いたスラスタ

実験に用いたスラスタは図 3-12 の写真の通りである。スラスタヘッド、気化室、タンクが搭載されている。スラスタヘッドに用いている熱絶縁器、固定パネルはノズル実験と同一のものであるが、熱絶縁器はなく、スロート径 2.6 mm、開口比 60 のノズルが取り付けられているのみである。ノズルにはヒーター（オメガ社、KHLV-0504/10-P）が直接取り付けられている。気化室の内部構造は図 3-13 に示すとおりである。液体の水は楕円形の蒸発空間に噴射され、水蒸気のみが下流のラビリンス流路を抜け、外部へ放出される。ヒーターが裏面（オメガ社製、KHLV-0504/10-P）と上面（坂口電熱社製、CRA162）に取り付けられている。本体は A5052、上面は可視化のためにアクリルを用いている。圧力は上流と下流の二か所で、測定している（使用圧力計は図 2-26）。タンクは、上部に押しガスを供給し、重力によって気液分離を行う系となっている。タンク圧力（＝水噴射圧力）は妙徳社製差圧系（MPS-R33RC-NGAT）を用いて測定した。タンクから気化室に水を噴射するバルブ（Regulation Valve）は Lee 社製 IEPA バルブ（IEPA1221141H）を用い、気化室からスラスタヘッドに水を供給するバルブ（Thruster Valve）は Lee 社製 LHD バルブ（LHDB 0442145D）を 4 つ並列で用いた。

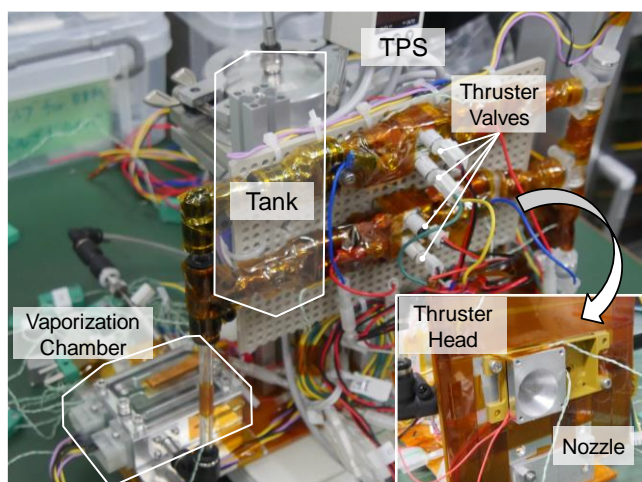


図 3-12 気化室実験用スラスタ写真と機器配置

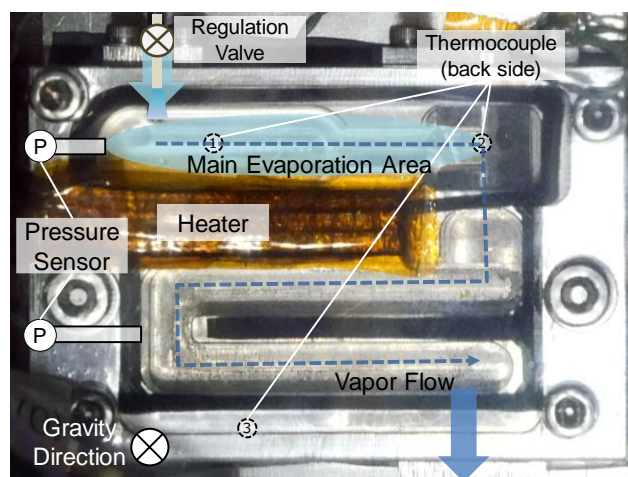


図 3-13 可視化気化室構造と機器配置（紙面奥向きが重力方向）

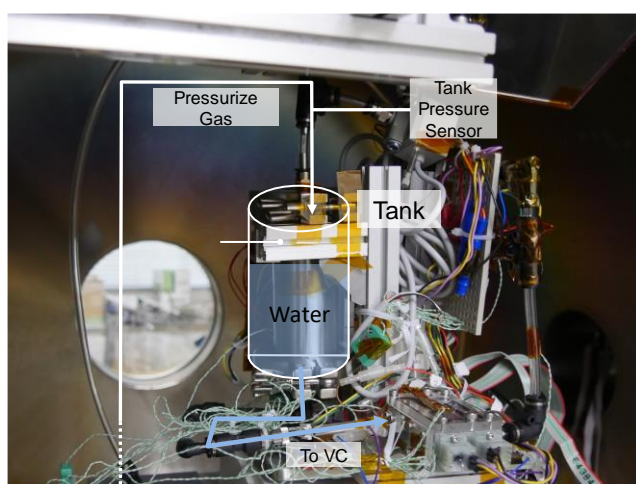


図 3-14 重力気液分離タンクと内部状況

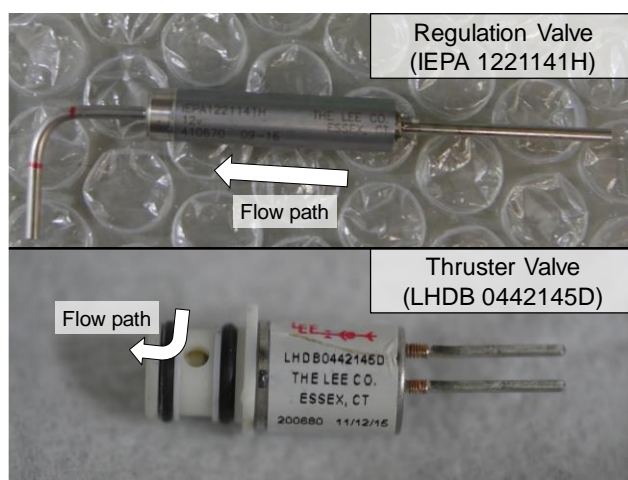


図 3-15 実験に使用しているバルブ 上：RV (IEPA 1221141H) 下：TV (LHDB 0442145D)

3.4 実験手法

スラストバルブを開けた状態で，RV を開閉し，気化室内へ液体を供給する．同時に気化室ヒーター（VH）を作動し，水が蒸発する潜熱を賄う．液滴の大半が蒸発したのち，再び液滴を気化室内に噴射－蒸発を繰り返す（図 3-16）．この時の挙動は，チェンバの外からビデオカメラを用いて撮影し，画像として取得することができる．

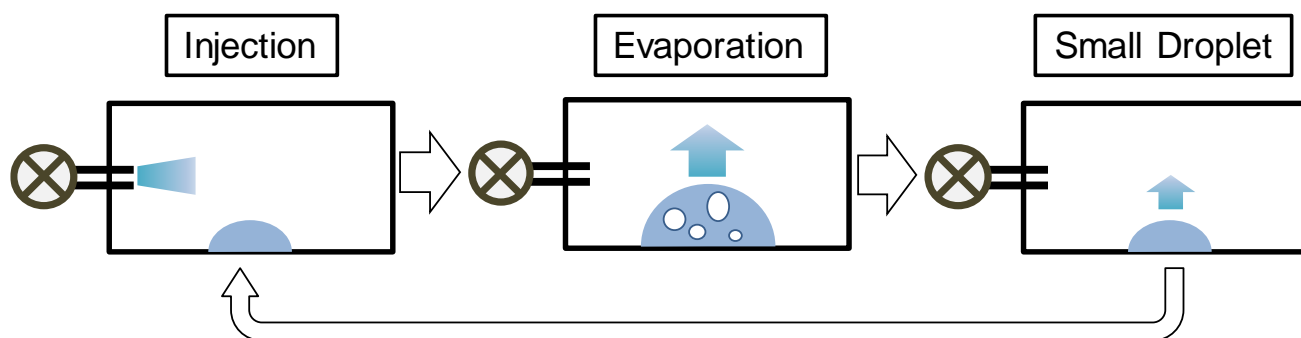


図 3-16 気化室への液滴噴射の様子

行った各実験の操作パラメーターは以下である．

表 3-1 実験操作パラメーター

操作パラメーター	実験#01	実験#02	実験#03	実験#04	実験#05	実験#06
VH 電力/W	14	14	14	12	12	16
RV ヒーター電力/W	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
PH 電力/W	1.35	1.35	1.35	0	0	3.17
一度の RV Open 時間 t_o /s	0.50	0.75	1.00	0.5	0.5	0.5
RV Open 間隔 τ /s	80	120	160	80	80	60
タンク圧力 P_t /kPa	100 – 110	100 – 110	100 – 110	80 – 90	70 – 80	60 – 70
気化室初期温度/°C	27.0	23.6	22.3	31.5	24.9	29.8

このうち，一度の RV Open 時間 t_o と噴射圧力 P_t を与えることで，一度の水の噴射量 m_{inj} が決定される．なお，RV Open 間隔 τ は， $\tau \times (\text{VH 電力}) \sim m_{inj} \times \Delta_{vap} H$ となるように設定している．

実験時の測定パラメーターは以下である．

表 3-2 実験時測定パラメーター

測定パラメーター	範囲
気化室圧力 (2 か所) P_{VC}/kPa	0 – 10
ノズル圧力 P_C/kPa	0 – 10
気化室壁面温度 (3 か所) $T_{VC}/^{\circ}\text{C}$	< 50
PH 温度 T_H (2 か所) $/^{\circ}\text{C}$	< 100
スタンド変位 d/mm	0 – 1.6
天秤上質量 M/g	< 2000
蒸発部映像	(30 fps)

これらの測定量から推力を算出する方法は、2 章と同じなので省略する．実験時の流量についても、2 章と同じく作動前後質量とノズル圧力から算出している．

3.5 実験結果

実験#01-06 について、実験の全時間履歴と最終サイクルの一つ手前のサイクルについて拡大したものを図 3-17 から図 3-22 図 3-22 に示す。特に最終サイクルの一つ手前を拡大して表示する理由は、なるべくサイクルを繰り返して気化室内に定常的な温度分布を形成している状況の蒸発の様子を確認したいためである。加えて、図 3-23 に実験#01 の拡大サイクルについてその蒸発の様子の写真を示す。

拡大時間履歴について、すべてのパラメーターの作動について、噴射後立ち上がったのち、気化室圧力、流量がやや急に減少、その後なだらかになる傾向がみられる。これは気化室に噴射された水の温度が低下し、水の中にある程度定常な温度分布を形成するまでの蒸発状況である。また、なだらかになったあと、サイクル時間の 7~8 割ほどのところで、再び急に低下する傾向がみられる。この現象は気化室内の液滴の急激な減少によって起きる。これは図 3-23 において、アクリル窓に付着した水以外がすべて蒸発しきっている状況と対応している。

また、蒸発中に圧力波形に細かい山のようなものが見えるが、これは突沸によるものであり、その頻度は作動によって異なる。実験#03,04,05 では比較的頻度は少なく、1 サイクル中に数回程度である。これに対して、ほかの作動では数秒に 1 度程度の突沸が起こっていることが分かる。実験#03,04,05 は他の作動に比べると一度の噴射量が少ない作動である。したがって、気化室壁面から蒸発面までの液体の厚みが小さく、熱伝導のみである程度潜熱を賄うことができたと考えられる。ほかの作動は熱伝導では賄えず、過加熱の状態になり、突沸が生じたと思われる。

また、取得した蒸発時の動画から、噴射直後は対流を伴った沸騰が多く起きていた。また 10 秒程度経過後、噴射の勢いはほぼなくなり、水はプール状態に移行する。実験プール状態においては、頻度は実験によるが、急な突沸を伴った核沸騰が定期的に引き起こされる状態になった。

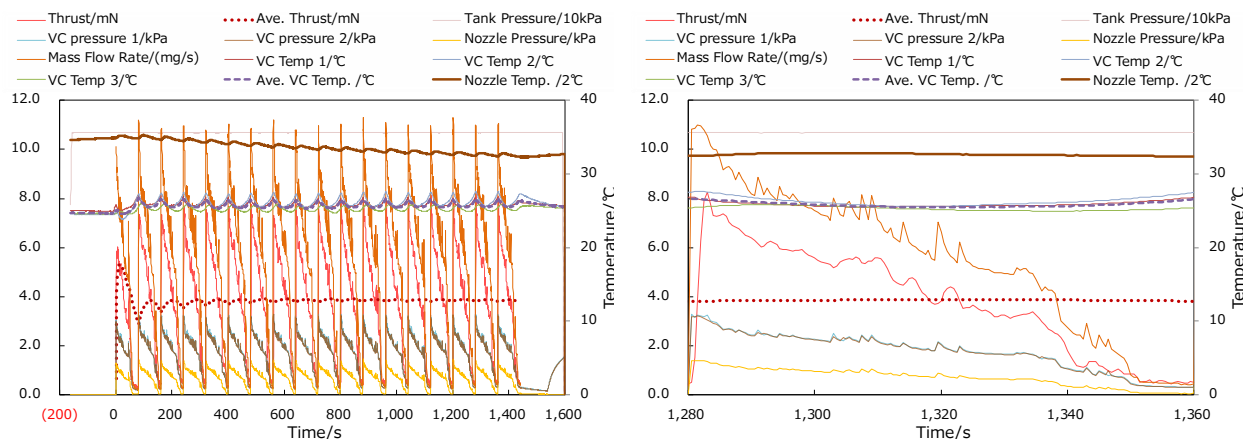


図 3-17 実験#01 の全時間履歴 (左) と 13 サイクル目拡大 (右)

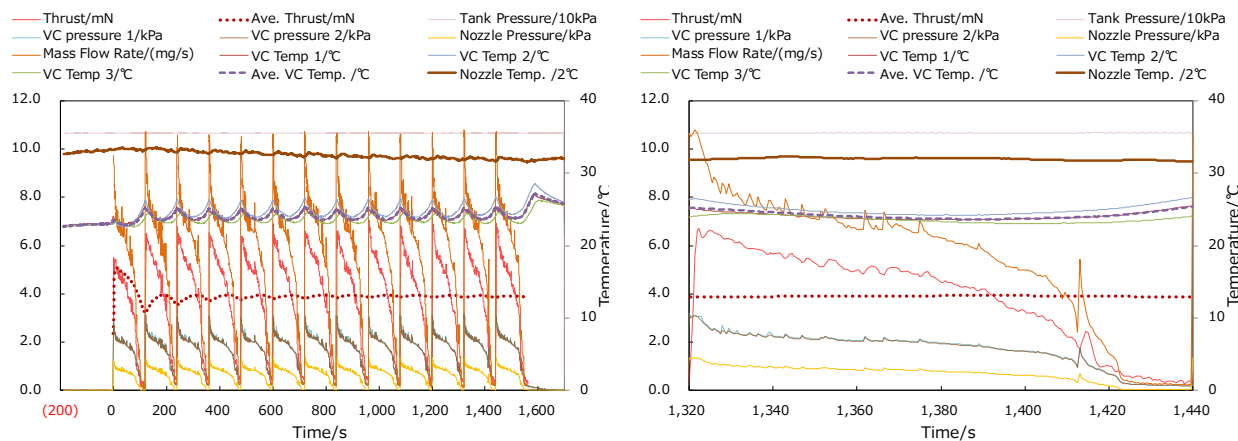


図 3-18 実験#02 の全時間履歴 (左) と 12 サイクル目拡大 (右)

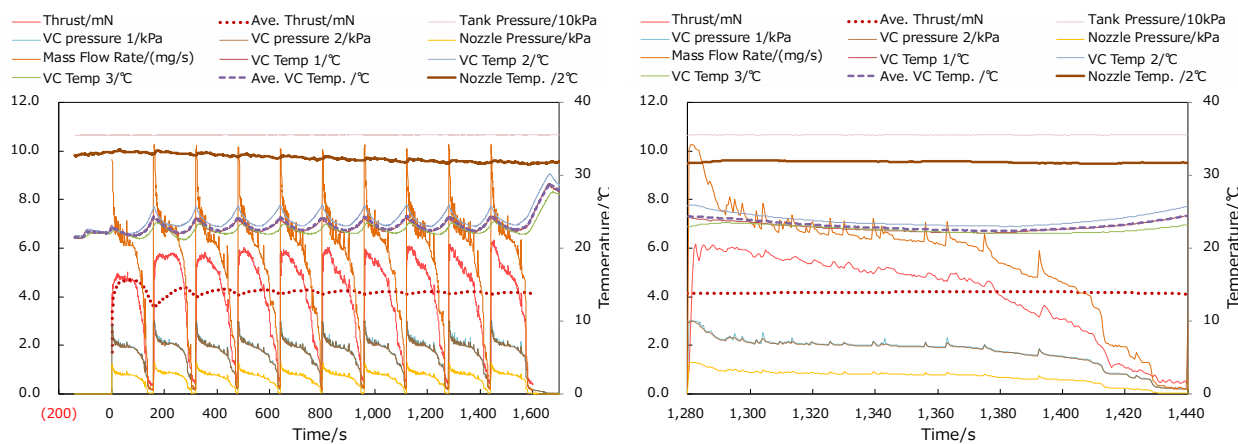


図 3-19 実験#03 の全時間履歴 (左) と 9 サイクル目拡大 (右)

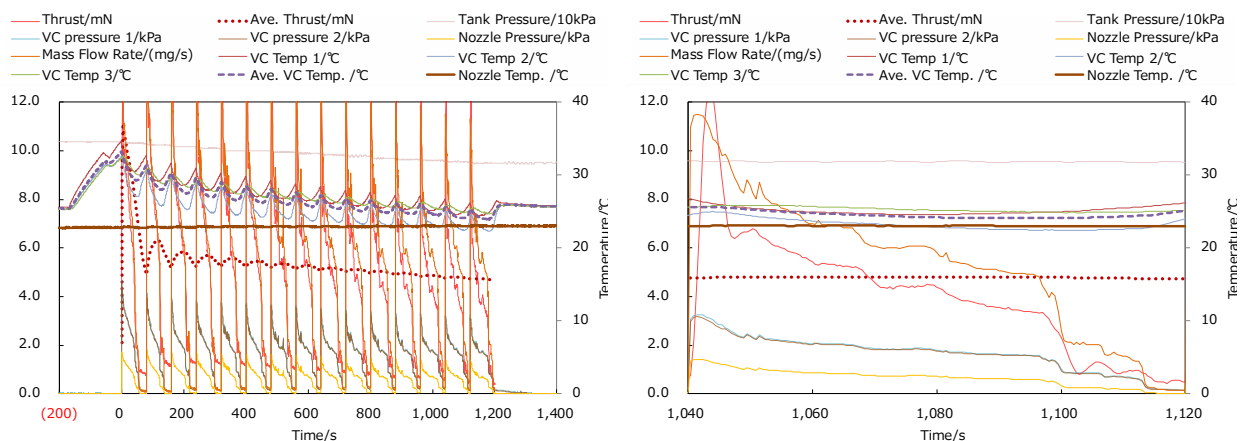


図 3-20 実験#04 の全時間履歴 (左) と 14 サイクル目拡大 (右)

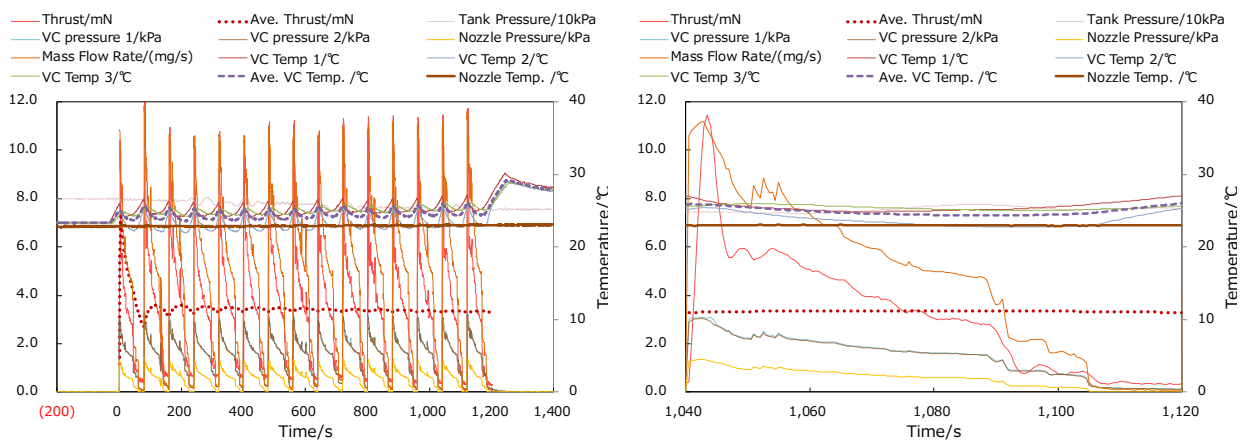


図 3-21 実験#05 の全時間履歴 (左) と 14 サイクル目拡大 (右)

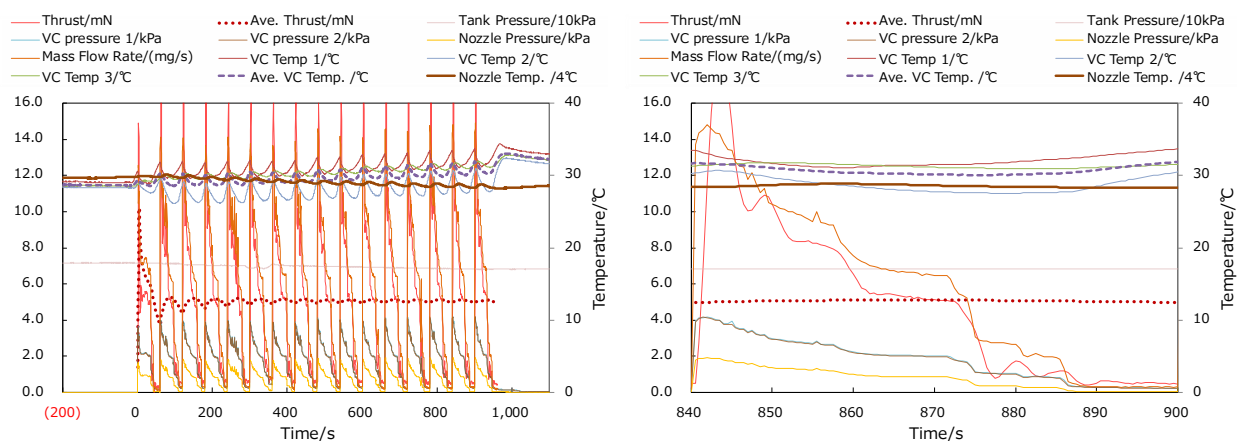
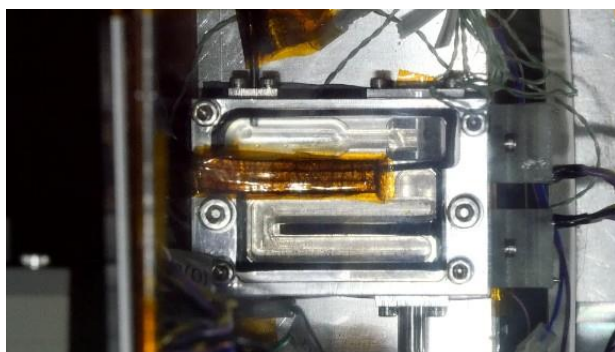


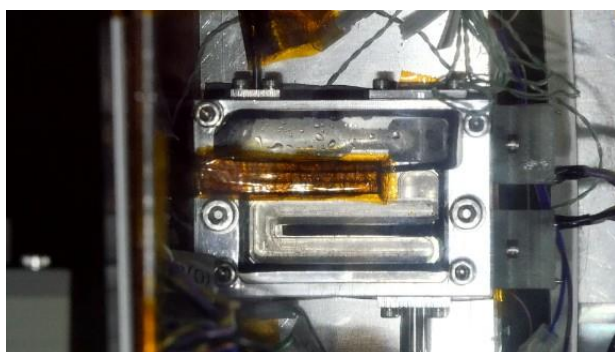
図 3-22 実験#06 の全時間履歴 (左) と 15 サイクル目拡大 (右)



Time=0s (before injection)



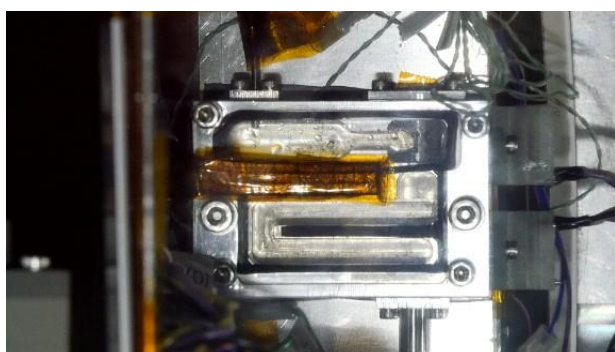
Time=1s (just after injection)



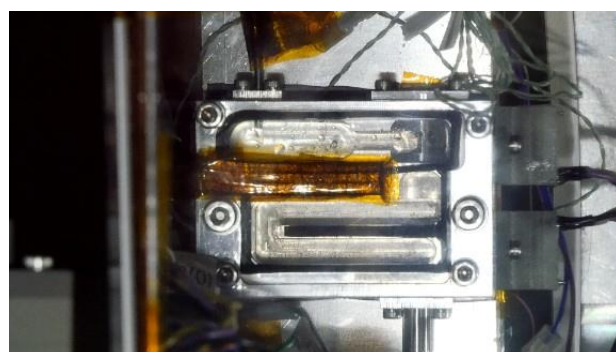
Time=5s (injected water become stable)



Time=10s (gravity surface start to get dry)



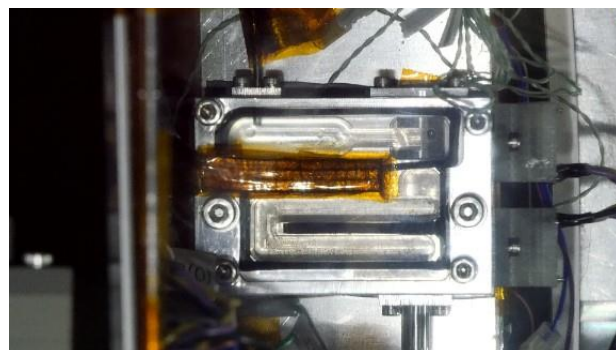
Time=20s (vaporization room get almost dry)



Time =30s (water in right side room vaporizing)



Time=50s (droplet attaching window vaporizing)



Time=80s (almost of all water vaporized)

図 3-23 実験 #01 の 13 サイクル目の蒸発過程の写真

3.6 蒸発モデルによる計算と実験の比較

3.6.1 熱伝達係数の決定

実際に画像で取得した蒸発状況のデータより，噴射直後は対流を伴った沸騰，10 秒程度のちからはプール状態における沸騰が支配的であることが分かった．しかしその沸騰は連続的ではなく，定期的である．この状況を考えるために沸騰特性曲線を考えた（図 3-24）．沸騰が連続的でないこと，液滴は気化室壁面に付着しているように見えることから，本蒸発における過熱度の領域は，赤丸で囲った部分核沸騰領域周辺であることが推測できる．さらにその部分を拡大したものを同図に示した．流動の有無における沸騰開始点は，流速によらず過熱度のみにより，核沸騰への遷移後の熱流束は同一であることが分かる⁹²．また，極大熱流束 q_{max} について，以下の関係式が Kutateladze によって与えられており⁹³，圧力が低下するほど，極大熱流束点は低下する．したがって低圧環境における本蒸発において発達した核沸騰領域はほとんど存在しなかったと推測される．

$$\frac{q_{max}}{\Delta_{vap} H \rho_v} = \left[\frac{\rho_v^2}{\Gamma g (\rho_l - \rho_v)} \right]^{0.25} = 0.16 \quad (42)$$

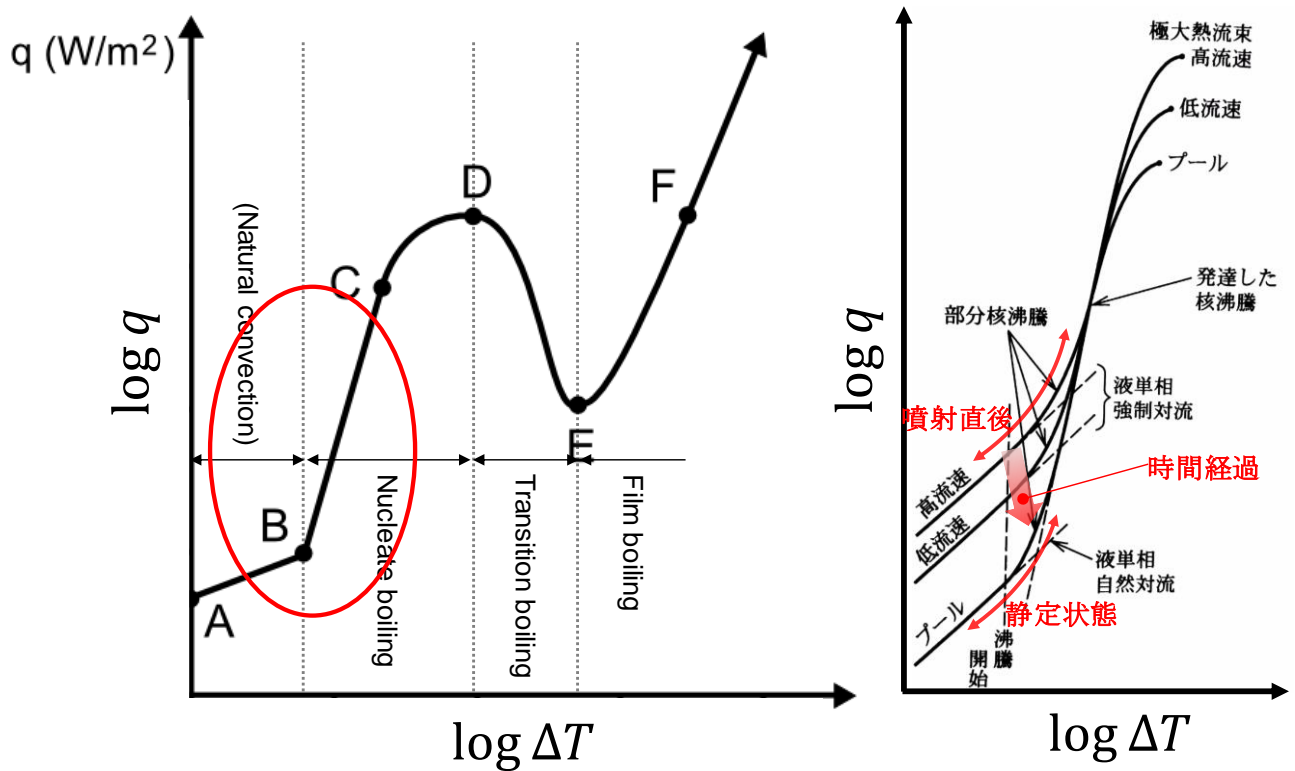


図 3-24 沸騰特性曲線と沸騰開始周辺の拡大図（右）⁹²

ここで，部分核沸騰領域とは，対流と沸騰の両方の効果が与えられる領域であり，定式化された式は存在しない．したがって，本研究では対流熱伝達率を h_c ，沸騰熱伝達率を h_b としたときの対流支配率を χ として全体の熱伝達率 h_{total} を考える．以上を式で書くと以下ようになる．

$$h_{total} = \chi h_c + (1 - \chi) h_b \quad (43)$$

この対流—沸騰支配率 χ を解析的に考えるのは難しい。したがって

- 対流—沸騰支配率 χ は実際の実験からフィッティングで求める

ものとする。ここで、フィッティングは、計算気化室圧力と実験によって得られた気化室圧力の差の二乗について、計算領域前提で和を取り、それを最小化する χ を($0 \leq \chi \leq 1$)の範囲で調べることで行う。このフィッティングは代表として実験#01で行い、他の実験についても同じ χ を用いる。

ここで、 h_c は時間的に、強制対流が支配的な領域（噴射直後）と自然対流が支配的な領域（噴射後静定時）とに分けられる。噴射のインパルスのな強制対流は流体抵抗を考えると自然対数の時間乗の割合で減少するはずである。したがって、噴射により与えられる速度 $u(t)$ は、初速度を u_0 として以下のような関数形でかける。

$$u(t) = u_0 \exp(-t\alpha) \quad (44)$$

画像より得たデータから、

- 噴射終了 8 秒後に初速度の 1%の速度になる

と仮定すると、 $\alpha = 0.576$ と計算される。

強制対流と自然対流の移行については、計算の簡単のために、

- 噴射終了 8 秒後に、強制対流から自然対流に対流熱伝達方式が変わると仮定する。したがって、対流熱伝達項は以下ようになる。

$$h_c(t) = \begin{cases} h_{c,\text{forced}} & (t \leq t_{\text{st}}) \\ h_{c,\text{natural}} & (t > t_{\text{st}}) \end{cases} \quad (45)$$

強制対流熱伝達係数 $h_{c,\text{forced}}$ を計算するうえで、

- 液滴の流れは一様温度平板上で場所によらず速度は一定

を仮定する。この時、ヌッセルト数 Nu は経験的に以下の値で得られる。

$$Nu = \frac{h_{c,\text{forced}}L}{\lambda} = \begin{cases} 0.0458Re^{0.5}Pr^{1/3} & (\text{Laminar flow: } Re < 2300) \\ 0.0370Re^{0.8}Pr^{1/3} & (\text{Turbulent flow: } Re > 2300) \end{cases} \quad (46)$$

自然対流熱伝達係数 $h_{c,\text{natural}}$ を計算するうえで、

- 水平平板上に一様温度で液体が静置されている

状況を仮定する。この時、ヌッセルト数 Nu は経験的に以下の値で得られる。

$$Nu = \frac{h_{c,\text{natural}}L}{\lambda} = \begin{cases} 0.54(Gr \cdot Pr)^{1/4} & (10^4 < Gr \cdot Pr < 10^7) \\ 0.15(Gr \cdot Pr)^{1/3} & (10^7 < Gr \cdot Pr < 10^{11}) \end{cases} \quad (47)$$

なお、プラントル数 Pr 、グラスホフ数 Gr は、動粘性係数を ν として以下の式で与えられる。

$$Pr = \frac{\nu}{a} = \frac{\mu c_p}{\lambda} \quad (48)$$

$$Gr = \frac{L^3 g \beta (T_w - T_l)}{\nu^2} \quad (49)$$

また、核沸騰における熱伝達係数は Kutateladze の式として知られる以下の式で計算する。

$$\frac{h_b D_L}{\lambda_l} = 7.0 \times 10^{-4} Pr^{0.35} \left(\frac{q D_L}{\rho_v \Delta_{\text{vap}} H v_l} \right)^{0.7} \left(\frac{P D_L}{\Gamma} \right)^{0.7} \quad (50)$$

$$D_L = \sqrt{\frac{2\Gamma}{g(\rho_L - \rho_v)}} \quad (51)$$

ここで、熱伝導の関係式から

$$h_b = \frac{q}{T_w - T_l} \quad (52)$$

であるので、この二式を連立することで熱伝達係数と熱流束が求められる。

3.6.2 気化室内への液滴噴射量の関数化

気化室内への液滴の噴射量 m_{inj} は、一度の RV Open 時間 t_o と噴射圧力 P_t を与えることで、決定される。その関係性は、一般的な円管内流れに基づき、

$$m_{inj} = at_o\sqrt{\Delta P} \quad (53)$$

と表すことができる。流量と開閉時間の積が流出量に等しいとし、その比例係数を a にまとめている。実際に蒸気の実験系を用いてその関係性を調べた結果を図 3-25 に示す。また、その結果に従って、最小二乗法により a を求めたところ、

$$a = 0.002472 \text{ g/s}^2 \text{ Pa}^{0.5} \quad (54)$$

を得た。

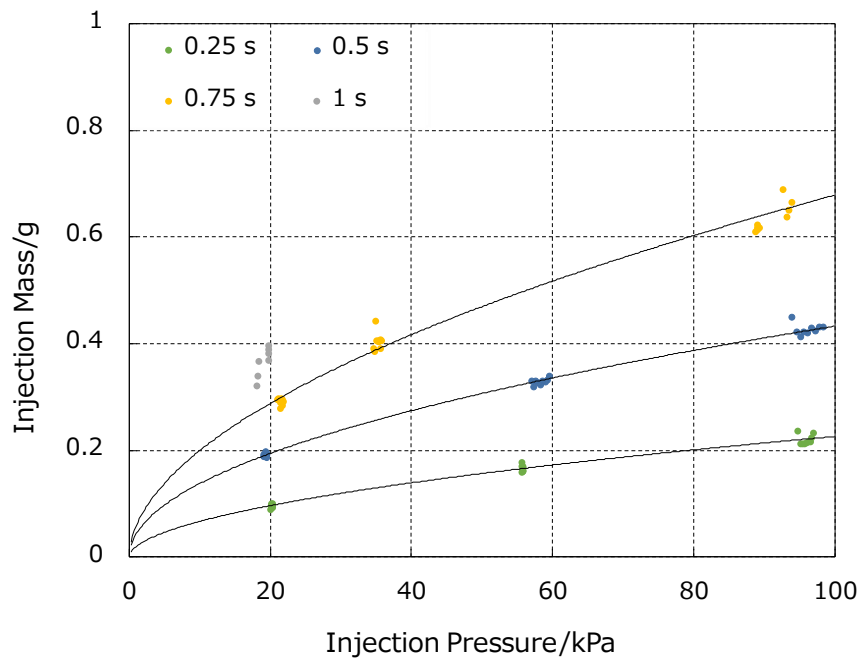


図 3-25 噴射圧力、バルブ開閉時間と噴射量の関係（1/2 乗のカーブで結んだ）

3.6.3 流出コンダクタンスの算出

気化室下流の気体のコンダクタンスは以下のように算出される。

$$C_t(t) = \frac{\dot{m}(t)}{P_{vc}(t)} \quad (55)$$

実際に上記の実験からコンダクタンスをプロットしたものが図 3-26 である。十分に流体の濃い領域では、コンダクタンスは一定値となるが、本気化室が作動する圧力領域ではコンダクタンスが上流圧力の関数となっていることが分かる。中間領域かつ様々な系の複合である本実験系では、解析的にコンダクタンスを関数化することが難しい。蒸発モデルの計算には対数フィッティングによって求めた以下の値をコンダクタンスとして用いる。

$$C_t(P_{vc}) = (0.199 \log P_{vc} + 2.58) \times 10^{-9} \text{ kg/Pa} \quad (56)$$

なお上記の式上で P_{vc} の単位は Pa である。

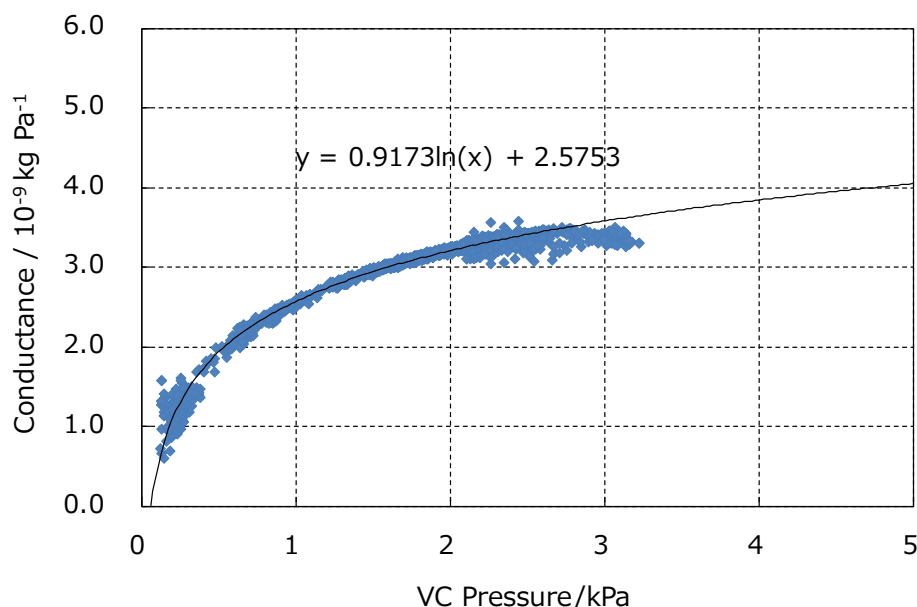


図 3-26 気化室実験系における気化室圧力とコンダクタンスの関係

3.6.4 時間履歴計算結果

以上までのモデル化により、初期条件を設定することで、差分方程式から数値計算により蒸発過程を解くことができる。

実験#01 に対して、これまで述べてきた蒸発過程の定式化を用いて差分方程式として解いたものが図 3-27 である。計算に使用する物性値は NIST データベースより取得した⁷⁸⁾。また、ここで計算の初期条件および計算条件は、実験結果を参考に以下のように決定した。

表 3-3 実験#01 模擬計算における計算条件値

計算条件	値
噴射時間 t_0/s	0.5
初期水温度 $T_{w,0}/^{\circ}C$	30.00
初期水温度 $T_{vc,0}/^{\circ}C$	26.56
ヒーター入熱 W_H/W	14.5
気化室体積/ mm^3	40000
凝縮係数 σ	0.1

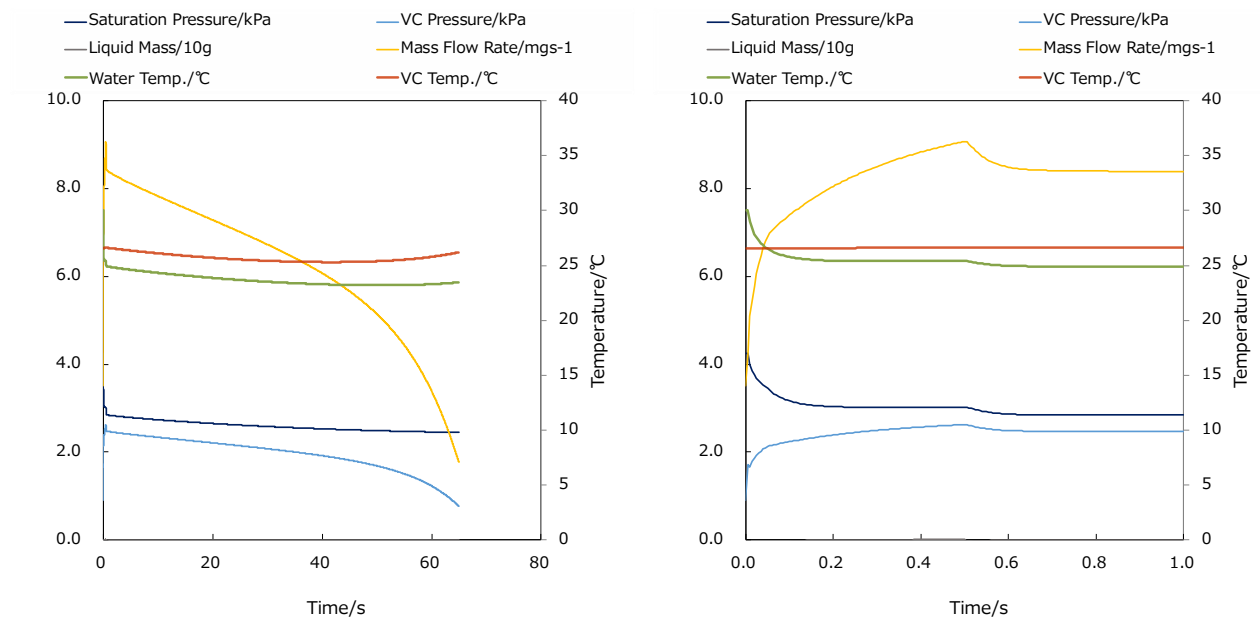


図 3-27 差分方程式による気化室内状況の計算結果（左：液滴の 99%が蒸発するまでの時間履歴，右：噴射時周辺の時間履歴の拡大）

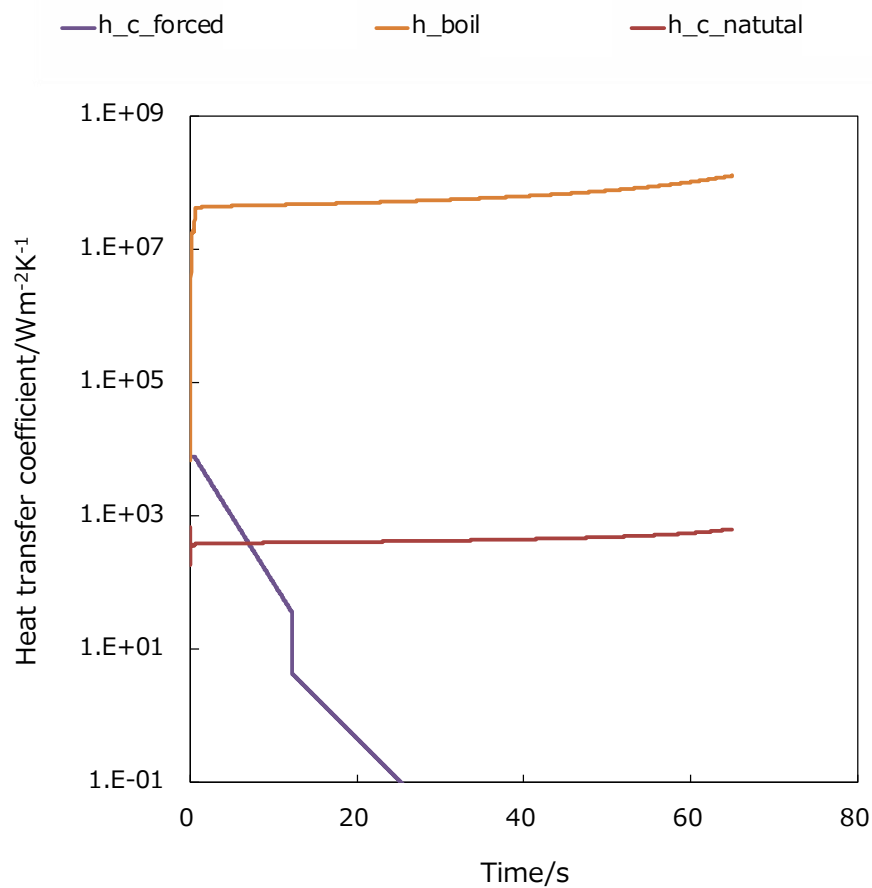


図 3-28 蒸発履歴計算時における各熱伝達係数の変動

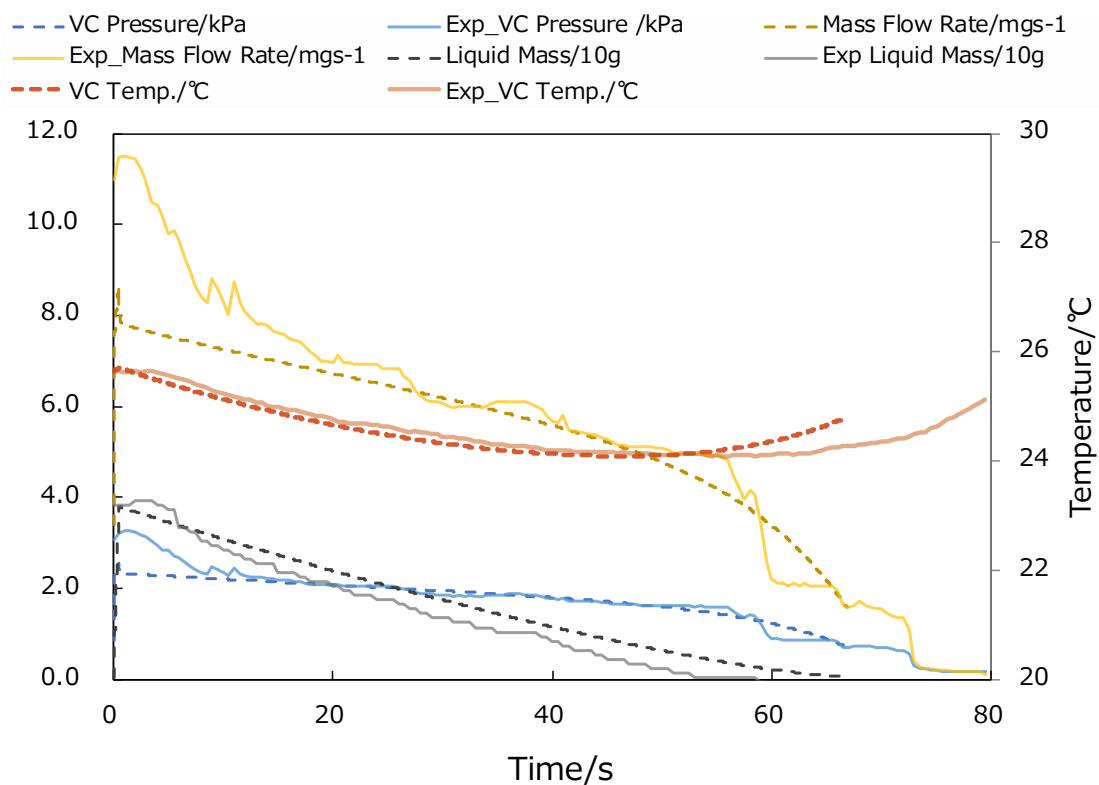


図 3-29 実験#01 13 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

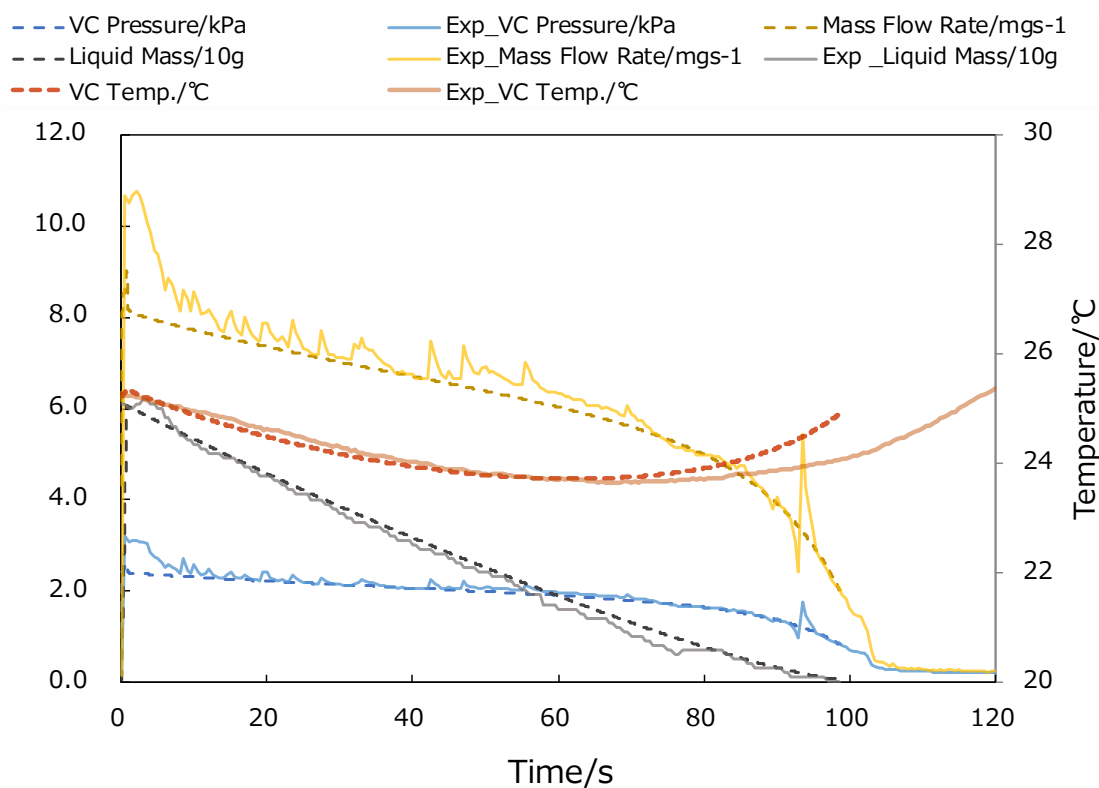


図 3-30 実験#02 12 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

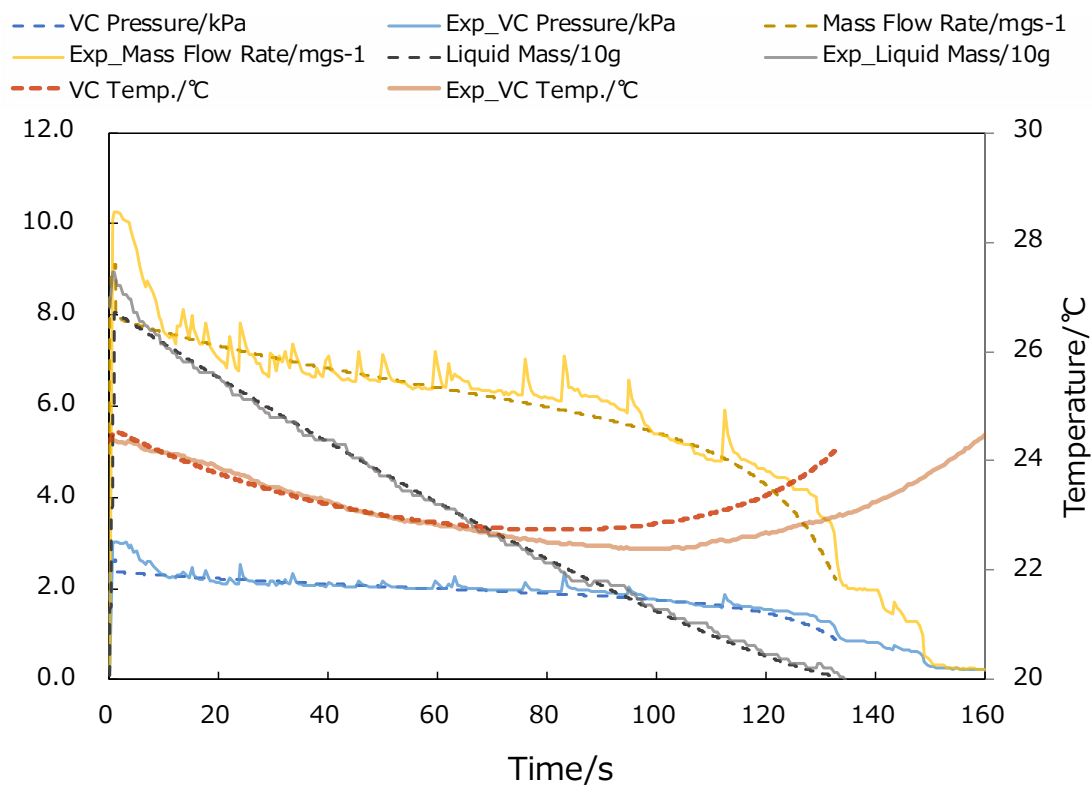


図 3-31 実験#03 9 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

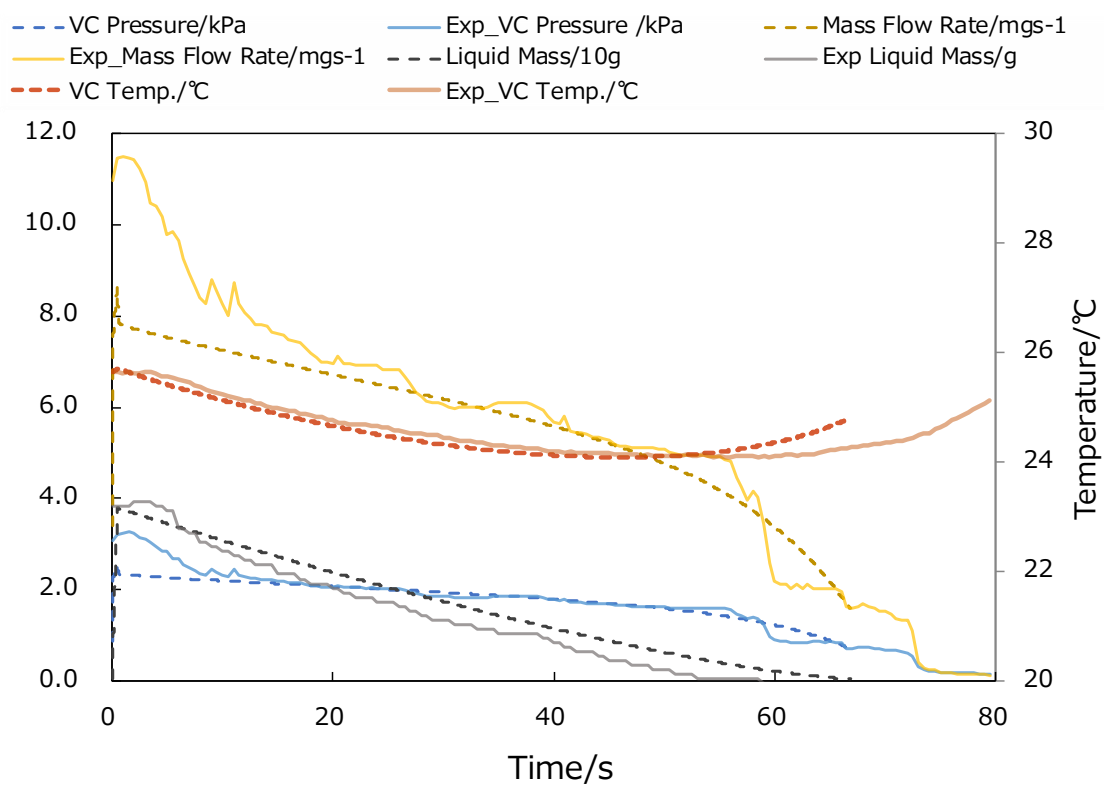


図 3-32 実験#04 14 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

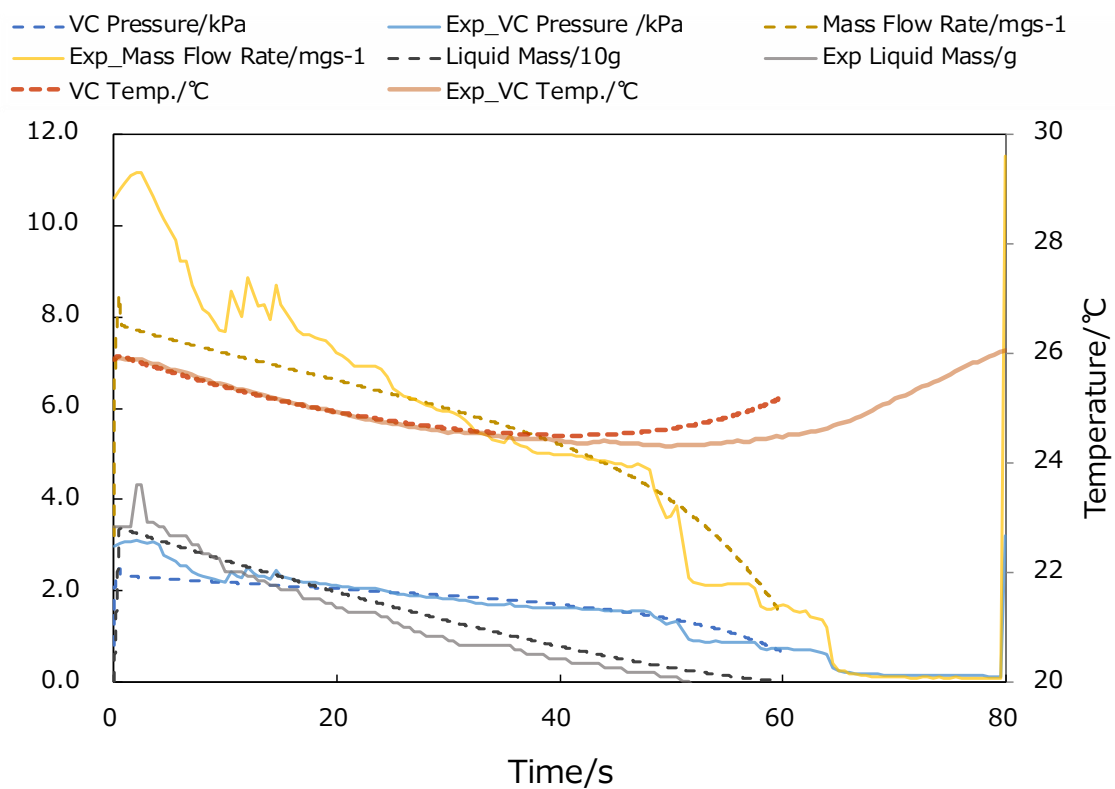


図 3-33 実験#05 14 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

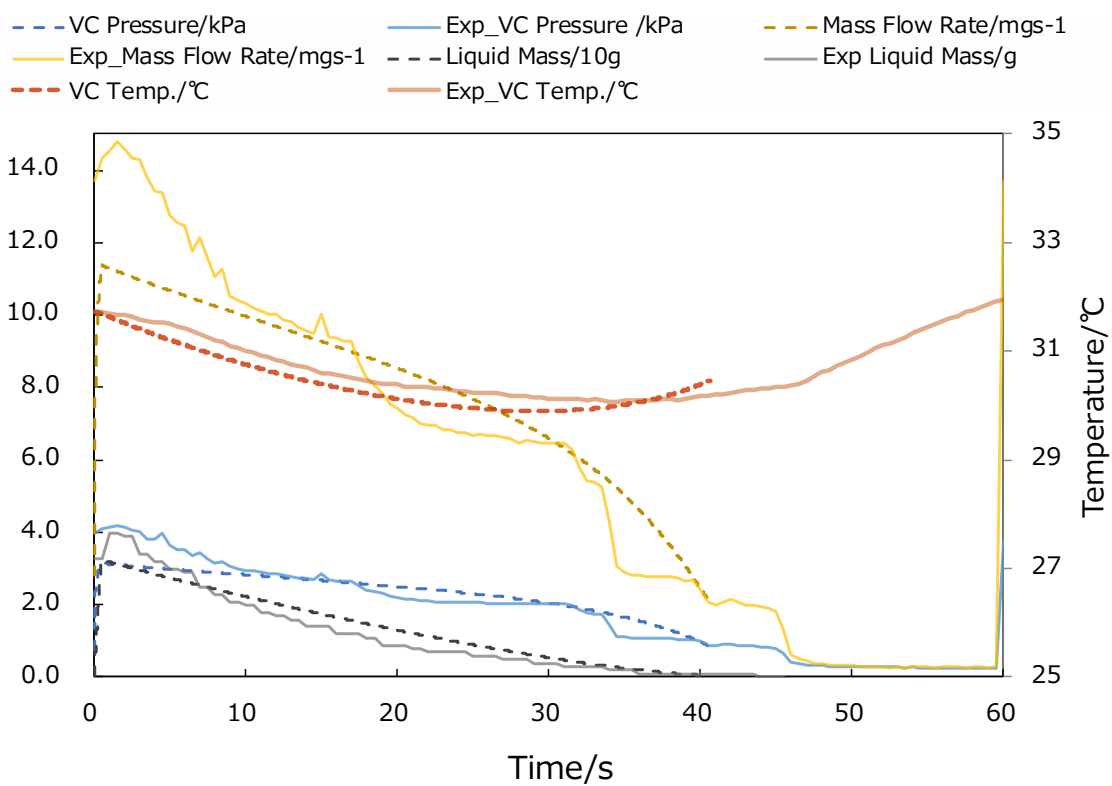


図 3-34 実験#06 15 サイクル目の実験結果（実線）とサイクル開始時条件による計算結果（点線）

3.7 考察

上記の計算，ならびに実験結果について考察する．

すべての実験にみられる細かい波形は突沸によるものであるが，沸騰を定常現象的に入れ込んでいる計算中にはこの細かい山は現れない．この細かい波形は実験ごとに異なる位置，頻度でみられるが，時間の経過によって比較的小さくなっていく傾向がみられる．これは，液体の蒸発量の減少に伴って液体内の熱の移動が小さくなることから，過熱度の上昇が遅くなり，結果沸騰頻度も減少していると考えられる（図 3-24）．

次に実験圧力と計算圧力について比較する．計算領域のうち，10 秒以下の部分においては，すべての実験において計算結果以上の圧力上昇が生じた．加えてその圧力は 10 秒程度で急激に減少し，計算結果と同程度の圧力で落ち着く傾向が見られた．動画，並びに計算との比較から，この領域では液体蒸発面積が，計算で考えた半球の仮定より大きいと考えられる．動画では 10 秒程度の部分で気化室内部の壁面が急激に乾き，その後角に液滴が集まる様子が実際に見られた．圧力の山が立ち下がって以降は，計算，実験共に緩やかな減少となり，その絶対値も計算と実験で近い値を示している．この部分は，計算モデルを立てる上で考慮した液滴蒸発面積や熱の伝達がおおむね正しく，想定した状況になっていることがわかる．最後に圧力が急激に落ちる部分については，計算・実験共にみられるが，波形はやや異なる．実験では多くの場合で二段階のステップのような形で圧力が 0 に向かっているが，計算では一度に落ちる．これは液滴付着部が大きく分けて二点（以上）あり，かつその二つに対して温度分布があるという現象で説明が可能である．

温度について考察を行う．気化室の温度の大きな傾向として，蒸発量が多い時に温度が低下し，状態量が下がると温度が回復し始める．この傾向は計算，実験双方で見えているが，温度の上昇フェイズにおいて，計算の方が温度が上昇する速度が速い．この傾向については，現在の気化室の持つ熱容量が周囲の他パーツと結合することによって大きくなっていること，それに加えて放射損があることで説明が可能である．

上記の考察から，気化室内部での蒸発現象は，噴射直後は液滴が広範囲の面積に付着，蒸発し，その後球面に近い形状で定常に近い蒸発を行う．最終的には複数個所の半球が存在し，それが温度勾配に従って蒸発する．熱の伝達は，対流熱伝達が支配的であるが，核沸騰現象も数%オーダーで生じている（熱伝達率としては沸騰が支配的）ことが分かった．それによって求める蒸発量が発生するように気化室，液滴の温度が変化していく．熱は外部への放熱が結果に見られるほどの割合で存在していることが示唆された．

4 まとめ

本研究によって、水レジストジェットスラスタの性能に大きく寄与するノズル内の流れ状況と、気化部の蒸発メカニズムの評価を行った。

4.1 ノズル内流れについて

- スロート径が mm オーダーかつ上流圧が数 kPa (=数 mN オーダー推進機)においてスロートレイノルズ数は $50 < Re < 500$ 程度であった。
- このレイノルズ数領域において、推進機性能に寄与するパラメーターである、推力の幅は 0.3–5 mN であり、比推力は 20–65 s 程度と測定された。
- 実効的なスロート径は製作スロート径の 110%–90% の範囲で Re の増加に従って減少した。この結果は水のノズルスロート上流での凝縮を示唆している。
- ある流量に対して理想的な推力に対する実測推力の比であるノズル効率 η は Re 数の増加に従って 0.2–0.8 の範囲で増加した。これは先行研究の粘性のみの影響に比べて大きく、粘性に加えて凝縮の影響が考えられる。

4.2 気化室内蒸発について

- 6 パターンの実験条件について、サイクル作動を繰り返しながら推力を生成することが実測により確認された。
- 蒸発機構は部分核沸騰による気化室からの熱伝達を伴うものであることが内部の可視化並びに計算値との比較により確認された。
- 蒸発面積大きな区間が噴射直後にあり、その後は半球付着と考えてよいことが、目視と計算値との比較により分かった。
- 温度は外部への熱の逃げが実験結果に影響を与える程度存在していることが示唆された。

参考文献

- ¹ Bhavya Lal, De, E., Blanco, R., Behrens, J. R., Corbin, B. A., Green, E. K., and Picard, A. J., *Global Trends in Small Satellites*, 2017.
- ² Foreman, V. L., Siddiqi, A., and De Weck, O. L., “Large Satellite Constellation Orbital Debris Impacts: Case Studies of OneWeb and SpaceX Proposals,” *AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*, 2017, pp. 1–15.
- ³ Radtke, J., Kebschull, C., and Stoll, E., “Interactions of the space debris environment with mega constellations—Using the example of the OneWeb constellation,” *Acta Astronautica*, vol. 131, Feb. 2017, pp. 55–68.
- ⁴ Chen, C., Hwang, F., and Hsueh, C., “Mission studies on constellation of LEO satellites with remote-sensing and communication payloads,” *Earth Observing Systems XXII*, J.J. Butler, X. (Jack) Xiong, and X. Gu, eds., SPIE, 2017, p. 6.
- ⁵ Wekerle, T., Filho, J. B. P., da Costa, L. E. V. L., and Trabasso, L. G., “Status and trends of smallsats and their launch vehicles - An up-to-date review,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 9, 2017, pp. 269–286.
- ⁶ Skanke, P. E., and Roger Birkeland, “CUBESAT PROPULSION – EXPANDING THE POSSIBILITIES OF THE AFFORDABLE,” *4S Symposium - Small Satellites, Systems and Services*, 2018.
- ⁷ Buchen, E., “SpaceWorks ’ 2014 Nano / Microsatellite Market Assessment,” *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2014, pp. 1–5.
- ⁸ Williams, Caleb ; Doncaster, Bill; Shulman, J., *SpaceWorks ’ 2018 Nano / Microsatellite Market Forecast, 8th Edition*, 2018.
- ⁹ 趙 孟佑, コンステレーションビジネス時代の到来を見据えた小型衛星・小型ロケットの技術戦略に関する研究会報告書, 2018.
- ¹⁰ Puig-Suari, J., Turner, C., and Twiggs, R. J., “CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch,” *15TH Annual/USU Conference 1 on Small Satellites*, 2001.
- ¹¹ Poghosyan, A., and Golkar, A., “CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, Jan. 2017, pp. 59–83.
- ¹² Lemmer, K., “Propulsion for CubeSats,” *Acta Astronautica*, vol. 134, May 2017, pp. 231–243.
- ¹³ Mauthe, S., Pranajaya, F., and Zee, R. E., “The Design and Test of a Compact Propulsion System for CanX Nanosatellite Formation Flying,” *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2005, p. 12.
- ¹⁴ Sarda, K., Grant, C., Eagleson, S., Kekez, D. D., and Zee, R. E., “Canadian Advanced Nanospace experiment 2: On-orbit experiences with an innovative three-kilogram satellite,” *22th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2008.
- ¹⁵ Bridges, C. P., Kenyon, S., Shaw, P., Simons, E., Visagie, L., Theodorou, T., Yeomans, B., Parsons, J., Lappas, V., Underwood, C., Jason, S., Mellor, D., Navarathinam, N., Wellstead, P., Schofoeld, A., Linehan, R., Barrera-Ars, J., Dyer, B., Liddle, D., and Sweeting, M. N., “A Baptism of Fire : The STRaND-1 Nanosatellite,” *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 44, 2013, p. SSC-13-X-3.

- ¹⁶ Liddle, D., Dyer, B., Parsons, J., Pollard, M., Feltham, D., Taylor, R., Mellor, D., Schofield, A., Linehan, R., Long, R., Fernandez, J., Kadhem, H., Davies, P., and Holt, N., “62nd International Astronautical Congress, Cape Town, SA. Copyright ©2011 by Surrey Satellite Technology Ltd. All rights reserved.,” *62nd International Astronautical Congress*, 2011, pp. 1–19.
- ¹⁷ Guo, J., Bouwmeester, J., and Gill, E., “In-orbit results of Delfi-n3Xt: Lessons learned and move forward,” *Acta Astronautica*, vol. 121, Apr. 2016, pp. 39–50.
- ¹⁸ Zandbergen, B. T. C., and Cervone, A., “Cubesat Micro-Propulsion Systems for Extending the Capabilities of Academic Projects,” *65th International Astronautical Congress*, 2014.
- ¹⁹ Bonin, G., Roth, N., Armitage, S., Newman, J., Risi, B., and Zee, R. E., “CanX–4 and CanX–5 Precision Formation Flight: Mission Accomplished!,” *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Sep. 2015.
- ²⁰ Manzoni, G., and Brama, Y. L., “Cubesat Micropropulsion Characterization in Low Earth Orbit,” *29th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015, pp. SSC15-IV-5.
- ²¹ Krejci, D., Mier-Hicks, F., Fucetola, C., Lozano, P., Schouten, A. H., and Martel, F., “Design and Characterization of a Scalable ion Electrospray Propulsion System,” *Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT*, 2015, pp. 1–11.
- ²² Kolbeck, J., Lukas, J., Teel, G., Keidar, M., Hanlon, E., Pittman, J., Lange, M., and Kang, J., “μCAT Micro-Propulsion Solution for Autonomous Mobile On-Orbit Diagnostic System,” *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 5, 2016, pp. 1–6.
- ²³ Lukas, J., Teel, G., Kolbeck, J., and Keidar, M., “High thrust-to-power ratio micro-cathode arc thruster,” *AIP Advances*, vol. 6, Feb. 2016, p. 025311.
- ²⁴ Figueiró, G., *SERPENS CubeSat Mission*, 2014.
- ²⁵ Ltd, M. S., “Pulsed Plasma Thruster (PPT) projects” Available: <https://mars-space.co.uk/ppt>.
- ²⁶ Shufan, W., Wen, C., Yonghe, Z., Willem A, B., and Tao, A., “SULFRO: a Swarm of Nano-/Micro-Satellite at SE L2 for Space Ultra-Low Frequency Radio Observatory,” *28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 3, 2014, p. 9.
- ²⁷ Nelson, S., *PacSci EMC Completes Successful Launch of Company-Owned Demonstrator Satellite*, 2017.
- ²⁸ Sypniewski, R., GmbH, F., and Neustadt, W., “Micropropulsion Subsystems – MicroPulsed Plasma Thruster Propulsion for CubeSats,” *7th European CubeSat Symposium Micropropulsion*, 2015.
- ²⁹ Scharlemanna, C., Birschitzkya, D., Fuchsd, H., Gurya, L., Hauthd, S., Jelesma, D., Kerschbaum, F., Kohl, D., Obertscheider, C., Ottensamer, R., Riel, T., Seifert, B., Sypniewski, R., Taraba, M., Trausmuth, R., and Turetschek, T., *PEGASUS - An Austrian Nanosatellite for QB50*, 2015.
- ³⁰ Maciulis, L., and Buzas, V., “LituanicaSAT-2: Design of the 3U in-Orbit Technology Demonstration CubeSat,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 32, Jun. 2017, pp. 34–45.
- ³¹ Buzas, V., “Development of Green Monopropellant Thruster for 3U CubeSat: LituanicaSAT-2,” *7th European CubeSat Symposium*, 2015.
- ³² Williams, A., *NanoACE Public Summary per 15 CFR §960.5*, 2017.
- ³³ Janson, S., Welle, R., Rose, T., Rowen, D., Hardy, B., Dolphus, R., Doyle, P., Faler, A., Chien, D., Chin, A., Maul, G., Coffman, C., Lumondiere, S. D. La, Nicolette, I., and Hinkley, D., “The NASA Optical

- Communications and Sensor Demonstration Program : Initial Flight Results,” *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 3, 2016, pp. 1–8.
- 34 Krejci, David, Alexander, Reissner, B. S., “Demonstration of the Ifm Nano Feep Thruster in Low Earth Orbit,” *45th Symposium - Small Satellites, Systems and Services*, 2018, pp. 2017–2019.
- 35 Neerav Shah, *CANYVAL-X CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope Alignment Experiment*, 2018.
- 36 Keidar, M., “Micro-Cathode Arc Thruster for small satellite propulsion,” *2016 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2016, pp. 1–7.
- 37 Rowen, D., “AeroCube 12 A&B (AeroCube 12 A&B) - 05.09.18 Overview,” *Nasa* Available: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/main/index.html.
- 38 Good, A., “NASA ’ s First Deep-Space CubeSats Say : ’ Polo ! ’ ” Available: https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=7115&utm_source=iContact&utm_medium=email&utm_campaign=NASAJPL&utm_content=marco20180505-1.
- 39 VACCO Industries, *JPL MarCO Micro CubeSat Propulsion System*, 2015.
- 40 栗木恭一, and 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 2003.
- 41 Levchenko, I., Bazaka, K., Ding, Y., Raiteses, Y., Mazouffre, S., Henning, T., Klar, P. J., Shinohara, S., Schein, J., Garrigues, L., Kim, M., Lev, D., Taccogna, F., Boswell, R. W., Charles, C., Koizumi, H., Shen, Y., Scharlemann, C., Keidar, M., and Xu, S., “Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers,” *Applied Physics Reviews*, vol. 5, Mar. 2018, p. 011104.
- 42 Polk, J. E., Sekerak, M. J., Ziemer, J. K., Schein, J., Niansheng Qi, and Anders, A., “A Theoretical Analysis of Vacuum Arc Thruster and Vacuum Arc Ion Thruster Performance,” *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 36, Oct. 2008, pp. 2167–2179.
- 43 Sutton, G. P., and Seifert, H. S., *Rocket Propulsion Elements*, Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- 44 Scharlemann, C., “Green Advanced Space Propulsion - A project status,” *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011, pp. 1–9.
- 45 Gohardani, A. S., Stanojev, J., Demairé, A., Anflo, K., Persson, M., Wingborg, N., and Nilsson, C., “Green space propulsion: Opportunities and prospects,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 71, Nov. 2014, pp. 128–149.
- 46 Anflo, K., and Möllerberg, R., “Flight demonstration of new thruster and green propellant technology on the PRISMA satellite,” *Acta Astronautica*, vol. 65, Nov. 2009, pp. 1238–1249.
- 47 Woschnak, A., Krejci, D., Schiebl, M., and Scharlemann, C., “Development of a green bipropellant hydrogen peroxide thruster for attitude control on satellites,” *Progress in Propulsion Physics*, Les Ulis, France: EDP Sciences, 2013, pp. 689–706.
- 48 Zakirov, V., Sweeting, M., Lawrence, T., and Sellers, J., “Nitrous oxide as a rocket propellant,” *Acta Astronautica*, vol. 48, 2001, pp. 353–362.
- 49 Mihailovic, M., Mathew, T. V., Creemer, J. F., Zandbergen, B. T. C., and Sarro, P. M., “MEMS silicon-based resistojet micro-thruster for attitude control of nano-satellites,” *2011 16th International Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems Conference, TRANSDUCERS’11*, 2011.

- 50 Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., Kojima, S., Matsuguma, T., Funase, R., Nakatsuka, J., and Komurasaki, K., “Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON,” *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, vol. 14, 2016, pp. 13–22.
- 51 Guerrieri, D. C., Silva, M. A. C., Cervone, A., and Gill, E., “Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets,” *Journal of Heat Transfer*, vol. 139, May 2017, p. 102001.
- 52 Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Jun, A., Nakagawa, Y., Nakatsuka, J., Ikari, S., Funase, R., and Komurasaki, K., “On-orbit Performance of a Miniature Propulsion System on a 70 kg Space Probe to Explore Near-Earth Asteroids,” *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015, p. 70.
- 53 O’Connor, P. D. T., “Total Design: Integrated Methods for Successful Product Engineering, S. Pugh, Addison-Wesley, 1990. Number of pages: 278, Price: £14.95,” *Quality and Reliability Engineering International*, vol. 7, Mar. 1991, pp. 119–119.
- 54 Zahedi, F., “The Analytic Hierarchy Process—A Survey of the Method and its Applications,” *Interfaces*, vol. 16, Aug. 1986, pp. 96–108.
- 55 MORREN, W. E., HAAG, T. W., SOVEY, J. S., and HAY, S. S., “Performance characterizations of an engineering model multipropellant resistojets,” *Journal of Propulsion and Power*, vol. 5, Mar. 1989, pp. 197–203.
- 56 Sweeting, M. N., Lawrence, T., and Leduc, J., “Low-cost orbit manoeuvres for minisatellites using novel resistojets thrusters,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 213, Apr. 1999, pp. 223–231.
- 57 Deep Space Industries, I., “DSI Comet-1-300, -750 Water Thruster” Available:
http://deepspaceindustries.com/wp-content/uploads/2016/08/DSI_Comet1_Thruster_Specs_4.pdf.
- 58 Othman, M. A., and Makled, A. E., “Evaluation of Resisto-Jet Thruster Engineering Model for Space Application,” *13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY*, 2009.
- 59 Ye, X. Y., Tang, F., Ding, H. Q., and Zhou, Z. Y., “Study of a vaporizing water micro-thruster,” *Sensors and Actuators, A: Physical*, 2001.
- 60 Liu, J. T., Ma, Y. F., and Gao, Y., “A review of the vaporizing liquid microthruster technology,” *2014 ISFMFE - 6th International Symposium on Fluid Machinery and Fluid Engineering*, Institution of Engineering and Technology, 2014, p. 096 (3 .)-096 (3 .).
- 61 Mukerjee, E. V., Wallace, A. P., Yan, K. Y., Howard, D. W., Smith, R. L., and Collins, S. D., “Vaporizing liquid microthruster,” *Sensors and Actuators, A: Physical*, 2000.
- 62 Mueller, J., Ziemer, J., Green, A., and Bame, D., “PERFORMANCE CHARACTERIZATION OF THE VAPORIZING LIQUID MICRO-THRUSTER (VLM),” *28th International Electric Propulsion Conference, IEPC*, 2003.
- 63 Maurya, D. K., Das, S., and Lahiri, S. K., “Silicon MEMS vaporizing liquid microthruster with internal microheater,” *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2005.
- 64 Kundu, P., Bhattacharyya, T. K., and Das, S., “Design, fabrication and performance evaluation of a vaporizing liquid microthruster,” *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2012.
- 65 Karthikeyan, K., Chou, S. K., Khoong, L. E., Tan, Y. M., Lu, C. W., and Yang, W. M., “Low temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster for microspacecraft applications,” *Applied Energy*, 2012.

- 66 Silva, M. A. C., Guerrieri, D. C., van Zeijl, H., Cervone, A., and Gill, E., “Vaporizing Liquid Microthrusters with integrated heaters and temperature measurement,” *Sensors and Actuators, A: Physical*, 2017.
- 67 Cheah, K. H., and Low, K.-S., “Fabrication and performance evaluation of a high temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster,” *Journal of Micromechanics and Microengineering*, vol. 25, 2015, p. 015013.
- 68 Chen, C. C., Kan, H. C., Lee, M. H., and Liu, C. W., “Computational study on vaporizing liquid micro-thruster,” *Proceedings of Technical Papers - International Microsystems, Packaging, Assembly, and Circuits Technology Conference, IMPACT*, 2012.
- 69 Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correia, R., and Page, J., “The Design, Development and in-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System,” *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- 70 ASAKAWA, J., KOIZUMI, H., NISHII, K., TAKEDA, N., MUROHARA, M., FUNASE, R., and KOMURASAKI, K., “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*, vol. 16, 2018, pp. 427–431.
- 71 Ketsdever, A. D., Clabough, M. T., Gimelshein, S. F., and Alexeenko, A. A., “Experimental and Numerical Determination of Micropropulsion Device Efficiencies at Low Reynolds Numbers,” *AIAA Journal*, vol. 43, Mar. 2005, pp. 633–641.
- 72 Grisnik, S. P., Smith, T. A., and Saltz, L. E., “Experimental Study of Low Reynolds Number Nozzles,” *NASA Technical Memorandum 89858*, 1987.
- 73 Bruccoleri, A., Leiter, R., Drela, M., and Lozano, P., “Experimental Effects of Nozzle Geometry on Flow Efficiency at Low Reynolds Numbers,” *Journal of Propulsion and Power*, vol. 28, Jan. 2012, pp. 96–105.
- 74 Williams, L. T., McDonald, M., and Osborn, M., “Performance Characterization of a Low Reynolds Number Micro-Nozzle Flo,” *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015, pp. 1–10.
- 75 Holman, T. D., and Osborn, M., “Numerical Optimization of Micro-Nozzle Geometries for Low Reynolds Number Resistojets,” *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015, pp. 1–10.
- 76 Pearl, J. M., Louisos, W. F., and Hitt, D. L., “Thrust Calculation for Low-Reynolds-Number Micronozzles,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, Jan. 2017, pp. 287–298.
- 77 Sutherland, W., “LII. The viscosity of gases and molecular force,” *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, vol. 36, Dec. 1893, pp. 507–531.
- 78 Shen, V. K., Siderius, D. W., Krekelberg, W. P., and Hatch, H.W., E., “NIST Standard Reference Simulation Website,” *NIST Standard Reference Database Number 173*, National Institute of Standards and Technology Available: <https://webbook.nist.gov/chemistry/>.
- 79 O., T., “Über einige meteorologische begriffe,” *Z. Geophys.*, vol. 6, 1930, pp. 297–309.
- 80 Lowe, P. R., “An Approximating Polynomial for the Computation of Saturation Vapor Pressure,” *Journal of Applied Meteorology*, vol. 16, Jan. 1977, pp. 100–103.

- 81 Bolton, D., “The Computation of Equivalent Potential Temperature,” *Monthly Weather Review*, vol. 108, Jul. 1980, pp. 1046–1053.
- 82 SUGAWARA, H., and KONDO, J., “Errors in Calculation of Saturation Vapor Pressure,” *Journal of Japan Society of Hydrology and Water Resources*, vol. 7, 1994, pp. 440–443.
- 83 List, R. J., *Smithsonian Meteorological Tables, 6th Edition*, 1951.
- 84 NAKAGAWA, Y., TOMITA, D., KOIZUMI, H., and 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.
- 85 Hertz, H., “Ueber die Verdunstung der Flüssigkeiten, insbesondere des Quecksilbers, im luftleeren Raume,” *Annalen der Physik*, vol. 253, 1882, pp. 177–193.
- 86 Knudsen, M., *THE KINETIC THEORY OF GASES*, London: Methuen & Company, 1950.
- 87 Joseph, H. K., *ThermoDynamics*, M.I.T Press, 1941.
- 88 Persad, A. H., and Ward, C. A., “Expressions for the Evaporation and Condensation Coefficients in the Hertz-Knudsen Relation,” *Chemical Reviews*, vol. 116, Jul. 2016, pp. 7727–7767.
- 89 Hisatake, K., Tanaka, S., and Aizawa, Y., “Evaporation rate of water in a vessel,” *Journal of Applied Physics*, vol. 73, Jun. 1993, pp. 7395–7401.
- 90 義弘菊池, 伝熱学 -基礎と要点-, 共立出版, 2006.
- 91 Stephan, K., *Heat Transfer in Condensation and Boiling*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1992.
- 92 吉田 駿, 伝熱学の基礎, 理工学社, 1999.
- 93 Kutateladze, S. S., *Heat transfer in condensation and boiling*, U.S. Atomic Energy Commission, 1952.

謝辞

本論文を作成するにあたり、多くの方の助力を受けました。指導教官であり、研究者としての一番の先輩である小泉宏之准教授には、ご多忙な中、多くの助言を受けました。日ごろから意見を交わしやすい雰囲気を作っていただいたことで、自分の考えを共有しそのフィードバックを得る良い環境の中、研究に励むことができました。深く感謝を申し上げます。また、小紫公也教授、川嶋嶺助教には学部時代に引き続き輪講等でお世話になりました。自分への直接のアドバイスでなくても、長年の経験によるご指摘を聞いて学ぶ機会が多くありました。

研究室の学生では、浅川先輩に最もお世話になりました。修士入学後、実験系の使い方をはじめ、解析の仕方、プレゼンのコツなど多くの部分で浅川先輩のアドバイスを得てきました。また、研究だけでなく、プロジェクトにおいて多くの活動を共に行わせてもらいましたが、マネジメントから実験まで幅広く主導してくださったおかげで自分の作業に集中できたように思います。徹夜で EM 組み立てをした日のことは忘れません。ありがとうございました。研究班は違えど、柳沼さん、中川さんのお二人にも入学当初からいろいろなアドバイスをいただきました。また、本論文作成時には柏の地でチェンバー操作・工作等で貴重なお時間をいただきありがとうございました。同期である服部君には同じ研究班、プロジェクトで多くの迷惑をかけつつも、研究でも私生活でも大変お世話になりました。

本郷柏問わず、他の様々な先輩・同期・後輩の方々からも議論を通じて多くの知見を得させていただきました。加えて、研究室生活を楽しく過ごさせていただいたことに深く感謝し、謝辞といたします。

関連研究発表

(1)学術雑誌等

- 西井啓太, 小泉宏之, 浅川純, 小紫公也, 「低レイノルズ数領域において背景圧力がノズル効率に及ぼす効果」, 日本航空宇宙学会論文集, (2018 年 4 月 採択済)

(2)国際会議における発表

- Nishii K., Asakawa J., Koizumi H., Takeda N., Funase R. and Komurasaki K., “Performance Evaluation of the Water Resistojet Propulsion System: AQUARIUS for the SLS EM-1 CubeSat: EQUULEUS” ,” IEPC-2017-446, 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, US, Oct. 2017
- Nishii K., Takeda N., Hattori A., Asakawa J., Koizumi H. and Komurasaki K., “Performance Evaluation of 10 W Class Water Resistojet: AQUARIUS for CubeSats,” SP2018-00300, Space Propulsion Conf., Seville, Spain, May. 2018

(3)国内学会・シンポジウム等における発表

- 西井啓太, 浅川純, 武田直己, 小泉宏之, 小紫公也, 「水レジストジェット AQUARIUS における超小型ノズル形状の推進性能への影響」, 日本航空宇宙学会 第 48 期定時社員総会および年会講演会, 2D07, 東京, 2017 年 4 月
- 西井啓太, 浅川純, 武田直己, 服部旭大, 小泉宏之, 船瀬龍, 小紫公也, 「6U CubeSat “EQUULEUS” Engineering Model における 水レジストジェット推進系 “AQUARIUS” の推進性能評価」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P13, 新潟, 2017 年 10 月
- 西井啓太, 浅川純, 小泉宏之, 武田直己, 服部旭大, 船瀬龍, 小紫公也, 「小型水レジストジェット推進システム AQUARIUS Engineering Model の開発及び試験結果」, 第 18 回宇宙科学シンポジウム, P-097, 神奈川, 2018 年 1 月
- 西井啓太, 浅川純, 武田直己, 服部旭大, 山崎朋征, 小泉宏之, 小紫公也, 「CubeSat 搭載 10W 級小型水推進システム:AQUARIUS の Engineering Model における性能評価」, 平成 29 年度 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2017-009, 神奈川, 2018 年 1 月
- 西井啓太, 浅川純, 山崎 朋征, 小泉宏之, 小紫公也, 「超小型水スラスタの推進剤供給システムにおける常温下での液滴蒸発挙動とその熱評価」, 日本航空宇宙学会 第 49 期定時社員総会および年会講演会, IC12, 東京, 2018 年 4 月