

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

令和2年度

修士論文

キューブサット用大推力推進機への
水・粉体金属燃焼の応用可能性の検討

2020年7月22日提出
指導教員 小泉 宏之 准教授

47186149 室原 昌弥

目次

【第1章】 序論	1
1-1. 待望される小型推進機	1
1-1.1. キューブサットが抱える問題	1
1-1.2. 小型推進機の研究状況	2
1-1.3. 小型化学推進機の重要性	4
1-1.4. 小型化学推進機への要求	5
1-1.5. 小型化学推進機に利用する推進剤	6
1-2. 水・Al 燃焼を用いた小型推進機	7
1-2.1. Al 燃焼に関する先行研究	7
1-2.2. 問題点	8
1-3. 目的	9
【第2章】 大推力小型推進機の構成と作動方式	10
2-1. 構成	10
2-1.1. 水タンク	10
2-1.2. 水蒸気供給機構（気化室）	11
2-1.3. 電気分解装置	12
2-1.4. 燃焼室とノズル	14
2-2. 作動方式	14
【第3章】 基礎式	16
3-1. 気化室	16
3-2. 粉体供給機構	17
3-2.1. 気流相	17
3-2.2. 拡張した滑り係数の表式	19
3-2.3. 担体ガス搭載型	24
3-2.4. 電気分解型	25
3-3. 燃焼室	27
3-3.1. 幾何形状	27
3-3.2. 着火圧力と燃焼室最大圧力の関係	28
3-4. ノズル	33
3-4.1. 気液混相流のノズル流れ	33
3-4.2. 比推力効率とエンタルピー利用効率	35
3-5. まとめ	35
3-5.1. 基礎式	35

【第4章】 結果	38
4-1. 計算条件	38
4-2. 最適質量混合比	39
4-3. 燃焼室幾何形状	42
4-4. レジストフェーズ	43
4-4.1. 着火圧力と酸化剤利用効率	43
4-4.2. 推進性能	44
4-5. 粉体供給	46
4-5.1. 担体ガス搭載型	47
4-5.2. 電気分解型	49
4-6. ハイブリッドフェーズ	50
【第5章】 考察	55
5-1. 成立性	55
5-2. 着火圧力の推進性能への影響	60
5-3. 粉体供給	61
5-3.1. 担体ガス搭載方式	61
5-3.2. 担体ガス種	62
5-4. 粉体による影響	62
5-4.1. バルブ	62
5-4.2. 静電気	63
【第6章】 結論	64
【第7章】 参考文献	65
【第8章】 謝辞	69
【第9章】 関連研究発表	72
9-1. 学術誌掲載など	72
9-2. 国際学会における発表	72
9-3. 国内学会における発表	72
【第10章】 APPENDIX	73
10-1. 低圧空気雰囲気での粉体 Al 燃焼実験	73
10-1.1. 実験装置	73
10-1.2. 実験結果	75
10-1.3. 考察	77
10-2. 低圧水蒸気雰囲気での粉体 Al 燃焼実験	77
10-2.1. 実験装置	77
10-2.2. 実験結果	79
10-2.3. 考察	79

目次

図 1-1	水-金属の酸化還元反応による生成エネルギー密度[30].....	7
図 2-1	水-粉体燃焼を用いた大推力小型推進機概念図	10
図 2-2	水タンク概念図	11
図 2-3	水蒸気供給機構概念図	12
図 2-4	微小重力環境を想定した PEM 電気分解装置概念図[18].....	13
図 2-5	最大圧力 p_m が気化室圧力, タンク圧力より大きい時のハイブリッドフェーズ ($t > t_{ig}$)での気化室および燃焼室中の質量, 圧力時間履歴と推力時間履歴.	15
図 3-1	流動相の状態変化の模式図[46].....	18
図 3-2	先行研究[47,52]における流速測定結果. U_a が担体ガス流速, U_s が粉体流速を示す.	21
図 3-3	気流相における流れ方向の力	22
図 3-4	昇圧比と必要電圧の関係	27
図 3-5	閉鎖系の空気・Al 粉体燃焼における正規化 O/F と最大燃焼圧力 p_m の関係...31	
図 3-6	閉鎖系の空気・Al 粉体燃焼における O/F _{normal} と燃焼効率 η_{comb} の関係.....32	
図 4-1	Cal Poly 社による 6U キューブサット用ディスペンサー図面[55]	39
図 4-2	CEA による分子量, 比熱比, 質量分率の計算結果.....	40
図 4-3	各損失条件での各効率と質量混合比の関係. 燃焼室圧力は 100 kPa.	41
図 4-4	各条件における着火圧力と燃焼室幾何形状の関係.	42
図 4-5	燃焼室圧力 p_c , 酸化剤利用効率 η_u と水蒸気供給時間の関係. ただし, 気化室圧力 $p_v=100$ kPa, 燃焼室気相温度 $T_c=373$ K で一定としている.	43
図 4-6	着火圧力 p_{ig} , 最大燃焼圧力 p_m および燃焼室圧力比と着火時間 t_{ig} との関係. 燃焼室幾何形状は, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	44
図 4-7	レジストフェーズでの推力及び比推力. ただし $p_v=100$ kPa, 燃焼室幾何形状は $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	45
図 4-8	レジストフェーズ推力電力比. ただし $p_v=100$ kPa, 燃焼室幾何形状は $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	46
図 4-9	N ₂ , キセノンの空隙率と体積流量比の関係	47
図 4-10	各担体ガス圧力におけるキセノン, 窒素の空隙率と質量流量比の関係.....	48
図 4-11	水搭載質量とタンク体積の関係. 担体ガス圧力 100 kPa, 空隙率 $\epsilon_{void}=0.85$, 酸化剤利用効率 $\eta_u=0.5$, MDP=690 kPa.	48
図 4-12	各担体ガス圧力における水素の空隙率と質量流量比の関係.....	49
図 4-13	担体ガス圧力 100 kPa, 空隙率 $\epsilon_{void}=0.85$, $\eta_{le}=0.70$, $V=1.75$ V のときの電気分解電力と Al 質量流量の関係.	50

図 4-14	着火後の燃焼室圧力 p_c と推力の履歴. ただし, $O/F=1.2$, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	52
図 4-15	着火圧力 p_{ig} と平均推力 F_{hybrid} の関係. ただし, $O/F=1.2$, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	53
図 4-16	各損失条件における着火圧力とハイブリッドフェーズの平均推力, 平均比推力の関係. ただし, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	53
図 4-17	レジストフェーズも含めたサイクル全体の平均推力と着火圧力の関係. ただし, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.	54
図 5-1	搭載推進剤質量と獲得速度増分の関係.	60
図 5-2	着火圧力と推力電力比の関係. ただし, 表 5-1 に準ずる.	61
図 10-1	実験系模式図	74
図 10-2	実験系概要	74
図 10-3	実験開始直前の燃焼室内の様子. 盛り付けた粉体 Al に窒素ガスを吹き付け, 粉塵雲を生成し, タングステンフィラメントによって加熱することで着火させる.	75
図 10-4	燃焼室圧力及び印可電力履歴. フィラメントに電力を印可し始めた瞬間を 0 s としている.	76
図 10-5	実験時の燃焼室中の様子. (a)は電力印可開始直後, (b)は着火直前, (c)は直下直後の様子.	77
図 10-6	水蒸気雰囲気での実験系模式図	78
図 10-7	実験系のうち水タンクの概要	78
図 10-8	水蒸気雰囲気での実験結果	79

表目次

表 3-1	先行研究[47,52]における流速測定結果. *は著者による算出.	21
表 3-2	空気・Al 粉体燃焼の CEA 計算条件	30
表 3-3	先行研究[56,57]の実験条件.....	31
表 3-4	基礎式のまとめ. 固定値は物性値や先行研究における実験結果, 設計値はこちらから与える値, 計算値はすでに計算した値である. また, CEA は, CEA によって計算する値を示す.	36
表 4-1	計算条件まとめ	38
表 4-2	CEA 計算条件	40
表 4-3	担体ガス諸元	46
表 4-4	CEA による燃焼ガス諸元計算結果	51
表 5-1	設計条件	55

表 5-2	検討結果	59
表 10-1	実験条件	73
表 10-2	実験条件の違い	78

記号一覧

A_c	燃焼室断面積 /m ²		最小損失条件における時間平均比
A_e	ノズル出口断面積 /m ²		推力 /s
A_f	流路断面積 /m ²	$\bar{I}_{sp,MAX}$	1 サイクルでの最大損失条件にお
A_t	ノズルスロート断面積 /m ²		ける時間平均比推力 /s
C_D	抵抗係数	$\bar{I}_{sp,min}$	1 サイクルでの最小損失条件にお
C_V	流路コンダクタンス /m s		ける時間平均比推力 /s
$C_{V,AQU}$	AQUARIUS における流路コンダク	J	電流密度 /A m ⁻²
	タンス /m s	L_c	燃焼室長さ /m
C_X	雰囲気ガス中における O ₂ , CO ₂ , H	M_{Al}	搭載 Al 質量 /kg
	2O の相対質量分率	$M_{carrier}$	搭載担体ガス用水質量 /kg
$F_{resisto}$	レジストフェーズの時間平均推力	M_f	搭載担体ガス質量 /kg
	/N	M_{push}	搭載押しガス質量 /kg
$F_{hybrid,MAX}$	ハイブリッドフェーズの	M_{water}	搭載水質量 /kg
	最大損失条件における時間平均推	\mathcal{M}_{Al}	Al 分子量 /kg mol ⁻¹
	力 /N	\mathcal{M}_{H_2}	H ₂ 分子量 /kg mol ⁻¹
$F_{hybrid,min}$	ハイブリッドフェーズの最小損失	\mathcal{M}_{H_2O}	H ₂ O 分子量 /kg mol ⁻¹
	条件における時間平均推力 /N	\mathcal{M}_{O_2}	O ₂ 分子量 /kg mol ⁻¹
\bar{F}_{MAX}	1 サイクルでの最大損失条件にお	O/F	質量混合率
	ける時間平均推力 /N	O/F _{air}	空気を酸化剤としたときの質量混
\bar{F}_{min}	1 サイクルでの最小損失条件にお		合率
	ける時間平均推力 /N	O/F _{normal}	正規化質量混合率
\mathcal{F}	ファラデー定数 /C mol ⁻¹	O/F _{stoic}	量論混合比
G_f	水素生成速度 /kg s ⁻¹	Q_v	気化室での蒸発熱量 /J
I	電流 /A	R_{air}	空気気体定数 /J kg ⁻¹ K ⁻¹
$I_{sp,resisto}$	レジストフェーズの時間平均比推	R_m	燃焼ガス気体定数 /J kg ⁻¹ K ⁻¹
	力 /s	R_{min}	燃焼ガス補正気体定数 /J kg ⁻¹ K ⁻¹
$I_{sp,hybrid,MAX}$	ハイブリッドフェーズの	R_{push}	押しガス気体定数 /J kg ⁻¹ K ⁻¹
	最大損失条件における時間平均比	R_{vap}	水蒸気気体定数 /J kg ⁻¹ K ⁻¹
	推力 /s	\mathcal{R}	グローバル気体定数 /J mol ⁻¹ K ⁻¹
$I_{sp,hybrid,MAX}$	ハイブリッドフェーズの	Re_f	担体ガスのレイノルズ数

Re_p	粉体粒子のレイノルズ数	m_{ig}	着火時燃焼室中水蒸気質量 /kg
S_{PEM}	PEM 表面積 /m ²	m_m	燃焼ガス質量 /kg
T_c	燃焼室気相温度 /K	m_{MAX}	燃焼生成物のうち最大損失条件における推力に寄与する質量 /kg
T_{ig}	着火時気相温度 /K	m_{min}	燃焼生成物のうち最小損失条件における推力に寄与する質量 /kg
T_m	最大燃焼室圧時の燃焼ガス温度 /K	m_v	1 サイクル中に気化室で蒸発する水の総質量 /kg
T_{PEM}	PEM 温度 /K	m_{vap}	燃焼室中水蒸気質量 /kg
T_{TANK}	水タンク内気相温度 /K	m_{∞}	平衡状態での燃焼室中水蒸気質量 /kg
T_v	気化室気相温度 /K	\dot{m}_{CHOKE}	チョーク質量流量 /kg s ⁻¹
T/P_{MAX}	最大損失条件における推力電力比	\dot{m}_f	担体ガス質量流量 /kg s ⁻¹
T/P_{min}	最小損失条件における推力電力比	\dot{m}_p	粉体質量流量 /kg s ⁻¹
V	電圧 /V	n_p	流路中の粉体粒子数
V_c	燃焼室体積 /m ³	p_c	燃焼室圧力 /Pa
V_{Ner}	水素昇圧電圧 /V	p_e	ノズル出口圧力 /Pa
V_{TANK}	水タンク体積 /m ³	p_{ig}	着火時燃焼室圧力 /Pa
$V_{TANK,Al}$	Al タンク体積 /m ³	p_m	最大燃焼室圧力 /Pa
X_{eff}	酸化剤係数	p_v	気化室圧力 /Pa
Y_c	燃焼生成物中の液相質量分率	q_{ele}	電気分解電力
c_{ig}	燃焼室の着火時気相比熱 /J kg ⁻¹ K ⁻¹	t_{cycle}	サイクル時間 /s
c_l	燃焼生成物の液相比熱 /J kg ⁻¹ K ⁻¹	t_{feed}	粉体供給時間 /s
c_m	燃焼ガス等圧比熱 /J kg ⁻¹ K ⁻¹	t_{ig}	着火時間 /s
$c_{p,min}$	燃焼ガス補正等圧比熱 /J kg ⁻¹ K ⁻¹	u_e	ノズル出口流速 /m s ⁻¹
$c_{v,min}$	燃焼ガス補正等積比熱 /J kg ⁻¹ K ⁻¹	u_f	担体ガス流速 /m s ⁻¹
d_c	燃焼室内径 /m	u_p	粉体流速 /m s ⁻¹
d_e	ノズル出口径 /m	u_t	終端速度 /m s ⁻¹
d_p	粉体粒子径 /m	v_F	火炎進展速度 /m s ⁻¹
d_t	ノズルスロート径 /m	z	価数
d_{tube}	流路径 /m	Φ	Al 充填率
f_f	ファニング係数	Δp	圧力差 /Pa
f_p	粉体の流れ係数	ΔH_m	燃焼による正味のエンタルピー増分 /J mol ⁻¹
g	重力加速度 /m s ⁻²	ΔH_m	燃焼による理論上のエンタルピー増分 /J mol ⁻¹
k	滑り係数		
k_{ref}	基準滑り係数		
l_p	粉体の燃焼室中進行距離 /m		
m_{Al}	燃焼室中の Al 質量 /kg		
m_{exh}	1 サイクル中にノズルから排出される質量 /kg		

$\Delta H_{O_2}^0$	酸素と Al の反応による生成エンタルピー /J mol ⁻¹	η_u	酸化剤利用効率
ΔH_{vap}^0	水蒸気と Al の反応による生成エンタルピー /J mol ⁻¹	κ	水の体積膨張率
$\Delta_{vap}H$	水の蒸発潜熱 /J kg ⁻¹	μ_f	担体ガス粘性係数 /Pa s
γ_{ig}	燃焼室中の着火時気相比熱比	μ_{ref}	基準粘性係数 /Pa s
γ_m	燃焼ガス比熱比	ρ_{df}	担体ガスかさ密度 /kg m ⁻³
γ_{min}	燃焼ガス補正比熱比	ρ_{dp}	粉体粒子かさ密度 /kg m ⁻³
γ_{vap}	水蒸気比熱比	ρ_f	担体ガス密度 /kg m ⁻³
ε_{void}	空隙率	ρ_{ice}	氷密度 /kg m ⁻³
ϵ	昇圧比	ρ_p	粉体粒子密度 /kg m ⁻³
η_{comb}	獲得エンタルピー効率	ρ_{water}	水密度 /kg m ⁻³
η_{ele}	電気分解効率	τ	時定数
$\eta_{I_{sp,MAX}}$	最大損失条件における比推力効率	τ_{f-w}	担体ガス-流路内壁間のせん断応力 /N m ⁻²
$\eta_{I_{sp,min}}$	最小損失条件における比推力効率	τ_{p-f}	粉体-担体ガス間のせん断応力 /N m ⁻²
η_{MAX}	最大損失条件におけるエンタルピー利用効率	τ_{p-w}	粉体-流路内壁間のせん断応力 /N m ⁻²
η_{min}	最小損失条件におけるエンタルピー利用効率	ϕ_m	担体ガスと粉体の質量流量比
		ϕ_v	担体ガスと粉体の体積流量比

略語一覧

ADN	Ammonium Dinitramide	Propulsion System	
CEA	Chemical Equilibrium with Application	ISO	International Organization for Standardization
CGJ	Cold Gas Jet thruster	MarCO	MarsCubeOne
ECR	Electron Cyclotron Resonance	MDP	Maximum Design Pressure
GHS	Globally Harmonized System of classification and labelling of chemicals	NASA	National Aeronautics and Space Administration
HAN	Hydroxylammonium Nitrate	PMMA	Polymethylmethacrylate
I-COUPS	Ion thruster Cold-gas thruster Unified	RF	Radio Frequency

【第1章】 序論

1-1. 待望される小型推進機

1-1.1. キューブサットが抱える問題

キューブサットは2000年初頭より登場し、現在までにその有用性を証明してきた[1]. キューブサットは短期間、低コストでの開発が可能という特徴を持つ。その特徴を利用して、新技術の軌道上実証や、複数の宇宙機によるコンステレーション、フォーメンションフライト、深宇宙探査といった様々なミッションが提案されている[2-5]. しかし2018年5月31日までに打ち上げられたキューブサットの大半は地球リモートセンシングや通信といった地球近傍での限定的なミッションにしか用いられておらず、キューブサットを最大限に活用できているとは言い難い[1]. 一方で従来の大型宇宙機はボイジャーやカッシーニに代表される深宇宙探査や、はやぶさ・はやぶさ2による小惑星サンプルリターン、コウノトリによるISSへの物資輸送など多種多様なミッションを成功させている。この大型宇宙機とキューブサットによる達成可能ミッションの違いは推進機に起因する。

宇宙機は軌道上で様々なマヌーバが要求され、それぞれのマヌーバに適した推進機が存在する。これらの推進機は化学推進機および電気推進機に大別できる。化学推進機は推進剤の化学反応により物質の内部エネルギーを運動エネルギーへと変換することで推力を得る。瞬時的な推力は電気推進機を大きく上回る一方、比推力は推進剤として利用する物質の物性値に依存し、300 s程度を上限とする。化学反応を用いず、気体がもつ熱力学的エネルギーのみを利用する推進機としてコールドガスジェットスラスタ(Cold Gas Jet thruster, CGJ)も化学推進機的一种である。CGJは構造が簡素であるため多軸化が必要な姿勢制御システム(Reaction Control System, RCS)に利用されることが多い。ただし、化学・電気エネルギーを利用しないため、比推力は低く、100 sに満たない。電気推進機は推進剤に対して電気由来のエネルギーを投入することで1000 sオーダーの高い比推力を実現する。以上のような特性から、多くの場合、姿勢制御にはCGJが、短時間での大きな速度増分が求められる場合は化学推進が、長時間航行が必要な場合は電気推進が利用される。大型宇宙機はこれらの推進機を複数搭載し、必要に応じて使い分けているため様々なミッションに対応することができる。例えば2015年12月3日に打ち上げられ、2020年7月現在地球への帰還中であるはやぶさ2にはヒドラジンと四酸化二窒素を利用した二液式化学推進機とXeを利用したイオンエンジンが搭載されている[6,7]. 姿勢制御や軌道補正マヌーバ、小惑星へのインパクト打込み時の退避マヌーバなどに化学推進機を利用し、小惑星への長時間航行にイオンエンジンを利用している。

上述のように宇宙機のミッション遂行にあたって推進機の搭載は不可欠だが、キューブサットはその厳しい体積や質量の制約から推進機の搭載が困難であり、2017年までに打ち

上げられた約 600 機のキューブサットのうち、推進機を搭載しているものは 10 機に満たない[1,8]. そのため、軌道遷移能力がなく、宇宙機ミッション軌道と一致するロケットへの相乗りが必要で打上機会が激減してしまうこと、地球近傍での重力・空気抵抗による姿勢擾乱や高度低下といった運用上の問題が発生することなどの数々の問題を抱えている。推進機なしで達成できるミッションは限られており、今後のキューブサットの躍進には小型推進機が必要不可欠である。

1-1.2. 小型推進機の研究状況

推進機を必要とするキューブサットミッションが提案される中、小型推進機の研究・開発は活発に行われている。以下に現在の各小型推進機の研究状況を概観する。

● 電気推進

電気推進機はさらに電熱加速型、静電加速型、電磁加速型に大別される。電熱加速型は電気エネルギーにより推進剤を加速し、その熱力学的エネルギーを運動エネルギーに変換することで推力を得る方式であり、静電加速型は推進機内部に静電場を与え、クーロン力により推進剤を加速する方式である。静電加速型は推進剤を直接加速できるため、電熱加速型に比べ高い比推力を得ることができる。電磁加速型はプラズマ中を流れる電流を用いたローレンツ力によって推進剤を加速するが、低電力では推進効率が落ちてしまう問題があり、小型化には向かない。

電熱加速型として代表的なものにレジストジェットスラスタがある。レジストジェットスラスタは CGJ のノズル上流で推進剤を加熱することで比推力の向上を実現する。簡素な構造で、典型的には 200-300 s 程度の比推力を得ることができることからキューブサットへの応用を目指した研究が行われている。特に安全性や高圧ガスタンク排除の観点から推進剤として水を用いることが注目されている。これまでに打ち上げられた、水を用いた小型レジストジェットを搭載したキューブサットの例として UK-DMC, TRaND-1, OCSD, AQT-D があり、このうち OCSD が軌道上実証に成功している[8-13]. 水を用いた場合、気液分離やノズル部での膨張による凝縮・凍結などが課題となる。特に気液分離では水の蒸発潜熱を補うために 2.9 W/mN のエネルギーが必要となる[10]. そのため、AQT-D や EQUULEUS に搭載される AQUARIUS ではバス機器からの排熱を利用した回生システムが採用されている[12,13]. そのほかの電熱加速型には高周波 (Radio Frequency, RF) や電子共鳴 (Electron Cyclotron Resonance, ECR) を利用して生成したプラズマを加速して推力を得るものがあるが小型宇宙機用としては実現に至っていない。

静電加速型は主にイオンスラスタやホールスラスタがあり、キューブサット向けとしてはイオンスラスタが主に研究されている。イオンスラスタは比推力が約 3000 s と特に高く、深宇宙探査ミッションで採用されることが多い。小型宇宙機としては 50 kg 級宇宙機

PROCKYON に搭載された MIPS が軌道上運用に成功している[14]. ただし推進剤として Xe を用いているため, 高圧ガスを搭載しており, キューブサットにまで小型化することは難しい. そこで, BUSEK 社により液相貯蔵が可能なヨウ素を用いた BIT-3 が開発されており, 地上試験で高い性能を達成している[15].

● 化学推進

従来の大型宇宙機に用いられる化学推進として, さらに CGJ, 固体推進, 一液式, 二液式に大別される. CGJ は構造・原理の簡素さから信頼性が高く, 初めてキューブサットに搭載された推進機である. CanX-2(SF₆), CanX-4&5(SF₆)などに搭載され, 推力は 30 mN, 比推力は 45 s を達成している[8]. 現在では VACCO 社に代表される民間企業から製品としても販売されており, NASA の INSIGHT プロジェクトのキューブサット MarCO に採用されるほど技術的な成熟度も高い[8,9]. 推進剤としては一般に Ar や N₂, SF₆, R236fa などが利用されており, R236fa を除いて毒性はないが気相で搭載されるために高圧タンクが必要という問題がある. 高圧タンクは構造体積, 質量が大きくなってしまいうことに加えて地上での取り扱いに資格が必要であることから, 短期間・低コスト開発というキューブサットの利点と反する. しかし, その高い信頼性から CGJ の利用は根強い.

CGJ を除く化学推進機は主に燃焼反応を利用するために安全上の問題が多い. 固体推進は燃料と酸化剤を混合した固体推進薬を燃焼させることで推力を得る. 着火方法として主に火工品が用いられるが, キューブサットへの火工品の搭載は禁じられており, 小型推進機への応用は難しい[16]. 応用例として OMOTENASHI に搭載される固体モーターがあり, レーザー着火を利用している[17]. 月面ハードランディング時の減速に用いられるが, 横方向推力により 0.5 Nm の擾乱トルクが発生するという問題がある.

一方, 一液, 二液式は液相の推進剤を搭載し, 触媒を介した燃焼反応により推力を得る. 触媒による反応促進や自己着火性推進剤を利用するために火工品が不要である. 一液式は二液式に比べて推進剤タンクや供給系が半分で済むために, 小型推進機としては一液式が主に研究されている. 推進剤としては, 従来ではヒドラジンが利用されていたが, 毒性や取扱性の難しさから開発コストが上昇してしまうため, 小型宇宙機への搭載は好まれない. そこで近年では Green Propellant の利用に注目が集まっている. 代表的な例として硝酸ヒドロキシルアンモニウム (HydroxylAmmonium Nitrate, HAN)やジニトロアミンアンモニウム (Ammonium DiNitramide, ADN)を用いた予混合推進剤などがあり, 先述の水も含まれる. これらは充填密度が高く, 毒性がなく, 化学的に安定しているという特徴があり, 小型推進機との相性が良い. HAN や ADN を用いた一液式小型推進機として Busek 社による BFT-5X や ECAPS による LMP-103S などが研究されている[8].

二液式としては水を用いた HYDROS が提案されている[18,19]. これは液相貯蔵された水を軌道上で電気分解して得られた H₂ と O₂ ガスを燃焼させて推力を得るもので, 二液式に分類されているが, エネルギーの流れとしては電気分解に投入した電力分を推力に変換し

ているため、電気推進ともとれる。地上試験では1Uサイズで推力0.25-0.6N、比推力258sを達成しているが、電気分解に2000s程度かかるのに対して推力発生時間が10s程度と連続作動時間は短い。

液相と固相のように相が異なる推進剤を燃焼させるハイブリッドスラスタの研究もおこなわれている。ハイブリッドスラスタは固相燃料を燃焼室に配置し、そこに気相または液相の酸化剤を供給して燃焼させる。このため、二液式のように構造質量を増やすことなく搭載エネルギー密度を増やすことができる。現在ではLandonらによる酸化二窒素(N_2O)と高密度ポリエチレン(High Density PolyEthylene, HDPE)や、Elizabethらによる酸素(O_2)とポリメチルメタクリレート(PolyMethylMethAcrylate, PMMA)の組み合わせでの研究がおこなわれている[20,21]。しかし、いずれも酸化剤に気相を使用しているため、高圧ガスの搭載という課題がある。

● 統合型推進機

これまでの各推進機を見てわかるように、高推力と高比推力を成立させることが不可能であり、従来の大型宇宙機では複数の推進機を搭載することではやぶさ2の例のような高度なミッションを達成してきた。キューブサットに対しても当然この要求はあるが、厳しい体積・質量の制約から複数の推進機搭載は困難である。そこで同一の推進剤によって複数の推進性能を達成できる統合型小型推進機の研究が行われている[22]。実証例として東京大学によるXeを用いたCGJとイオンスラスタを統合したI-COUPSがあるが、搭載宇宙機は50kg級であり、キューブサットに搭載された例はない[14]。キューブサット用としてはMARIOやWater-Unified Propulsionが提案されている。MARIOは16Uと、キューブサットとしては大きい。化学推進としてADN系の二液式、電気推進としてヨウ素を用いたRFイオンスラスタと、別々の推進剤を用いていることに加え目標速度増分が約410km/sと巨大であるため、16Uのうち、化学推進が8U、電気推進が3Uを占める不釣り合いな宇宙機となってしまっている[23]。一方、Koizumiらは水を用いたレジストジェットスラスタAQUARIUSと、同様に水を推進剤としたECRイオンスラスタを統合した、3UサイズのWater-Unified Propulsionを提案している[24]。このうちAQUARIUSは推力3.9mN、比推力72s、使用電力19Wと実用的な性能を達成しているが、水イオンスラスタは消費電力48.7W、推力0.26mNに対して比推力396sと通常のイオンスラスタと比較して比推力が低く、推進剤利用効率の向上という課題がある[25]。

1-1.3. 小型化学推進機の重要性

以上より、電気推進やCGJに比較して、安全性に課題が多い化学推進の研究・開発が遅れていることが見て取れる。CGJや電気推進と相性の良いミッションとしては宇宙機同士の相対速度や相対位置を微調整する必要があるフォーメーションフライトやコンステレー

ションミッションがある。加えて、特に電気推進はその高い比推力から長時間航行が必要な深宇宙探査への適性が高い。例えば超小型宇宙機用に低エネルギー遷移軌道の研究がおこなわれており、1000日をかけて30 m/s程度の速度増分による小惑星フライバイミッションなどが提案されている[26]。

一方で化学推進による短時間での速度増分獲得は魅力的である。小型宇宙機が選択できる低エネルギー遷移軌道は打上時期や打上ロケットの性能に大きく依存する。すなわち、一般に副衛星として搭載される小型宇宙機の打上機会が大幅に制限されることになる。小型化学推進機の実現による小型宇宙機の獲得可能速度増分の拡大は、選択可能軌道の増加による打上機会の拡大につながる。また、深宇宙探査の中でも惑星周回軌道への軌道投入や小惑星でのサンプルリターンなどの深宇宙探査特有のミッションを想定するとき、短時間での速度増分獲得、すなわち化学推進が必須となる。例えば惑星間航行を成功させた唯一の小型宇宙機として MarCo があるが、搭載していた CGJ では獲得速度増分が小さく、火星への軌道投入は行わずにフライバイをするにとどまっている[9]。したがって、小型推進機の中でも特に化学推進機の研究の重要性は高い。

1-1.4. 小型化学推進機への要求

化学推進機に限らず小型推進機が一般に満たすべき要件として、構造効率が高いことと、開発コストが低いことが挙げられる。前者に関しては小型推進機に限らず打上ロケットも含めた宇宙用推進機すべてにとっての至上命題である。しかし、小型であればあるほど配線やコネクタ、バルブなどのスケール則が適応できない部品が構造中に占める質量、体積が大きくなるため、小型推進機では特に注意が必要である。したがって、原理的に密度が高い液相や固相での推進剤搭載が望ましい。

後者の開発コストには金銭的成本に加え、時間的コスト、取扱コストなども含まれる。金銭的成本としては宇宙機の部品の購入額に比して、各種試験を行う際の施設利用料、開発人員の件費が大きい。小型宇宙機は一般に大型宇宙機と相乗りで打ち上げるため、大型宇宙機に万が一にも悪影響を与えないように厳しい安全審査が課される。特に CGJ に代表されるような高圧ガスや、前述のはやぶさ 2 に搭載されているヒドラジンのような高い毒性を持った推進剤などの利用は取扱コストの増大のみならず、多くの安全審査項目を課されるために、時間的コストの増大に繋がる。したがってできる限り安全な推進剤の利用が求められる。特に Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals, GHS に抵触するような推進剤の利用は避けるべきである。取扱いに国や自治体からの許可や資格所有者の立ち合いなどが必要であれば必然的に時間・取扱いコストが増大してしまう。以上のような背景から先述の Green Propellant への注目が高まっている。

次に化学推進特有の要求について述べる。化学推進は前述のように化学推進機に比べて推力が大きいため、その横方向推力による姿勢擾乱が大きい。一般には不要な角運動量はリ

アクションホイールに蓄積されたのち、ある段階で磁気トルカや RCS によって解放される。このうち磁気トルカは磁気圏内でしか利用できないために、地磁気圏を離れるような深宇宙探査には RCS の搭載が必須である。したがって、小型化学推進機には同時に RCS 用の低推力推進機が搭載される必要がある。厳しい体積・質量の制約がある小型推進機が 2 つの推進機を搭載するため、高圧ガスタンクを排除し、液相・固相の推進剤を利用することや、化学推進と RCS に同一の推進剤を利用することでのタンクや配管の共通化などの工夫が必須となる。

1-1.5. 小型化学推進機に利用する推進剤

小型推進機への厳しい要求を満たす推進剤として水がある。水は安全性に優れ、最も安全審査基準が厳しい ISS への持ち込みさえ可能である[8]。また、常温常圧での液相貯蔵による推進剤の高い充填密度に加え、高圧ガスタンクも排除できる。化学反応としては Na や Li に代表されるようなアルカリ金属との高い燃焼特性を示し、打上げ用ロケットや、潜水艦などに利用される水中用推進機の酸化剤として研究されている[28,29]。また、すでに水レジストジェットや水イオンスラストのような研究例があるように複数の推進機への応用可能性が示されていることから統合型推進機への発展も期待できる。さらに、有人宇宙探査や深宇宙探査との高い親和性がある。水は人命維持に不可欠であり、必ず確保されるために利用に困ることはない。また、月に代表されるいくつかの天体に水の存在が確認されており、現地での燃料補給の可能性までが示される。以上のように、水はほかの Green Propellants にはない長所を多く備えており特に注目されている推進剤である。水の欠点としては大きな蒸発潜熱 (2442 kJ/kg) がある。液相で貯蔵している水を気相でノズルから排気することを考えれば、推進機のどこかで必ずこの潜熱分の熱量を与える必要があり、電力制限が厳しい小型推進機にとって大きなネックとなる。このため、水レジストジェットである AQUARIUS ではバス機器排熱を利用していることにはすでに触れた。

水を酸化剤として用いた化学推進機を考えた時、燃料にも同様の要求が課される。まず高圧系の排除や密度といった観点から固相が望ましく、その場合水素よりもイオン化傾向の大きなアルカリ金属に絞られる。図 1-1 に水と各種金属との酸化還元反応による生成エネルギー密度を示す[30]。生成エネルギー密度に注目すれば、大きく Li, Be と、Mg, Al の二つのピークを持つことがわかる。このうち Li, Be は取扱の難しさや毒性の観点から小型推進機への利用は好ましくない。Li は空気中の水分と意図せず反応してしまうほか、肌に触れると皮膚熱傷などの症状を引き起こす[31]。Be は酸化被膜を有するために Li のような爆発事故は起きづらいが、Be 塵は人体に有毒であり、吸入すると死亡の危険がある。皮膚からの吸収も起こり、取扱には保護衣などが必須となる[32]。以上の理由から Li, Be は棄却される。次に Mg, Al であるが、これらは酸化被膜により常温常圧の空気、水中で安定であり、取扱性も容易である。粒径 100 μm を下回るような微粉体では消防法に抵触することも

あるが、多くの場合、発火性や毒性がない。加えて価格が安く、加工性が高いのも燃料として有利である。特に Al はアルミナとして月面に多く存在しており、宇宙開発における将来性が高いという利点をもつ。生成エネルギー密度がこれらに近い B は火薬などに利用されるが、その価格、加工性の点で Mg, Al に劣る。以上の理由から小型推進機として水・Al 燃焼反応の利用が有力である

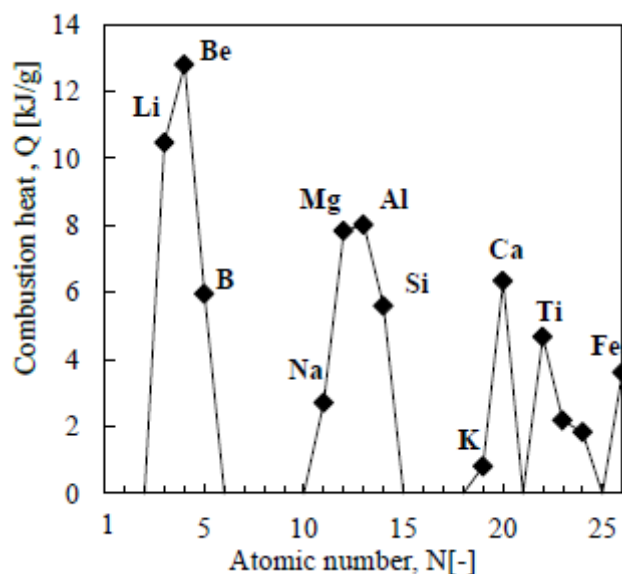


図 1-1 水-金属の酸化還元反応による生成エネルギー密度[30]

1-2. 水・Al 燃焼を用いた小型推進機

1-2.1. Al 燃焼に関する先行研究

Al の燃焼についての先行研究は多く、主に酸素（空気を含む）および水の酸化剤に対して研究されている。酸素と Al の燃焼反応は主に固体燃料への燃焼促進剤としての添加と、防災という2つの観点から研究される。固体ロケットや PMMA などの高分子化合物を用いたハイブリッドロケットは燃焼速度によって推力が律速される。そこでエネルギー密度の高い Al を燃焼しやすい微粒子状にして固体燃料に添加することで火炎温度を上昇させ、燃料燃焼速度の向上が図られる[33,34]。一方の防災は主に工場などの閉鎖空間での Al 粉塵爆発による事故防止を目的とした研究である。粉塵爆発実験には ISO などによる実験規格があり、閉鎖空間における空気雰囲気下での Al 粉塵爆発は詳細に研究されている[35-37]。

水と Al の燃焼反応は主に本研究と同趣旨の宇宙機用推進機や、潜水艦に代表される水中推進機、および次世代エネルギーとしての水素生成装置への応用を目指して研究される。宇宙機用推進機としては、打上ロケット用推進機と、キューブサット用小型推進機の両者に対

して研究されている。打ち上げ用ロケットの例として 700 K, 2.7 MPa まで加熱した水蒸気と 10 μm オーダーの Al 粒子を用いて 215 s の連続作動及び 224.5-234.7 s の比推力を達成している[28]。小型推進機への応用としては、3, 10, 30 kPa の水蒸気雰囲気における Al ワイヤ燃焼実験が報告されている。キューブサット搭載を目指した 100 kPa 以下の Al 燃焼実験はほかに報告例がないが、いまだ基礎的な燃焼試験にとどまり、実機応用までは遠い[38]。水中推進機は水・Al の燃焼により得られた燃焼ガスを用いてタービンを回すことで動力源としている。提案されているシステムでは、粉体 Al を 3 MPa 程度の燃焼室で水蒸気と燃焼させている[29]。

以上のように Al の燃焼反応に関する先行研究をしてみると以下 2 点の特徴がある。

- Al は主に粉体として利用される。

Al 表面を覆う酸化被膜が保護的に働くため、通常では純 Al と酸化剤の接触がなく、反応開始に至らない。一般には酸化被膜の融点 (2345 K) まで加熱することで酸化被膜を除去するが、Al はその高い熱伝導率により局所加熱が難しく、Al 全体を加熱する必要がある。以上のような理由から、熱容量が小さく、表面積/体積比が大きいため酸化剤との接触面積が大きな粉体形状が好まれる。特に粒子径が nm オーダーの領域では着火温度が 1000 K 程度まで下がることも知られており、工業的にはこの領域が好んで利用される[39]。小型推進機への応用を考えると、消防法を考慮し、粒径 nm オーダーは使いづらい。消防法では「150 μm の網ふるいを通過する量が 50% を超えるもののうち、小ガス炎着火試験で 10 s 以内に着火し、燃焼を継続するもの」が第二類可燃性固体として定義されている。したがって、小型推進機に粉体 Al を利用する場合、粒径 150 μm 以上が望ましい。

- 水を酸化剤として用いる場合、水蒸気として利用される。

先述のような水の蒸発潜熱の影響により、高圧雰囲気中であつても液相の水と Al との燃焼は難しいことが知られている[29]。特に燃焼開始の着火が難しいため、打ち上げ用ロケットや水中推進機などの大型システムでは高圧の過熱水蒸気を酸化剤として採用している。小型推進機としては、システムのうち蒸発潜熱が大きな電力量を占めることになるが、すでに AQUARIUS という小型水レジストジェットスラスタの研究例があり、利用可能であることが示されている。

1-2.2. 問題点

先行研究を踏まえると水・Al 燃焼の利用にあたって、水蒸気と 100 μm 以上のできる限り粒径の小さな粉体 Al との燃焼という条件が望ましいことがわかる。しかし、小型推進機として実装するにあたって、燃焼室への粉体供給や、燃焼室及びノズルにおける粉体の影響といった問題がある。粉体輸送には一般に担体ガスによる粉体流動化方式がとられるが、小型推進機としては別途担体ガス用タンクを搭載することは避けるべきである。採用可能な担体ガスとしては、AQUARIUS などで採用されている、液体貯蔵された水を供給するための

押しガスや、HYDROS に採用されているような水電気分解による酸素・水素、または水蒸気の4種類のみである。このうち酸素や水蒸気はタンク、供給流路中でのAlの意図しない腐食や、静電気による着火などの危険性があるために棄却される。したがって、押しガスまたは水素の利用に絞られるが、押しガスを利用する場合はタンク体積の増加、水素を利用する場合には電気分解装置分の構造および必要電力の増加といった問題がある。

粉体燃焼に関しては、水蒸気・粉体Al燃焼は1MPaを超えるような高圧での燃焼が主な研究対象であり、100kPa以下の低圧水蒸気における先行研究はない。したがって、直接的に推力にかかわる燃焼圧力や燃焼ガス温度を推定する必要がある。加えてノズルにおいては沸点が大きな酸化アルミニウムが液相で存在することで、気液混相流によるノズル性能の低下が引き起こされる。

1-3. 目的

本研究は水・粉体Al燃焼を用いた大推力小型推進機の成立性の検討を目的とする。成立性の指標としては

- 6Uキューブサットに適用可能であること、
- 化学推進として最低でも推力100mN、速度増分100m/s以上の推進性能を持つこととする。

検討にあたり、粉体供給に関して気体と固体の混相流を特徴づける滑り係数 k のモデルを構築する。加えて、着火圧力と燃焼による最大燃焼室圧力の関係をエネルギー保存則から導く。ノズルにおける気液混相流の影響は最大・最小のエネルギー損失条件を仮定することで推進性能の上限と下限を求め、実際の性能がその間にあるものとする。

【第2章】 大推力小型推進機の構成と作動方式

2-1. 構成

図 2-1 に水・粉体 AI 燃焼を用いた大推力小型推進機概念図を示す。粉体供給用の担体ガスの搭載方式によって 2 種類に分けられる。どちらの方式でも水蒸気供給機構，燃焼室，ノズルは共通であり，担体ガスの方式によって担体ガス搭載型（図 2-1 左）と電気分解型（図 2-1 右）に分ける。水タンク，水蒸気供給機構は AQUARIUS を参考にする[12,13]。特に水蒸気供給機構は AQUARIUS の呼称にならない，以降「気化室」と称する。

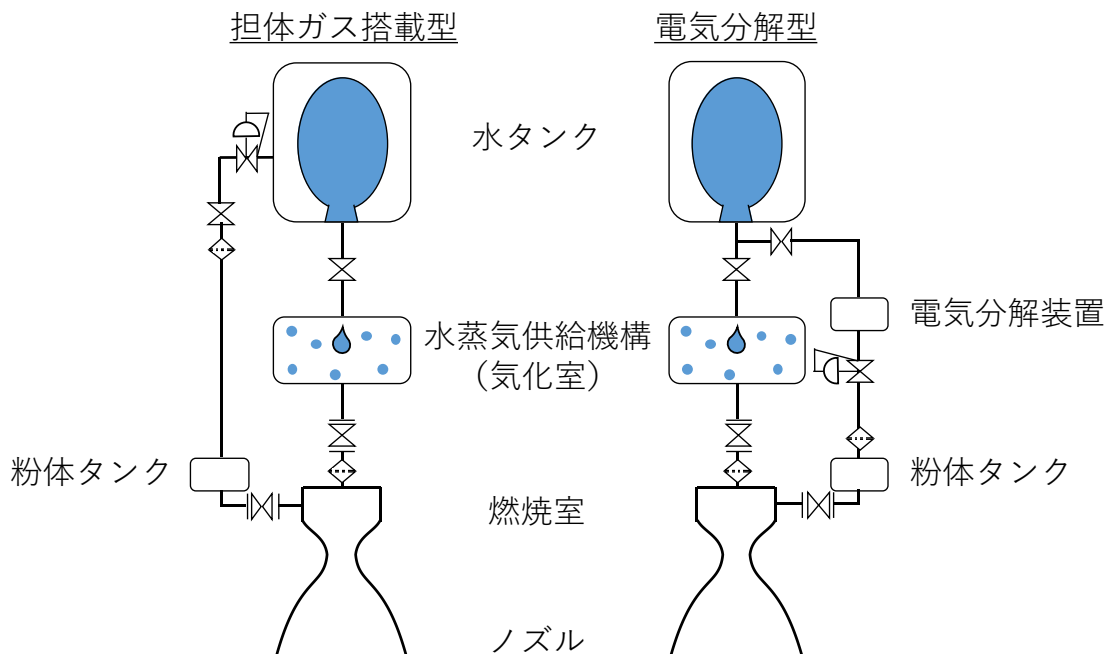


図 2-1 水-粉体燃焼を用いた大推力小型推進機概念図

2-1.1. 水タンク

水タンク概念図を図 2-2 に示す。水タンクは液相の水を貯蔵し，下流の気化室に液相の水を供給する役割を持つ。水の供給方法としてはブローダウン方式やポンプ方式がある。いずれの方法でも水に加圧して下流へと供給するが，ポンプ方式では別途ポンプの搭載及び電力が必要となる。対してブローダウン方式は水を貯蔵したブラダの周囲をガスの充填により加圧するのみの簡素な構造である。本研究ではブローダウン方式を採用する。すなわち，水タンクではブラダ内部に水を液相で貯蔵し，そのブラダ周辺に押しガスを充填する。液相の水はガスの加圧によって真空の気化室へと水を供給する。作動が進むにつれ水の体積が

減り、押しガスが膨張して押しガス圧力が下がる。そこで、押しガス圧力に対して水供給用バルブの開閉時間を調整することで気化室への液滴供給量を調節する。押しガスには反応性の低い希ガスまたは窒素を用いる。価格の面では窒素が最も安く、同じ押しガス圧力に対してタンク体積を小さくする観点では分子量が大きなキセノンなどの利用が好ましい。担体ガス搭載型（図 2-1 左）では押しガスと共に担体ガスを充填する。わかりやすさのために押しガスと担体ガスを区別して表記するが、実際には同一のガスである。タンク中のガスのうち、押しガスによる分圧、担体ガスによる分圧をそれぞれ p_{push} 、 $p_{carrier}$ とすればタンク圧力 p_{TANK} はその和で表される。粉体は担体ガスによって燃焼室へと供給されるため、 p_{TANK} が燃焼室圧力 p_c より大きい時しか粉体は供給できない。担体ガス搭載型では担体ガス圧力を安定させるためにタンク直下にレギュレータを設置する。加えて下流からの粉体の逆流によるバルブ故障を防ぐために、バルブ直下にフィルタを設置する。

電気分解型（図 2-1 右）では水の一部が電気分解装置へと供給される。電気分解によって生成された水素によって粉体供給が行われるため、電気分解型では担体ガスの搭載は必要ないが、必要な量の水素を生成するために水を多く搭載することになる。電気分解型では電気分解装置直下にレギュレーターを設置する。

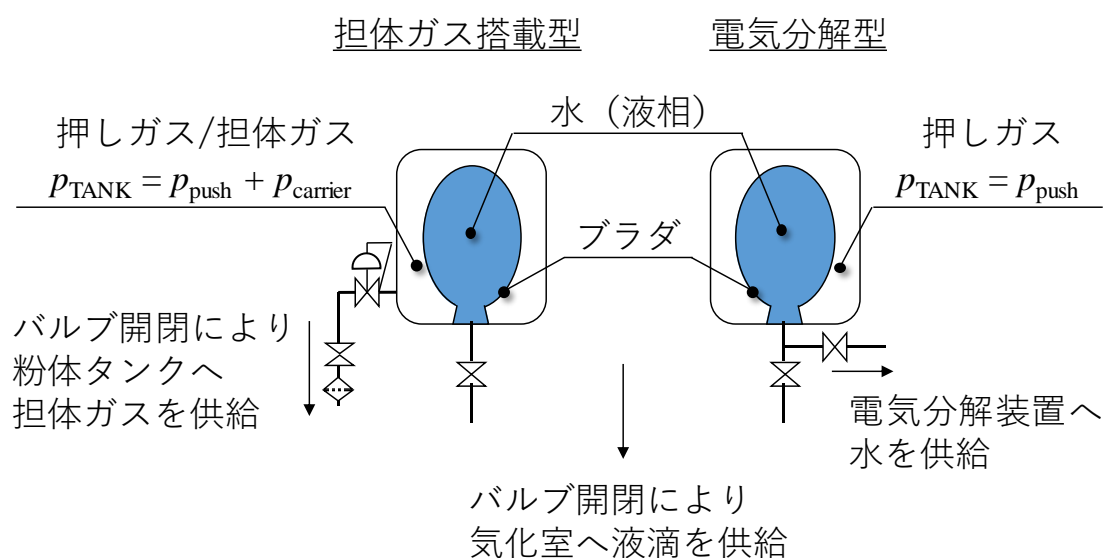


図 2-2 水タンク概念図

2-1.2. 水蒸気供給機構（気化室）

図 2-3 に気化室の概念図を示す。燃焼室での燃焼ガスや粉体が気化室へと逆流することを防ぐため、気化室直下に逆止弁及びフィルタを設ける。真空の気化室にタンクから供給された液滴は壁面に付着し、液滴温度に従い飽和水蒸気曲線に沿って蒸発する。蒸発した水蒸

気は流路を通して燃焼室へと供給される。平衡状態での気化室圧力 p_v は、液滴表面からの蒸発速度と気化室からの排出速度とのバランスによって定まる。気化室では液滴の蒸発により潜熱分のエネルギーが奪われるので、蒸発が進むにしたがって壁面温度が低下する。壁面温度低下は液滴温度低下による飽和水蒸気圧の低下を引き起こし、推力低下の原因となる。加えて壁面での液滴凍結による推進機の不具合につながる事が予想される。そこで気化室壁面温度維持のため、気化室へのヒーターの設置や高温バス機器、燃焼室及びノズルからの排熱による熱供給が必須となる。ただし、バス機器は一般に最大でも $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 程度を上限とするため、気化室温度をこれ以上に設定する場合、逆に気化室から周囲への熱流出を考慮する必要がある。この場合は気化室-バス機器間に断熱材またはタンクのような熱容量が大きなサブコンポーネントを設置するなどの対応が必要となる。

担体ガス搭載型

電気分解型

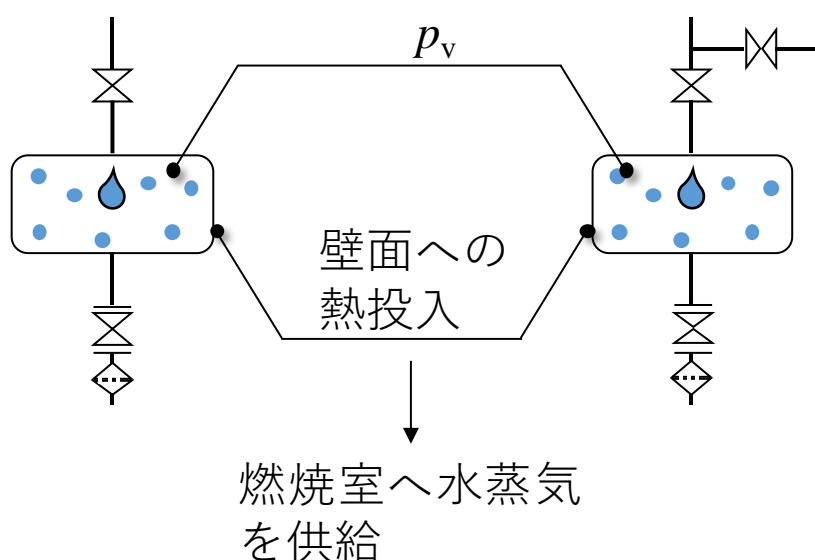


図 2-3 水蒸気供給機構概念図

2-1.3. 電気分解装置

電気分解型では電気分解装置の搭載が必要である。主な電気分解方式としてアルカリ水電気分解と固体高分子膜(Polymer Electrolyte Membrane, PEM)電気分解、高温水蒸気電気分解(High Temperature Electrolysis of Steam, HTES)の3種類がある[40]。アルカリ水電気分解方式は広く普及しており工業的にも利用される信頼性の高い方式であるが、電解液に濃度 30% 程度の水酸化カリウムまたは水酸化ナトリウム水溶液を用いる必要がある。水溶液を推進剤として搭載した場合、気化室での蒸発の際にカリウム/ナトリウム塩を生成する。これら

の質量は推力に寄与しないために推進剤利用効率の低下や、塩によるバルブでの流路詰まりなどの悪影響が想定される。したがって別途水溶液タンクを搭載する必要があるが構造効率の観点から望ましくない。また、HTESは800-1000℃の高温水蒸気を、酸化ジルコニウムを主体とした固体電解質によって電気分解する手法である。キューブサットの電力範囲を考えればこの高温水蒸気の生成は困難である。以上のことから本研究ではPEM電気分解方式を採用する。

PEM電気分解の概念図を図2-4に示す。PEM電気分解方式は固体高分子の電気分解膜(the electrolysis membrane, MEA)を用いており、アルカリ水電気分解方式に比べ、電気分解効率が高い、装置の小型化がしやすい、生成ガスの純度が高いなどの利点がある。短所としては、隔膜にPtやIrなどの貴金属を使用するために価格が高いことが挙げられる。アノードに供給された液相の水は多孔質膜を通じて蒸発し、カソードへと拡散する。MEAに到達した水蒸気は電気分解され、MEAのカソード側で H_2 が、アノード側で O_2 が生成される。生成した各気体はそのままではMEAに付着し、電気分解の進行を阻害するので拡散させる必要がある。そのため、MEAに電圧を印可することでネルンスト効果により能動的に拡散させる。この手法による気液分離は、微小重力環境での作動が可能で、HYDROSでも利用されている[18,19]。生成された水素は粉体タンクを通過し、担体ガスとして粉体を燃焼室へと輸送する。一方酸素は直接燃焼室へと供給され、酸化剤として燃焼に寄与する。ただし、燃焼室における水蒸気質量に対して酸素の質量は十分に小さいため、本研究では O_2 の効果は無視する。

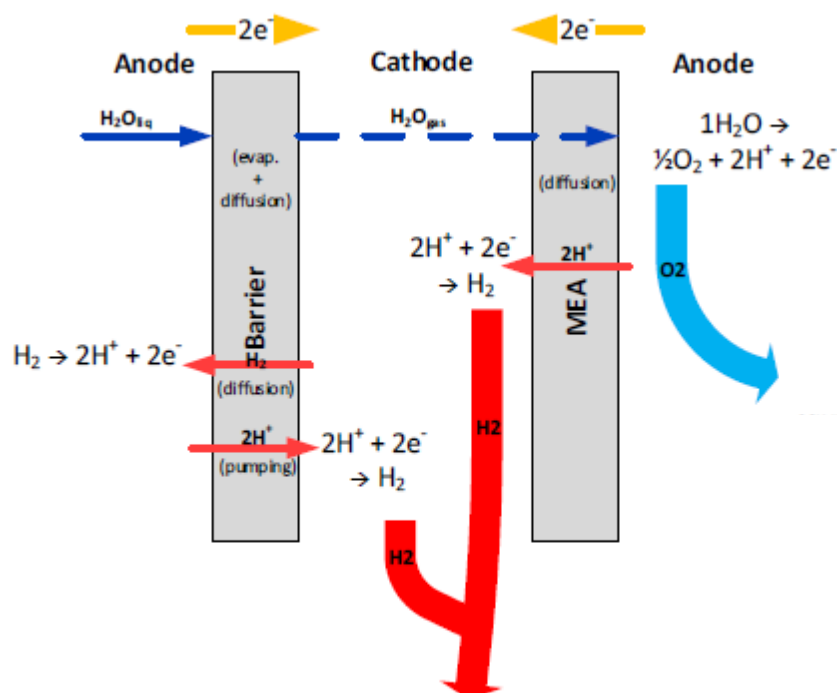


図 2-4 微小重力環境を想定した PEM 電気分解装置概念図[18]

2-1.4. 燃焼室とノズル

真空の燃焼室に気化室から水蒸気が、粉体タンクから粉体燃料が供給されることで燃焼室圧力 p_c が上昇し、 p_c =着火圧力 p_{ig} かつ水蒸気と粉体とが目標混合比 O/F になった時に着火する。キューブサットに火工品の搭載は不可であるため、放電により着火させる。これは代表的な粉体燃焼現象である粉塵爆発実験でも利用されている着火手法であり、信頼性は高い[35-37]。本研究では着火機構の詳細については言及しない。また、粉体 Al の燃焼は数 mJ オーダーの低い電力量で着火することが知られているため、着火に使うエネルギーも無視する。ノズルにおいては、粉体燃焼では一般に未燃燃料や、液相生成物の存在によりノズル効率が低下する。気相以外が含まれる多相流の影響を考慮した性能評価が必要となる。

2-2. 作動方式

図 2-5 に定性的な作動概要を示す。推進機作動前は気化室以降すべて真空である。まず燃焼室に水蒸気を供給し、燃焼室圧力 p_c を着火圧力 p_{ig} まで昇圧する。同時に目標混合比 O/F になるように粉体燃料を供給する。燃焼室昇圧の間、ノズルから水蒸気が一部排気されるため、この間水レジストジェットスラストとみなせる。この昇圧期間をレジストフェーズ、着火後ハイブリッドフェーズとして区別する。

図 2-5 で $t=t_{ig}$ までがレジストフェーズである。 $t=t_{inj,o}$ で水タンクから気化室に液滴を噴射する。このとき、液滴表面積が十分に大きいと仮定すれば、気化室内が飽和水蒸気圧になるように液滴が瞬時に蒸発する。気化室-燃焼室間の圧力差により水蒸気が燃焼室へと供給され、燃焼室圧が徐々に上昇する。この間、水蒸気の一部がノズルから排気され水レジストジェットスラストとして推力が発生する。 $t=t_{inj,f} \geq t_{inj,o}$ で粉体の供給を開始する。粉体が排気されてしまうことは特に大きなエネルギー損失であるため、着火までに粉体が排出されないような粉体供給速度および燃焼室長さを設計する。燃焼室圧および、水と Al の質量混合比 O/F が目標値に達する $t=t_{ig}$ で着火し、ハイブリッドフェーズに移行する。

t_{ig} で着火したのちの燃焼室の最大圧力 p_m は気化室圧力を超える。そのため、燃焼室圧が気化室圧を下回るまで燃焼ガスが排気されるのを待つ。燃焼室圧力が下がり次第、次の着火のために水蒸気供給が開始される。初回着火後の燃焼ガスの燃焼への影響は予測が難しく、実験的な燃焼圧力、推力測定が必要である。本研究では初回の着火のみを扱う。

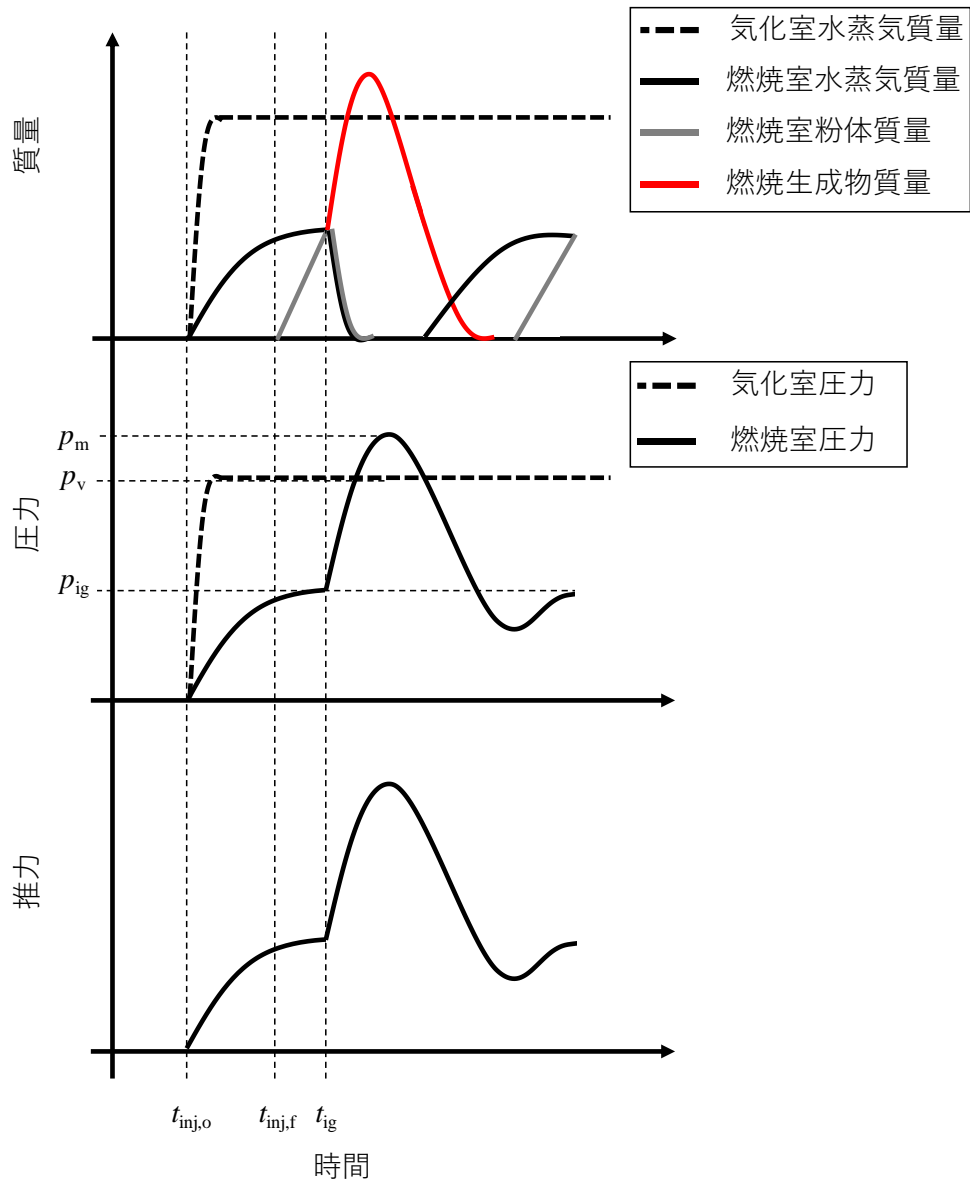


図 2-5 最大圧力 p_m が気化室圧力, タンク圧力より大きい時のハイブリッドフェーズ ($t > t_{ig}$) での気化室および燃焼室中の質量, 圧力時間履歴と推力時間履歴.

【第3章】 基礎式

3-1. 気化室

平衡状態では気化室での液滴蒸発質量流量と、ノズルから排気される水蒸気質量流量とがバランスする。ここでは平衡状態に至るまでの燃焼室圧力 p_c の時間履歴を求める。気化室の圧力が p_v のとき、燃焼室圧力 p_c と、燃焼室に存在する水蒸気質量 m_{vap} の時間変化は以下の式で表される。

$$\frac{dm_{\text{vap}}}{dt} = C_V(p_v - p_c) - \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}} T_c}} \sigma_{\text{vap}}^* \quad (3-1)$$

$$\sigma_{\text{vap}}^* = \sqrt{\gamma_{\text{vap}} \left(\frac{2}{\gamma_{\text{vap}} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{\text{vap}} + 1}{\gamma_{\text{vap}} - 1}}} \quad (3-2)$$

ただし、 t は水蒸気供給を介してからの時間、 C_V は気化室-燃焼室間の流路コンダクタンス、 A_t はスロート断面積、 R_{vap} は水蒸気の気体定数、 T_c は燃焼室での気相温度、 σ_{vap}^* は水蒸気の流れ係数、 γ_{vap} は水蒸気の比熱比である。(3-1)式の第一項は気化室から燃焼室へ供給される水蒸気質量流量を、第二項はノズルから排気される水蒸気質量流量を表している。気化室での液滴蒸発速度が(3-1)式の第一項に比べて十分に大きく、水蒸気温度は気化室から燃焼室まで不変とすれば、 p_v と T_c との関係は Tetens の式から求められる。

$$p_v/\text{Pa} = (0.611 \times 10^{-3}/\text{Pa}) \times \exp \left[\frac{17.502\{(T_c/\text{K}) - 273.15\}}{\{(T_c/\text{K}) - 273.15\} + 240.97} \right] \quad (3-3)$$

流路コンダクタンス C_V は流路経、表面粗さなど多くのパラメータに依存し、流路中にバルブやフィルタなどを設置する場合はその理論的な流路コンダクタンスを正確に求めることは難しい。本研究では AQUARIUS の流路コンダクタンス $C_{V,\text{AQU}}$ に水蒸気の粘性の効果を補正した値を C_V として用いる[41]。すなわち

$$\begin{aligned} C_V &= C_{V,\text{AQU}} \frac{\mu_{\text{vap},303\text{ K}}}{\mu_{\text{vap},373\text{ K}}} \\ &= 1.14 \times 10^{-8} \times \frac{1.00 \times 10^{-5}}{1.23 \times 10^{-5}} \\ &= 9.27 \times 10^{-9} \end{aligned} \quad (3-4)$$

を得る。ただし、 $\mu_{\text{vap},T}$ は温度 T における水蒸気の粘性係数である[42]。

気化室圧力 p_v は一定であると仮定すれば燃焼室の気相温度 T_c も一定であり、(3-1)式は理想気体の状態方程式を適用することで m_{vap} のみの微分方程式となり、解析解をもつ。

$$m_{\text{vap}}(t) = m_{\infty} \tau \left\{ 1 - \exp \left(-\frac{t}{\tau} \right) \right\} \quad (3-5)$$

$$p_c(t) = \frac{R_{\text{vap}}T_c}{V_c} m_{\infty} \tau \left\{ 1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) \right\} \quad (3-6)$$

$$m_{\infty} = C_V p_V \quad (3-7)$$

$$\frac{1}{\tau} = \frac{R_{\text{vap}}T_c}{V_c} \left(C_V + \frac{A_t \sigma^*}{\sqrt{R_{\text{vap}}T_c}} \right) \quad (3-8)$$

ただし、 V_c は燃焼室体積である。したがって着火圧力を p_{ig} とすれば着火時間 t_{ig} は

$$t_{\text{ig}} = -\tau \ln \left(1 - \frac{p_{\text{ig}} V_c}{R_{\text{vap}} T_c m_{\infty} \tau} \right) \quad (3-9)$$

となる。この間に気化室で蒸発した水の総量 m_V は

$$m_V = m_{\text{vap}}(t_{\text{ig}}) + \int_0^{t_{\text{ig}}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}} T_c}} \sigma_{\text{vap}}^* dt \quad (3-10)$$

である。レジストフェーズで排気される水蒸気質量は化学推進機としては推進剤を無駄に捨てていることに他ならない。そこで、レジストフェーズ中に気化室で蒸発した水の総質量 m_V のうち、着火時に燃焼室に存在する水蒸気質量の割合が酸化剤利用効率 η_u として定義すれば、以下のようにあらわされる。

$$\eta_u = \frac{m_{\text{vap}}(t_{\text{ig}})}{m_V} \quad (3-11)$$

であり、気化室で奪われる熱量 Q_V は水蒸気の蒸発潜熱 $\Delta_{\text{vap}} H$ を用いて

$$Q_V = \Delta_{\text{vap}} H m_V \quad (3-12)$$

$$\Delta_{\text{vap}} H = 2250 \text{ kJ/kg} \quad (3-13)$$

となる。気化室では、潜熱による温度低下が引き起こす推力低下を防ぐため、気化室へのヒーターの設置や高温バス機器、燃焼室及びノズルからの排熱による熱供給が必須となる。

レジストフェーズ中の平均推力、及び比推力はそれぞれ以下の式で表される。

$$F_{\text{resisto}} = \frac{\int_0^{t_{\text{ig}}} (\dot{m}_{\text{CHOKE}} u_e + p_e A_e) dt}{t_{\text{ig}}} \quad (3-14)$$

$$I_{sp, \text{resisto}} = \frac{F_{\text{resisto}} t_{\text{ig}}}{g \int_0^{t_{\text{ig}}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}} T_c}} \sigma_{\text{vap}}^* dt} \quad (3-15)$$

ただし、 u_e はノズル出口での流速、 p_e はノズル出口圧力、 A_e はノズル出口面積、 g は重力加速度である。これらの値は気相単相流のノズルの式から得られる[43].

3-2. 粉体供給機構

3-2.1. 気流相

粉体供給では流動化現象を利用する。流動化現象は、容器内に充填された粉体中に流体を

通過させることで粉体があたかも流体のような挙動を示す現象であり、粉体を大量・連続的に下流に供給できることから様々なプラントで利用されている。ほかにも粒子が良好に流体と混合されることや、粒子間の大きな伝熱速度などの利点から触媒反応など化学の分野でも広く活用されている[44]。流動化現象は重力平行方向の流れと重力直交方向との流れで大まかには同じ特性を示すが重力や浮力の向きの違いにより違いがある。利用例の多い重力方向の流れを例にすれば、粉体タンクの下部から担体ガスを供給する。担体ガスの圧力損失、粉体群の浮力と抵抗力が粉体群の重力と釣り合う点で粉体群が浮遊し始める。この状態の流れを流動相と呼ぶ。流動相では気泡の発生、スラギング、チャネリングなどの現象が起き、粉体の挙動は不安定である。さらにガス流速を増し、ガス流速が粒子の終端速度を超えると粒子群は安定的に輸送され始めるようになる。この状態を気流相と呼び、粉体供給ではこの気流相となるように担体ガスを供給する[45]。この状態変化を図 3-1 に示す[46]。重力に対して平行方向、直交方向のどちらの流れでもこの定性的な変化は変わらない。

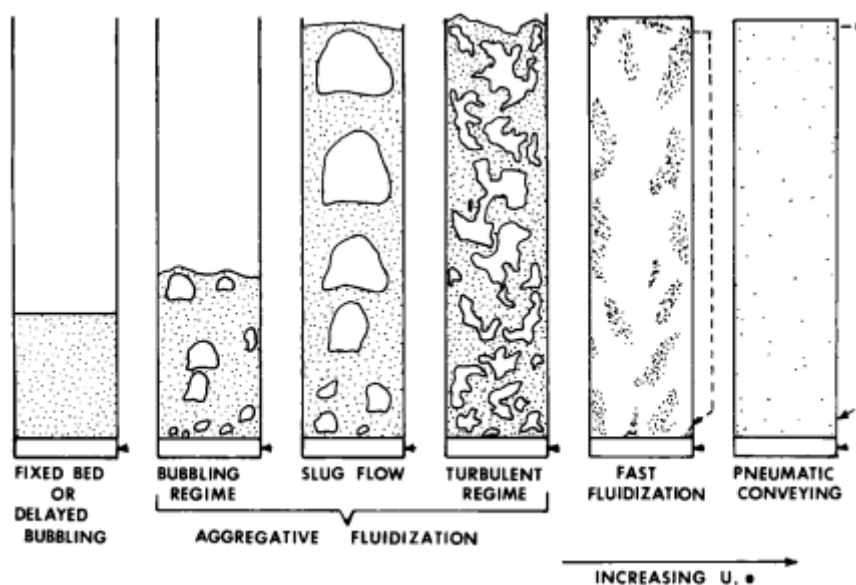


図 3-1 流動相の状態変化の模式図[46]

小型推進機への応用としては重力直交方向への流れを考えることが妥当である。簡単のため、以下を仮定する。

- 流路は重力直交方向に設置されており、無限に長い。
- 気流相は十分に発達しており、層流である。
- 粒子径はばらつきがなく、すべて一様である。
- 粒子は流路内で空間的に一様に分布する。
- 担体ガスは理想気体であり、状態方程式に従う。

平均流速 u_f 、質量流量 \dot{m}_f で流れている担体ガス中を、粉体が平均流速 u_p 、質量流量 \dot{m}_p で流れている気流相を仮定する。このとき、流路単位体積中に占める担体ガス、粉体それぞれ

の質量をかき密度と定義すれば、それぞれのかき密度 ρ_{df} , ρ_{dp} は以下のようにあらわされる。

$$\rho_{df} = \frac{\dot{m}_f}{u_f A_f} \quad (3-16)$$

$$\rho_{dp} = \frac{\dot{m}_p}{u_p A_f} \quad (3-17)$$

ただし、 A_f は流路断面積である。このとき、幾何的に流路中に占める気体の体積が空隙率 ε_{void} として定義される。

$$\varepsilon_{void} \equiv \frac{\rho_{df}}{\rho_f} = 1 - \frac{\rho_{dp}}{\rho_p} \quad (3-18)$$

ただし、 ρ_f , ρ_p はそれぞれ担体ガス、粉体の密度である。空隙率によって流動相の状態が大まかに分類され、一般に気流相では空隙率は0.80-0.99程度の値をとる[45]。空隙率が小さいほど少ない担体ガス体積で粉体を輸送できるが、小さすぎるとスラギングやチャネリングへと現象が遷移する。そのため空隙率が0.9程度になるように設計することが望ましい。空隙率を用いてそれぞれの流速が表され、

$$u_f = \frac{\dot{m}_f}{\varepsilon_{void} \rho_f A_f} \quad (3-19)$$

$$u_p = \frac{\dot{m}_p}{(1 - \varepsilon_{void}) \rho_p A_f} \quad (3-20)$$

となる。(3-16)-(3-20)式から u_f と u_p が求めれば気体と粉体の質量流量の関係を得ることができる。 u_f と u_p は線形な関係にあることが知られており、その係数 k は滑り係数と呼ばれ実験的に求められる[47-52]。

$$u_f = k u_p \quad (3-21)$$

(3-16)-(3-21)式をまとめることで担体ガスと粉体の質量流量比 ϕ_m が以下のように表される。

$$\phi_m \equiv \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_p} = k \frac{\varepsilon_{void} \rho_f}{1 - \varepsilon_{void} \rho_p} \quad (3-22)$$

また、体積流量比 ϕ_v は

$$\phi_v \equiv \frac{\dot{m}_f / \rho_f}{\dot{m}_p / \rho_p} = k \frac{\varepsilon_{void}}{1 - \varepsilon_{void}} \quad (3-23)$$

となる。

3-2.2. 拡張した滑り係数の表式

滑り係数 k はこれまでに多く調査されてきた。例えばF.A.Zenzらは流れが重力平行、直交方向にかかわらず、担体ガス流速 u_f と粉体流速 u_p の相対速度 u_{slip} が粉体粒子の終端速度と一致すると仮定した[50]。ここで u_{slip} は滑り速度と呼ばれ、以下の式で表される。

$$u_{slip} = u_f - u_p$$

$$= (k - 1)u_p \quad (3 - 24)$$

また，終端速度 u_t は粒子レイノルズ数 Re_p の範囲で場合分けされ，

$$Re_p = \frac{d_p u_{slip} \rho_f}{\mu_f} \quad (3 - 25)$$

$$u_t = \frac{g(\rho_p - \rho_f)d_p^2}{18\mu_f} \quad (Re_p < 2) \quad (3 - 26)$$

$$u_t = \left[\frac{4}{225} \frac{g^2(\rho_p - \rho_f)^2}{\rho_f \mu_f} \right]^{\frac{1}{3}} d_p \quad (2 < Re_p < 500) \quad (3 - 27)$$

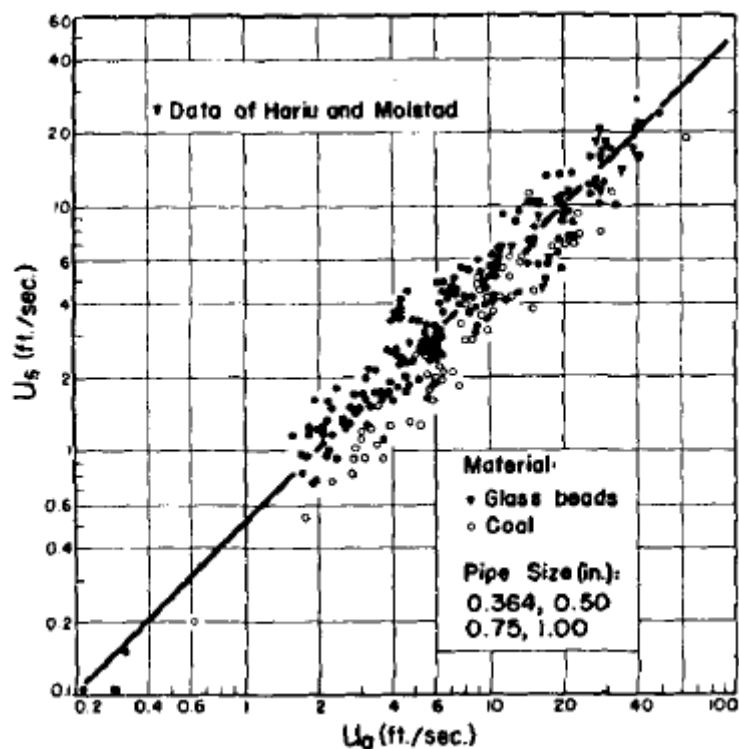
$$u_t = \sqrt{\frac{3g(\rho_p - \rho_f)d_p}{\rho_f}} \quad (500 < Re_p) \quad (3 - 28)$$

となる[45]。ただし， d_p は粒子径， μ_f は担体ガスの粘性係数である。この終端速度 u_t はただ一つの粒子が静止した流体中を自由沈降するときの力のつり合いから求められるため，粉体群における粒子-流路壁面間の摩擦や粒子-粒子間の衝突などの影響を考慮できていない。また，重力平行方向の運動に対して定義される終端速度を重力直交方向の流れにも適用している点で疑問が残る。その後，重力平行方向流れにおいて，K.V.S.Reddy らによって重力平行方向の流れでは粉体流速 u_p は終端速度 u_t と質量流量比 ϕ_m の関数になることが実験的に示された[51]。一方，本研究で想定する重力直交方向の流れでは，C.Y.Wen らが実験的に滑り係数 k を求め，O.H.Hariu らによる重力並行方向流れの実験結果と比較している[47,52]。表 3-3 および図 3-2 にそれぞれの実験条件および実験結果をまとめる。ただし，単位が SI 系でないことに注意する。図 3-2 からわかるように，表 3-3 の条件では重力平行，直交方向の差なく， $k \sim 2$ を得ている。

以上から重力平行方向の流れにおいて，滑り係数 k は終端速度 u_t 及び質量流量比 ϕ_m ，すなわち空隙率 ε_{void} に依存する。(3-22)式および(3-25)-(3-28)式からわかるように，終端速度 u_t および質量流量比 ϕ_m は担体ガス種，粒子種，粒子径に大きく依存する。先行研究では担体ガスとして空気または窒素しか利用されておらず，本研究における希ガスや水素に対して直接適応することはできない。そこで本研究の条件に近い先行研究[44]を参考に，担体ガスによらない滑り係数 k の表式を求める。

表 3-1 先行研究[47,52]における流速測定結果. *は著者による算出.

Ref.	本研究	C.Y.Wen, et al., 1959[47]	O.H.Hariu, et al., 1949[52]
流れ方向	重力直交	重力直交	重力平行
担体ガス種	希ガス, N ₂ , H ₂	Air	Air
入口圧力 /kPa	~100	~100*	~100
粒子種	Al	ガラス, 石炭粉塵	砂, catalyst
粒子密度 /kg m ³	2.7×10 ³	2.5×10 ³ , 1.3×10 ³	2.6×10 ³ , 9.8×10 ²
粒子径 /μm	100	112-754	110-503
流路径 /mm	6	9.2-25.4	6.78, 13.5
空隙率	0.80-0.99	0.76-0.97*	0.96-0.99*

図 3-2 先行研究[47,52]における流速測定結果. U_a が担体ガス流速, U_s が粉体流速を示す.

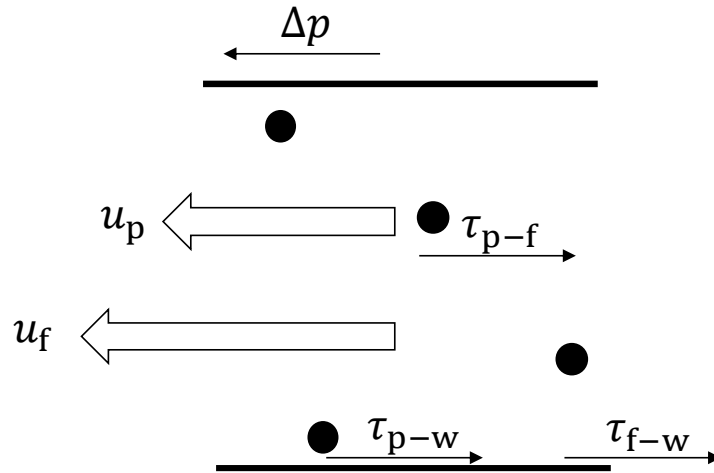


図 3-3 気流相における流れ方向の力

改めて，平衡状態の気流相における流れ方向の力のつり合いを考える．図 3-3 に流れ中にかかる力を示す．

$$\Delta p = \tau_{p-f} + \tau_{f-w} + \tau_{p-w} \quad (3-29)$$

ここで， Δp は流れ方向の圧力差， τ_{p-f} ， τ_{f-w} ， τ_{p-w} はそれぞれ粉体-担体ガス間，粉体-流路内壁間，担体ガス-流路内壁間のせん断応力であり

$$\tau_{p-f} = C_D \left(\frac{\pi d_p^2}{4} \right) \left(\frac{\rho_f u_{slip}^2}{2} \right) n_p \quad (3-30)$$

$$\tau_{f-w} = \frac{1}{2} \rho_f u_f^2 f_f \quad (3-31)$$

$$\tau_{p-w} = \frac{1}{2} \rho_p u_p^2 f_p \quad (3-32)$$

となる．ただし， l は流路長さ， C_D は抵抗係数， n_p は流路内粒子， d_p は粒子径， ρ_f は担体ガス密度， ρ_p は粉体密度， u_f は担体ガス流速， u_p は粉体流速， u_{slip} は滑り速度， f_f は担体ガスのファニング係数， f_p は粉体のファニング係数に相当する係数である．一般にはファニングの式は気相単相流にしか用いられないが，その本質はエネルギー保存則であるため，粉体に対しても適用できる．また，ファニング係数 f_f は流路内壁荒さや流れの影響，流体の粘性などの効果を含んでおり，円管内の層流の仮定の下では，

$$f_f = \frac{16}{Re_f} \quad (3-33)$$

$$Re_f = \frac{\rho_f u_f d_{tube}}{\mu_f} \quad (3-34)$$

とあらわされる．ここで， Re_f は担体ガスのレイノルズ数， d_{tube} は流路内径である．一方の f_p では粉体形状や粉体表面粗さ，粉体と壁面との衝突頻度などの効果を含んでいると解釈で

きる。したがって f_p は空隙率や粉体流速に依存する。

表 3-3, 図 3-2 を改めてみれば, この実験条件の範囲では d_p , d_{tube} , ρ_p , $\varepsilon_{\text{void}}$, u_p は滑り係数に影響を与えないことがわかる。また, 滑り速度 u_p の範囲が 0.03-6.1 m/s 程度であり, $d_p = 100 \mu\text{m}$ の粒子と常温常圧の空気に対して(3-25)式から Re_p は 1.15-38.9 の範囲である。したがって, 層流の仮定は妥当といえる。加えて, 先行研究[47]では圧力損失に関して以下が報告されている。

- (3-30)式で表される粉体-担体ガスによるせん断応力は圧力損失全体に対して 1.0 %以下であり, 無視できる。
- 実験結果から単位距離当たりの圧力損失は以下の式で表される。

$$\Delta p = 2.5u_p^{0.45}\rho_{dp}\left(\frac{d_{\text{tube}}}{d_p}\right)^{0.25} \quad (3-35)$$

(3-29)-(3-35)式を用いて, 担体ガス種依存性を考慮した滑り係数 k を求める。先行研究[47]に従い, (3-29)式で τ_{p-f} の項を無視し, (3-31)-(3-32)式を用いれば

$$\frac{1}{2}\rho_f u_f^2 f_f + \frac{1}{2}\rho_p u_p^2 f_p = 2.5u_p^{0.45}\rho_{dp}\left(\frac{d_{\text{tube}}}{d_p}\right)^{0.25} \quad (3-36)$$

となる。(3-18)-(3-20)式を用いて滑り係数 k について解けば

$$\begin{aligned} k^2 &= \frac{5u_p^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void}})(d_{\text{tube}}/d_p)^{0.25} - f_p \rho_p}{f_f \rho_f} \\ &= \frac{5}{16} \left\{ u_p^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void}})(d_{\text{tube}}/d_p)^{0.25} - f_p \right\} \frac{ku_p d_{\text{tube}} \rho_p}{\mu_f \rho_f} \\ k &= \frac{5}{16} \left\{ u_p^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void}})(d_{\text{tube}}/d_p)^{0.25} - f_p \right\} \frac{\rho_p u_p d_{\text{tube}}}{\mu_f} \end{aligned} \quad (3-37)$$

を得る。先行研究[44]の条件に添え字 ref をつけて辺々割れば

$$\frac{k}{k_{\text{ref}}} = \frac{\left\{ u_p^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void}})(d_{\text{tube}}/d_p)^{0.25} - f_p \right\} \frac{\rho_p u_p d_{\text{tube}}}{\mu_f}}{\left\{ u_{p,\text{ref}}^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void,ref}})(d_{\text{tube,ref}}/d_{p,\text{ref}})^{0.25} - f_{p,\text{ref}} \right\} \frac{\rho_{p,\text{ref}} u_{p,\text{ref}} d_{\text{tube,ref}}}{\mu_f}} \quad (3-38)$$

となる。ここで表 3-1 の範囲では d_p , d_{tube} , ρ_p , $\varepsilon_{\text{void}}$, u_p や粉体粒子種は滑り係数 k に対して影響を持たないので以下の近似式が仮定できる。

$$\frac{\left\{ u_p^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void}})(d_{\text{tube}}/d_p)^{0.25} - f_p \right\}}{\left\{ u_{p,\text{ref}}^{-1.55}(1-\varepsilon_{\text{void,ref}})(d_{\text{tube,ref}}/d_{p,\text{ref}})^{0.25} - f_{p,\text{ref}} \right\}} \approx 1 \quad (3-39)$$

$$\frac{\rho_p}{\rho_{p,\text{ref}}} \approx 1 \quad (3-40)$$

$$\frac{u_p}{u_{p,\text{ref}}} \approx 1 \quad (3-41)$$

$$\frac{d_{\text{tube}}}{d_{\text{tube,ref}}} \approx 1 \quad (3-42)$$

したがって、(3-38)式で $k_{\text{ref}} \approx 2$ 、 $\mu_{f,\text{ref}}$ は常温常圧の空気の粘性係数とすれば

$$\begin{aligned} k &\approx \frac{2 \times 1.82 \times 10^{-5}}{\mu_f} \\ &= \frac{3.6 \times 10^{-5}}{\mu_f} \end{aligned} \quad (3-43)$$

を得る。以上より拡張した滑り係数 k の表式が得られ、(3-22)と(3-43)式より質量流量比 ϕ_m が求められる。

前述のように流動相が気流相となるには一定以上の流速が必要である。重力方向の流れでは担体ガス流速が一つの粉体粒子の終端速度が境界とされる。重力直交方向の流れでは境界となる速度は終端速度とは異なる。そこで本研究では先行研究[47]で行われている最小速度以上で気流相と仮定する。図 3-2 から、単位に注意して最小の担体ガス流速は約 0.06 m/s であるので、これ以上の担体ガス流速が必要であるとする。

3-2.3. 担体ガス搭載型

担体ガス搭載型におけるタンク体積を求める。タンク体積を V_{TANK} 、搭載水質量を M_{water} 、タンク内気相温度を $T_{\text{TANK}}=300 \text{ K}$ で一定、粉体供給を完了した後の担体ガスがない状態の純粋な押しガス質量を M_{push} とすれば、水をすべて使い終わった後のタンク圧力 p_{fin} が

$$p_{\text{fin}} = \frac{M_{\text{push}} R_{\text{push}} T_{\text{TANK}}}{V_{\text{TANK}}} \quad (3-44)$$

となる。ただし、 R_{push} は押しガスの気体定数である。さらに、必要な担体ガス総質量 M_f および搭載水体積を加えれば、宇宙機初期状態のタンク圧力 p_{ini} が

$$p_{\text{ini}} = \frac{(M_{\text{push}} + M_f) R_{\text{push}} T_{\text{TANK}}}{V_{\text{TANK}} - \frac{M_{\text{water}}}{\rho_{\text{water}}}} \quad (3-45)$$

となる。搭載 Al 質量 M_{Al} は質量混合比 O/F と酸化剤利用率 η_u を用いて

$$M_{\text{Al}} = \frac{\eta_u}{\text{O/F}} M_{\text{water}} \quad (3-46)$$

であり、必要担体ガス質量はこれに質量流量比 ϕ_m をかけて

$$M_f = \frac{\phi_m \eta_u}{\text{O/F}} M_{\text{water}} \quad (3-47)$$

である。宇宙機の設計という観点では、最大設計圧力(Maximum Design Pressure, MDP)を考える。MDP は想定外の事態が起きた場合に理論上最大となる圧力である。水タンクでは保管中の周囲温度変化による気体の膨張や水の凍結による気体の圧縮による圧力上昇を考慮

する. 一般には保管環境はこちらで指定できないため, ここでは凍結による圧力上昇のみを考慮する. 凍結時の体積膨張率を κ とすれば

$$\text{MDP} = \frac{(M_{\text{push}} + M_f)R_{\text{push}}T_{\text{TANK}}}{V_{\text{TANK}} - \frac{M_{\text{water}}}{\rho_{\text{water}}}\kappa} \quad (3-48)$$

を得る. 以上から p_{fin} および MDP を与えればタンク体積と搭載推進剤質量の関係が

$$V_{\text{TANK}} = \frac{1}{\text{MDP} - p_{\text{fin}}} \left(\frac{\text{MDP}}{\rho_{\text{water}}}\kappa + \frac{\phi_m \eta_u}{O/F} R_{\text{push}} T_{\text{TANK}} \right) M_{\text{water}} \quad (3-49)$$

となる. 体積膨張率は 0 °C の氷の密度と 25 °C の水の密度との比で定義すれば

$$\kappa = \frac{\rho_{\text{water}}}{\rho_{\text{ice}}} = \frac{997}{917} = 1.09 \quad (3-50)$$

である. ただし, ρ_{water} , ρ_{ice} はそれぞれ水, 氷の密度である.

この MDP の上限としては日本国における高圧ガス保安法と NASA や JAXA などが定める副衛星としての安全基準の 2 つを満たす必要がある. 前者に関しては, 希ガスや N_2 などの不活性ガスでは絶対圧 1.0 MPa 以上で高圧ガスと定義され, 取扱に資格が必要となる[53]. 後者では NASA の資料を参考にすれば絶対圧 0.69 MPa 以上で Pressure Vessel と定義され, 審査基準が厳しくなる[54]. したがって, 設計上の最大圧力が絶対圧 0.69 MPa 以下になることが望ましい.

Al タンク体積は充填率 Φ を用いて

$$V_{\text{TANK,Al}} = \frac{M_{\text{Al}}}{\rho_{\text{Al}}\Phi} \quad (3-51)$$

となる. ここでは $\Phi = 0.7$ とする.

3-2.4. 電気分解型

電気分解型では担体ガス生成用の水を搭載する必要がある. 搭載 Al 質量 M_{Al} に対して担体ガス用水質量を M_{carrier} とすれば

$$M_{\text{carrier}} = \frac{\mathcal{M}_{\text{H}_2\text{O}}}{\mathcal{M}_{\text{H}_2}} \phi_m M_{\text{Al}} \quad (3-52)$$

である. (3-46)式で $M_f=0$ であり, M_{water} に M_{carrier} を加えれば

$$\text{MDP} = \frac{M_{\text{push}}R_{\text{push}}T_{\text{TANK}}}{V_{\text{TANK}} - \frac{M_{\text{water}} + M_{\text{carrier}}}{\rho_{\text{water}}}\kappa} \quad (3-53)$$

となり, タンク体積と搭載水質量の関係がわかる.

次に, 電流 I をかけた時の水素生成速度 G_{H} はファラデーの法則から以下の通り計算される.

$$G_f = \frac{I\mathcal{M}_{H_2}}{z\mathcal{F}}\eta_{ele} \quad (3-54)$$

ただし、 \mathcal{M}_{H_2} は水素分子量、 z は価数、 \mathcal{F} はファラデー定数、 η_{ele} は電気分解の効率である。一般に PEM 電気分解の効率は 70-80 %程度であり、電気分解に必要な理論最低電圧は 1.48 V である。水素の生成が進むにしたがって発生した気泡が電極に付着し抵抗値が増大する。生成速度は水に流れる電流量で決まるため、気泡が電極から離れるのに必要な拡散時間に律速される。そのため印可電圧を大きくしても電流密度に上限値があり、一般に 1.75 V 程度で上限値をとる[18]。PEM の温度を上げれば気泡拡散が促進され、同じ電圧に対して電流密度は向上する。以降の検討では電気分解効率に 70 %、電極間電圧を 1.75 V とし、 $G_f = \dot{m}_f$ を仮定する。ここで生成された水素はタンク圧力によって燃焼室へと駆動される。タンク圧力よりも昇圧したいときはネルンスト効果による昇圧が可能であり、昇圧用電圧が必要となる。この電圧 V_{Ner} は以下の式で表される。

$$V_{Ner} = \frac{\mathcal{R}T_{PEM}}{z\mathcal{F}}\ln(\epsilon) \quad (3-55)$$

ただし、 \mathcal{R} はグローバル気体定数、 T_{PEM} は PEM 温度、 ϵ は昇圧比である。10 倍まで昇圧するときの必要電圧を図 3-4 に示す。昇圧用電圧は電気分解用電圧に比べて十分に小さいことがわかる。簡単のため以降では昇圧用電圧は無視すれば、電気分解に必要な電力 q_{ele} は

$$\begin{aligned} q_{ele} &= IV \\ &= \frac{z\mathcal{F}}{\mathcal{M}_{H_2}\eta_{ele}}G_fV \end{aligned} \quad (3-56)$$

となる。(3-56)式で $G_f = \dot{m}_f$ とすれば必要な電力が求められる。

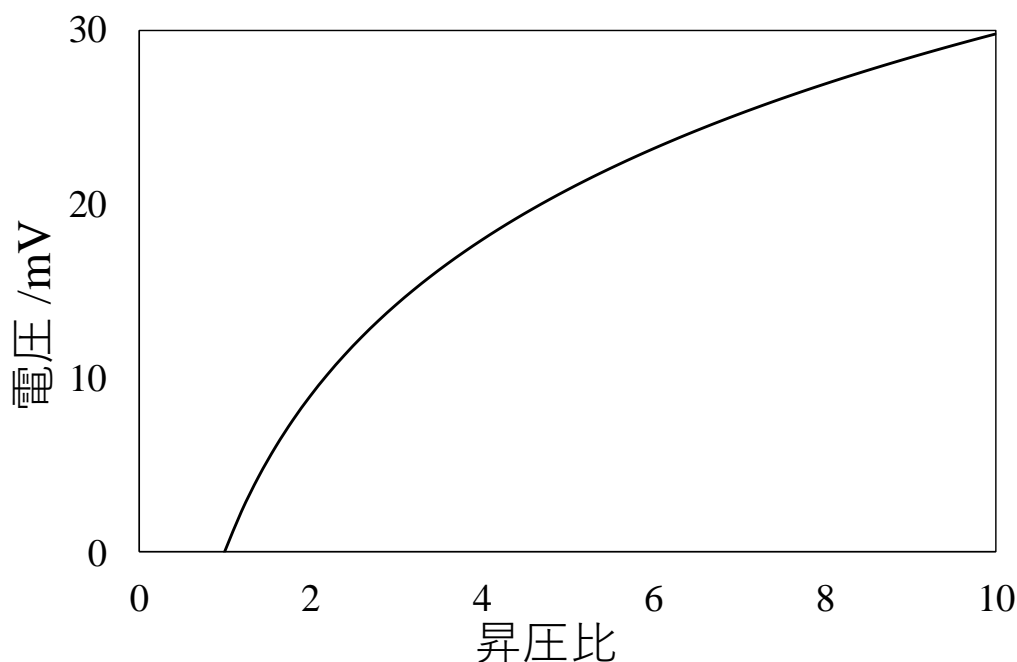


図 3-4 昇圧比と必要電圧の関係

電気分解型では別途電気分解装置の搭載が必要である。ここでは電気分解装置の体積を見積もる。PEM に流れる電流密度を J とおけば、必要な電流量 I に対して PEM 面積 S_{PEM} は

$$S_{\text{PEM}} = \frac{I}{J} \quad (3-57)$$

となる。高さは、PEM は十分に薄いので製造上の可能なだけ薄くできる。ここでは高さを 10 mm とおけば、電気分解装置体積 V_{ele} が求められる。本研究と同様に電気分解装置を搭載している小型推進機として HYDROS がある。HYDROS の電流密度を参考にすれば大きくとも 150 mA/cm² 程度である[18]。本研究でもこの値を用いる。

3-3. 燃焼室

3-3.1. 幾何形状

燃焼室では水蒸気と粉体とが十分に混合し、燃焼することが望ましい。そのため、燃焼室に供給された粉体が燃焼するために十分な燃焼室長さ L_c が必要であり、加えて火炎進展速度 v_F がノズルからの排気速度よりも十分に速くなるような幾何条件が必要となる。まず燃焼室長さ L_c については、流速 u_p で燃焼室に供給された粉体が、燃焼時間 t_b の間滞留するのに必要な長さであり

$$L_c > u_p t_b \quad (3-58)$$

である。粉体粒子の燃焼時間は粒子径や雰囲気ガス種や圧力に依存することが知られている。粒子径 10-100 μm オーダーの Al 粒子 1 つの燃焼時間は M.W.Beckstead によって多数の実験結果から経験式が得られており、

$$t_b/\text{ms} = \frac{0.22(d_p/\mu\text{m})^{1.5}}{X_{\text{eff}}(p_{\text{ig}}/\text{atm})^{0.1}(T_{\text{ig}}/\text{K})^{0.2}} \quad (3-59)$$

$$X_{\text{eff}} = C_{\text{O}_2} + 0.6C_{\text{H}_2\text{O}} + 0.22C_{\text{CO}_2} \quad (3-60)$$

である[55]。ただし、 d_p は粒子径、 p_{ig} は着火圧力、 T_{ig} は着火時雰囲気ガス温度、 C_X は雰囲気中における O_2 、 H_2O 、 CO_2 の質量比である。本研究では燃焼室では担体ガスを無視し、水蒸気のみとすれば $X_{\text{eff}}=0.6$ である。

一方、火炎進展速度の条件については、燃焼時間 t_b 中にノズルから排気される水蒸気質量が着火時の燃焼室水蒸気質量の 10 %以下であればよいと仮定する。燃焼室圧力 p_c が着火圧力 p_{ig} であるとき燃焼室内の水蒸気質量 m_{ig} とノズルでのチョーク質量流量 \dot{m}_{CHOKE} は以下のようにあらわされる。

$$m_{\text{ig}} = \frac{p_{\text{ig}}V_c}{R_{\text{vap}}T_{\text{ig}}} \quad (3-61)$$

$$\dot{m}_{\text{CHOKE}} = \frac{p_{\text{ig}}A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}}T_{\text{ig}}}}\sigma_{\text{vap}}^* \quad (3-62)$$

ただし、 R_{vap} は水蒸気の気体定数、 T_{ig} は着火時気相温度、 σ_{vap}^* は水蒸気流れ係数、 A_t はスロート断面積である。この時、火炎進展速度を v_F とすれば

$$\frac{\dot{m}_{\text{CHOKE}}L_c}{m_{\text{ig}}v_F} < 0.1 \quad (3-63)$$

となり、これを解けば

$$\frac{\sqrt{R_{\text{vap}}T_{\text{ig}}}\sigma_{\text{vap}}^*A_t}{v_F} < 0.1 \quad (3-64)$$

となる。 v_F については水蒸気雰囲気での Al 粒子燃焼の先行研究はないものの、空気雰囲気での先行研究は存在する。そのうち、流れがない閉鎖系での粉塵爆発実験では量論混合比、粒子径 33.94 μm で $v_F \approx 5$ m/s が、流れ場での計算では $v_F=5.82$ m/s が報告されており、燃焼室での流れの影響は小さいことがわかる[56,57]。そこで本研究では 100 kPa 空気中での Al 粒子の火炎進展速度を 5 m/s とし、これが粒子の燃焼時間 t_b に反比例すると仮定する。(3-59)、(3-60)式より、燃焼時間 t_b は水蒸気雰囲気では空気雰囲気の 1/0.6 倍であるので本研究では $v_F=3$ m/s とする。

3-3.2. 着火圧力と燃焼室最大圧力の関係

本項では着火圧力 p_{ig} と燃焼室最大圧力 p_m の関係を述べる。これまでに 100 kPa 以下の低圧水蒸気中における粉体 Al 燃焼実験の報告例はなく、着火圧力と燃焼室最大圧力との関係

が明らかになっていない。そこで大気圧空気中における粉体 Al 燃焼の先行研究を参考に両者の関係を求める。しかし、これまでに行われている燃焼実験の多くが 1 MPa を超える高圧燃焼であることや、開放系の実験は実験ごとにノズルなどの条件が大きく異なり、一般的な考察が困難という問題がある。一方、着火圧力が本研究に近い 100 kPa かつ一般化がしやすい閉鎖系の燃焼実験は主に粉塵爆発現象を対象に行われてきた。粉塵爆発実験は ISO などにより実験規格が定められており、比較が容易である。加えて、前述のように空気中の閉鎖系での実験によって求められた火炎進展速度と、計算により求められた流れ場の火炎進展速度では大きな差がない。したがって本章では 100 kPa 空気中での粉塵爆発実験を参考に低圧水蒸気の着火圧力 p_{ig} と燃焼室最大圧力 p_m の関係を立式する。以下の仮定を置く。

- 気体はすべて理想気体として状態方程式に従う。
- 爆発による圧力上昇速度は十分に早く、瞬時に燃焼室全体が爆発最大圧力まで上昇する。すなわち、燃焼室は 3-3.1 の条件を満たしており、閉鎖系とみなせるとする。
- 空気雰囲気と水蒸気雰囲気の混合比は量論混合比が 1 となるように正規化することで比較可能であるとして扱う。
- 燃焼室中のすべての Al が理想的に燃焼した時に得られるエンタルピーと、実際に燃焼ガスが得られるエンタルピーの比を獲得エンタルピー効率 η_{comb} と定義し、この獲得エンタルピー効率は、同じ正規化混合比のとき空気雰囲気と水蒸気雰囲気とで同じとする。質量混合比を O/F 、量論混合比を O/F_{stoic} とすれば正規化混合比 O/F_{normal} は以下である。

$$O/F_{normal} = \frac{O/F}{O/F_{stoic}} \quad (3-65)$$

先行研究を参考に η_{comb} を求める。空気-Al 粉体燃焼における燃焼前、燃焼後の気相のエンタルピー増分 ΔH_m は

$$\begin{aligned} \Delta H_m &= (m_m c_m T_m + p_m V_c) - (m_{ig} c_{ig} T_{ig} + p_{ig} V_c) \\ &= \left(\frac{\gamma_m}{\gamma_m - 1} + 1 \right) p_m V_c - \left(\frac{\gamma_{ig}}{\gamma_{ig} - 1} + 1 \right) p_{ig} V_c \\ &= \left(\frac{2\gamma_m - 1}{\gamma_m - 1} p_m - \frac{2\gamma_{ig} - 1}{\gamma_{ig} - 1} p_{ig} \right) V_c \end{aligned} \quad (3-66)$$

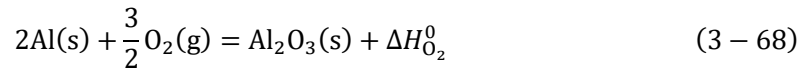
である。ただし、 p は燃焼室圧力、 m は燃焼室中気体質量、 c は比熱、 T は気体温度、 γ は比熱比、 V_c は燃焼室体積、添え字 ig は着火時、 m は燃焼室最大圧力時の状態を表す。Al 燃焼では、生成物の Al_2O_3 の沸点が 3250 K と高いために生成物の一部が液相となる。一方燃焼室中の質量 m_{Al} の Al がすべて理想的に空気と燃焼したときに得られるエンタルピーを ΔH_{th} とすれば

$$\eta_{comb} = \frac{\Delta H_m}{\Delta H_{th}} \quad (3-67)$$

とあらわせる。この獲得エンタルピー効率 η_{comb} は燃焼により得られる理想的なエンタルピー

一のうち、実際に燃焼ガスが獲得したエンタルピーがどの程度かという指標である。また、 $(1-\eta_{\text{comb}})\Delta H_{\text{th}}$ で表される損失エンタルピーは放射や対流による壁面への熱損失や粉体の温度上昇に使用された熱量、燃焼に寄与しなかった未燃粉体の影響が含まれる。(3-64), (3-68) 式から獲得エンタルピー効率 η_{comb} は γ_m , p_m , ΔH_{th} がわかれば求めることができる。

前述のように水蒸気雰囲気における粉体 Al 燃焼の先行研究はない。そこで空気雰囲気における粉体 Al 燃焼を参考にす。Al と空気、すなわち酸素の熱化学方程式は以下である。



$$\Delta H_{\text{O}_2}^0 = -1677.78 \text{ kJ/mol}$$

であり、これに着火用に投入されたエネルギー E_{ig} を加えて

$$\Delta H_{\text{th,air}} = \frac{m_{\text{Al}}\Delta H_{\text{O}_2}^0}{2\mathcal{M}_{\text{Al}}} + E_{\text{ig}} \quad (3-69)$$

となる。ただし \mathcal{M}_{Al} は Al 分子量であり、添え字 air は酸化剤が空気であることを示す。空気と Al の質量混合比を O/F_{air} とすれば

$$\begin{aligned} m_{\text{Al}} &= \left(1 + \frac{1}{O/F_{\text{air}}}\right) m_{\text{ig}} \\ &= \left(1 + \frac{1}{O/F_{\text{air}}}\right) \frac{p_{\text{ig}}V_c}{R_{\text{air}}T_{\text{ig}}} \end{aligned} \quad (3-70)$$

である。

$\gamma_{m,\text{air}}$ は CEA の計算結果を、 $p_{m,\text{air}}$ は先行研究[56,57]の実験結果を使用する。表 3-2 に CEA での計算条件を示す。表 3-3 に先行研究の実験条件を、図 3-5 に実験結果を示す。これらの値を用いて獲得エンタルピー効率 η_{comb} を計算する。計算結果及び平均値を図 3-6 に示す。ただし、どちらか一方のみしか実験結果がない条件では、一方の値をそのまま平均値として示している。図 3-6 には $O/F_{\text{normal}}=0.3-1.2$ および $1.2-2.4$ の範囲のそれぞれの平均値に対して最小二乗法により線形近似した近似曲線を示した。

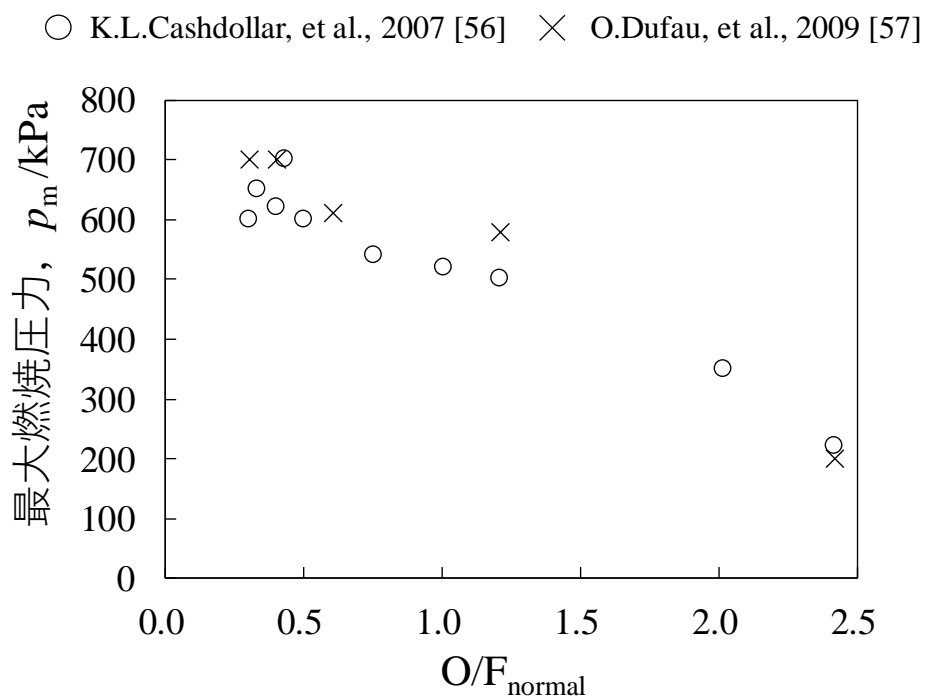
$$\begin{aligned} \eta_{\text{comb}} &= 0.65 \times O/F_{\text{normal}} \quad (0.3 < O/F_{\text{normal}} < 1.2, R^2 = 0.897) \\ &= -0.39 \times O/F_{\text{normal}} + 1.23 \quad (1.2 < O/F_{\text{normal}} < 2.4, R^2 = 0.997) \end{aligned} \quad (3-71)$$

表 3-2 空気・Al 粉体燃焼の CEA 計算条件

CEA 計算条件	
燃料	Al 100wt%, 初期温度 300 K
酸化剤	Air 100wt%
燃焼室圧力	100 kPa
O/F(O/F _{normal})	1.15(0.30)–9.24(1.21)

表 3-3 先行研究[56,57]の実験条件

燃焼室幾何形状		球状
燃焼室体積	V_c	0.02 m ³
酸化剤		Air
燃料		Al
粒子径	d_p	20-100 μm
着火時圧力	p_{ig}	100 kPa
着火時温度	T_{ig}	300 K
着火エネルギー	E_{ig}	2.5 kJ[56], 10 kJ[57]

図 3-5 閉鎖系の空気・Al 粉体燃焼における正規化 O/F と最大燃焼圧力 p_m の関係

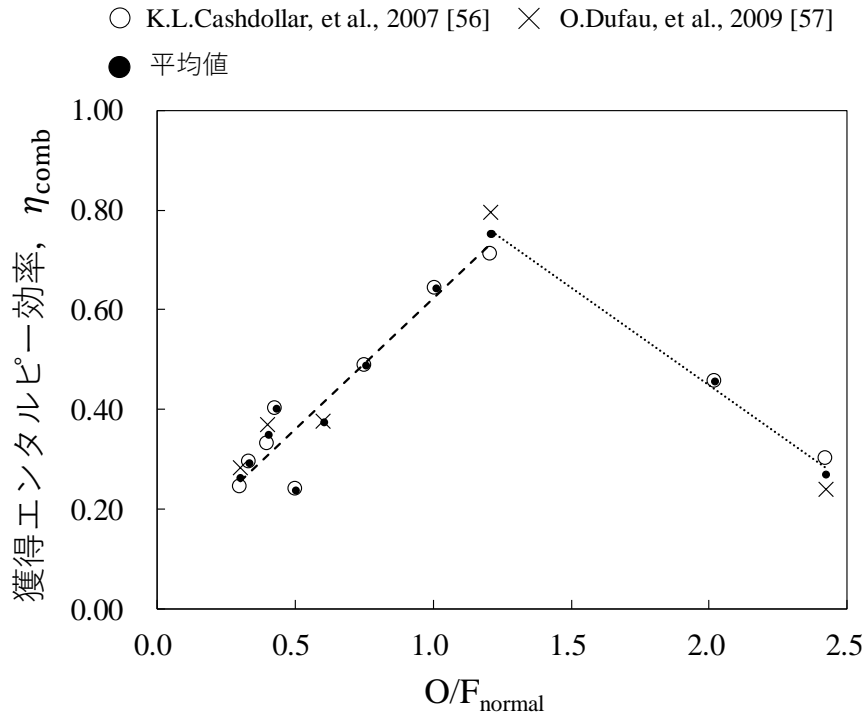
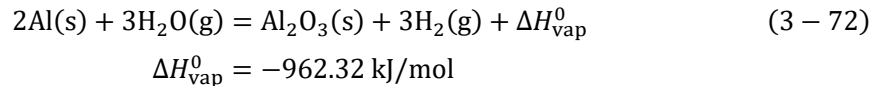


図 3-6 閉鎖系の空気・Al 粉体燃焼における O/F_{normal} と燃焼効率 η_{comb} の関係

以上から 100 kPa 空気雰囲気での Al 粉体燃焼の獲得エンタルピー効率 η_{comb} が得られた。この獲得エンタルピー効率 η_{comb} が、100 kPa 以下水蒸気中の Al 粉体燃焼に適用できると仮定し、燃焼室における水蒸気・粉体 Al 燃焼の着火圧力 p_{ig} と最大燃焼圧力 p_{m} の関係を求める。水蒸気と Al との熱化学方程式は以下である。



水蒸気と Al の反応では質量混合比 O/F と正規化混合比 O/F_{normal} は一致する。このとき、水蒸気・Al 粉体燃焼によるエンタルピー増分は

$$\begin{aligned} \Delta H_{\text{m}} &= \Delta H_{\text{vap}}^0 \frac{m_{\text{Al}}}{2\mathcal{M}_{\text{Al}}} \eta_{\text{comb}} \\ &= \frac{p_{\text{ig}} V_{\text{c}}}{R_{\text{vap}} T_{\text{ig}}} \frac{\Delta H_{\text{vap}}^0}{O/F} \frac{\eta_{\text{comb}}}{2\mathcal{M}_{\text{Al}}} \end{aligned} \quad (3-73)$$

であり、(3-66)式と同様のエネルギー保存則から水蒸気-Al 燃焼の着火圧力 p_{ig} と最大燃焼圧力 p_{m} の関係が求まる。すなわち、燃焼圧力比 $p_{\text{m}}/p_{\text{ig}}$ は

$$\begin{aligned} \frac{p_{\text{m}}}{p_{\text{ig}}} &= \frac{\gamma_{\text{m}} - 1}{2\gamma_{\text{m}} - 1} \left(\frac{\Delta H_{\text{m}}}{V_{\text{c}}} - \frac{2\gamma_{\text{vap}} - 1}{\gamma_{\text{vap}} - 1} p_{\text{ig}} \right) \\ &= \frac{\gamma_{\text{m}} - 1}{2\gamma_{\text{m}} - 1} \left(\frac{\Delta H_{\text{vap}}^0 \eta_{\text{comb}}}{2R_{\text{vap}} T_{\text{ig}} O/F \mathcal{M}_{\text{Al}}} - \frac{2\gamma_{\text{vap}} - 1}{\gamma_{\text{vap}} - 1} p_{\text{ig}} \right) \end{aligned} \quad (3-74)$$

となる。したがって CEA を用いて各 O/F の水蒸気-Al 燃焼の燃焼ガスの比熱比 γ_m を求めれば、(3-74)式より爆発圧力 p_m が得られる。

3-4. ノズル

3-4.1. 気液混相流のノズル流れ

水と Al の燃焼における最終生成物は Al_2O_3 であるが、100 kPa 空気中での粉塵爆発実験では火炎中に約 2800 K の粒子が観測されており、液相の Al_2O_3 の存在が予想される[56]。また、CEA による燃焼生成物の計算結果でも液相の Al_2O_3 の存在が示唆される。液相の混入によるノズル流れへの影響は以下である。

- 液相粒子体積分の気相膨張体積の減少。
- 気相-液相間の不完全な熱伝達。
- 気相粒子と液相粒子の速度差による抵抗力の発生。
- 液相粒子-ノズル壁面の摩擦による抵抗力の発生。
- 液相粒子が持つ熱エネルギーが解放されないことによるエネルギー損失。

いずれの影響もノズル出口での排出運動量を減少させるものであり、これらの影響は CE A におけるノズル計算には考慮されていない[58]。したがって、CEA の計算結果は燃焼室に対しては使用できるが、ノズルの計算結果は本推進機には適用できない。そこで本章では T. F. Miller らによって提案された、ノズル流れにおける液相粒子の存在によるエネルギー損失の最大条件と最小条件を仮定する[28]。この仮定により気相単相流の一般的なノズルの式を気液混相流に適応できるようにし、ノズルにおける流れの諸元を計算する[43]。この2つの条件の共通の仮定として以下をおく。

- ノズル流れは凍結流であり、燃焼室以降いかなる化学反応、相変化も起きない。
- ノズル流れのうち気相は理想気体の一次元定常断熱流れであり、比熱比は不変である。
- ノズル中に液相粒子が占める体積は気相体積に比べて十分に小さく、無視できる。

液相を含むノズル流れの最大損失条件では以下が仮定される。

- 燃焼室の液相粒子はすべて燃焼室内にとどまり、ノズルから排気されない。すなわち、ノズルでは気相単相流である。
- 燃焼室体積に対して液相体積は十分に小さい。

これらの仮定の下では液相がもつ運動エネルギー、熱エネルギーのいずれも推力として変換されないのが最も比推力が小さくなる条件である。この最大損失条件で推力に寄与する燃焼ガス質量は以下の式で表される。

$$m_{MAX} = \left(1 + \frac{1}{O/F}\right) m_{ig}(1 - Y_c) \quad (3-75)$$

ただし、 m_{ig} は着火時に燃焼室に存在する水蒸気質量、 Y_c は燃焼生成物中に占める液相の質

量分率である。

一方、最小損失条件では以下が仮定される。

- ノズル内での液相と気相は流速、温度ともに一様であり、液相粒子間の衝突や気相-液相間の摩擦、抵抗力はない。
- ノズル流れの中で質量分率は不変。

これらの仮定の下では液相は加速されその運動エネルギーは推力に寄与する。一方で液相は膨張できないために、液相が持つ熱力学的エネルギーは運動エネルギーに変換されることはない。等圧比熱、等積比熱、比熱比は液相の効果も含めて以下のように補正することで気液混相流を気相単相流と同等に扱う。

$$c_{p,\min} = (1 - Y_c)c_m + Y_c c_l \quad (3-76)$$

$$c_{v,\min} = (1 - Y_c)(c_m - R_m) + Y_c c_l \quad (3-77)$$

$$\gamma_{\min} = \frac{c_{p,\min}}{c_{v,\min}} \quad (3-78)$$

$$R_{\min} = c_{p,\min} - c_{v,\min} \quad (3-79)$$

ただし、 $c_{p,\min}$ は補正等圧比熱、 $c_{v,\min}$ は補正等積比熱、 R_m は補正気体定数、 c_m は燃焼ガス比熱、 c_l は液相比熱である。最小損失条件では推力に寄与する質量は

$$m_{\min} = \left(1 + \frac{1}{O/F}\right) m_{ig} \quad (3-80)$$

であり、(3-82)-(3-86)式を気相単相流のノズルの式に適用することで推力、比推力を計算する。ハイブリッドフェーズの推力発生時間を t_{hybrid} 、推力を F_{hybrid} 、比推力を $I_{sp,\text{hybrid}}$ とすれば、レジストフェーズとあわせてサイクル平均の推力 \bar{F} および比推力 \bar{I}_{sp} が求められる。

$$\bar{F} = \frac{F_{\text{resisto}} t_{ig} + F_{\text{hybrid}} t_{\text{hybrid}}}{t_{ig} + t_{\text{hybrid}}} \quad (3-81)$$

$$\bar{I}_{sp} = \frac{\bar{F}(t_{ig} + t_{\text{hybrid}})}{g m_{\text{exh}}} \quad (3-82)$$

ここで m_{exh} は1サイクル中にノズルから排出された全質量であり、損失条件ごとに異なる。

最大損失条件では

$$m_{\text{exh}} = \int_0^{t_{ig}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}} T_c}} \sigma_{\text{vap}}^* dt + \int_{t_{ig}}^{t_{\text{cycle}} - t_{ig}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_m T_c}} \sigma_{\text{MAX}}^* dt \quad (3-83)$$

最小条件では

$$m_{\text{exh}} = \int_0^{t_{ig}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\text{vap}} T_c}} \sigma_{\text{vap}}^* dt + \int_{t_{ig}}^{t_{\text{cycle}} - t_{ig}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_{\min} T_c}} \sigma_{\min}^* dt \quad (3-84)$$

となる。

3-4.2. 比推力効率とエンタルピー利用効率

気液混相流の影響により、気相単相流に比較して推進性能が大きく低下する。本項では比推力を推進性能の代表として用いることで気液混相流の影響を評価する。気相単相流の比推力を I_{sp} 、気液混相流の最大損失条件の比推力を $I_{sp,MAX}$ 、最小損失条件の比推力を $I_{sp,min}$ とすれば、各比推力は

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{2 \frac{\gamma_m R_m}{\gamma_m - 1} T_m \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_m} \right)^{\frac{\gamma_m - 1}{\gamma_m}} \right\}} \quad (3-85)$$

$$I_{sp,MAX} = (1 - Y_c) I_{sp} \quad (3-86)$$

$$I_{sp,min} = \frac{1}{g} \sqrt{2 \frac{\gamma_{min} R_{min}}{\gamma_{min} - 1} T_m \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_m} \right)^{\frac{\gamma_{min} - 1}{\gamma_{min}}} \right\}} \quad (3-87)$$

である。ただし p_e はノズル出口圧力である。このとき、比推力効率は

$$\begin{aligned} \eta_{I_{sp,MAX}} &= \frac{I_{sp,MAX}}{I_{sp}} \\ &= (1 - Y_c) \end{aligned} \quad (3-88)$$

$$\begin{aligned} \eta_{I_{sp,min}} &= \frac{I_{sp,min}}{I_{sp}} \\ &= \frac{\gamma_{min}}{\gamma_{min} - 1} \frac{\gamma_m - 1}{\gamma_m} \frac{\left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_m} \right)^{\frac{\gamma_{min} - 1}{\gamma_{min}}} \right\}}{\left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_m} \right)^{\frac{\gamma_m - 1}{\gamma_m}} \right\}} \end{aligned} \quad (3-89)$$

となる。この比推力効率は、燃焼によって獲得したエンタルピーのうち、どれだけを推力に変換できるかという指標を表す。一方、燃焼によってどれだけのエンタルピーを獲得できるかという指標は 3-3.2 で示した獲得エンタルピー効率で表される。したがって、燃焼による全体的なエンタルピー利用効率が以下の式で表される。

$$\eta_{MAX} = \eta_{comb} \eta_{I_{sp,MAX}} \quad (3-90)$$

$$\eta_{min} = \eta_{comb} \eta_{I_{sp,min}} \quad (3-91)$$

3-5. まとめ

3-5.1. 基礎式

これまでに気化室、粉体供給機構、燃焼室、ノズルでの各基礎式について述べた。表 3-4 に各式および関連する値をまとめる。

表 3-4 基礎式のまとめ. 固定値は物性値や先行研究における実験結果, 設計値はこちらから与える値, 計算値はすでに計算した値である. また, CEA は, CEA によって計算する値を示す.

未知数	固定値	設計値	計算値	関連式番号
p_v		T_v		(3-3)
m_{vap}	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	C_v, V_c, A_t	p_v	(3-4)-(3-5) (3-7)-(3-8)
p_c	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	C_v, V_c, A_t	m_{vap}	(3-6)
t_{ig}	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig}$		(3-9)
m_{ig}	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig}$	m_{vap}, t_{ig}	(3-5), (3-9)
m_v	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig}$	t_{ig}	(3-10)
η_u	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig}$	m_{vap}, t_{ig}	(3-11)
Q_v	$\Delta_{vap}H, R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig}$	m_{vap}, t_{ig}	(3-12)
$F_{resisto}$	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig} A_e$	$p_c, t_{ig}, u_e[40]$ $p_e[40]$	(3-14)
$I_{sp,resisto}$	$R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c, g$	$C_v, V_c, A_t p_{ig} A_e$	$p_c, t_{ig}, F_{resisto}$	(3-15)
k	$k_{ref}[44], \mu_{ref}, \mu_f$			(3-43)
ϕ_m	ρ_f, ρ_p	ε_{void}	k	(3-22)
u_p	ρ_p	$\varepsilon_{void}, \dot{m}_p, A_f$		(3-19)
u_f	ρ_f	$\varepsilon_{void}, \dot{m}_p, A_f$	k	(3-21)
V_{TANK}	$\rho_f, \rho_p, \rho_{water}, \kappa, R_{push}$	$MDP, p_{fin}, O/F, M_{water}, T_{TANK}$	η_u, ϕ_m	(3-49), (3-53)
$V_{TANK,Al}$	ρ_{Al}, Φ	$O/F, M_{water}$	η_u	(3-46), (3-51)
q_{ele}	$z, \mathcal{F}, \mathcal{M}_{H_2}$	$V[15], \eta_{ele}[15], G_f$		(3-56)
V_{ele}	$J[15]$	$l_{ele},$		(3-57)
t_b	X_{eff}	d_p, p_{ig}, T_{ig}		(3-59)-(3-60)
L_c	ρ_p	$\varepsilon_{void}, \dot{m}_p, A_f, d_p, p_{ig}, T_{ig}$	u_p, t_b	(3-58)-(3-60)
A_c	$v_f[53,54], R_{vap}, \gamma_{vap}, T_c$	$C_v, V_c, A_t p_{ig},$	p_c, L_c	(3-64)
γ_m, R_m, Y_c		Oxidizer, Fuel, $p_c, O/F$		CEA

η_{comb}	$\Delta H_{\text{O}_2}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}, E_{\text{ig}}$ [53,54], R_{vap} , $\gamma_{\text{vap}}, p_{\text{m}}$ [53,54]	Oxidizer, Fuel, $p_{\text{c}}, \text{O/F}$	$\gamma_{\text{m}}, R_{\text{m}}, Y_{\text{c}}$	(3-71)
m_{Al}		O/F	m_{ig}	(3-70)
p_{m}	$\gamma_{\text{vap}}, R_{\text{vap}}$, $\Delta H_{\text{vap}}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}$	$p_{\text{ig}}, T_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$\gamma_{\text{m}}, R_{\text{m}}, Y_{\text{c}}$, η_{comb}	(3-74)
m_{MAX}	$R_{\text{vap}}, \gamma_{\text{vap}}, T_{\text{c}}$	$C_{\text{v}}, V_{\text{c}}, A_{\text{t}}, p_{\text{ig}}$, O/F	$Y_{\text{c}}, m_{\text{ig}}$	(3-75)
m_{min}	$R_{\text{vap}}, \gamma_{\text{vap}}, T_{\text{c}}$	$C_{\text{v}}, V_{\text{c}}, A_{\text{t}}, p_{\text{ig}}$, O/F	m_{ig}	(3-80)
m_{exh}	$R_{\text{vap}}, \gamma_{\text{vap}}, T_{\text{c}}$	$C_{\text{v}}, V_{\text{c}}, A_{\text{t}}, p_{\text{ig}}$, O/F	$Y_{\text{c}}, m_{\text{ig}}, p_{\text{ig}}$	(3-83)-(3-84)
t_{hybrid}		$C_{\text{v}}, V_{\text{c}}, A_{\text{t}}, p_{\text{ig}}$, O/F	$Y_{\text{c}}, m_{\text{ig}}, p_{\text{ig}}$, $p_{\text{c}}[40], u_{\text{e}}[40]$, $p_{\text{e}}[40]$	(3-76)-(3-80)
F_{hybrid}		$C_{\text{v}}, V_{\text{c}}, A_{\text{t}}, A_{\text{e}}$, $p_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$m_{\text{ig}}, t_{\text{ig}}, \gamma_{\text{m}}, R_{\text{m}}$, $Y_{\text{c}}, p_{\text{m}}, u_{\text{e}}[40]$, $p_{\text{e}}[40]$	(3-76)-(3-80)
$I_{\text{sp,hybrid}}$	g		$t_{\text{ig}}, t_{\text{hybrid}}, F_{\text{hybrid}}$, m_{exh}	(3-82)
$\eta_{\text{Isp,MAX}}$	$\gamma_{\text{vap}}, R_{\text{vap}}$, $\Delta H_{\text{vap}}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}$	$p_{\text{ig}}, T_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$p_{\text{m}}, Y_{\text{c}}$	(3-88)
$\eta_{\text{Isp,min}}$	$\gamma_{\text{vap}}, R_{\text{vap}}$, $\Delta H_{\text{vap}}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}$	$p_{\text{ig}}, T_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$\gamma_{\text{m}}, p_{\text{m}}, p_{\text{e}}[40]$	(3-89)
η_{MAX}	$\gamma_{\text{vap}}, R_{\text{vap}}$, $\Delta H_{\text{vap}}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}$	$p_{\text{ig}}, T_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$\eta_{\text{comb}}, \eta_{\text{Isp,MAX}}$	(3-90)
η_{min}	$\gamma_{\text{vap}}, R_{\text{vap}}$, $\Delta H_{\text{vap}}^0, \mathcal{M}_{\text{Al}}$	$p_{\text{ig}}, T_{\text{ig}}, \text{O/F}$	$\eta_{\text{comb}}, \eta_{\text{Isp,min}}$	(3-91)

【第4章】結果

4-1. 計算条件

改めて計算条件を示す。ノズル出口径はキューブサットの幾何条件から上限がある。キューブサットのディスペンサーの規格を図 4-1 に示す。この規格におさまるように、 $d_e=50$ mm とする。

表 4-1 計算条件まとめ

宇宙機条件		
体積		6 U
総質量		10.0 kg
推進剤物性値		
酸化剤		水
燃料		アルミニウム
燃料粒径	d_p	100 μm
設計値		
ノズル出口径	d_e	50 mm
粉体流路径	d_{tube}	6 mm
流路コンダクタンス	C_v	9.27×10^{-9} Pa s
最大設計圧力	MDP	690 kPa
Al 充填率	ϕ	0.7
担体ガス搭載型		
担体ガス種		Xe, N ₂
電気分解型		
担体ガス種		H ₂
電気分解効率	η_{ele}	0.7
電気分解電圧	V	1.75

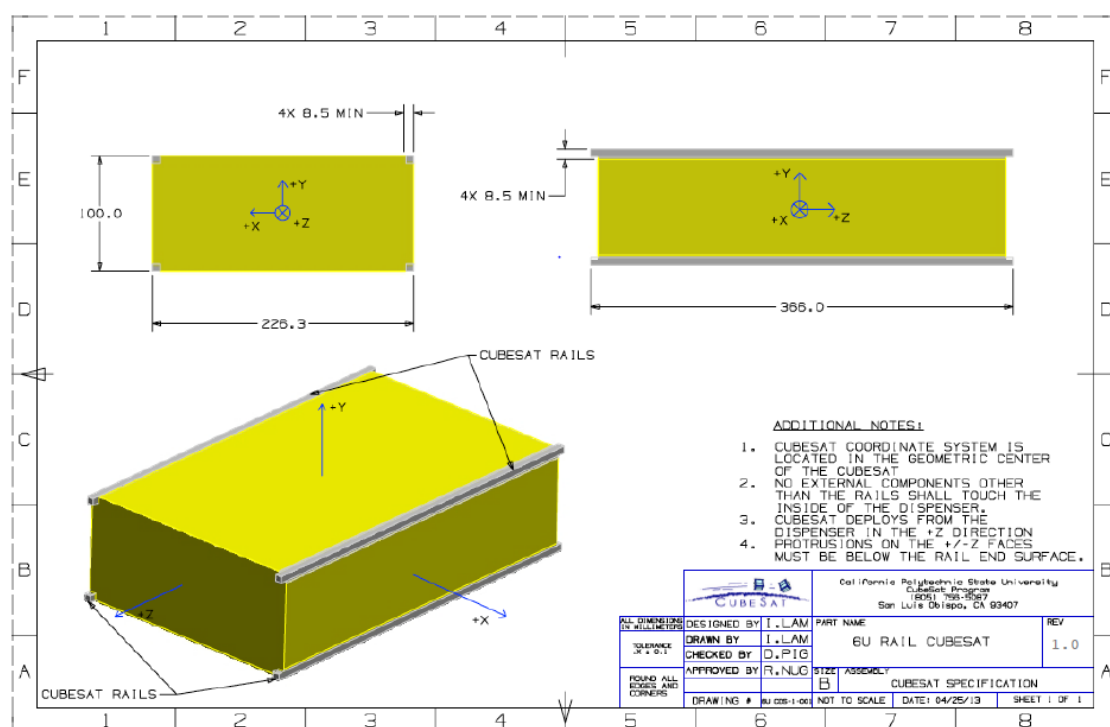


図 4-1 Cal Poly 社による 6U キューブサット用ディスペンサー図面[55]

4-2. 最適質量混合比

燃焼生成ガスの諸元が推進性能に大きく影響することは明らかである。燃焼にかかわるパラメータとして燃焼室圧力及び質量混合比 O/F があり、それらの影響を調べる。表 4-2 に CEA への入力条件を、図 4-2 に計算結果を示す。計算結果から、燃焼生成ガスの諸元には燃焼圧力よりも質量混合比の影響が大きいことがわかる。特に大きな分岐として $O/F > 0.3$ で燃焼生成物に液相が出現する。したがって、最適な質量混合比を設定する必要がある。本推進機が燃焼により得られるエネルギーは(3-90)-(3-91)式に示すエンタルピー利用効率によってあらわされる。燃焼室圧力 100 kPa における獲得エンタルピー効率 η_{comb} 、比推力効率 η_{Isp} 、エンタルピー利用効率 η の計算結果を図 4-3 に示す。獲得エンタルピー効率の近似式が切り替わる点は点線で示している。 O/F が量論混合比である 1 に近いほど獲得エンタルピー効率が高まる。一方で燃焼反応の最終生成物である Al_2O_3 、すなわち液相粒子の質量分率も高まり、気液混相流の効果によって比推力効率が低下する。最大のエンタルピー利用効率はこれらのトレードオフによって定まることがわかる。最大損失条件の η_{MAX} では $O/F=0.5$ 付近、最小損失条件の η_{min} では $O/F=1.2$ 付近でそれぞれ最大値をとる。 η_{MAX} は $O/F=0.5-1.2$ の区間でほぼ一定であるが、 η_{min} は単調増加を示している。ある O/F における実際のエンタルピー利用効率は η_{min} と η_{MAX} の間にあると想定され、 $O/F=1.2$ 付近でエンタルピー利用効率が最大である可能性が高い。したがって以下の検討では $O/F=1.2$ を採用する。

表 4-2 CEA 計算条件

CEA 計算条件	
燃料	Al 100wt%, 初期温度 300 K
酸化剂	H ₂ O 100wt%, 初期温度 300 K
燃烧室压力	20-100 kPa
O/F	0.20-2.0

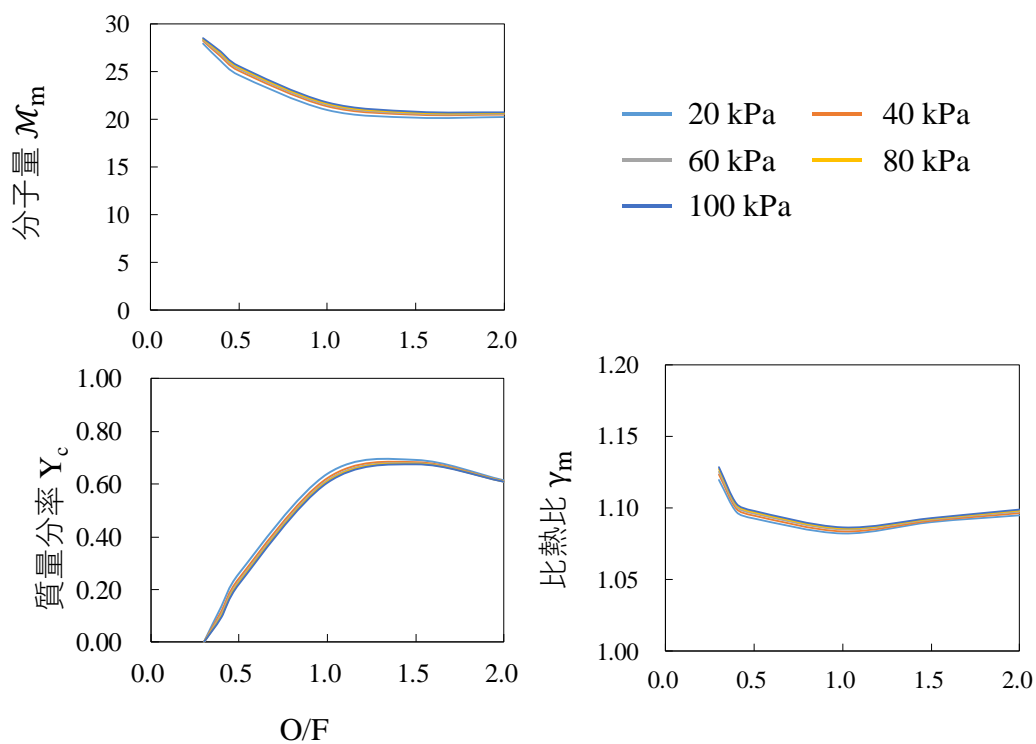


図 4-2 CEA による分子量, 比熱比, 質量分率の計算結果

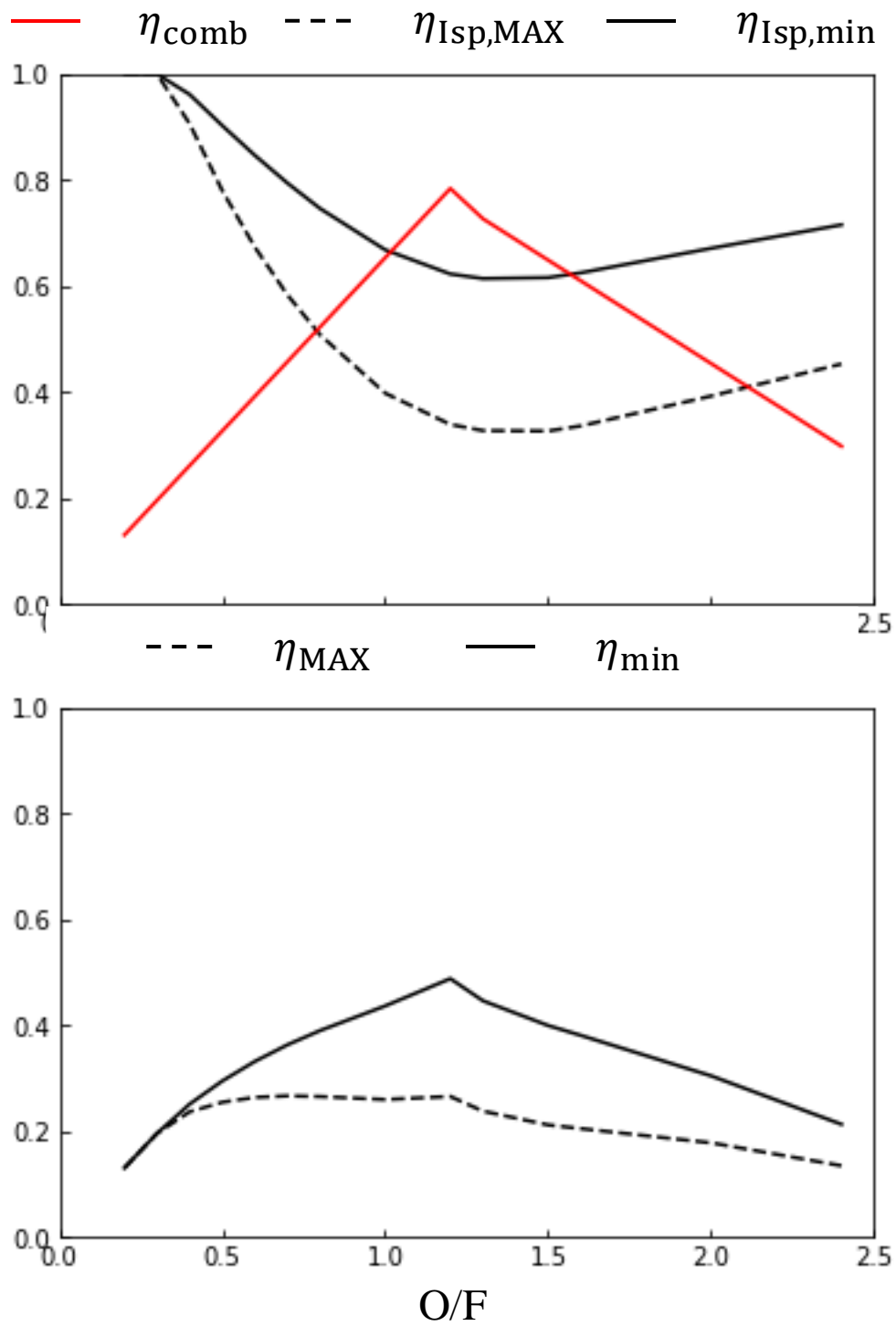


図 4-3 各損失条件での各効率と質量混合比の関係。燃焼室圧力は 100 kPa.

4-3. 燃焼室幾何形状

燃焼室幾何形状は粉体流速 u_p および粉体の燃焼時間 t_b に依存し, t_b は着火圧力 p_{ig} の影響を受ける. 図 4-4 に u_p , p_{ig} をパラメータとしたときの燃焼室長さ L_c と燃焼室内径 d_c の計算結果を示す. 燃焼室長さは粉体流速 u_p に, 燃焼室内径はノズル内径 d_t に強く依存することがわかる. ノズル内径が小さすぎれば粉体粒子との衝突頻度が増大し, 損失につながる. 燃焼により生成される Al_2O_3 粒子は $1 \mu m$ オーダーであることが知られており, $0.1 mm$ オーダーのノズル径はそれに比較して十分に大きい[28]. よって d_t の下限値は $0.5 mm$ とする.

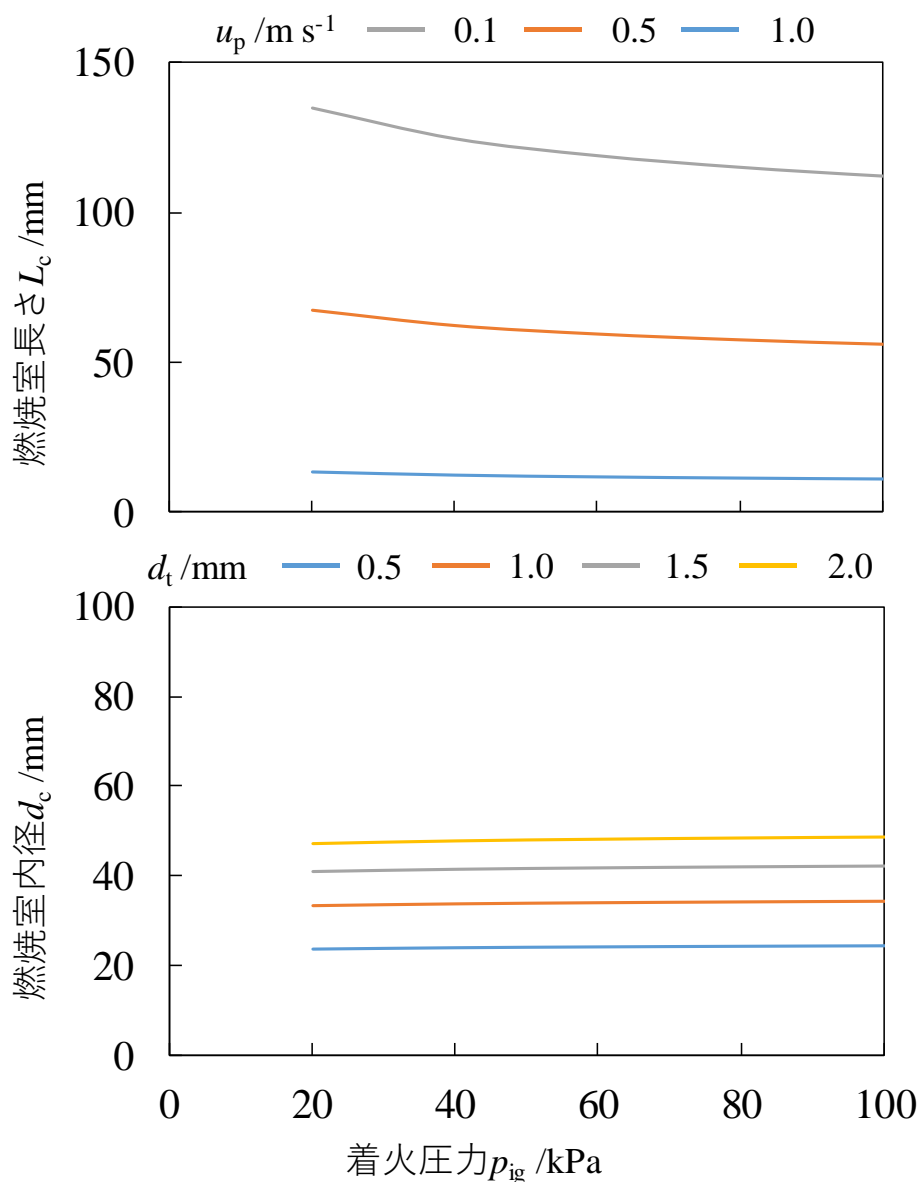


図 4-4 各条件における着火圧力と燃焼室幾何形状の関係.

4-4. レジストフェーズ

4-4.1. 着火圧力と酸化剤利用効率

図 4-5 に燃焼室圧力 p_c 、酸化剤利用効率 η_u と水蒸気供給時間との関係を示す。図 4-5 から圧力上昇速度及びある着火圧力 p_{ig} のときの酸化剤利用効率 η_u を大きくするには、できるだけ燃焼室体積が小さく、かつスロート径も小さいことが求められることがわかる。特にノズルスロート径を大きくすることによる酸化剤利用効率 η_u の減少が著しい。図 4-6 に $d_t = 0.5 \text{ mm}$, $d_c = 30 \text{ mm}$, $L_c = 10 \text{ mm}$ のときの着火圧力と燃焼最大圧力、及び圧力比の関係を示す。ただし、着火圧力の下限値を 20 kPa としている。最大燃焼圧力は着火圧力の 4.5-5.0 倍程度になることがわかる。着火圧力が高いほど圧力比が小さくなる。

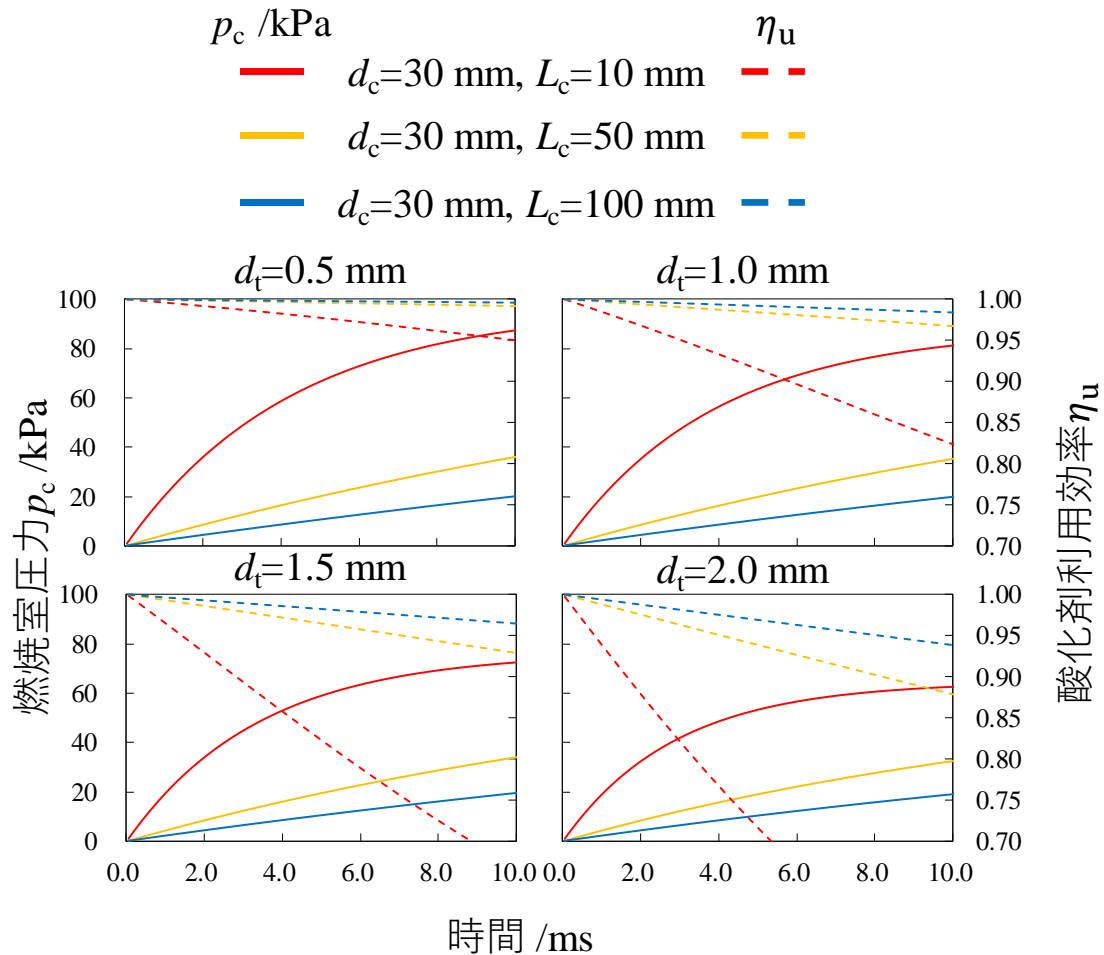


図 4-5 燃焼室圧力 p_c 、酸化剤利用効率 η_u と水蒸気供給時間の関係。ただし、気化室圧力 $p_v=100 \text{ kPa}$ 、燃焼室気相温度 $T_c=373 \text{ K}$ で一定としている。

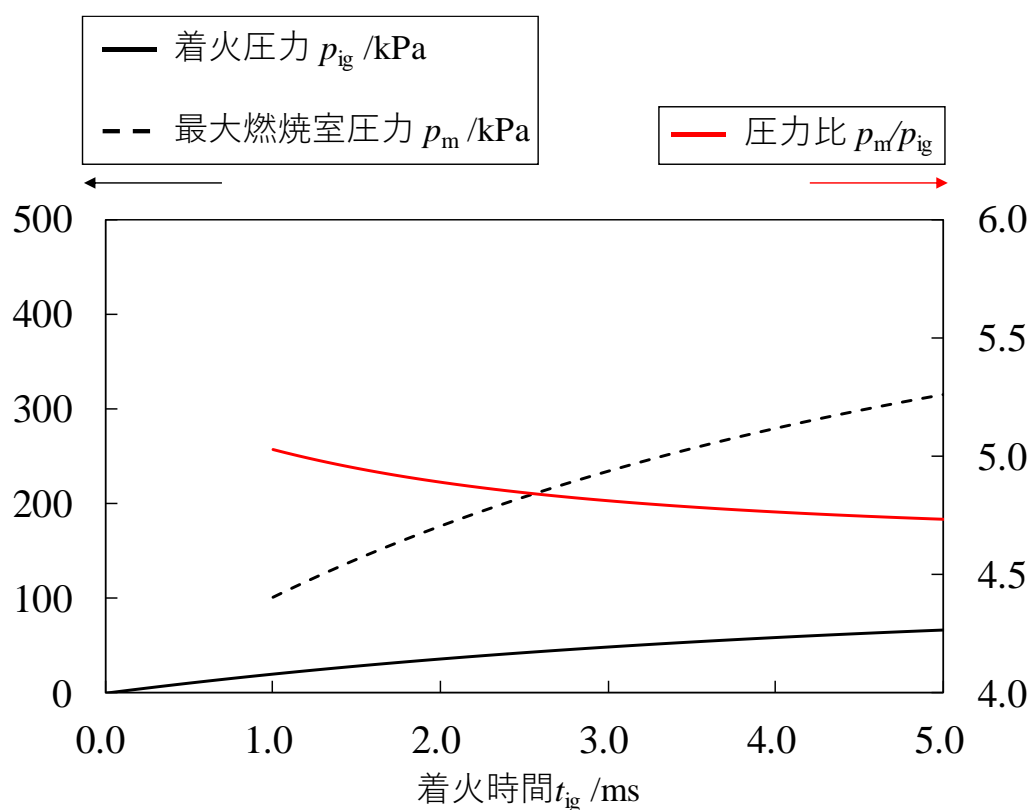


図 4-6 着火圧力 p_{ig} 、最大燃焼圧力 p_m および燃焼室圧力比と着火時間 t_{ig} との関係。燃焼室幾何形状は、 $d_t=0.5$ mm、 $d_c=30$ mm、 $L_c=10$ mm。

4-4.2. 推進性能

図 4-7 にレジストフェーズでの推力及び比推力を表す。時間平均推力は瞬時推力に対して 60 %程度と大きく下回っている。加えて比推力は単調減少である。ノズル出口径 $d_c=50$ mm 固定の下でノズルスロート径 d_t を大きくすれば質量流量が増加する分推力も増加するが膨張比が低下し比推力が大きく低下する。レジストフェーズは推力よりも比推力の向上が重要であり、ノズルスロート径を小さく、開口比を大きくとることが望ましい。次に図 4-8 に推力と蒸発潜熱の比である推力電力比を示す。 d_t によって推力電力比が大きく変わることがわかる。ただしバルブ駆動などに必要な電力は無視している。この結果から、100 mN オーダーの推力を得るためには水レジストジェットのみでは 100 W を超える投入電力が必要であり、やはり小型化学推進機の重要性がわかる。

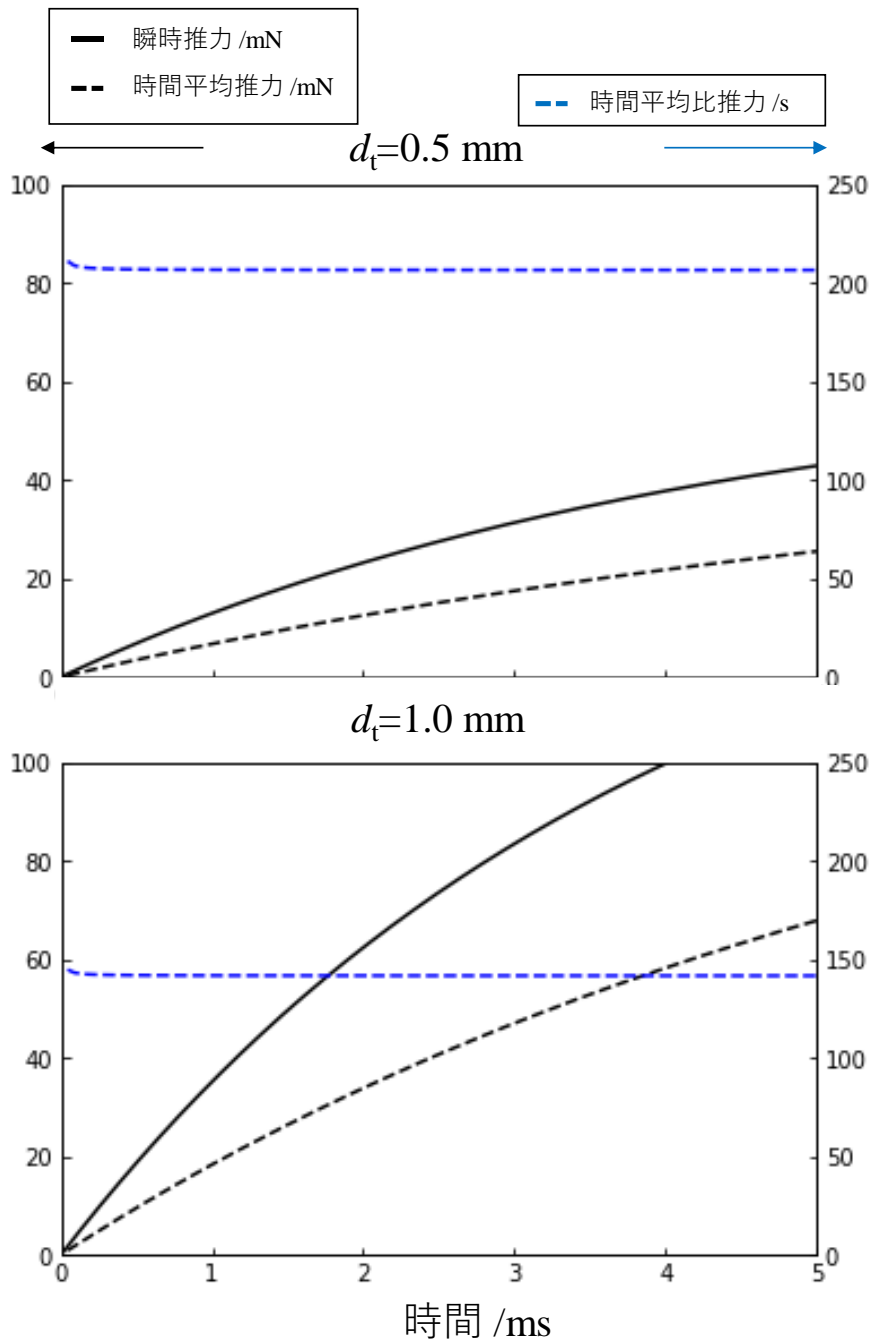


図 4-7 レジストフェーズでの推力及び比推力. ただし $p_v=100 \text{ kPa}$, 燃焼室幾何形状は $d_c=30 \text{ mm}$, $L_c=10 \text{ mm}$.

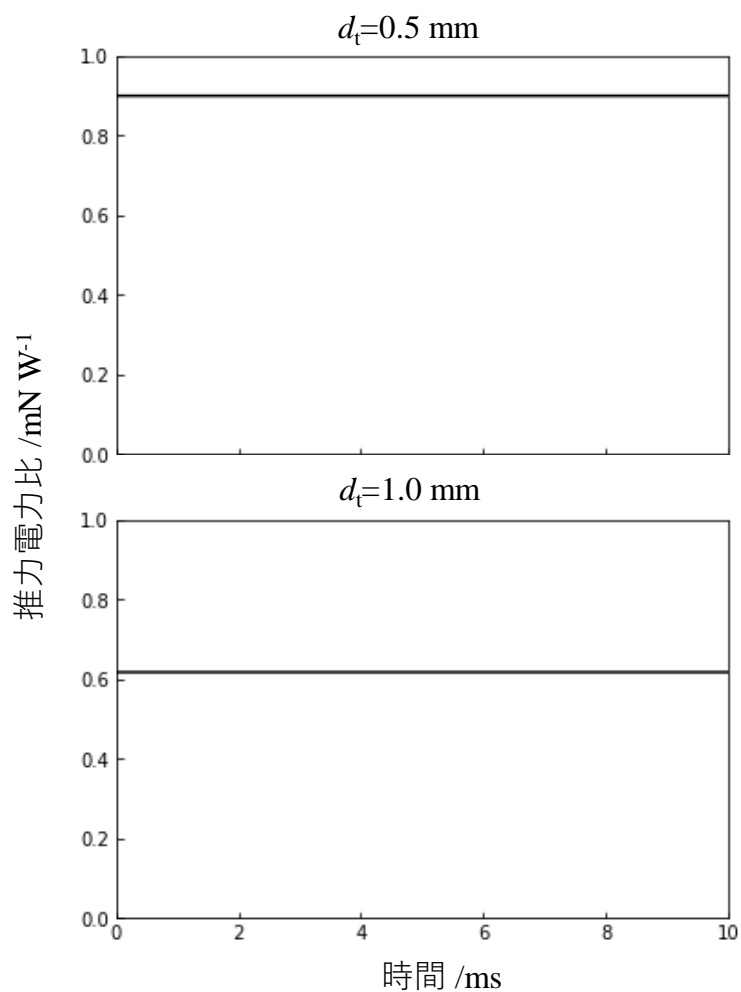


図 4-8 レジストフェーズ推力電力比. ただし $p_v=100$ kPa, 燃焼室幾何形状は $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.

4-5. 粉体供給

担体ガスとしてキセノン, 窒素, 水素について計算する. それぞれの諸元を表 4-3 に示す.

表 4-3 担体ガス諸元

ガス種	キセノン	窒素	水素
分子量 /g mol ⁻¹	131.3	28	2
粘性係数 /Pa s	2.12×10^{-5}	1.76×10^{-5}	0.880×10^{-5}
滑り係数	1.72	2.07	4.14

4-5.1. 担体ガス搭載型

窒素及びキセノンそれぞれを担体ガスとした際の体積流量比，質量流量比を図 4-9，図 4-10 に示す．図 4-9，図 4-10 から体積流量比及び質量流量比は空隙率が 0.95 以上で急激に増大する．流量比はどちらも低く抑えたいため，空隙率を小さくすることが求められる．一方，空隙率が小さすぎれば気流相が不安定になることが知られている．したがって空隙率 0.85 程度がよいと考えられる．空隙率 0.85 以下では各流量比の減少率は小さく，供給が不安定になるリスクが高まる．

ガス種の違いに関しては，キセノンでは窒素に比べて体積流量比が約 20 %少ないため，タンク体積の削減が可能となる．一方，質量流量ではキセノンは窒素の数倍の質量が必要である．例えば担体ガス圧力 100 kPa，空隙率 0.85 における質量流量比をみれば，キセノンでは約 0.02，窒素では約 0.005 であり約 4 倍の違いがある．AI の総搭載質量を 500 g と仮定すれば，キセノンでは約 10 g，窒素では約 2.5 g の担体ガス搭載が必要となる．タンク質量も含めれば，約 20 %の担体ガス体積を削減できるキセノンが質量の面で大きく不利とはならない．また，10 g 程度では宇宙機開発費に占めるキセノンの価格は十分に安く，コスト面でも問題にならない．図 4-11 に担体ガス圧力 100 kPa，空隙率 $\varepsilon_{\text{void}}=0.85$ ，酸化剤利用効率 $\eta_u=0.5$ としたときのキセノン，窒素それぞれを用いた場合のタンク体積を示す．6 U キューブサットへの搭載を考えれば典型的なタンク体積は大きくとも 2 U 程度であると考えてよい．この場合，同じタンク体積ではキセノンでは N₂ に比べて 100 g 以上の推進剤を搭載できる．以上から担体ガスとしてキセノンの有用性が明らかである．

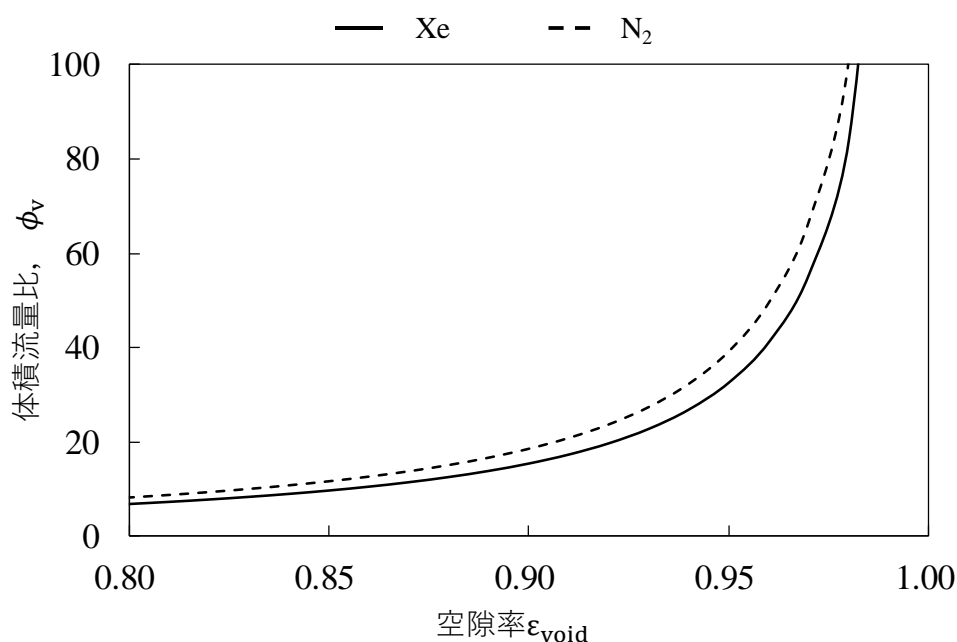


図 4-9 N₂，キセノンの空隙率と体積流量比の関係

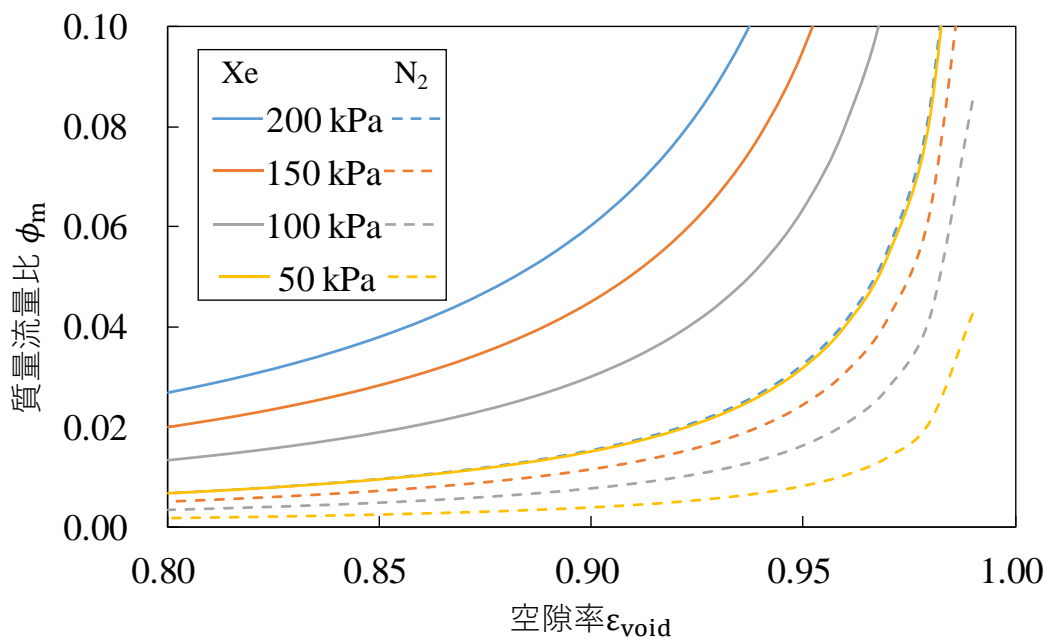


図 4-10 各担体ガス圧力におけるキセノン，窒素の空隙率と質量流量比の関係

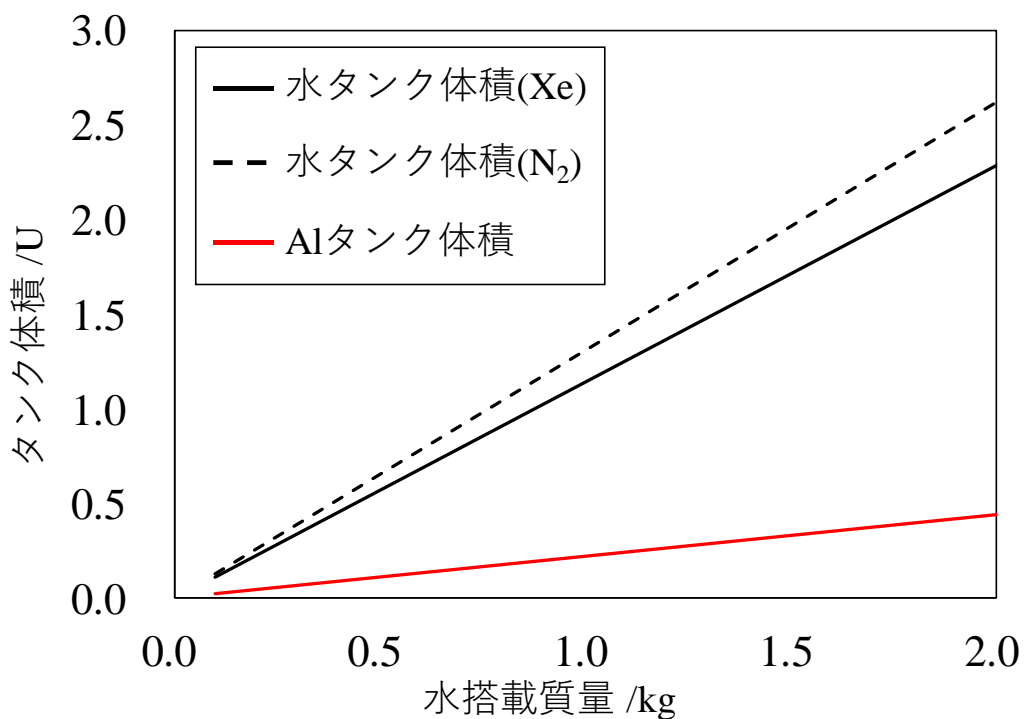


図 4-11 水搭載質量とタンク体積の関係. 担体ガス圧力 100 kPa, 空隙率 $\epsilon_{\text{void}}=0.85$, 酸化剤利用効率 $\eta_u=0.5$, MDP=690 kPa.

4-5.2. 電気分解型

図 4-12 に水素による質量流量比を示す。体積流量比は窒素やキセノンと比較して大きく変わらないが、質量流量比が 1/10 程度になっていることがわかる。電気分解により流せる水素の質量流量は、電気分解に使用できる投入電力量および電流量で上限がかかる。必要粉体質量流量に対して電力量が足りない場合は推進機作動前に電気分解して一定以上の水素を貯蔵しておくことが考えられるが、そのためには貯蔵用のタンクが必要となり、軌道上電気分解のコンセプトの利点の一部が失われる。担体ガス搭載型と同様の議論により、担体ガス圧力 100 kPa、空隙率 $\epsilon_{\text{void}}=0.85$ のときの Al 質量流量と電気分解電力の関係は図 4-13 のようになる。

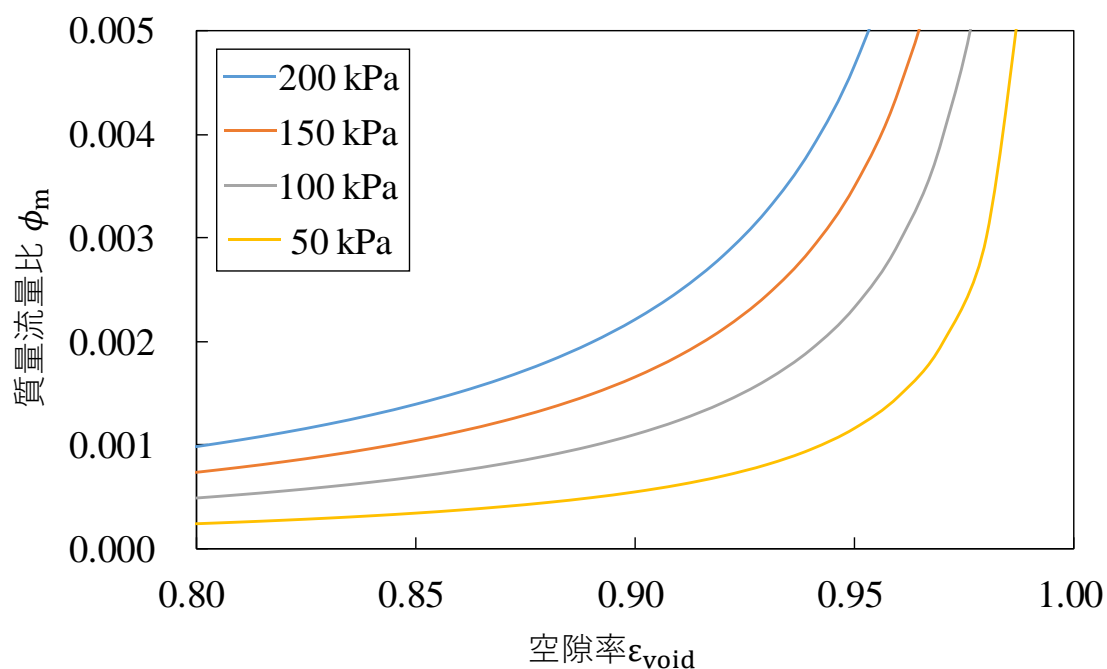


図 4-12 各担体ガス圧力における水素の空隙率と質量流量比の関係

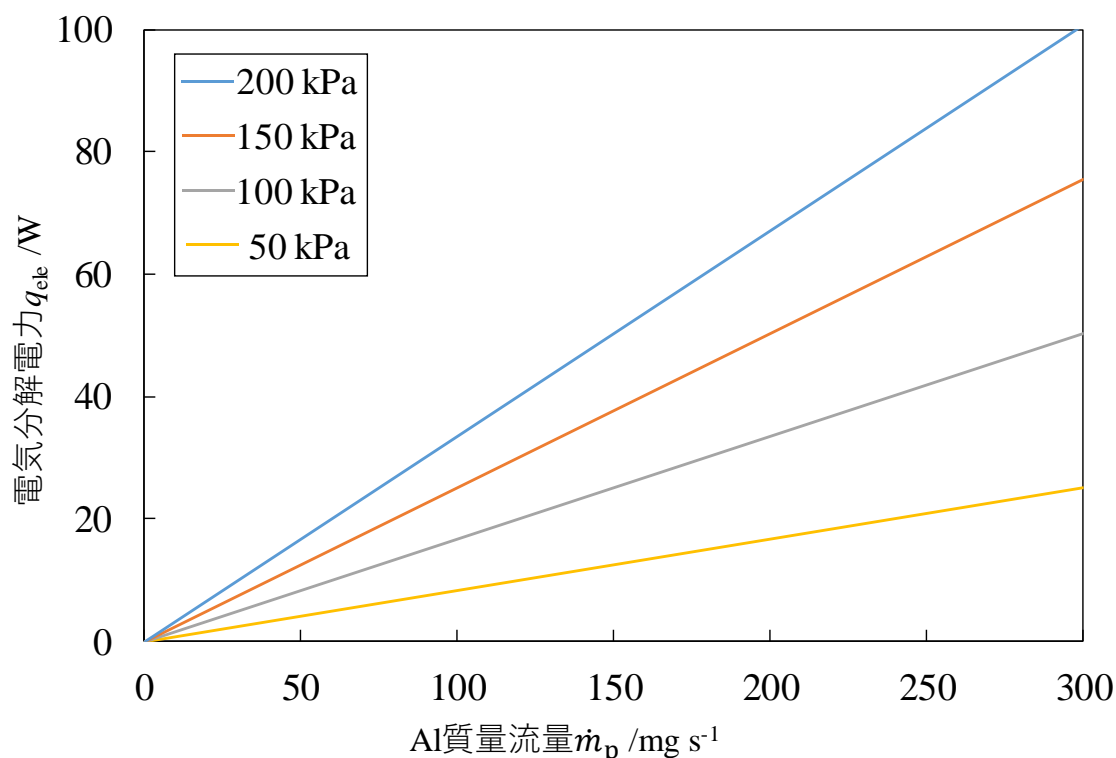


図 4-13 担体ガス圧力 100 kPa, 空隙率 $\varepsilon_{\text{void}}=0.85$, $\eta_{\text{ele}}=0.70$, $V=1.75$ V のときの電気分解電力と Al 質量流量の関係.

4-6. ハイブリッドフェーズ

簡単のため, 燃焼ガスの分子量, 比熱比, 液相質量分率は圧力によらず一定とする.. 表 4-4 に燃焼ガス諸元を示す. これを用いた計算結果の一例を図 4-14 に示す. ハイブリッドフェーズで 1 度着火し, その後燃焼室への水蒸気, 粉体の供給はないとしたときのハイブリッドフェーズの気化室圧力および推力の履歴であり, 計算条件は $O/F=1.2$, $p_{\text{ig}}=50$ kPa, $d_{\text{f}}=0.5$ mm, $d_{\text{c}}=30$ mm, $L_{\text{c}}=10$ mm である. 燃焼ガスをすべて排気するには約 400 ms 程度が必要であり, レジストフェーズに比べて十分に大きい. 次に $O/F=1.2$, $d_{\text{f}}=0.5$ mm, $d_{\text{c}}=30$ mm, $L_{\text{c}}=10$ mm における, 着火圧力とハイブリッドフェーズ中の時間平均推力を示す. ハイブリッドフェーズは燃焼室圧が 0.1 kPa を下回るまでとしている. 時間平均推力 F_{hybrid} は 10 mN オーダーの推力しか得られておらず, 化学推進として推力が小さい. そこで排気が完全に終わる前に次の着火が必要となる. 次の着火のための推進剤供給は燃焼室圧力 p_{c} が気化室圧力 p_{v} を下回るまで待機する必要がある. 本研究では着火後の燃焼室圧力 p_{c} が着火圧力 p_{ig} に達するまでを 1 サイクルとして扱う. 各損失条件における 1 サイクルのハイブリッドフェーズ推進性能を図 4-16 に示す. 実際の性能はこれらの間にあると考えられる. 特に比推力に大きな開きがあり, 粉体の排出量を高めることが重要な課題となることわかる.

サイクルあたりの推力はこのハイブリッドフェーズの平均推力にレジストフェーズの平均推力を加えて計算される。サイクル平均の推進性能を図 4-17 に示す。約 80 kPa 程度からサイクル平均推力とハイブリッドフェーズ平均推力との乖離が徐々に大きくなることがわかる。また、本研究の目標の 100 mN を達成するためには 90 kPa 以上の着火圧力が必要であることがわかる。

表 4-4 CEA による燃焼ガス諸元計算結果

CEA 計算条件	
燃料	Al 100wt%, 初期温度 300 K
酸化剤	H ₂ O 100wt%, 初期温度 373 K
燃焼室圧力	100 kPa
O/F	1.20
CEA 出力	
分子量	21.2
比熱比	1.087
質量分率	0.66

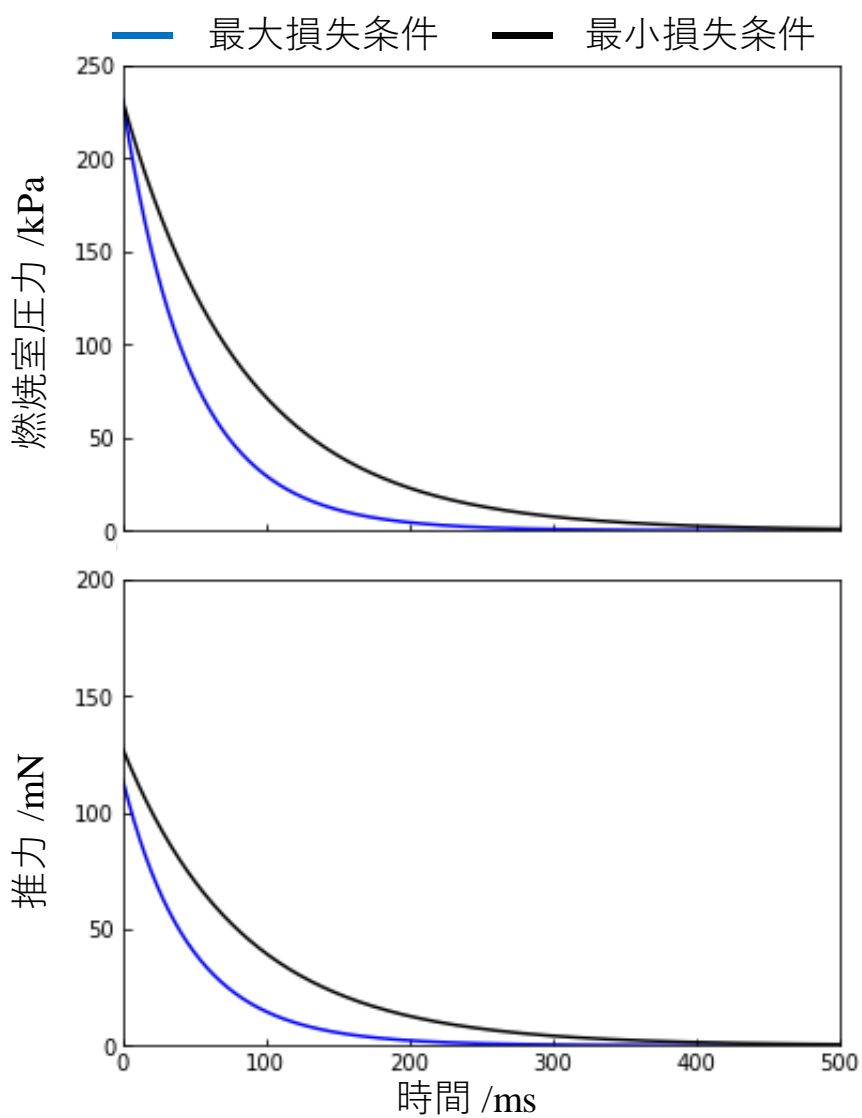


図 4-14 着火後の燃焼室圧力 p_c と推力の履歴. ただし, $O/F=1.2$, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.

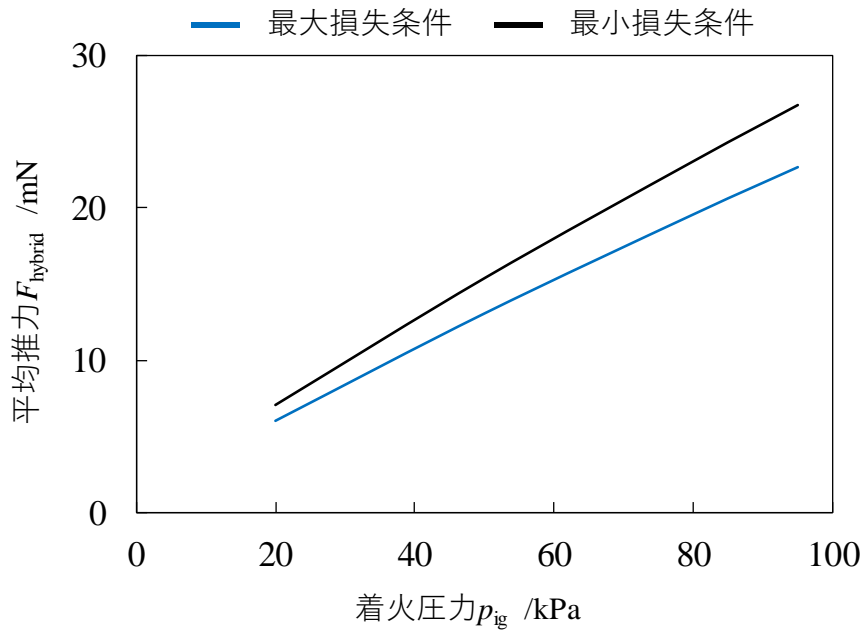


図 4-15 着火圧力 p_{ig} と平均推力 F_{hybrid} の関係. ただし, $O/F=1.2$, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.

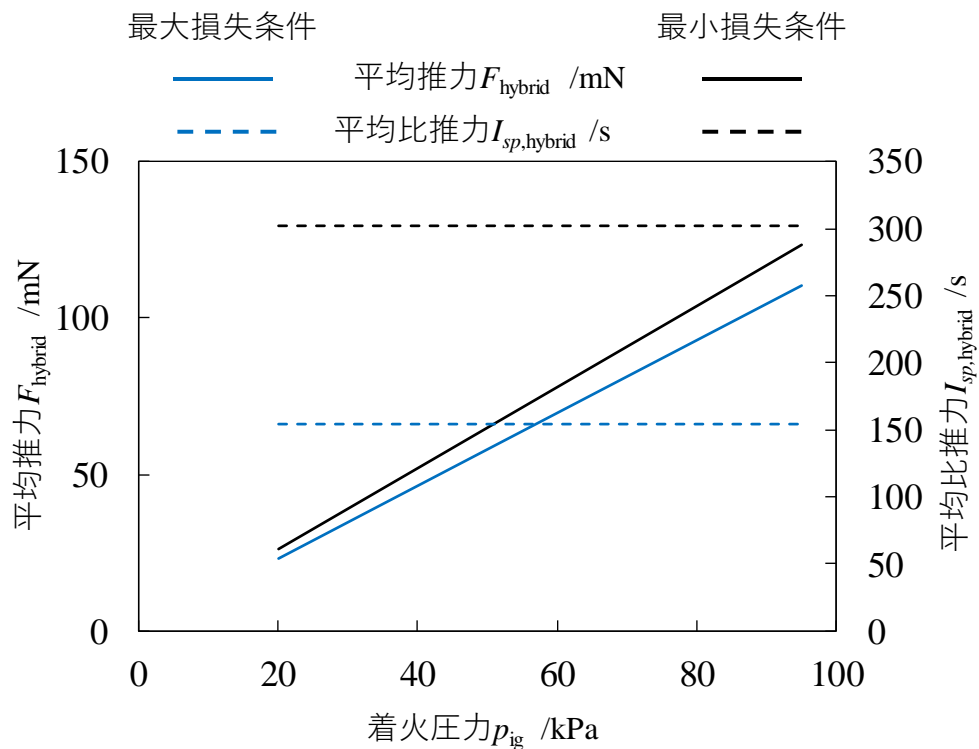


図 4-16 各損失条件における着火圧力とハイブリッドフェーズの平均推力, 平均比推力の関係. ただし, $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.

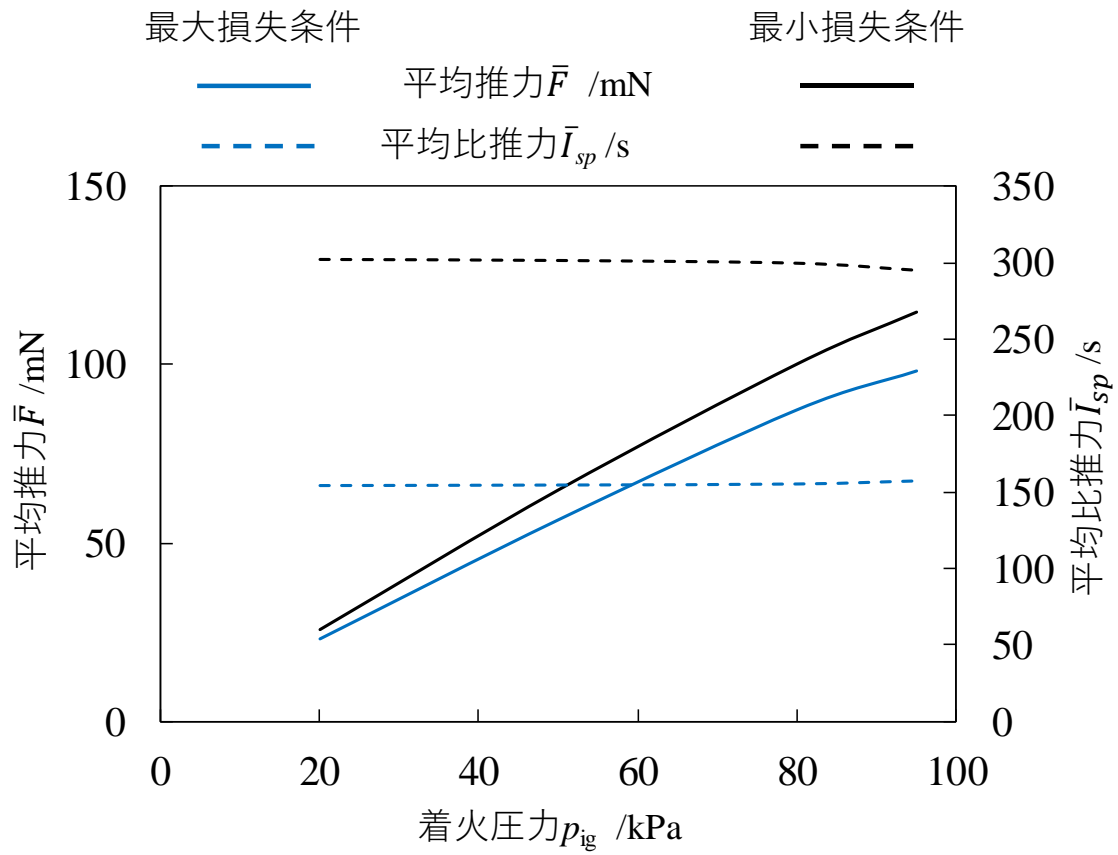


図 4-17 レジストフェーズも含めたサイクル全体の平均推力と着火圧力の関係。ただし、 $p_{ig}=50$ kPa, $d_t=0.5$ mm, $d_c=30$ mm, $L_c=10$ mm.

【第5章】 考察

5-1. 成立性

本節では担体ガス搭載型，電気分解型それぞれで電力，体積を含めた設計例を示す．4章での計算結果を踏まえて設計値を決める．特に同じ幾何形状，同じ O/F の条件では気化室圧力 p_v が推進性能に大きな影響を与えることがわかった． p_v が大きければレジストフェーズの時間が短くなる，酸化剤利用効率 η_u が向上する，着火圧力 p_{ig} を大きくとれる，などの利点がある．この気化室圧力 p_v は気化室温度 T_v に従い，周辺機器の耐温によって温度上限が決まる．小型推進機という 1 つのコンポーネントで考えればその内部での温度条件の一つとしてバルブがある．小型宇宙機に搭載できるような民生品のバルブの多くは，耐温が高くても 150 °C 程度である．例えば AQUARIUS などへの利用実績がある Lee 社の IEPA バルブはカタログ値で常温が 135 °C となっている[60]．そこで，ここでは気化室温度 T_v の最大値を 100 °C (373 K) とする．設計条件を表 5-1 にまとめる．

表 5-1 設計条件

宇宙機条件		
体積		6 U
総質量		10.0 kg
推進剤物性値		
酸化剤		水
水蒸気比熱比	γ_{vap}	1.33
燃料		アルミニウム
燃料粒径	d_p	100 μm
幾何形状		
ノズルスロート径	d_t	0.5 mm
ノズル出口径	d_e	50 mm
燃焼室内径	d_c	30 mm
燃焼室長さ	L_c	15 mm
粉体流路径	d_{tube}	6 mm
設計値		
流路コンダクタンス	C_v	$9.27 \times 10^{-9} \text{ Pa s}$
燃焼室温度	T_v	373 K
気化室圧力	p_v	100 kPa
着火圧力	p_{ig}	95 kPa

質量混合比	O/F	1.2
獲得エンタルピー効率	η_{comb}	0.78
燃焼ガス分子量		21.2
燃焼ガス比熱比	γ_m	1.087
液相質量分率	Y_c	0.66
担体ガス搭載型		
担体ガス種		キセノン
担体ガス圧力	p_{carrier}	100 kPa
Xe 滑り係数	k_{Xe}	1.72
質量流量比	$\phi_{m,\text{Xe}}$	1.9×10^{-2}
空隙率	ϵ_{void}	0.85
最大設計圧力	MDP	690 kPa
電気分解型		
担体ガス圧力	p_{carrier}	100 kPa
H ₂ 滑り係数	k_{H_2}	4.14
質量流量比	ϕ_{m,H_2}	7.0×10^{-4}
空隙率	ϵ_{void}	0.85
最大設計圧力	MDP	690 kPa

まずこの条件での推進性能について計算する。(3-5), (3-9), (3-10), (3-11)式より, 気化室温度 T_v , 気化室圧力 p_v , 燃焼室体積 V_c , ノズルスロート径 d_t , 着火圧力 p_{ig} から着火時間 t_{ig} および着火時の燃焼室中水蒸気質量 $m_{\text{vap}}(t_{\text{ig}})$, 酸化剤利用効率 η_u が求められ, 以下のようになる.

$$t_{\text{ig}} = 26.0 \text{ ms} \quad (5-1)$$

$$m_{\text{vap}}(t_{\text{ig}}) = 5.85 \text{ mg} \quad (5-2)$$

$$\eta_u = 0.910 \quad (5-3)$$

また, この時に気化室で奪われた蒸発潜熱 Q_v は(3-10), (3-12)式から

$$Q_v = 14.5 \text{ J} \quad (5-4)$$

である. この時, レジストフェーズの平均推力 F_{resisto} および比推力 $I_{sp,\text{resisto}}$ は一般的なノズルの式から計算される.

$$F_{\text{resisto}} = 47.2 \text{ mN} \quad (5-5)$$

$$I_{sp,\text{resisto}} = 207 \text{ s} \quad (5-6)$$

質量混合比 O/F=1.2 としているので, 必要な Al 粉体質量 m_{Al} は

$$m_{\text{Al}} = 4.88 \text{ mg} \quad (5-7)$$

である. 着火による最大燃焼室圧力 p_m は(3-74)式から得られる.

$$p_m = 439 \text{ kPa} \quad (5-8)$$

したがって、最大・最小損失条件における推力，比推力が計算できる．排気により燃焼室圧力が低下し， p_{ig} に達するまでの時間 t_{hybrid} ，時間平均推力 F_{hybrid} ，時間平均比推力 $I_{sp,\text{hybrid}}$ は(3-75)-(3-84)式およびノズルの式から求められる．最大損失条件で

$$t_{\text{hybrid,MAX}} = 110 \text{ ms} \quad (5-9)$$

$$F_{\text{hybrid,MAX}} = 110 \text{ mN} \quad (5-10)$$

$$I_{sp,\text{hybrid,MAX}} = 116 \text{ s} \quad (5-11)$$

最小損失条件で

$$t_{\text{hybrid,min}} = 197 \text{ ms} \quad (5-12)$$

$$F_{\text{hybrid,MAX}} = 123 \text{ mN} \quad (5-13)$$

$$I_{sp,\text{hybrid,min}} = 232 \text{ s} \quad (5-14)$$

となる．したがって，レジストフェーズ，ハイブリッドフェーズの結果から両者を合わせた平均推力 F_{ave} および平均比推力 $I_{sp,\text{ave}}$ が計算でき最大損失条件では

$$t_{\text{cycle,MAX}} = 137 \text{ ms} \quad (5-15)$$

$$\bar{F}_{\text{MAX}} = 98.3 \text{ mN} \quad (5-16)$$

$$\bar{I}_{sp,\text{MAX}} = 157 \text{ s} \quad (5-17)$$

最小損失条件では

$$t_{\text{cycle,min}} = 224 \text{ ms} \quad (5-18)$$

$$\bar{F}_{\text{min}} = 115 \text{ mN} \quad (5-19)$$

$$\bar{I}_{sp,\text{min}} = 295 \text{ s} \quad (5-20)$$

となる．担体ガス搭載方式では消費電力のほとんどが蒸発潜熱なので推力電力比 T/P が

$$T/P_{\text{MAX}} = 0.928 \text{ mN/W} \quad (5-21)$$

$$T/P_{\text{min}} = 1.77 \text{ mN/W} \quad (5-22)$$

である．電気分解型では蒸発潜熱に加え，電気分解の電力も加味される．搭載する推進剤総質量を 1.0 kg と仮定すれば(3-40)，(3-41)式から

$$M_{\text{water}} = 0.569 \text{ kg} \quad (5-23)$$

$$M_{\text{Al}} = 0.431 \text{ kg} \quad (5-24)$$

$$M_{\text{Xe}} = 8.19 \times 10^{-3} \text{ kg} \quad (5-25)$$

となる．このとき，ツィオルコフスキーの式から総獲得 ΔV が得られる．各損失条件で，

$$\Delta V_{\text{MAX}} = 178 \text{ m/s} \quad (5-26)$$

$$\Delta V_{\text{min}} = 334 \text{ m/s} \quad (5-27)$$

である．

次に担体ガス搭載型における粉体供給について述べる．図 4-4 からこの幾何形状では最大 0.1 m/s での粉体供給が可能である．粉体流速 $u_p=0.1 \text{ m/s}$ となるように設定すれば，(3-16)-(3-21)式から粉体の質量流量 \dot{m}_p が求められる．

$$\dot{m}_p = 1.15 \text{ g/s} \quad (5-28)$$

したがって粉体供給時間 t_{feed} は(5-6), (5-28)式から

$$t_{\text{feed}} = 4.24 \text{ ms} \quad (5-29)$$

となる. この時間は十分に短く, 粉体は燃焼室に滞留するため, 粉体のノズルからの排出は無視できる. 担体ガスの最低圧力, すなわち押しガスのみの時の圧力を $p_{\text{fin}}=100 \text{ kPa}$, $\text{MDP}=690 \text{ kPa}$ として設計すれば(3-48)式から水タンク体積が得られる.

$$V_{\text{TANK}} = 0.991 \text{ U} \quad (5-30)$$

一方, Al タンク体積は, (3-51)式から

$$V_{\text{TANK,Al}} = 0.228 \text{ U} \quad (5-31)$$

となる. したがってタンク体積は 1 U 程度であり, 6U キューブサットに対して十分に実用的である.

次に電気分解型における粉体供給について述べる. (5-28)式と同様の粉体質量流量を実現する場合の必要電力は(3-56)式から得られる.

$$q_{\text{ele}} = 193 \text{ W} \quad (5-32)$$

キューブサット用電力としては 100 W は大きく実用的とはいえずらい. そこでキューブサット用電力としてある程度実用的な 50 W を上限とすれば

$$u_{\text{p}} = 0.011 \text{ m/s} \quad (5-33)$$

$$\dot{m}_{\text{p}} = 0.300 \text{ g/s} \quad (5-34)$$

を得る. このとき粉体供給時間は

$$t_{\text{feed}} = 16.3 \text{ ms} \quad (5-35)$$

であり, この間に粉体が進む距離 l_{p} は

$$l_{\text{p}} = 0.011 \times 16.3 = 0.179 \text{ mm} \quad (5-36)$$

なので供給中に十分に燃焼室に滞留し, ノズルからの排出は無視できる. 作動終了時のタンク圧力 $p_{\text{fin}}=100 \text{ kPa}$, $\text{MDP}=690 \text{ kPa}$ として設計すれば(3-53)式から計算される. 総推進剤質量の 1 kg に加えて担体ガス用の水を搭載するとすれば担体ガス用水質量は

$$M_{\text{carrier}} = 2.70 \times 10^{-3} \text{ kg} \quad (5-37),$$

$$V_{\text{TANK}} = 0.731 \text{ U} \quad (5-38)$$

となり, 担体ガス搭載型に比較して 26.5 %の水タンク体積削減ができる. 電気分解装置の電流密度は[18]を参考にすれば大きくても 150 mA/cm^2 程度である. 必要な電流量 I および PEM 面積 S_{PEM} が

$$I = 28.6 \text{ A} \quad (5-39)$$

$$S_{\text{PEM}} = 190 \text{ cm}^2 \quad (5-40)$$

となる. 高さを 10 mm とおけば, 電気分解装置体積 V_{ele} は

$$V_{\text{ele}} = 0.0190 \text{ U} \quad (5-41)$$

である. 以上から各損失条件において電気分解型の推力電力比が計算できる.

$$T/P_{\text{MAX}} = 0.878 \text{ mN/W} \quad (5-42)$$

$$T/P_{\text{min}} = 1.67 \text{ mN/W} \quad (5-43)$$

以上の結果を表 5-2 にまとめる.

表 5-2 検討結果

推進性能		
酸化剤質量	M_{water}	0.659 kg
燃焼質量	M_{Al}	0.431 kg
総推力	\bar{F}	98.3-115 mN
総比推力	\bar{I}_{sp}	157-295 s
獲得速度増分	ΔV	178-334 m/s
担体ガス搭載型		
水タンク体積	V_{TANK}	0.991 U
Al タンク体積	V_{Al}	0.228 U
推力電力比	T/P	0.928-1.77 mN/W
電気分解型		
電気分解電力	q_{ele}	50 W
水タンク体積	V_{TANK}	0.731 U
Al タンク体積	$V_{\text{TANK,Al}}$	0.228 U
電気分解装置体積	V_{ele}	0.019 U
推力電力比	T/P	0.878-1.67 mN/W

以上から推力 100 mN, 獲得速度増分 100 m/s を超える小型推進機が可能であることが示された. 姿勢制御に搭載推進剤のうち 10 % を搭載すると仮定しても十分に成立する. この検討では搭載推進剤質量を典型的な宇宙機質量の 10 % としているが, 搭載推進剤質量を増やせば獲得速度増分は増す. 図 5-1 に搭載推進剤質量と獲得速度増分の関係を示す. 数 10 0 m/s オーダーの速度増分が獲得できれば深宇宙探査が可能となる. 例えば P.Machuca らにより, キューブサットによる探査の実現可能性が高い 41 の小惑星が挙げられている[3]. これらは 2019-2029 年の間に太陽-地球-月ラグランジュ点から 100 m/s 以下の速度増分で到達可能である. また, 2022 年より開発が計画されている Lunar Gateway からのキューブサット放出により, 約 670 m/s の速度増分で月低軌道や月楕円軌道への軌道投入が可能になる[6 1].

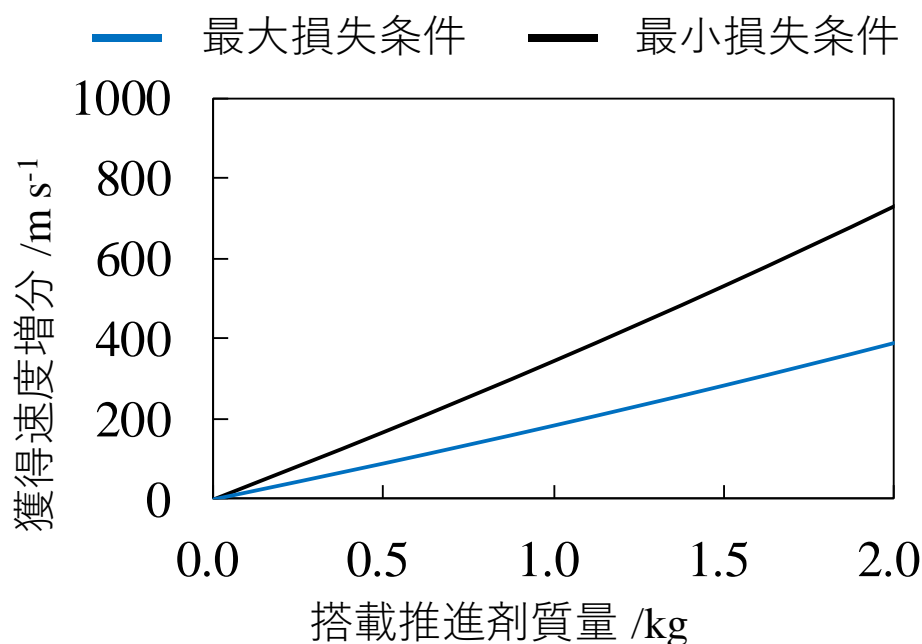


図 5-1 搭載推進剤質量と獲得速度増分の関係.

5-2. 着火圧力の推進性能への影響

本推進機の特徴として着火圧力 p_{ig} が可変であることが挙げられる。5-1 では $p_{ig}=95$ kPa としたときの設計例を示した。図 5-2 に着火圧力を 20-95 kPa の範囲で振った時の推力電力比を示す。推力電力比は着火圧力が大きいほど下がることがわかる。これは図 4-5 に示される酸化剤利用効率 η_u の影響である。一方、図 4-7 に示すように着火圧力が大きいほど推力は大きい。したがって、着火圧力 p_{ig} を低くとれば低推力、低電力での作動が可能である。ただし、本計算条件では $p_{ig}<80$ kPa では推力電力比に大きな変化はない。原理的には、推力電力比には酸化剤利用効率 η_u のほか獲得エンタルピー効率 η_{comb} が含まれる。しかし、3-3.2 で示した η_{comb} には圧力の項が考慮されていない。一方で(3-59)式に示す燃焼時間 t_b の式では圧力項は-0.1 乗の効果しかなく、粉体 Al の燃焼に雰囲気圧の影響は小さいと考えられる。したがって、定性的には η_u の影響が支配的であり、図 5-2 のトレンドは崩れない。

着火圧力は燃焼室・ノズルの幾何形状、および気化室圧力によって上限が定まる。幾何形状は 3-3 に示した粉体供給速度や燃焼時間、またはキューブサット全体としての崩落域などからある程度の制約がかかる。一方の気化室圧力は周囲機器の耐温などの制約により上限はある。5-1 では現実的な値として気化室温度 $T_v=100$ °C を上限としたが、熱設計やノズル等の電子機器の進歩により 100 °C 以上をとることもありうる。この場合は気化室圧力をあげることでレジストフェーズの時間を短くし、 η_u を高くとることができる。すなわち、気化室圧力 p_v をあげることで同じ着火圧力 p_{ig} に対して推力電力比を高くとることができる。

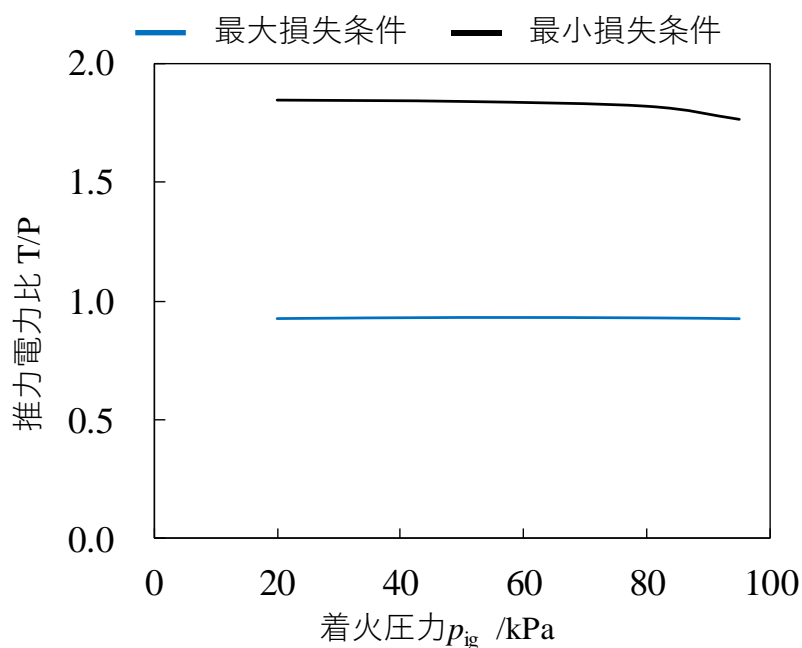


図 5-2 着火圧力と推力電力比の関係. ただし, 表 5-1 に準ずる.

5-3. 粉体供給

5-3.1. 担体ガス搭載方式

担体ガスの方式として, 担体ガス搭載型と電気分解型の両者について検討した. 担体ガス搭載型のメリットとして, その簡素な構造がある. 構造の部品点数が少ないことや, 充填したガスを下流に供給するという技術的難易度の低さは小型推進機の信頼性の向上につながる. デメリットとしては水タンク体積が大きくなること, 水タンク圧力が大気圧を超え, 安全審査項目が増えること挙げられる. また, 搭載推進剤質量の増大もしくは推力増加のための AI 質量流量の増大のためには搭載担体ガスも増大してしまう. 担体ガスを液相で搭載できる電気分解型に比較して, 搭載担体ガスの増加による水タンク体積増加の影響は大きい.

電気分解型のメリットとして, 担体ガスを液相状態で搭載するために水タンク体積が小さくできること, 担体ガス圧力を電気分解装置で昇圧できるために水タンク圧力を抑えることができることが挙げられる. 5-1 では比較のために同じ担体ガス搭載型と同じ MDP の水タンク体積を示した. しかし, 水タンク体積が大きくなることを許容すれば, MDP を 100 kPa にすることで安全審査を大幅に緩和することができる. MDP が大気圧以下であれば, 破壊および破壊によって周囲に悪影響を与える可能性が低いためである. 5-1 と同様の条件において $p_{fin}=30$ kPa, MDP=100 kPa とすれば水タンク体積は 0.893 U となる. この場合でも担体ガス搭載型に対してタンク体積を約 10 %削減できることに加え, 安全審査にかかるコストを低く抑えることができる. 一方, 電気分解型のデメリットとして AI 供給質量

流量に対して線形で必要電力が増大することがある。図 4-13 からわかる通り、100 mg/s オーダーの Al 質量流量に対して 10 W 以上の電力が必要となる。原理的には推力を増大させるためには Al 質量流量の増加が必要であり、そのために電気分解用の電力が増大する。最大推力が電気分解に使用できる電力に律速される以上、電気分解型では化学推進の利点を十分に生かすことができない。加えて、(5-39)式にあるように、10 A を超える大電流が必要という難点もある。

以上を総合すれば搭載推進剤質量が比較的少なく、電力制限が厳しいキューブサットでは担体ガス搭載型が向いていると考えられる。一方で搭載粉体質量が増えるほど電気分解型のタンク体積削減の効果が大きくなる。したがって、電力に余裕のある宇宙機では電気分解型が有利となる。

5-3.2. 担体ガス種

担体ガス搭載型の担体ガス種として窒素とキセノンを検討した。質量流量比 ϕ_m は 0.01 程度であり、搭載担体ガスは 1-10 g 程度である。したがって、推進機全体に与える影響としては担体ガスそのものの質量よりも、水タンク体積増大による質量増加が大きい。したがって質量流量比 ϕ_m よりも体積流量比 ϕ_v に注目する。体積流量比 ϕ_v は(3-23)式によって与えられ、同じ空隙率 $\varepsilon_{\text{void}}$ であれば滑り係数 k に比例する。滑り係数 k は(3-43)式より担体ガスの粘性係数 μ_f に反比例するために粘性係数が大きな担体ガスの利用が好ましく、窒素と比較してキセノンが有利となる。

5-4. 粉体による影響

5-4.1. バルブ

バルブはシール機構の一種であり、通常粉体などの粒子がバルブを通ることは避ける。粉体を流せば、粉体のシール面への衝突によるシール性能の低下や、バルブ駆動部に粉体はさまることによるオープン故障などの悪影響が想定される。一方で先行研究の実験系を見ればバルブが利用されており、粉体を流すことができるバルブ自体は存在する。すなわち、シール性能の低下を許容し、粉体に比して大きな流路体積をもつバルブであれば利用可能である。シール性能の低下によって懸念される問題として燃焼火炎の逆火および燃焼ガスの逆流がある。逆火に関しては消炎距離を確保できれば問題はない。空気と Al の閉鎖系における粉体燃焼では、S.Goroshin らにより消炎距離が約 5 mm との報告がある[62]。消炎距離は燃焼による生成熱と周囲への熱損失のバランスで定まり、酸素に比べて生成エンタルピーが少なく燃焼時間が長い水蒸気と Al 粉体との燃焼では、消炎距離はより長くなると想定される。したがってバルブシール面では消炎距離に比して十分に流路が細く、逆火の危険

性はない。次に燃焼ガスの逆流では、粉体が逆流して水タンクなどに入ってしまうことが問題となる。これに関しては図 2-1 に示すように適切にフィルタを設置すれば問題にならない。

5-4.2. 静電気

粉体と構造部材との摩擦により静電気が発生する。工業的には粉体とサイロとの摩擦による静電気で着火し、粉塵爆発に至る事故も多く報告されている。そのため、本推進機でも静電気による影響及びその対策を考慮する必要がある。静電気への対策として、まず構造部材を酸化アルミニウムで制作することが考えられる。粉体 Al 表面は酸化被膜である酸化アルミニウムに覆われており、これと同じ金属をもちいることで静電気の発生をなくすることができる。しかし、酸化アルミニウムは加工がしにくく、割れにくいという製造上の欠点があり、すべてを酸化アルミニウムで制作することは難しい。そこで、コンデンサを構造部材に接続し、電荷をためることで静電気による意図しない火花の発生を抑えることが考えられる。

静電気によるその他の問題として、粉体と構造部材との吸着がある。粉体供給中に関して、本研究では滑り係数 k のモデルを求める際に参考にした C.Y.Wen らや O.H.Hariu らによる実験を参考にしてた[47,52]。実験系を見れば静電気に対する対策は取っていないため本モデルにはすでに静電気の効果が組み込まれていると考えられる。吸着によるもう一つの問題として、粉体が燃焼室壁面にむかうことで未燃燃料の増加が懸念される。この影響は特に小型の燃焼室で顕著になると考えられ、実験的な評価が必要となる。

【第6章】 結論

本研究ではキューブサット用大推力推進機への水・粉体 Al 燃焼の応用可能性の検討を行い、以下の結論を得た。

- 6 U キューブサットに適用できる条件で推力 100 mN, 速度増分 100 m/s を達成できることを示した。これによってキューブサットによる深宇宙探査の可能性を示した。
- 粉体供給のための担体ガスの搭載方式として担体ガス搭載型と電気分解型の 2 つを提示し、それぞれの特徴を示した。搭載推進剤質量と消費可能電力が大きな宇宙機では電気分解型が、それ以外では担体ガス搭載型がよいとの結論に至った。また、担体ガス搭載型では粘性係数が大きなガス種が有利であることがわかった。

【第7章】 参考文献

- [1] Thyrso Villela, Cesar A. Costa, et al., "Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol.2019.
- [2] A. Freeman, "Exploring our solar system with CubeSats and SmallSats: the dawn of a new era", *CEAS SpaceJournal*, 2020.
- [3] P.Machuca, J.P.Sánchez, et al., "High-fidelity trajectory design to flyby near-Earth asteroids using CubeSats", *Acta Astronautica*, Vol.167, pp.146-163, 2020.
- [4] E.Gill, P.Sundaramoorthy, et al., "Formation flying within a constellation of nano-satellites: The QB50 mission", *Acta Astronautica*, Vol.82, pp.110-117, 2013.
- [5] S.J.Chung, S.Bandyopadhyay, "Review of Formation Flying and Constellation Missions", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.53, No.3, pp.567-578, 2016.
- [6] K. Nishiyama, Satoshi Hosoda, Ryudo Tsukizaki, and Hitoshi Kuninaka, "In-flight operation of the Hayabusa2 ion engine system on its way to rendezvous with asteroid 162173 Ryugu", *Acta Astronautica*, Vol.166, pp.69-77, 2020.
- [7] Hayabusa2 Project Team, "Hayabusa2 Information Fact Sheet, Edition time: Immediately after arrival at the asteroid", Ver.2.3, 2018.
- [8] K. Lemmer, "Propulsion for CubeSats", *Acta Astronautica*, Vol.134, pp.231-243, 2017.
- [9] A. Klesh, B.Clement, et al., "MarCO: Early Operations of the First CubeSats to Mars", *Space Satellite Conference, SSC18-WKIX-04*, 2018.
- [10] D.Gibbon, and I.Coxhill, "The Design, Development and In-flight Operation of a Water Resisto-jet Micropropulsion System", 40th Joint Propulsion Conference, 2004-3798, 2004.
- [11] D. Rowen, S.Janson, et al., "The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Proximity Operations", *Small Satellite Conference, SSC18-I-05*, 2018.
- [12] K. Yaginuma, J.Asakawa, et al., "AQT-D: CubeSat Demonstration of a Water Propulsion System Deployed from ISS", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.18, No.4, pp.141-148, 2020.
- [13] 室原昌弥 ほか, "6U CubeSat EQUULEUS フライトモデルの推進・通信システム開発状況", 第20回宇宙科学シンポジウム, 神奈川 1月, 2020年.
- [14] Koizumi, H., Kawahara, H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., Kojima, S., Matsuguma, T., Funase, R., Nakatsuka, J., Komurasaki, K., "Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON," *Transactions of the Japanese Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pb_13-Pb_22, 2016.
- [15] M.Tsay, J.Model, et al., "Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U

- CubeSat Applications,” Proceedings in 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, GA, 2017, IEPC-2017-264.
- [16] A. Mehrparvar, “CubeSat Design Specification Rev. 13”, California Polytechnic State University, 2014.
- [17] T. Hashimoto, T. Shibata, et al., “Attitude and Orbit Control System of CubeSat Lunar Lander OMOTENASHI”.
- [18] N.Harmansa, G.Herdrich, et al., “Development of a Water Electrolysis Propulsion System for Small Satellites”, Space Propulsion, SP2018_00347,2018.
- [19] N.Harmansa, G.Herdrich, et al., “Development of a Water Propulsion System for Small Satellites”, 68th International Astronautical Congress, IAC-17-C4-10, 2017, Adelaide, Australia.
- [20] L.Kamps, M.Roca, et al., “Development of N₂O HDPE Hybrid Rocket for Microsatellite Propulsion”, 70th International Astronautical Congress, Washington D.C., 2019.
- [21] T.D.Jens, C.Karp, et al., “Design of Interplanetary Hybrid CubeSat and SmallSat Propulsion Systems”, 54th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, Ohio, AIAA 2018-4668, 2018.
- [22] J.L.Rovey, C.T. Lyne, et al., “Review of Chemical-Electric Multimode Space Propulsion”, AIAA Propulsion and Energy Forum, 19-22 August 2019, Indianapolis, IN.
- [23] K.V.Mani, “Combined Chemical-Electric Propulsion Design and Hybrid Trajectories for Stand-Alone Deep-Space CubeSats”, Doctor of Philosophy Thesis, Politecnico di Milano, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali, 2020.
- [24] H.Koizumi et al., “Assessment of Micropropulsion System Unifying Water Ion Thrusters and Water Resistojet Thrusters”, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 56, No. 5, September–October 2019.
- [25] 中川悠一, “水を推進剤とする電子共鳴加熱式超小型イオンスラスタ”, 東京大学大学院工学系研究科博士論文, 2020.
- [26] C. Greco, M. D.Carlo, et al., “Analysis of NEOs reachability with nano-satellites and low-thrust propulsion, Small Satellites”, Systems and Services Symposium, Sorrento, Italy, 2018.
- [27] N. Strange, E. Asphaug, et al., “Planetary Science Decadal Survey - Near Earth Asteroid Trajectory Opportunities in 2020-2024”, (2010) Pasadena, CA, USA.
- [28] T.F.Miller and J.D.Herr, “Green Rocket Propulsion by Reaction of Al and Mg Powders and Water”, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 11 - 14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida.
- [29] X.Chen, Z.Xia, et al., “Optimization of the Working Cycle for an Underwater Propulsion System Based on Aluminium-Water Combustion”, IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science 63, 012022, 2017.
- [30] 鈴木一希, 浅野貴則, ほか, “酸化剤として H₂O/HNO₃ を用いたガスハイブリッドロケ

- ットの燃焼特性“，平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム講演集録，pp.1-4，2014.
- [31] 国際化学物質安全性カード リチウム ICSC 番号:0710 (日本語版)，国立医薬品食品衛生研究所 2020 年 6 月 29 日閲覧.
- [32] 国際化学物質安全性カード ベリリウム ICSC 番号:0226 (日本語版)，国立医薬品食品衛生研究所 2020 年 6 月 29 日閲覧.
- [33] X.Sun, H.Tian, et al., “Regression rate and combustion performance investigation of aluminum metallized HTPB/98HP hybrid rocket motor with numerical simulation”, *Aerospace Science and Technology*, Vol.42, pp.287-296, 2015.
- [34] M.K.King, “Aluminum combustion in a solid rocket motor environment”, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol.32, pp.2107-2114, 2009.
- [35] D. Castellanos, V.H.Carreto-Vazquez, et al., “The effect of particle size polydispersity on the explosibility characteristics of aluminum dust”, *Powder Technology*, Vol.254, pp.331-337, 2014.
- [36] O. Dufaud, M. Traore, et al., “Experimental investigation and modelling of aluminum dusts explosions in the 20 L sphere”, *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, Vol.23, pp.226-236, 2010.
- [37] Q.Li, K.Wang, et al., “Explosion severity of micro-sized aluminum dust and its flame propagation properties in 20 L spherical vessel”, *Powder Technology*, Vol.301, pp.1299-1308, 2016.
- [38] 万浪義史, 西井啓太, ほか, “低圧水蒸気雰囲気におけるアルミニウムワイヤの持続燃焼機構に関する実験的研究“, 令和元年度宇宙輸送シンポジウム講演集録, 2020. pp.1-4.
- [39] D. S. Sundaram, V. Yang, and V. E. Zarko, “Combustion of Nano Aluminum Particles (Review)”, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol.51, No.2, pp.173-196, 2015.
- [40] 阿部勲夫, オフィステラ, “水電解法による水素製造とそのコスト“, *水素エネルギーシステム*, Vol.33, No.1, pp19-26, 2008.
- [41] K.Nishii, J.ASAKAWA, et al., “Flight Model Development and Ground Demonstration of Water Resistojet Propulsion System for CubeSats”, *Trans. Japan Soc. Space Sci.*, Vol.14, No.2, pp.1-9, 2018.
- [42] NIST Isothermal Properties for Water,
“https://webbook.nist.gov/cgi/fluid.cgi?T=373&PLow=&PHigh=&PInc=&Applet=on&Digits=5&ID=C7732185&Action=Load&Type=IsoTherm&TUnit=K&PU-nit=atm&DUnit=mol%2Fm&HUnit=kJ%2Fmol&WUnit=m%2Fs&VisU-nit=Pa*s&STUnit=N%2Fm&RefState=DEF”, Access 3rd July, 2020.
- [43] 松尾一泰, “圧縮性流体力学 内部流れの理論と解析“, オーム社, 第 1 版第 17 刷, 2014 年.
- [44] 諸岡成治, 草壁克己, “流動層の基礎“, 混相流, 2 巻, 4 号, 1988 年.
- [45] 三上貴司, “粉体工学“, 新潟大学

- [46] J.R.Grace, “Contacting Modes and Behaviour Classification of Gas-Solid and Other Two-Phase Suspensions”, *The Canadian Journal of Chemical Engineering*, Vol.64, pp.353-363, 1986.
- [47] C.Y. Wen and H.P. Shimons, “Flow Characteristics in Horizontal Fluidized Solids Transport”, *American Institute of Chemical Engineers Journal*, Vol.5, No.2, pp.263-267, 1959.
- [48] J.R.Kliegel, “GAS PARTICLE NOZZLE FLOWS”, *Chemical Reactions and Phase Changes in Supersonic Flow*, pp.811-826,1963.
- [49] Christopher E. Brennen, “Fundamentals of Multiphase Flows”, Cambridge University Press 2005 ISBN 0521 848040.
- [50] F.A.Zenz, D.F.Ohtmer, “Fluidization and fluid-particle systems”, Reinhold Pub. Corp., pp. 317-373, 1960, New York.
- [51] K.V.S.Reddy and D.D.T.Pei, “Particles Dynamics in Solids-Gas Flow in a Vertical Pipe”, *Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals*, Vol.8, No.3, pp.490-497, 1969.
- [52] O.H.Hairu, M.C.Molstad, “Pressure Drop in Vertical Tubes in Transport of Solids by Gases”, *Industrial and Engineering Chemistry*, Vol.41, No.6, pp.1148-1160, 1949.
- [53] 東京都環境局ホームページ,” <https://www.kankyo.metro.tokyo.lg.jp/safety/gas/about/gas.html>”, Access; 2020.7.18.
- [54] NASA-STD-5019^a
- [55] M.W.Beckstead, “Correlating Aluminum Burning Times”, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol.41, No.5, pp. 533-546, 2005
- [56] K.L. Cashdollar, and Isaac A. Zlochower, “Explosion temperatures and pressures of metals and other elemental dust clouds”, *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, Vol.20, pp.337-348, 2007.
- [57] O. Dufaud, M. Traore, et al., “Experimental investigation and modelling of aluminum dusts explosions in the 20 L sphere”, *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, Vol.23, pp.226-236, 2010.
- [58] S.Gordon and B.J.McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications; I. Analysis”, NASA Reference Publication 1311, 1994.
- [59] Cal Poly SLO, “6U CubeSat Design Specification Revision 1.0”, 2018.
- [60] the Lee company, <https://www.theleeco.com/products/electro-fluidic-systems/special-products/iep-series-solenoid-valves/>, Access, 2020.7.19.
- [61] K.R.Fisher, “Utilizing the Deep Space Gateway as a Platform for Deploying CubeSats into Lunar Orbit”, *Deep Space Gateway Science Workshop*, No.2063, 2018.
- [62] S.Goroshin, N.Bidabadi, et al., “Quenching Distance of Laminar Flame in Aluminum Dust Cloud”, *Combustion and Flame*, Vol.105, pp.147-160, 1996.

【第8章】 謝辞

修士課程2年間は多くの方にお世話になりました。この場を借りて御礼申し上げます。

指導教員の小泉宏之准教授には学部4年での研究室配属以来、3年間大変お世話になりました。研究においては私がそのメリットデメリットを明確に把握できていないままに半ば強引に進めた粉体燃焼に快く多くの助言をいただきました。先生の幅広い知識と確固たる物理に基づいた鋭い考察は、私からはあたかも未来予知のようにもうつておりました。研究を進めるごとに、初めに先生にご忠告いただいた粉体の難しさを痛感し、閉塞感を感じておりますが、地道に先行研究調査と実験及び考察を積み上げなんとか進めていきたいと思えます。さらに、EQUULEUS プロジェクトへの参加及びPIという貴重な経験をさせていただきましたこと、深く感謝しております。プロジェクトの経験によって、実験データの積み重ねから目に見えない現象を深く考察する能力を培うことができたと思っております。また、衛星開発の現場に携わることで自分の研究へのフィードバックも強く、「研究と開発の両輪」の重要性をひしひしと感じました。今思い返せば、研究と開発を両立できたことはなく、どちらかに注力しているときはもう一方は完全にストップという状態でした。ここ数か月は、プロジェクトが忙しくあっても一本でも多く論文を読んでおけば、一本でも多く式を立てていればと自らを呪う日々でした。何年たっても先生に追いつける日がくるとは思えませんが、今後もなんとかその背中に追いつくろうと精進する所存です。博士課程に進学してさらに3年間お世話になりますが、何卒よろしく願いいたします。

小紫公也教授及び川島嶺助教には日々の研究室生活に加え、輪講時の質疑応答にてお世話になりました。誠にありがとうございました。お二人の物理にこだわったコメントは、ほかの研究室メンバーに向けたものであっても大変勉強になるものでした。プロジェクトの期日に追われ、ともすれば細かいことは無意識に見逃してしまいがちな私にとって、お二人の徹底的な物理現象の究明に対する姿勢は見習わなくてはならないと感じております。

小泉研究室の先輩として、浅川さん、中川さん、西井さんには特にお世話になりました。浅川さんからはどんなに細かいことに対しても常にコメントをいただきました。自分が先輩にコメントする立場になってから、浅川さんがどれだけ後輩の指導に時間を割いてくださったかを知り、改めて感謝しております。また、後輩を教えつつも自分自身は天狗にならず、歩みを止めない姿に強いあこがれを抱いております。中川さんには知識の大事さを教え込まれたように感じます。すべての知識が有機的につながり、どのような話題に対しても必ず具体的な事例や数字を持ってくる様は知的生命体としての一種の完成形のように思っております。最近では中川さんのような人物を目指し、数式を眺めるのみでなく、一度軽く計算してみる習慣がつきつつあります。西井さんからは研究の面白さを教わりました。どんな現象であっても細かくブレイクダウンし、根本の現象に注目してどんどんと物理を解き明かしていく様はみていて爽快でした。私自身を振り返れば結果を地道に積み上げるという行為がまだまだうまくできておりません。今後も西井さんに刺激をいただきながらな

んとか対等に議論ができるように研究を進めていきたいと思ひます。お三方がいらっしやらなければ私の研究生活はつまらないものになっていたはずです。先輩に恵まれ研究を楽しむことができたこと、心より感謝いたします。

同期一同にもお礼を述べさせていただきます。ただし、ここでの同期は2020年3月に修士課程を卒業したメンバーとします。毎日の研究生活に飽きることなく、活力をもって活動を行えたのは間違いなく皆さんのおかげです。このコロナ生活中、学年が切り替わった気もせず、ただみんなに会えなくてつらかったです。特に同じ本郷で活動した菊池君、王君、秋山さんにお礼申し上げます。菊池君は修士1年からPIを務め、丸々1年間その大任を全うしたことに心から尊敬の意を表します。私はPIを交代して最初はシステム系の方々からの信頼を得るために必死でした。それだけ菊池君への信頼が厚く、私からは見えない部分で大きな努力をしていたこと遅ればせながら気づきました。秋山さんは粘り強く地に足のついた研究をしていることがとても印象的です。実験系設計の正確さ、備品管理、業者とのやり取りなど私たち学生は軽視しがちな実務能力の高さは随一であり、身をつまされる思いでした。加えて修論提出ギリギリまで様々な角度から実験結果を解析する様は一研究者としてお手本にさせていただきたいと思ひます。王君は修士課程に進学して最初にできた友人でした。私は1年間の滞欧で苦い経験をしています。研究室に自然に溶け込み、受け入れられている王君をみてその裏にあったであろう努力を偲ばずにはいられません。また、自分のしたいことを学び、どんどん新しいことに挑戦していく姿は尊敬の念を掻き立てられるものでした。私は尊敬できる同期に囲まれて、非常に心地よいプレッシャーを感じながら修士期間を過ごすことができました。

後輩たちはみな私の何倍も優秀でした。ただし、ここでの後輩は2021年3月に修士課程を卒業予定のメンバーとします。特に同じハイブリッド班としてともに活動した万浪君は私では軽く見逃すような細かい現象にまで興味を持ち、驚くほどの文献をあさり、その姿勢からはむしろ学ぶことのほうが多かったです。僕が先輩方から得たような学びを万浪君に与えることができたとは到底思えませぬ。後輩というより共に学ぶ仲間として多大な刺激をいただきました。本当にありがとうございました。

小紫研究室の皆さんにも大変お世話になりました。中でも濱田さんには御礼申し上げます。学部4年時から通じて先輩後輩というよりも友人のような付き合いをさせていただきました。濱田さんのお人柄のおかげで本郷の研究室は常に和やかな空気に包まれており、心地よい空間でした。濱田さんをご卒業なさってからまだ一度も研究室に行けておらず、濱田さんがいらっしやらない研究室がどうなってしまうのか少し恐ろしくもあります。飲みやタバコに誘っていただいたり、研究一般的な考えを広く教えていただいたりと感謝してもしきれませぬ。今後ともどうぞよろしくお願ひいたします。

最後にこれまで私を育ててくださった両親に平に感謝いたします。親の視点からはあまりにあほな子だったかと思ひますが、東大一本での受験を許していただき、その後も東京での決して安くはない学費、生活費を出してくださったおかげでのびのびと学問を堪能

できました。私の学問への気持ちは大量の本が詰まったあの家から出発していることは間違いありません。二人の子として育つことができた幸福を忘れずに今後とも邁進してまいります。様々な心配をおかけするかと思いますが、引き続きどうぞよろしくお願いいたします。

【第9章】 関連研究発表

9-1. 学術誌掲載など

該当なし

9-2. 国際学会における発表

1. Masaya Murohara, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, "Experimental Study on Micropropulsion Using Dust Explosion of Aluminum/Magnesium with Water Vapor", 7th Space Propulsion Conference, Estoril, Portugal, Feb., 2021(Accepted)
2. Masaya Murohara, Keita Nishii, Kosei Kikuchi, Mariko Akiyama, Qihang Wang, Sota Izawa, Yoshihito Mannami, Hiroyuki Koizumi, Kota Kakihara, Wataru Mikuriya, Sho Ishiwata, Shunichiro Nomura, Ryohei Takahashi, Satoshi Ikari, Shintaro Nakajima, Yosuke Kawabata, Ryu Funase, Kimiya Komurasaki, "Hardware-in-the-Loop Simulation Results of Water Resistojet Propulsion System AQUARIUS Integrated into 6U EQUULEUS", 60th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Incheon, South Korea, Mar., 2021 (Accepted)

9-3. 国内学会における発表

1. 室原昌弥, 西井啓太, 菊池航世, 秋山茉莉子, 王啓航, 安宅泰穂, 服部旭大, 浅川純, 小泉宏之, 小紫公也, EQUULEUS 搭載水レジストジェット推進システム” AQUARIUS” の軌道遷移時における作動条件の実験的検討, 日本航空宇宙学会第 50 期年会講演会, 相模原, 4 月, 2019 年
2. 室原昌弥, 鳥居航, 富木淳史, 小林雄太, 伊藤大智, 川端洋輔, 中島晋太郎, 鈴木遼, 菊池航世, 西井啓太, 秋山茉莉子, 王啓航, 小泉宏之, 浅川純, 小紫公也, 柿原浩太, 松下周平, 渋谷季裕, 飯山敬大, 荒井達也, 小島要, 新家隆広, 羽賀俊行, 石川雅澄, 大森義智, 船瀬龍, 橋本樹明, SLS プロジェクトチーム, 6U CubeSat EQUULEUS フライトモデルの推進・通信システム開発状況, 第 20 回宇宙科学シンポジウム, 相模原, 1 月, 2020 年 (ポスター発表, 査読無し)

【第10章】 APPENDIX

10-1. 低圧空気雰囲気での粉体 Al 燃焼実験

本論文では先行研究の結果から獲得エンタルピー効率を求めた。しかし、実験系や着火用投入電力などの違いから改めて実験的な検証が必要である。そこで水蒸気雰囲気での粉体 Al 燃焼実験を行う前段階として空気雰囲気での粉体 Al 燃焼実験を行った。

10-1.1. 実験装置

実験条件を表 10-1 に、実験系を図 10-1, 図 10-2, 図 10-3 に示す。実験手順は以下である。

1. 粉塵雲生成用ラインの直下に粉体 Al を盛り付け、チェンバに燃焼室を設置する。ここでチェンバは真空装置ではなく、燃焼での急激な圧力上昇による燃焼室破壊などの事故に対する防護装置としての役割である。
2. バルブ、タングステンフィラメントへの電力供給用電源が ON になっていることを確認する。また、粉塵雲生成用窒素ガスタンクの元栓が開いていることを確認する。
3. タングステンフィラメントに通電を開始する。電源で 10 V 定電圧制御とするが、制御用回路で電圧降下が起こり、実際には 9 V 程度がフィラメントに印可される。
4. 電圧印可後フィラメントが十分に昇温してから粉塵雲生成用ガスを供給する。本実験では印可開始から 800 ms 後に供給を開始する。供給時間は 300 ms である。
5. 粉塵雲がフィラメントによって加熱され、着火、燃焼が起きる。

表 10-1 実験条件

酸化剤	空気
雰囲気圧力	100 kPa
粉塵雲生成用ガス	窒素
粉体種	アルミニウム
粒子径	μmオーダー
正規化質量混合比	1.25
入手先	林純薬
着火方法	タングステンフィラメント
着火用投入電力	30 W
燃焼室体積	0.207 U (120 mm×48 mm×36 mm)
設置粉体質量	0.050±0.005 g
実験回数	1 回

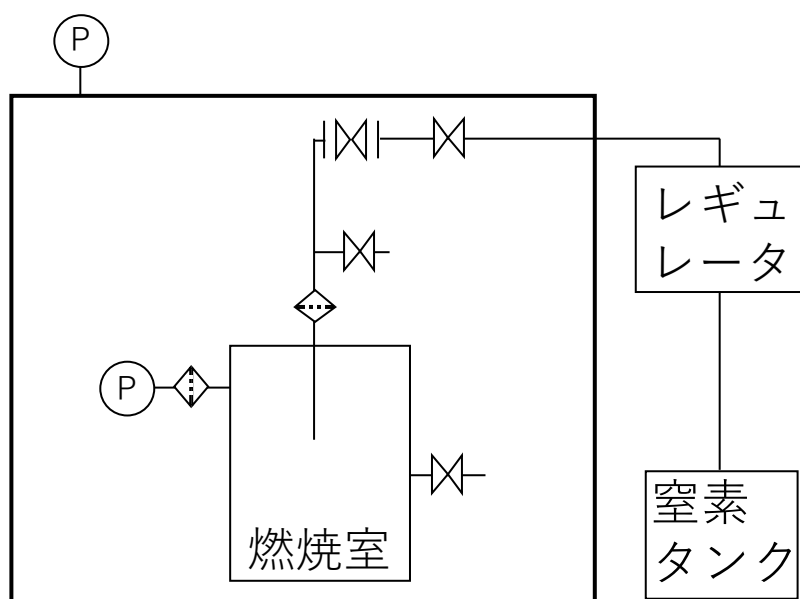


図 10-1 実験系模式図

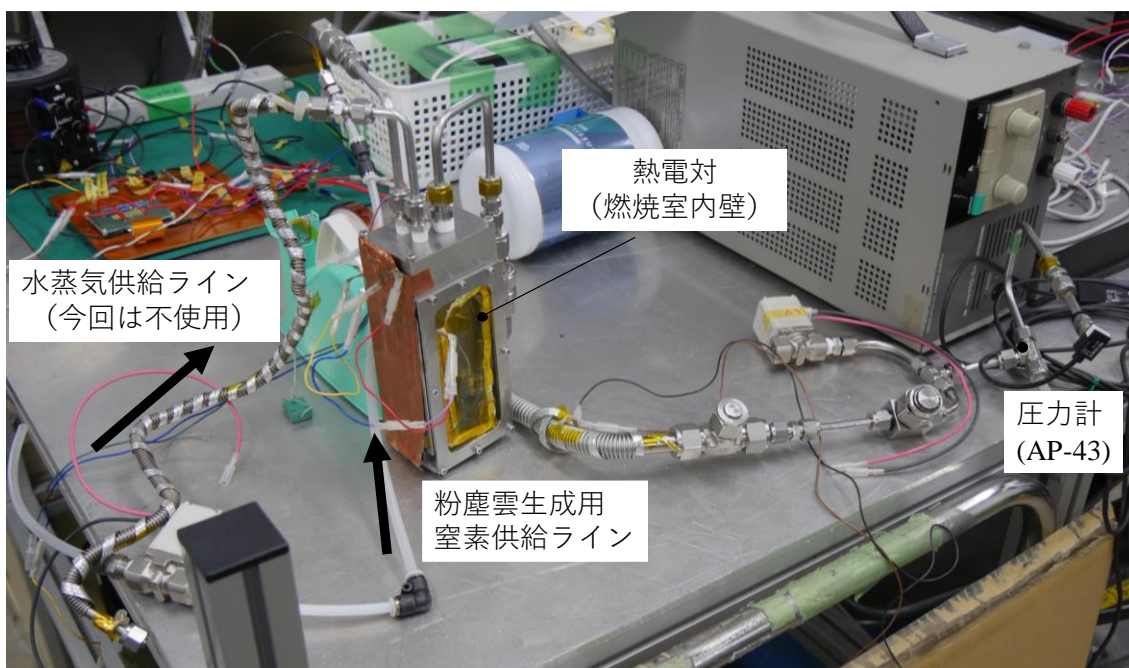
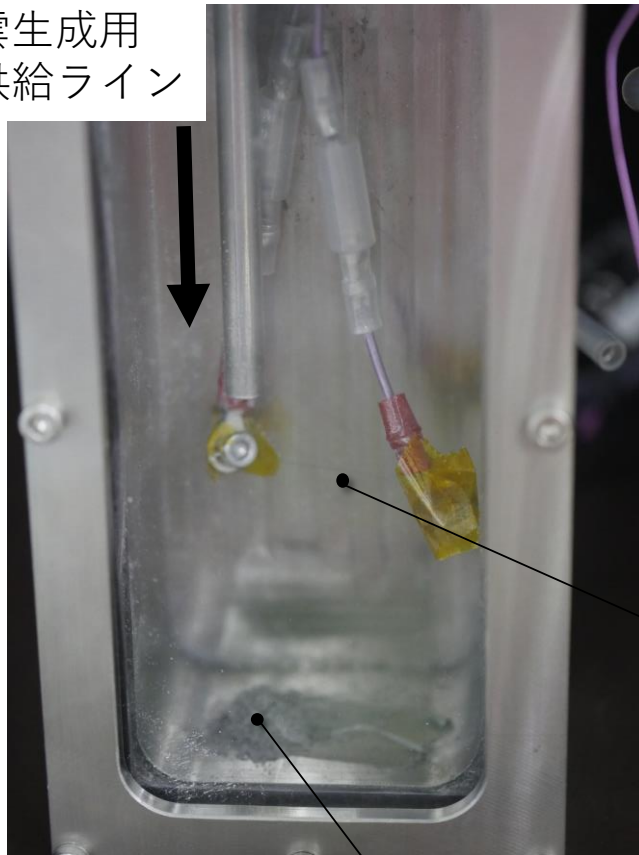


図 10-2 実験系概要

粉塵雲生成用
窒素供給ライン



タングステン
フィラメント

粉体Al

図 10-3 実験開始直前の燃焼室内の様子。盛り付けた粉体 Al に窒素ガスを吹き付け、粉塵雲を生成し、タングステンフィラメントによって加熱することで着火させる。

10-1.2. 実験結果

実験結果を図 10-4 に示す。燃焼室圧力はゲージ圧であり、時間はフィラメントに電力印可し始めた瞬間を 0 s としている。燃焼室壁面温度は熱電対の接続ミスにより取得できていない。フィラメントの発熱により徐々に燃焼室の空気が温められ、燃焼室圧力が上昇する。粉塵雲生成ラインのバルブに電圧が印可され、約 250 ms 後に急峻な圧力上昇が確認できる。1.2 s 程度で燃焼室圧がピークに達したのち、指数関数的に減少する。この圧力減少は燃焼室壁面への熱損失によるものと考えられる。3 s 程度で圧力はほぼ平衡となり、ゲージ圧 2.2 kPa 程度に漸近する。空気と Al の燃焼では酸素が消費され、生成物に気相は存在しないため温度が常温に戻れば燃焼室圧は燃焼前よりも小さくなると考えられるが、本実験では窒素ガスが吹き付けられるため、必ずしもそうはならない。どれだけの質量の窒素ガスが吹き付けられているかは測定されていない。フィラメントは昇温に従って抵抗値が増大する。

定電力制御のために印可電力が変動してしまっている。

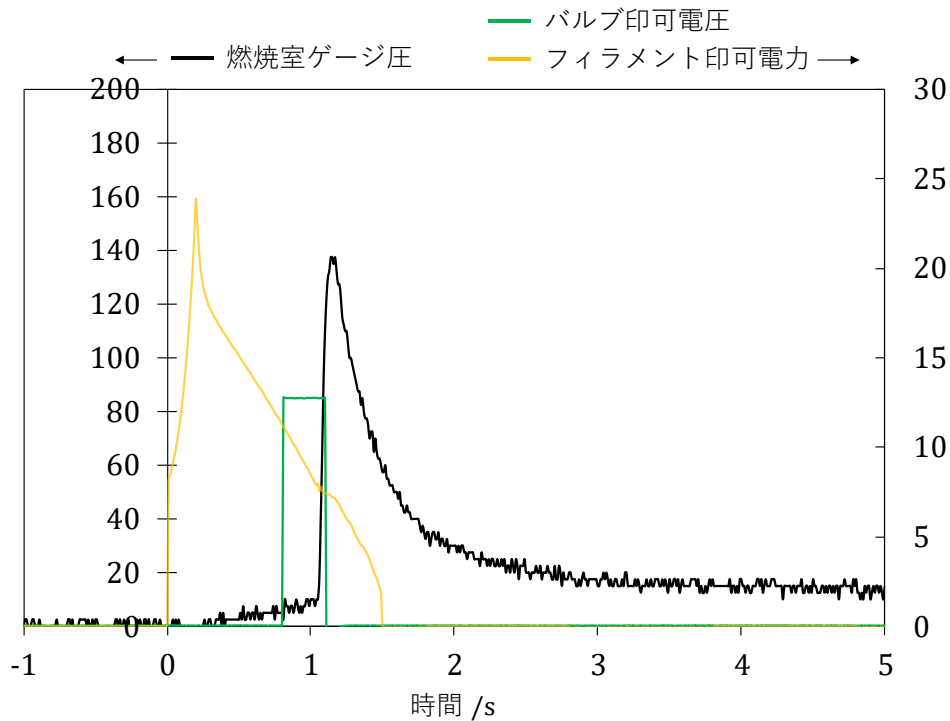


図 10-4 燃焼室圧力及び印可電力履歴. フィラメントに電力を印可し始めた瞬間を 0 s としている.

図 10-5 に実験時の燃焼室中の様子を示す. (a)はフィラメントへの電力印可開始直後であり, フィラメントが発光している. タングステンの発光温度は 2500 °C程度であり, 十分に昇温していることがわかる. その後, (b)ではフィラメント周辺から白煙が立ち上り始める. これはタングステンと酸素との反応によって生成された酸化タングステンであると考えられる. (c)は粉塵雲生成直後であり, 閃光が確認された. これはフィラメントからの加熱による粉体 Al の燃焼と考えることができ, 図 10-4 での圧力上昇と合わせて粉体燃焼が確認できる.

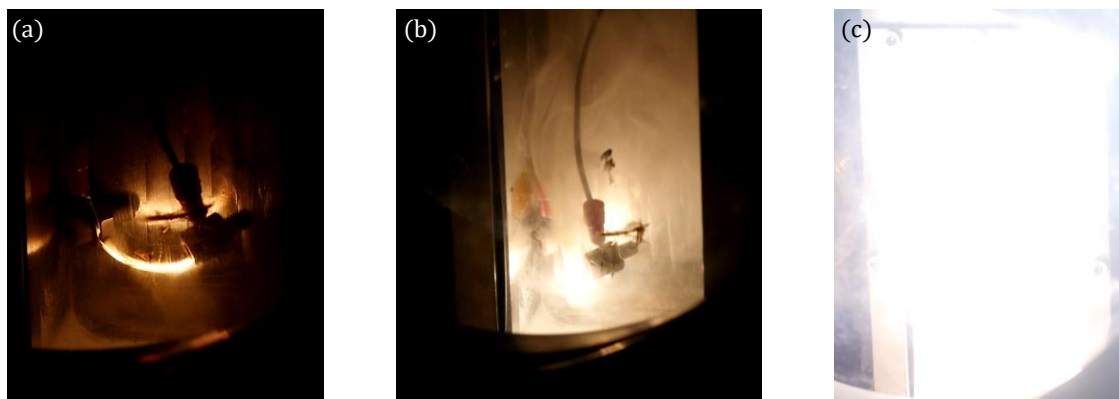


図 10-5 実験時の燃焼室中の様子. (a)は電力印可開始直後, (b)は着火直前, (c)は直下直後の様子.

10-1.3. 考察

空気雰囲気での粉体燃焼が確認されたが, 本論文ではこの結果をモデルに組み込んでいない. 着火方法や粉塵雲生成方法が先行研究や本論文における推進機と異なり比較が困難であったからである. まず本実験ではその簡便さからフィラメントによる着火を採用しているが, 着火のたびにフィラメントの交換が必要で推進機への応用には向かない. 加えてフィラメントの酸素との反応による質量混合比の変動もある. 次に粉塵雲生成方法は粉体に対して窒素ガスを吹き付ける方式をとっている. この方式ではフィラメント方向に直接輸送される粉体は少なく, その多くは燃焼室壁面と衝突する. そのためフィラメントに到達し, 燃焼に寄与する粉体 A1 が少なくなってしまうと考えられる. 実際, 最大圧力が絶対圧で約 240 kPa と先行研究に比較して 1/3 程度にとどまっており, 獲得エンタルピー効率が低いことがわかる. 以上の理由から本実験結果は燃焼の確認にとどまり, 本論文では考慮していない.

10-2. 低圧水蒸気雰囲気での粉体 A1 燃焼実験

空気雰囲気での燃焼実験により実験系の正常な作動及び燃焼の確認ができた. そこで水蒸気雰囲気による粉体 A1 燃焼試験を行った.

10-2.1. 実験装置

表 10-1 との実験条件の違いを表 10-2 に示す. 実験系を図 10-6, 図 10-7 に示す. 本実験装置では燃焼室中を真空引きし, 飽和水蒸気を供給することで燃焼室中の水蒸気圧力を調整する. ただし, 飽和水蒸気の供給では流路のすべてを水蒸気温度以上に保つ必要がある

が、この実験装置は水蒸気供給用の流路が長く、流の加熱が十分である保証ができていない。

表 10-2 実験条件の違い

酸化剤	水蒸気
設置粉体質量	0.05±0.005 g
雰囲気圧力	30-50 kPa

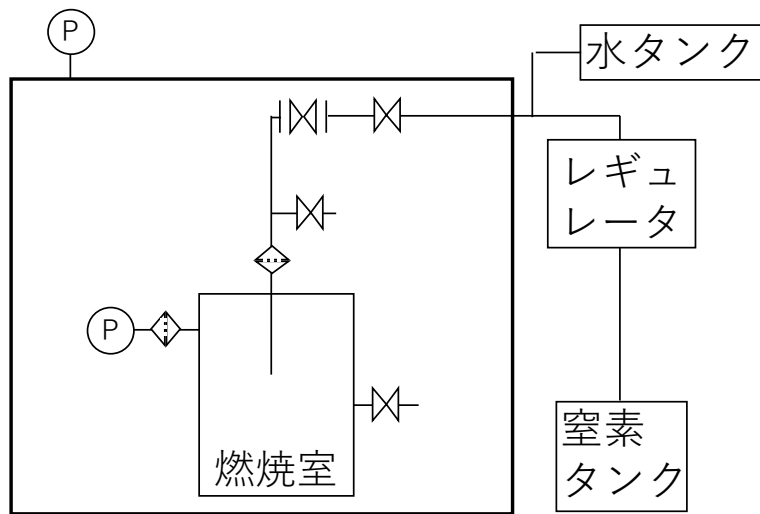


図 10-6 水蒸気雰囲気での実験系模式図

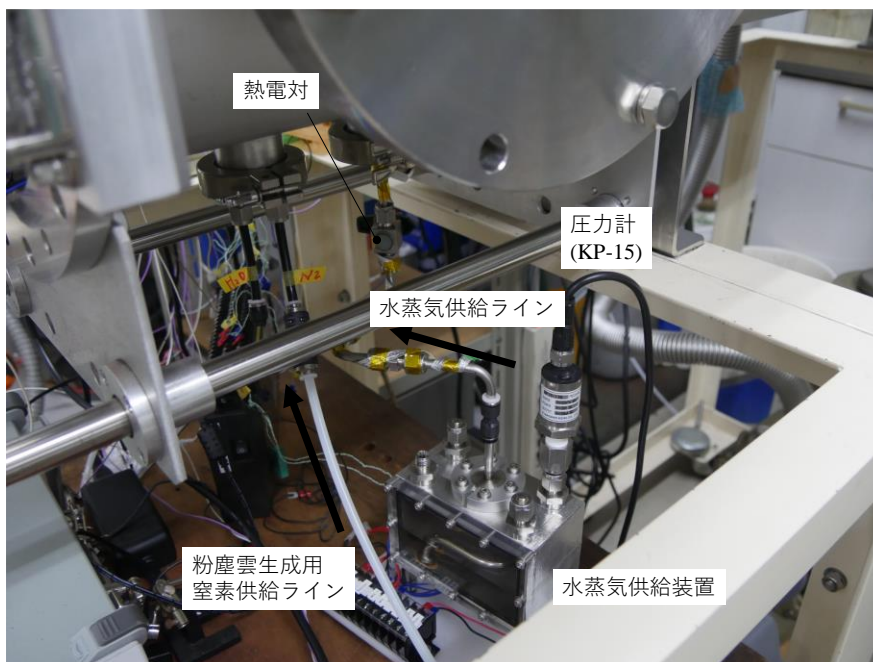


図 10-7 実験系のうち水タンクの概要

10-2.2. 実験結果

実験結果を図 10-8 に示す。ただし、ここでの燃焼室圧は絶対圧である。空気雰囲気での燃焼に見られるような急峻な圧力上昇がみられず、少なくとも推力に寄与するような燃焼は起きていない。

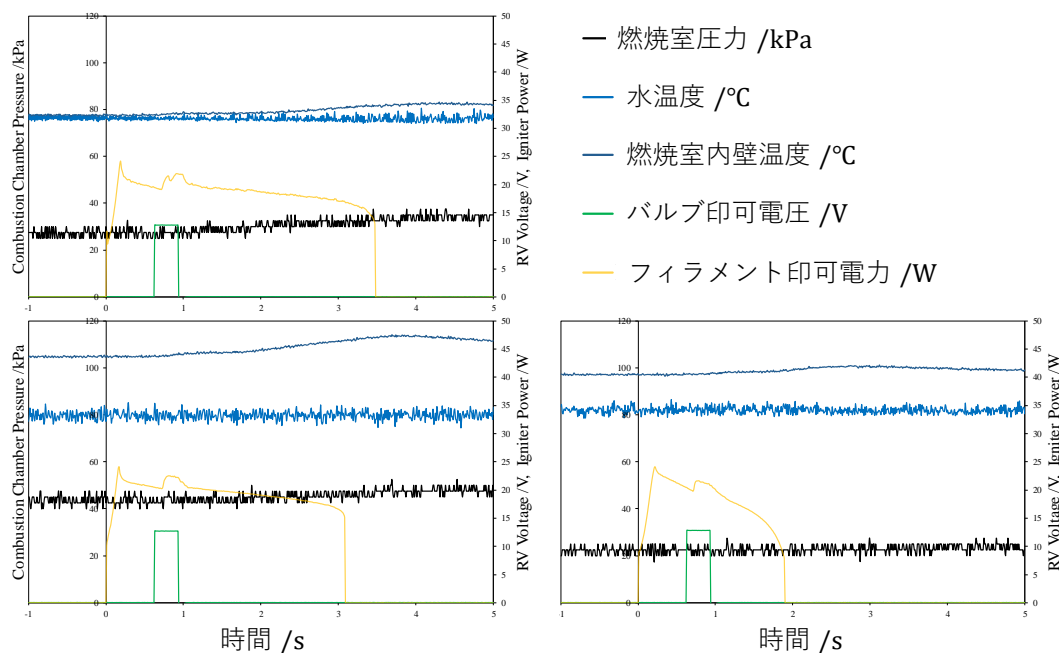


図 10-8 水蒸気雰囲気での実験結果

10-2.3. 考察

本実験から水蒸気雰囲気 50 kPa の下では粉体燃焼が起きないことがわかった。ただし、本論文で示したように 100 mN を超える推力を得るためには 95 kPa 程度での着火が必要であるため、この実験結果は本論文の内容に影響を与えない。また、10-1.3 で論じたように、本実験はその手法によって獲得エンタルピー効率が小さくなるような条件である。したがって、着火や供給方法の改善により燃焼に至る可能性がある。加えて、より高圧である 80-100 kPa の燃焼試験のためには実験系全体を 100 °C 付近まで加熱する必要があり、本実験系では難しい。したがって、新たに実験系を構築する必要がある。