

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

令和元年度

修士論文

低圧水蒸気中における金属ワイヤ燃焼

およびハイブリッドスラスタ応用に関する研究

Study on the Combustion of a Metal Wire and Water Vapor

for Application to a Hybrid Thruster

2020 年 1 月 28 日提出

指導教員 小泉 宏之 准教授

47186060 秋山 茉莉子

# Contents

第1章	序論	11
1.1	小型推進機の需要の高まり	11
1.1.1	小型宇宙機の台頭	11
1.1.2	小型推進機への需要と要求	11
1.1.3	Green Propellant への着目	12
1.1.4	小型キックモーターの研究開発	13
1.2	ハイブリッドスラスタ	13
1.2.1	提案するハイブリッドスラスタの概念	13
1.2.2	先行研究	14
1.3	本研究の目的	15
第2章	原理	16
2.1	Mg と水の反応	16
2.2	交流放電による燃料加熱機構	16
2.2.1	放電現象の物理	16
2.2.2	放電による燃料端面加熱	18
第3章	実験装置及び手法	21
3.1	実験系系統図	21
3.2	実験装置	22
3.2.1	燃料及び酸化剤	22
3.2.2	燃焼器	24
3.2.3	水蒸気供給系	25
3.2.4	燃焼器及び配管加熱用ヒーター	26
3.2.5	放電回路	26
3.2.6	電源装置	29
3.2.7	測定機器	30
3.2.8	真空装置	32
3.3	実験手順	33
3.3.1	水蒸気	34
3.3.2	酸素	36
3.3.3	空気	38
3.4	解析手法	39
3.4.1	実験動画の輝度算出方法	39
3.4.2	着火及び自燃の判定	40

3.5	実験パラメータ.....	41
第4章	結果.....	42
4.1	観測された現象.....	42
4.2	時系列データ.....	44
4.2.1	燃焼器圧力 $p_c$ .....	44
4.2.2	総投入エネルギー $Q_{all}$ .....	49
4.2.3	放電電圧 $V$ .....	55
4.2.4	相対輝度値 $L(t)$ .....	56
4.3	全試験結果のまとめ.....	60
第5章	考察.....	63
5.1	燃焼について.....	63
5.1.1	着火しやすさ.....	63
5.1.2	着火までの総投入エネルギーと着火温度.....	64
5.1.3	燃料後退速度について.....	66
5.1.4	水蒸気雰囲気実験における空気の影響.....	67
5.2	推進機への応用検討.....	68
5.2.1	ハイブリッドスラスタのモデル.....	68
5.2.2	NASA CEA を用いた計算手法の詳細.....	69
5.2.3	推進機検討結果.....	70
第6章	結論.....	73
第7章	Appendix1 ハイブリッドスラスタ研究.....	74
7.1	ハイブリッドスラスタの研究に対するアプローチ.....	74
7.1.1	燃料の供給形態.....	74
7.1.2	着火のためのエネルギー供給方法.....	75
7.2	ハイブリッドスラスタの研究の経緯.....	76
7.2.1	2017 年度以前.....	76
7.2.2	2018 年度.....	77
7.2.3	2019 年度（2020 年 2 月現在まで）.....	79
第8章	Appendix2 テルミット反応.....	82
8.1	研究背景.....	82
8.2	実験手法.....	82
8.2.1	反応実験.....	83
8.2.2	加熱実験.....	84
8.3	実験結果および考察.....	84
8.3.1	反応実験.....	84

8.3.2	加熱実験.....	85
8.4	結論 .....	86
第 9 章	参考文献 .....	88
第 10 章	謝辞 .....	94
第 11 章	関連研究発表.....	98
11.1	学術雑誌掲載等.....	98
11.2	国際学会における発表.....	98
11.3	国内学会における発表.....	98

## List of figures

Figure 1-1 Combustion heat generated by the reaction with water <sup>26</sup> .....	14
Figure 2-1 Discharge mode in the atmosphere <sup>45</sup> .....	17
Figure 3-1 Gas system schematic for the experiments.....	21
Figure 3-2 Electrical circuits of the experimental setup. ....	22
Figure 3-3 Appearances of the magnesium wires. ....	23
Figure 3-4 Appearances of an oxygen gas tank (left) and deionized water tank (right).....	23
Figure 3-5 Appearances of the combustor. (a)Front view, (b)Front view of the back plate, (c)Back view of the back plate. ....	24
Figure 3-6 Appearance of the water tank. ....	25
Figure 3-7 Appearance of the solenoid valve VX235PAA. ....	25
Figure 3-8 Appearance and setup of the thoriated tungsten wire. ....	27
Figure 3-9 Appearance of Transformer 1 RSA-5.....	27
Figure 3-10 Appearance of Transformer 2 G10M23-ZC. ....	28
Figure 3-11 Appearance of the function generator.....	29
Figure 3-12 Appearance of each power supply. (a)P4K36-1, (b)PMX35-3A, (c)PAN110-5A...29	
Figure 3-13 Appearances of the spectrometer (left) and high-speed camera (right). ....	30
Figure 3-14 Appearances of the Rogowskii coil (left) and the differential probe (right).....	31
Figure 3-15 Appearances of the data loggers. The left and center ones were GL900 and the right one was GL820. ....	32
Figure 3-16 Appearances of the vacuum chamber and the rotary pump.....	32
Figure 3-17 Procedure of the Mg wire setup. ....	35
Figure 4-1 Pictures from the movie taken during one of the experiments. (a)Before the experiment. (b)During the discharge but before the ignition. (c)Just before the ignition. (d)The moment of ignition. (e)During the combustion with intense flush. (f)The moment of the end of the combustion. (g)Completely after the combustion. (h) After the experiment. ....	43
Figure 4-2 Appearances after the combustion. (a)White powder was observed after the combustion. This seemed to be MgO. (b)It was inside the combustor. A red arrow points the white powder, which seemed to be MgO. On the other hand, a yellow arrow points the black fouling. It seemed to be the suboxide of Mg.....	44
Figure 4-3 Time profile of the pressure of the combustor.....	49
Figure 4-4 One of the examples of the time profile of total input energy $Q_{all}$ . ....	50
Figure 4-5 Time profile of total input energy $Q_{all}$ . ....	55
Figure 4-6 One of the examples of the time profile of the discharge voltage. ....	55

Figure 4-7 Time profile of the luminance during the experiments. ....	60
Figure 5-1 Relationship between the inverse of the ignition time and the pressure of the combustor. (a) Air, (b) Oxygen, (c) Water Vapor. ....	63
Figure 5-2 Relationship between the total input energy $Q_{all}$ and the pressure of the combustor. .....	65
Figure 5-3 Relationship between the average input power $P_{in}$ and the pressure of the combustor. .....	65
Figure 5-4 Relationship between the ignition temperature $T_{ig}$ and the pressure of the combustor. .....	65
Figure 5-5 Relationship between the regression rate $r$ and the pressure of the combustor.....	67
Figure 5-6 Relationship between the regression rate $r$ and the pressure of the combustor.....	67
Figure 5-7 Schematic of a hybrid thruster.....	69
Figure 5-8 Relationship between $dt$ and $O/F$ . (a) $d = 0.5$ mm, (b) $d = 0.8$ mm. ....	71
Figure 5-9 Relationship between $F$ and $O/F$ .....	72
Figure 5-10 Relationship between $I_{sp}$ and $O/F$ .....	72
Figure 7-1 Schematic of the DC ignition experiment (left) and the setup of a Mg wire (right) <sup>53</sup> . .....	80
Figure 7-2 Appearances of the combustion of the Mg wire heated by DC <sup>53</sup> . The diameter of the wire was 0.5 mm and the water-vapor pressure was 30 kPa. ....	80
Figure 7-3 Appearances of the dust explosion. (a) The moment of the beginning of the ignition, (b) The moment of the dust explosion <sup>60</sup> .....	81
Figure 7-4 Time profile of the dust explosion. The fuel was 0.05 g of aluminum powder and the oxidizer was 100 kPa of air <sup>60</sup> . ....	81
Figure 8-1 Schematic of the experimental setup of the thermite reaction.....	83
Figure 8-2 Appearances of the $Fe_2O_3$ powder and Al powder.....	83
Figure 8-3 Schematic of the igniter proposed in this study.....	84
Figure 8-4 Appearances of the thermite reaction under several pressures and the residue of each experiment.....	85
Figure 8-5 Time profile of the temperature of the heating target. ....	86

## List of tables

Table 3-1 Certificate of analysis of Mg wires. ....	23
Table 3-2 Specifications of VX235PAA. ....	26
Table 3-3 Specifications of RSA-5. ....	28
Table 3-4 Specifications of G10M23-ZC.....	29
Table 3-5 Specifications of KP15-17G and AP-43. ....	30
Table 3-6 Specifications of model 411.....	31
Table 3-7 Specifications of Model 700925. ....	31
Table 3-8 Experimental parameters. ....	41
Table 4-1 Summary of the experimental results. For regression rates, Parentheses are added if the combustion was supported one. ....	60
Table 7-1 Requirements for the experiments of a hybrid thruster. ....	77
Table 7-2 Experimental methods for metal-water combustion proposed in 2018.....	78
Table 7-3 Experimental methods for metal-water combustion proposed in 2019.....	79

## Nomenclature

$A$	Cross section area of a magnesium wire, $\text{m}^2$
$A_t$	Nozzle throat area, $\text{m}^2$
$A_0$	Coefficient depending on a gas
$B_{i,j}$	Blue luminance signal of a pixel ( $i, j$ )
$B_0$	Coefficient depending on a gas
$C^*$	Characteristic velocity, $\text{m s}^{-1}$
$C_f$	Thrust coefficient
$F$	Thrust, N
$G_{i,j}$	Green luminance signal of a pixel ( $i, j$ )
$I$	Current, A
$I_{\text{sp}}$	Specific impulse, s
$L$	Relative corrected average luminance, $\text{cd m}^{-2}$
$O/F$	Mass mixture ratio
$\bar{P}_{\text{in}}$	Average input power, W
$Q_{\text{all}}$	Total input energy, J
$Q_{\text{in}}$	Input energy for ignition, J
$Q_{\text{sus}}$	Input power to a heating target, W
$R_{i,j}$	Red luminance signal of a pixel ( $i, j$ )
$T$	Temperature of a magnesium wire, K
$T_g$	Gas temperature, K
$T_{\text{ox}}$	Temperature of an oxidizer, K
$T_u$	Uniform temperature, K
$T_w$	Temperature of an inside wall of a combustor, K
$T_{\text{ig}}$	Ignition temperature, K
$T_0$	Initial temperature of a heating target, K
$V$	Voltage, V
$V_b$	Breakdown voltage, V
$V_{\text{sus}}$	Volume of a heating target, $\text{m}^3$
$Y$	Average luminance
$\tilde{Y}$	Corrected average luminance
$Y_{i,j}$	Luminance signal of a pixel ( $i, j$ )
$c$	Specific heat of magnesium, $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$
$c_{\text{sus}}$	Specific heat of stainless steel 304, $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$



$d$	Diameter of a magnesium wire, m
$d_e$	Nozzle exit diameter, m
$d_t$	Nozzle throat diameter, m
$d_0$	Gap between electrodes, m
$k$	Thermal conductivity of magnesium, $\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$
$l_i$	Initial length of a magnesium wire, m
$l_f$	Final length of a magnesium wire, m
$m$	Vertical pixel number of a picture
$\dot{m}$	Mass flow rate, $\text{kg s}^{-1}$
$\dot{m}_f$	Mass flow rate of fuel, $\text{kg s}^{-1}$
$\dot{m}_w$	Mass flow rate of water, $\text{kg s}^{-1}$
$n$	Spherical pixel number of a picture
$p$	Pressure, Pa
$p_c$	Pressure of a combustor, Pa
$p_i$	Initial pressure of a combustor, Pa
$q_{\text{cond,in}}$	Input power by heat conduction, W
$q_{\text{cond,out}}$	Loss power by heat conduction, W
$q_{\text{rad}}$	Loss power by heat radiation, W
$q_{\text{st}}$	Stored power for wire heating, W
$\dot{r}$	Regression rate, $\text{m s}^{-1}$
$t$	Time, s
$t_{\text{stop}}$	Camera stop time, s
$x$	Distance from a magnesium wire end, m
$\Delta A$	Side area of a magnesium wire with the length of $\Delta x$ , $\text{m}^2$
$\alpha$	first Townsend coefficient
$\alpha_{\text{H}_2\text{O}}$	Partial pressure of $\text{H}_2\text{O}$ in exhaust gas
$\gamma$	Secondary electron emission coefficient
$\varepsilon$	Emissivity of magnesium
$\eta$	Energy efficiency
$\rho$	Density of magnesium, $\text{kg m}^{-3}$
$\rho_{\text{sus}}$	Density of stainless use steel 304, $\text{kg m}^{-3}$
$\sigma$	Stefan-Boltzmann constant, $\text{W m}^{-2} \text{K}^{-4}$
$\tau_{\text{dis}}$	Discharge time, s
$\tau_f$	Finish time of combustion, s
$\tau_{\text{ig}}$	Ignition time, s

$\Delta\tau_c$             Combustion time, s

## Abbreviation

ADN	Ammonium Dinitramide
CEA	Chemical Equilibrium with Application
CLV	Chamber Leak Valve
GHS	Globally Harmonized System of classification and labelling of chemicals
HAN	Hydroxylammonium Nitrate
I-COUPS	Ion thruster Cold-gas thruster Unified Propulsion System
ISO	International Organization for Standardization
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LV	Leak Valve
MarCO	MarsCubeOne
MV	Main Valve
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NFPA704	National Fire Protection Association 704
OV	Oxygen Valve
PMMA	Polymethylmethacrylate
PPT	Pulsed Plasma Thruster
PTFE	PolyTetraFluoroEthylene
RGHP	Rocket Grade Hydrogen Peroxide
RP	Rotary Pump
RV	Rotary pump Valve
SUS	Stainless Use Steel
SS	Shutter Speed
TLV	Tank Leak Valve
TV	Tank Valve
VV	Vacuum Valve
WV	Water Valve
fps	flame per second

---

# 第1章 序論

---

## 1.1 小型推進機の需要の高まり

### 1.1.1 小型宇宙機の台頭

昨今の宇宙開発において、質量 1 – 50 kg 級の小型宇宙機は中心的な役割を果たす。企業や教育機関によって世界中で多くの小型宇宙機が開発され、SpaceWorks 社の報告によると、その打上実績数は 2019 年には 2013 年の 4 倍ほどとなったとされる<sup>1</sup>。そして、今後も増加が見込まれると予想される<sup>1</sup>。その理由として、国家の研究機関が開発する大型宇宙機に比べ、小型宇宙機は、開発期間を短縮できる、及び開発費用を低く抑えられる、という大きく 2 つの特徴を有することがまず挙げられる<sup>2</sup>。具体的には、開発期間は 1 – 3 年に抑えられる。これにより、開発機会が増大し、開発サイクルを素早く回すことが可能になった。また、従来、小型宇宙機は打上機において、主衛星の余剰空間への相乗りという形で打ち上げられることが多かったが、近年では、小型宇宙機専用の打上機や、国際宇宙ステーションからの放出機構が整備されていることも挙げられる。このように、小型宇宙機の利用は年々増進される傾向にある。

多くの小型宇宙機は、地球周回軌道において地球観測を行ったり、民生品や開発技術の実証を行ったりする目的で打ち上げられてきた<sup>3</sup>。近年では小型宇宙機を用いた探査ミッションに対する提案も多くなされている。そして、数少ないながらも特異な探査ミッションを行う小型宇宙機が出現している<sup>4,5</sup>。例えば、東京大学が開発した 50 kg 級の深宇宙探査機 PROCYON は、2015 年に、小型宇宙機として世界で初めて深宇宙探査を行った<sup>4</sup>。National Aeronautics and Space Administration Jet Propulsion Laboratory (NASA JPL) の MarsCubeOne (MarCO) は、2019 年に世界で初めて惑星間航行に成功した小型宇宙機となり、撮影された画像は記憶に新しい<sup>5</sup>。フォーメーションフライトと呼ばれる複数の宇宙機の編隊飛行によるミッションの実現も目指され、さらには重力波検出や宇宙望遠鏡といった、理学ミッションの提案もなされている<sup>6,8</sup>。しかし、依然として地球周回軌道を離れる小型宇宙機の数は一極めて少ない。小型宇宙機が、その限られた体積、質量、及び電力等のリソースを駆使して惑星間航行を行うことの難しさが表れている。

### 1.1.2 小型推進機への需要と要求

宇宙機が惑星間航行するためには、推進機が必須である。ゆえに、小型宇宙機が惑星間を航行するためには、小型宇宙機に適した推進機が求められる。現在、小型宇宙機への推進機搭載は、積極的に検討され、実証がなされている段階である。上述の PROCYON には Ion

thruster COld-gas thruster Unified Propulsion System (I-COUPS)とよばれるイオンスラスタとコーールドガスジェットの小型統合推進システムが搭載され、深宇宙での作動に成功した<sup>9</sup>。

小型推進機には、先に述べたリソースの制限をクリアすることはもとより、依然としてその多くが相乗りで打ち上げられるという背景から、安全性が厳しく求められる<sup>10</sup>。前者について、特に体積や質量という側面を鑑みた場合、推進剤の充填密度が高い、すなわち液体や固体で充填可能であることが望ましい。構造質量及び体積の増加を招く高圧ガス系の排除を可能とするほか、衛星システム全体の圧力を下げることができる。また後者について、ここでの「安全性」は、用いられる推進剤の化学的安全性と読み替えられる。安全性を評価する指標としては、Globally Harmonized System of Classification and Labelling of Chemicals (GHS)、あるいは National Fire Protection Association 704 (NFPA704) などが挙げられる<sup>11,12</sup>。GHS は国際連合によって定められた化学品の分類であり、可燃性、高圧ガス、急性毒性等を区分に沿って評価するものである<sup>11</sup>。NFPA704 は全米防火協会 (National Fire Protection Association) が定めた化学薬品の危険性を表示するための規格である<sup>12</sup>。推進剤の安全性が確保されていることは、宇宙機の安全性を担保する要因となるのみならず、推進機の開発作業に要する時間、人員、あるいは費用の削減にもつながり、短期間・低価格で開発可能という小型宇宙機のコンセプトに沿っている。

### 1.1.3 Green Propellant への着目

充填密度が高く化学的に安定な物質として、Green Propellant への注目が集まっている。その代表例として、Ammonium Dinitramide (ADN)、Hydroxylammonium Nitrate (HAN)、過酸化水素水 ( $\text{H}_2\text{O}_2$ )、水 ( $\text{H}_2\text{O}$ ) 等が挙げられる。

ADN は、固体推進薬向けの高エネルギー酸化剤である<sup>13</sup>。化学的に安定している物質であるのみならず、排出ガスが窒素と水のみから構成され、環境負荷が低い物質としても知られる<sup>13,14</sup>。HAN は、触媒による分解反応がない、可燃性がないといった安全性に長けている物質で、一液式推進機の推進剤として用いられる<sup>15</sup>。過酸化水素は、一液式推進機の推進剤として、あるいは二液式推進機の酸化剤として用いられる。古くから研究対象とされてきた、Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) と呼ばれる、濃度 80 wt%以上の過酸化水素水に代わり、自己分解の恐れのない濃度 60 wt%以下の過酸化水素水を対象とする研究がなされている<sup>16</sup>。

本研究では、特に水を用いた推進機に焦点を当てる。水は、電気推進機への応用を目指した研究が主になされている。現在までに実証された水を用いた推進機も数機存在する<sup>17-19</sup>。多くは加熱した水蒸気をノズルから噴き出す、という方式のレジストジェットスラスタと

呼ばれる推進機である。近年では、水の電気分解により発生した水素と酸素を反応させ推力を得る推進機も出現し、その実証も行われているようである<sup>20</sup>。その安全性や入手性の良さは特筆するまでもなく、将来的な宇宙空間での調達、利用の検討もなされている<sup>21,22</sup>。水を用いた推進機は、その安全性や取り扱い性の良さがフォーカスされている一方、2240 J/g という比較的大きな蒸発潜熱の補填、あるいは、配管やノズル等における凍結を防ぐための熱供給を、限られた電力の中で行わねばならないという難しさを持つ。

#### 1.1.4 小型キックモーターの研究開発

現在小型推進機の中でも、キックモーターと呼ばれる、軌道変更のために短時間に大きな推力を担う推進機の開発が一分野を築いている。小型キックモーターの狙いとして、軌道遷移能力を高め、小型宇宙機が相乗りできるロケットをさらに増やすことによる、小型宇宙機の探査ミッションの機会増進が挙げられている<sup>23</sup>。研究としては、小型キックモーターにハイブリッドロケットを応用しようという流れがある<sup>23</sup>。ハイブリッドロケットとは、相が違いう燃料と酸化剤の化学反応により推力を得る推進機構のことであり、多くは、固体の燃料と液体の酸化剤を用いる。北海道大学の Landon らは、亜酸化窒素 ( $\text{N}_2\text{O}$ ) を酸化剤とするキックモーターの研究を行っており、これまでに大気中での燃焼実験が行われてきている<sup>24</sup>。また、Elizabeth らは、25–100 kg 級の 12 U CubeSat に 800 m/s の速度増分を与えられるようなキックモーターを目標とし、燃料に Polymethylmethacrylate (PMMA)、酸化剤に酸素を用いたハイブリッドロケットの設計及び実験による性能評価を行っている<sup>25</sup>。一方で、これらの推進機はともに酸化剤に気体を用いており、超小型宇宙機への応用性を高めるためには、充填密度の観点から液体搭載可能な酸化剤が望まれる。そこで、液体搭載が可能な水を、キックモーターにおける酸化剤として用いることを念頭に置き、以下の議論を進める。

## 1.2 ハイブリッドスラスタ

### 1.2.1 提案するハイブリッドスラスタの概念

本研究では、小型推進機への相性がいい水を酸化剤として用い、燃料として金属を用いた、ハイブリッドスラスタを提案する。ハイブリッドスラスタは、固体金属と液体もしくは気体の水の反応から推力を得る機構であり、ハイブリッドロケットと同じ概念である。

小型宇宙機への応用を前提とするため、燃料の金属は、先に述べたような安全性が確保されている必要がある。これは、常温常圧下で安定して固体として存在する、と言い換えるこ

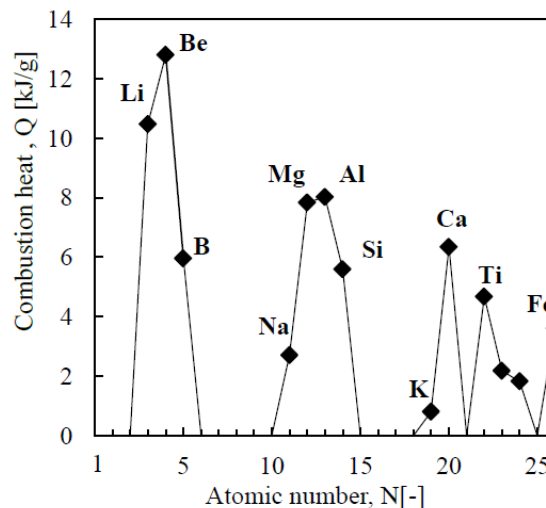


Figure 1-1 Combustion heat generated by the reaction with water<sup>26</sup>.

とができる。一方で、水と反応するという条件から、水素よりもイオン化傾向の大きな金属である必要があり、その中でもさらに、反応熱が大きい金属が好ましい。Figure 1-1 に、水との反応熱を表したグラフを示す<sup>26</sup>。この中で反応熱の大きなものとして、ベリリウム (Be) 及びリチウム (Li) を候補として挙げることができる。しかしながら、Be は毒性が高い、Li は反応性が高く、標準状態で安定して存在できず取り扱い性がよくない、といった、いずれも小型推進機に応用するには好ましくない性質を持つ<sup>26</sup>。そこで、次に反応熱が大きいアルミニウム (Al) 及びマグネシウム (Mg) に着目する。これらの金属は、標準状態で安定して存在し、毒性もないため、小型推進機への応用可能性を残している。本研究では Mg 及び Al を燃料とする。

### 1.2.2 先行研究

金属と水の反応、及びそれを利用した装置については先行研究例が数多く存在する<sup>27-39</sup>。その利用範囲としては、本研究のように宇宙機の推進機を意図したものから、豊富に水を得られる潜水艦向けの推進機、あるいは次世代のエネルギー源として着目される水素の生成装置までさまざまである。先行研究では特に、粒子径が  $\mu\text{m}$  や  $\text{nm}$  オーダーの金属粒子と水蒸気あるいは水との反応について実験的あるいは解析的に扱うものが多く存在している。Mg や Al は、酸素や水蒸気が存在する雰囲気中においては純金属を露出できず酸化被膜によって直ちに覆われてしまうため、反応の開始には酸化被膜を取り除くことが必須という

観点が研究の中心の一つとなっている。実際、粒子径が上述のようなオーダーの粒子に対しては、反応機構の詳細について理論が構築され、実験的にも理論が確かめられてきた。

反応の側面から考えると、粒子径が小さいほど水蒸気との反応が起こりやすく、先行研究において反応機構を詳細に扱ったものは、粉体を用いるものが多かった。しかし、無重力環境下で粉体を燃焼器内部に運搬するという取り扱いそのものに難があり、応用の側面からは、金属の粒子径は大きいほうが望ましい。両者はトレードオフの関係にあり、本研究ではその中間として、0.1 mm オーダーの直径で 1 cm オーダーの長さのワイヤ状燃料を選定した。

### 1.3 本研究の目的

本研究では、0.1 mm オーダーの径の Mg のワイヤの、水蒸気雰囲気における燃焼について、着火、自燃の両側面から実験的に明らかにすることを目的とする。そして、将来のハイブリッドスラスタの実現に向け、得られた実験結果から推進性能の推算を試みる。

燃料金属と水蒸気との反応を開始する、つまり燃料を着火するためには、反応の活性化エネルギーを超えさせるような外部からのエネルギー入力が必要である。燃料の着火手法は先行研究でも多く提案されてきたが、本研究ではワイヤ端面を交流放電により加熱する手法を取る。放電による端面加熱の手法を取ることによる利点は、端面付近の加熱により、最初に着火して燃焼が開始する場所が明確であること、着火、自燃の両現象の観測が用意であること、及び加熱の際他の化学物質の付着の恐れがほぼ皆無であり、燃焼現象の観測を容易に行えることなどが挙げられる。

---

## 第2章 原理

---

### 2.1 Mg と水の反応

Mg と水蒸気の総括反応式及び熱化学方程式はそれぞれ以下で表される.



先に述べたように、当該反応に関する先行研究は数多く存在し、その多くが粉体についての燃焼を取り扱っている. 一方で、本研究で想定するワイヤ状をはじめとするバルク金属に着目すると、低圧水蒸気との反応について取り扱った先行研究は存在しない. しかしながら、酸化剤が酸素や二酸化炭素の場合の研究は行われてきている<sup>40-43</sup>. 特に、着火温度に関する調査は実験／計算ともに取り扱われている<sup>44</sup>. 反応を開始するには、金属表面の酸化被膜を取り除く必要があるということは多くの研究で明らかになっているが、酸化被膜の融解やひび割れにより酸化被膜が保護的ではなくなる限界の温度が存在するという説が提唱されている<sup>44</sup>. Mg の場合は、着火温度付近で酸化被膜は保護的ではなく多孔質状であるため、酸化剤が中に入り込んで内側の純 Mg と反応を起こすという反応機構であると湯浅は結論付けた<sup>44</sup>. なお、多孔質上の酸化被膜をくぐった酸化剤と燃料の反応は、気相反応であり、燃焼終盤の反応は表面反応であると示唆されている<sup>29</sup>.

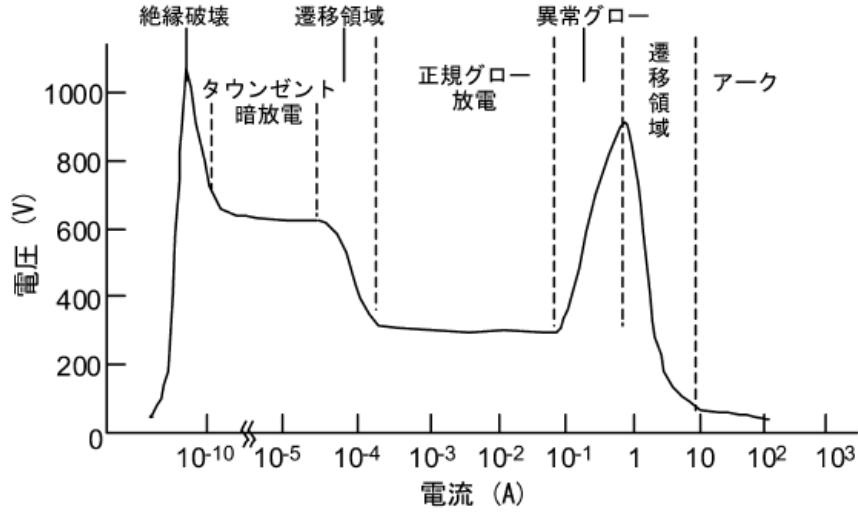
### 2.2 交流放電による燃料加熱機構

本研究では、酸化剤雰囲気中でワイヤ状金属の端面を交流放電により加熱し、燃料への着火を試みる. 3.2.5.1 に示すように、コンセントからの入力で変圧器を作動させたため、交流電圧及び交流電流の周波数は 50 Hz である. この周波数は、交流放電の分野において放電特性に大きな変化があるマイクロ波やミリ波に比べ低周波側である. そのため、本研究においては放電現象を支配する物理は直流放電と同じであるものと仮定して進める.

#### 2.2.1 放電現象の物理

一般に放電は、その電圧および電流の大きさによって、数種類の放電モードに分類することができる. Figure 2-1 は典型的な大気中直流放電での電流-電圧特性を示した図である<sup>45</sup>. 放電モードは主に 4 種類に分けることができる. 電流が小さいものから順に簡単に特性を述べる.



Figure 2-1 Discharge mode in the atmosphere<sup>45</sup>.

## ① 絶縁破壊

放電を開始するには、気体中に存在する遇存電子を電界により加速し、中性粒子と衝突させて電離気体を作る必要がある。上述のような現象を起こし放電を開始することを絶縁破壊と呼ぶ。絶縁破壊を起こすために必要な条件として一般に以下の式が用いられる。

$$\gamma(\exp(\alpha d) - 1) = 1 \quad (2)$$

この式は、タウンゼントの放電開始条件と呼ばれ、 $\alpha$ はタウンゼントの電離係数、 $\gamma$ は二次電子放出係数、 $d$ は放電電極間の距離である。 $\alpha$ は、ある電圧が印加された空間で電子1個が単位長さ飛行する間に起こす電離衝突の回数と定義され、放電気体種に依存する係数である。一方 $\gamma$ は、固体表面にイオンや電子が衝突した際に入射粒子の $\gamma$ 倍の電子を放出するという定義がなされ、放電電極の材質に依存する係数である。いま、絶縁破壊が起こるときの電圧 $V_b$ は、

$$V_b = \frac{B_0 p d_0}{\ln(A_0 p d_0) - \ln\left\{\ln\left(1 + \frac{1}{\gamma}\right)\right\}} \quad (3)$$

と表せる。ここで、 $p$ は放電気体の圧力、 $A$ および $B$ は気体種によって決まる定数である。 $\gamma$ は放電電極の材質に依存する係数であるから、 $V_b$ は、放電気体の圧力と放電電極の距離を掛け合わせた数である $pd$ をパラメータとして変化する値であることがわかる。この式から横軸を $pd$ 、縦軸を $V_b$ として描ける曲線はパッシェンカーブと呼ばれ、必ずある $pd$ において $V_b$

が最小値を取ることが知られている。絶縁破壊の瞬間には、瞬間的に電極間に数 kV もの大電圧が印加される。

## ② タウンゼント暗放電

一度絶縁破壊が起こると、非常に小さな電流密度で放電が維持されることが知られている。安定に放電しているこの領域はタウンゼント暗放電と呼ばれる。この状態では、電極間に荷電粒子は多くは存在せず、電極間の電位分布は直線的になる。交流放電の場合はどちらの電極も陰極及び陽極になりうるので、直線分布が交互に行き来している状態となる。

## ③ グロー放電

タウンゼント暗放電からの遷移領域を経て、グロー放電と呼ばれる領域に達する。グロー放電は、広い電流範囲で起こることが知られる。タウンゼント放電に比べ電流が大きくなり、電極間の荷電粒子が増えていく。電極間の空間はプラズマ領域とシース領域に分かれ、電位分布は、プラズマ領域ではほぼ一定、シース領域で降下する、といった形になる。グロー放電のうち、電流によらず電圧がほぼ一定となる領域を正規グロー放電と呼ぶ。グロー放電が起こる典型圧力は約 100 Pa と言われているものの、大気圧のようなより高い圧力範囲でも起こることが確認されている。一方で、圧力が高いほど、電極の加熱が起こりやすくアーク放電に移行しやすいという報告がされている。

## ④ アーク放電

グロー放電の領域からさらに電流が大きくなると、アーク放電と呼ばれるモードに遷移する。アーク放電においてプラズマの主体となるのは、電極間に存在する遇存電子ではなく、陰極から放出される熱電子である。陰極が加熱されるのは、陽極から放出されたイオンの衝突により加熱されるためである。グロー放電と比較した際のアーク放電の特徴として、電流密度が 100 A/cm<sup>2</sup> とグロー放電に比べて 4 桁以上も高いこと、陰極での電圧降下が小さいことが挙げられる<sup>29</sup>。

### 2.2.2 放電による燃料端面加熱

本研究では、3.2.5.2 において後述するイグニッショントランスによって電極間におよそ 10 kV の電圧を印加して絶縁破壊を起こし、放電を開始する。本研究においては絶縁破壊時の電圧は測定することができていない。その後の放電では、電極間の電流振幅の典型値が 20

mA, 電圧振幅の典型値が 1 kV であり, 着火までの放電時にはその値が安定しているため, Figure 2-1 からグロー放電に近い放電モードであると考えられる.

電極間への総投入エネルギー $Q_{\text{all}}$ は,

$$Q_{\text{all}}(t) = \int_0^t VI dt' \quad (4)$$

と時間の関数で表される.  $V$ 及び $I$ はある時刻 $t$ における放電電圧及び放電電流である. ここで,  $\tau_{\text{ig}}$ を, 放電開始から燃料着火に至るまでの時間と定義すると,  $Q_{\text{all}}(\tau_{\text{ig}})$ が燃料着火までに電極間に投入された全エネルギーとなる.  $Q_{\text{all}}$ のうちある一定量は, 電極間の気体中に放射あるいは熱伝達により損失する. 損失を加味した入熱効率を $\eta$ とする. さらに, 本研究では燃料は片方の電極にしか用いず, 他方は仕事関数が小さく放電を起こしやすいトリア入りタンゲステンとした. そのため, 燃料端面が加熱されるのは, 燃料側が陰極となった瞬間だけであり, 簡単のためこれを放電 1 周期の半分とおく. 以上より, 着火のために燃料端面に投入されるエネルギー $Q_{\text{in}}$ は, 以下の式で表される.

$$Q_{\text{in}} = \frac{1}{2} \eta Q_{\text{all}}(\tau_{\text{ig}}) \quad (5)$$

放電時間における平均投入エネルギー $\bar{P}_{\text{in}}$ は,

$$\bar{P}_{\text{in}} = \frac{Q_{\text{in}}}{\tau_{\text{ig}}} \quad (6)$$

と表される. 平均投入エネルギーから, 着火時の燃料端面の温度を予測することができる.

ここで, Mg ワイヤにおける伝熱の方程式について考える. その際, ワイヤは放電によって擦り減らないものと仮定し, ワイヤの温度分布は長手方向のみ, 熱損失項としてワイヤ側面から雰囲気中への放射のみを考慮する. 円筒の微小区間 $\Delta x$ を考える. ある時刻 $t$ のある位置 $x$ における温度を $T$ と表す. 微小時間 $\Delta t$ の間に位置 $x$ に入ってくる熱量は,

$$q_{\text{cond,in}} = -kA \frac{T(x, t) - T(x - \Delta x, t)}{\Delta x} \Delta t \quad (7)$$

一方, 位置 $x + \Delta x$ で出ていく熱量は,

$$q_{\text{cond,out}} = -kA \frac{T(x + \Delta x, t) - T(x, t)}{\Delta x} \Delta t \quad (8)$$

ただし,  $k$ は Mg ワイヤの熱伝導率,  $A$ は Mg ワイヤの断面積である. また, 微小時間 $\Delta t$ での放射による熱損失は,

$$q_{\text{rad}} = \varepsilon \sigma \Delta A \left( T(x, t)^4 - T_{\text{ox}}^4 \right) \Delta t \quad (9)$$

ここで、 $\varepsilon$ は Mg ワイヤの放射率、 $\sigma$ はステファン・ボルツマン定数、 $\Delta A$ は微小区間 $\Delta x$ の側面積、 $T_{\text{ox}}$ は雰囲気温度であり、実験中は Mg ワイヤの周囲は酸化剤で満たされているため、酸化剤の温度となる。今回の実験では、酸化剤の温度は測定していないため、燃焼器内壁面の温度に等しいと仮定する。さらに簡単のため、酸化剤が水蒸気の場合は、その温度は、実験圧力が飽和水蒸気圧となるときの水温に等しいとする。酸化剤が酸素及び空気の場合は、燃焼器は常温であったため、 $T_{\text{ox}} = 300 \text{ K}$ とおく。最後に、微小時間 $\Delta t$ の間に燃料を加熱するために用いられる熱量は、

$$q_{\text{st}} = \rho c A \Delta x (T(x, t + \Delta t) - T(x, t)) \quad (10)$$

$\rho$ は Mg ワイヤの密度、 $c_{\text{Mg}}$ は Mg ワイヤの比熱である。入熱量と放熱量が等しいので、

$$q_{\text{st}} = q_{\text{conv, in}} - q_{\text{conv, out}} + q_{\text{rad}} \quad (11)$$

が成り立つ。(11)式に、(7)–(10)式を代入すると、以下の偏微分方程式を得る。

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - \frac{4}{d} \varepsilon \sigma (T^4 - T_{\text{ox}}^4) \quad (12)$$

境界条件は次のように設定する。まず、 $x = 0$ の端面においては、放電により加熱されるが、この時の入力電力が平均投入エネルギーに等しいと仮定すると、

$$kA \left. \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right|_{x=0} = \bar{P}_{\text{in}} \quad (13)$$

という熱量に関する境界条件を得る。また、ワイヤ他端は燃焼器内部に導入した 3.2.2 にて後述するクロム銅丸棒に固定されているため、ワイヤの初期長さを $l_i$ とすると、

$$T(l_i, t) = T_w = T_{\text{ox}} = \text{const.} \quad (14)$$

という温度に関する境界条件を得る。なお、 $T_w$ は燃焼器内壁面の温度である。(11)式を差分化し、(12),(13)式を考量して解くことにより、放電時間までの Mg ワイヤ内部の温度分布を得ることができ、特に $\tau_{\text{ig}}$ 経過後のワイヤ温度 $T(0, \tau_{\text{ig}})$ から、着火時の温度 $T_{\text{ig}}$ を予測することができる。

## 第3章 実験装置及び手法

### 3.1 実験系系統図

本研究における実験系全体の系統図を Figure 3-1 に, 回路図を Figure 3-2 にそれぞれ示す. 系統図には, 各要素の名前を記した. 次節以降で, それぞれの要素について詳細を述べる.

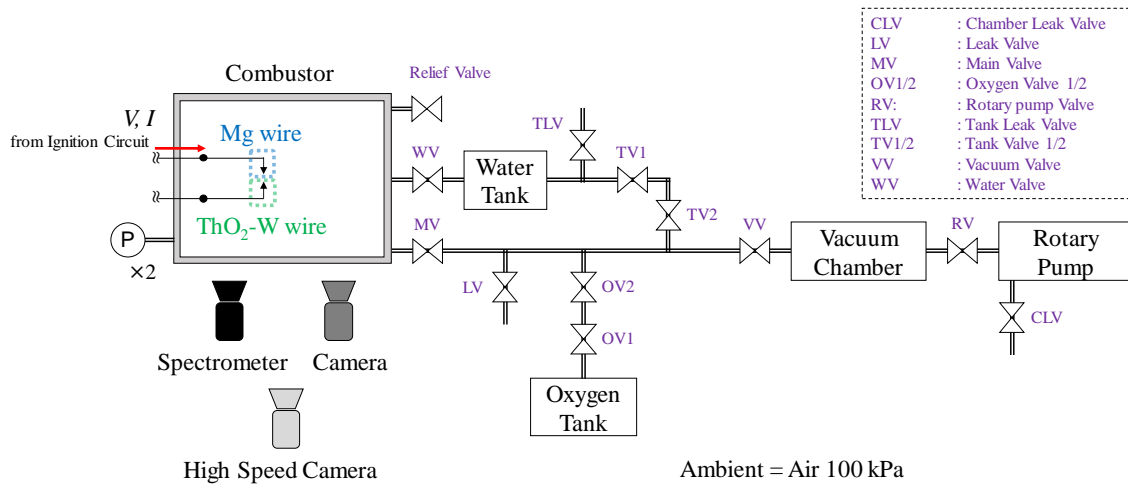
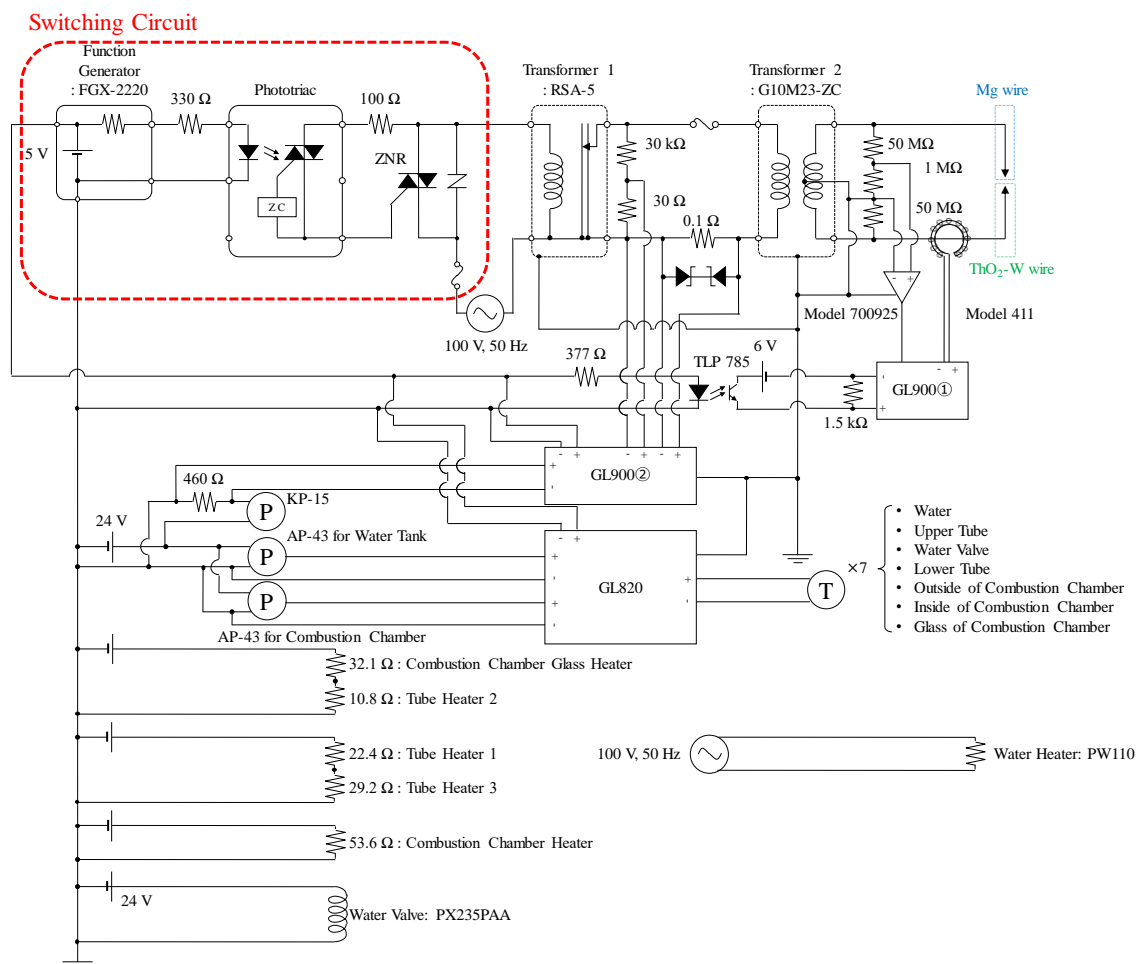


Figure 3-1 Gas system schematic for the experiments.



**Figure 3-2 Electrical circuits of the experimental setup.**

### 3.2 実験装置

### 3.2.1 燃料及び酸化剤

燃料の金属として、ジャパンファインスチール製の純 **Mg** のワイヤを用いた。ワイヤの直径は 0.2 mm, 0.5 mm, 及び 0.8 mm の 3 種類である。外観を Figure 3-3 に示す。また、材質の詳細について Table 3-1 に示す。それぞれのワイヤは、実験の準備の際を除いて、密封できる袋に乾燥剤とともに入れられ、実験室内に保存された。



Figure 3-3 Appearances of the magnesium wires.

Table 3-1 Certificate of analysis of Mg wires.

Diameter, mm	Component, wt%							
	Al	Zn	Mn	Si	Fe	Cu	Ni	Mg
0.200	0.0058	0.0077	0.0066	0.0033	0.0089	< 0.0005	< 0.0005	Balance
0.500	0.0024	0.0076	0.0017	0.0088	0.0047	0.0005	0.0005	Balance
0.800	0.0024	0.0076	0.0017	0.0088	0.0047	0.0005	0.0005	Balance

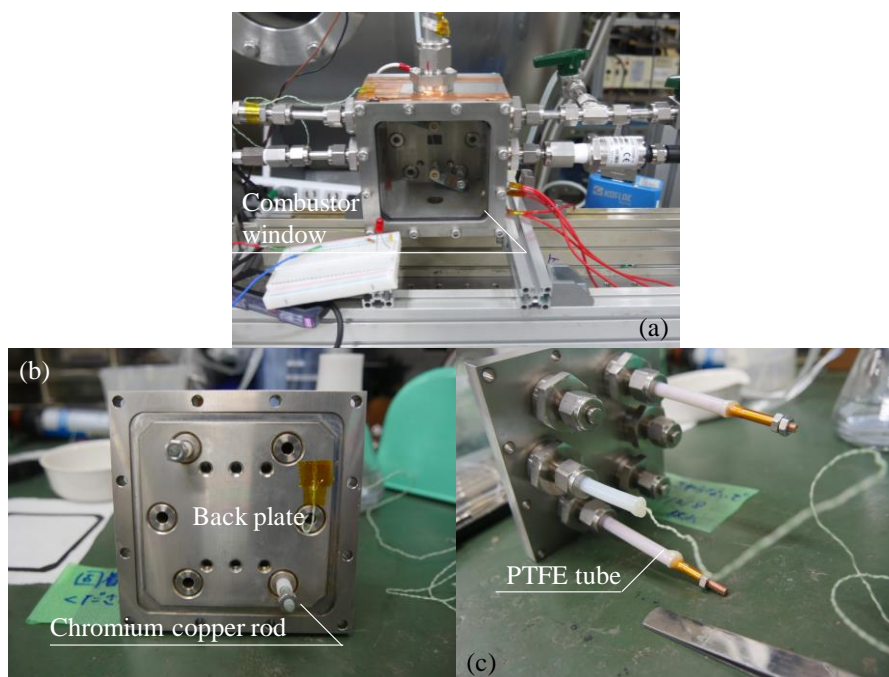


Figure 3-4 Appearances of an oxygen gas tank (left) and deionized water tank (right).

本研究では酸化剤として水蒸気，酸素，及び空気を用いた．水蒸気は，サンエイ化学製の高純度精製水を蒸発させることで生成した．酸素は，純度 99.5 % の乾燥酸素を用いた．酸素ボンベ及びレギュレータの外観を Figure 3-4 に示す．空気は実験室内の雰囲気空気である．

### 3.2.2 燃焼器

燃焼器の外観を Figure 3-5 に示す。燃焼器は、主に、本体、可視化窓、そして背面から成り立つ。本体は SUS304 製で、5 か所に継手を取り付けられるようになっており、取り付けた継手に配管やセンサーを接続する。背面も同様に SUS304 製で、6 か所に継手を取り付けられるようになっている。背面に放電電極を設置する。放電電極とは、燃料ワイヤ、及びその相手の電極であるトリア入りタングステン（トリタン）電極（3.2.5 で後述）の 2 本を指す。設置に際しては、両端におネジを切った直径 4 mm のクロム銅丸棒が 2 本、継手を介して燃焼器に導入された。クロム銅丸棒と継手は、PolyTetraFluoroEthylene (PTFE) 製のチューブにクロム銅丸棒を通すことにより絶縁された。給電電極及び放電電極は、ともにクロム銅丸棒にナットで固定される。可視化窓は、燃焼器内部の現象を観察するためのものであり、耐熱性の観点からテンパックス製である。背面及び可視窓と本体との間にはそれぞれパッキンを挟んでシールする。なお、実験準備の際に取り外しが行われたのは背面のみである。本研究においては、すべての実験が密閉した燃焼器内で行われ、開放系における実験は行われていない。



**Figure 3-5 Appearances of the combustor. (a)Front view, (b)Front view of the back plate, (c)Back view of the back plate.**



### 3.2.3 水蒸気供給系

水蒸気は、水タンク内部の水をヒーターで加熱し、重力による気液分離を行って水蒸気のみを燃焼器に供給する、という方式で供給された。供給系は水タンクと付随する配管及びバルブから成り立つ。それぞれについて以下で説明する。

水タンクの外観を Figure 3-6 に示す。本体は SUS304 製で、ポリカーボネート製の可視化窓を取り付ける構造である。本体の上面 5 か所に継手を取り付けられるようになっており、水供給用の配管及び圧力計、手動バルブを接続した。水タンクの内部には、水を加熱するためのパイプヒーターPW110 が設置されている。本ヒーターは AC100 V で駆動するものであり、コンセントから電圧を取得した。また、水温測定用のシース型熱電対も設置されている。熱電対については 3.2.7 を参照されたい。また、水蒸気供給用の配管及びソレノイドバルブ (Water valve: WV) の外観を Figure 3-7 に示す。配管は、外径 1/2 inch で SUS304 製である。ソレノイドバルブは、SMC の VX235PAA を用いた。諸元を Table 3-2 に示す。

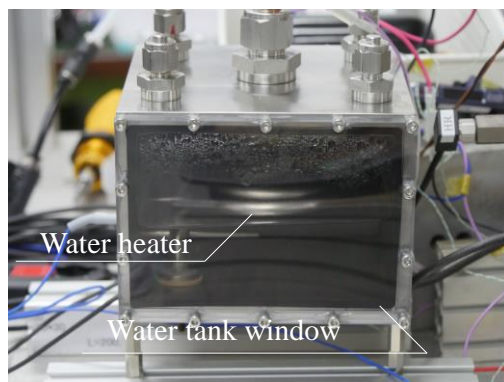


Figure 3-6 Appearance of the water tank.



Figure 3-7 Appearance of the solenoid valve VX235PAA.

Table 3-2 Specifications of VX235PAA.

Type	Normally Closed
Fluid types	Vapor
Maximum operation pressure difference, MPa	0.1
Maximum fluid temperature for vapor, °C	183
Inside leak for vapor, cm <sup>3</sup> /min	< 1.0
Outside leak for vapor, cm <sup>3</sup> /min	< 1.0
Orifice diameter, mm	10
Power supply	DC 24

### 3.2.4 燃焼器及び配管加熱用ヒーター

水蒸気の凝縮を防ぐために、燃焼器及び水蒸気供給用の配管には、テープヒーターが貼り付けられている。具体的に貼り付けられた箇所は、燃焼器本体、可視化窓、水蒸気供給用配管、及びバルブの流路である。各所に巻き付けられたヒーターの抵抗値は Figure 3-2 に示した通りである。また、テープヒーターの上からは、ヒーターから筐体への熱伝導を向上させるために銅テープを貼り付けた。

### 3.2.5 放電回路

本研究では燃料端面を交流放電により加熱するが、燃料と放電する相手の電極として、直径 0.5 mm の 1 % トリア入りタングステンワイヤを用いた。Figure 3-8 に示すように、およそ 4 cm のトリタンワイヤを燃焼器内部に取り付けた。トリタン電極は適当なタイミングで交換を行った。本研究では、全実験を通して 3 本のトリタン電極を用いた。交流放電を起こすために組んだ回路は 3.1 に示した通りである。放電回路中の主要素について以下で説明する。

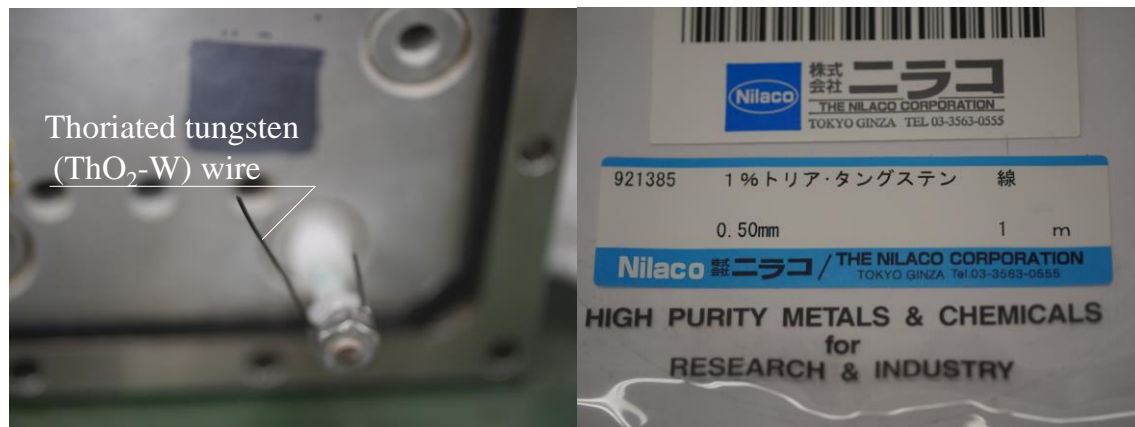


Figure 3-8 Appearance and setup of the thoriated tungsten wire.

#### 3.2.5.1 可変トランス

放電回路への印加電圧を可変にするために、イグニッショントランス（Transformer 2）の上流に可変トランス（Transformer 1）を設置した．可変トランスは，東京理工舎のリコースライダートランス RSA-5 である．外観を Figure 3-9 に，諸元を Table 3-3 に示す．本トランスは，AC100 V の入力を変換する仕様であり，本研究ではインプット電圧をコンセントから取得した．周波数は 50 Hz である．



Figure 3-9 Appearance of Transformer 1 RSA-5.

**Table 3-3 Specifications of RSA-5.**

Specified Frequency, Hz	50, 60
Specified input voltage, V	100
Specified output voltage, V	100
Specified output current, A	5
Voltage adjustment range, V	0 - 130

### 3.2.5.2 イグニッショントランス

イグニッショントランスは、絶縁破壊を起こすために、電極間に 1 kV オーダーの電圧を印加するためのものである。レシップエスエルピーの点火トランス **G10M23-ZC** を用いた。外観を Figure 3-10 に、諸元を Table 3-4 に示す。点火トランスにより、イグニッショントランスからの入力に変換され、電極間に印加される。

### 3.2.5.3 スイッチング回路

Figure 3-2 中に赤枠で囲った回路は、3.2.5.1 で述べた可変トランスへの入力をスイッチングするためのものである。フォトトライアック **TLP561J** が実際のスイッチングを担う。この素子は、DC 3 V–9 V の入力があった際にスイッチがオンになる。本研究では、このスイッチングのために DC 5 V を **TEXIO** 社製のファンクションジェネレータ **FGX2220** から印加した。なお、ファンクションジェネレータの印加電圧は、3.2.6 において後述の各ロガーにおいても測定し、放電開始のシグナルとして用いた。ファンクションジェネレータの外見を Figure 3-11 に示す。

**Figure 3-10 Appearance of Transformer 2 G10M23-ZC.**

Table 3-4 Specifications of G10M23-ZC.

Frequency, Hz	50, 60
Specified input voltage, V	100, 200
Specified output voltage, V	10000
Specified input current (input 100 V, 50 Hz), A	2.7
Specified output current (input 100 V, 50 Hz) , mA	23



Figure 3-11 Appearance of the function generator.

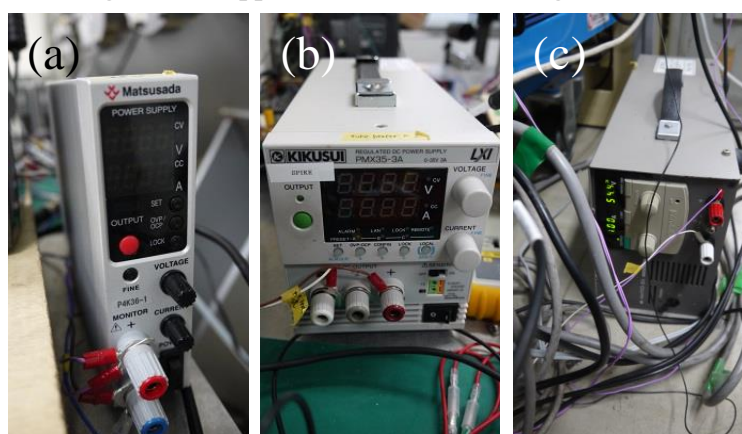


Figure 3-12 Appearance of each power supply. (a)P4K36-1, (b)PMX35-3A, (c)PAN110-5A.

### 3.2.6 電源装置

圧力計，ソレノイドバルブ，及びヒーターの駆動のために，3 種類 5 台の電源を用いた．圧力計 3 個，可視化窓ヒーター，及びソレノイドバルブの駆動に用いた電源は松定プレシジョン製の P4K36-1 であり，定格出力電圧は DC 36 V，電流は 1 A である．配管ヒーターの駆動に用いた電源は菊水電子工業製の PMX35-3A であり，定格出力電圧は DC 35 V，電流は 1

A である。燃焼器ヒーターの駆動に用いた電源は菊水電子工業製の PAN110-5A であり、定格出力電圧は DC 110 V、電流は 5 A である。以上の電源の外観をまとめて Figure 3-12 に示す。

### 3.2.7 測定機器

本研究では、3 つの圧力計を用いて水タンク及び燃焼器の圧力を測定した。用いられた圧力計は、KEYENCE AP-43 及び長野計器 KP-15 である。それぞれの諸元を Table 3-5 に示す。また、筐体各所の温度測定には、K 型熱電対が用いられた。

燃焼器内部の光学測定には以下の機器を用いた。まず、燃料温度測定には、StellarNet 社製の分光器 BLACK-CXR-25 が用いられた。本研究では、時間分解能を 1 ms に設定した。また、燃焼時の様子を動画で撮影するために、Panasonic 社製のデジタルカメラ DMC-GH4 を用いた。カメラの F 値、シャッタースピード、及び ISO 感度は、各実験で設定を行った。加えて、燃焼の様子を記録するために、ディテクト社製のハイスピードカメラ HAS-220 を用いた。ハイスピードカメラの露光は実験ごとに調整を行い、燃焼時の発光をホワイトアウトせずとらえられるように設定した。分光器及びハイスピードカメラの外観を Figure 3-13 に示す。

**Table 3-5 Specifications of KP15-17G and AP-43.**

Model	KP15-17G	AP-43
Specified measurement range	0 – 50 kPa abs.	0 – 1 MPa
Output accuracy	±0.25 % Full Scale	±2 % Full Scale
Input voltage	DC 9 – 36 V	DC 12 – 24 V (to an amplifier)



**Figure 3-13 Appearances of the spectrometer (left) and high-speed camera (right).**



放電回路のイグニッショントランスの下流回路における電流及び電圧を測定するために、ロゴスキーコイル及び差動プローブを用いた。ロゴスキーコイルは Pearson 社製の model411, 差動プローブは横河計測の高電圧差動プローブ 700925 である。それぞれの外観を Figure 3-14, 諸元を Table 3-6 及び Table 3-7 に示す。

光学機器の出力を除いたすべてのデータは, 3 台のデータロガーを用いて測定を行った。いずれも GRAPHTEC の製品であり, うち 2 台は GL900, 1 台は GL820 という型番であった。外観を Figure 3-15 に示す。なお, 本実験系では, イグニッショントランスより下流の高電圧回路の出力を測定するために, GL900 のうち 1 台は接地せずに使用した。燃焼実験の際は, 2 台の GL900 のサンプリングレートはともに 1 ms, GL820 のサンプリングレートは 100 ms で測定を行った。ファンクションジェネレータからのシグナルは, フォトカプラ TLP785 を介して電気絶縁しつつロガーに記録した。

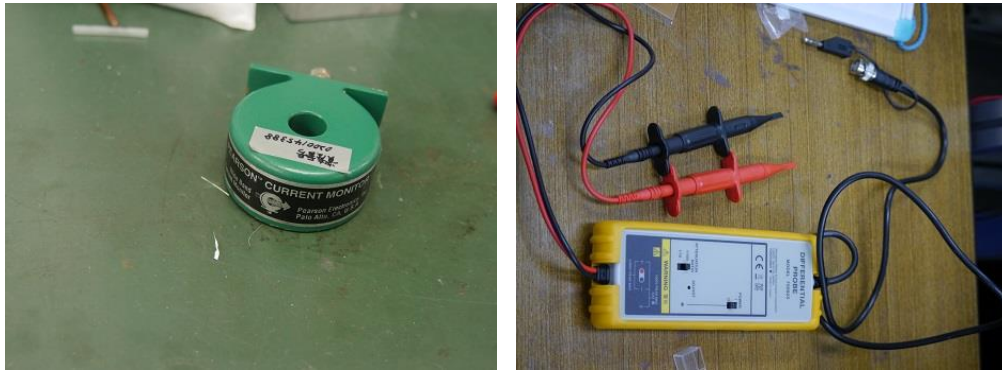


Figure 3-14 Appearances of the Rogowskii coil (left) and the differential probe (right).

Table 3-6 Specifications of model 411.

Output (V/A)	0.1
Maximum Current, A	5000

Table 3-7 Specifications of Model 700925.

Damping ratio	10:1 or 100:1
Offset of the output voltage, mV	$\pm 7.5$
Specified input voltage, V	$\pm 500$ (DC or AC peak) for 100:1 $\pm 50$ for (DC or AC peak) for 10:1
Specified output voltage, V	$\pm 5$



Figure 3-15 Appearances of the data loggers. The left and center ones were GL900 and the right one was GL820.



Figure 3-16 Appearances of the vacuum chamber and the rotary pump.

### 3.2.8 真空装置

Figure 3-1 に示されるように、燃焼器及び関連する配管の真空引きは、真空チャンバーを介してロータリーポンプ (Rotary Pump: RP)により行われた。真空チャンバーは、内径 360 mm, 全長 1400 mm のステンレス製の円筒である。また、RP は ULVAC 製油回転真空ポンプ VD301 である。真空チャンバーとロータリーポンプの外観を Figure 3-16 に示す。また、この真空チャンバーの一般的な真空引き手順、及び大気開放の手順を示す。

#### 3.2.8.1 大気開放状態からの真空引き手順

- ① 真空チャンバーの扉を閉じる。
- ② Chamber Leak Valve (CLV)及び Rotary pump Valve (RV)が閉じていることを確認する。



- ③ Rotary Pump (RP)を駆動する.
- ④ RV を開ける.
- ⑤ 真空チャンバーの扉のネジを緩める.
- ⑥ 真空チャンバー内圧が 10 Pa オーダーに到達するのを待つ.
- ⑦ 真空チャンバー内圧が 10 Pa オーダーに到達したら, RV を閉じる.
- ⑧ RP の電源を切る.

#### 3.2.8.2 真空放置状態からの真空引き手順

- ① RV が閉じていることを確認する.
- ② RP を駆動する.
- ③ RV を開ける.
- ④ 真空チャンバー内圧が 10 Pa オーダーに到達するのを待つ.
- ⑤ 真空チャンバー内圧が 10 Pa オーダーに到達したら, RV を閉じる.
- ⑥ RP の電源を切る.

#### 3.2.8.3 大気開放手順

- ① 真空チャンバーの扉のネジが緩んでいることを確認する.
- ② CLV を開ける.

### 3.3 実験手順

本節では, 各酸化剤における実験手順について述べる. なお, 真空チャンバーはすでに真空放置されていて, Vacuum Valve (VV)の直上流までが真空引きされているという前提のもと, 説明を進める. 真空チャンバー内圧が 100 Pa を超えた場合は 3.2.8.2 に示した手順に沿って適宜真空引きを行ったが, 以下の説明においては本手順の記載は省略する. また, 手順に出てくるバルブ等の名称は, Figure 3-1 に沿っている.

### 3.3.1 水蒸気

#### 3.3.1.1 準備

- ① 燃焼器，配管，可視化面のヒーターを駆動し，各筐体の加熱を開始する．この先，燃焼器内壁及び可視化窓の温度が，各実験において目的とする水蒸気圧力が飽和水蒸気となる際の水温を超えるまで加熱を行う．ヒーターの設定電圧は加熱しすぎないように温度をモニターしつつ適宜調整した．
- ② 燃料の準備を行う．以下の手順の様子をまとめた図を Figure 3-17 に示す．
  - i. 燃料を約 6 cm の長さに切る．
  - ii. 燃料の直径が 0.5 mm 及び 0.8 mm の場合，一端を紙やすり（TTP-600）でこすり凹凸をなくす．凹凸がなくなったかどうかは目視で確認した．
  - iii. 燃料とトリタン電極を燃焼器背面のクロム銅丸棒に固定する．
  - iv. 定規でトリタン電極との距離を測定する．
- ③ 燃焼器背面を燃焼器本体に取り付ける．
- ④ 燃焼器背面のクロム銅丸棒に，放電のための給電用電極を取り付ける．また，燃焼器内壁の温度測定を行う熱電対のコネクタを，データロガーから伸びている相手のコネクタに接続する．

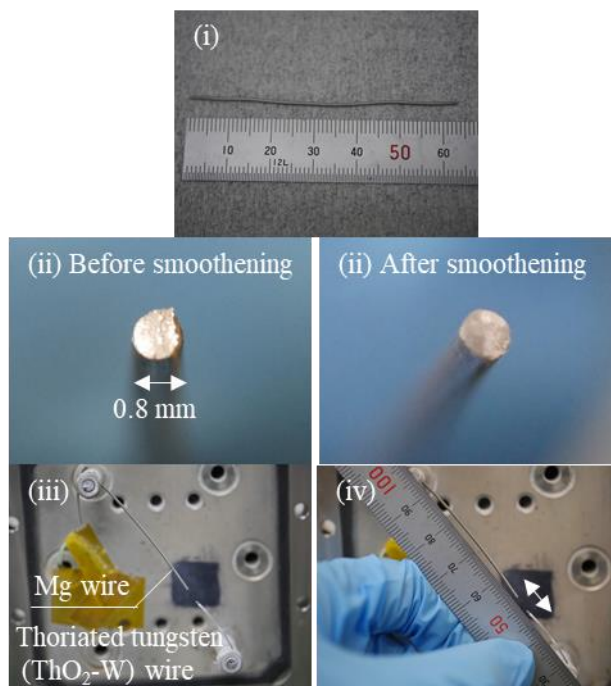


Figure 3-17 Procedure of the Mg wire setup.

#### 3.3.1.2 燃焼器リークチェックと水タンクの真空引き

燃焼器は実験ごとに背面の交換を行う。各実験においてリークチェックを行う。

- ① Vacuum Valve (VV), Main Valve (MV), Leak Valve (LV), Tank Valve 1 (TV1), Tank Valve 2 (TV2), Tank Leak Valve (TLV), 及び Water Valve (WV)がすべて閉じている状態にする。
- ② VV を開ける。
- ③ MV を開け、燃焼器を真空引きする。
- ④ 燃焼器の圧力が 5 kPa 以下になったら、MV 及び VV を閉じる。
- ⑤ 3–5 分ほど待機する。この時間がリークチェックである。
- ⑥ 待機している間に水タンクの真空引きを行う。TV1, TV2 を開ける。

#### 3.3.1.3 燃焼器への水蒸気供給

- ① MV を開け、再度燃焼器を真空チャンバーと接続する。
- ② 燃焼器と水タンクの圧力の差圧が 10 kPa よりも小さくなった程度で WV を開ける。
- ③ TV1 及び TV2 を閉じる。

- ④ 燃焼器及び水タンクの圧力が、水温における飽和水蒸気圧を下回り、かつ燃焼器内壁と可視化窓の温度が、目的温度を上回るまで待機する。
- ⑤ ④が達成されたら、MV, VV をこの順で閉じる。
- ⑥ Trans1 をコンセントに接続し、電圧調整ダイヤルを印加電圧に合わせる。
- ⑦ タンクヒーターのスイッチを付けタンク内の水の加熱を開始する。
- ⑧ 水タンクと燃焼器の圧力が同時に上がっていく、燃焼器の圧力が実験圧力になるまで待機する。
- ⑨ ⑧が達成されたら、WV を閉じる。

#### 3.3.1.4 燃焼実験及び終了手順

- ① 実験室の電気を消灯する。
- ② ファンクションジェネレータをアウトプットし、放電を開始する。燃料が燃焼するかどうかを目視で確認する。燃焼を確認できなかった場合、場合によっては放電時間を調整してもう一度ファンクションジェネレータをアウトプットし燃焼するかどうか確認する。これを数回試み、燃焼するかどうかを確認する。
- ③ 実験室の電気を点灯する。
- ④ Trans1 の電圧調整ダイヤルを 0V に戻し、コンセントを抜く。また、燃焼器背面のクロム銅丸棒から給電電極を取り外す。
- ⑤ TLV, TV1 をこの順で開け、水タンクを大気開放する。
- ⑥ LV, MV をこの順で開け、燃焼器を大気開放する。
- ⑦ 燃焼器が 100 °C 以下まで冷めるのを待つ。
- ⑧ 燃焼器が冷めたら、熱電対のコネクタを抜き、燃焼器から背面を取り外す。
- ⑨ 燃料が燃焼し、生成物が先端に付着している場合はそれを取り除く。その状態で、トリタン電極との距離を測定する。
- ⑩ 実験後の燃料は燃焼器内部に落ちたものも含めてできる限り回収し、保存する。

### 3.3.2 酸素

#### 3.3.2.1 準備

- ①を除いて、3.3.1.1 と同じ手順で行う。

### 3.3.2.2 燃焼器リークチェック

燃焼器は実験ごとに背面の交換を行うため、各実験においてリークチェックを行う。

- ① VV, MV, LV, Oxygen Valve 1 (OV1), Oxygen Valve 2 (OV2), 及び酸素ポンベの元栓がすべて閉じている状態にする。
- ② OV2 を開ける。
- ③ VV を開け、酸素流路を真空引きする。
- ④ MV を開け、燃焼器を真空引きする。
- ⑤ 燃焼器の圧力が 5 kPa 以下になったら、MV 及び VV を閉じる。
- ⑥ 3–5 分ほど待機する。この時間がリークチェックである。
- ⑦ 待機している間に Trans1 をコンセントに接続し、電圧調整ダイヤルを印加電圧に合わせる。

### 3.3.2.3 燃焼器への酸素供給

- ① MV を開け、再度燃焼器を真空チャンバーと接続する。
- ② 燃焼器の圧力が 1 kPa 以下程度になるまで待機する。
- ③ ②が達成されたら、MV, VV をこの順で閉じる。
- ④ 酸素ポンベの元栓を開ける。
- ⑤ レギュレータで酸素ポンベの二次圧力を 0.15 MPa ほどに設定する。
- ⑥ OV1 を開ける。
- ⑦ MV を開け、燃焼器内圧が実験圧力になるように調整する。

### 3.3.2.4 燃焼実験及び終了手順

- ① 実験室の電気を消灯する。
- ② ファンクションジェネレータをアウトプットし、放電を開始する。燃料が燃焼するかどうかを目視で確認する。燃焼を確認できなかった場合、場合によっては放電時間を調整してもう一度ファンクションジェネレータをアウトプットし燃焼するかどうか確認する。これを数回試み、燃焼するかどうかを確認する。
- ③ 実験室の電気を点灯する。
- ④ Trans1 の電圧調整ダイヤルを 0V に戻し、コンセントを抜く。また、燃焼器背面のクロム銅丸棒から給電電極を取り外す。また、熱電対のコネクタを抜く。

- ⑤ 酸素ボンベ元栓, OV1, OV2 をこの順で閉じる.
- ⑥ LV, MV をこの順で開け, 燃焼器を大気開放する.
- ⑦ 燃料が燃焼し, 生成物が先端に付着している場合はそれを取り除く. その状態で, トリタン電極との距離を測定する.
- ⑧ 実験後の燃料は燃焼器内部に落ちたものも含めてできる限り回収し, 保存する.

### 3.3.3 空気

#### 3.3.3.1 準備

- ①を除いて, 3.3.1.1 と同じ手順で行う.

#### 3.3.3.2 燃焼実験及び終了手順

- ① VV, MV, 及び LV が閉じている状態にする.
- ② 大気圧よりも低い圧力での実験の場合は, MV 及び VV を開けて燃焼器内圧を実験圧力まで下げる.
- ③ 圧力調整が終わったら, MV, VV をこの順で閉じる.
- ④ 実験室の電気を消灯する.
- ⑤ ファンクションジェネレータをアウトプットし, 放電を開始する. 燃料が燃焼するかどうかを目視で確認する. 燃焼を確認できなかった場合, 場合によっては放電時間を調整してもう一度ファンクションジェネレータをアウトプットし燃焼するかどうか確認する. これを数回試み, 燃焼するかどうかを確認する.
- ⑥ 実験室の電気を点灯する.
- ⑦ Trans1 の電圧調整ダイヤルを 0V に戻し, コンセントを抜く. また, 燃焼器背面のクロム銅丸棒から給電電極を取り外す. また, 熱電対のコネクタを抜く.
- ⑧ LV, MV をこの順で開け, 燃焼器を大気開放する.
- ⑨ 燃料が燃焼し, 生成物が先端に付着している場合はそれを取り除く. その状態で, トリタン電極との距離を測定する.
- ⑩ 実験後の燃料は燃焼器内部に落ちたものも含めてできる限り回収し, 保存する.

## 3.4 解析手法

本節では、着火及び自燃判定を行う方法、また、燃焼時間及び燃料後退速度を算出する方法について述べる。

### 3.4.1 実験動画の輝度算出方法

着火及び自燃を判定するにあたって、実験時に撮影した動画から時々刻々の輝度値の変化を算出する必要がある。本項ではその方法について述べる。

まず初めに、動画を静止画像に分割する。この時、その分割のレートは 1/30 s に 1 枚とした。これは、動画の記録速度が 30 frame per second (fps) であったためである。なお、実験では、動画撮影を実験全編にわたって行っていたおり、放電開始の瞬間は動画に記録されている開始の音声を合図として定めた。そのため、時間原点は、放電開始のトリガーと最大で 1 s 程度のずれが生じている可能性がある。

続いて、動画ごとに画像の平均輝度値を算出する。いま、ある時刻  $t$  における、画像中の座標  $(i, j)$  のピクセルの輝度信号を  $Y_{i,j}(t)$ 、赤、緑、青の輝度信号をそれぞれ、 $R_{i,j}(t)$ 、 $G_{i,j}(t)$ 、 $B_{i,j}(t)$  と表現すると、

$$Y_{i,j}(t) = 0.299R_{i,j}(t) + 0.587G_{i,j}(t) + 0.114B_{i,j}(t) \quad (15)$$

と表せる。各ピクセルの輝度を足し合わせてピクセル数で除することにより、画像の平均輝度値を算出することができる。これを  $Y(t)$  と表すと、

$$Y(t) = \frac{\sum_{i,j} Y_{i,j}(t)}{mn} \quad (16)$$

が成り立つ。ここで、切り出した画像の縦、横に並ぶピクセル数をそれぞれ  $m$ 、 $n$  とした。

本研究の実験では、動画撮影のためのパラメータとして、International Organization for Standardization (ISO) 感度、シャッタースピード (Shutter Speed : SS)、および F 値を設定している。異なる実験間でも同じ輝度で評価するため、以下のような補正をかけた。輝度値は、シャッタースピード及び ISO 感度の 1 乗、及び F 値の 2 乗に比例する。基準値を ISO 感度 5000, SS 1/5000 s, F 値 2.8 とし、補正後の平均輝度値を  $\tilde{Y}(t)$  と表すと、

$$\tilde{Y}(t) = \frac{1}{\frac{200}{ISO} \frac{5000}{SS} \left(\frac{2.8}{F}\right)^2} Y(t) \quad (17)$$

最後に、燃焼が起きていない状態での輝度値をオフセットとして取り除くために、相対輝度値  $L(t)$  を以下のように定めた。カメラの収録を停止した時刻を  $t_{\text{stop}}$  とおくと、

$$L(t) = \tilde{Y}(t) - \tilde{Y}(t_{\text{stop}}) \quad (18)$$

以上の手順で算出された相対輝度値 $L(t)$ を画像ごと、つまり時間ごとに求め、輝度値の評価に用いた。

### 3.4.2 着火及び自燃の判定

前項での操作により、画像の相対輝度値の時間変化をグラフに表すことができる。ある閾値を超えた瞬間を着火と定義した。閾値は着火と燃焼終了それぞれに対して独立に設定した。まず、着火は、全条件の実験に対して、各実験の最高相対輝度値の5%に達した段階と定義した。この閾値を以て、放電による発光と着火による発光を区別する。続いて、燃焼終了については、各実験の最高相対輝度値の10%を下回った段階と定義した。

以上のような定義にのっとり、次のように着火及び自燃の判定を行った。まず、着火については、定義を満たすような値が存在した場合に着火したものと判定した。これにより、着火時間 $\tau_{\text{ig}}$ が定まる。また、着火判定を受けたものに対してさらに、放電時間 $\tau_{\text{dis}}$ と、上述のように燃焼終了の閾値を下回った時刻を比較し、後者が前者よりも大きい場合に、自燃したものと判定した。これにより、放電開始から燃焼終了までの時間 $\tau_f$ が定まる。よって、燃焼時間 $\Delta\tau_c$ は、

$$\Delta\tau_c = \tau_f - \tau_{\text{ig}} \quad (19)$$

と求められる。本研究では、燃焼実験の前後でMgワイヤの長さを測定している。燃焼後のMgワイヤの長さを $l_f$ とおく。燃料後退速度 $\dot{r}$ は燃焼中一定であると仮定すると、

$$\dot{r} = \frac{l_i - l_f}{\Delta\tau_c} \quad (20)$$

と求めることができる。なお、 $l_i$ もしくは $l_f$ が不明な場合は、電極間の距離の差分から燃料後退速度を算出した。



## 3.5 実験パラメータ

本章の結びとして，本研究で行った実験のパラメータ及び試行回数を Table 3-8 に示す．

**Table 3-8 Experimental parameters.**

Name	Diameter, mm	Gas	Pressure, kPa	Times
M0.2P100A	0.2	Air	100	3
M0.2P10A	0.2	Air	10	3
M0.5P100A	0.5	Air	100	3
M0.5P10A	0.5	Air	10	3
M0.2P100X	0.2	Oxygen	100	3
M0.2P50X	0.2	Oxygen	50	3
M0.2P10X	0.2	Oxygen	10	3
M0.5P100X	0.5	Oxygen	100	3
M0.5P50X	0.5	Oxygen	50	3
M0.5P10X	0.5	Oxygen	10	3
M0.2P70W	0.2	Water	70	6
M0.2P50W	0.2	Water	50	8
M0.2P10W	0.2	Water	10	4
M0.5P70W	0.5	Water	70	3
M0.5P50W	0.5	Water	50	5
M0.5P10W	0.5	Water	10	5
M0.8P50W	0.8	Water	50	6
M0.8P10W	0.8	Water	10	6

---

## 第4章 結果

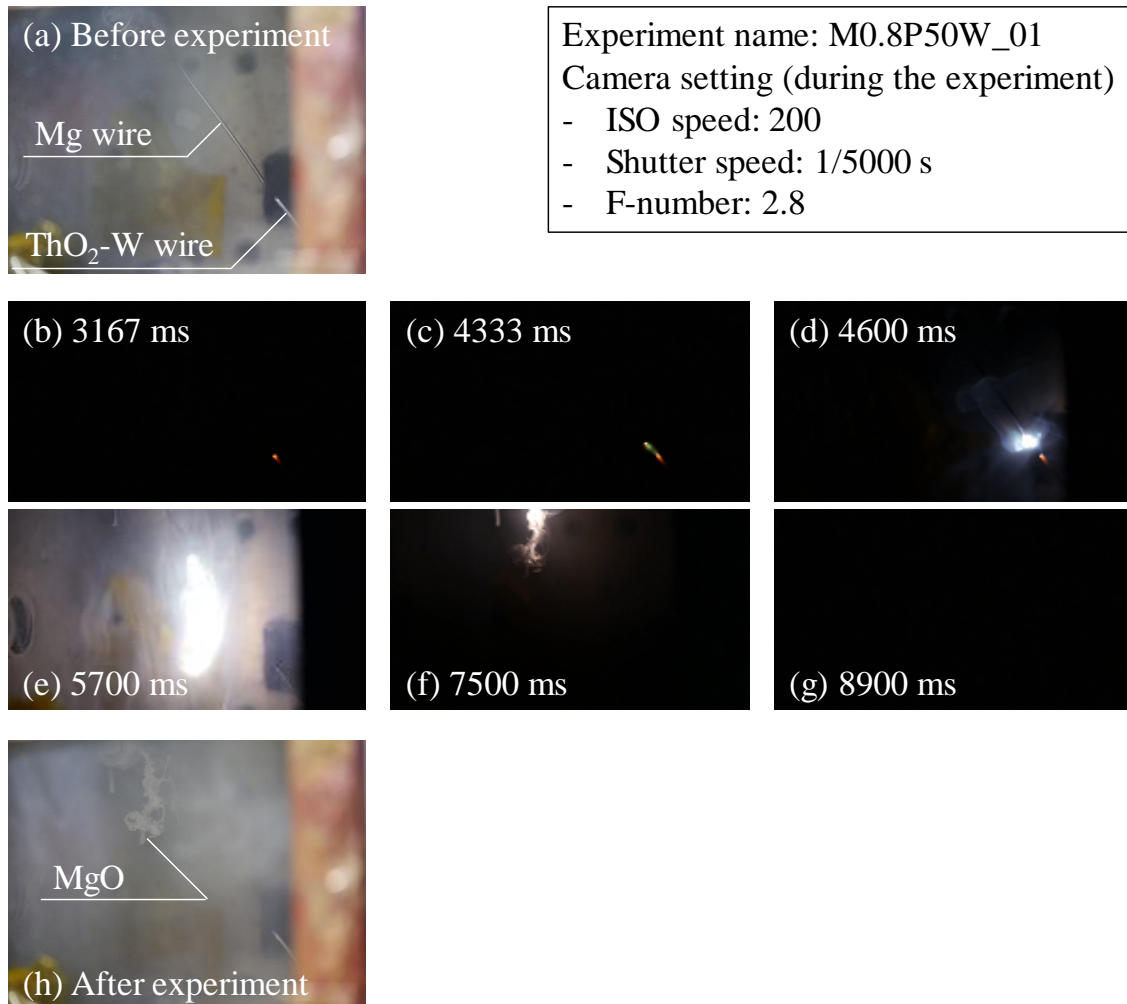
---

本章では、Table 3-8 に示した実験の結果をまとめる。各節で、詳細な結果を写真及びグラフで示す。なお本研究においては、3.3.1.4②、3.3.2.4②、及び3.3.3.2⑤の手順において、1回目の放電で着火判定できなかったものについては、その後の放電における着火の有無にかかわらず、未着火と判定した。なお、これ以降の説明において、実験時の時間のカウントは、放電開始を0 sとしたものである。

### 4.1 観測された現象

まず、目視及び撮影した動画において観測された現象について述べる。Figure 4-1 に、実験において観測された着火及び自燃の様子の一例として、実験時に撮影した動画を分割した画像を示す。(a)は実験開始前に動画と同じ角度から撮影した画像である。(b)では電極間での放電が起こっている状態で、着火に至っていない。トリタン電極が赤熱している様子が見られる。(c)はちょうど着火に移行する直前である。この時、下側のトリタン電極は赤熱しているのに対し、上側の Mg は先端が緑色に発光している様子が見られた。緑色の発光は、特に直径 0.5 mm や 0.8 mm の実験において、着火直前及び直後に観測され、両電極間の期待が緑色に発光している実験も存在した。この発光に関しては、先行研究において 50 mmHg の酸素空気混合気中で見られたという例があり、本実験においても、Mg の炎が緑色に発光しているのであろう<sup>40</sup>。(d)は着火した瞬間である。(e)は自燃に移行した後の様子である。自燃中には、(e)に見られるような、白色の強い発光が観測された。(f)は燃焼終了の瞬間である。発光が弱まってきている様子を読み取れる。(g)は燃焼が完全に終了した状態である。(h)は実験後の様子である。本実験のように、燃焼中に強く発光していた部分の下側に、すでに反応が終わった電極がぶらさがっている実験が頻繁に見られた。

続いて、燃焼後の燃料の様子について述べる。Figure 4-2 に、実験後の燃焼器背面の様子、及び燃焼器内部の様子の一例を示す。燃焼器に取り付けた Mg ワイヤは、そのほとんどが燃え切った場合は、Figure 4-2 に示すように反応生成物である MgO が電極先端に付着している状態となっていることが多かった。MgO は、粉末状であり芯が残っていることはなかったため、自燃により燃え切った部分は、完全に反応しきっていたものと考えられる。(a)のように燃料がほとんど燃え切った実験においては、燃焼器背面にも白い粉末が付着していた。一方、(b)は、(a)とは別の実験における燃焼器内部の様子を示す。赤い矢印が指し示している白い物質は、生成物である MgO である。一方で、黄色い矢印が指し示している黒い物質は、酸素欠損酸化マグネシウムであると示唆される<sup>46</sup>。雰囲気圧力が低い実験ほど、黒い物質が生成しやすく、燃焼器本体のない壁面や背面、及び可視化窓に付着していた。



**Figure 4-1** Pictures from the movie taken during one of the experiments. (a)Before the experiment. (b)During the discharge but before the ignition. (c)Just before the ignition. (d)The moment of ignition. (e)During the combustion with intense flush. (f)The moment of the end of the combustion. (g)Completely after the combustion. (h) After the experiment.



**Figure 4-2 Appearances after the combustion. (a) White powder was observed after the combustion. This seemed to be MgO. (b) It was inside the combustor. A red arrow points the white powder, which seemed to be MgO. On the other hand, a yellow arrow points the black fouling. It seemed to be the suboxide of Mg.**

## 4.2 時系列データ

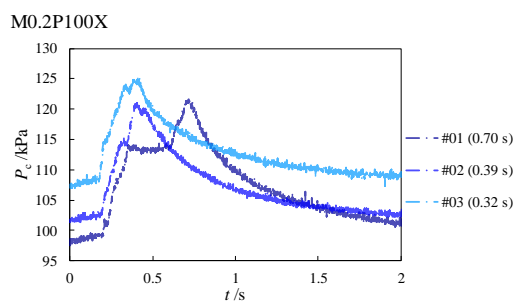
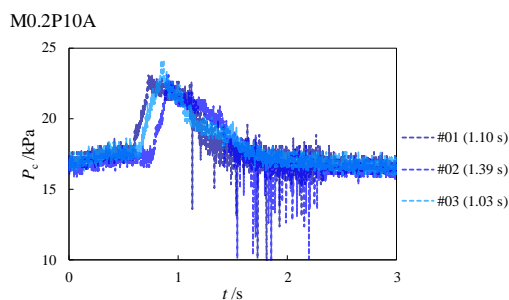
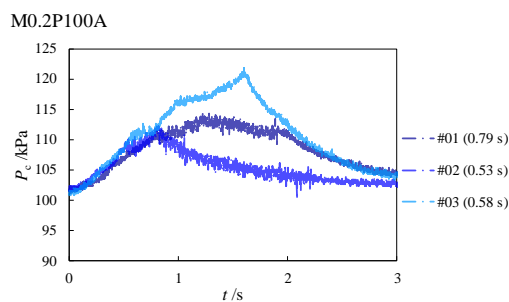
本節では、実験時の燃焼器圧力 $p_c$ 、放電電圧 $V$ 、放電電極への総投入エネルギー $Q_{\text{all}}$ 、及び相対輝度値 $L(t)$ の時間履歴を示す。なお、全実験の結果を載せた各グラフの凡例には、実験番号と放電時間を付した。

### 4.2.1 燃焼器圧力 $p_c$

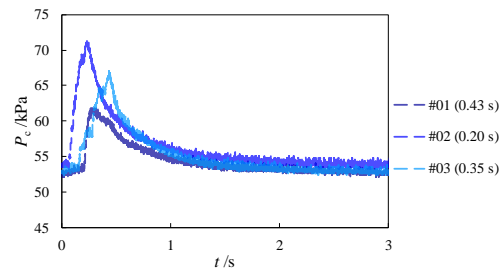
Figure 4-3 に、各実験における燃焼器圧力の履歴を示す。それぞれのグラフにおいて、実験によっては波形が振幅 1 kPa ほどで振動している様子が見られるが、これは、計測に用いた圧力計の違いに起因するものである。AP-43 を用いてサンプリングレート 1 ms で収録を行った場合、グラフのような振動が見られた。KP-15 を用いた同条件での実験との比較から、燃焼器内部の圧力が実際に振動しているわけではないと考えられる。また、M0.2P10A\_02 や M0.2P50W\_03 のように、圧力計の出力が振幅 3 kPa 以上で激しく振動する様子が見られるグラフがあるが、これは、電気的な原因によるものであり、主に、トリタン電極が燃焼器内部の壁面と放電してしまったときにこのような波形となった。また、 $t = 0$  sにおける圧力が各実験によって異なるのは、この圧力を手動で調整していたためである。特に水蒸気雰囲気の実験においては、タンク内の水温は自動制御せず手動で変化させていたため、水温のずれが、飽和水蒸気圧のずれにもつながっているものと考えられる。また、M0.5P50W\_01 の実験において、 $t = 0.7$  s付近から 1 s ほど、圧力が上昇したまま変化しない様子が見られる。

これは、圧力計 **KP-15** の測定上限圧力以上に燃焼器内部圧力が上昇してしまっていたためである。

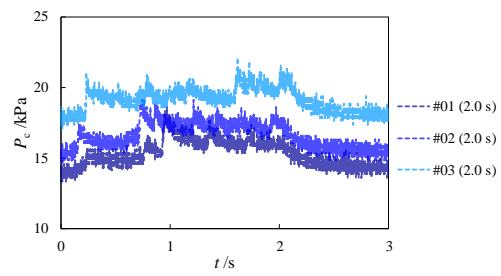
着火した実験においては、着火後数秒以内に、圧力上昇が見られていることがわかる。上昇値は、数 **kPa** から約 **10 kPa** である。自燃の有無あるいは燃焼時間の長さによって、その度合いが異なっていることが読み取れる。化学反応式より、**Mg** と水蒸気の反応においては、供給した水蒸気と同物質量の水素が発生するため、気体の出入りはなく、圧力は変化しないはずである。よって、この圧力上昇は、化学反応に起因するものではなく、燃焼により発生したエネルギーによる、燃焼器内部気体の定積加熱によると考えられる。また、**M0.2P50W\_08** や、**M0.5P70W\_01** のように、圧力が極大値を複数持つような波形が見られる。これは、燃料の反応が均一な速度で進行していないことによるものと考えられる。



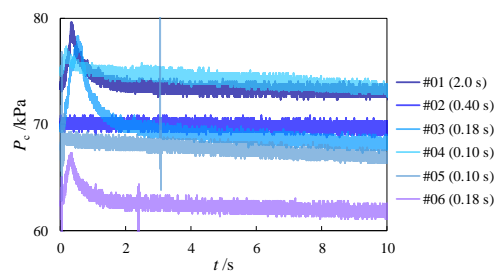
M0.2P50X



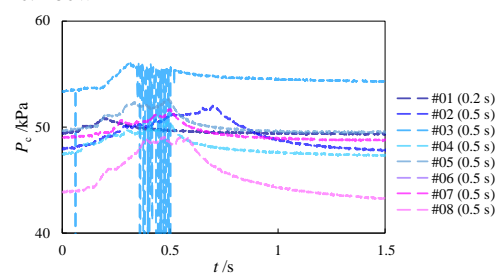
M0.2P10X



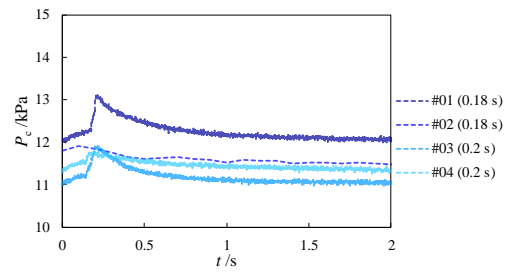
M0.2P70W



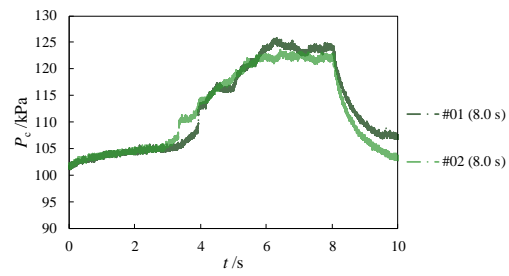
M0.2P50W



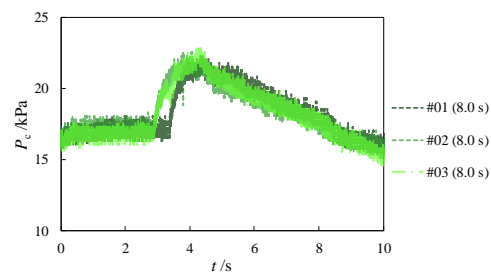
M0.2P10W



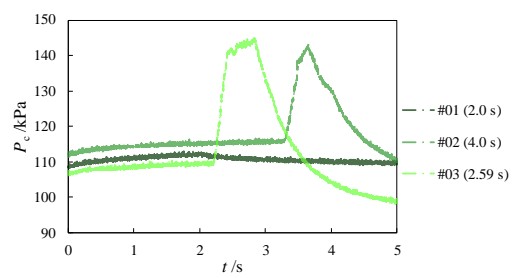
M0.5P100A



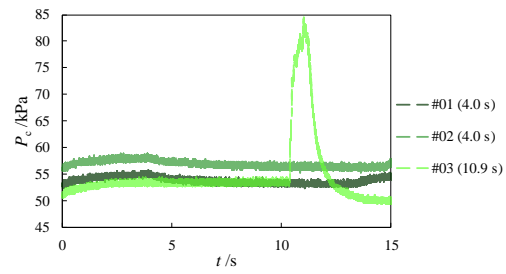
M0.5P10A



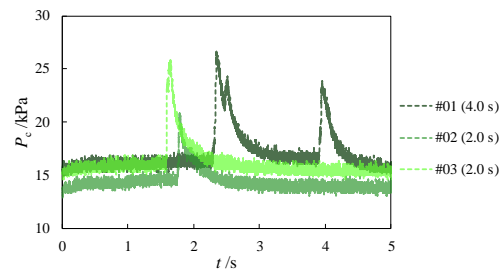
M0.5P100X



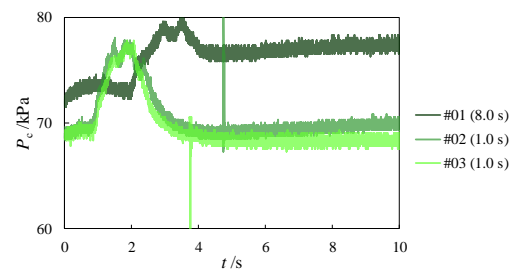
M0.5P50X



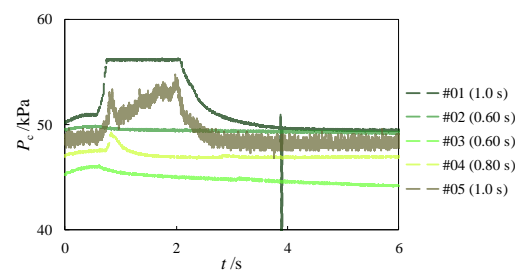
M0.5P10X



M0.5P70W



M0.5P50W





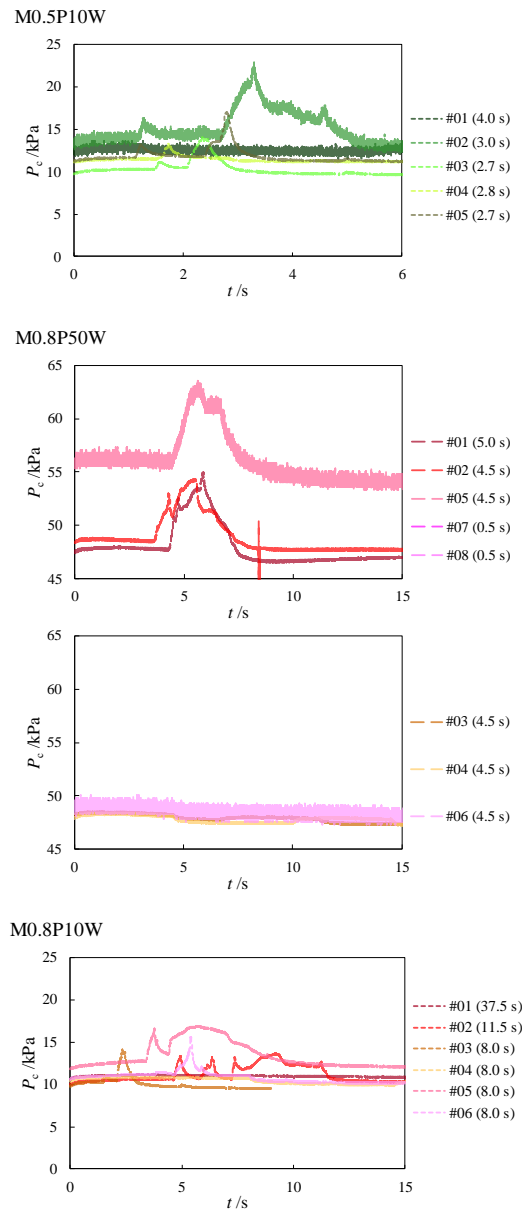


Figure 4-3 Time profile of the pressure of the combustor.

#### 4.2.2 総投入エネルギー $Q_{\text{all}}$

まず, Figure 4-4 に, 総投入エネルギーの時間履歴の一例を示す. このグラフより, ①総投入エネルギーが増加しているフェーズと, ②一定値で推移しないフェーズがあることがわかる. 前者は, 放電が起こっている時間帯である. ①は放電が起こっている時間帯であり,

放電電流 $I$ と放電電圧 $V$ が印加されているため、エネルギーが増大していく。このフェーズでは、線形ではなく段階的に総投入エネルギーが増大しているが、これは、電流と電圧の正負が逆になっている、すなわち電力が反射している際は、電極にはエネルギー投入されていないからである。このフェーズを線形近似すると、その傾きは、電極間気体への損失を考慮しない平均投入エネルギー $\bar{P}_{in}/\eta$ に等しい。そして、②は放電が起きていない時間帯であり、エネルギー入力がないため、総投入エネルギーは時間変化せず一定となる。すなわち、①と②の切り替わりの時間は、放電時間 $\tau_{dis}$ に等しいと考えられる。

Figure 4-5 に、各実験における総投入エネルギーの時間履歴を示す。上述の①の空間における線形とみなした場合の傾きは、放電電流 $I$ と放電電圧 $V$ が等しければ等しくなるはずである。ワイヤ直径、雰囲気気圧力、および酸化剤が等しい条件下で、異なる実験間の傾きを比べると、たとえば、M0.2P10W や M0.5P50W の条件においては、実験ごとに傾きが大きくは変化しないことがわかる。他方、それ以外の条件においては、ほかの実験群からは離れて傾きが大きかったり小さかったりしているグラフがみられる。放電電流 $I$ と放電電圧 $V$ は電極間気体の抵抗によって変化するものと考え、電極間距離によって放電が起こる気体の量が変化するため、比例して抵抗が変化した可能性が考えられる。

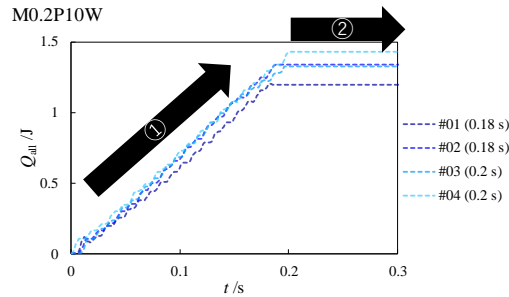
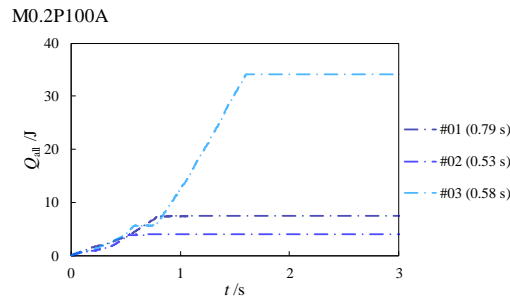
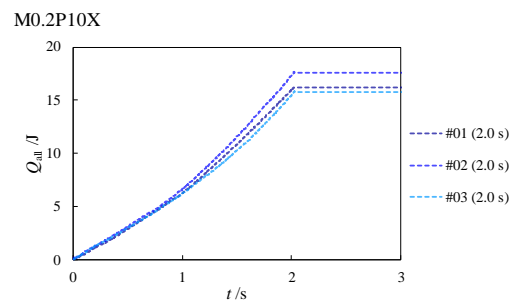
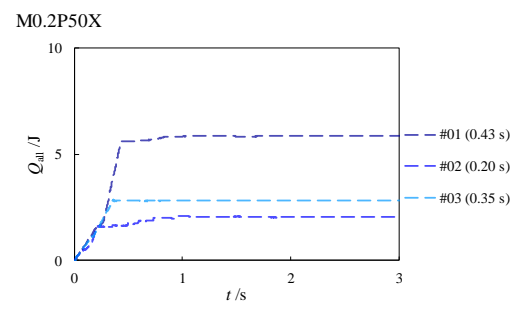
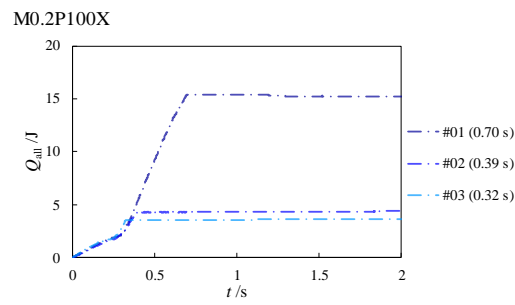
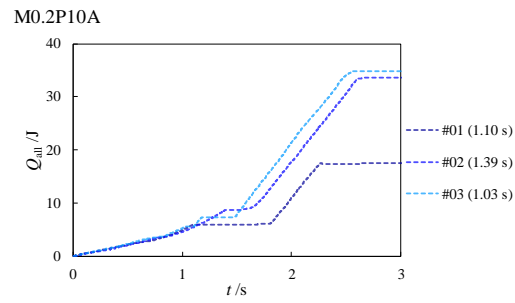
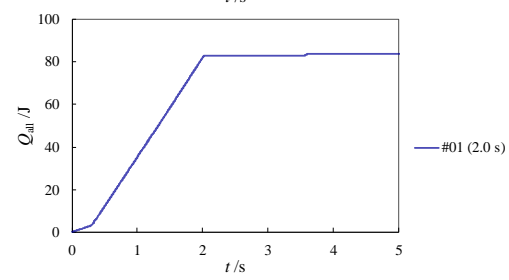
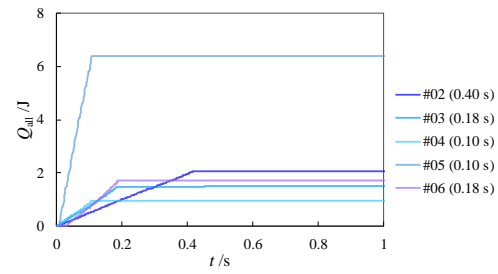


Figure 4-4 One of the examples of the time profile of total input energy  $Q_{all}$ .

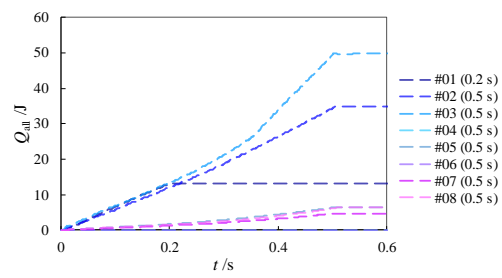




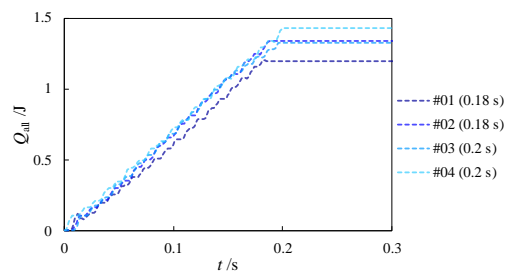
M0.2P70W



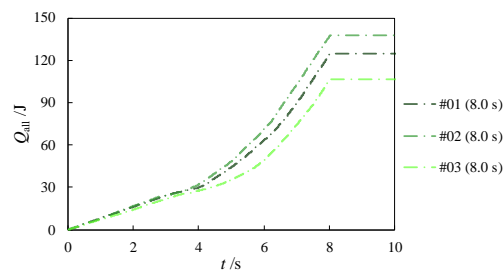
M0.2P50W



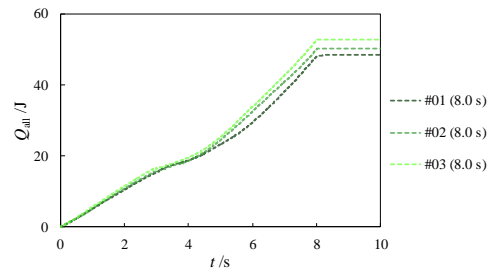
M0.2P10W



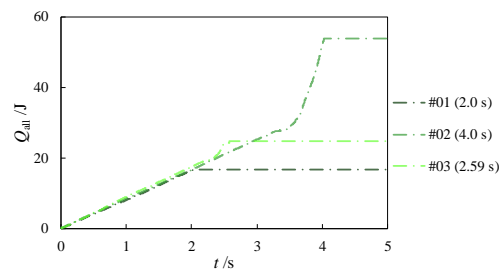
M0.5P100A



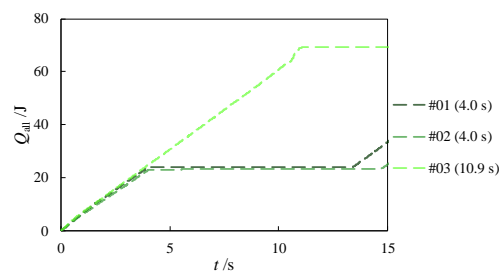
M0.5P10A



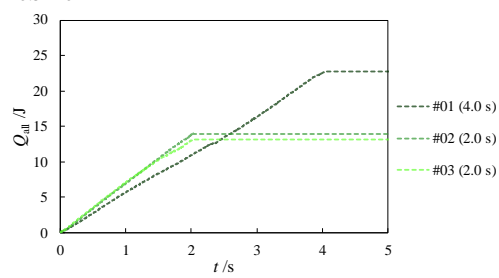
M0.5P100X



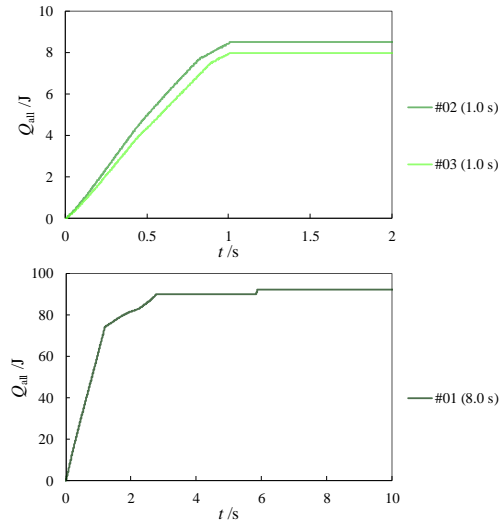
M0.5P50X



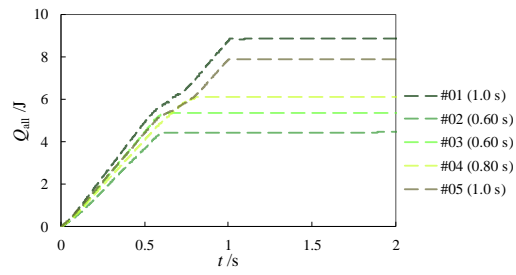
M0.5P10X



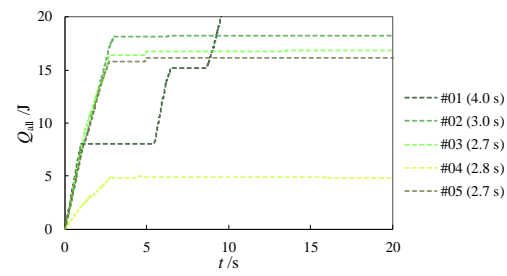
M0.5P70W



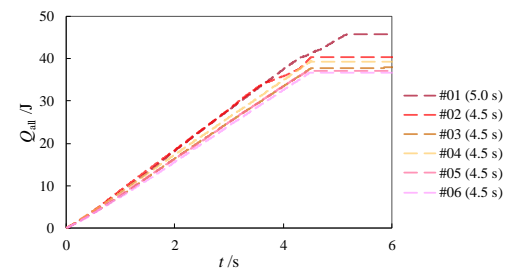
M0.5P50W

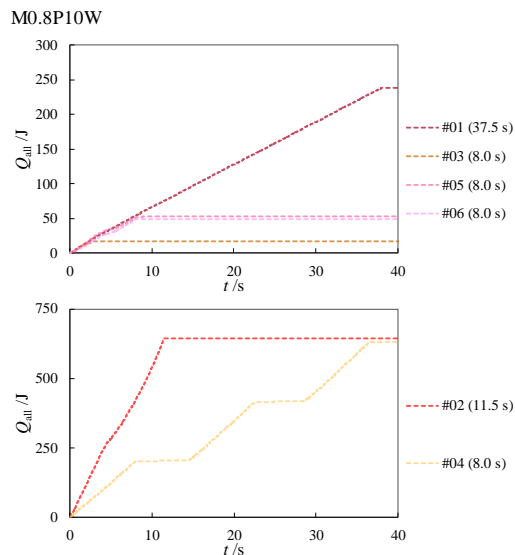


M0.5P10W



M0.8P50W



Figure 4-5 Time profile of total input energy  $Q_{all}$ .

### 4.2.3 放電電圧 $V$

放電電圧 $V$ の波形に着目する．時間履歴の一例を Figure 4-6 に示す．上述のように，周波数 50 Hz，すなわち周期 20 ms の放電が起っていることが図からもわかる．ただし，これは理想的な正弦波にはならない．波形は，図中に付した番号①②③の区間に大きく分けられる．交流放電では，印加電圧が大小を周期的に繰り返すため，初期値の 0 V から電圧値が徐々に大きくなっていくフェーズが①である．この時まで，放電破壊ししていない．2.2.1 において示したパッシェンの法則の極小値に電圧が達した段階で絶縁破壊が起こる．一方の電極が陰極，他方の電極が陽極となり，直流放電が起こり，図中②に示したように電圧が下がる．放電を維持できなくなった段階で，電圧が 0 V まで落ちる．これが③のフェーズである．なお実験では，データロガーのサンプリングレートに埋もれてしまい，絶縁破壊電圧を測定することができていない．

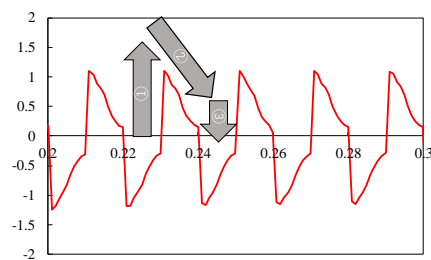
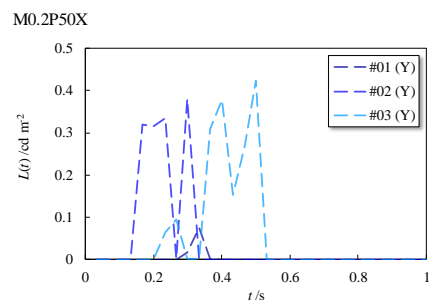
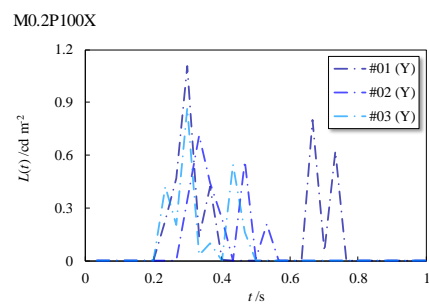
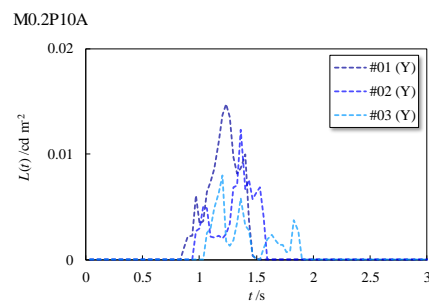
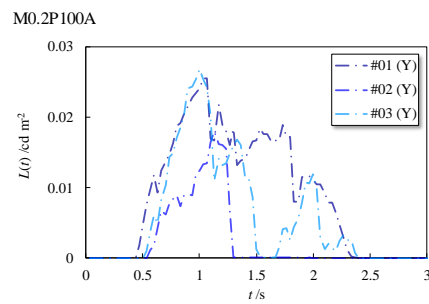


Figure 4-6 One of the examples of the time profile of the discharge voltage.

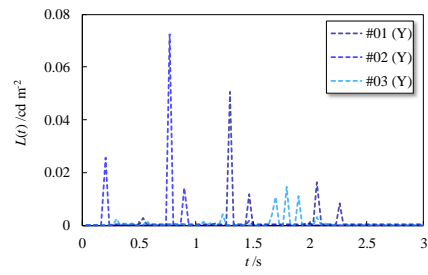
4.2.4 相対輝度値 $L(t)$ 

本節の結びとして、実験時に撮影した動画の輝度 $L(t)$ の時間履歴を Figure 4-7 に示す。輝度の履歴も圧力履歴と同様に、極大値を数か所に持ちつつ最大値をとるような波形となることがわかる。

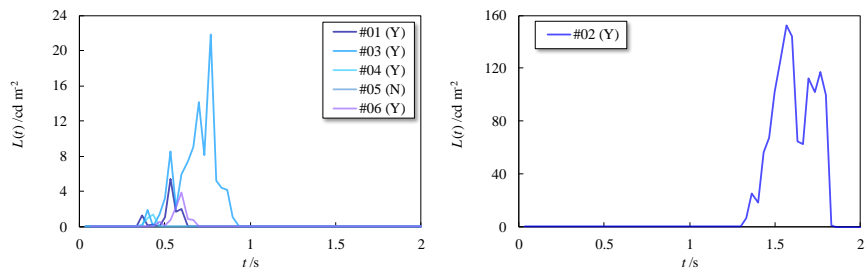




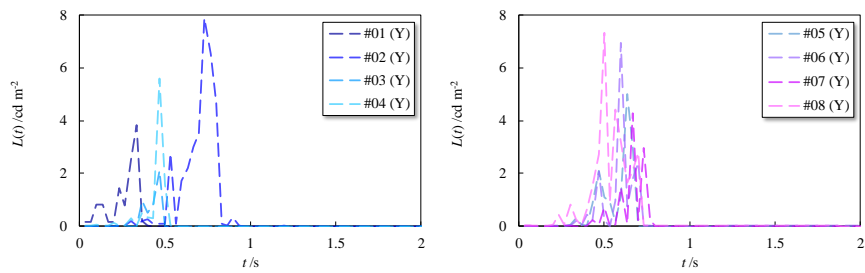
M0.2P10X



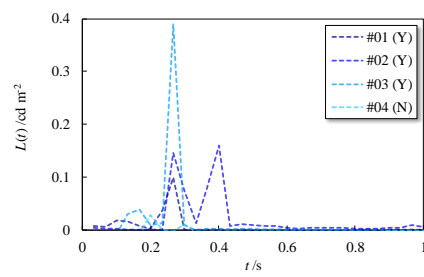
M0.2P70W



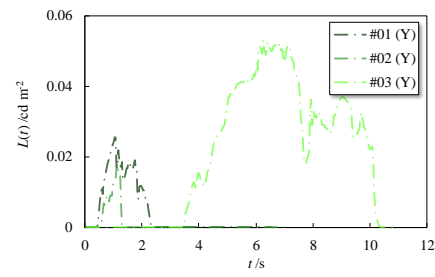
M0.2P50W



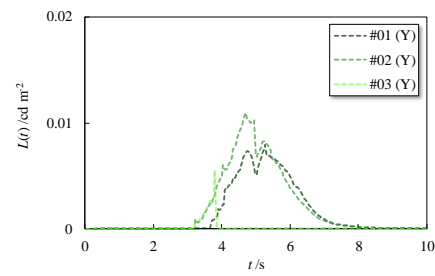
M0.2P10W



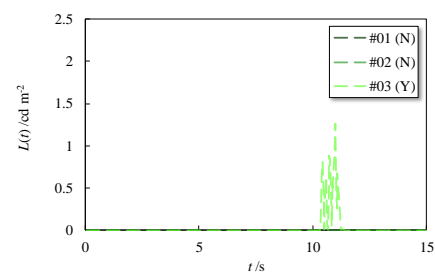
M0.5P100A



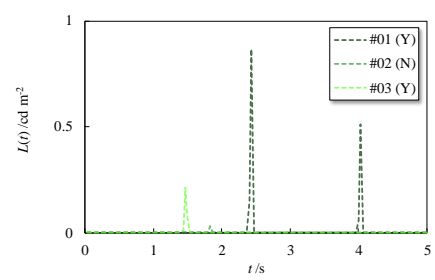
M0.5P10A



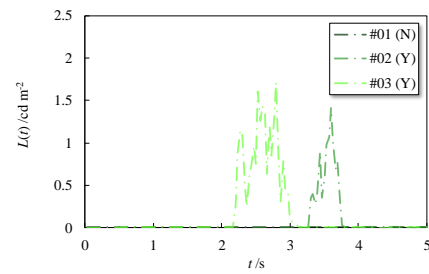
M0.5P100X



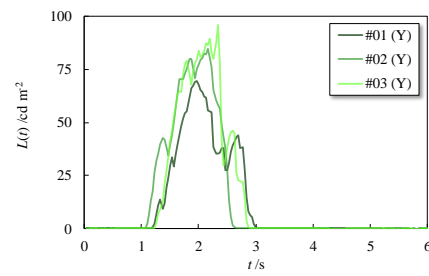
M0.5P50X



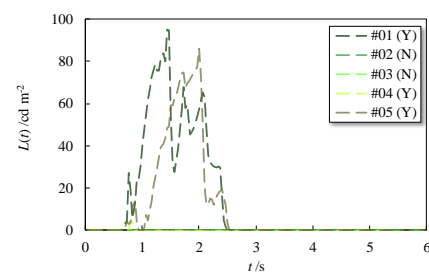
M0.5P10X



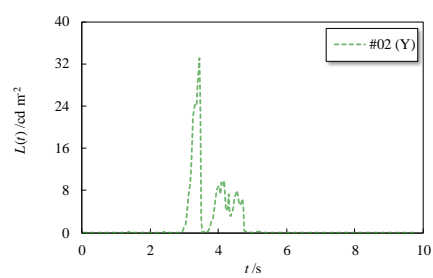
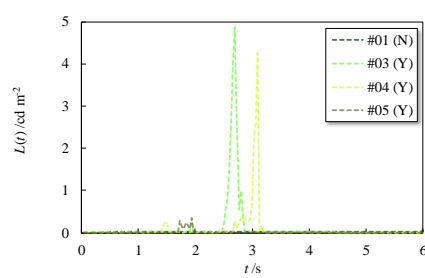
M0.5P70W



M0.5P50W



M0.5P10W



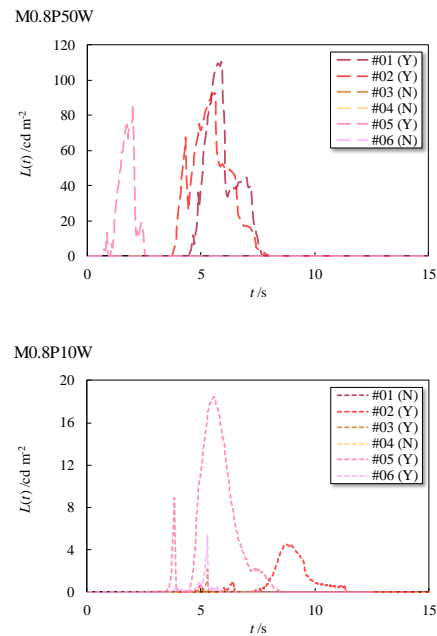


Figure 4-7 Time profile of the luminance during the experiments.

### 4.3 全試験結果のまとめ

本章の結びとして、全試験の結果を一覧にまとめる。

Table 4-1 Summary of the experimental results. For regression rates, Parentheses are added if the combustion was supported one.

Name	Discharge time, s	Ignition Y/N	Ignition time, s	Self-sustained combustion Y/N	Regression rate, mm/s
M0.2P100A_01	0.788	Y	0.467	Y	19.9
M0.2P100A_02	0.528	Y	0.567	Y	19.1
M0.2P100A_03	0.578	Y	0.567	Y	16.2
M0.2P10A_01	1.10	Y	0.867	Y	70.0
M0.2P10A_02	1.39	Y	0.967	Y	67.9
M0.2P10A_03	1.03	Y	1.07	Y	52.8
M0.2P100X_01	0.695	Y	0.233	Y	78.8
M0.2P100X_02	0.388	Y	0.300	Y	128
M0.2P100X_03	0.321	Y	0.233	Y	143

---

M0.2P50X_01	0.431	Y	0.300	N	(225)
M0.2P50X_02	0.202	Y	0.167	Y	246
M0.2P50X_03	0.353	Y	0.233	Y	137
M0.2P10X_01	2.00	Y	0.533	Y	12.5
M0.2P10X_02	2.00	Y	0.200	N	(35.5)
M0.2P10X_03	2.00	Y	1.67	Y	57.7
M0.2P70W_01	2.00	Y	0.367	N	(48.8)
M0.2P70W_02	0.400	Y	1.37	Y	53.6
M0.2P70W_03	0.180	Y	0.400	Y	78.0
M0.2P70W_04	0.100	Y	0.367	Y	60.0
M0.2P70W_05	0.100	N			
M0.2P70W_06	0.180	Y	0.433	Y	55.7
M0.2P50W_01	0.200	Y	0.233	Y	22.5
M0.2P50W_02	0.500	Y	0.533	Y	133
M0.2P50W_03	0.500	Y	0.367	N	(82.5)
M0.2P50W_04	0.500	Y	0.300	Y	85.7
M0.2P50W_05	0.500	Y	0.333	Y	60.0
M0.2P50W_06	0.500	Y	0.400	Y	87.0
M0.2P50W_07	0.500	Y	0.433	Y	42.0
M0.2P50W_08	0.500	Y	0.233	Y	64.0
M0.2P10W_01	0.180	Y	0.233	Y	60.0
M0.2P10W_02	0.180	Y	0.267	Y	18.0
M0.2P10W_03	0.200	Y	0.133	Y	12.0
M0.2P10W_04	0.200	N	3.70		
M0.5P100A_01	8.00	Y	3.37	Y	
M0.5P100A_02	8.00	Y	3.03	N	(4.23)
M0.5P100A_03	8.00	Y	3.53	Y	5.07
M0.5P10A_01	8.00	Y	3.70	N	(8.32)
M0.5P10A_02	8.00	Y	3.23	N	(8.97)
M0.5P10A_03	8.00	Y	3.23	N	(50.5)
M0.5P100X_01	2.00	N			
M0.5P100X_02	4.00	Y	3.30	N	(62.1)
M0.5P100X_03	2.59	Y	2.20	Y	57.5

---

M0.5P50X_01	4.00	N			
M0.5P50X_02	4.00	N			
M0.5P50X_03	10.9	Y	10.5	Y	58.6
M0.5P10X_01	4.00	Y	2.47	N	(165)
M0.5P10X_02	2.00	N			
M0.5P10X_03	2.00	Y	1.53	N	(50.0)
M0.5P70W_01	8.00	Y	1.27	N	(24.5)
M0.5P70W_02	1.00	Y	1.13	Y	29.3
M0.5P70W_03	1.00	Y	1.30	Y	28.0
M0.5P50W_01	1.00	Y	0.733	Y	22.8
M0.5P50W_02	0.600	N			
M0.5P50W_03	0.600	N			
M0.5P50W_04	0.800	Y	0.767	Y	20.0
M0.5P50W_05	1.00	Y	0.833	Y	22.8
M0.5P10W_01	4.00	N			
M0.5P10W_02	3.00	Y	3.03	Y	21.3
M0.5P10W_03	2.70	Y	2.50	Y	30.0
M0.5P10W_04	2.70	Y	2.70	Y	27.7
M0.5P10W_05	2.80	Y	1.73	N	(21.4)
M0.8P50W_01	5.00	Y	4.60	Y	13.1
M0.8P50W_02	4.50	Y	3.83	Y	10.4
M0.8P50W_03	4.50	N			
M0.8P50W_04	4.50	N			
M0.8P50W_05	4.50	Y	0.833	N	(22.2)
M0.8P50W_06	4.50	N			
M0.8P10W_01	37.5	N			
M0.8P10W_02	11.5	Y	9.27	N	(13.3)
M0.8P10W_03	8.00	Y	4.70	N	(9.47)
M0.8P10W_04	8.00	N			
M0.8P10W_05	8.00	Y	4.60	N	(8.53)
M0.8P10W_06	8.00	Y	4.67	N	(10.0)

---

## 第5章 考察

### 5.1 燃焼について

本節では、前章で述べた内容からさらに発展させ、Mg ワイヤの燃焼に関する考察を行う。

#### 5.1.1 着火しやすさ

着火時間 $\tau_{ig}$ が短いほど、つまりその逆数である $\tau_{ig}^{-1}$ が大きいほど、容易に着火できるということを表している。 $\tau_{ig}^{-1}$ は、着火しやすさの指標とすることができる。各実験において得られた着火時間 $\tau_{ig}$ の逆数 $\tau_{ig}^{-1}$ を、各酸化剤、各圧力、各ワイヤ直径に対してプロットすると Figure 5-1 のようになる。なお、着火確認できなかった実験においては、着火時間を疑似的に 10000 s と考えて、逆数をとった。つまり、「限りなく着火しにくい」というとらえ方をする。グラフに着目すると、雰囲気圧力が同じ条件の場合、線径が大きくなるにつれて、 $\tau_{ig}^{-1}$ が小さく、着火しにくくなっているという傾向が、各酸化剤において読み取れる。電極端面の面積を加熱しきり、着火温度まで達した際に着火すると考える。同じ入力電力量ならば、Mg ワイヤの直径が小さいほうが、加熱面積が小さくなり容易に着火できるため、グラフの傾向について定性的に説明することができる。また、同じ線径の場合の圧力による着火しやすさについては、各酸化剤の各ワイヤ直径の場合について、圧力に大きく依存しないという傾向が読み取れる。今回着火判定に用いた閾値が妥当かどうかを検証するために、複数の閾値を用いて着火判定を行い、着火時間に生じる誤差の大きさを定量的に評価すべきである。

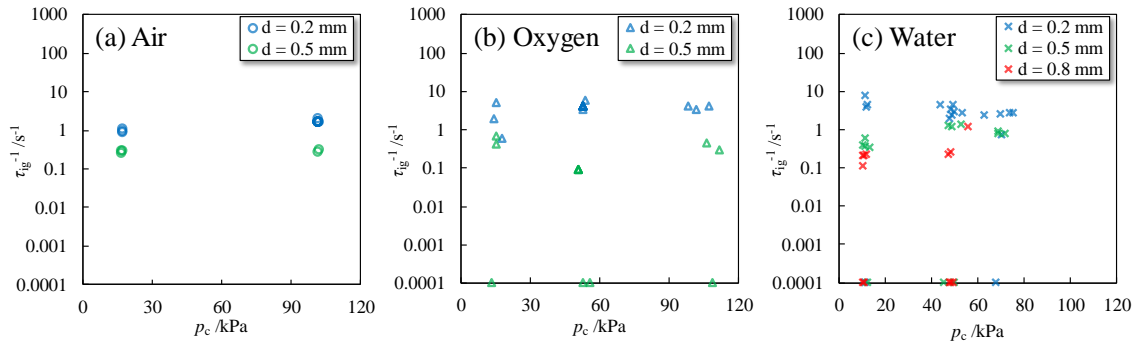


Figure 5-1 Relationship between the inverse of the ignition time and the pressure of the combustor. (a) Air, (b) Oxygen, (c) Water Vapor.

### 5.1.2 着火までの総投入エネルギーと着火温度

Figure 5-2 に、各酸化剤、各圧力、各ワイヤ直径に対して、総投入エネルギー $Q_{\text{all}}$ をプロットしたグラフを示す。すべての酸化剤において、ワイヤ直径が大きいほど総投入エネルギーが大きいという傾向が読み取れる。その値は、直径ごとに見てもオーダーは一致していることがわかる。一方、圧力への依存性を同じ酸化剤に対して見てみると、どの酸化剤においても総投入エネルギーは圧力に対する依存性が低いという傾向が読み取れる。一方で、着火までの平均投入電力 $\bar{P}_{\text{in}}$ について、(5), (6)式によれば、入熱効率を総投入エネルギーに乗ずる必要がある。本研究では、アーク放電に関する先行研究を参考にして、 $\eta = 0.7$ とした<sup>45</sup>。 $\bar{P}_{\text{in}}$ をプロットした図を Figure 5-3 に示す。酸化剤が水の場合、 $\bar{P}_{\text{in}}$ がほかの結果に比べて大きく 20 W ほどになっているもののうち、 $d = 0.5 \text{ mm}$ の結果以外は、差動プローブの設定ミスによる測定ミスにより電力が大きくなっていることが確認された。それを加味してグラフより、投入電力の典型値は 1 W オーダーであるということが言える。投入電力が小型宇宙機として達成可能な値か、ということに関して述べる。電力のオーダーが仮に 1 W クラスであるとするならば、これは十分に達成可能なオーダーである。そして、小型推進機で、小型の点火装置は実現されているため、本研究の端面加熱方式は、ハイブリッドスラスタの実現に向け、現実的な検討の一つであったと言えるだろう。

投入電力の議論に関連して、着火時のワイヤ端面の温度を 2.2.2 に示した手法にのっとって計算した結果を Figure 5-4 に示す。水蒸気実験の結果に関しては、差動プローブの設定ミスに起因する測定ミスで電力が大きくなっている 3 点について、着火温度が 10000 K を超えていたことからグラフの表示から除外した。傾向として、特に酸化剤が空気及び酸素の場合のグラフからは、ワイヤ直径が小さいほど着火温度が高いと読み取れる。水蒸気酸化剤の場合も同様の傾向は読み取れるが、他 2 種類の酸化剤に比べ、着火温度のばらつきが大きい。Mg の着火温度については、先行研究により、その酸化物である MgO の沸点になるという内容が示唆されていた<sup>41</sup>。本研究での計算方法では着火温度は、1000 K 以下から 8000 K 付近まで広く分布しており、正確な着火温度取得のためには、温度の直接測定が必要であるだろう。



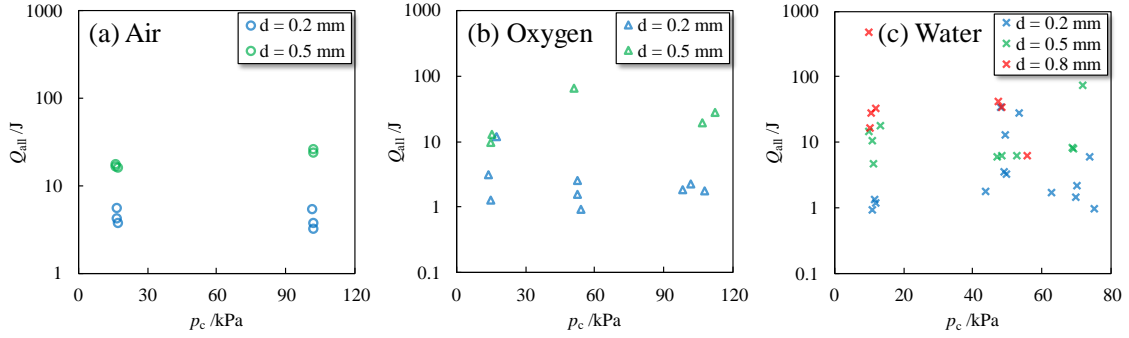


Figure 5-2 Relationship between the total input energy  $Q_{all}$  and the pressure of the combustor.

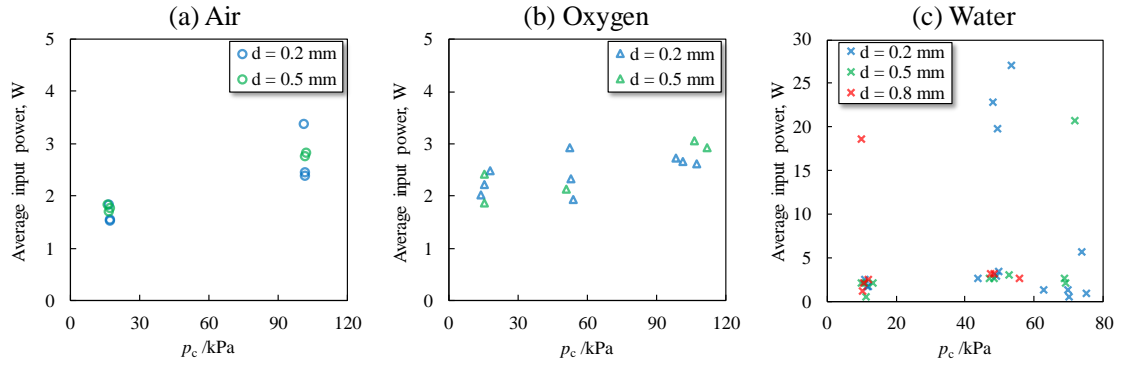


Figure 5-3 Relationship between the average input power  $\bar{P}_{in}$  and the pressure of the combustor.

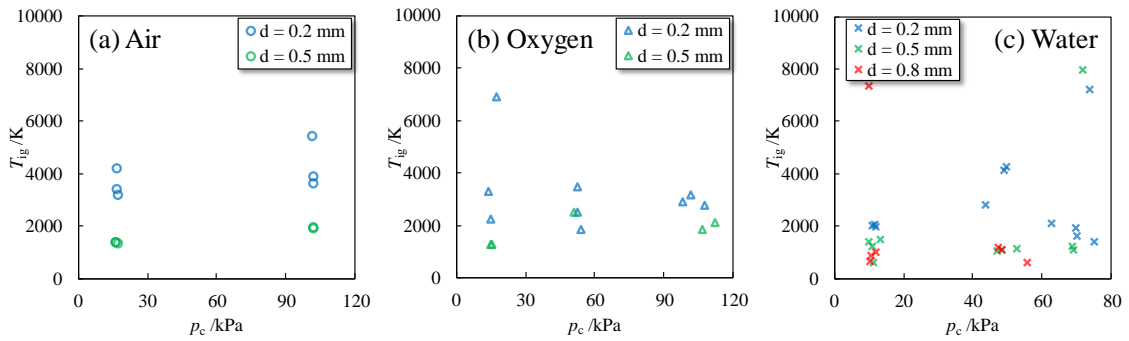
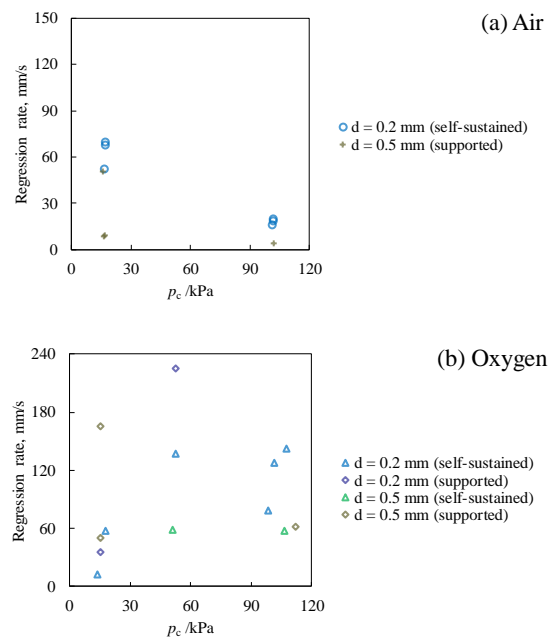


Figure 5-4 Relationship between the ignition temperature  $T_{ig}$  and the pressure of the combustor.

## 5.1.3 燃料後退速度について

算出した燃料後退速度を、各酸化剤、各圧力、各ワイヤ直径に対してプロットしたグラフを Figure 5-5 に示す。これらのグラフでは、自燃と認められた結果に加えて、電力が投入された状態で燃焼が起きた場合を支燃（supported combustion）と定義し、自燃の結果と分けてプロットした。水蒸気雰囲気の結果については、同じ圧力で比べると、プロットされている範囲においては、圧力が 50 kPa 以上の領域においては、直径が小さいほど、燃料後退速度が速くなることがわかる。しかし、圧力 10 kPa の結果に対しては、直径による燃料後退速度のばらつきが 50 kPa 以上の領域に比べて大きくない。また、50 kPa での直径 0.5 mm と 0.8 mm の燃料後退速度は 50 % 以内の差に収まっている。直径による燃料後退速度の差について評価するには、燃焼時間のより正確な測定が求められる。なお、酸素実験の結果において燃料後退速度の明確な圧力依存性が読み取れず、空気実験においては燃料後退速度が圧力の上昇に伴って減少する傾向にあるということがわかった。



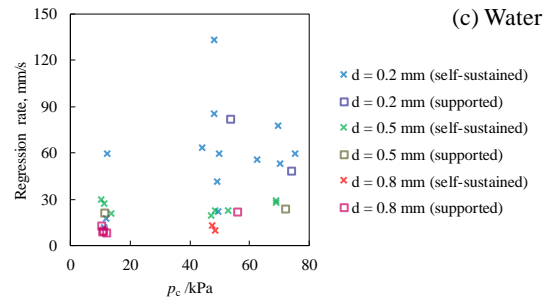


Figure 5-5 Relationship between the regression rate  $\dot{r}$  and the pressure of the combustor.

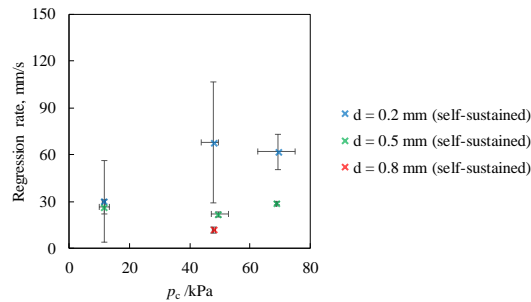


Figure 5-6 Relationship between the regression rate  $\dot{r}$  and the pressure of the combustor.

Figure 5-6 には、水蒸気実験の自燃の結果のみを抜き出し、エラーバーを付して平均値をプロットした結果を示す。直径 0.2 mm の結果は同じ圧力でも後退速度のばらつきが直径 0.5 mm や 0.8 mm の結果に比べて大きいことがわかる。一因として、直径 0.2 mm の燃焼に要する時間を評価するには、動画をサンプリングした約 30 ms は大きく、燃焼時間が過大評価もしくは過小評価されている可能性が挙げられる。直径 0.5 mm の結果に対しては、圧力による燃料後退速度の依存性が大きくは見られない結果となった。燃料が自燃する際には、自身の反応熱のみで反応を誘起していくことになる。仮に燃料後退速度に圧力依存性がないならば、反応により発生する熱に対して、周囲の雰囲気から逃げる熱は、少なくとも 10 kPa から 70 kPa の領域においては、圧力上昇による増大があったとしても無視できるほどに小さいという仮説が立つ。

#### 5.1.4 水蒸気雰囲気実験における空気の影響

水蒸気雰囲気実験においては、燃焼器への空気の混入量を、燃焼器リーク試験の結果と燃焼器孤立時間から算出した。燃焼器の全圧に対して、最小で 0.26 %、最大で 34 % の空気混

入が認められた。等しい割合の酸素と、水蒸気の代わりに窒素を満たした燃焼器において切り分け試験を行うことにより、真に水蒸気が酸化剤となったのかという点を明らかにする必要がある。

## 5.2 推進機への応用検討

本節では、Mg ワイヤを用いたハイブリッドスラスタの推進性能を、実際に得られた実験値から予測する。

### 5.2.1 ハイブリッドスラスタのモデル

ハイブリッドスラスタは、燃料金属と水蒸気との反応により発生した高温気体をノズルから加速排出することにより、推力を生成する。この高温気体は、燃焼による反応熱により加熱された気体であり、反応生成物である水素及び酸化金属、余剰酸化剤の水蒸気、あるいはそれらが熱分解して生成した物質を含む。

金属ワイヤを用いたハイブリッドスラスタのモデルを Figure 5-7 に示す。本研究では、金属ワイヤを燃料とする場合の一形態として、燃料の金属端面を何らかの方法で加熱する方法を想定する。酸化剤の水蒸気は上流からある流量 $\dot{m}_w$ で供給される。燃料の金属ワイヤは、何らかの機構を用いて燃焼器内部に供給されるが、この時、金属ワイヤの端面は常に燃焼器の同じ位置に存在するものと仮定する。すなわち、燃料が燃焼により後退していく速度 $\dot{r}$ と同じ速度で、燃料が燃焼器内部に送られるということである。いま、生成した酸化金属の凝縮を考えず、すべての生成物及び余剰水蒸気が気体の状態でノズルから排出されるとする。燃料流量を $\dot{m}_f$ とすると、

$$\dot{m}_f = \rho A \dot{r} \quad (21)$$

と表される。これより、燃料と酸化剤の混合比を $O/F$ と表すと、

$$\dot{m}_w = \frac{O}{F} \dot{m}_f = \frac{O}{F} \rho A \dot{r} \quad (22)$$

となり、ノズルから排出される流量 $\dot{m}$ は、以下の式で表される。

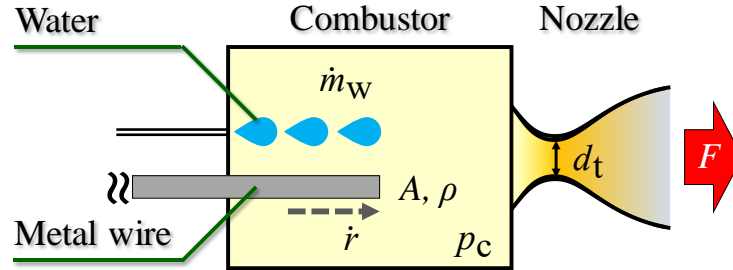


Figure 5-7 Schematic of a hybrid thruster.

$$\dot{m} = \dot{m}_w + \dot{m}_f = \left(1 + \frac{O}{F}\right) \rho A \dot{r} \quad (23)$$

$O/F$ を定めたことにより，NASA Chemical Equilibrium with Applications (CEA)を用いて燃焼ガス温度 $T_g$ ，特性排気速度 $C^*$ ，及び推力係数 $C_f$ を求めることができる<sup>47</sup>．一般的に，推進機における特性排気速度 $C^*$ は燃焼ガスの温度 $T_g$ の関数であり，次の式を満たす．

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (24)$$

$A_t$ はノズルスロート面積である．(23), (24)式より， $O/F$ を与えると，スロート直径 $d_t$ が以下の式で求まるとわかる．

$$d_t = \sqrt{\frac{4 \left(1 + \frac{O}{F}\right) C^* \rho A \dot{r}}{\pi p_c}} \quad (25)$$

さらに，

$$F = A_t p_c C_f \quad (26)$$

から，ハイブリッドスラスタの推力を求めることができる．

### 5.2.2 NASA CEA を用いた計算手法の詳細

本研究では， $O/F$ をパラメータとして，実験結果として得られた燃料後退速度 $\dot{r}$ 及び燃焼器圧力 $p_c$ から，(20), (21)式を用いて，Mg ワイヤを燃料とした場合の，スロート直径 $d_t$ 及び推力 $F$ を見積もる．本研究では，Mg ワイヤの直径が 0.5 mm および 0.8 mm，燃焼器圧力の実験条件が 50 kPa の際の燃料後退速度の結果を用いて，Mg ワイヤの端面加熱方式を採用した場合のハイブリッドスラスタの諸元を見積もった．なお，NASA CEA の入力パラメータのうち，初期燃焼器圧力 $p_i$ については，Mg と反応する水蒸気分圧が，燃料後退速度を取

得した圧力と等しくなるように設定した。すなわち，CEA の計算結果から得られる，ノズル排出ガス中の水蒸気の割合を $\alpha_{\text{H}_2\text{O}}$ とおくと，CEA への入力圧力 $p_i$ は次の関係が成り立つように定めた。

$$p_i = \frac{p_c}{1 - \alpha_{\text{H}_2\text{O}}} \quad (27)$$

$\alpha_{\text{H}_2\text{O}}$ は混合比 $O/F$ によって異なるため，混合比ごとに上記の操作を行った。

CEA での計算における入力パラメータをまとめると下記である。そして，計算は平衡流 (Equilibrium flow) と凍結流 (Frozen flow) のそれぞれに対して行った。

- 開口比：50
- 燃料：Mg 100 wt%，初期温度 300 K
- 酸化剤：H<sub>2</sub>O 100 wt%，初期温度 300 K
- 混合比：0.5, 0.75 (量論混合比), 1.0, 1.5, 2.0
- 燃焼器圧力：各混合比に対して，(28)式を満たすように設定。

### 5.2.3 推進機検討結果

まず，Figure 5-8 に $O/F$ とスロート直径 $d_t$ ，及び開口比 50 から求められるスロート出口径 $d_e$ の関係を示す。 $O/F$ に対応してスロート直径，スロート出口径はともに単調増加している。平衡流と凍結流の差は製造にかかわるオーダーでは見られなかった。ノズル全体の直径のオーダーは 1 mm であるため，小型推進機として十分に実現可能な値となった。すなわち， $d_t$ は， $O/F$ の決定を律速する要因にはならない，という結論が，今回の計算からは得られた。一方で，スロート径が 1 mm 以下であることは逆に，燃焼時の生成物によりスロートづまりが発生しやすいという懸念を残した。

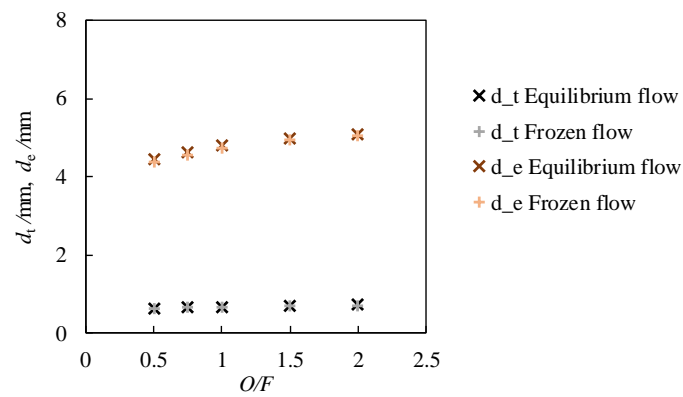
次に，Figure 5-9 に $O/F$ と推力の関係を示す。こちらでも， $O/F$ に対して単調増加する結果となった。そのオーダーは 10 mN 級であり，キックモーターとしては推力レンジが低いという結果となった。しかしながら，小型宇宙機向けの推進機としては有効に活用できる推力のオーダーである。今回の計算の結果からは，より燃料の直径が太く，かつ混合比が大きい側での推力が大きいことが予測され，より太いワイヤ直径での実験，及びその結果を用いた推力計算が望まれる。

最後に，Figure 5-10 に $O/F$ と比推力の関係を示す。ワイヤ直径が 0.8 mm と 0.5 mm の時で大きな差が見られなかった。比推力の極大値，及びそのときの混合比 $O/F$ の値は，マグネシ

ウム粉末と水の反応により推力を得る推進機の先行研究の結果とも類似しており，今回の計算の妥当性が裏付けられた<sup>33</sup>。

以上の結果から，簡易ではあるが，**Mg** ワイヤを燃料，水を酸化剤とする燃料端面加熱式のハイブリッドスラスタは，小型推進機向けの推進機として検討するに足るものであるということがわかった。

(a) 0.5 mm



(b) 0.8 mm

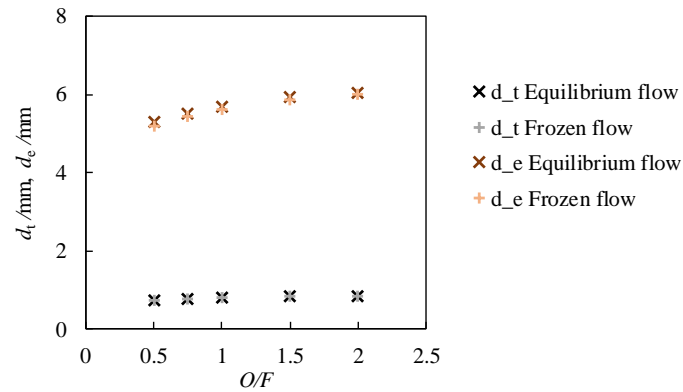
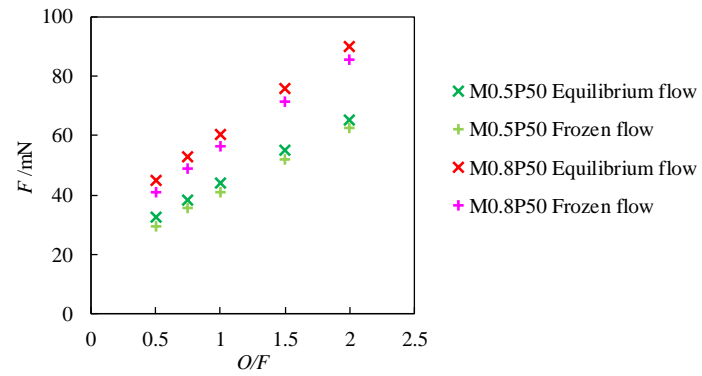
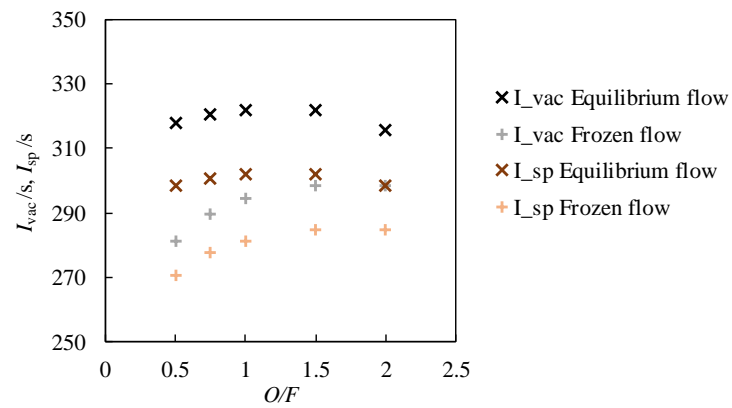


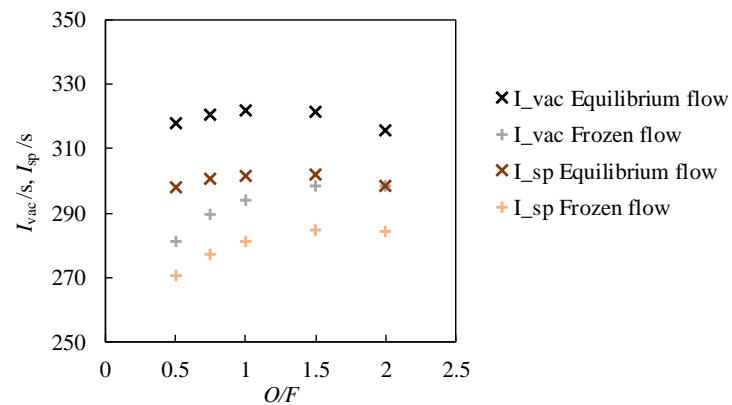
Figure 5-8 Relationship between  $d_t$  and  $O/F$ . (a)  $d = 0.5$  mm, (b)  $d = 0.8$  mm.

Figure 5-9 Relationship between  $F$  and  $O/F$ .

(a) 0.5 mm



(b) 0.8 mm

Figure 5-10 Relationship between  $I_{sp}$  and  $O/F$ .



---

## 第6章 結論

---

本研究で得られた結論は以下である。

- Mg と水蒸気の反応について，雰囲気圧力を 10 kPa, 50 kPa, 70 kPa で変化させて，その着火及び自燃の有無について判定した．着火のしやすさを，着火時間の逆数によって評価したところ，同じ水蒸気圧力ならば，燃料の直径が小さいほど着火しやすいという結論を得た．一方で，同じ Mg ワイヤ直径ならば，着火しやすさは，おおむね水蒸気の圧力に依存しない結果が得られた．今後の研究としては，より高い分解能で着火判定を行う実験が求められる．なお，着火に際しては，どの圧力，燃料の条件においても平均投入電力が 1 W のオーダーであり，これは小型推進機への応用に適した範囲であった．
- Mg と水蒸気の燃料後退速度を算出したところ，特に直径が大きいほど，燃料後退速度の圧力依存性が見られないという結果を得た．この理由については不明だが，雰囲気圧力への依存がないということは，雰囲気への反応熱の熱伝達損失項は小さいととらえることができる．
- 実験により得られた燃料後退速度を用いて，ハイブリッドスラスタの性能検討を行った．その結果，推力が 10 mN オーダーの時に，スロート直径が 1 mm のオーダーとなり，小型宇宙機向けの推進機としてハイブリッドスラスタは検討に値するものであるとわかった．

---

## 第7章      Appendix1 ハイブリッドスラスタ研究

---

ハイブリッドスラスタに関する研究は2016年より開始された。本章では、ハイブリッドスラスタに対する研究班での研究内容について概要を述べる。

### 7.1      ハイブリッドスラスタの研究に対するアプローチ

ハイブリッドスラスタの形態として、燃料金属をどのような形態で供給するか、あるいは、供給した燃料をどのように加熱するか、という2点から分類することができる。本節では、2種類の分類方法について述べる。

#### 7.1.1      燃料の供給形態

供給形態は、燃料の代表長に大きく依存している。燃料の代表長が大きいほど無重力空間での保持は簡易で、能動的に燃料を供給する必要がない傾向にある。一方で、一般的に金属燃焼においては、燃料の面積体積比が大きいほど、反応性が高いという傾向にある。すなわち、燃料の供給の簡便さと反応性の高さは、ほぼトレードオフの関係にあると言って差し支えない。本研究では、燃料の代表長が大きいものから順に、燃料後退、バルク押出、ワイヤ供給、テープ供給、粉体供給、流体置換、というように分類することができる。以下で、それぞれの供給形態について述べる。

- 燃料後退

一般的な固体ロケット、ハイブリッドロケット等から着想を得たものである。燃焼器内部に固定された燃料が、燃焼が進展していくにつれて後退していく。本項目で取り上げる供給手法の中では燃料を供給するための機構が一切必要ないため、最も簡便な方法であると言える。

- バルク押出

一般的な Pulsed Plasma Thruster (PPT) から着想を得たものである。燃料表面が燃焼の進展につれ後退していくのに合わせて、燃料をばね等で上流から押し出し、燃料表面が常に同じ位置に存在するようにするものである。

- ワイヤ供給

本研究で取り上げた方式である。本手法を採用した推進機のうち、代表的な先行研究はPPTであり、燃料のワイヤがリールに巻き取られていて、PPTにおける搭載可能燃料体積の制限を除外することに成功している<sup>48</sup>。

- 粉体供給

本手法を採用した推進機のうち、粉体の供給方法まで検討した代表的な先行研究として、各務らのハイブリッドロケットが挙げられる<sup>49</sup>。金属燃焼の先行研究では、先に述べたように粉体に関する研究例が大多数を占めており、その理由としては、上述のように、金属の反応性が高いというものが挙げられる。一方で、無重力空間における粉体供給の成功例はいまだに存在せず、供給方法の難しさが課題となる手法である。

- 流体置換

一部の PPT においては、燃料を液体や気体にして供給する手法を取っている。本手法を本研究のハイブリッドスラスタに適用するには、金属を液体にする、すなわち、燃焼器供給前に燃料金属の融点以上に加熱する必要がある。供給系全体を融点以上の温度に保つ必要があるという側面もあり、本手法は現実的ではない。

### 7.1.2 着火のためのエネルギー供給方法

本項目では、燃料着火のためのエネルギー供給方法に沿って分類を行う。金属と水の燃焼を開始するには、燃料である金属をその酸化物の沸点まで加熱する必要がある<sup>41</sup>。そのため、燃料の着火方法は推進機的设计において主要な指標の一つとなる。本研究では、まずエネルギーの種類として、化学エネルギーと電気エネルギーに大別した後、それぞれにおいてさらに細かい手法を提案していく。

#### 7.1.2.3 化学エネルギー

化学反応を利用してエネルギーを生成し、燃料金属に投入する手法である。利点として、その化学反応開始のために投入したエネルギーに対して、それよりも大きなエネルギーを取り出すことができる、という点が挙げられる。一方で欠点として、反応生成物により燃料金属を汚染してしまう可能性が挙げられる。固体ロケットやハイブリッドロケットにおいては、黒色火薬へのニクロム線による着火により、化学反応を起こし、エネルギーを燃料に投入するという手法は一般的である<sup>50,51</sup>。また、ハイブリッドロケットや一液式スラスタにおいては、触媒による酸化剤や推進剤の分解反応により、酸化剤や推進剤を着火する手法も取られる<sup>52</sup>。なお、第8章において、ハイブリッドスラスタにおける着火手法の一つとしてテルミット反応を用いた手法を提案し実験を行った内容についてまとめた。

#### 7.1.2.4 電気エネルギー

電気エネルギーとは、電荷、電流、電磁波等が持つエネルギーのことであり、ここでは、化学反応によらないエネルギーととらえて差し支えない。燃料金属が回路中に含まれるか否かでさらに大別できる。

回路中に含まれる場合、燃料への直流電流通電によるジュール加熱、あるいは、燃料の端面の放電による放電加熱が挙げられる。前者は先行研究が複数存在している<sup>53,54</sup>。後者は本研究において取り扱った方式である。なお燃料棒を電極棒の内部に挿入し、電極棒の放電により内部の燃料棒を加熱するという方式も見られる<sup>55</sup>。

回路中に含まれない場合、燃料へのレーザー照射による加熱や、誘導加熱、燃料外部での火花放電や直流電流通電等からエネルギーを得る加熱方式が挙げられる。レーザー加熱方式は推進薬を火薬とする小型固体スラスタにおける研究例が存在するほか、金属燃焼の分野でも先行研究が存在する<sup>39,56</sup>。誘導加熱方式にも先行研究が存在し、一例として、液体推進剤を誘導加熱で蒸発させてノズルから噴き出すというようなものがある<sup>57</sup>。火花放電や直流電流通電による方式は、金属燃焼の分野において研究例が数多く存在する<sup>41</sup>。特に粉体金属を燃料に用いた研究では主流のエネルギー投入方法である。

## 7.2 ハイブリッドスラスタの研究の経緯

本節では、2019 年度までの金属-水スラスタの研究内容について、年度ごとにまとめる。

### 7.2.1 2017 年度以前

金属-水スラスタに関する研究は 2016 年度より始まった。本推進機は、水統合推進系のうち、大推力生成を担う推進機として提案された<sup>58</sup>。しかしながら、提案された 2016 年度には一切の実験が行われず、構想止まりであった。初期の構想では、燃料の供給形態は塊状、着火のためのエネルギー供給形態は、誘導加熱、レーザー加熱、及びアークジェットのような形態が検討された。2017 年度には、研究班として初めての実験が行われた<sup>59</sup>。この実験は、塊状金属と定圧水蒸気の反応について調べるという目的で行われ、エネルギー供給形態に関する議論はペンディングとされた。直径 20 mm の純 Al 及び純 Mg の円柱に円筒形の穴を開け、円柱形のカートリッジヒーターを埋め込んで内側から加熱し、燃料金属が融点付近の温度に達した時点で水蒸気を供給し反応の有無を調べるというものであった。結果、推力

生成につながるような反応と思しき発光，圧力上昇，及び反応生成物等は一切確認されなかった。

### 7.2.2 2018 年度

2018 年度は，研究方針が大きく転換した．前年度に引き続き，塊状金属と水蒸気の反応について実験的調査がなされたものの，反応確認に至ることができなかった．その一方で，先行研究の精査が行われ，Mg 及び Al と水の反応物理自体にフォーカスした議論がなされた．これにより， $\mu\text{m}$  オーダーの粒子に対する先行研究に対して， $\text{cm}$  オーダーのサイズの塊状燃料を扱うことは，応用側面に焦点を当てるあまり，反応が起こりにくい条件となっており，研究方針の見直しが必要だという結論に至った．反応物理に焦点を当てた研究を行うという方針が新たに決定された．また，新たな実験手法の提案にあたっては，必ず守るべき条件（必須条件）とできる限り守るべき条件（準必須条件）を研究班として定めた．これらの条件を Table 7-1 に示す．以上の経緯を踏まえ，Table 7-2 に示した実験手法が提案された．このうち，2018 年度に行われた実験として，テルミット方式の初期検討である低圧下におけるテルミット反応実験が挙げられる．これについては詳細を第 8 章で述べる．2019 年度前半まで実験は行われたが，テルミット方式での燃料加熱は，主にテルミット反応自体の生成物と，金属と水の反応の生成物の切り分け等が煩雑になると予想され，基礎研究の加熱方法には不向きであるという結論から現在は用いられていない．Table 7-2 のその他の手法については，DC 加熱方式について先行研究調査，実験系検討，及び構築が行われた．実験系は大幅な改良が行われ，水タンク，水蒸気供給用配管，及び燃焼器が新たに構築された．

Table 7-1 Requirements for the experiments of a hybrid thruster.

必須条件	準必須条件
<ul style="list-style-type: none"> <li>● 酸化剤は水（なるべく純水）</li> <li>● 燃焼器下流が真空状態での作動が可能</li> <li>● 現状の技術で 2–3 U に収められる可能性がある機構（電源等を含む）</li> <li>● 保管時に反応が大きく進展しない</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 1 MPa 以上の高圧容器は不使用</li> <li>● 再現性が高い</li> <li>● 燃料や添加剤に特別な許可が不要</li> <li>● レジストジェットスラスタやイオンスラスタと水供給系を共有可能</li> <li>● 大推力（N 級）</li> </ul>

Table 7-2 Experimental methods for metal-water combustion proposed in 2018.

方式名称	概要	概念図
DC 加熱方式	燃料 (Mg/Al) の単線に水蒸気雰囲気中で電圧印加し, 反応の有無を見る.	<p>燃料金属単線</p> <p>水蒸気流路 (~ 200 °C)</p> <p>水タンク (&lt; 150 °C)</p>
テルミット方式	燃料板の加熱に, 酸化鉄(III)とアルミニウムの反応 (テルミット反応) の熱を用いる.	<p>水蒸気</p> <p>燃料板 (Mg / Al)</p> <p>Al+Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (テルミット剤)</p> <p>加熱方向 (燃料が溶けていく方向)</p> <p>※燃焼室内部の模式図</p>
金属球方式	上述の単線加熱方式の単線を燃料金属球に変更した方式.	<p>水供給系</p> <p>可視化燃焼室</p> <p>Chromel Wire</p> <p>Mg粒子</p> <p>N<sub>2</sub> (不活性ガス)</p> <p>※真空チャンバー内に組む</p>
過熱蒸気方式	燃料粉末はバインダー等で固めておき, そこに過熱水蒸気を供給することで, 燃料をあたため, 反応を起こさせる方式.	<p>水蒸気加熱部 (~ 1000 K)</p> <p>燃料金属粉末+バインダー</p> <p>水タンク (&lt; 150 °C)</p>

## 7.2.3 2019 年度（2020 年 2 月現在まで）

2019 年度には、Table 7-3 に示す方式の検討がなされた。前年度提案された手法のうち、DC 加熱方式は実験が行われた。また、新たに粉塵爆発方式や放電方式の実験が行われたほか、燃料を加熱する新しい方法の検討もなされた。本研究の内容は放電方式に該当する。以下では、それぞれの方式の手法及び実験結果を簡単に述べる。

Table 7-3 Experimental methods for metal-water combustion proposed in 2019.

方式名称	概要	概念図
DC 加熱方式 (前年度から継続)	燃料 (Mg / Al) の単線に水蒸気雰囲気中で電圧印加し、反応の有無を見る。	<p>燃料金属単線</p> <p>水蒸気流路 (～ 200 °C)</p> <p>水タンク (&lt; 150 °C)</p>
テルミット方式 (前年度から継続→打ち切り)	燃料板の加熱に、酸化鉄(III)とアルミニウムの反応 (テルミット反応) の熱を用いる。	<p>水蒸気</p> <p>燃料板 (Mg / Al)</p> <p>Al + Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (テルミット剤)</p> <p>加熱方向 (燃料が溶けていく方向)</p> <p>※燃焼室内部の模式図</p>
粉塵爆発方式	燃料金属の粉末を、水蒸気中で粉塵爆発させる。	<p>水蒸気流路 (～ 473 K)</p> <p>燃料金属粉末</p> <p>水タンク (&lt; 373 K)</p>
放電方式	燃料ワイヤの端面を放電により加熱し反応を起こさせる。	本研究の内容であるため割愛。

DC 加熱方式では、Mg ワイヤ、Al ワイヤともに径 0.2 mm, 0.5 mm に対する燃焼実験がなされた。実験系は Figure 7-1 に示すようになっていいる。基本的には本論文で述べた放電実験系と同じであり、燃料の設置方法が異なる。Figure 7-2 に燃焼時の外観の時間履歴の一例を示す。数  $\Omega$  の燃料に 5–20 A の直流電流を印加すると、燃料がジュール加熱され、融点付近に達した時点で燃料が断線し、その後雰囲気酸化剤との着火及び自燃の有無を確認することができる。実験の結果については参考文献を参照されたい<sup>53,54</sup>。

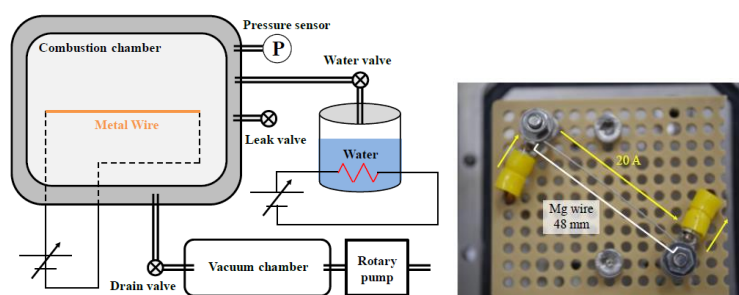


Figure 7-1 Schematic of the DC ignition experiment (left) and the setup of a Mg wire (right)<sup>53</sup>.

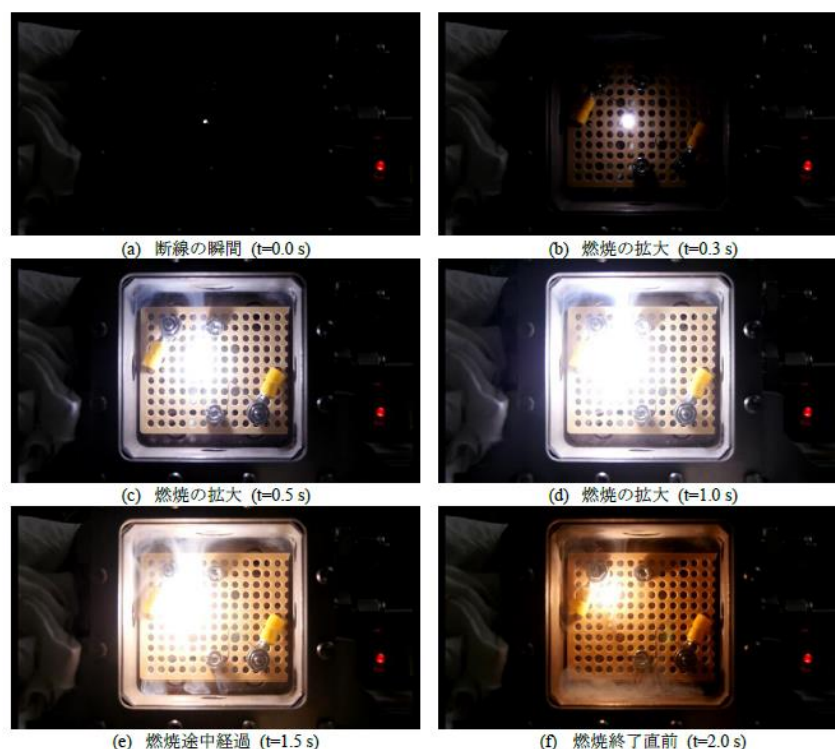


Figure 7-2 Appearances of the combustion of the Mg wire heated by DC<sup>53</sup>. The diameter of the wire was 0.5 mm and the water-vapor pressure was 30 kPa.



粉塵爆発方式は、主に粒径  $42\ \mu\text{m}$  の Al 粒子に対して、空気を酸化剤として基礎実験が行われた。Figure 7-3 に空気 100 kPa における燃焼時の様子を、Figure 7-4 にその時間履歴の一例を示す。窒素によって Al の粒子を舞わせ、その粉塵雲をタングステンフィラメントで着火することにより、粉塵爆発を起こす。現在は、水蒸気雰囲気、あるいは燃料を Mg 粒子とした場合の実験も想定し、実験系の改良が行われた。実験の結果については参考文献を参照されたい<sup>60</sup>。

その他、燃料を加熱する方式として、いくつかの方式が検討された。水素酸素トーチ方式は、トーチにより金属端面を加熱するもので、搭載している酸化剤の水により着火まで担えるという利点がある。誘導加熱方式は、金属周囲のコイルに高周波電圧を印加し内部金属を加熱する方式で、燃料を非接触で加熱できるという利点がある。レーザー加熱方式は本研究の放電方式をレーザーに置き換えたものである。いずれも燃料金属と水蒸気の反応に関する実験がまだ行われていない。

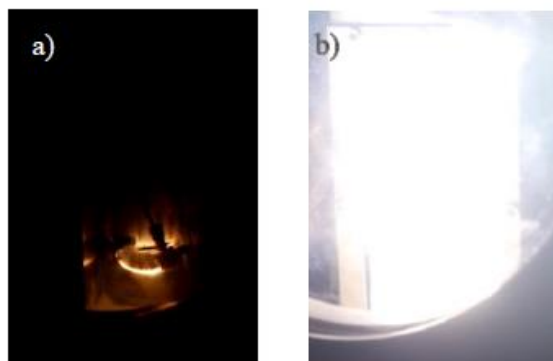


Figure 7-3 Appearances of the dust explosion. (a) The moment of the beginning of the ignition, (b) The moment of the dust explosion<sup>60</sup>.

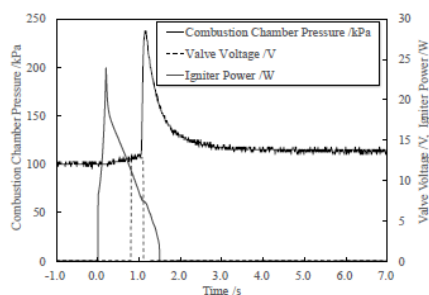


Figure 7-4 Time profile of the dust explosion. The fuel was 0.05 g of aluminum powder and the oxidizer was 100 kPa of air<sup>60</sup>.

---

## 第8章 Appendix2 テルミット反応

---

本稿では、詳細な言及は参考文献に譲り、簡易な言及にとどめるものとする<sup>61,62</sup>。

### 8.1 研究背景

本研究にて提案したハイブリッドスラスタの基礎研究として、金属と水蒸気の反応に関する実験を行うために、金属の加熱方法の一種として、テルミット反応が着目された。

テルミット反応とは、ある金属と、その金属よりもイオン化傾向の小さな金属の酸化物との酸化還元反応のことである。用途として、溶接や推進剤への利用等が提案／実装されてきた。また、反応物の安全性の高さから、教育目的で用いられることも多い。反応物の組み合わせは多岐にわたるが、本研究では、アルミニウム Al と酸化鉄(III)  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  の反応が選定された。以下に総括反応式を示す。



本反応の利点として、反応物が特に安全であり入手しやすいということが挙げられる。Al- $\text{Fe}_2\text{O}_3$  テルミット反応の反応熱は酸化鉄 1 mol あたり 852 kJ で、反応生成物は 3000 K ほどに達するとされる<sup>63,64</sup>。さらに、先行研究においては無気相反応であることが示唆されている<sup>65,66</sup>。すなわち、雰囲気圧力に依存せずに反応を起こすことが可能であるという意味であり、真空中での利用に向いていると言える。しかしながら、量論混合比の Al- $\text{Fe}_2\text{O}_3$  テルミット反応に関して低圧下における反応の圧力依存性を実験的に調査した例がない。以上により、本研究の目的は、低圧下における Al- $\text{Fe}_2\text{O}_3$  テルミット反応の反応有無を調査すること、および、対象物加熱能力を評価することである。

### 8.2 実験手法

本研究では Al- $\text{Fe}_2\text{O}_3$  テルミット反応に関し、2 種類の実験が行われた。以下では、反応の圧力依存性について調査した「反応実験」、および、テルミット反応による対象物加熱能力を調査した「加熱実験」と呼称する。

それぞれの実験に共通な実験系の系統図を Figure 8-1 に示す。実験はすべて 3.2.8 にて上述の真空チャンバーの内部で行われた。真空チャンバーの可視化窓から反応の様子をカメラで撮影した。用いたカメラは 3.2.7 にて述べたものである。以下では、Al- $\text{Fe}_2\text{O}_3$  テルミット反応の反応物である Al 粉末と  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  粉末を量論混合比で混合したものをテルミット剤と呼称する。テルミット剤作成時の粉末の様子を Figure 8-2 に示す。テルミット剤の着火のためのエネルギー投入は、抵抗 1.0  $\Omega$  になるように切断しコイル状に巻いたニクロム線への

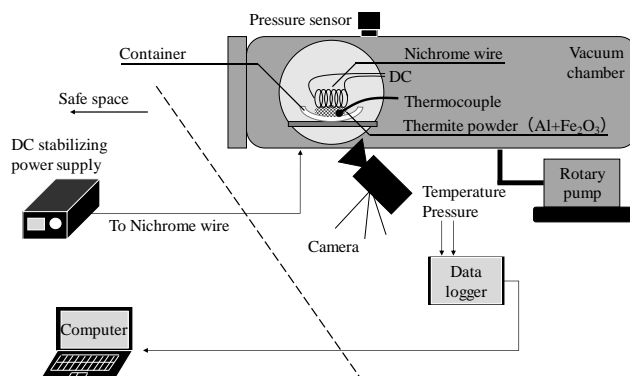


Figure 8-1 Schematic of the experimental setup of the thermite reaction.

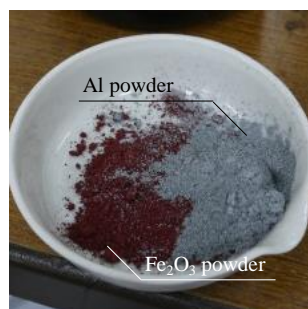


Figure 8-2 Appearances of the  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  powder and Al powder.

通電によって行われた。ニクロム線への印加電圧，および各実験で設置した K 型熱電対のデータを 3.2.7 にて述べたデータロガー GL820 を用いて収録した。

続いて，それぞれの実験の手法について詳細に述べる。

### 8.2.1 反応実験

本実験においては，蒸発皿に入れたテルミット剤 5.0 g 中に，ニクロム線を埋め込んで，真空チャンバーの内部に設置した。この際，蒸発皿の内側底面には 3 つの K 型熱電対をカプトンテープで貼り付けた。雰囲気はチャンバー中の空気で，圧力は  $10^5$  Pa,  $10^3$  Pa,  $10^1$  Pa で変化させた。

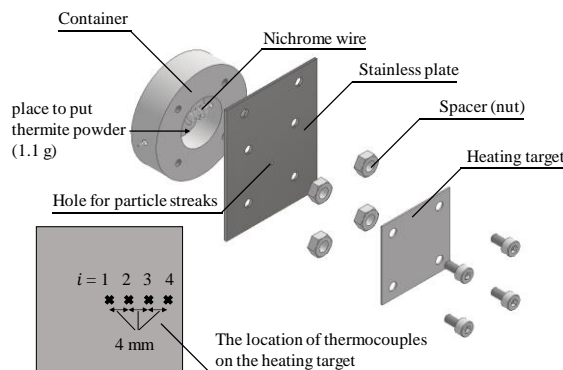


Figure 8-3 Schematic of the igniter proposed in this study.

### 8.2.2 加熱実験

本実験に先立って、テルミット反応を利用して対象物を加熱するための着火器が設計された。その構成および外観を Figure 8-3 に示す。ニクロム線が設置された容器 (Container) の中に 1.1 g のテルミット剤を入れる。容器にステンレス製の厚さ 0.5 mm のおさえ板 (Stainless plate) をかぶせる。おさえ板には、ちょうど容器の中央に合うように直径数 mm の噴出孔 (Hole for particle streaks) が、テルミット反応の高温生成物が指向性を持って飛び出るような意図で設けられている。実験では、おさえ板とは別のステンレス製の板 (Heating target, 30 mm×30 mm×0.5 mm) が、加熱対象としておさえ板から数 mm の場所にスペーサー (Spacer (nut)) を介して平行に設置された。ステンレス板の、テルミット剤が付着しない面に熱電対を中央から 4 つ 4 mm 間隔で貼り付け、板の温度を測定した。

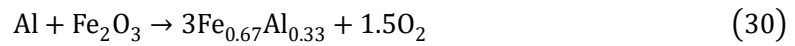
## 8.3 実験結果および考察

### 8.3.1 反応実験

各圧力における実験結果を Figure 8-4 に示す。実験前に蒸発皿いっぱいに入れられていたテルミット剤は灰色であったが、実験後には黒色の生成物が見られた。磁石を近づけることによりこれを純鉄と断定した。低圧下の実験ほど、以下の傾向が見られた。

- 生成物の飛び散りが激しい。
- 局所的な反応になる傾向があり、未燃のテルミット剤が多く残った。

前者については、テルミット反応の中間生成物である酸素の寄与が考えられる。これは先行研究においても示唆されており、反応式の一例を以下に示す<sup>67,68</sup>。



大気圧中ならばすぐさまアルミニウムと結びつくはずの酸素が，低圧下ではアルミニウムと結びつく前に空気中に拡散してしまい，その際に生成物や未燃のテルミット剤を吹き飛ばしていたと考察できる．

一方，後者に関しては低圧下では対流熱伝達の効果が小さく，ニクロム線からの熱がテルミット剤の粒子から粒子へと伝達しにくかったため，未燃のテルミット剤が多くなったと考えられる．なお，温度上昇の度合は，圧力が低いほど小さく，これは，反応したテルミット剤の量が低圧下では少なかったためと説明できる．

### 8.3.2 加熱実験

ステンレス板の温度上昇の時間履歴を Figure 8-5 に示す．時間原点は，ニクロム線への電圧印加の瞬間である．26 s 付近でテルミット反応が起き，噴出孔から飛散したテルミット反応の生成物がステンレス板を加熱し，温度が上昇していることがわかる．ステンレス板の温度は最高で 660 K まで上昇した．この実験結果から，ステンレス板への入熱量を求める．板の厚み方向の温度分布は無視し，軸対象な温度分布であると仮定する．4 か所の温度が 1 % 以内の差で一致したときの温度を  $T_u$  とすると，周囲の空気への放射や対流による熱損失を差し引いたステンレス板への入熱量を次の式で評価することができる．

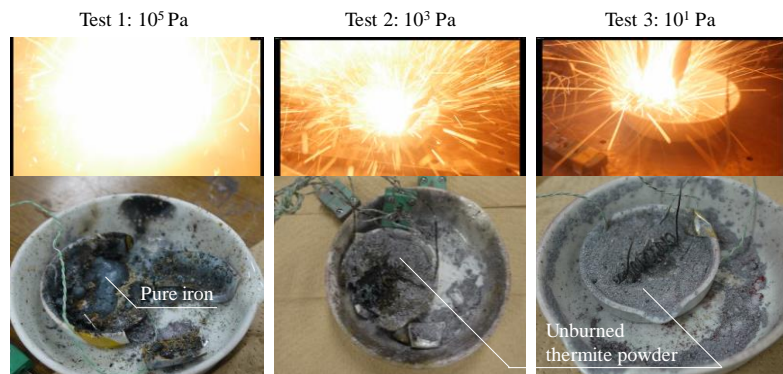


Figure 8-4 Appearances of the thermite reaction under several pressures and the residue of each experiment.

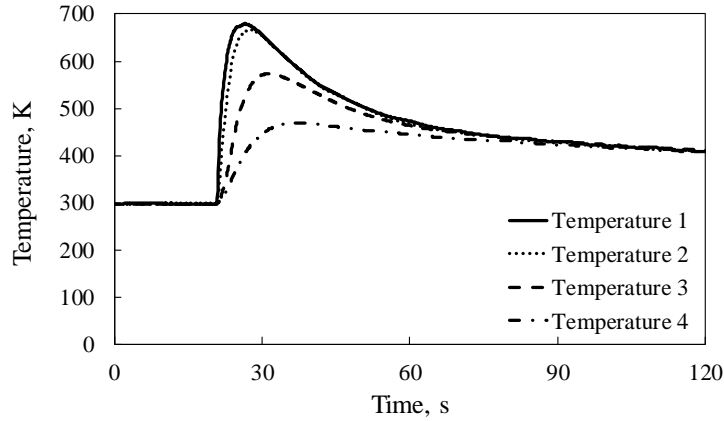


Figure 8-5 Time profile of the temperature of the heating target.

$$Q_{\text{sus}} = \rho_{\text{sus}} V_{\text{sus}} c_{\text{sus}} (T_{\text{u}} - T_0) \quad (31)$$

結果，入熱量は  $2.2 \times 10^2 \text{ J}$  となった．今回封入されたテルミット剤 1.1 g が完全に反応したと仮定した場合に得られる熱量は 4220 J であり，入熱量は 5.2 % となった．この評価では，入熱量は過小評価となっているが，絶対的な熱損失が大きいことから，効率的な伝熱方法に再考の余地を残す結果となった．なお，本研究の放電試験での総投入エネルギーの結果 Figure 5-2 を参照すると，今回の入熱量の効率ならば，必要なテルミット剤は 1.1 g のおよそ 10 分の 1 程度でよいという結果になる．飛散したテルミット剤が水蒸気と金属の燃焼に及ぼす影響を評価し，かつ適切にテルミット反応の生成物と金属と水蒸気の燃焼の生成物の切り分けをできれば，本手法も着火手法の 1 つとして実現しうるだろう．一方で，通常のハイブリッドロケットにおける樹脂燃料の加熱においては，現在主に用いられている黒色火薬の代替として検討に値するだろう．

## 8.4 結論

本研究では，ハイブリッドスラスタの基礎研究のために，金属を加熱する手法の一つとしてテルミット反応の利用を提案し（テルミット方式），そのためにテルミット反応そのものの圧力依存性や加熱能力について調査した．得られた結論は以下である．

- 最低  $10^1 \text{ Pa}$  におけるテルミット反応を確認した．低圧下ほど，生成物の飛散が激しく，かつ未燃のテルミット剤が多く残る結果となった．前者は中間生成物の酸素の影響，後者は低圧下ほど対流熱伝達が弱まる影響によると考察された．

- テルミット反応の生成物により，ステンレス板を加熱し入熱量を評価したところ，用いたテルミット剤がすべて反応しきった場合の反応熱の 5.2 %が入熱したという結果が得られた．体積や重量の制限が厳しい小型宇宙機での利用を考えるならば，入熱の効率をさらに上昇させ，必要なテルミット剤を少なくするような着火器の再考が求められる．一方で，打ち上げ用ハイブリッドロケットならば，体積や重量の制限が小型宇宙機に比べ厳しくない．そのため，テルミット剤を着火のためのエネルギー源として使用できる可能性がある．特に，現在主に用いられている黒色火薬は取り扱いに注意を要するため，安価かつ簡単に入手可能な酸化鉄及びアルミニウムの粉末を用いているテルミット剤は，簡易な着火剤の 1 つとして代替物になりうる．

---

## 第9章 参考文献

---

- [1] SpaceWorks, “2019 Nano/Microsatellite Market Forecast, 9<sup>th</sup> Edition”, January 2019.
- [2] Nakasuka, S., "Research and Development of Nano-satellites", *Journal of the Japan Society for Precision Engineering*, Vol. 77, No.1, 2011, pp. 37 – 41.
- [3] Funase, R., Nakamura, Y., Nagai, M., Enokuchi, A., Komatsu, M., Nakasuka, S., & Kawakita, S., “Development of COTS-based Pico-Satellite Bus and Its Application to Quick and Low Cost On-orbit Demonstration of Novel Space Technology”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, Vol. 6, 2008, pp. 1 – 9.
- [4] Funase, R., Inamori, T., Ikari, S., Ozaki, N., Koizumi, H., “Initial Operation Results of a 50kg-class Deep Space Exploration Micro-Spacecraft PROCYON”, *29<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC15-V-5, 2015.
- [5] NASA Jet Propulsion Laboratory , “Mars Cube One”, <https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/marco.php> (accessed January 28, 2020).
- [6] Bedon, H., Negron, C., Llantoy, J., Nieto, M. C., Asma, O. C., “Preliminary Internetworking Simulation of the QB50 Cubesat Constellation”, *2010 IEEE Latin-American Conference on Communications*, Bogota, Colombia, 2010.
- [7] Alexander, P. S., Klekociuk, R. A., Tsuda, T., “Gravity wave and orographic wave activity observed around the Antarctic and Arctic stratospheric vortices by the COSMIC GPS-RO satellite constellation”, *Journal of Geographical Research*, Vol. 114, 2009, pp. 1 – 17.
- [8] Torisaka, A., Ozawa, S., Yamakawa, H., Kobayashi, N., “Control of Electromagnetic Current at Final Docking Phase of Small Satellites”, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers C*, Vol. 79, No. 801, 2013, pp. 315 – 324.
- [9] Koizumi, H., “Small Propulsion System on the Micro-Space Probe, PROCYON: Stories and Lessons Learned from the Development to the In-Flight Operation”, *Journal of Plasma and Fusion Research*, Vol. 92, No. 7, 2016, pp. 501 – 513.
- [10] Tummala, R. A., Dutta, A., “An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends.” *Aerospace*, Vol. 4, No. 58, 2017, pp. 1 – 30.
- [11] UNECE, “GHS pictograms”, <http://www.unece.org/trans/danger/publi/ghs/pictograms.html> (accessed January 28, 2020).
- [12] Association National Fire Protection, “NFPA 704 Standard System for the Identification of the Harards of Materials for Emergency Response”, 2017<sup>th</sup> edition.
- [13] Larsson, A., Wingborg, N., “Green propellants based on ammonium dinitramide (ADN)”. *Advances in Spacecraft Technologies*, 2011, pp. 139-156.
- [14] Fujisato, K., Habu, H., Miyake, A., Hori, K., “Study of ADN-based Solid Propellant”, *JAXA research and development memorandum*, JAXA-RM-10-015, 2011, pp. 9 – 20.



- [15] Igarashi, S., Fukuchi, A. B., Azuma, N., Hatai, K., Kagawa, H., Ikeda, H., “Development of a High-Performance HAN/HN-Based Low-Toxicity Monopropellant”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. 30, 2016, Pa\_101 – Pa\_105.
- [16] Sakuma, T., Ohira, T., Sahara, H., Miyashita, N., Kuramoto, Y., Matsui, M., Yoshimoto, S., Tsuruda, Y., Nakasuka, S., “Development and On-Orbit Demonstration of Propulsion System Based on 60wt% Hydrogen Peroxide for Microsatellite”, *Proceedings of Space Transportation Symposium FY2014*, 2015, pp. 1 – 5.
- [17] Momentus Space, “WATER PLASMA PROPULSION”, DEVELOPMENT, <https://momentus.space/development/> (accessed January 28, 2020).
- [18] Gibbon, D., Coxhill, I., Nicolini, D., Correi, R., Page, J., “The Design, Development and In-flight Operation of a Water Resistojet Micropropulsion System”, *40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, Florida, AIAA 2004-3798, 2004.
- [19] Debra Werner, “Water propulsion technologies picking up steam”, SPACENEWS, <https://spacenews.com/water-propulsion-technologies-picking-up-steam/> (accessed January 28, 2020).
- [20] James, K., Moser, T., Conley, A., Slostad, J., Hoyt, R., “Performance Characterization of the HYDROS Water Electrolysis Thruster”, *29<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC15-XI-5, 2015.
- [21] NASA, “In-Situ Resource Utilization”, Advanced Exploration System, <https://www.nasa.gov/isru> (accessed January 28, 2020).
- [22] ESA, “In-Situ Resource Utilization”, SCIENCE & EXPLORATION, [https://www.esa.int/Science\\_Exploration/Human\\_and\\_Robotic\\_Exploration/Exploration/In-Situ\\_Resource\\_UtilisationL](https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/In-Situ_Resource_UtilisationL) (accessed January 28, 2020).
- [23] 永田晴紀, “超小型宇宙機用キックモータの開発”, UNISEC WorkShop, [http://unisec.jp/workshop/2018/files/2-3\\_kick\\_motor.pdf](http://unisec.jp/workshop/2018/files/2-3_kick_motor.pdf) (accessed January 28, 2020).
- [24] Kamps, L., Roca, M. P., Uchiyama, E., Takanashi, T., Nagata, H., “Development of N<sub>2</sub>O HDPE Hybrid Rocket for Microsatellite Propulsion”, *70<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, Washington D.C., 2019.
- [25] Jens, T. D., Karp, C. A., Rabinovitch, J., Conte, A., Nakazono, B., Vaughan, A. D., “Design of Interplanetary Hybrid CubeSat and SmallSat Propulsion Systems”, *54<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cincinnati, Ohio, AIAA 2018-4668, 2018.

- [26] 鈴木一希, 浅野貴則, 加藤美紀生, 松本幸太郎, 桑原卓雄, “酸化剤として  $\text{H}_2\text{O}/\text{HNO}_3$  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, 2014, pp. 1 – 4.
- [27] Bergthorson, M. J., Yavor, Y., Palecka, J., Georges, W., “Metal-water combustion for clean propulsion and power generation”, *Applied Energy*, Vol. 186, 2017, pp. 13 – 27.
- [28] Yang, W., Han, Z., Zhou, J., Liu, J., Cen, K., “Theoretical study on the reaction of magnesium with water in the gas-phase”, *International Journal on Hydrogen Energy*, Vol. 36, 2011, pp. 10608 – 10613.
- [29] Huang, L., Xia, Z., Zhang, W., Huang, X., Hu, J., “Combustion of a single magnesium particle in water vapor”, *Chinese Physics B*, Vol. 24, No. 9, 2015, 094702-1 – 094702-8.
- [30] 櫻井康隆, “再生可能エネルギーサイクルのためのマグネシウムエンジンの開発に関する研究”, 東京工業大学博士論文, 2008.
- [31] Corcoran, A., Mercati, S., Nie, H., Milani, M., Montorsi, L., Dreizin, L. E., “Combustion of fine aluminum and magnesium powders in water”, *Combustion and Flame*, Vol. 160, No. 10, 2013, pp. 2242 – 2250.
- [32] Quijano, D., Corcoran, L. A., Dreizin, L. E., “Combustion of Mechanically Alloyed Aluminum-Magnesium Powders in Steam”, *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 40, 2015, pp. 749 – 754.
- [33] Miller, F. T., Herr, D. J., “Green Rocket Propulsion by Reaction of Al and Mg Powders and Water”, 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, AIAA 2004-4037, 2004.
- [34] Marino, T., Motevalli, V., “Effect of Solid Fuel Particle Size on Burning Rate Using Computational Analysis”, *Proceedings of the World Congress on Momentum, Heat and Mass Transfer*, 2016, CSP125-1 – CSP125-9.
- [35] Blackburn, E. P., Gulbransen, A. E., “Aluminum Reactions with Water Vapor, Dry Oxygen, Moist Oxygen, and Moist Hydrogen between 500°C and 625°C”, *Journal of the Electrochemical Society*, Vol. 107, No. 12, 1960, pp. 944 – 950.
- [36] Shmelev, V., Nikolaev, V., Lee, J., Yim, C., “Hydrogen production by reaction of aluminum with water”, *International Journal on Hydrogen Energy*, Vol. 41, 2016, pp. 16664 – 16673.
- [37] Shmelev, V., Yang, H., Yim, C., “Hydrogen generation by reaction of molten aluminum with water steam”, *International Journal on Hydrogen Energy*, Vol. 41, 2016, pp. 14562 – 14572.
- [38] Sundaram, S. D., Yang, V., Huang, Y., Risha, A. G., Yetter, A. R., “Effects of particle size and pressure on combustion of nano-aluminum particles and liquid water”, *Combustion and Flame*, Vol. 160, 2013, 2251 – 2259.

- [39] Leibowitz, L., Mishler, W. L., “A study of aluminum-water reactions by laser heating”, *Journal of Nuclear Materials*, Vol. 23, No. 2, 1967, pp. 173 – 182.
- [40] Brzustowski, A. T., Glassman, I., “Vapor-Phase Diffusion Flames in the Combustion of Magnesium and Aluminum: II. Experimental Observations in Oxygen Atmospheres”, *Progress in Astronautics and Rocketry*, Vol. 15, 1964, pp. 75 – 115.
- [41] Coffin, P. K., “Some Physical Aspects of the Combustion of Magnesium Ribbons”, *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 5, No. 1, 1955, pp. 267 – 276.
- [42] Abbud-Madrid, A., Fiechtner, J. G., Branch, C. M., Daily, W. J., “Ignition and Combustion Characteristics of Pure Bulk Metals: Normal-Gravity Test Results”, *32<sup>nd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, AIAA-94-0574, Nevada, 1994.
- [43] Fukuchi, A., Kawashima, M., Yuasa, S., “Combustion characteristics of Mg-CO<sub>2</sub> counterflow diffusion flames”, *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 26, No. 2, 1966, pp. 1945 – 1951.
- [44] Yuasa, S., “Characteristics of Ignition and Combustion of Metals”, *Journal of the Combustion Society of Japan*, Vol. 45, No. 133, 2003, pp. 152 – 163.
- [45] Tanaka, M., “Arcs and TIG Welding”, *Journal of the Japan Welding Society*, Vol. 77, No. 2, pp. 152 – 162.
- [46] 才田隆広, 小木曾貴弘, 岩田圭史, “還元性酸化チタンの酸化数および局所配位構造の解明”, <http://www.astf-kha.jp/synchrotron/publication/files/201504066.pdf> (accessed February 20, 2020).
- [47] Gordon, S., McBride, J. B., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations”, *NASA RP-1311*, 1994.
- [48] Woodruff, C., King, Darren, Burton, R., Bowman, J., Carroll, D., “Development of a Fiber-Fed Pulsed Plasma Thruster for Small Satellites”, *33<sup>rd</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC19-WKVIII-06, 2019.
- [49] Watanabe, T., Fujihara, Y., Yano, Y., Kakami, A., “Design of Hybrid Microthruster Using Powder Fuel and Powder Combustion Observation Using High Speed Camera”, *Proceedings of Space Transportation Symposium FY2017*, 2018, pp. 1 – 5.
- [50] Whitmore, A. S., Merkley, L. S., Tunc, L., Mathias, D. S., “Survey of Selected Additively Manufactured Propellants for Arc Ignition of Hybrid Rockets”. *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 6, 2016, pp. 1494 – 1504.

- [51] Nakata, D., Muhammad, H., Tanatsugu, N., Higashino, K., Hirota, M., “Experimental Study on the Ignition Delay of Hybrid Rockets”, *Proceedings of Space Transportation Symposium FY2013*, 2014, pp. 1 – 5.
- [52] Zakirov, V., Sweeting, N. M., Goeman, V., Lawrence, T., “Survey Research on Nitrous Oxide Catalytic Decomposition for Space Applications”, *14<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, SSC00-XI-6, 2000.
- [53] 西井啓太, 秋山茉莉子, 室原昌弥, 万浪義史, 小泉宏之, “超小型ハイブリッドモータへ向けた水と金属の低圧燃焼基礎実験”, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 徳島, 2019.
- [54] 万浪義史, 西井啓太, 秋山茉莉子, 室原昌弥, 小泉宏之, 小紫公也, “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, 相模原, 2020.
- [55] 柳田直人, 大畠真, 山田達也, 堀澤秀之, “Al-水アークジェット of の作動特性”, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム講演集録, 2015, pp. 1 – 6.
- [56] Nakano, M., Ishikawa, T., Wakabayashi, R., “Laser Propulsion Technology on “KKS-1” Microsatellite”, *The Review of Laser Engineering*, Vol. 39, No. 1, 2011, pp. 34 – 40.
- [57] Liu, B., Yang, X., Wang, Y., Li, D., Gao, G., Yang, J., Zhou, R., “A tubular vaporizing liquid micro-thruster with induction heating”, *Heat and Mass Transfer*, 2020.
- [58] 小泉宏之, “超小型衛星の多目的実用化時代に向けたオールラウンド超小型宇宙推進系の実現”, KAKEN, <https://kaken.nii.ac.jp/ja/grant/KAKENHI-PROJECT-16H06370/> (accessed February 20, 2020).
- [59] 秋山茉莉子, “小型スラスタへの応用を目指した低圧下における金属と水蒸気の反応に関する研究”, 東京大学卒業論文, 2018.
- [60] 室原昌弥, 西井啓太, 小泉宏之, 小紫公也, “粉体アルミニウム／マグネシウム低圧燃焼基礎実験”, 第 51 期日本航空宇宙学会年会講演会, 東京, 2020 (予定).
- [61] 秋山茉莉子, 齋藤勇士, 西井啓太, 小泉宏之, 小紫公也, “CubeSat 用ハイブリッドロケットのためのテルミット反応を用いた点火手法の提案”, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2019.
- [62] Mariko Akiyama, Yuji Saito, Keita Nishii, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, “Application of an Al/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> Thermite Reaction to an Igniter of a Hybrid Rocket”, *32<sup>nd</sup> International Symposium on Space Technology and Science*, Fukui, Japan, 2019.
- [63] Duraes, L., Costa, F. O. B., Santos, R., Correia, A., Campos, J., Portugal, A., “Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/aluminum thermite reaction intermediate and final products characterization”, *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 465, No. 1-2, 2007, pp. 199 – 210.

- 
- [64] Habu, H., Arakawa, S., Abe, T., Yoshida, Y., Yamamoto, M., Watanabe, S., Yamamoto, M., “Lithium ejection system for the international collaborative space science research activity”, *JAXA Research and Development Report*, Vol. 10, 2011, pp. 1 – 18.
- [65] Merzhanov, A. G., Sytshev, A. E., “Self-propagating high-temperature synthesis”, <http://www.ism.ac.ru/handbook> (accessed February 10, 2020).
- [66] Remodanova, D. L., Pokhil, F. P., “Combustion of the Composition  $\text{Fe}_2\text{O}_3+\text{Al}+\text{Al}_2\text{O}_3$ ”, *Combustion, Explosion, and Shock waves*, Vol. 5, 1969, pp. 189 – 191.
- [67] Weismiller, M. R., Lee, J. G., Yetter, R. A., “Temperature measurement of Al containing nano-thermite reactions using multi-wavelength pyrometry, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 33, 2011, pp. 1933 – 1940.
- [68] Goya, G. F., Rechenberg, H. R., “Mechanosynthesis of intermetallic  $\text{Fe}_{100-x}\text{Al}_x$  obtained by reduction of Al/ $\text{Fe}_2\text{O}_3$  composite”, *Journal of Physics: Condensed Matter*, Vol. 12, 2000, 10579 – 10590.

---

## 第10章 謝辞

---

修士2年間の研究を行うにあたり、大変多くの方にお世話になりました。皆様に深く感謝申し上げるとともに、僭越ながら特にお世話になりました方々に謝辞を述べたく存じます。

指導教員の小泉宏之准教授には、学部を引き続きお世話になりました。研究においては、修士論文提出直前まであたふたと面倒を見ていただくこととなり、大変申し訳ありませんでした。特段得意な分野があるわけでもなく、ふわふわとさまようような修士2年間でしたが、「こうやりたい」という漠然とした目標を具体化し、旗を振って導いてくださった先生がいらしたからこそ、私の修士論文は帰結を迎えたのだと思っております。また、振り返ってみますと修士2年間は、研究の傍ら、実際に超小型衛星の開発に携われるという、たぐいまれなる環境にありました。先生はよく、「研究とプロジェクトの両輪が研究室にとって必須である」とおっしゃっていますが、一学生としては、このような恵まれた環境を提供していただいていることは、当然とは思ってはいけないことだと感じております。研究ではなかなか実感することのできない「迫りくる期日」、「チームへの責任感」、そして「いつの間にか湧いている実機への夢と愛着」をひしひしと感じる、貴重な日々でした。「宇宙開発を近くに感じられるような研究がしたい」という思いで小泉研究室を選んだことは、間違っていなかったと感じます。先生から「何を学んだか」ということをうまく言語化できないのが悔しいですが、視野の広さ、論理の立て方、そして実践の場での処理能力を、引き続き目標にしていきたいと思います。

小紫公也教授にも日々の研究室生活にて非常にお世話になりました。研究室輪講においては、つまらない内容だと自分で感じてしまうような発表が続いた時期もあり、少なからず苦い思いをしていました。ようやく研究方針が定まって来たころに、小紫教授に研究内容について声をかけていただき、非常に嬉しかったのを思い出します。男女共同参画関連のイベントにも数多く声をかけていただき、その中で向井千秋さんと対談するという貴重な機会をいただいたことも感謝いたしております。引き続き博士課程に進学しお世話になりますが、一層気を引き締め、研究室の名に恥じぬ学生となれるよう精進します。

川嶋嶺助教には、研究室輪講において的確なコメントをいただいた他、輪講係や備品管理といった研究室運営の面でもお世話になりました。「本郷2階実験室でわからないことはひとまず川嶋さんにお聴きする」というスタンスになりがちでしたが、いつでも快くご教授いただいたこと、非常にありがたく存じます。

お世話になりました小紫小泉研究室の諸先輩方には頭を上げることができません。横柄な態度を取り、小生意気な発言を繰り返すような後輩でしたが、根気強くご指導いただいたことは、今後の私の人生において忘れられない出来事となりました。どなたを取っても、いつでも嫌な顔一つせず研究内容へのコメントをくださったり、時に雑談をしてくださったりと、「この研究室には（平たい表現となりますが）本当に良い人しかいないんだな」と日々感じていました。ここに、皆さんにお世話になったことへの感謝を示すとともに、今後も研

究に励み努力すること、そして、自分が受けた恩恵を後輩達に還元していくことを約束します。

学部時代からお世話になりました先輩お二方に特に謝意を示したく存じます。それぞれに我が道を行くお二方の姿を見て、共に過ごして、博士課程への進学を決めたと言っても過言ではありません。西井さんには、水ハイブリッド班、そして **AQUARIUS** プロジェクトにおいて非常にお世話になりました。まっすぐに本質を突き、とことん追究し尽くす食欲な姿勢が、私には到底真似できないものだ日々感じております。研究内容決めにおいては、研究に対して適当な私の姿勢が、西井さんにとって目障りな場面もあったかと存じます。その節は大変申し訳ありませんでした。今後も遠い背中を追いかけつつ、研究、及びプロジェクトに取り組みたいと思います。ともに水ハイブリッドスラスタの研究を加速できれば幸いです。ご一緒する機会も多くあると思いますが、よろしくお願いします。そして、浅川さんにも水スラスタ班からの先輩として、大変お世話になりました。自ら実践の機会を勝ち取り、開発を積極的に進める姿は、私にとっては憧れでした。今後も宇宙開発のトップランナーであり続けるであろう浅川さんを見失わないように、研究及び開発に取り組みたいと思います。修士1年秋の飲み会で「秋山さんは結局何がしたいの？」と問い詰められ、悔しさ（と怖さ）で泣きそうになったのを今でも鮮明に覚えています。もし万が一機会をいただけるならば、「私はこれをしたいです」という答えを持って、またお話できたらと思います。

小泉研の先輩として、柳沼さん、中川さん、そして関根さんにも感謝を示します。奇しくもお三方はともに、修士研究の電気回路周辺について多く助言をいただいた方々でもあります。常識と思われるようなことも知らない私でしたが、なんとか実験を完遂できました。ありがとうございました。おひとりおひとりの溢れる経験と知識を、後輩達につないでいかねばならないと感じております。

また、修士1年の4月から9か月間、直属の後輩として活動させていただいた、現東北大学の齋藤勇士助教に謝意を示します。ゆるぎない信念を持ちつつも、日々新たな研究課題を思いつき、次々とそれを実行に移す姿勢は、当時の私にとってはまぶしすぎるものでした。刺激的な毎日を共に過ごさせていただきありがとうございました。栄転されてから齋藤さんとお会いする際には、少しでも成長した姿を見せたいと思っておりましたが、まだまだ独り立ちとは言い難い状態です。今後とも、研究者のお手本とさせていただきます。

続いて、後輩達に御礼を伝えたいと思います。特に、同じ研究班の後輩である万浪くん。ペア実験という名のもと、私のサポートをしてくれたにもかかわらず、しっかりとした実験の形にすらできずなあなあにしまったことを、本当に申し訳なく思っています。それでも私の研究に対して多くのコメントをくれ、些細な質問にも丁寧に答えてくれ、積極的に働

きかけてくれること、本当に感謝しています。最後の最後には修論の解析のお手伝いまでしてくれて、こちらも頭があがりません。いつもありがとう。今後ともよろしく。

小泉研現修士1年生の、万浪くんをはじめ、井澤くん、元木くん、そして山村くんの4人は、(再び平たい表現となりますが) すごく理解力／行動力のある後輩達だなと感じています。いつも研究室 MTG 等で本質をつく指摘をくれてありがとう。一先輩として、皆さんに何を還元できるのかを、いまだに模索している段階です。頑張ります。引き続き共に研究室を作っていければと思いますので、よろしくお願いします。

そして、同期の皆さんに謝意を示したいと思います。まずは同じ班の(半)同期である室原くん。本当は先輩ですが、本当に先輩だなと感じる日々です。おちゃらけていそうで、実はちゃんと二手先まで考えている姿勢は、見習おうとしても見習えないものです。本質をつき怒られることもしばしばありますが、研究内容から身の上まで、気軽に相談できる貴重な相手でした。いつもありがとう。またたこ焼きしましょう。続いて、共に研究室に残留する安宅くん。我が道を邁進する姿は非常にまぶしく尊敬しています。なぜか一緒にいて安心感があります。柏と本郷ということで拠点は違いますが、今後も苦楽をともにする良い仲間であられたらと思います。修論も終盤数日というときに予定外に数値計算に手を出すことになった際、王くんと竹内くんが面倒を見てくれました。ありがとうございます。そのほか、菊池くん、龍野くん、内藤くん、そして、神田くん、山田くん。高校生みたいにつるんでいるなあと感じる同期ですが、なんだかんだと愚痴をこぼしがちな私の話もたくさん聞いてくれて、本当に良い同期に恵まれたと感じています。卒業後もぜひ飲みに行きたいです。

研究室学術支援職員の田原さん。研究室生活において精神的に大きな支えでした。引き続きよろしくお願いしますの気持ちを込め、また女子会しましょうね。

しつらえやの千葉さん、五十嵐さん。私も謝辞にお二方のお名前を出す日が来たことを非常に嬉しく思います。良くしていただいていることに対し、すぐに何かをお返しできるわけではないのですが、日々努力し、研究者としてのみならず人間として成長できるような学生生活に、これからもしていきたいと思います。

友人に研究の話をすることは稀ですが、修士において研究室外で特にお世話になった E.S. に感謝を述べます。卒業論文の時から数えて何回、家に泊めていただいたことでしょうか。たまには飲みつつゆっくり話したいですね。ここまで12年間、常に同じ学校とともに過ごしてきましたが、ついに進路が分かれますね。寂しい(かつピンチの時に泊めてもらう家なくなるのが厳しい)ですが、今後ともお互いに頑張りましょう。

予定外の超大作となってしまいましたが、最後に、家族に謝意を示したいと思います。特に、修士の2年間も相変わずやりたい放題で、大体日付が変わる頃まで帰宅しない娘とあり、両親には毎日のように心配及び迷惑をかけていることを承知しています。申し訳ありま



せん. 理解を示し「好きなようにやりなさい」と放任してもらえる環境を当たり前と思わず, 常に感謝しなければと思います. 「サンプルリターンをしてほしい」「開発した衛星を載せたロケットの打ち上げを生で見たい」お二人の願いをかなえるべく, これからも私は研究及び開発に取り組む所存です. 引き続きよろしくお願いします.

2020 年 2 月

秋山茉莉子

---

## 第11章 関連研究発表

---

### 11.1 学術雑誌掲載等

該当なし.

### 11.2 国際学会における発表

1. ○ Mariko Akiyama, Yuji Saito, Keita Nishii, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, “Application of an Al/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> Thermite Reaction to an Igniter of a Hybrid Rocket”, 32<sup>nd</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Fukui, Japan, Jun. 2019.
2. ○ Mariko Akiyama, Keita Nishii, Kosei Kikuchi, Qihang Wang, Masaya Murohara, Yasuho Ataka, Jun Asakawa, Hiroyuki Koizumi, Kota Kakihara, Kanta Yanagida, Ryu Funase, Kimiya Komurasaki, “Ground Test Results of the Water Resistojet Propulsion System AQUARIUS Flight Model Installed on a 6U CubeSat: EQUULEUS”, 70<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Washington D.C., USA, 2019.

### 11.3 国内学会における発表

1. ○ 秋山茉莉子, 齋藤勇士, 西井啓太, 小泉宏之, 小紫公也, “CubeSat 用ハイブリッドロケットのためのテルミット反応を用いた点火手法の提案”, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2019 年 1 月.
2. ○ 秋山茉莉子, 西井啓太, 菊池航世, 室原昌弥, 王啓航, 安宅泰穂, 齋藤勇士, 服部旭大, 浅川純, 小泉宏之, 柿原浩太, 柳田幹太, 鈴木遼, 飯山敬大, 船瀬龍, 小紫公也, “6UCubeSat: EQUULEUS 推進システム AQUARIUS フライトモデルのシステムインテグレーション”, 日本航空宇宙学会第 50 期年会講演会, 東京, 2019 年 4 月.