

博士論文

微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火に関する研究

小林 芳成

東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

2017年12月

概要

本論文は、微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火現象の解明を目的として行った複数の微小重力点火実験、そしてそれらの実験結果をもとに点火特性に及ぼす重力の影響について論ずるものである。

今後宇宙開発が進み、有人宇宙活動が盛んに行われるようになったとしても、人命の保護が最重要要件であることに変わりはない。しかし、それを脅かす事象の一つが閉鎖空間の宇宙船内で生じる火災である。国際宇宙ステーションの場合、居住空間には多くの可燃性材料が露出している。そのため、火災発生事象として、可燃性材料が何らかの異常によって温度上昇して熱分解ガスを発生し、それが外的な要因によって点火するという場合が考えられ得る。今日の宇宙開発における火災安全対策として行われている搭載材料の燃焼性評価試験 NASA-STD-6001B には、熱分解ガスの点火性が評価項目に含まれている。しかし、その評価試験は地上の通常重力下で実施されているため、宇宙空間という微小重力下での点火性を適正に評価できているかは定かではない。また、学術的にも微小重力環境において固体材料熱分解ガスの点火現象だけでなく、可燃性混合気の点火現象さえも扱った研究はこれまでにない。そこで、本研究では微小重力環境において熱分解ガスの点火実験を行い、微小重力環境における点火現象を解明することを目的とした。本研究で得られる科学的知見は、現行の燃焼性評価試験の正当性を確認するための材料となり得、今後の有人宇宙活動における火災安全性向上に貢献し得ると思われる。

固体材料熱分解ガスの微小重力環境における点火実験を行う前の最初の過程として、微小重力環境における可燃性混合気の点火実験を行い、重力が点火特性、特に最小点火エネルギーと火炎核成長過程に及ぼす影響を調査した。そして、その結果を踏まえ、微小重力環境においてポリエチレン被覆導線より生成される熱分解ガスの点火実験を行った。本論文では、固体材料熱分解ガスの点火実験を行う過程で実施した微小重力点火実験と熱分解ガス点火実験について述べ、そしてそれら実験で得られた知見をもとに微小重力環境における点火現象について論じた。以下に各章の概要を示す。

第1章では、これまでの宇宙開発史における火災事象と今日の宇宙開発、有人宇宙活動における火災対策とその問題点、そして微小重力燃焼の概要について述べ、本研究の目的およびプロセスを示す。

第2章では、電気火花点火とレーザー誘起火花点火の点火特性について述べる。可燃性混合気本来の点火特性を調査するには、点火源による影響を極力抑える必要がある。そこで、点火実験を行うに当たり、二つの点火手法の点火特性を事前に調査・検討し、点火実験に最適な点火手法を選定した。

第3章では、微小重力環境を実現するための現在利用可能な手段について紹介し、本研究

で用いた落下塔および航空機について、各々の微小重力環境の再現メカニズムや重力レベルについて述べる。

第4章では、最初の実験として行った微小重力環境における静止可燃性混合気の点火実験について述べる。本実験は微小重力環境における点火現象の基礎的な知見を取得することを目的としている。地上実験の結果と比較することにより、最小点火エネルギーおよび火炎核成長過程に及ぼす重力の影響について考察した。

第5章では、第4章の静止混合気点火実験の発展として行った、微小重力環境における流速をもつ可燃性混合気の点火実験について述べる。先の実験で得られた知見をもとに、重力および流速、そして両者の複合的な影響について考察した。また、通常重力環境において流速の方向を変化させて、流速方向による点火特性への影響についても調査した。

第6章では、筆者が UC Berkeley にて行ったポリエチレン被覆導線の燃え広がりおよび溶融被覆の滴下挙動に関する研究について述べる。本研究で用いているポリエチレン被覆導線は、次章の熱分解ガス点火実験の実験試料と同様のものである。

第7章では、先の二つの点火実験、そして UC Berkeley での研究を踏まえて行った、微小重力環境における熱分解ガス点火実験について述べる。ポリエチレン被覆導線を外部輻射によって加熱、熱分解させ、その熱分解ガスを微小重力環境で点火した。通常重力環境と微小重力環境それぞれの点火性を調査し、その違いについてこれまでの実験で得られた知見をもとに考察を行った。

第8章では、本研究で得られた微小重力環境における可燃性混合気、そして熱分解ガスの点火現象に関する基礎的な知見をまとめ、今後の課題および将来の展望について述べ、本研究を総括する。

目次

1. 序論	1
1.1. 研究背景.....	1
1.1.1. 宇宙開発史における火災事象.....	1
1.1.2. 現在の宇宙開発における防災対策	2
1.1.3. 現火災安全基準における懸念.....	3
1.1.4. 微小重力環境における燃焼現象	4
1.2. 研究目的.....	6
1.3. 研究プロセス	7
2. 点火手法の選定.....	9
2.1. 概要.....	9
2.2. 点火手法.....	9
2.2.1. 熱面点火.....	9
2.2.2. トーチ点火.....	10
2.2.3. 電気火花点火	10
2.2.4. レーザ誘起火花点火	11
2.3. 実験装置.....	12
2.3.1. 電気火花点火装置.....	12
2.3.2. レーザ誘起火花点火装置.....	14
2.4. 実験条件.....	16
2.4.1. 電気火花点火実験条件.....	16
2.4.2. レーザ誘起火花点火実験条件.....	16
2.5. 実験手順.....	17
2.5.1. 電気火花点火実験手順.....	17
2.5.2. レーザ誘起火花点火手順.....	18
2.6. 結果.....	18
2.6.1. 点火エネルギーの比較.....	18
2.6.2. 火炎核成長過程の比較.....	19
2.7. まとめ	20
3. 微小重力実験方法	21
3.1. 概要.....	21
3.2. 微小重力実験手段.....	21
3.3. 落下塔	22

3.4.	航空機	24
4.	静止混合気点火実験	27
4.1.	概要および目的	27
4.2.	MMA-空気混合気	27
4.2.1.	実験装置	27
4.2.2.	実験条件	29
4.2.3.	実験手順	31
4.2.4.	結果および考察	32
4.3.	DME-空気混合気	35
4.3.1.	実験装置	35
4.3.2.	実験条件	36
4.3.3.	実験手順	37
4.3.4.	最小点火エネルギー算出方法 - ロジスティック回帰分析	37
4.3.5.	結果および考察	38
4.4.	まとめ	43
5.	流動混合気点火実験	45
5.1.	概要および目的	45
5.2.	流速の影響	45
5.2.1.	実験装置	45
5.2.2.	実験条件	47
5.2.3.	実験手順	47
5.2.4.	結果および考察	47
5.3.	流速方向の影響	50
5.3.1.	実験装置	50
5.3.2.	実験条件	50
5.3.3.	実験手順	50
5.3.4.	最小点火エネルギー算出方法 - ロジスティック回帰分析	51
5.3.5.	結果および考察	51
5.4.	まとめ	56
6.	ポリエチレン被覆導線燃え拡がり実験	58
6.1.	概要および目的	58
6.2.	実験サンプル	59
6.3.	実験装置	59
6.4.	実験条件	61
6.5.	実験手順	61
6.6.	結果および考察	61

6.6.1.	被覆と芯線の温度プロファイル	62
6.6.2.	溶融被覆の滴下挙動	64
6.6.3.	火炎伝播速度	70
6.7.	まとめ	72
7.	ポリエチレン被覆導線熱分解ガス点火実験	73
7.1.	概要および目的	73
7.2.	実験サンプル	73
7.3.	実験装置	74
7.3.1.	燃焼容器	74
7.3.2.	流体システム	75
7.3.3.	レーザ誘起火花点火装置	76
7.4.	実験条件	76
7.5.	実験手順	76
7.6.	結果および考察	77
7.6.1.	点火現象	77
7.6.2.	点火遅れ	77
7.6.3.	点火性	79
7.6.4.	火炎核成長過程	80
7.7.	まとめ	81
8.	結言	82
	参考文献	84
	謝辞	91

目次

Figure 1.1.1	Apollo 1 fire: (a) blackened command module and (b) charred remains of the Apollo 1 cabin interior.	1
Figure 1.1.2	Test system for Test 1 of NASA-STD-6001B[6].	2
Figure 1.1.3	Test system for Test 4 of NASA-STD-6001B[6].	3
Figure 1.1.4	Schematic of a category of droplet combustion.	4
Figure 1.1.5	Droplet flame in (a) normal gravity and (b) microgravity[14].	4
Figure 1.1.6	Evolution of droplet diameter and burning rate (K) in the atmosphere in normal gravity (left) and microgravity (right)[14].	5
Figure 1.1.7	Flame spread rates of a thin PMMA sheet under N_2 balance condition[34].	5
Figure 1.1.8	Wire fire in (a) normal gravity and (b) microgravity.	6
Figure 1.1.9	Flame spread rates of ETFE (ethylene-tetrafluoroethylene)-insulated wire in normal gravity and microgravity as a function of ambient oxygen concentration[50].	6
Figure 1.2.1	Test system for Test 2 of NASA-STD-6001B[6].	7
Figure 1.3.1	Outline of this study.	8
Figure 2.2.1	Hot surface ignition for a droplet with FeCr wire.	10
Figure 2.2.2	Torch ignition for an ethanol-liquid oxygen rocket engine with hydrogen burner.	10
Figure 2.2.3	Laser breakdown and induced plasma.	11
Figure 2.2.4	Two processes leading to breakdown: (a) multiphoton process and (b) inverse bremsstrahlung process[96,97].	11
Figure 2.2.5	Time scale of breakdown on the laser-induced spark ignition process[96].	12
Figure 2.3.1	Schematic diagram of electrical spark ignition system.	13
Figure 2.3.2	Schematic diagram of ignition circuit.	13
Figure 2.3.3	Schematic of setup of electrode.	14
Figure 2.3.4	Schematic diagram of laser-induced spark ignition system.	15
Figure 2.4.1	Schematic of focusing laser beam and beam waist[53].	17
Figure 2.6.1	Ignition characteristics of (a) electrical spark ignition and (b) laser-induced spark ignition.	18
Figure 2.6.2	Schlieren images of flame kernel development on (a) electrical spark ignition and (b) laser-induced spark ignition.	19
Figure 3.2.1	Candle flame in (a) normal gravity and (b) microgravity.	21
Figure 3.2.2	Achievable g-level and duration for various microgravity platforms[68–70].	22
Figure 3.3.1	Schematic of laboratory-scale drop tower.	23

Figure 3.3.2	Schematic of drop package.	23
Figure 3.3.3	Simulated acceleration level.	24
Figure 3.4.1	Gulfstream-II.....	24
Figure 3.4.2	Schematic of parabolic flight pattern.	25
Figure 3.4.3	Gravitational acceleration on parabolic flight (13th PF, 3rd FL on December 9th, 2014).....	26
Figure 4.2.1	Schematic of constant-volume combustion chamber.	27
Figure 4.2.2	Schematic diagram of laser-induced spark ignition system.	28
Figure 4.2.3	Beam profile of the second harmonic of the Nd: YAG laser: (a) 3D whole profile and (b) top view.	28
Figure 4.2.4	Transmitted energy versus incident energy in the air.	29
Figure 4.2.5	Saturated vapor pressure curve of methyl methacrylate (MMA).....	30
Figure 4.2.6	Schematic of rotating mechanism of combustion chamber on turntable.	31
Figure 4.2.7	Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of equivalence ratio for MMA-air mixtures.....	32
Figure 4.2.8	Shadowgraph images of flame kernel development for MMA-air mixture with an equivalence ratio of 1.0 in (a) normal gravity and (b) microgravity.....	33
Figure 4.2.9	Shadowgraph images of flame kernel development for MMA-air mixture with an equivalence ratio of 1.5 in (a) normal gravity and (b) microgravity.....	34
Figure 4.2.10	(a) Relative position of shock and rarefaction waves and initiating plasma kernel and (b) kernel just after action of rarefaction wave. Closeness of shading on (a) is indicative of possible temperature distribution[63].	34
Figure 4.3.1	Schematic of combustion chamber.....	36
Figure 4.3.2	Results from logistic regression analysis for the minimum ignition energy of .DME-air mixtures in normal gravity.	39
Figure 4.3.3	Results from logistic regression analysis for the minimum ignition energy of .DME-air mixtures in microgravity.	40
Figure 4.3.4	Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of equivalence ratio for DME-air mixtures.....	41
Figure 4.3.5	Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.675 in (a) normal gravity and (b) microgravity.....	42
Figure 4.3.6	Displacement of flame leading edge of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.575 and 0.675 in (a) normal gravity and (b) microgravity.	42
Figure 4.3.7	Flame dimension of DME-air mixtures as a function of equivalence ratio in (a) normal gravity and (b) microgravity.....	43
Figure 5.2.1	Schematic of cross-section of combustion chamber.	45

Figure 5.2.2	Schematic diagram of flow system.	46
Figure 5.2.3	Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6.	48
Figure 5.2.4	Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6 at 5 cm/s in (a) normal gravity and (b) microgravity. ..	49
Figure 5.2.5	Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6 at 10 cm/s in (a) normal gravity and (b) microgravity. .	49
Figure 5.3.1	Definition of flow direction.	50
Figure 5.3.2	Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 in three different flow directions.	52
Figure 5.3.3	Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 at 40 cm/s.	54
Figure 5.3.4	Displacement of the flame kernel of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 from a breakdown point at 40 cm/s.	55
Figure 5.3.5	(a) Displacement of flame leading edge at 40 cm/s and (b) flame dimension at a flame diameter of 10 mm as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65.	55
Figure 5.3.6	Quenching behaviors of the flame kernel of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 at 40 cm/s and 80 cm/s.	56
Figure 6.3.1	Laboratory simulated electrical wire and wire configuration.	59
Figure 6.3.2	Schematic of experimental apparatus.	60
Figure 6.3.3	Schematic of wire and thermocouple configuration.	60
Figure 6.6.1	Opposed flame spread over 8 mm LDPE-insulated wires: (a) horizontal no-core wire, (b) horizontal Cu-core wire, (c) vertical no-core wire, and (d) vertical Cu-core wire. Re-solidification is shown when the color of drips changes from transparent back to its original white.	62
Figure 6.6.2	Temperature profiles of the core (T_c) and insulation (T_{PE}) for (a) horizontal and vertical downward flame spread over LDPE-insulated wires for three thermocouple locations.	63
Figure 6.6.3	Flow and dripping of molten LDPE insulation in the horizontal flame spread. .	64
Figure 6.6.4	Time variation of total mass-loss rate, burning rate, and dripping rate for 8 mm wires.	66
Figure 6.6.5	Time variation of total mass-loss rate, burning rate, and dripping rate for 9 mm wires.	67
Figure 6.6.6	Dripping fraction (Y_{dr}) as a function of the wire cross-section thermal conductance	

	($Ai\lambda i$) in the flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.	68
Figure 6.6.7	Dripping frequency (f_{dr}) and mass of one drip (M_{dr}) as a function of the wire cross-section thermal conductance ($Ai\lambda i$) in the horizontal flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.	69
Figure 6.6.8	Illustrations of (a) the horizontal and (b) vertical wires corresponding to flow and dripping of molten insulation.	69
Figure 6.6.9	Transient and average flame-spread rate for the horizontal and vertical LDPE insulated wires.	70
Figure 6.6.10	Flame-spread rate over as a function of the wire cross-section thermal conductance ($Ai\lambda i$) in the horizontal flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.	71
Figure 7.2.1	Laboratory sample wires (insulation and core) and wire configuration.	74
Figure 7.3.1	Schematic of combustion chamber.	74
Figure 7.3.2	Schematic diagram of combustion chamber and flow system.	75
Figure 7.5.1	Test sequence for microgravity experiment on parabolic flight.	77
Figure 7.6.1	The ignition-to-flame transition under 21% O ₂ and 14.6 kW/m ² in microgravity where the 5th spark ignited the wire.	78
Figure 7.6.2	Ignition delay time of B-LDPE-insulated wires with $d_c/d_o = 2.5/4.0$ mm with Cu core under different oxygen concentrations.	78
Figure 7.6.3	Ignitability map of B-LDPE-insulated wires with $d_c/d_o = 2.5/4.0$ mm with Cu core. The radiant heating time is fixed to 25 s.	79
Figure 7.6.4	Shadowgraph images of flame kernel development under 18% O ₂ in (a) normal gravity and (b) microgravity.	81

表目次

Table 2.3.1	Test conditions of electrical spark ignition test.....	16
Table 2.4.2	Test conditions of laser-induced spark ignition test.....	17
Table 4.2.1	Laser output specifications.....	28
Table 4.2.2	Properties of methyl methacrylate (MMA).....	30
Table 4.2.3	Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.....	31
Table 4.3.1	Properties of dimethyl ether (DME).....	36
Table 4.3.2	Test conditions of ground experiment and microgravity experiment at the laboratory-scale drop tower.....	37
Table 5.2.1	Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.....	47
Table 5.3.1	Test conditions of ground experiment and microgravity experiment at the laboratory-scale drop tower.....	51
Table 6.3.1	Configurations of PE insulation (125 mm long) and core (100 mm long).....	59
Table 6.3.2	Physiochemical properties of PE insulations and cores where thermal properties are evaluated near the room temperature, and $\Delta H > 0$ represents endothermic..	60
Table 6.5.1	Test condition for flame spread tests over PE-insulated wires.....	61
Table 7.2.1	Configuration of PE insulation tube and metal core, and $\rho(\rho cA)$ is calculated using PE and Cu.....	74
Table 7.5.1	Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.....	76

1. 序論

本論文は、微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火現象の解明を目的に行った複数の微小重力実験について述べ、そしてそれらの実験で得られた知見をもとに微小重力環境における点火現象について論ずるものである。本章ではまず、研究背景として有人宇宙活動における火災事象と今日における火災安全対策、そして微小重力環境を利用した燃焼研究について述べる。次いで、本研究の目的とプロセスを述べる。

1.1. 研究背景

1.1.1. 宇宙開発史における火災事象

宇宙飛行士が国際宇宙ステーション (International Space Station, ISS) に常時滞在するようになって、今年 (西暦 2018 年) で 18 年を迎える。宇宙飛行士の滞在期間は年々伸びており、今後ますます長期化することが考えられる。また、アメリカ航空宇宙局 NASA による火星移住計画や、SpaceX や Orbital Sciences などの民間企業による宇宙ビジネスの参入など、今後人類の活動の場が宇宙へと確実に拡がりつつある。

有人宇宙活動における最重要要件は、人命の保護である。これは、ミッション内容に関わらず最優先事項であり、今後の宇宙開発においても不変であると思われる。船内における感染症の拡大やスペースデブリや小惑星の衝突による宇宙船の破壊など人命を脅かす事象は様々考えられるが、最も可能性が高く、直接的また間接的に人命に関わる事象が“火災”である[1,2]。これまでもスペースシャトルやロシアの宇宙船ミールでの火災事象が多数報告されているが、実際に死者を出したのは 1967 年の Apollo 1 における火災事故 (Figure 1.1.1) である[3,4]。地上での訓練中に出火し、船内で訓練に当たっていた 3 名の訓練生が犠牲となった。事故調査委員会が発足したものの、正確な事故原因の特定には至らなかった。この時、機内には空気ではなく純酸素が導入されており、それにより被害が拡大したのではないか



Figure 1.1.1 Apollo 1 fire: (a) blackened command module and (b) charred remains of the Apollo 1 cabin interior.

と言われている。それを受け、この事故以降、宇宙船内には地上とほぼ同等の組成を持った空気が用いられている。なお、本事故は地上において発生した事象であるが、その原因はシステムトラブルに因るものであったため、アメリカの宇宙開発史における最初の死亡事故事例として扱われている。

1.1.2. 現在の宇宙開発における防災対策

ISS を例に考えた場合、その船内には宇宙実験を行う装置や ISS そのものの運用に必要な機器が至るところに配置されている。それらは常時通電されており、短絡やショートによる出火は十分にあり得る。また、居住空間には可燃性材料が露出しており、それらへの燃え移りによる火災拡大も懸念される[5]。ISS に限らず宇宙船内は閉鎖空間であるため、一度火災が発生すると煙が滞留し、煙によって間接的に命を落とすことも考えられる。また、船外は高真空で高レベル放射線が降り注ぐ極限環境であるため、宇宙服などの生命維持装置を無くしては宇宙船を脱出することはできない。したがって、火災が発生した場合には、その時点で消火にあたるか、もしくはそれが困難な場合にはその宇宙船から脱出する他ない。

しかしながら、火災を未然に防ぐことが最も効果的であり、NASA におけるミッションにおいては搭載機材、特に導線や固体材料の燃焼性を事前に評価している。NASA は独自の燃焼性評価法および基準を『NASA-STD-6001B』として策定している[6]。それには 18 の試験法および評価基準が含まれている。例えば、Test 1 の上方火炎伝播試験では、300×64 mm の試験体をホルダーにセットし、その下部をケミカルイグナイターにより点火する (Figure 1.1.2)。そうすると、火炎が上方に向かって伝播していく。同様の試験を三度実施し、いずれも火炎が伝播した長さが 150 mm 以下で消炎すること、それに加えて火炎伝播中に生じる火の粉 (burning debris) によってホルダー下に設置した素材に火が燃え移らないことが判断基準となる。本試験は、最も燃焼性が高くなるとされる試料厚さ、環境によって実施される。

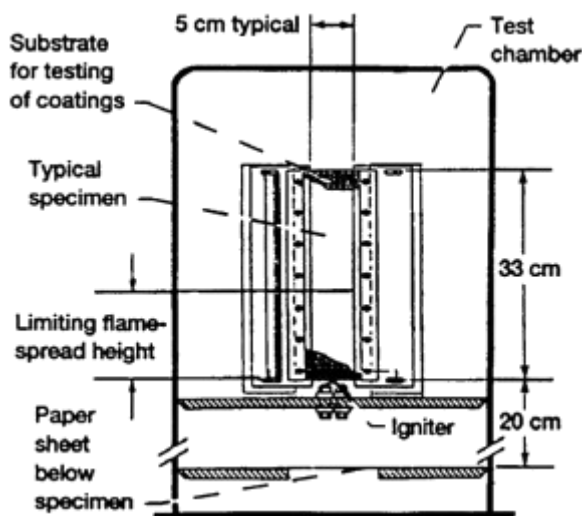


Figure 1.1.2 Test system for Test 1 of NASA-STD-6001B[6].

1.1.3. 現火災安全基準における懸念

NASA-STD-6001B は、1971年に NHB-8060.1 としてその初版が発行され、NHB-8060.1 で 4 回、NASA-STD-6001 となってからは些細な変更も含め 6 回、計 10 回の改定を経てきた [7]。しかしながら、未だに多くの懸案事項が存在する [8]。一つは、試験が Pass/Fail test な点である。つまり、試験結果が合格・不合格のみであるため燃焼性を定量的に評価することができない。そのため、同じ部材でも使用環境が異なれば、再試験をしなくてはならない。今後新素材が開発され、宇宙機に使用される度に本試験を実施することになる訳だが、試験実施の効率性という観点に立つと、これは大きな問題といえる。さらに、科学的根拠を欠いた記述が多々ある。例えば、Test 4 では被覆導線の燃焼性を評価しており、試験体の導線を垂直から 15°傾けて設置し、その下端を点火器により点火する (Figure 1.1.3)。その 15°と定めた理由について特別な記載はない。恐らく、熔融被覆の滴下などを考慮しての角度と思われるが、初版の発行が 1971 年と約半世紀前であり、幾度の改訂を重ねる過程でその根拠が失われたと思われる。そして、最も懸念されるべき点が、いずれの試験も地上において実施されるということである。宇宙環境、つまり微小重力環境において使用予定の材料の燃焼性を地上において評価するという点に疑問が生じる。蠟燭の炎 (Figure 3.2.1) に代表されるように通常重力環境と微小重力環境では、燃焼特性が非常に異なる。通常重力環境では重力に起因する約 35 cm/s の対流が存在する。そのため、その対流に沿って燃焼領域に酸素が供給されることとなるが、微小重力環境では対流による酸素の供給が抑制される。それを理由に、燃焼性評価試験は地上で行われてきた訳である。つまり、微小重力環境では自然対流による酸素の供給が低下し燃焼性も下がる。よって、燃焼性の高い通常重力環境において評価試験を通過すれば、微小重力環境における火災安全性は担保されると考えられてきた。

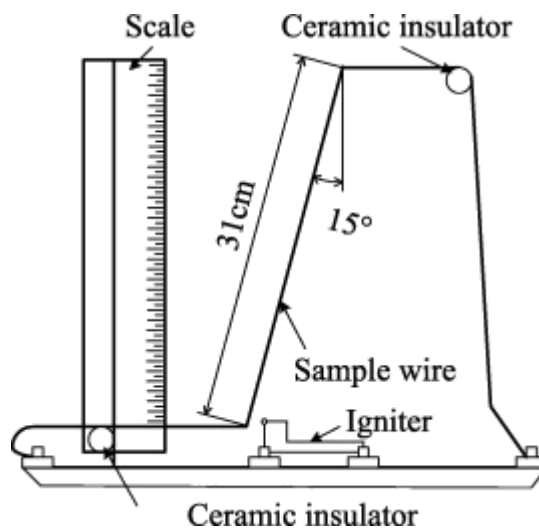


Figure 1.1.3 Test system for Test 4 of NASA-STD-6001B[6].

1.1.4. 微小重力環境における燃焼現象

燃焼現象は浮力の影響を受け易いため、通常重力環境では現象の本質を捉えることが難しい。微小重力環境は浮力の影響を排除できるという点で燃焼研究には非常に有効な手段であり、これまでに数多くの燃焼現象が微小重力環境において研究されてきた。以下に、その例を示す。

1.1.4.1. 液滴燃焼

微小重力環境を利用した燃焼研究のうち、最も多くの研究がなされている分野の一つが液滴燃焼[9-22]である。これは、自動車エンジンやガスタービンなどの内燃機関の燃焼室で行われている噴霧燃焼のメカニズム解明を目的としている研究が多い。噴霧燃焼をミクロに見ると、微粒化されて数 μm から数十 μm のオーダーとなった液体燃料が相互干渉しながら燃焼しており、その最小単位が単一液滴である。微粒化された燃料液滴は体積が非常に小さいため、体積力である重力の作用は小さい。実験では内燃機関で生じているサイズの液滴を生成し、その燃焼現象を観察することは難しいため、ある程度大きい液滴を用いて、微小重力環境で燃焼実験を行っている[13,14,23-26]。そして、単一液滴燃焼の発展として、液滴を一次元方向に並べた液滴列[15,20,27-30]や、二次元さらに三次元に広げた液滴群[21,22]の燃焼研究も多くなされている (Figure 1.1.4)。

ここでは、単一液滴の燃焼現象について述べる。微小重力環境では単一液滴燃焼は、Figure 1.1.5 のように球対称の火炎を形成し、一次元の系として扱うことが可能になる。燃焼時には気層および液層における熱および物質の輸送、そして気液界面における相変化が生じて

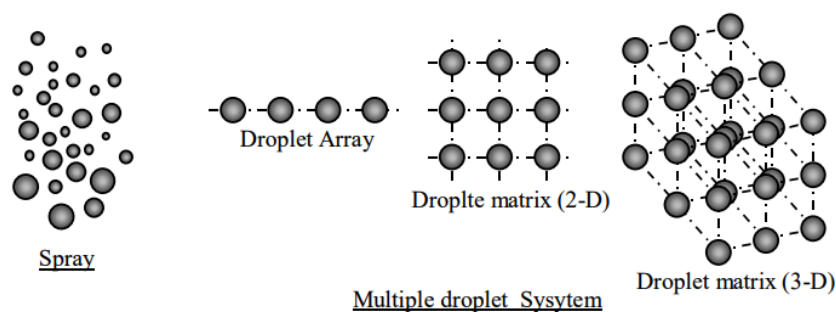


Figure 1.1.4 Schematic of a category of droplet combustion.

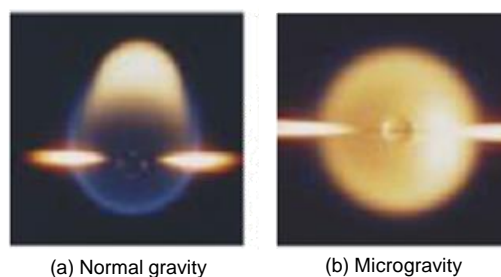


Figure 1.1.5 Droplet flame in (a) normal gravity and (b) microgravity[14].

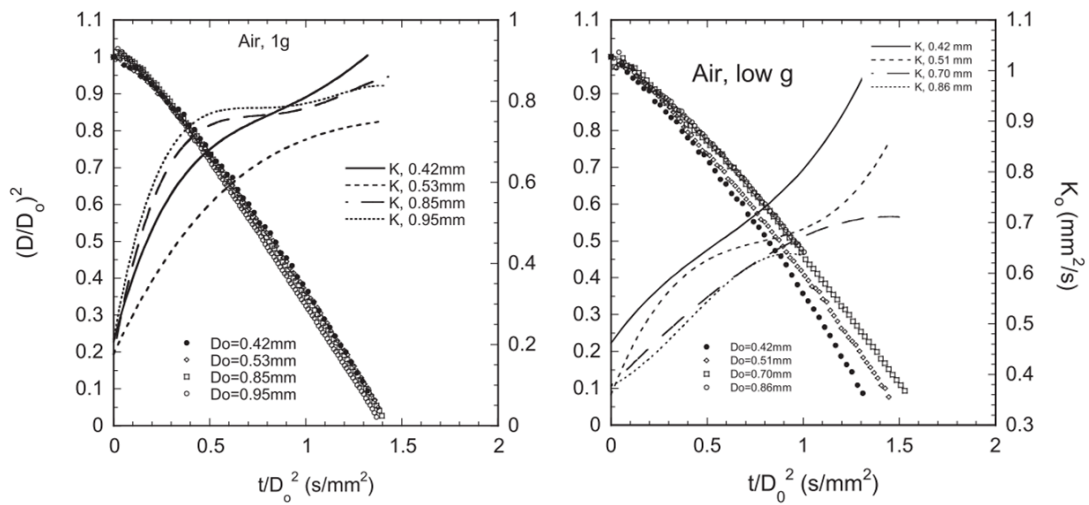


Figure 1.1.6 Evolution of droplet diameter and burning rate (K) in the atmosphere in normal gravity (left) and microgravity (right)[14].

おり、不均一系の燃焼現象である。Figure 1.1.6に *n*-nonane (C_9H_{20}) 液滴の通常重力環境と微小重力環境における燃焼速度を示す[14]。通常重力環境では $0.8 \text{ mm}^2/\text{s}$ であるのに対し、微小重力環境は $0.7 \text{ mm}^2/\text{s}$ と小さい。微小重力環境では、自然対流が抑制されるために液滴の周囲にすす核が形成される。それにより、燃料蒸気の火炎への供給が滞り、燃焼速度が低下する。また、微小重力環境では対流による燃料蒸気の火炎への供給が制限され、拡散が主となるため、それも燃焼速度低下の要因となっている。

1.1.4.2. 固体燃焼

固体燃焼も液滴燃焼と並んで微小重力環境で実施されてきた燃焼研究の一つである。その多くは、宇宙環境における火災安全性向上を目的に行われている。実験に用いられている

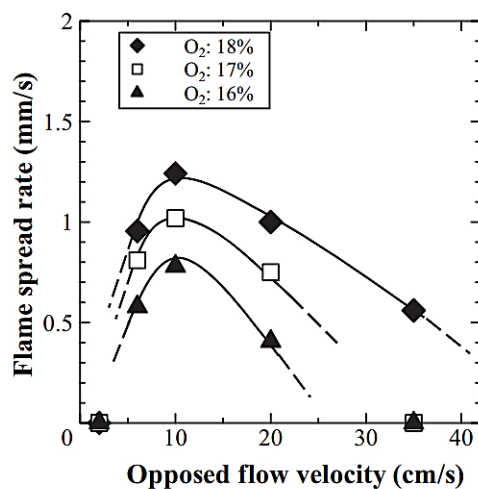


Figure 1.1.7 Flame spread rates of a thin PMMA sheet under N_2 balance condition[34].

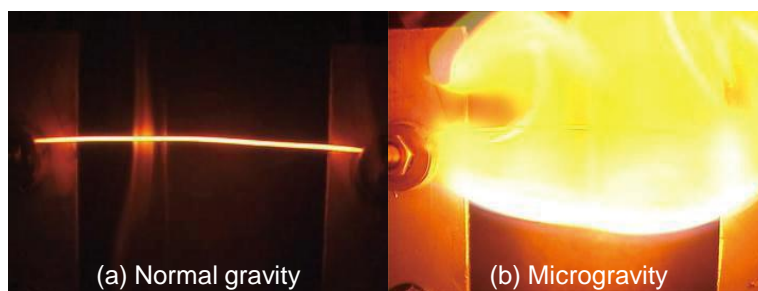


Figure 1.1.8 Wire fire in (a) normal gravity and (b) microgravity.

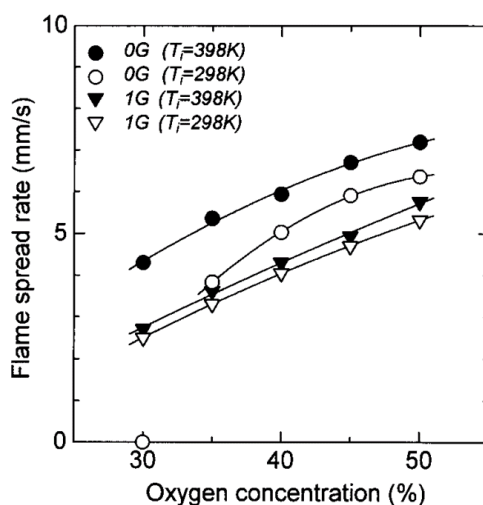


Figure 1.1.9 Flame spread rates of ETFE (ethylene-tetrafluoroethylene)-insulated wire in normal gravity and microgravity as a function of ambient oxygen concentration[50].

試料は、シート状のもの[31–35]やロッド[36,37], それに可燃性被覆導線[38–49]などがある。例えば、熱的に薄いアクリル樹脂 (Polymethyl methacrylate, PMMA) では、10 cm/s 程度の空気が流れる微小重力環境において未燃部分の予熱領域が拡大し、火炎伝播速度が増加することが実験および解析から明らかとなっている (Figure 1.1.7) [34].

被覆導線の燃焼では、Figure 1.1.8 に示すように通常重力環境と微小重力環境で燃焼の仕方が大きく異なる。微小重力環境では、自然対流が抑制されることにより導線の周囲流速が落ちる。それによって対流による熱損失が低下し、火炎伝播速度が増加する (Figure 1.1.9) [50]. また、被覆が厚い導線においては、燃焼領域における熔融被覆が通常重力環境では滴下して消費されるが、微小重力環境では芯線の周りに滞在し熱分解ガスとして消費されるため、結果として火炎伝播速度が増加することも分かっている[51,52].

1.2. 研究目的

前節 1.1.4 で述べたように、微小重力環境では液滴燃焼のように燃焼性が低下する現象もあれば、固体燃焼のようにある条件下では増加する現象も存在する。しかしながら、微小重

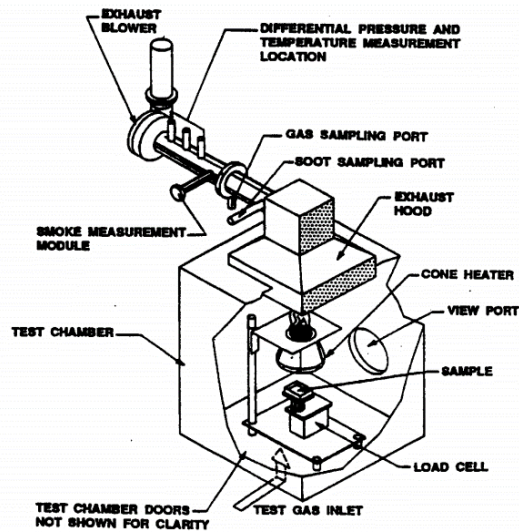


Figure 1.2.1 Test system for Test 2 of NASA-STD-6001B[6].

力環境における点火現象に関しては、液滴の自発点火[13]やろ紙、PMMAシートなどの点火[31–33]，そして導線の通電着火[38,41,43]が研究されているが，可燃性ガスの点火現象を対象とした研究は見つからない．そのため，微小重力環境において点火性が増加するのか，それとも低下するのかは未だ明らかになっていない．その理由は恐らく，点火現象がミリ秒オーダーで完了する高速な現象であるため，重力による影響を受けないと考えられてきたためだと推測される．したがって，微小重力環境における可燃性ガスの点火現象の調査は学術的意義を含んでいるといえる．

本研究では上記の背景を踏まえ，微小重力環境における可燃性ガスの点火現象，とりわけ固体材料より発生する熱分解ガスの点火現象の解明を目的とする．固体材料熱分解ガスの点火は，NASA-STD-6001BのTest 2が評価対象としている現象でもある（Figure 1.2.1）．そのため，本研究で得られる科学的知見は，地上において実施されているTest 2が微小重力環境における熱分解ガスの点火性を評価し得ているのかを検証する根拠になり得る．

1.3. 研究プロセス

本研究の概要をFigure 1.3.1にまとめる．本研究では，主目的である固体材料熱分解ガスの微小重力環境における点火実験を行うに当たり，Figure 1.3.1に示す過程で研究を遂行した．

まず，微小重力環境における点火現象の基礎的な知見を得ることを目的として，流動のない可燃性混合気を微小重力環境において点火し，その時の点火特性，特に最小点火エネルギーと火炎核成長過程を調査した．燃料には，アクリル樹脂（PMMA）の熱分解ガスであるメタクリル酸メチル（MMA）を用いている．そして，通常重力環境における同様の実験で得られた結果と比較することにより，重力が点火特性に及ぼす影響について考察した．

次に、先の静止混合気点火実験の発展として、想定され得る宇宙船内環境により近い流れ場において点火実験を実施した。なお、Test 2 も流れ場において点火実験を行っている。燃料には、固体材料の熱分解ガスと周囲空気の混合気に組成が近くなるよう、含酸素燃料であるジメチルエーテル (DME) を用いた。そして、流れのある微小重力環境での点火現象について、先の実験より得られた知見をもとに考察を行った。

最後にこれら二つの実験を踏まえ、固体材料熱分解ガスの微小重力下点火実験を行った。固体材料にはポリエチレン被覆導線を用いた。1.1.4.2 節でも述べたように、可燃性被覆導線は宇宙火災を背景として、これまでに微小重力環境で広く研究されてきたが、被覆熱分解ガスの点火を研究した例はこれまでに無い。また、本実験を行うより以前に、筆者は UC Berkeley においてポリエチレン被覆導線の燃え広がり と 熔融被覆の滴下挙動に関する研究を行っており、それもポリエチレン被覆導線を用いた理由に含まれる。その研究結果についても、本論文中で述べることにする。点火実験の結果に関しては、先の二つの点火実験より得られた知見を参考に考察し、熱分解ガスの微小重力環境における点火現象、そして熱分解過程の違い等についても考察した。

次章以降、上記内容を順に述べる。

微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火に関する研究

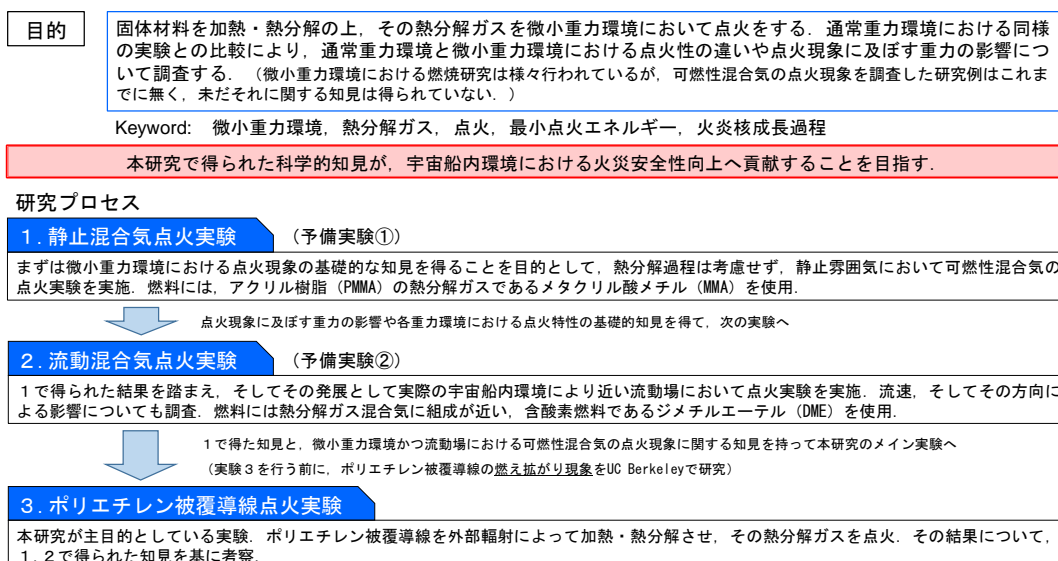


Figure 1.3.1 Outline of this study.

2. 点火手法の選定

本章では、点火実験に用いる点火手法の選定のために行った、電気火花点火とレーザ誘起火花点火の点火特性比較実験について述べる。

2.1. 概要

点火性を評価する際の指標の一つが、最小点火エネルギーである。点火実験においては、点火手法による影響をなるべく抑えて、対象となる系本来の最小点火エネルギーを正確に測定することが必要となる。本研究では点火実験を行うに当たり、事前に電気火花点火手法とレーザ誘起火花点火手法の点火特性を調査し、その結果を踏まえて点火実験に用いる点火手法を選定した。

2.2. 点火手法

点火とは、燃料と酸化剤からなる系がエネルギーを得ることによって、連鎖担体である OH や H などの活性化学種が形成されて連鎖反応が開始する過程のことであり、その後反応が継続して生じることにより燃焼状態へと移行する。点火において、系に強制的にエネルギーを与えて燃焼反応を開始させる場合には、強制点火あるいは単に点火と言い、外的要因を無くして点火する場合を自発点火という。自発点火の例としては、可燃性混合気を密閉容器内に封入して容器内温度を一定に保った時、ある温度以上に設定すると点火が生じる場合である。

強制点火（以下、点火という）においては、その点火手法は多くあり、古くより用いられている電熱線を用いた熱面点火や火炎を直接挿入するトーチ点火、電気的な放電による電気火花点火、そして近年新たな点火手法として研究開発が進んでいるレーザを集光してプラズマを発生させるレーザ誘起火花点火などが挙げられる。以下では、上記の点火手法を簡単に紹介する。

2.2.1. 熱面点火

熱面点火とは、高温の固体表面を可燃性混合気に接触させ、固体から混合気への熱伝達によって混合気温度を点火開始温度まで上昇させて点火させる方法である。簡単な例としては、Figure 2.2.1 に示すような電流を流して赤熱させた電熱線を用いる場合がある。熱面点火が実用化されている技術としては、ディーゼルエンジンのグロープラグが挙げられる。また、自然界における火災事象、例えば炭鉱内における爆発事故や家屋の火災などの発生原因となり得ることから、防災学という観点からも重要な現象であり、これまでに多くの研究が行われてきた。



Figure 2.2.1 Hot surface ignition for a droplet with FeCr wire.

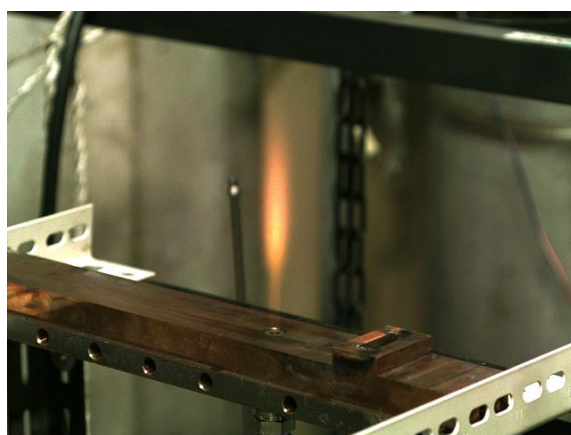


Figure 2.2.2 Torch ignition for an ethanol-liquid oxygen rocket engine with hydrogen burner.

2.2.2. トーチ点火

トーチ点火は、既に燃焼している火炎を未燃混合気へ直接挿入し、その火炎の熱を利用して点火する手法である。は、水素トーチバーナーによるエタノール-液体酸素ロケットエンジンの点火時の様子である。本手法は体積的点火、つまり混合気を点ではなく広い範囲に亘って点火するため、点火強化が可能である。そのため、点火が困難な希薄可燃混合気の点火などに用いられ、最近では希薄燃焼ガスエンジンへの適用化に向けた研究もなされている。

2.2.3. 電気火花点火

電極間に高電圧を印加しておき、導通させることでその電極間に高圧電流を発生させて電気火花を形成する。つまり、電気的エネルギーを火花の熱エネルギーに変換して、それにより点火を行うのが電気火花点火である。火花には、回路の容量成分に蓄えられていた静電エネルギーによって生じる容量火花と、回路の誘導成分による誘導火花がある。放電は電極間に生じるため、電極間に存在する可燃性混合気にエネルギーが与えられて活性化状態と

なり燃焼反応が開始する。

電気火花点火は装置の構成が比較的簡素であるため、これまでに自動車エンジンや航空機エンジンなど多くの内燃機関で使用されており、信頼性も高い。近年は、希薄燃焼の需要によって、より強力な火花エネルギーを形成するスパークプラグの開発や、電極形状を変化させて熱損失を低減し火炎伝播し易くするための研究がなされており、更なる点火性能の向上が期待できる。

2.2.4. レーザ誘起火花点火

レーザー光を集光するとその集光点付近の分子あるいは原子が誘電破壊（ブレイクダウン）して、プラズマが生じる（Figure 2.2.3）。形成された高温のプラズマが点火源となって、混合気を点火するのがレーザー誘起火花点火である。プラズマを発生させる過程には、多光子吸収過程と逆制動放射過程（カスケード過程）の二種類のプロセスが存在する。二つ過程の概要を Figure 2.2.4 に示す[53-55]。

多光子吸収過程では、Figure 2.2.4(a)で示されるように集光された高強度レーザー光が多光子電離を誘起し、集光位置付近の分子や原子が数個の光子を同時に吸収して自由電子を放

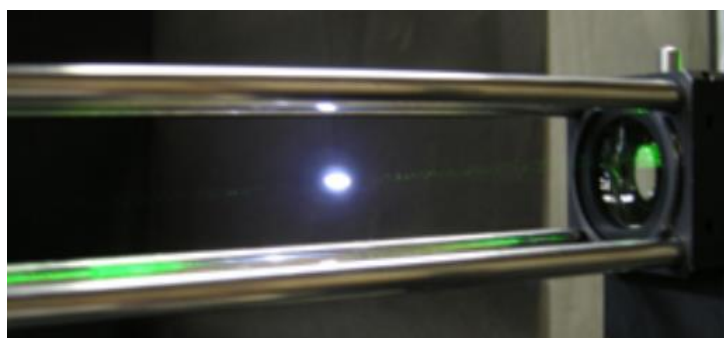


Figure 2.2.3 Laser breakdown and induced plasma.

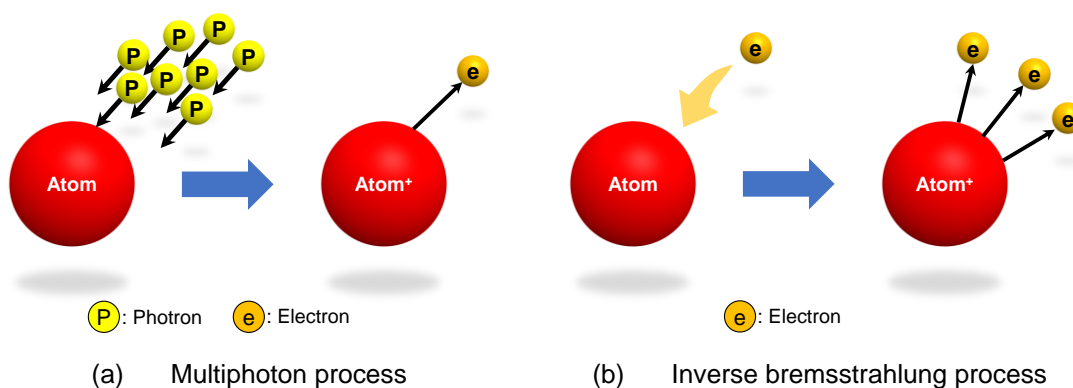


Figure 2.2.4 Two processes leading to breakdown: (a) multiphoton process and (b) inverse bremsstrahlung process[96,97].

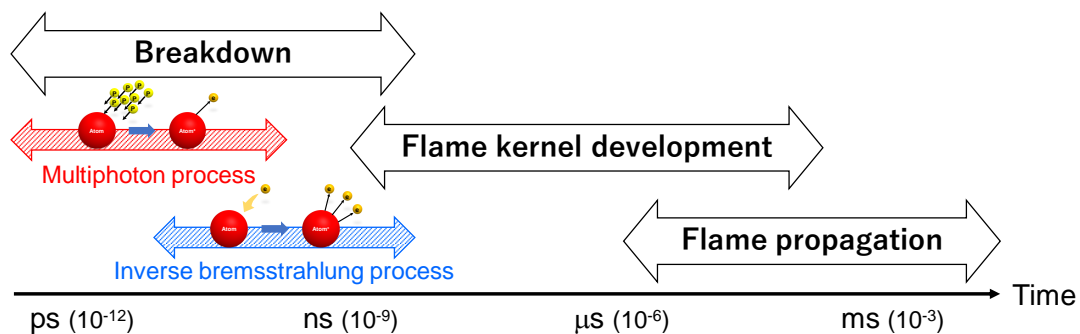


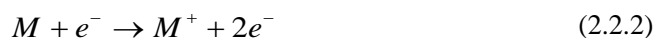
Figure 2.2.5 Time scale of breakdown on the laser-induced spark ignition process[96].

出する。これを数式で表すと



ここで、 M , m , $h\nu$, e^- はそれぞれ中性粒子, 吸収される光子数, 光子エネルギー, 自由電子である。

カスケード過程は、Figure 2.2.4(b)のようにイオン化によって放出された自由電子が集光されたレーザ光による逆制動輻射により加速され、分子や原子と衝突してそれらを励起することにより新たな電子を放出させる。この過程は



で表される。

これら二つの過程の時間スケールを表したのが Figure 2.2.5 である。両過程は ps (10^{-12} s) から ns (10^9 ns) の時間スケールで生じることが明らかになっている。そのため、レーザのパルス幅がブレイクダウン特性に作用する。これに関しては、パルス幅可変のレーザを用いて、各パルス幅におけるブレイクダウン閾値を測定したところ、パルス幅の増加に伴ってブレイクダウン閾値が低下することが報告されている[54].

ブレイクダウンはエネルギー密度の高いレーザ光が分子、原子に照射され、上記の二つの過程を遷移しながら自由電子が放出されることで生じる。そして、高温のプラズマが生成され、その熱エネルギーを用いて点火を行う。

本実験では上記の点火手法のうち、電気火花点火とレーザ誘起火花点火について、その点火特性を調査した。

2.3. 実験装置

2.3.1. 電気火花点火装置

点火装置の概要を Figure 2.3.1 に示す。中央の定容燃焼容器は、可燃性混合気の給排気を行うために、混合容器と真空ポンプが配管を介して接続されている。混合容器には、分圧法によって作製された所定の当量比の可燃性混合気が貯蔵されており、均一な混合気となる

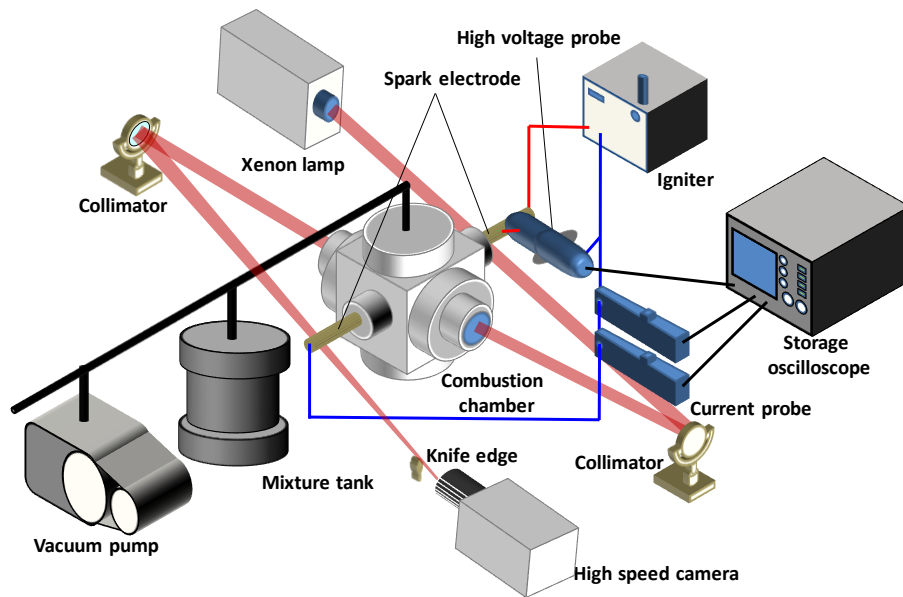


Figure 2.3.1 Schematic diagram of electrical spark ignition system.

よう攪拌機によって常時攪拌されている。燃焼容器側面は、一面は電極がフランジによって保持されており、もう一面は可視化用の光学窓が同じくフランジで固定されている。各電極は点火回路と接続されており、そこから高電圧の電流が供給される。電極と点火回路の途中には、二つの電流プローブ (Tektronix, A6302, A6312) と高電圧プローブ (Tektronix, P6015A) が設置してあり、それによって放電時の電流および電圧を測定する。各プローブはオシロスコープに接続されており、プローブからの信号はオシロスコープ (Yokogawa, DL9710L) に取り込まれ、表示・収録される。点火時の様子は、高速度カメラ (Vision Research Inc., Phantom Miro eX4) を用いてシュリーレン法により観察した。燃焼容器の観察窓が設置されている面の両端に凹面鏡 (直径 150 mm, 焦点距離 1500 mm) を設置し、その凹面鏡の焦点距離の位置に光源のキセノンランプ、そしてナイフエッジと高速度カメラを配置している。

点火回路は一次電圧昇圧回路と昇圧コイルから成る (Figure 2.3.2)。初めに、コッククロ

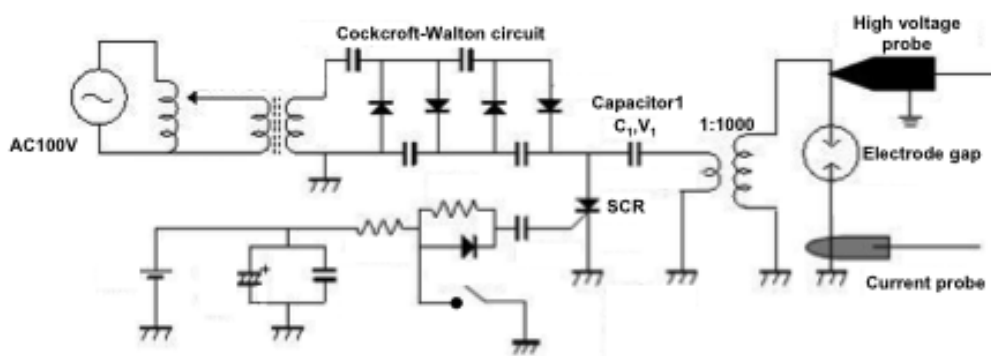


Figure 2.3.2 Schematic diagram of ignition circuit.

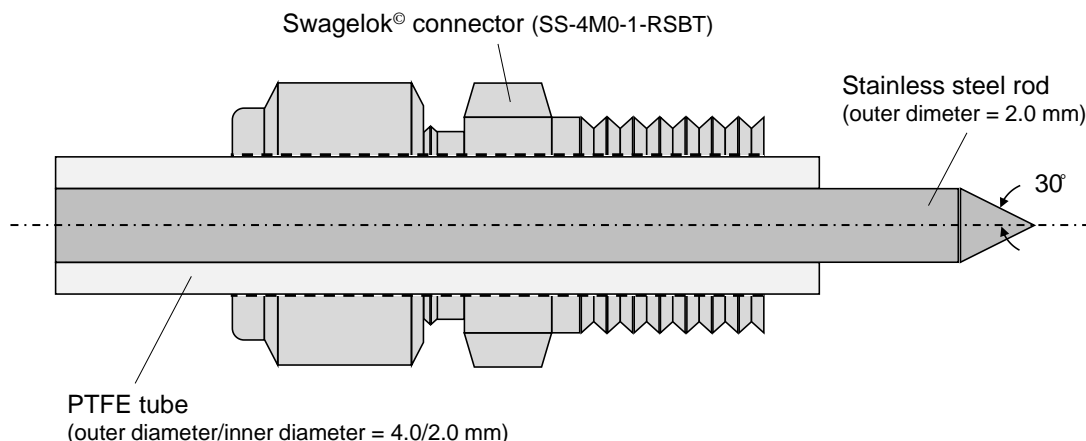


Figure 2.3.3 Schematic of setup of electrode.

フト・ウォルトン回路で電圧を V_1 まで昇圧する．この時の電圧 V_1 は AC100V 電源が接続された変圧器によって操作でき，0～600 V の値を取る．次に，昇圧されて V_1 となった電圧は容量 C_1 のコンデンサに印加される．その後，点火信号部のスイッチを接続し接地させることでサイリスタが導通し，コンデンサに蓄えられた電荷が放出される．それにより，昇圧コイルの一次側に流れる電流が急激に変化し，二次側に高圧電流が誘起されて最終的に火花放電が形成される．火花エネルギー E_{spark} は電圧 V_1 およびコンデンサの容量 C_1 を変化させることにより操作することができる．放電によって形成された火花のエネルギー E_{spark} は，電流・電圧プローブによって計測された波形をもとに

$$E_{spark} = \int V(t)I(t)dt \quad (2.3.1)$$

より，電圧と電流の積を放電時間で積分することにより求めた．電気火花点火においては，この火花エネルギー E_{spark} を点火エネルギー E_{ig} と定義する．

電極には Figure 2.3.3 に示すような先端が半頂角 30° に加工された外径 2 mm のステンレス棒を用い，絶縁保護のため PTFE のチューブに通す．絶縁保護した電極は Swagelok のボアードスルー継手を通して締め付けを行い，それを燃焼容器のフランジに固定して容器中央で電極が対向するように設置する．電極先端間の距離，つまり電極間隙は隙間ゲージを用いて調整する．

2.3.2. レーザ誘起火花点火装置

レーザ誘起火花点火装置の概要を

Figure 2.3.4 に示す．燃焼容器，混合容器，そして真空ポンプのラインに関しては Figure 2.3.1 の電気火花点火装置と同様である．ただし，電気火花点火装置において電極を保持していた側の燃焼容器フランジは，レーザ入射・透過用の光学窓を固定できるフランジに変更している．レーザ光には，Q スイッチ付 Nd:YAG レーザ (Spectra Physics, DCR-11) の第二

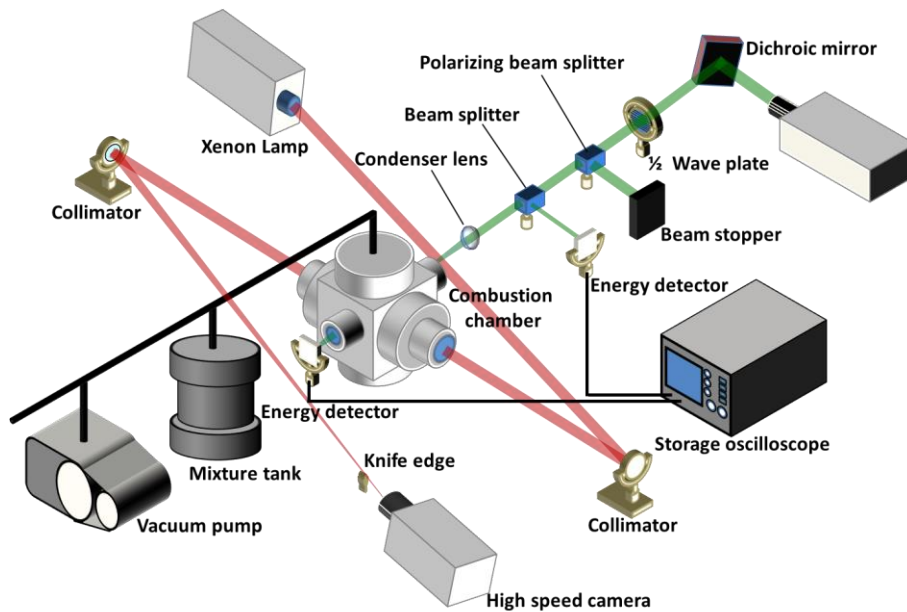


Figure 2.3.4 Schematic diagram of laser-induced spark ignition system.

高調波（波長 $\lambda=532\text{ nm}$ ，最大出力約 100 mJ/pulse ）を用いた．発振されたレーザ光は初め，半波長板を透過し，それによりレーザ光の偏光方向が変化する．次に，偏光ビームスプリッターにより水平方向成分の P 偏光と垂直方向成分の S 偏光が分離され，P 偏光のみが透過し，S 偏光が反射されて取り除かれる．この過程により，レーザ光の空間成分，時間成分を変化させることなくエネルギーを調整することが可能となる[53,55]．その後，ビームサンプラーによりレーザ光の5%を抽出し，そのエネルギーをエネルギーディテクター（Gentec-EO, QE25LP-S-MB）により計測する．そして，透過した95%のレーザ光のエネルギーを間接的に算出し，これを入射エネルギー E_{incid} とする．透過したレーザ光は，集光レンズによって燃焼容器中央で集光され，ブレイクダウンの後プラズマを発生する．その後レーザ光は拡散し，燃焼容器後方に設置されたエネルギーディテクターにより捕集される．その捕集されたレーザ光のエネルギーを測定し，その値を透過エネルギー E_{trans} とする．レーザ誘起火花点火における点火に要するエネルギーの算出においては，プラズマ生成時のレーザ光の散乱や衝撃波にエネルギーの吸収などを考慮して，

$$E_{\text{absorb}} = E_{\text{incid}} - E_{\text{trans}} \quad (2.3.2)$$

のように入射エネルギーと透過エネルギーの差を吸収エネルギー E_{absorb} として定義した．そして，この吸収エネルギー E_{absorb} をレーザ誘起火花点火における点火エネルギー E_{ig} と定義する．点火時の様子は，電気火花点火の場合と同様に，高速度カメラによるシュリーレン法により観察した．

Table 2.3.1 Test conditions of electrical spark ignition test.

Item	Value
Tested gas	Methane-air mixture (equivalence ratio $\phi = 0.6$)
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)
Temperature	Room temperature (~ 295 K)
Variable	Electrode gap: 1, 1.5, 2, 3, 4, 5 mm

2.4. 実験条件

2.4.1. 電気火花点火実験条件

電気火花点火の場合、点火特性に影響を及ぼし得る装置の仕様として、一つに放電特性がある。これまでに、放電時間や周波数が最小点火エネルギーに及ぼす影響[56–59]などが古くに調査されている。そして、もう一つは電極である。燃焼場に電極が存在するため、電極と火炎の干渉による影響は大きい。特に、高温の燃焼ガスから電極への熱損失が懸念される。そのため、電極の先端形状[60]や寸法[61]、配置[62]が最小点火エネルギーや点火確率に及ぼす影響が実験や数値計算により調査されている。

本研究では、これから行う微小重力実験において調査する点火特性の一つに火炎核成長過程を挙げている。電気火花点火では、電極間に火炎核が形成されるため、電極間の距離は火炎核成長過程に大きく作用することが推測される。そこで、電気火花点火においては電極間隙をパラメータとして、それが最小点火エネルギーに及ぼす影響を調査した。Table 2.3.1に実験条件を示す。なお、電気火花点火、レーザ誘起火花点火共に、点火対象の可燃性混合気には当量比 0.6 のメタン–空気混合気を用いた。充填圧力、温度はそれぞれ 1 atm、室温である。

2.4.2. レーザ誘起火花点火実験条件

レーザ誘起火花点火において、その点火特性に大きく関与する因子として、レーザのビーム径、パルス幅、周波数、波長、集光レンズの焦点距離などが挙げられる。ビーム径、パルス幅、周波数、波長に関しては、レーザ固有の値であるためそれらが変化することは稀であるが、集光レンズの焦点距離に至っては集光位置を操作する際の変更が大いに考えられる。そして、集光レンズ焦点距離は、ブレイクダウン特性に大きく関わるビームウエスト (d_{min}) と相関がある。ビームウエスト (d_{min}) は

$$d_{min} = \frac{4M^2\lambda f}{\pi d_0} \quad (2.4.1)$$

のように表され、ここで M , λ , f , d_0 はそれぞれ TEM₀₀ のレーザ光に対する実際のビームの広がりを表すパラメータ、波長、集光距離、初期ビーム径である。ビームウエストの概要を Figure 2.4.1 に示す[53]。ビームウエストは集光レンズを透過して屈折したレーザのビーム径

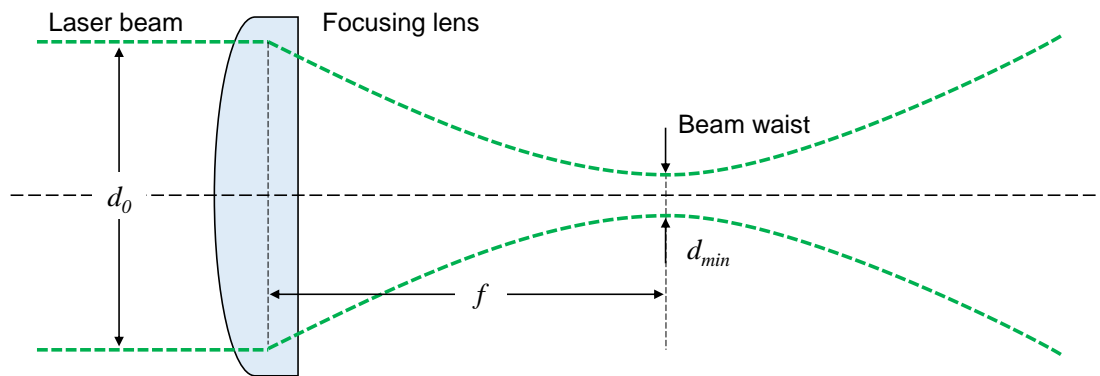


Figure 2.4.1 Schematic of focusing laser beam and beam waist[53].

Table 2.4.2 Test conditions of laser-induced spark ignition test.	
Item	Value
Tested gas	Methane-air mixture (equivalence ratio $\phi = 0.6$)
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)
Temperature	Room temperature (~ 295 K)
Variable	Focal length: 70, 80, 100, 120, 150 mm

が最も小さくなる位置における径を指す。その位置付近でエネルギー密度が高くなるため、ブレイクダウンが生じプラズマが形成される。そのため、焦点距離が短い程ビームウエストが小さくなり、エネルギー密度が高くなるためブレイクダウンが生じ易くなると考えられる。したがって、レーザ誘起火花点火において、集光レンズの焦点距離はブレイクダウン特性、そして点火特性に大きく影響する。そこで、レーザ誘起火花点火においては、集光レンズ焦点距離が最小点火エネルギーに影響を調査した。実験条件を Table 2.4.2 に示す。

2.5. 実験手順

2.5.1. 電気火花点火実験手順

まず、パラメータである電極間隙と、火花エネルギーを設定する。その後、燃焼容器内を真空ポンプで脱気し、混合容器から所定の圧力まで混合気を充填する。そして、点火を行い、電圧と電流波形を取得し、火花エネルギーを算出する。点火成否の判断は、燃焼時の圧力上昇に伴う破裂音の有無、可視化窓に水蒸気が付着しているか否か、そして高速度カメラ動画による確認などから総合的に行う。実験が終了したら、初めに戻ってパラメータの再設定、そして混合気の給排気を行い、以下同じ手順を繰り返す。点火現象は確率的な事象であるため、広い火花エネルギーに亘って点火実験を行い、点火成功・失敗両方のデータを多数取得する。

2.5.2. レーザ誘起火花点火手順

基本的な手順は、上記の電気火花点火と同様である。点火成功・失敗両方のデータが満遍なく得られるようにレーザ入射エネルギーを調整して、点火実験を行う。そして、点火実験毎に点火成否の確認と吸収エネルギーを算出する。

2.6. 結果

2.6.1. 点火エネルギーの比較

Figure 2.6.1 に各点火実験でのパラメータと点火エネルギー、そしてその時の点火成否を示す。○は点火成功、×は点火失敗を指す。

電気火花点火では、電極間隙が狭くなるにつれて点火成功時のエネルギーが高くなっていくことが分かる。放電は電極間隙で生じ、火炎核はそこから成長していく。そのため、電極間隙が狭いと形成される初期火炎核の体積が小さく、電極への熱損失も著しくなる。よって、電極が狭まるにつれ、火炎核が自己伝播可能な火炎にまで成長するにはより高いエネルギーが必要となる。反対に、電極間隙を 5 mm から更に広げた場合には、放電するのに高電圧を要するため、同様に点火に要するエネルギーが高くなることが考えられる。

一方、レーザ誘起火花点火の場合には、点火成功の際の最も低いエネルギーは集光レンズの焦点距離に依らず概ね一定である。Eq. 2.4.1 より焦点距離の短いレンズほどビームウエストが小さくなり、その分エネルギー密度の高いプラズマが形成されるため、点火に要するエネルギーも小さくなることが考えられるが、本実験結果はそれに反する。これは恐らく集光レンズの球面収差の影響と考えられる[55]。焦点距離が短いレンズ程、その表面の曲率は大くなり、それに伴ってレーザ光の散乱も顕著となる。それにより、プラズマのエネルギー

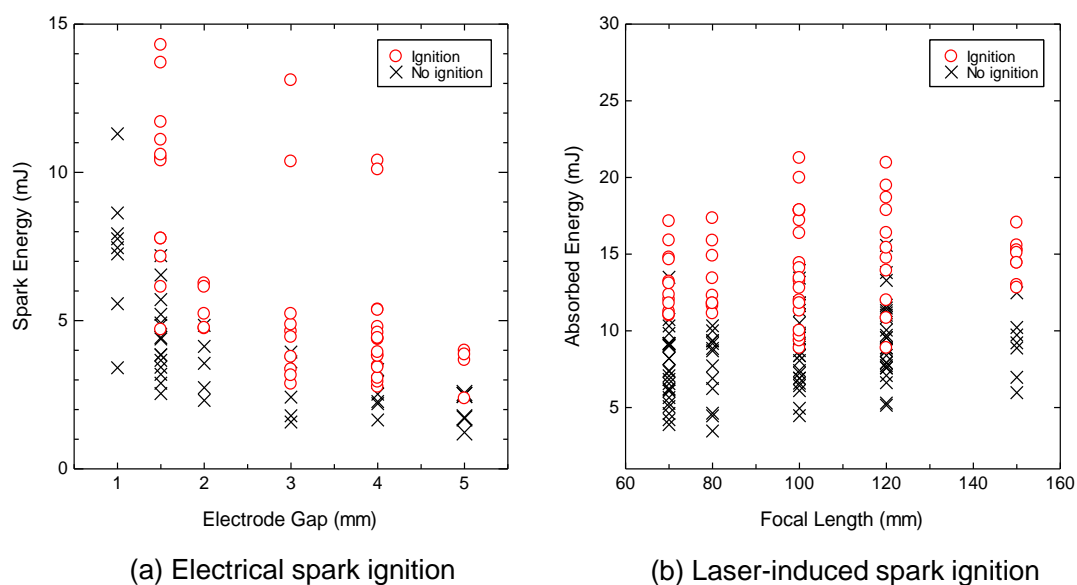


Figure 2.6.1 Ignition characteristics of (a) electrical spark ignition and (b) laser-induced spark ignition.

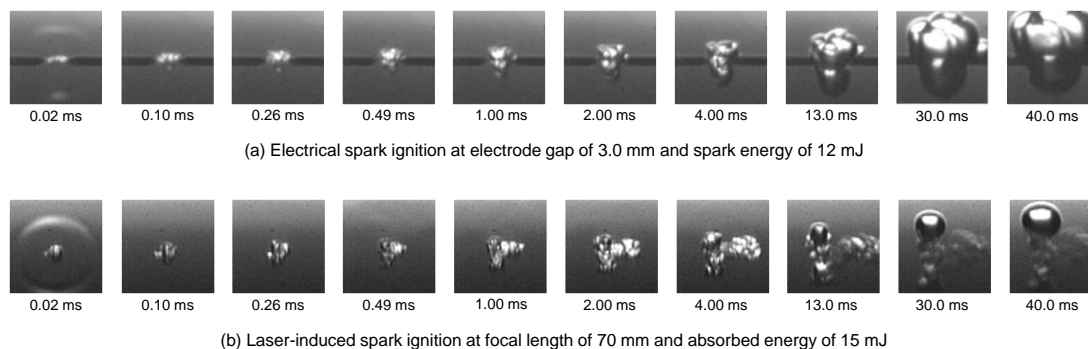


Figure 2.6.2 Schlieren images of flame kernel development on (a) electrical spark ignition and (b) laser-induced spark ignition.

密度が低下し、結果的に点火エネルギーが低下しなかったと考えられる。長焦点距離では、Eq. 2.4.1 より焦点距離が長くなるにつれてビームウエストが大きくなり、エネルギー密度の低下から点火に要するエネルギーが高くなることが推測されたが、その傾向はあまり見られなかった。それは、長焦点距離で形成される傾向にある円柱状のプラズマが原因と考えられる。短焦点距離では、ビームウエストが小さくエネルギー密度が高いため、プラズマが点で生じる。反対に長焦点距離では、エネルギー密度は高くないが円柱状の体積の大きいプラズマが形成され易い。それにより広い範囲で点火を行うことが出来、結果として焦点距離の増加に伴う吸収エネルギーの増加が抑制されたと考えられる。以上より、点火に要するエネルギーに対して、短焦点距離では球面収差による負の影響、長焦点距離ではプラズマ形状変化による正の影響が作用して、総合的に焦点距離の影響が抑えられたと考察される。

電気火花点火とレーザー誘起火花点火、両者の点火エネルギーを比較するとレーザー誘起火花点火の方が大きいことが分かる。この理由については様々議論されているが、次節で示す火炎核成長過程のシュリーレン画像をもとに考察を行う。

2.6.2. 火炎核成長過程の比較

シュリーレン法によって撮影した火炎核の成長過程を Figure 2.6.2 に示す。いずれも点火成功時の画像である。なお、レーザー誘起火花点火の場合、レーザー光は右から左に入射している。添付の時刻は、ブレイクダウンからの経過時間を指す。

電気火花点火では、放電直後、電極間隙に円柱状の火炎核が形成され、その後徐々に上下方向に成長していき、0.49 ms では概ね球状の火炎となっている。その後時間が経過するにつれ、火炎上部と下部で成長速度に差が生じ、上部が急速に成長している様子が分かる。これは、浮力の影響と考えられる。火炎核下部は浮力に対向しながら成長して行かなければならない。一方上部は平行して成長するために、火炎核の上下で成長速度が異なり、結果としてマッシュルーム状の火炎となったと考えられる。

レーザー誘起火花点火では、ブレイクダウン直後に集光点を中心として衝撃波が生じ、その

中央に火炎核が形成されている。その後上下方向に成長を続け、0.49 ms 頃からレーザー入射方向に火炎核が伸びている。これは、third lobe と呼ばれる高温ガス領域であり、ブレイクダウン時に生じる渦に起因するレーザー誘起火花点火特有の現象である[63–66]。この third lobe は他の火炎核と比較して成長速度が非常に早く、最終的に消炎してしまう。残された火炎核は上下方向に成長を続けるが、電気火花点火の場合と同様に火炎核下部の成長が遅く、最終的には消炎してしまっている。この場合、火炎核上部のみが成長を続けて自己伝播可能な火炎となり点火に至った。

電気火花点火とレーザー誘起火花点火、いずれの火炎核成長過程においても浮力が大きく作用していることが明らかである。本実験では、当量比 0.6 の燃料希薄混合気を用いているが、希薄可燃限界に近づくにつれ火炎伝播速度が低下するため、浮力の影響はより顕著に現れることが推測される。反対に、浮力の影響が低下する微小重力環境では火炎核が上下対称に成長していくことが期待される。特に、レーザー誘起火花点火で見られたような火炎核の局所消炎が抑制されることが考えられる。消炎は火炎核のエネルギー損失に相当するため、消炎の抑制は点火エネルギーにも大きく関わると考えられる。

ここで、前節の最後で述べた電気火花点火とレーザー誘起火花点火の点火エネルギーの違いについて議論する。両者の火炎核成長過程を比較すると、まず衝撃波が形成されている 0.02 ms において、レーザー誘起火花点火の衝撃波の方が濃淡が明確になっているのが分かる。これは、衝撃波によるエネルギー散逸が大きいことを示唆している。そして、13.0 ms あたりから third lobe や火炎核下部が消炎し始めており、いずれもエネルギー損失に相当する。つまり、レーザー誘起火花点火で形成される火炎核の成長過程にはエネルギー損失に値する現象が複数あり、それが点火エネルギーを増加させていると考えられる。

2.7. まとめ

点火実験において可燃性混合気本来の点火特性を調査するには、点火手法の影響を可能な限り抑える必要がある。その観点から考えると、電気火花点火は電極間隙の設定によって点火エネルギーが大きく変化するため、点火手法としては望ましくない。仮に電気火花点火で実験を行う場合には、事前に最適な間隙距離を調査する必要がある。また、火炎核が成長していく際に、火炎核と電極が常に干渉しているため、火炎核から電極への熱損失が避けられない。一方でレーザー誘起火花点火は、集光レンズ焦点距離に依らず点火エネルギーが概ね一定であり、空間上に点として火炎核を形成することが出来るため、火炎核の成長に妨げる外的要因が無い。

以上を踏まえ、本研究における点火実験では、レーザー誘起火花点火を点火手法に採用することとする。また、火炎核成長過程のシュリーレン画像からは局所消炎などの浮力の影響が顕著に観察された。浮力は重力に起因するため、これは地上において特有の現象だと考えられる。そのため、微小重力環境では消炎が抑制され、同心円状に成長する火炎の観察が期待される。

3. 微小重力実験方法

本章では、微小重力実験で用いられている実験手段について触れ、次いで本研究の微小重力実験で利用した落下塔および航空機について述べる。

3.1. 概要

1.1.4 節で述べたように、微小重力環境では比重の違いによる物質の浮遊、沈降が無く、それによる対流も抑制される。そのため、地上では重力の影響によって隠れてしまっている現象も微小重力環境では明確に確認することが可能となる。その利点を活かして、これまで物質科学や材料科学、流体物理学、そして燃焼科学の研究が多く行われてきた。

燃焼においては、例えば Figure 3.2.1 の蠟燭の炎のように見た目からも大きな違いが分かる[67]。地上では、高温の燃焼ガスは膨張して密度が低いため上方に向かって流れ、火炎周囲の空気も同様に火炎に沿って上方に向かって流れる。それによって対流が生まれ、Figure 3.2.1(a)のような火炎形状となる。一方で微小重力環境では、比重の違いに起因する流れが抑制されるため Figure 3.2.1(b)のような球状の火炎が形成される。地上では対流による燃焼領域への酸素の供給が支配的だが、微小重力環境では拡散による酸素供給が主である。拡散による酸素供給速度は、対流によるそれと比べて非常に小さいため、火炎温度も低く青炎となる。自然対流の影響を取り除くことが出来るという点は、燃焼科学の研究において非常に有益であり、多くの研究がなされてきた。

3.2. 微小重力実験手段

微小重力環境を実現する手段には様々あり、それぞれ実現可能な重力レベルと微小重力環境継続時間が異なる。その概要を Figure 3.2.2 に示す[68–70]。重力レベルが高く、継続時間が長いフリーフライヤーや宇宙ステーションでの軌道上実験などが理想的ではあるが、その分利用機会が限られ、実施費用も高つく。そのため、実験室規模では落下塔が多用さ

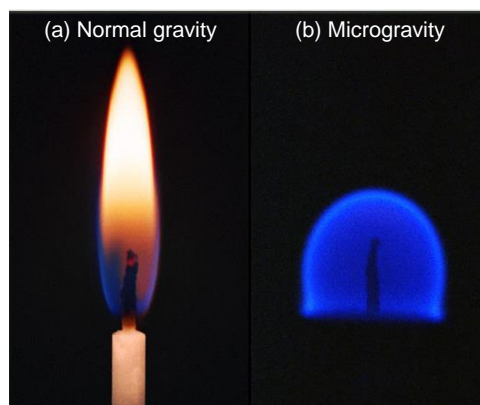


Figure 3.2.1 Candle flame in (a) normal gravity and (b) microgravity.

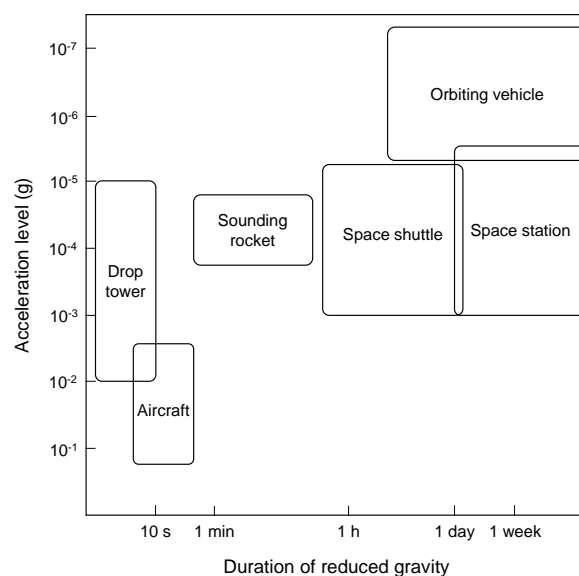


Figure 3.2.2 Achievable g-level and duration for various microgravity platforms[68–70].

れており、次いで航空機による微小重力実験が行われている。落下塔は微小重力環境の継続時間が短いという欠点があるが、燃焼の場合、特に液滴燃焼などでは現象が完了するまで高々数秒程度であるため、実験を行うには十分な時間である。固体燃焼の場合は、その多くが燃え広がりを対象としており、液滴燃焼に比べて時間スケールが長い。そのため、一回のパラボリックフライトで数十秒間の微小重力環境を実現できる航空機が多用されている。アメリカでは国際宇宙ステーションや、スペースシャトルや Cygnus という無人宇宙補給機でも燃焼実験が実施されている。なお、我が国でも昨年（2017年）、国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」で初の軌道上燃焼実験となる液滴群燃焼実験が実施された。

本研究で対象としている点火は、火炎核が形成されて燃焼容器内全域に火炎が伝播するまでに高々数百ミリ秒であるため、最も微小重力環境継続時間が短い落下塔でも十分に現象を捉えることが出来る。また、点火は確率的事象であるため、同条件下で実施しても点火成功と点火失敗の両方が生じる。そのため、ある一定回数以上の実験を行い、統計的に処理する必要がある。その意味で、約 20 秒間の微小重力環境を実現できる航空機実験は、一回のパラボリックフライト中に複数回の点火実験を行うことが出来るため非常に有益な手段と言える。以上を踏まえ、本研究の微小重力実験では落下塔および航空機を利用した。以下に、その詳細を述べる。

3.3. 落下塔

Figure 3.3.1 に示す実験室スケールの小型落下塔を用いる。高さは 1 m で、落下時間、つまり微小重力環境継続時間は約 0.4 秒である。初め、Figure 2.3.4 に示したレーザ誘起火花点火装置と同じ構成機器が搭載された 500 × 500 × 130 mm のアルミフレームラック (Figure 3.3.2) が、上部の電磁石により吊り下げられている。ただし、レーザを含む光学系機器は落

下塔横の防振台上に設置してある。電磁石がオフになるとラックが落下し始め、それと同時に防振台上のレーザにトリガー信号が送られ、レーザ光が発振される。発振されたレーザ光は落下塔上部のミラーによって反射され、燃焼容器の上部から入射する。集光レンズは、燃焼容器上部に固定されており、ラックと共に落下するため、常に燃焼容器中央でブレイクダウンが生じる。点火実験は一度の落下実験で一回行い、点火エネルギーの測定および火炎核成長過程の観察を行う。

落下塔による微小重力実験の場合、通常は空気抵抗による重力レベルの低下を防ぐために実験ラックの外側にドラッグシールドと呼ばれる筐体を設ける[71]。つまり、二重箱の構

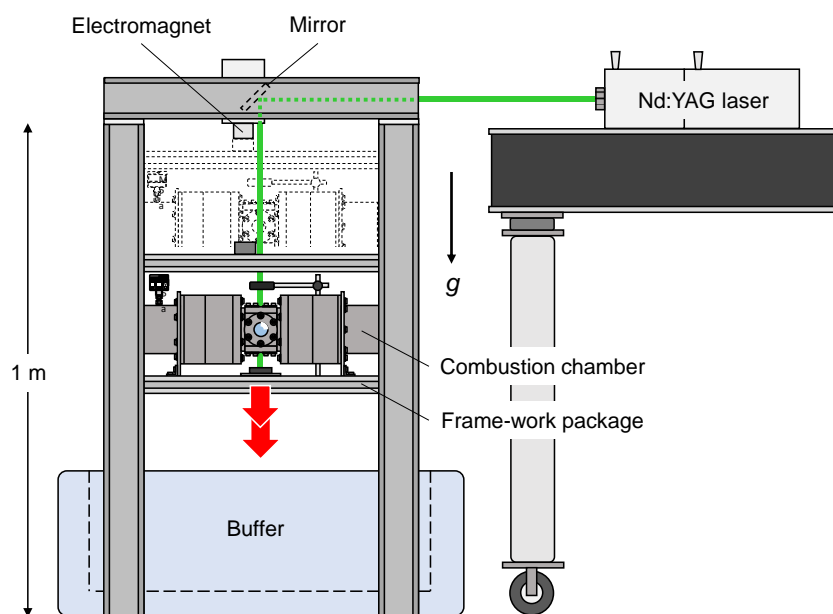


Figure 3.3.1 Schematic of laboratory-scale drop tower.

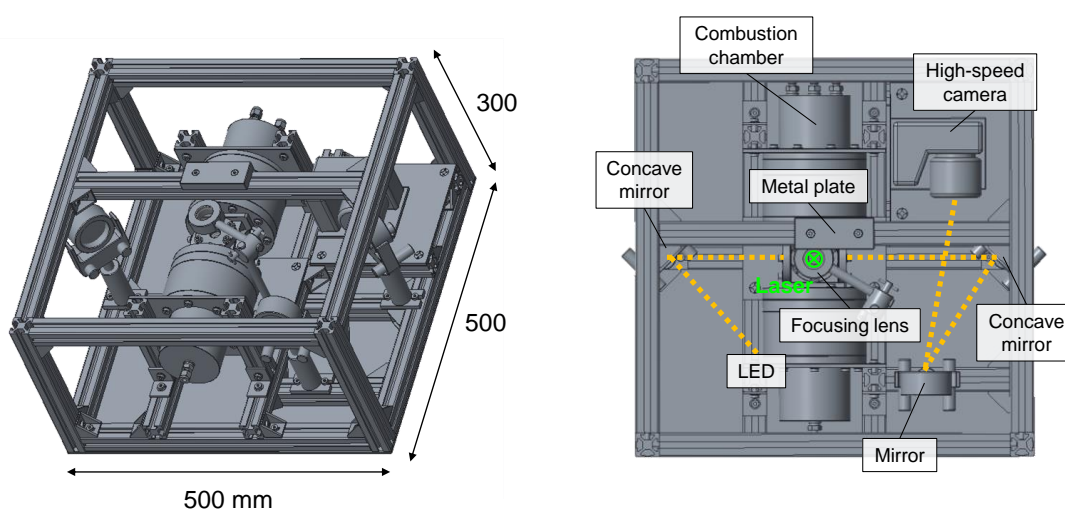


Figure 3.3.2 Schematic of drop package.

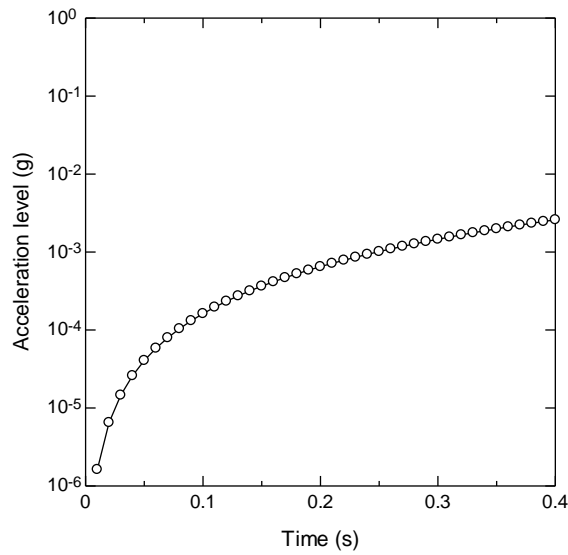


Figure 3.3.3 Simulated acceleration level.

造となっており，落下中，内側の実験ラックはその筐体内で自由落下し空気抵抗はほとんど受けない．しかしながら，本実験装置は落下時間が 0.4 秒と非常に短いこと，そして重力レベルを見積もったところ (Figure 3.3.3)，十分な精度の微小重力環境を実現できることが確かめられたため，ドラッグシールドを設けず実験ラックを落下させることとした．

3.4. 航空機

航空機による微小重力実験はダイヤモンドエアサービス株式会社所有の Gulfstream-II (Figure 3.4.1) により実施した．機体は Figure 3.4.2 に示すような放物線飛行をすることにより，微小重力環境を実現する．

微小重力環境開始 20 秒前 (B 点) から急上昇を始め，その時機体全体には約二倍の重力が掛かる．その後，機体の迎角が 45° (C 点) となるとエンジンを停止し微小重力環境とな



Figure 3.4.1 Gulfstream-II.

る。機体はそのまま上昇を続け、放物線の頂点を通過した後、迎角が -35° (D点) になるまで微小重力環境が継続される。そして、再度エンジンを始動させ、通常の飛行姿勢に戻る。これが一回のパラボリックフライトであり、一度の飛行で10~15回のパラボリックフライトを行う。本研究では、一回のパラボリックフライトで4~5回の点火実験を行い、一度の飛行で約40点のデータを取得した。

Figure 3.4.3 にパラボリックフライト時の重力レベルの変化を示す。約 $10^{-2}g$ の微小重力環境を20秒間に亘って実現できており、本研究における点火実験においては十分な重力精度そして長さと言える。また、微小重力環境中は気流の乱れなどの擾乱による振動、つまりgジッターが存在するが、点火現象の時間スケール (ms オーダー) はその振動と比較して圧倒的に小さいため、点火現象に及ぼすgジッターの影響はほぼ無いものと考えられる。

なお、落下塔で再現可能な微小重力環境の重力レベルは $10^{-3}g \sim 10^{-4}g$ 、航空機の場合は $10^{-2}g$ と異なるが、次章以降で示す実験結果は実験手段に依らず同様の傾向を示している。そのため、 $10^{-4}g$ と $10^{-2}g$ の重力レベルの違いによる点火現象への影響は非常に小さいと考えられる。したがって、これ以降では落下塔による微小重力環境も、航空機によるそれも、同一の微小重力環境として扱うものとする。

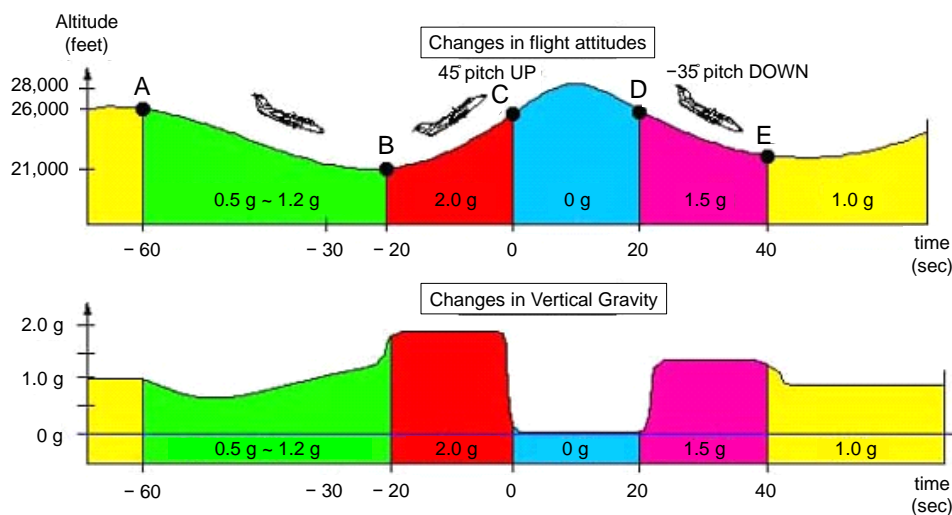


Figure 3.4.2 Schematic of parabolic flight pattern.

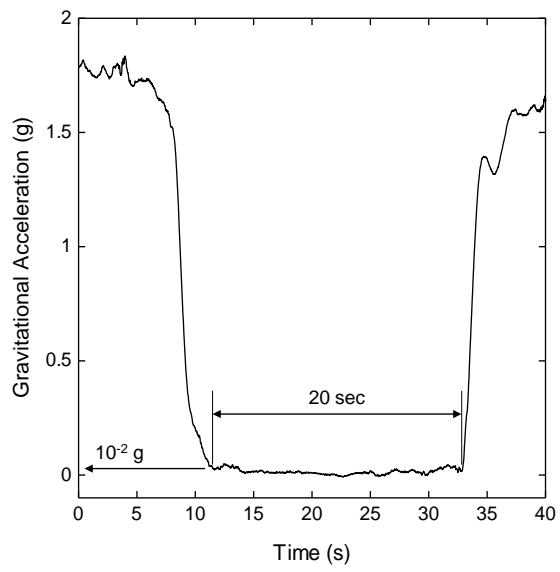


Figure 3.4.3 Gravitational acceleration on parabolic flight (13th PF, 3rd FL on December 9th, 2014).

4. 静止混合気点火実験

本章では、静止混合気の点火実験に関してその実験装置・条件・手順、そして実験結果を述べ、重力が点火特性に及ぼす影響について考察する。

4.1. 概要および目的

微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火実験を行うに当たり、初めに、流動のない可燃性混合気の点火実験を微小重力環境で行った。本実験の目的は、微小重力環境における点火現象の基礎的な知見を得ることである。点火対象となる可燃性混合気には、MMA-空気混合気とDME-空気混合気を用いており、各点火実験の詳細を以下に述べる。

4.2. MMA-空気混合気

4.2.1. 実験装置

4.2.1.1. 燃焼容器

Figure 4.2.1 に示す定容燃焼容器を作製し用いた。各辺 70 mm の立方体形状であり、側面には $\phi 10$ mm のレーザ光の入射・透過用と $\phi 20$ mm の可視化用の貫通穴が開いている。容器は無酸素銅製で、内容積は 22.4 ml である。上部には給排気用の穴が開けられている。側面は $\phi 30$ mm と $\phi 40$ mm の合成石英の光学窓を取付けられる仕様となっており、光学窓はフランジによって固定される。

4.2.1.2. レーザ誘起火花点火装置

2章で述べたように、本研究における点火実験はレーザ誘起火花点火により行う。装置の概要を Figure 4.2.2 に示す。その基本的な構成は Figure 2.3.4 と同様である。レーザは Q ス

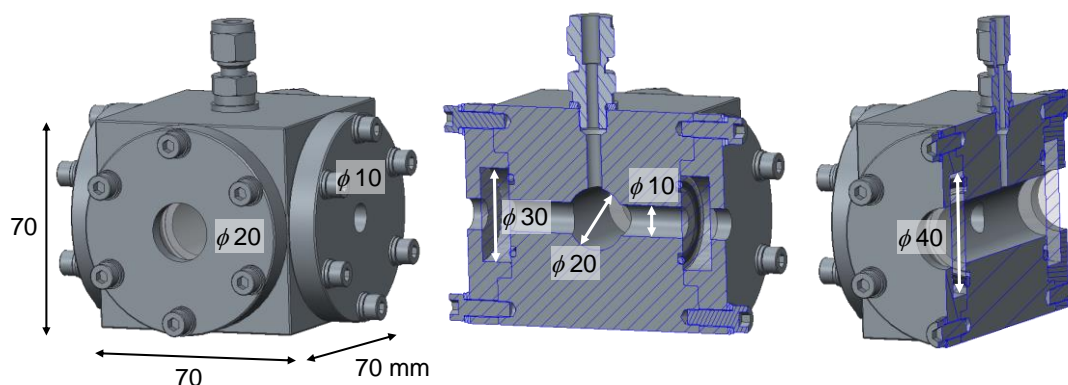


Figure 4.2.1 Schematic of constant-volume combustion chamber.

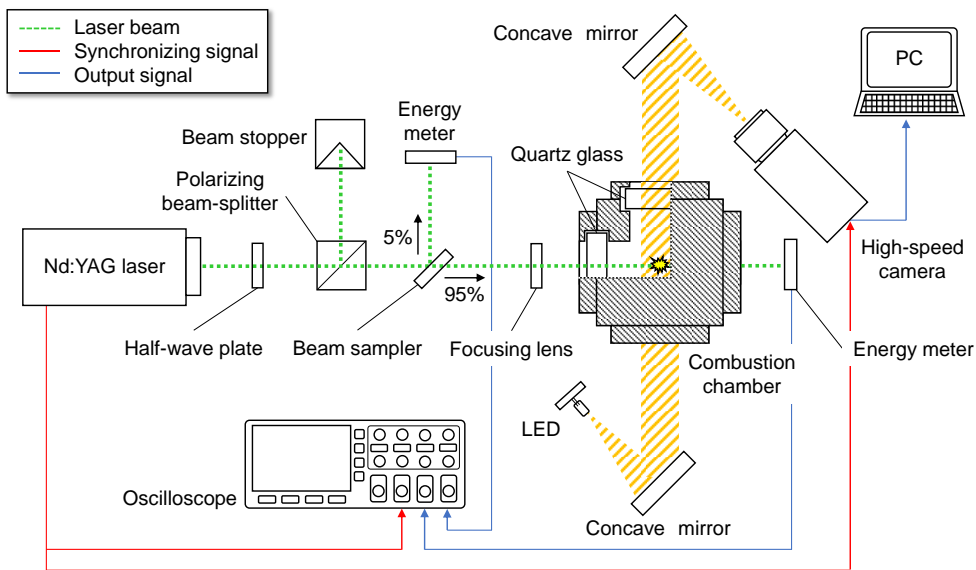


Figure 4.2.2 Schematic diagram of laser-induced spark ignition system.

Table 4.2.1 Laser output specifications.

Item	Value
Wave length	532 nm
Pulse energy	100 mJ/pulse
Energy instability	$\pm 2\%$ (standard deviation)
Pulse duration	5.9 ns
Pulse reputation rate	30 Hz
Beam diameter	4 mm

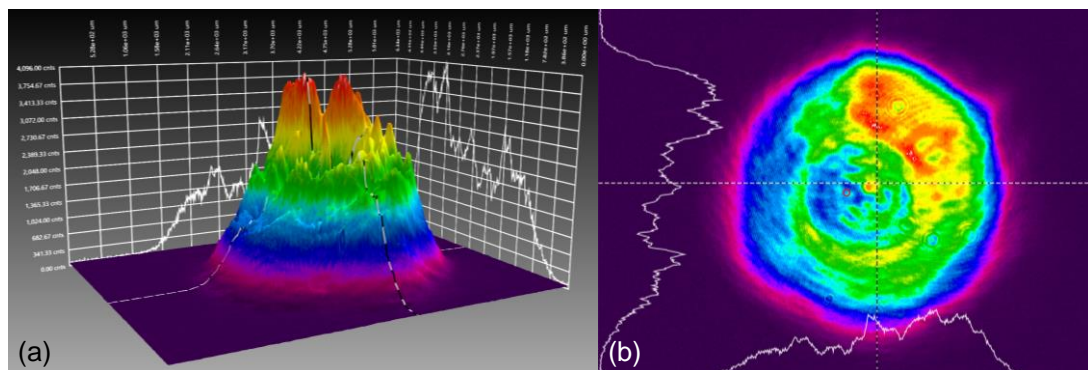


Figure 4.2.3 Beam profile of the second harmonic of the Nd: YAG laser: (a) 3D whole profile and (b) top view.

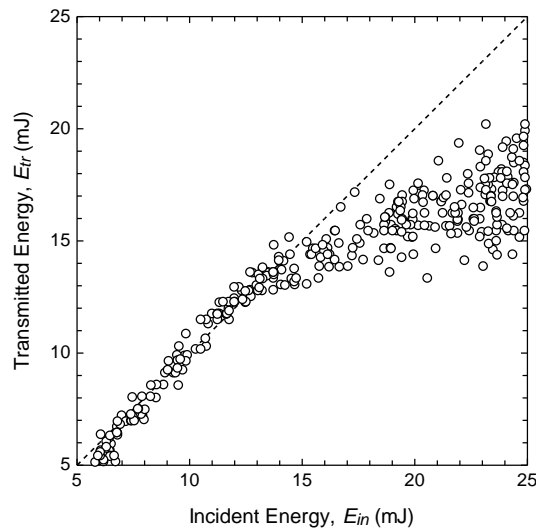


Figure 4.2.4 Transmitted energy versus incident energy in the air.

イチ付 Nd:YAG レーザ (EKSPLA, NL232) の第二高調波を用いた。レーザの仕様を Table 4.2.1 に、そしてレーザビームプロファイラ (Ophir, BeamGage) によって取得したビームプロファイルを図 4.2.3 に示す。集光レンズは焦点距離が 100 mm のものを使用しており、事前に標準大気中においてブレイクダウン閾値を測定した。その測定結果を図 4.2.4 に示す。半波長板を操作することによりレーザのエネルギーを徐々に上げていくと、初めはブレイクダウンが生じず入射エネルギー (E_{incid}) と透過エネルギー (E_{trans}) が等価、つまり $E_{incid} \approx E_{trans}$ となる。しかし、ある値に達するとブレイクダウンが生じてプラズマが形成され、その時の散乱などにより透過エネルギー (E_{trans}) が低下する。本研究で用いたレーザと焦点距離の組み合わせにおいては、その閾値が 14.8 mJ であった。そこで、14.8 mJ 以上の入射エネルギーのレーザ光で点火実験を行った。

入射エネルギーの調整や吸収エネルギー (E_{absorb}) 算出ための操作は、2 章におけるレーザ誘起火花点火と同様である。なお、今回、オシロスコープは Tektronics の MDO3104、高速度カメラは Vision Research Inc. の Phantom Miro LC (10,000 fps) を使用している。地上の通常重力下における点火実験においても、同様の装置を用いている。

4.2.2. 実験条件

宇宙船内で生じ得る点件事象として、搭載されている可燃性材料が何らかの異常によって温度上昇して熱分解ガスを発生し、それが静電気やショートした回路からの電氣的な火花などによって点火するという場合がある。これは Test 2 で模擬されている事象でもあり、点火している対象は熱分解ガスと周囲空気の混合気である。それを踏まえ、本実験では、点火対象に MMA-空気混合気を採用した。MMA (Methyl methacrylate) とはメタクリル酸メチルであり、高分子化合物 PMMA (Polymethyl methacrylate) のモノマーである。PMMA は

Table 4.2.2 Properties of methyl methacrylate (MMA).

Methyl methacrylate (MMA)	
Chemical formula	$C_5H_8O_2$
Molar mass	100.12 g/mol
Density	0.94 g/cm ³
Melting point	225 K
Boiling point	374 K
Flash point	275 K
Auto-ignition temperature	708 K
Explosive limits	1.7 vol.% - 8.2 vol.%

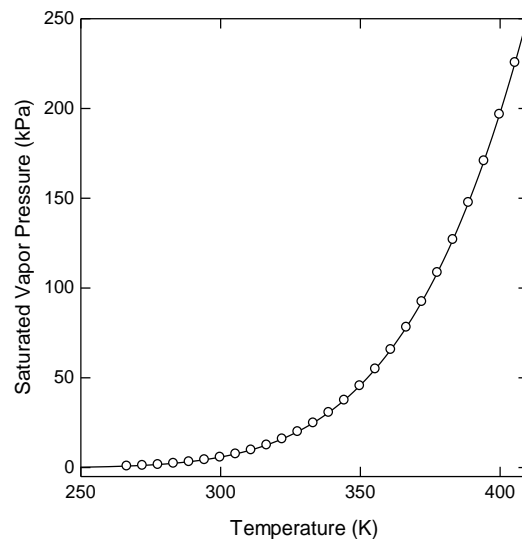


Figure 4.2.5 Saturated vapor pressure curve of methyl methacrylate (MMA).

アクリル樹脂のことであり、高い透明度と強硬度でありながら加工が容易であるという点から航空機の窓や宇宙服の頭部ヘルメット、ISS内でも多用されている。しかしながら、可燃性材料であるため、これまで固体燃焼研究の研究対象として多く扱われ、その熱分解や燃え広がり等が研究されてきた[32,34,37,72–78]。MMAの物性値をTable 4.2.2に示す[79]。MMAは常温常圧では液体であるため、作製可能な混合気の当量比はFigure 4.2.5に示す飽和蒸気圧に依存する。混合容器に高圧の混合気を作製するとMMAが凝縮してしまうため、混合容器周囲にリボンヒーター（坂口電熱，C103010）を巻いて50°C（323 K）で保温し、混合容器内での凝縮による当量比の変化を防止した。

実験条件をTable 4.2.3に示す。本実験では混合気の当量比をパラメータとして設定し、各当量比の混合気に対してレーザーの入射エネルギーを調整しながら点火実験を行い、点火成功・失敗両方のデータを取得した。充填圧力、温度はそれぞれ1 atm、室温である。地上に

Table 4.2.3 Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.

	Ground experiment	Microgravity experiment
Tested gas	MMA-air mixture	
Equivalence ratio	Variable: 0.8 – 2.0	Variable: 0.9 – 1.5
Incident energy	Variable: 14.8 – 100 mJ	
Focal length	100 mm	
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)	
Temperature	Room temperature (~ 22°C)	

おける点火実験においても、当量比がパラメータであり、その他条件も同じである。

4.2.3. 実験手順

本実験は航空機により実施しており、20秒間のパラボリックフライト中に点火を行い、容器内の混合気を脱気して新たな混合気を供給し、そして再度点火するというのは操作上困難である。しかし、20秒間の微小重力環境の間に一度しか点火実験を行わないというのは、航空機実験の長所を活かせていない。そこで、本実験では Figure 4.2.6 のように Figure 4.2.1 の定容燃焼容器をターンテーブル上に4つ配置し、一つの燃焼容器に対して点火実験を行ったらターンテーブルを90°回転させ、次の燃焼容器に対して点火を行う。ただし、回転直後は燃焼容器内の混合気に回転による擾乱が生じていると思われるため、回転の約2秒

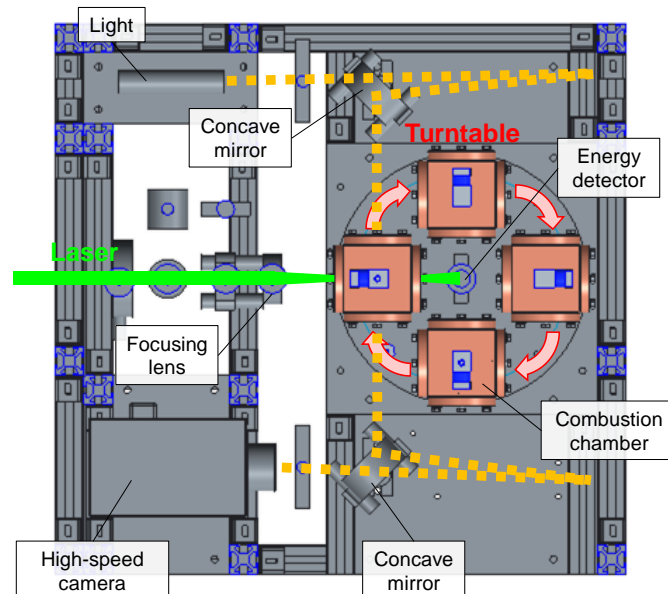


Figure 4.2.6 Schematic of rotating mechanism of combustion chamber on turntable.

後にレーザ光を発振するようにした。以上のような操作をし、計 4 回の点火実験を 1 パラボリックフライト中に実施した。

パラボリックフライトに入る前の準備期間に、燃焼容器内を脱気し混合容器から混合気を充填しておく。そして、半波長版を操作してレーザ入射エネルギーを調整する。1 パラボリックフライトの 4 回の点火実験は、全て同じ入射エネルギーで実施する。その入射エネルギーで点火成功が優位な場合にはエネルギーを下げ、反対に点火失敗が優位な場合には上げて次のパラボリックフライトに入る。パラメータである混合気の当量比を変更する場合には、希釈用空気ボンベより混合容器に空気を供給する。なお、この操作では当量比を下げることは出来ないため、混合容器には初め、燃料過濃混合気を作製しておき、高い当量比から点火実験を行った。以上の操作を、1 フライト計 10 ~ 12 回のパラボリックフライトにおいて繰り返し行い、各当量比において点火成功・失敗両方のデータを複数取得する。地上の通常重力環境における点火実験は、航空機実験と同じ実験手順で行った。

4.2.4. 結果および考察

4.2.4.1. 最小点火エネルギー

地上実験および微小重力実験によって得られた最小点火エネルギーを Figure 4.2.7 示す。ただし、ここでは点火成功した場合における点火エネルギーの最小値を最小点火エネルギーと定義している。

重力レベルに関わらず、どちらの最小点火エネルギーも当量比の低下に伴って増加している。この傾向は、点火手法に依らず多くの点火実験において確認されている傾向である [80]。これは、プラズマ生成部近傍の化学反応に関与する燃料分子の数密度が低下するため、

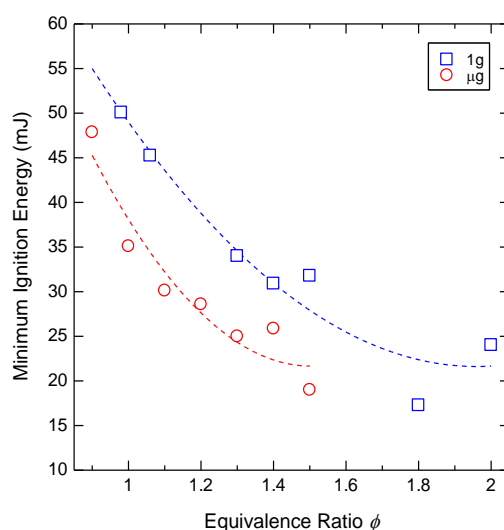


Figure 4.2.7 Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of equivalence ratio for MMA-air mixtures.

自己伝播可能な火炎へと成長し得る火炎核を形成するのにより高いエネルギーが必要になるからだと考えられる。また、燃料として用いた MMA は分子量が 100 の高比重分子でレイス数 Le が 1 以上ある。そのため、物質拡散よりも熱拡散の方が優位となり、燃料過濃側 ($\phi > 1$) において極小となるような分布となっている。

通常重力環境と微小重力環境の最小点火エネルギーを比較すると、実験を行った全当量比において微小重力環境の最小点火エネルギーが通常重力環境のそれよりも低い。そして、その差は希薄可燃限界近傍ほど拡大する傾向がある。この結果は、微小重力環境において希薄可燃限界が拡大する可能性を示唆していると言える。

4.2.4.2. 火炎核成長過程

Figure 4.2.8 に当量比 $\phi = 0.9$ 、Figure 4.2.9 に当量比 $\phi = 1.5$ の通常重力環境と微小重力環境における点火成功時の火炎核成長過程のシャドウグラフ画像を示す。画像に添付の時間は、ブレイクダウンからの経過時間を指す。

全条件において、火炎核が形成された直後の $100 \mu\text{s}$ では Figure 2.6.2(b) と同様にレーザー入射方向に **third lobe** が生じている。その後、時間と共に **third lobe** は徐々に薄くなり、 1.1 ms には消炎し始めている。ここで、**third lobe** の形成メカニズムについて述べる。レーザー光のエネルギーは、ブレイクダウンで形成される楕円体のプラズマによって吸収され、その吸収量は前縁 (Figure 4.2.10 の *h*) で大きく、後縁 (Figure 4.2.10 の *g*) では小さい。その差により、

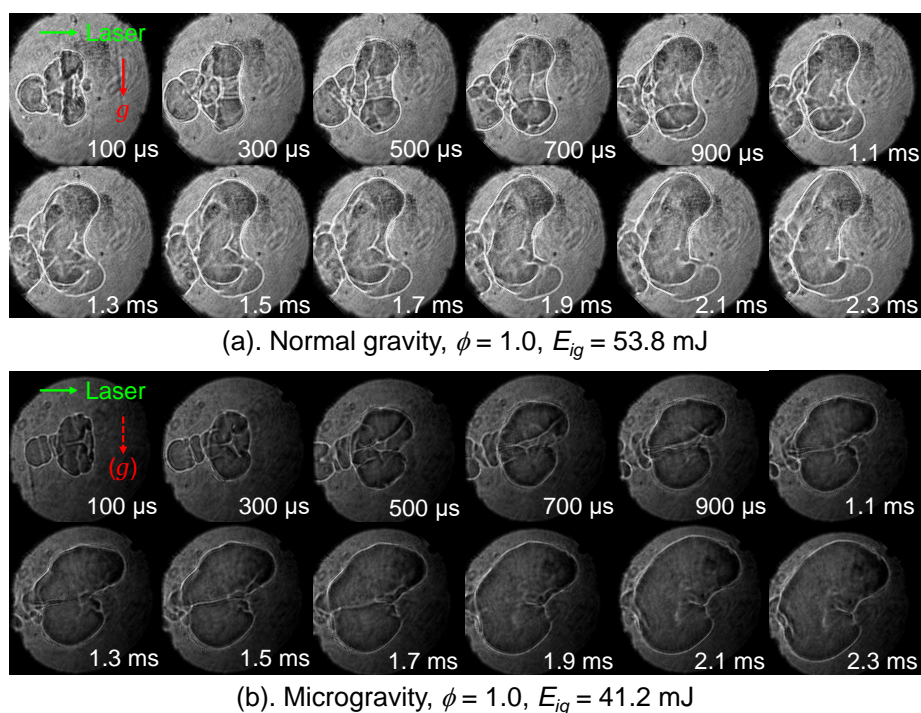
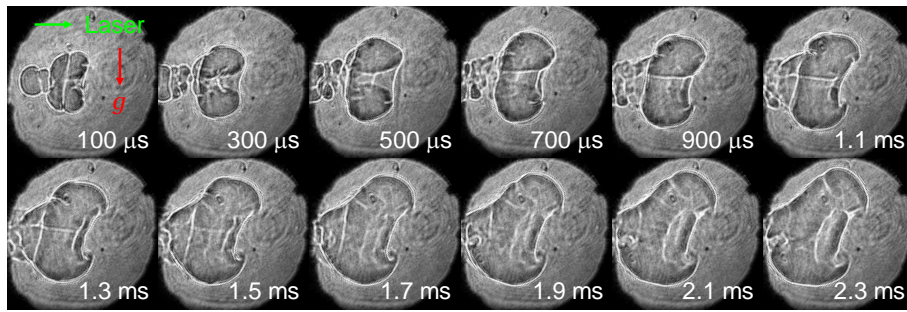
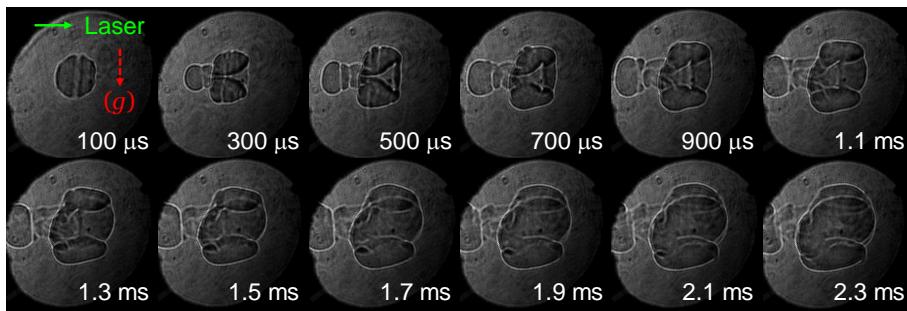


Figure 4.2.8 Shadowgraph images of flame kernel development for MMA-air mixture with an equivalence ratio of 1.0 in (a) normal gravity and (b) microgravity.



(a). Normal gravity, $\phi = 1.5$, $E_{ig} = 35.1$ mJ



(b). Microgravity, $\phi = 1.5$, $E_{ig} = 24.3$ mJ

Figure 4.2.9 Shadowgraph images of flame kernel development for MMA-air mixture with an equivalence ratio of 1.5 in (a) normal gravity and (b) microgravity.

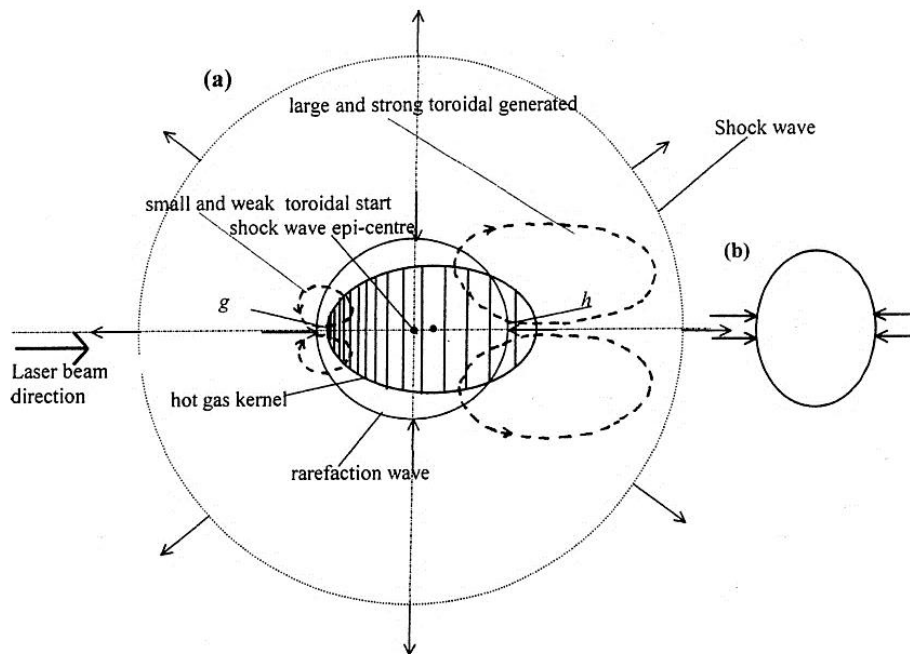


Figure 4.2.10 (a) Relative position of shock and rarefaction waves and initiating plasma kernel and (b) kernel just after action of rarefaction wave. Closeness of shading on (a) is indicative of possible temperature distribution[63].

プラズマの両端に大きさの異なる一対の渦が生じる。後縁の渦はそのサイズ、強度が小さいため、すぐに崩壊してしまうが、前縁の渦はしばらくの間残存する。その前縁の渦の作用によって高温ガスがレーザー入射方向に突出し、それが **third lobe** となる。**Third lobe** は火炎核の他の部分と比べて、成長速度が速く最終的には消炎してしまう。そのため、初期火炎核を形成するのが難しい燃料希薄混合気の場合には、**third lobe** の消炎による影響が大きい。そこで、**third lobe** の形成を抑制するように複数点で同時にブレイクダウンさせる研究もなされている[81]。

当量比 $\phi=1.0$ (Figure 4.2.8) では、通常重力環境において火炎核下部、つまり浮力に対向して成長する側が十分に発達せず局所的に消炎している。そのため、上部のみが一方的に成長して点火に至っている。しかし、微小重力環境では、火炎核下部の成長は上部に比べて遅いものの、消炎することなく成長していることが確認できる。これは、微小重力環境における浮力の低下に起因していると考えられる。つまり、通常重力環境では浮力によって火炎核の下方への成長が妨げられていたものの、微小重力環境では浮力が低下したことにより、火炎核が下方にも成長することが出来たと推測される。一方、当量比 $\phi=1.5$ (Figure 4.2.9) では、通常重力環境においても火炎核下部は消炎せずに成長しているのが分かる。微小重力環境に至っては、同心円状に火炎が成長している。この差は、火炎伝播速度の違いがもたらしている。一般に、当量比が低く、燃料が希薄になるにつれて火炎の伝播速度は小さくなる。そのため、当量比 $\phi=1.0$ の火炎が受ける浮力の影響の方が相対的に大きい。したがって、当量比 $\phi=1.5$ では通常重力環境と微小重力環境で、その火炎核成長過程に大きな違いは見られず、反対に当量比 $\phi=1.0$ では違いが顕著に現れたと考えられる。

当量比 $\phi=1.0$ で観察された局所消炎は火炎核におけるエネルギーの損失に相当するため、通常重力環境の方が火炎核のエネルギー損失は大きいことが考えられる。したがって、微小重力環境での最小点火エネルギーの低下は、微小重力環境における局所消炎の抑制、つまりエネルギー損失の低減によってもたらされていると考えることが出来る。そして、通常重力環境と微小重力環境における最小点火エネルギーの差が当量比の低下に比例して拡大するのは、火炎伝播速度が小さくなるにつれ浮力の影響が大きくなるためである。

4.3. DME-空気混合気

4.3.1. 実験装置

4.3.1.1. 燃焼容器

上記の実験では Figure 4.2.1 に示した定容燃焼容器を用いたが、本実験では第 5 章で述べる流動場点火実験を考慮して、Figure 4.3.1 の内部に流路を持つ燃焼容器を作製し用いた。ただし、本実験では点火時に容器両端の給排気口を閉じ、定容燃焼容器として用いた。容器は全長 400 mm、外径 130 mm のアルミニウム合金 A5056 製の円筒状容器である。点火部は 30×30 mm の矩形断面であり、その側面には Figure 4.2.1 と同様のレーザー入射・透過用と可視化用の貫通穴が開けられている。内部構造の詳細は、5 章で述べる。

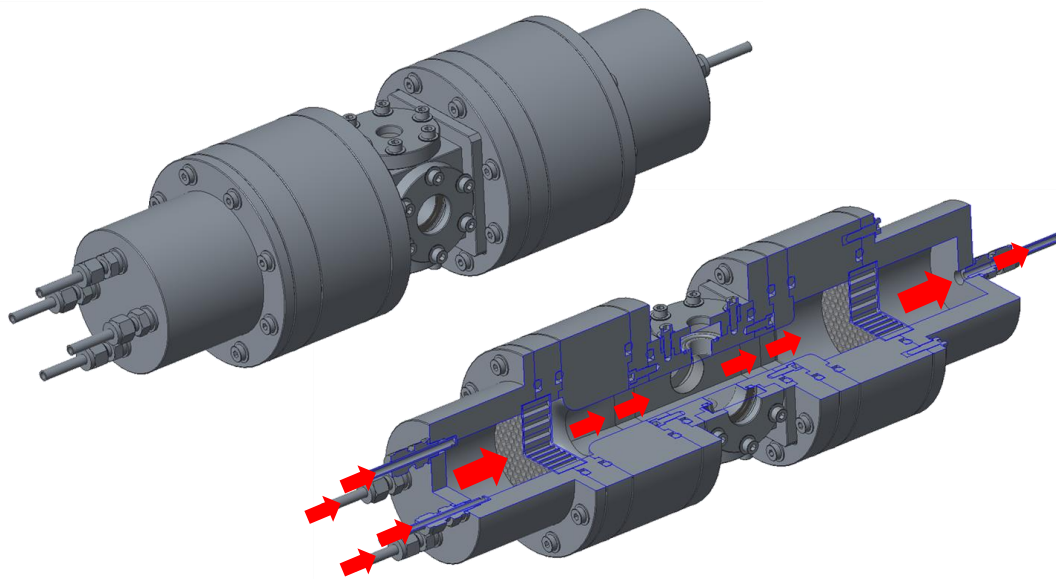


Figure 4.3.1 Schematic of combustion chamber.

4.3.1.2. レーザ誘起火花点火装置

点火装置は先の実験で使用したものと同様であるため、4.2.3 節の記述を参照してもらい、ここでの説明は割愛する。

4.3.2. 実験条件

先の実験では、燃料に MMA を使用した。しかし、MMA が液体燃料であるという点から飽和蒸気圧以上に気化できず、混合容器に高圧の混合気を作製することが難しい。また、次章で述べる流動混合気点火実験では、混合気を燃焼容器内に流し、流動場において点火を行うが、その際多量の混合気を消費する。それを考慮し、本実験以降は MMA に組成が似た含

Table 4.3.1 Properties of dimethyl ether (DME).

Dimethyl ether (DME)	
Chemical formula	C_2H_6O
Molar mass	46.07 g/mol
Density	2.1146 kg/m ³
Melting point	132 K
Boiling point	249 K
Flash point	232 K
Auto-ignition temperature	623 K
Explosive limits	3.4 vol.% - 27 vol.%

Table 4.3.2 Test conditions of ground experiment and microgravity experiment at the laboratory-scale drop tower.

	Ground experiment	Microgravity experiment
Tested gas	DME-air mixture	
Equivalence ratio	Variable: 0.575 – 0.675	
Incident energy	Variable: 14.8 – 100 mJ	
Focal length	100 mm	
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)	
Temperature	Room temperature (~ 22°C)	

酸素燃料かつ常温常圧では気体として存在するジメチルエーテル (Dimethyl ether, DME) を燃料として用い、DME-空気混合気を点火対象とした。DME の物性値を Table 4.3.1 に示す [82]。点火対象の可燃性ガスが DME-空気混合気であること以外は、先の実験と同じ実験条件である。実験条件を Table 4.3.2 に示す。

4.3.3. 実験手順

本実験は落下塔において実施しており、初めに燃焼容器内を脱気して混合容器から可燃性混合気を所定の圧力まで充填する。その後、ラックを落下塔上部に取り付けられている電磁石で吊るす。半波長板を操作してレーザー入射エネルギーを設定し、オシロスコープ、高速度カメラをトリガー待機状態にする。そして、電磁石をオフすると直ぐにラックが自由落下し始め、レーザー光の発振、点火、それと同時にデータの収録が行われる。同様の手順を繰り返し、各当量比における点火成功・失敗のデータを広い点火エネルギーに亘って満遍なく取得する。地上実験手順は、上記手順からラックを吊るして落下させる操作を省いたものである。

4.3.4. 最小点火エネルギー算出方法 – ロジスティック回帰分析

点火は確率的現象であるため、点火特性、特に最小点火エネルギーを求めるには多数のデータを取得し統計的に処理する必要がある。しかしながら、先の航空機による微小重力実験では、取得データ数が限られていたため、点火成功時の点火エネルギーの最小値を最小点火エネルギーとして定義した。落下塔を用いた本実験では十分な数のデータを取得できるため、ロジスティック回帰分析を用いて最小点火エネルギーを統計的に算出した。以下に、その算出方法を述べる。

ロジスティック回帰分析とは、対象とする事象の発生確率を算出する際に用いる統計的計算手法であり、ロジスティック関数を用いた回帰分析を指す [83]。 n 回の試行に対して、以下のようにパラメータを定義する。

x_i = ignition energy for i th test

$y_i = 0$ for “no ignition” or 1 for “ignition” (4.3.1)

$P(x_i)$ = probability that $y_i = 1$ for the i th test

ここで、 $P(x)$ を以下の Eq. 4.3.2 で表されるロジスティック関数で表す。

$$P(x) = \frac{1}{1 + \exp(-\beta_0 - \beta_1 x)} \quad (4.3.2)$$

ただし、パラメータ β_0, β_1 は以下の尤度関数 L を最大とする二数である。

$$L = \prod_{i=1}^n P(x_i)^{y_i} (1 - P(x_i))^{1-y_i} \quad (4.3.3)$$

最小点火エネルギーは点火確率が 50%となる点火エネルギーとして定義した[84,85]。したがって、Eq. 4.3.2 において $P(x) = 0.5$ とすることにより、最小点火エネルギー (Minimum ignition energy, MIE) は、

$$MIE = -\frac{\beta_0}{\beta_1} \quad (4.3.4)$$

と表される。次節で述べる最小点火エネルギーは、このロジスティック回帰分析により算出した値である。

4.3.5. 結果および考察

4.3.5.1. 最小点火エネルギー

Figure 4.3.2 に通常重力環境、Figure 4.3.3 に微小重力環境における各当量比のロジスティック回帰分析結果を示す。赤実線は実験で取得したデータ (○印) に対する回帰線であり、青破線は95%信頼区間を表し、青破線間に95%の確率で回帰線が引かれることを意味する。いずれの当量比でも、点火成功と失敗の両方が混在する領域で回帰線が大きく変化し、その両方が最も集中している点火エネルギーにおいて点火確率が 50%になっている。したがって、本解析で得られた最小点火エネルギーは、適当な値だと考えられる。

上記で求めた通常重力環境と微小重力環境における最小点火エネルギーを当量比別にプロットしたのが Figure 4.3.4 である。エラーバーは点火確率 50%における 95%信頼区間を意味する。本実験では、当量比 $\phi = 0.575$ 以下の混合気はレーザの最大出力の限界から点火することが出来なかった。また、当量比 $\phi = 0.675$ 以上の混合気は、その最小点火エネルギーがブレイクダウン閾値以下であり、同様に点火することが出来なかった。したがって、ここでは当量比 $\phi = 0.575$ から $\phi = 0.675$ の混合気の点火特性について考察する。また、当量比 $\phi = 0.65, 0.675$ の、特に微小重力環境における MIE はブレイクダウン閾値付近存在しており、それはブレイクダウン時のデータのみを用いて算出した値である。ブレイクダウン閾値以下のエネルギーにおいても点火する可能性があり、実験値よりも最小点火エネルギーが低いことが考えられる。そのため、近似曲線は当量比 $\phi = 0.575$ から 0.625 までの範囲とした。

重力の有無に依らず最小点火エネルギーは当量比の低下と共に増加し、当量比の二乗に

逆比例した。これは、MMA-空気混合気の場合と同様の傾向である。また、実験を行った全当量比において微小重力環境における最小点火エネルギーが低い結果となった。そして、その差は当量比の低下と共に拡大し、当量比 0.575 において約 8 mJ である。この傾向も MMA-空気混合気の場合と同様である。しかしながら、DME-空気混合気における通常重力環境と微小重力環境の最小点火エネルギーの差の方が、MMA-空気混合気の場合よりも小さい。それは、MMA の分子量の方が大きく、重力が低下したことによる影響が相対的に大きいためだと考えられる。

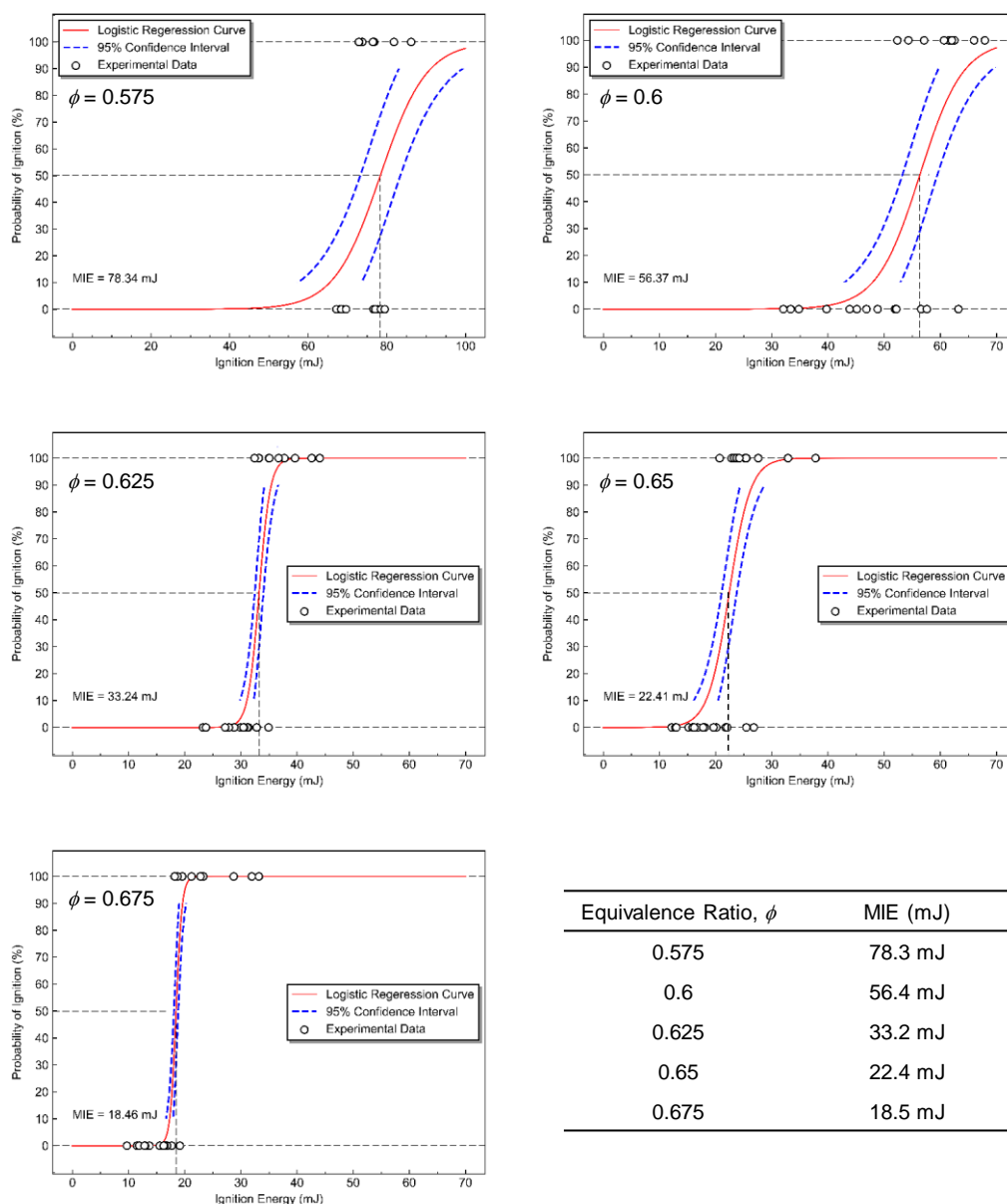


Figure 4.3.2 Results from logistic regression analysis for the minimum ignition energy of DME-air mixtures in normal gravity.

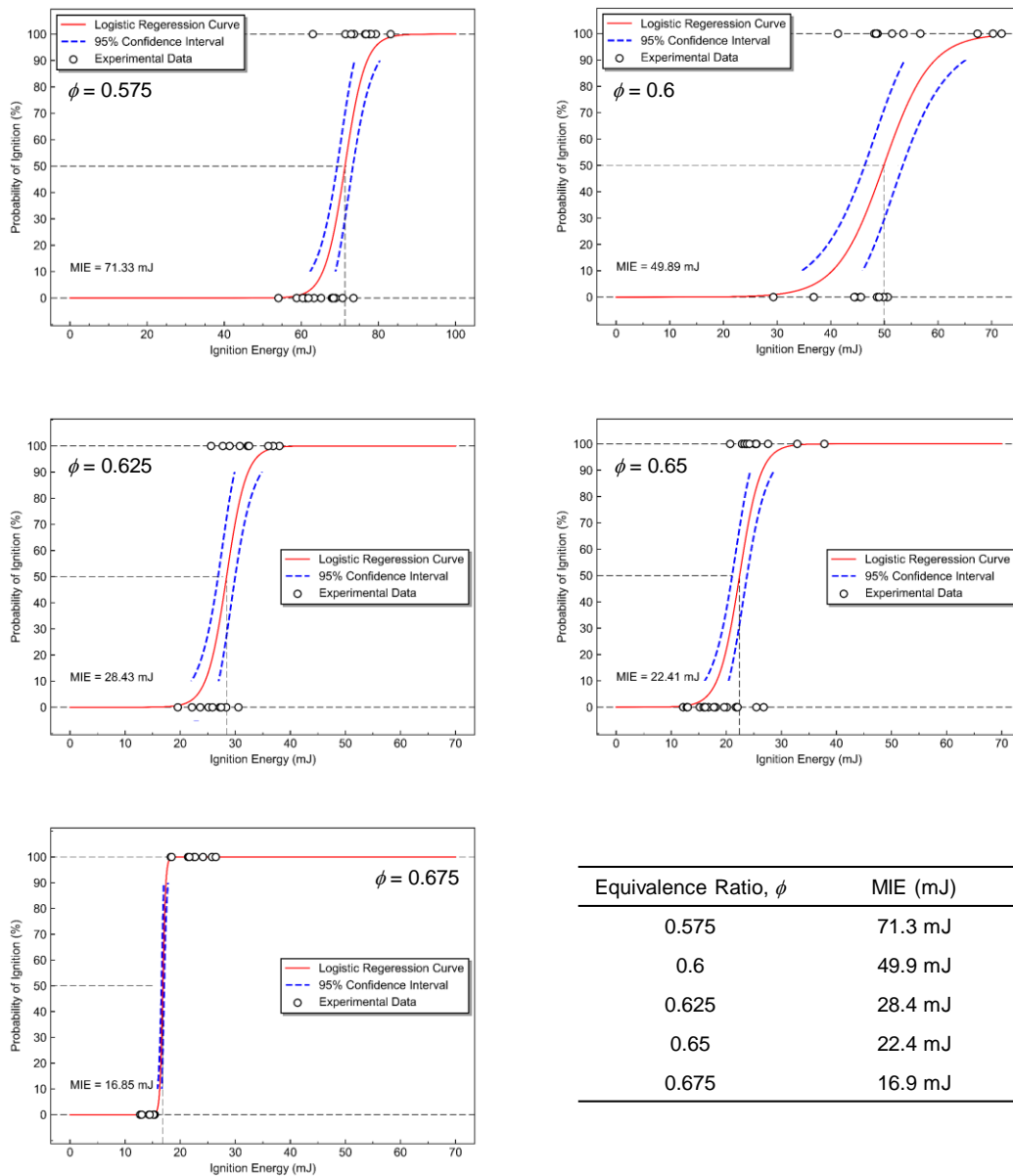


Figure 4.3.3 Results from logistic regression analysis for the minimum ignition energy of .DME-air mixtures in microgravity.

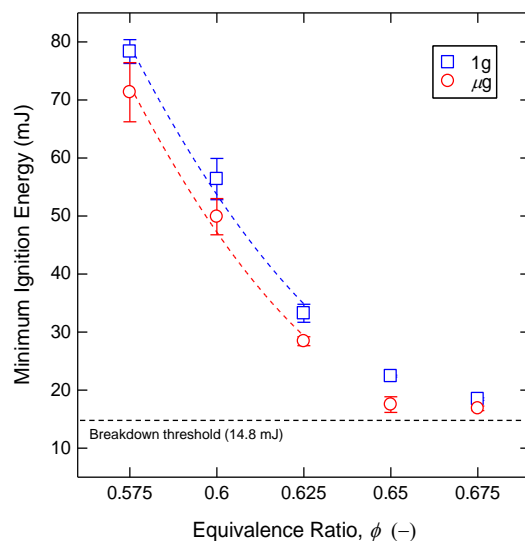


Figure 4.3.4 Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of equivalence ratio for DME-air mixtures.

4.3.5.2. 火炎核成長過程

Figure 4.3.5 に通常重力環境と微小重力環境における当量比 $\phi=0.675$ のDME-空気混合気の火炎核成長過程のシャドウグラフ画像を示す。画像に添付されている時間は、ブレイクダウン時を0 s とし、そこからの経過時間を指す。レーザは上方から下方に向かって入射し、重力は下方に向かって作用している。

通常重力環境では、火炎核が下方に向かって十分に成長することが出来ず、マッシュルーム状の火炎が形成されている。これは、火炎核下部が浮力に対向して伝播出来なかったことを示している。最終的には、火炎核上部のみが自己伝播可能な火炎へと成長し、点火に至っている。一方で、微小重力環境ではそのような火炎核の変形は抑制され、火炎核は対称的に伝播していく様子が観察された。

通常重力環境と微小重力環境における火炎形状の違いを定量的に評価するため、取得したシャドウグラフ画像を画像解析プログラムにより解析した。以下にその結果を示す。

Figure 4.3.6 は、当量比 $\phi=0.575$ と $\phi=0.675$ のDME-空気混合気におけるブレイクダウン位置からの火炎核上部および下部先端の時間変位である。火炎核は初め、衝撃波による急激な膨張により対数的に成長し、その後一定の成長速度をもつ定常火炎伝播に遷移している。通常重力環境では、Figure 4.3.5 に見られるように火炎核下部、つまり浮力に対向して伝播する側 (y_-) の伝播速度が小さく、上部 (y_+) との差が時間の経過と共に拡大している。その傾向は、火炎伝播速度の小さい当量比 $\phi=0.575$ の方が顕著である。このグラフからも、火炎核上部が一方向的に成長してマッシュルーム状の自己伝播可能な火炎となり、点火に至っていることが分かる。それとは対照的に、微小重力環境では火炎核の両端が概ね同じ速度で伝播していることが明らかである。つまり、火炎が垂直方向に対称的に成長していることが

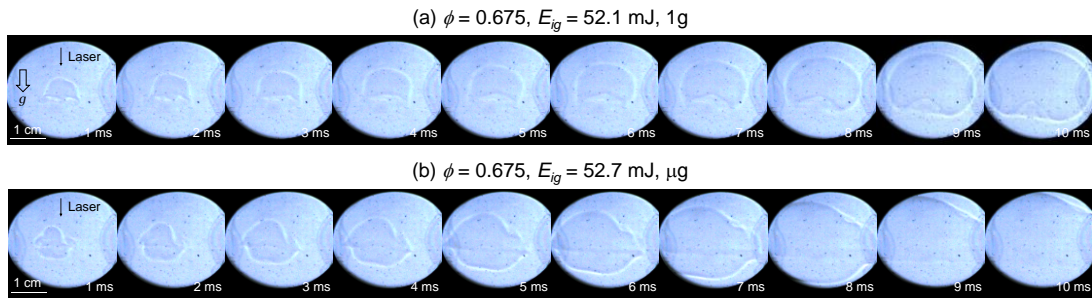


Figure 4.3.5 Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.675 in (a) normal gravity and (b) microgravity.

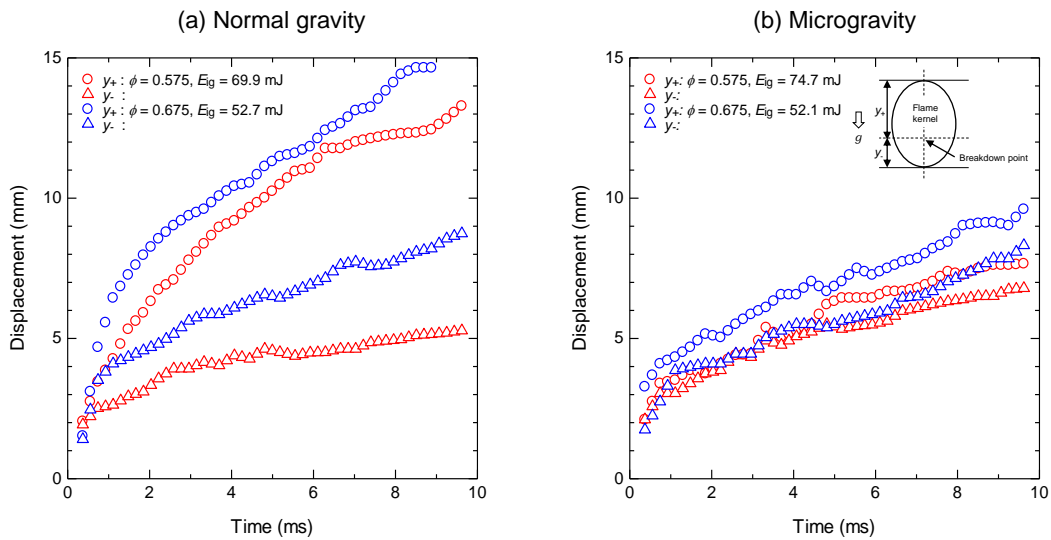


Figure 4.3.6 Displacement of flame leading edge of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.575 and 0.675 in (a) normal gravity and (b) microgravity.

分かる。

また、火炎直径 $d_f (= y_+ + y_-)$ が 5, 10, 15 mm の時の火炎核上部と下部の比 y_+/y_- を火炎寸法として示したのが Figure 4.3.7 である。値が 1 の場合には、火炎核が上下対称に成長していること示す。通常重力環境では火炎の成長と共に火炎寸法が 1 を超え、浮力の影響により火炎形状が崩れていることが分かる。そして、その傾向は火炎伝播速度の小さい燃料希薄混合気ほど顕著である。しかしながら、微小重力環境では火炎が成長しても、火炎寸法は 1 付近を推移し、火炎形状の変化はあまり見られない。この傾向は、当量比に依らず見られる。したがって、浮力、つまりその因子である重力は火炎核成長過程に大きな影響をもたらしていることが明らかである。

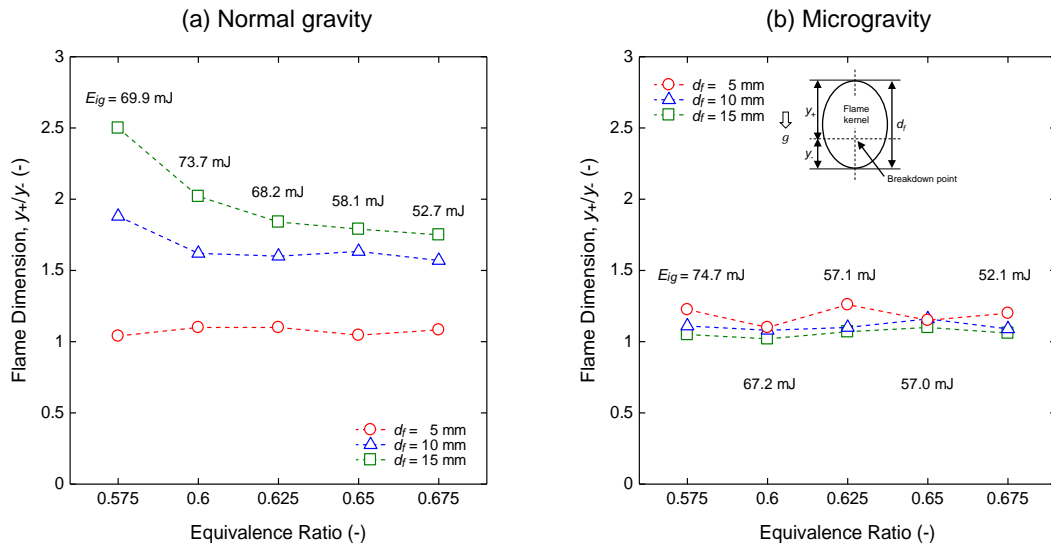


Figure 4.3.7 Flame dimension of DME-air mixtures as a function of equivalence ratio in (a) normal gravity and (b) microgravity.

4.4. まとめ

MMA-空気混合気と DME-空気混合気を点火対象として点火実験を行ったが、いずれの場合も微小重力環境の最小点火エネルギーの方が通常重力環境のそれよりも低く、その差は燃料が希薄になるにつれて拡大した。また、高速度カメラを用いたシャドウグラフ法により火炎核が成長する過程を撮影した。通常重力環境では、火炎核の下部は浮力に対向しながら伝播しなければならぬため、火炎伝播速度の小さい燃料希薄混合気の場合には伝播できずに消炎する様子が確認された。しかし、微小重力環境では浮力が低下するため、そのような局所消炎は抑制され、概ね上下対称に成長していく火炎が観察された。通常重力環境における局所消炎は火炎核からのエネルギー損失に相当する。また、浮力による火炎形状の崩れは、本来の火炎核の成長を妨げていると考えられる。そのため、通常重力環境では自ら伝播するのに十分な体積を持つ火炎核を形成するのにより高いエネルギーを要する。一方、微小重力環境ではそれらの影響が緩和されるため、最小点火エネルギーが低くなる。つまり、通常重力環境では伝播できない火炎核でも、微小重力環境では伝播し得る場合が存在する。

火炎伝播速度の小さい燃料希薄混合気は、静止場においてこれほどまでに浮力の影響を受けるため、流動場、特に浮力と流速方向が同じ場合には、より一層火炎核下部の成長が抑制されることが考えられる。また、実際の宇宙船内環境を想定した場合、国際宇宙ステーションを例にとると、船内には 10 cm/s 程度の空調のための換気流が存在する。Test 2 も恐らくその環境を想定して、周囲空気が流れている中で熱分解ガスの点火性を評価している。したがって、流れ場における点火実験は実際想定され得る火災発生事象を再現でき、かつ点火現象に及ぼす流速の影響について調査することができる。また、地上では 35 cm/s 程度の自然対流が存在するため、それ以下の流速条件を地上で再現することはできない。したがって、

35 cm/s 以下の低流速条件で点火実験を行うには, 微小重力環境の利用が必要不可欠となる.
以上を踏まえ, 次章では微小重力環境において流速のある混合気の点火実験を行う.

5. 流動混合気点火実験

本章では、流速のある混合気の点火実験に関してその実験装置・条件・手順、そして実験結果を述べ、重力および流速、そして流速方向の影響について考察する。

5.1. 概要および目的

4章では静止混合気の点火実験を行い、重力が点火特性に及ぼす影響について調査した。その結果、燃料希薄混合気は地上において浮力の影響を非常に受けることが明らかとなった。火炎核周囲に流速が存在する場合には、浮力だけでなく流れによる影響も大いに受けることが推測される。実際の宇宙船内では空調による低速流が想定され、本研究が着目している Test 2 においても流れ場の中で熱分解ガスの点火性を評価している。したがって、流動場において点火実験を行い、点火現象に及ぼす流速の影響を調査することが必要となる。また、地上では自然対流の流速 35 cm/s 以下の流速条件を再現することが出来ないため、微小重力環境を利用しなくてはならない。以上の経緯より、本章では微小重力環境における流動場点火実験を行った。また、流速方向による影響も十分に考えられる。特に、浮力と流速方向が同じ場合には、より一層火炎が伝播しづらくなると考えられる。そこで、燃焼容器を傾けることによって流速方向を変化させ、流速方向の影響も調査した。以下にその詳細を述べる。

5.2. 流速の影響

5.2.1. 実験装置

5.2.1.1. 燃焼容器

燃焼容器は Figure 4.3.1 に示したものと同様である。Figure 5.2.1 に燃焼容器の断面図を示す。燃焼容器内部は主に4つのセクションに分かれている。上流側は混合部で、4本の配管

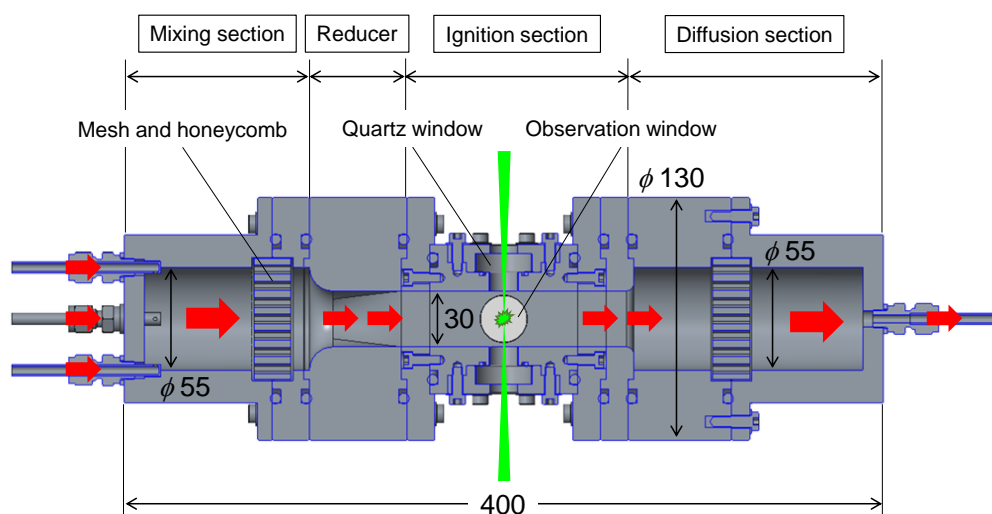


Figure 5.2.1 Schematic of cross-section of combustion chamber.

が等方的に配置されており、中央に向かって混合気が噴射される。そして、噴射された混合気は互いに衝突し合い、より混合を促進する構造となっている。混合部の下流には、メッシュとハニカムが設置してあり、それらにより整流を行う。その後、流路断面を円形から矩形に連続的に変化させる絞りによって速度分布が均一化され、点火部へと送られる。点火部は $30 \times 30 \text{ mm}$ の矩形断面で、その側面には径 $\phi 30 \text{ mm}$ のレーザー入射・透過用と $\phi 40 \text{ mm}$ の可視化用の貫通穴が開けられている。貫通穴部分には合成石英の光学窓が取り付けられており、フランジにより固定されている。レーザー光は燃焼容器外の集光レンズによって集光され、点火部中央でブレイクダウンするように設定している。点火部の後方には、整流に用いたものと同じメッシュとハニカムが設置してあり、点火した際に消炎ダンパーとして機能する。未燃混合気および既燃混合気は下流で拡散した後、配管を通して排気される。

5.2.1.2. 流体システム

Figure 5.2.2 に流体システムの構成図を示す。ボンベ内の DME および空気はレギュレータによって圧力を調整された後、マスフローコントローラ (KOFLOC, DME : 5100, 空気 : 8500MC) によってその流量が調整され、燃焼器へと送り込まれる。燃焼容器内を流れる DME-空気混合気の流速および当量比はマスフローコントローラによって任意に設定することが可能である。燃焼容器内圧力は、燃焼容器出口に設置された背圧レギュレータにより 1 atm (0.1 MPa) となるように調整する。未燃混合気と既燃混合気の両者は、航空機実験の場合には機外排気システムを経由した後、大気中に排気される。

5.2.1.3. レーザ誘起火花点火装置

点火装置は 4 章の静止混合気点火実験で用いたものと同様であるため、詳細は 4.2.1.2 節

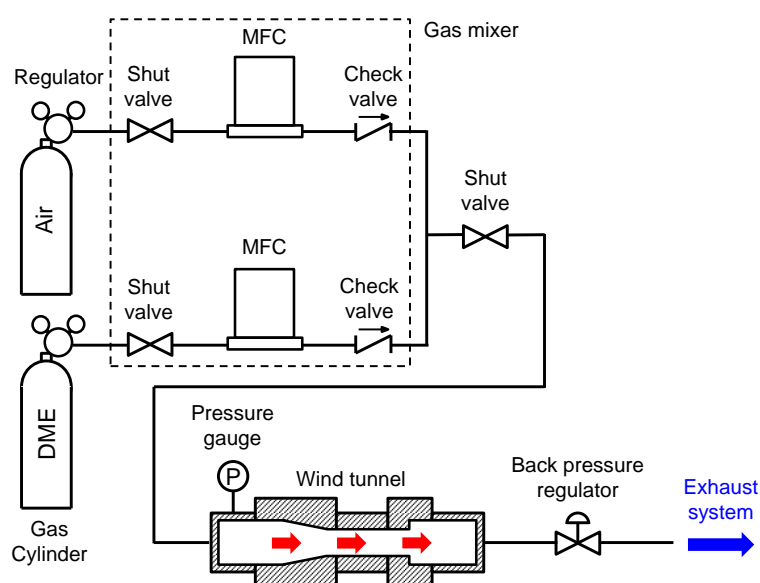


Figure 5.2.2 Schematic diagram of flow system.

Table 5.2.1 Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.

	Ground experiment	Microgravity experiment
Tested gas	DME-air mixture	
Equivalence ratio	0.6	
Flow velocity	Variable: 0, 5, 10, 20, 25, 30 cm/s	Variable: 0, 5, 10 cm/s
Incident energy	Variable: 14.8 – 100 mJ	
Focal length	100 mm	
Static pressure	1 atm (0.1 MPa)	
Temperature	Room temperature (~ 22°C)	

を参照してもらい、ここでの説明は割愛する。

5.2.2. 実験条件

本実験は、可燃性混合気を燃焼容器内に流して行うため、大量の可燃性混合気を消費する。4章で用いたMMAでは、混合容器に高圧の混合気を作製することが難しいため、ここではDMEを用いる。本実験では当量比は0.6で一定で、流速をパラメータとしてレーザ入射エネルギーを調整しながら点火実験を行う。その他の圧力、室温は静止混合気点火実験と同じ1 atm、室温である。実験条件をTable 5.2.1に示す。

5.2.3. 実験手順

本実験は航空機により実施しており、まず、パラボリックフライトに入る前にレーザ入射エネルギー、そしてマスフローコントローラによるDMEと空気の流量の設定を行う。そして、微小重力環境開始1分前にバルブを開き、混合気を燃焼容器に供給する。燃焼容器内の圧力が上昇するため、背圧レギュレータを操作して1 atmとなるように調整する。そして、20秒間の微小重力環境中に4回の点火実験を行う。点火と点火の間は3秒程度の間を空け、前の点火実験で生じた既燃ガスを容器内から排気する。点火成否の判断は、燃焼容器上流に取り付けられた圧力センサーにより行う。点火成功時には瞬間的な圧力上昇が生じるが、失敗時にはそれが無い。点火成功、失敗どちらが優位だったかを記録しておき、次の点火実験でのレーザ入射エネルギーを決定する。以下、この手順を繰り返し、各流速条件において点火成功・失敗両方のデータを満遍なく取得する。地上実験手順は上記と同様である。

5.2.4. 結果および考察

5.2.4.1. 最小点火エネルギー

Figure 5.2.3に最小点火エネルギーを示す。4.2.4.1節同様、点火成功時の点火エネルギーの最小値を最小点火エネルギーとしてプロットしている。0, 5, 10 cm/sの最小点火エネルギー

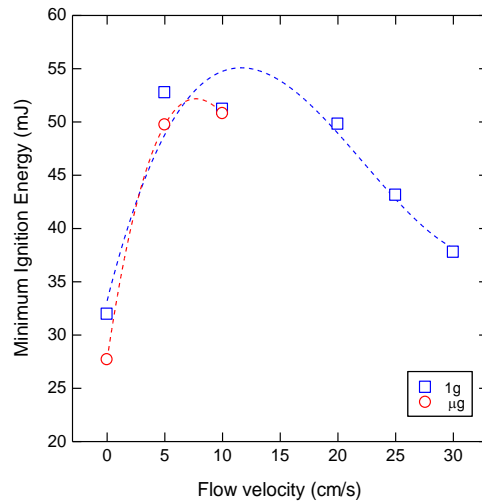


Figure 5.2.3 Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6.

一に関して通常重力環境と微小重力環境を比較すると、微小重力環境の最小点火エネルギーの方が低く、その差は 0 cm/s において 5 mJ 程度、5, 10 cm/s で 1~3 mJ であった。この傾向は、第 4 章の静止混合気点火実験の場合と同様である。最小点火エネルギーは重力の有無に依らず、初め増加しその後減少する傾向となったが、極大となる流速が通常重力環境と微小重力環境で異なる。このことから、極小となる流速も異なることが推測される。この結果より、最小点火エネルギーは重力および流速によって大きく影響されることが明らかであり、次節で述べる火炎核成長過程と深い相関があると思われる。

5.2.4.2. 火炎核成長過程

Figure 5.2.4 に 5 cm/s、Figure 5.2.5 に 10 cm/s における通常重力環境と微小重力環境での火炎核成長過程のシャドウグラフ画像を示す。レーザは画像の左から右に向けて入射し、重力方向は垂直下向き、流速方向は垂直上向きである。画像添付の時刻は、ブレイクダウンからの経過時間を示す。ここでは、分かり易いように火炎核を白破線で示している。

重力および流速に関わらず、火炎核形成初期にはレーザ入射方向に向けて **third lobe** が生じ、その後下流へ移動しつつ成長速度の遅い部分が次第に発達していく様子が分かる。しかしながら、通常重力環境では 15 ms 付近から、火炎核の下部が上部に比べて成長せず、上部のみが一方向的に伝播している。その傾向は、流速の大きい 10 cm/s ほど顕著である。それとは対照的に、微小重力環境では火炎核が上下対称に成長している。通常重力環境では、強制対流に自然対流も加わっているため、点火部では設定した流速よりも速い流れが存在していると考えられる。そのため、火炎の伝播速度よりも流速が大きいと流れに対向して伝播する側は伝播できず、下部が潰れたような火炎が観察されることが考えられる。反対に微小重力環

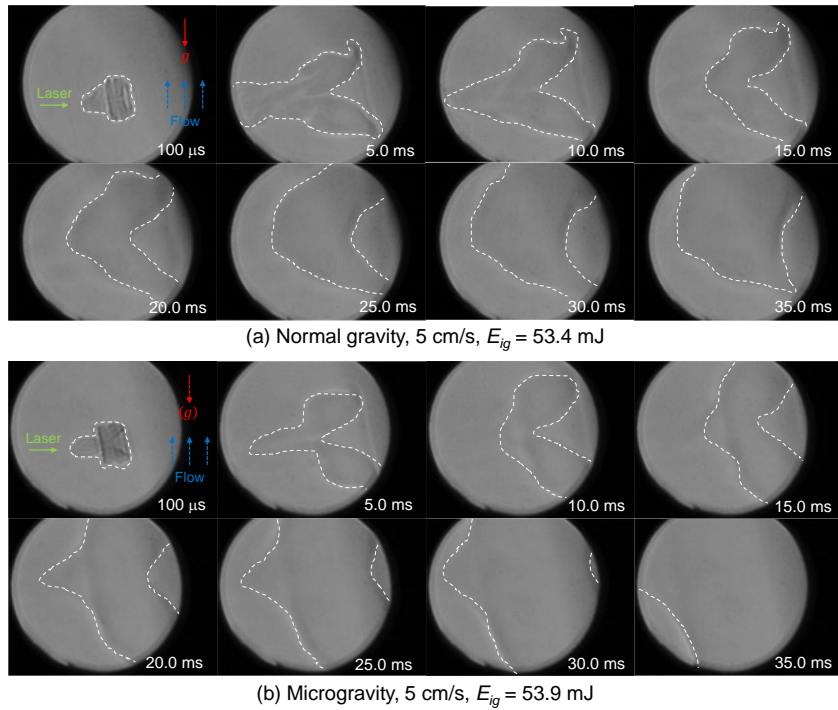


Figure 5.2.4 Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6 at 5 cm/s in (a) normal gravity and (b) microgravity.

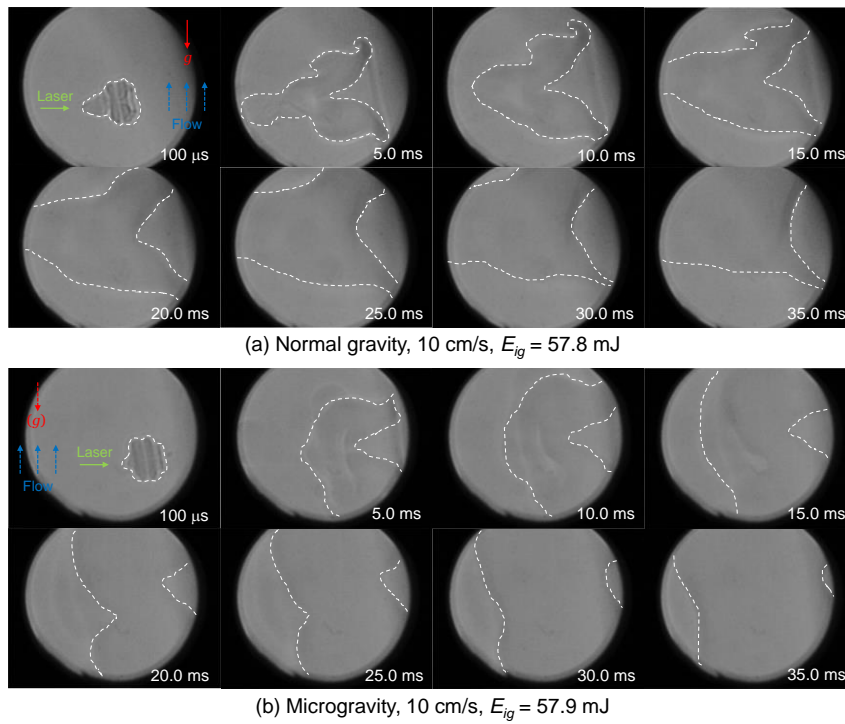


Figure 5.2.5 Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.6 at 10 cm/s in (a) normal gravity and (b) microgravity.

境は、設定した流速の流れが存在するはずであり、それは通常重力環境の流れより流速が低いいため、火炎は流れに逆らって伝播していくことが出来る。これら火炎形状の違いが、最小点火エネルギーに違いをもたらしていると考えられ得る。

5.3. 流速方向の影響

5.3.1. 実験装置

燃焼容器、流体システム、レーザ誘起火花点火装置共に先の実験で用いたものと同様である。したがって、詳細は5.2.1節を参照してもらい、ここでの説明は割愛する。

本実験では、点火特性に及ぼす流速方向の影響について調査するため、Figure 5.3.1のように燃焼容器の向きを変更して流速方向を切り替え、点火実験を行っている。ここでは、自然対流に対して強制対流が平行な場合には“Concurrent”，対向な場合には“Opposed”，そして直交する場合には“Orthogonal”と定義する。

5.3.2. 実験条件

点火対象の可燃性混合気には、これまでと同様にDME-空気混合気を用いる。当量比は0.65とし、流速がパラメータである。各流速条件において、レーザ入射エネルギーを調整しながら点火実験を行い、広い点火エネルギーに亘って点火成功・失敗両方のデータを取得する。その他、雰囲気条件はTable 5.3.1に示す通りである。

5.3.3. 実験手順

本実験は落下塔において実施しており、予めレーザ入射エネルギーおよび流速の値を決め、半波長板とマスフローコントローラを操作してその値になるよう調整する。その後、オシロスコープ、高速度カメラをトリガー待機状態にする。そして、ラックを落下塔上部に取り付けられている電磁石で吊るす。流体システムのパルブを開け、混合気を燃焼容器に流す。流量が安定したのを確認したら、電磁石をオフにしてラックを自由落下させる。それとほぼ

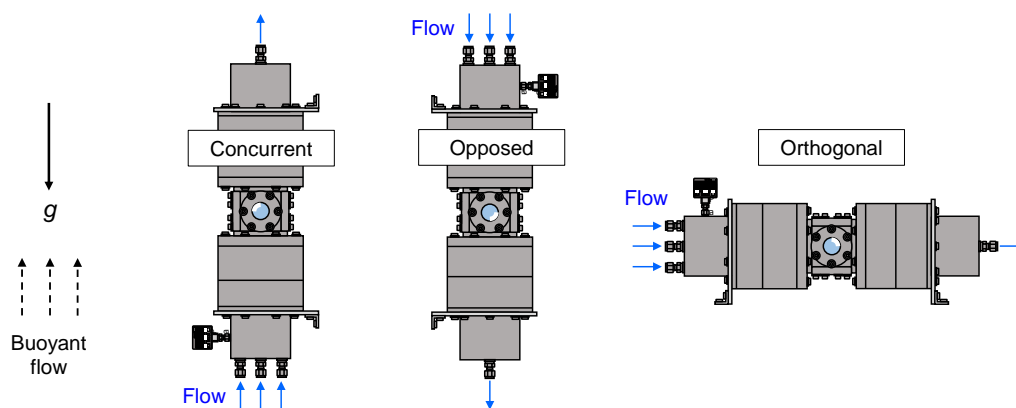


Figure 5.3.1 Definition of flow direction.

Table 5.3.1 Test conditions of ground experiment and microgravity experiment at the laboratory-scale drop tower.

	Ground experiment	Microgravity experiment
Tested gas	DME-air mixture	
Equivalence ratio	0.65	
Flow velocity	Variable: 10 – 100 cm/s	
Incident energy	Variable: 14.8 – 100 mJ	
Focal length	100 mm	
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)	
Temperature	Room temperature (~ 22°C)	

同時にレーザ光が発振されて点火し、データの収録が行われる。以後、上記の手順を繰り返す。地上実験は、上記手順からラックを吊るす過程を省いた手順で実施する。なお、地上実験では流速方向の影響を調べるために、燃焼容器の向きを変更して点火実験を行っているが、その場合も実験手順は同じである。

5.3.4. 最小点火エネルギー算出方法 – ロジスティック回帰分析

4.3 節の落下塔実験同様、本実験は実施回数に制限が無く、統計処理し得る数のデータ点数を取得することが可能であるため、ロジスティック回帰分析により最小点火エネルギーを統計的に求めた。解析方法については、4.3.4 節を参照してもらいたい。

5.3.5. 結果および考察

5.3.5.1. 最小点火エネルギー

Figure 5.3.2 に各流速方向における最小点火エネルギーの分布を示す。最小点火エネルギーは、全ての流速方向において似た傾向を示した。初め、流速の増加と共に低下してある流速において極小となる。低流速、つまり 10–50 cm/s では最小点火エネルギーは、concurrent < orthogonal < opposed の順に並ぶ。しかしながら、さらに流速を増加させると、最小点火エネルギーは流速に比例して増加し、先ほどの順位は concurrent > orthogonal > opposed となり大小が逆転する。微小重力環境における最小点火エネルギーは低流速側では、通常重力環境における orthogonal と、高流速側では opposed と似たような傾向を示した。

流速には主に二つの作用があると考えられる。一つは未燃混合気の供給、もう一つは対流による熱損失の増加である。これらの効果の競合により、最小点火エネルギーが決定されていると推測される。未燃混合気供給の効果が支配的な場合には、より多くの燃料が反応領域へ送り込まれ、燃焼が促進される。つまり、低流速においては、流速の増加はこの効果を増

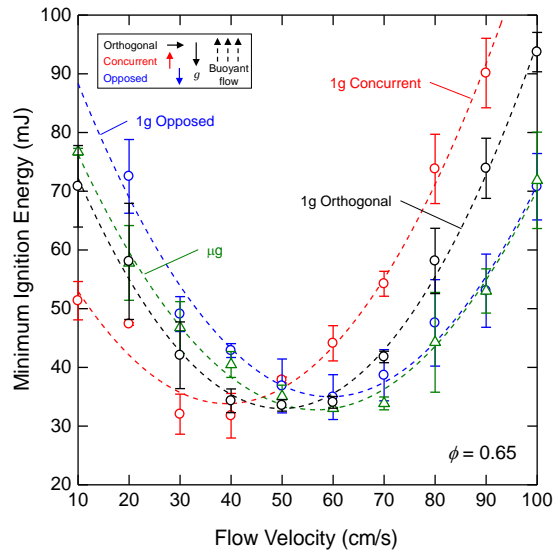


Figure 5.3.2 Minimum ignition energy in normal gravity and microgravity as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 in three different flow directions.

大きさせて最小点火エネルギーが低下した。そして、最小点火エネルギーが極小となる流速において、この未燃混合気の供給効果が最大となっていると考えられる。火炎核が成長する初期には、化学反応による発熱と周囲への熱損失が等価でなければならない。したがって、高流速では対流による熱損失が大きくなるため、それを補填し得るほどの発熱量を持つ火炎核を形成しなくてはならず、それには高いエネルギーが必要となる。そのため、流速を更に増加させると、熱損失の影響が勝り最小点火エネルギーが増加する。本実験では、100 cm/s までしか実験を行っていないが、100 cm/s 以降も最小点火エネルギーは増加し続けることが考えられる。

また、流速に伴う最小点火エネルギーの増加にとって、消炎距離も重要である。火炎核が自己伝播可能な火炎へと成長する過程において、火炎核の最小寸法は消炎距離よりも大きくななければならない。消炎距離は、乱流強度に比例して増加する。よって、高流速では点火に至るのに、大体積の火炎核を形成する必要がある、それには高いエネルギーを要する。Lefebvre and Ballal[56,86,87]は、最小寸法が消炎距離に等しいガスを断熱火炎温度まで加熱するのに要するエネルギー、つまり最小点火エネルギーは、消炎距離の三乗に比例することを理論的、そして実験的に明らかにしている。数式で表すと、

$$MIE = c_p \rho_0 \Delta T_{ad} (\pi/6) d_q^3 \propto u^n \quad (5.3.1)$$

ここで、 c_p , ρ_0 , ΔT_{ad} , d_q , u はそれぞれ等圧比熱、初期密度、温度上昇、消炎距離、そして流速である。指数 n は、ここでは $n > 0$ である。高流速側において、最小点火エネルギーが急激

に増大することが上記の式より分かる。

Figure 5.3.2 から分かるように、最小点火エネルギーが極小となる流速の値は流速方向によって全て異なる。Concurrent の場合には、30–40 cm/s 付近で極小値を取るが、opposed では 60 cm/s で極小となっている。興味深いことに、極小値は全流速方向において同一で、35 mJ である。すなわち、最小点火エネルギーの分布は平行移動しているに過ぎない。流速方向を変えることは、最小点火エネルギーを変化させるのではなく、最小点火エネルギーの分布をシフトさせることである。これは、恐らく実際の流速が自然対流により増加、あるいは減少しているからだと思われる。自然対流が 30 – 40 cm/s の流れであることを考慮すると、concurrent と微小重力環境での極小値を取る流速の差がおよそ 30 cm/s であることは、尤もである。

10–50 cm/s の低流速では、concurrent の最小点火エネルギーは opposed と orthogonal の両方よりも低い。これまでに、多くの研究によって混合気の伝播限界が調査されてきて、上方に伝播する際は浮力によって加速されるため、火炎伝播限界が下方に比べて広いことが明らかとなっているが、本実験結果はそれらと良い一致を示していると言える[88]。

5.3.5.2. 火炎核成長過程

Figure 5.3.3 に 40 cm/s における火炎核成長過程のシャドウグラフ画像を示す。ただし、通常重力環境における orthogonal は強制対流と自然対流が直交しており、流速分布が二次元的に存在する。考察を簡単にするために、ここでは通常重力環境における concurrent と opposed、そして微小重力環境における orthogonal について考える。Concurrent の場合には、火炎核は下流に流されつつ成長した。これは、火炎核のブレイクダウン位置からの流速方向への時間変位を示した Figure 5.3.4 からも明らかである。Concurrent の場合が最も移動速度が速いが、これは簡単に、自然対流が加わり三方向の中で最も流速が大きいからだと考えられる。次いで、orthogonal、そして自然対流に対向して伝播しなければならない opposed が最も遅い。また、opposed の場合、5 ms 以降では火炎核の移動がより遅くなった。この挙動は Figure 5.3.3b からも確認できる。成長初期には、火炎核はまだ十分に発達していないため、下流へ流される。しかし、流れに対向して伝播できる程の体積にまで成長すると、それ以降は流されることなく、その位置から伝播している。高流速において点火成功している場合には、火炎核が一度観察窓から消え、暫くしてから下流側から上流へ向かって火炎が伝播していく様子が観察された。

火炎核は、強制対流によりその形状が大きく変形している。Figure 5.3.3a からも明らかのように、火炎核の下部は強制対流に対向して成長できずに消滅してしまっている。この場合、結果的には点火に至っているが、火炎核上部のみが自己伝播可能な火炎へと成長し、容器全体へ広がっている。このような火炎形状の変形による影響は、concurrent の高流速条件において顕著だと考えられる。

Figure 5.3.5a は、40 cm/s における火炎核中心からの火炎先端の時間変位を示す。ただし、

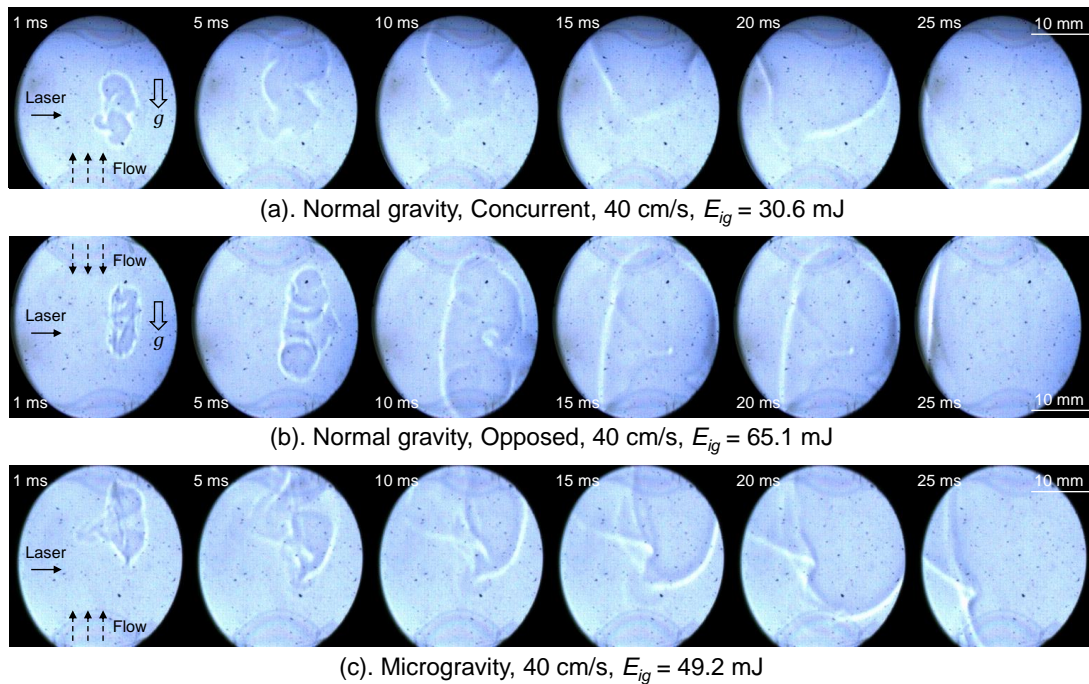


Figure 5.3.3 Shadowgraph images of flame kernel development of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 at 40 cm/s.

移動する火炎核の中心からの相対変位であることに注意されたい。火炎核上端を y_+ 、下端を y_- とする。火炎半径は初め、衝撃波による急激な膨張により対数的に増加している。その後は定常火炎伝播へと遷移し、概ね一定速度で増加し続けている。この傾向は、静止混合気点火実験の場合と同様である (Figure 4.3.6)。Concurrent では、流れに逆らって伝播する側 (y_-) が十分に発達していない。結果、平行側 (y_+) と対向側 (y_-) で変位に差が生じ、それは時間の経過と共に広がっている。これは、平行側が積極的に成長し、最終的にはマッシュルーム状の火炎が形成されていることを示しており、それは Figure 5.3.3a から確認できる。一方、opposed では 3 ms まではほぼ同じ速度で両端が成長しているが、その後対向側 (y_+) の伝播速度が低下している。ここで、平行側と対向側の定義が concurrent と opposed で逆になっていることに注意されたい。Opposed においても変位に差は生じているが、concurrent に比べて実際の流速が小さいため、その差は僅かである。これら二つとは対照的に、微小重力環境では火炎核が概ね同じ伝播速度で上流下流に向かって伝播している。

火炎形状を評価するのに、Figure 4.3.7 同様、比 y_+/y_- を火炎寸法として定義した。火炎直径が 10 mm の時の火炎寸法を示したのが Figure 5.3.5b である。Concurrent では、この比は流速に比例して増加している。それは、平行側 (y_+) は流れに沿って伝播しているのに対し、対向側 (y_-) は流れに伝播が妨げられているためである。同様に、対向側の未発達も opposed においても見られるが、流速に伴う変化は比較的小さい。一方で、orthogonal では火炎寸法は流速によらず 1 付近を推移している。すなわち、平行側、対向側の両方が対称に成長して

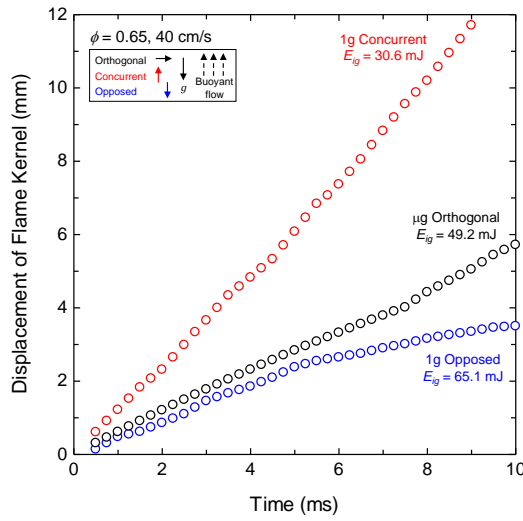


Figure 5.3.4 Displacement of the flame kernel of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 from a breakdown point at 40 cm/s.

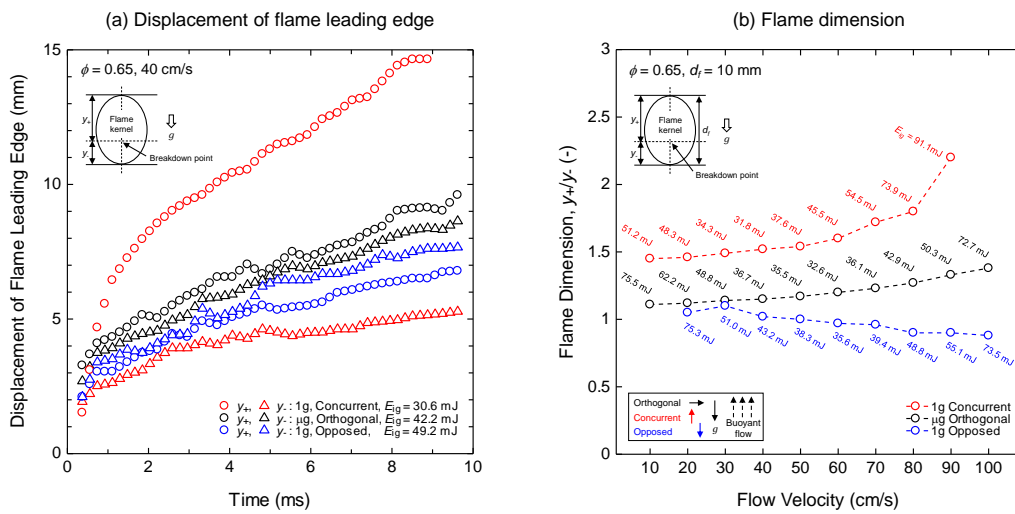


Figure 5.3.5 (a) Displacement of flame leading edge at 40 cm/s and (b) flame dimension at a flame diameter of 10 mm as a function of flow velocity for DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65.

いる。Opposed と orthogonal の最小点火エネルギーは似たような傾向を示した。特に、60 cm/s 以上の高流速では、値がほぼ同じである。この二方向の火炎寸法を比較すると、火炎形状の崩れは opposed に比べて小さい。これが、最小点火エネルギーに似た傾向をもたらしているのかもしれない。

Figure 5.3.6 は、opposed の 40 cm/s, 80 cm/s における点火失敗時の火炎核の様子である。

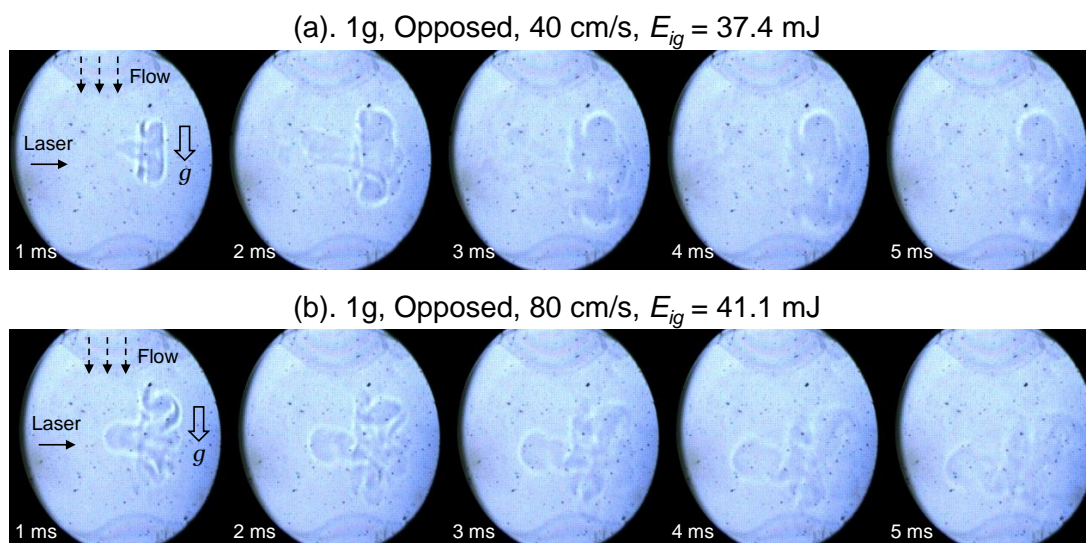


Figure 5.3.6 Quenching behaviors of the flame kernel of DME-air mixtures with an equivalence ratio of 0.65 at 40 cm/s and 80 cm/s.

低流速と高流速では消炎挙動が非常に異なる。40 cm/s の時には、火炎核が 3 ms 以降は成長せず、トロイダル状を維持しつつ徐々に消えている。この場合、低流速故に未燃の混合気が十分に供給されていない可能性があり得る。一方、80 cm/s では、火炎核が伸長してしわ状になり、全体が消炎している。上記で述べたように、高流速での流速の増加は対流による熱損失に因る。しかしながら、Figure 5.3.6b は高流速条件において火炎伸長の影響が顕著であること示している。つまり、点火に至るためには対流による熱損失と火炎伸長の影響の両方に打ち勝つほどの体積をもった火炎核を形成しなければならない。しかしながら、本実験ではどちらの影響が支配的なのか確認するには至らない。そのため、数値計算やスケール解析などの更なる調査、研究が必要となる。

5.4. まとめ

本実験では流速のある混合気に対して点火実験を行い、最小点火エネルギーおよび火炎形状より重力、流速、そして流速方向の影響について考察した。航空機による微小重力実験では、データを取得することのできた流速条件は限られていたものの、4章の結果と同じく、微小重力環境において最小点火エネルギーが低下する結果が得られた。その差は、流れが無い場合に大きく、流れがある場合には抑制される傾向にあった。また、火炎核成長過程には明確な違いが観察され、通常重力環境では流れに対向する側がほとんど成長しないのに対し、微小重力環境では上下対称な火炎が観察された。落下塔における微小重力実験では、流速方向を変えて同様の点火実験を行った。その結果、流速方向を変化させることは最小点火エネルギーの分布を単に平行移動させているに過ぎず、最小点火エネルギーの値を変えている訳ではなかった。それは、強制対流に自然対流が加わることにより、強制対流以上の流

速になっているのか、それとも強制対流以下の流速になっているのかに因るためである。点火成功時の火炎核は、これまでと同様の挙動が観察されたが、点火失敗時には特に高流速において火炎が伸長している様子が見られた。流速の増加は対流による熱損失を増加させ、それが最小点火エネルギーを増大させていると思われたが、火炎伸長による影響も大きいことが明らかとなった。

以上、4章の静止混合気点火と本章の流動混合気点火実験より、微小重力環境における点火現象に関する知見を得た。次のプロセスとして、本研究の目的である微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火実験を行い、微小重力環境における熱分解ガスの点火性の変化を調査する。そして、その結果に対して、これまでに得た知見を参考に考察を行い、微小重力環境における熱分解ガスの点火現象について論じる。

熱分解ガス点火実験を行うより以前に、筆者は University of California, Berkeley (UC Berkeley) にて、ポリエチレン被覆導線の燃え広がりや溶融被覆の滴下挙動に関する研究を行った。その研究を踏まえて、ポリエチレン被覆導線を点火実験用の固体材料として採用した。なお、1章で述べたように、可燃性被覆導線は本研究と同じように宇宙火災を背景として微小重力環境で多く研究されてきた。しかしながら、微小重力環境において被覆熱分解ガスの点火性を調査した例はこれまでに無い。これも固体材料にポリエチレン被覆導線を選択した理由である。次章では、UC Berkeley で行ったポリエチレン被覆導線の燃焼研究について述べ、ポリエチレン被覆導線熱分解ガスの点火実験へと繋げる。

6. ポリエチレン被覆導線燃え拡がり実験

本章では、UC Berkeley で行ったポリエチレン被覆導線の燃え拡がり実験に関して、その実験装置・条件・手順、そして実験結果を述べ、燃え拡がり と 熔融被覆の滴下挙動の相関について考察する。

6.1. 概要および目的

地上における可燃性被覆導線上の燃え拡がりでは、火炎の熱によって熔融した被覆が滴下する。これは、重力に誘起される現象であるため、宇宙空間では見られない地上特有の現象である。地上においては、高温の熔融被覆が燃焼範囲を拡大し得るため、その滴下挙動を理解することは防災上、重要である。したがって、滴下挙動とそれが燃え拡がりに及ぼす影響について調査することは、通常重力環境と微小重力環境における現象の違いを明確化し、地上そして宇宙空間における導線火災の理解に役立つ。しかしながら、これまでに滴下挙動を定量的に評価した研究はない。そこで、地上において実験用の模擬導線を用い、その燃え拡がり と 熔融被覆の滴下挙動を調査した。以下では、その実験に関する実験装置・条件・手順、そして結果について述べる。本章で用いる記号は、以下を参照してもらいたい。

Nomenclature

Symbols

A cross-section area, mm

c specific heat, kJ/kg/K

d diameter, mm

f frequency, Hz

g gravity acceleration, m/s²

ΔH heat of reaction, MJ/kg

l_m length of the molten layer, mm

m mass, g

\dot{m} mass-loss rate, mg/s

M_{dr} mass of one drip, mg

N number, -

\dot{q}'' heat flux, kW/m²

S flame-spread rate, mm/s

t time, s

T temperature, °C

V speed, m/s

Y mass fraction, %

Greeks

α angle, degree

γ surface tension, Pa

δ length, mm

ρ density, kg/m³

λ thermal conductivity, W/m/K

μ dynamic viscosity, Pa·s

Subscripts

b burning

c core

dr dripping

f flame

h horizontal

g gas

m melting

o outer

p pyrolysis/plastic

t total

v vertical

6.2. 実験サンプル

実験サンプルには、Figure 6.3.1 に示す本実験用に作製した模擬導線を用いる。ポリエチレンのチューブと金属ロッドから成る。寸法は内径 d_c / 外径 d_o が 3.5/8.0 mm と 5.5/9.0 mm の二種類を用意した。寸法の詳細は Table 6.3.1 に示す。なお、本実験で用いた導線は、他の研究[38,39,89,90]で用いられているものよりも約 10 倍太い。ただし、被覆であるポリエチレンチューブと芯線である金属ロッドの断面積比は、他の研究で使用されている導線とほぼ同じになるよう設定している。被覆となるポリエチレンチューブは、低密度ポリエチレン (low-density-polyethylene, LDPE)、高密度ポリエチレン (high-density polyethylene, HDPE)、そして LDPE に 5wt.%のカーボン粒子を添加した低密度黒ポリエチレン (black low-density polyethylene, B-LDPE) の三種類を用意した。また、芯線の影響を調査するため、金属ロッドも銅ロッド (Cu)、ステンレスチューブ (SS)、そして芯線無しの場合を模擬する径 1 mm のステンレス棒 (no-core) の三種類を用意した。それら被覆と芯線の物性値を Table 6.3.2 に示す。

6.3. 実験装置

実験装置の概要を Figure 6.3.2 に示す。本実験では導線を水平と垂直の二通りで固定し、それぞれにおいて燃え拡がり実験を行った。実験装置は実験サンプルの導線とそのホルダー、電子天秤 (Winco, SCAL-D20, 最小単位 0.1 mg) から成る。導線は外径が同じホルダーに通して固定する。被覆を芯線より 10 mm 程度出し、そこにバーナーで着火する。着火

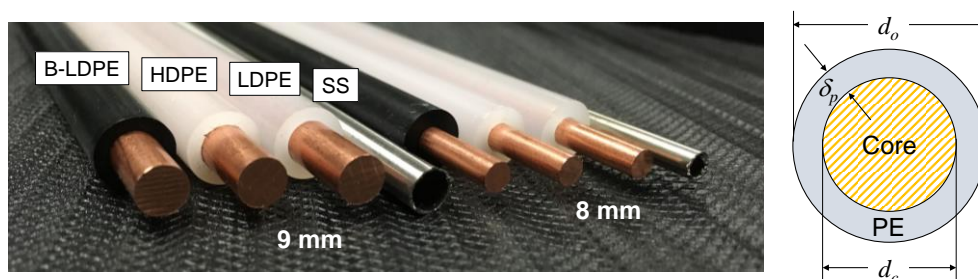


Figure 6.3.1 Laboratory simulated electrical wire and wire configuration.

Table 6.3.1 Configurations of PE insulation (125 mm long) and core (100 mm long).

	d_c (mm)	d_o (mm)	δ_p (mm)	A_c/A_o (-)
I	3.5	8.0	2.25	19% (Cu)
				4% (SS)
				< 1% (no core)
II	5.5	9.0	1.75	37% (Cu)
				5% (SS)
				< 1% (no core)

Table 6.3.2 Physiochemical properties of PE insulations and cores where thermal properties are evaluated near the room temperature, and $\Delta H > 0$ represents endothermic.

	ρ (kg/m ³)	λ (W/m/K)	c (kJ/kg/K)	T_m (°C)	ΔH_m (MJ/kg)	T_p (°C)	ΔH_p (MJ/kg)
LDPE	927	0.23	1.55	105 - 110	0.50	387	1.8
B-LDPE	929	0.24	1.55	105 - 110	0.50	387	1.8
HDPE	944	0.32	2.00	130 - 135	0.81	404	2.3
Cu	8954	398	0.400	-	-	-	-
SS	8000	13.8	0.384	-	-	-	-
Air	1.18	0.026	1.07	-	-	-	-

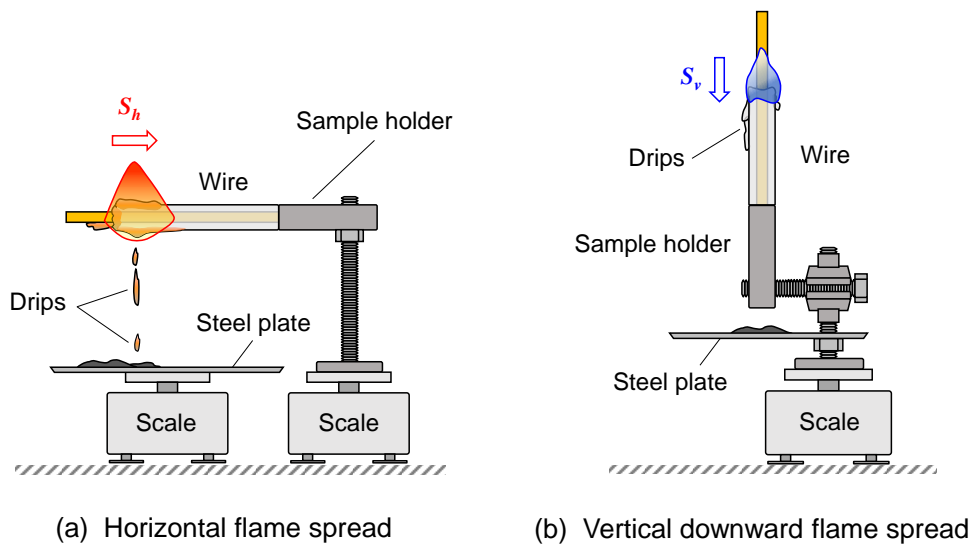


Figure 6.3.2 Schematic of experimental apparatus.

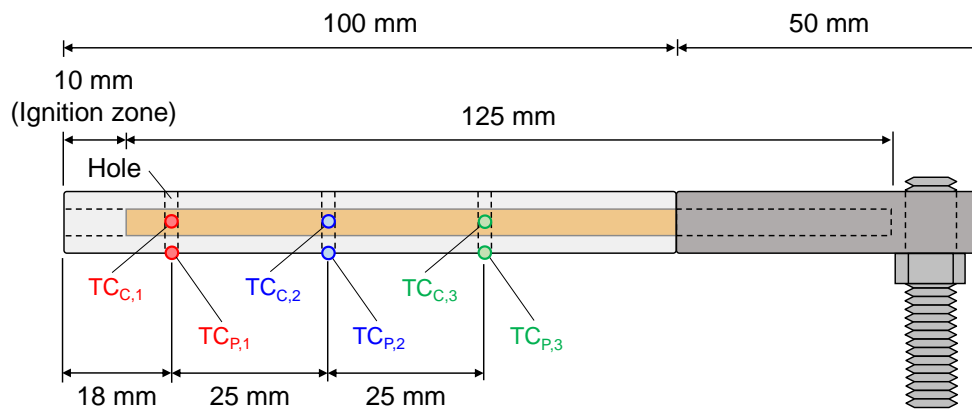


Figure 6.3.3 Schematic of wire and thermocouple configuration.

による影響を無くすため、全実験において 10 秒間バーナーで加熱し着火するよう統一した。また、燃え拡がり時の被覆と芯線の温度を計測するために、Figure 6.3.3 に示す位置に 1 mm 程度の穴を開けて、そこに K 種熱電対を通して固定した。火炎が燃え拡がっている最中は、ビデオカメラ (Canon PC1742, 24 fps) に火炎の挙動を収録した。ビデオカメラ、電子天秤、熱電対の全ての計測機器は同期されている。

6.4. 実験条件

三種類のポリエチレン被覆と芯線、つまり計 9 種類のポリエチレン被覆導線の燃え拡がりを水平と垂直の両方で試した。実験自体は実験室で実施しているため、雰囲気条件は常温常圧である。以上をまとめると、Table 6.6.1 である。

6.5. 実験手順

所定の被覆と芯線の組み合わせである導線を用意し、それをホルダーで保持して電子天秤の上に設置する。その後、計測機器の収録を開始し、被覆が突き出した導線の端をバーナーで着火する。火炎が端まで伝播しホルダーに達したら、窒素ガスで消火する。そして、計測機器を停止し、新しい導線に交換する。以後、この手順を繰り返し、実験データを取得する。なお、本実験では不確かさを考慮して、各条件において 3~6 回の実験を繰り返した。

燃え拡がり時の被覆は、燃焼と滴下によって消費される。よって、被覆の質量損失率は

$$\dot{m}_t = \dot{m}_b + \dot{m}_{dr} \quad (6.5.1)$$

と表される。水平な導線の場合 (Figure 6.3.2a) には、右の天秤で導線全体の質量変化を測定し、その結果より \dot{m}_t を算出する。同時に、滴下した被覆の質量を左の天秤で計測し、その質量変化から \dot{m}_{dr} を求める。そして、Eq. 6.5.1 より \dot{m}_b を算出する。垂直な導線の場合 (Figure 6.3.2b) には、熔融した被覆が表面に沿って流れるため、水平の場合のように \dot{m}_{dr} を求めることが難しい。代わりに、滴下した被覆の質量も含めた導線の質量を電子天秤で計測し、そこから \dot{m}_b を求めた。そして、実験前後で導線の全質量 (m_t) を計測して Δm_t を求め、それより $\dot{m}_t (\approx \Delta m_t / \Delta t)$ 、そして \dot{m}_{dr} を算出した。

6.6. 結果および考察

Figure 6.6.1 に、外径 8 mm の LDPE 被覆導線の水平および垂直の火炎伝播の様子を示す。

Table 6.6.1 Test condition for flame spread tests over PE-insulated wires.

Item	Value		
PE Insulation	LDPE	HDPE	B-LDPE
Core material	Cu rod	SS tube	SS hollow bar
Pressure	1 atm		
Temperature	Room temperature (~ 22°C)		

芯線は銅ロッド (Cu) と芯線無しの場合を模擬する極細ステンレス棒 (no-core) である。バーナーで加熱直後、ポリエチレン被覆が熔融し、透明な液体に相変化している。No-core では、熔融被覆の周りに青炎が、そしてその上部には輝炎が観察される。垂直の Cu の場合には、60 s から導線全体が青炎で包まれている。青炎は、燃料が希薄であること意味しており、それは自然対流による酸素の供給過剰、あるいは熱分解が十分に生じていないことに起因する。水平・垂直両方において、熔融被覆が滴下しているのが分かる。垂直の場合には、熔融した被覆が導線表面に沿って下方に流れ、下部で凝固している。透明だった熔融被覆が本来の白色に戻っていることから、それは明らかである。

6.6.1. 被覆と芯線の温度プロファイル

LDPE 導線燃え拡がり時の被覆および芯線の温度プロファイルを Figure 6.6.2 に示す。被覆温度 (T_{PE}) に幾つものピークが見られるが、これは被覆が熔融したために被覆内に埋め込まれていた熱電対先端のビーズが外れたことに因るものである。Figure 6.6.2 には LDPE 導線の温度プロファイルのみであるが、HDPE そして B-LDPE においても同様の傾向を示す温度プロファイルが得られた。

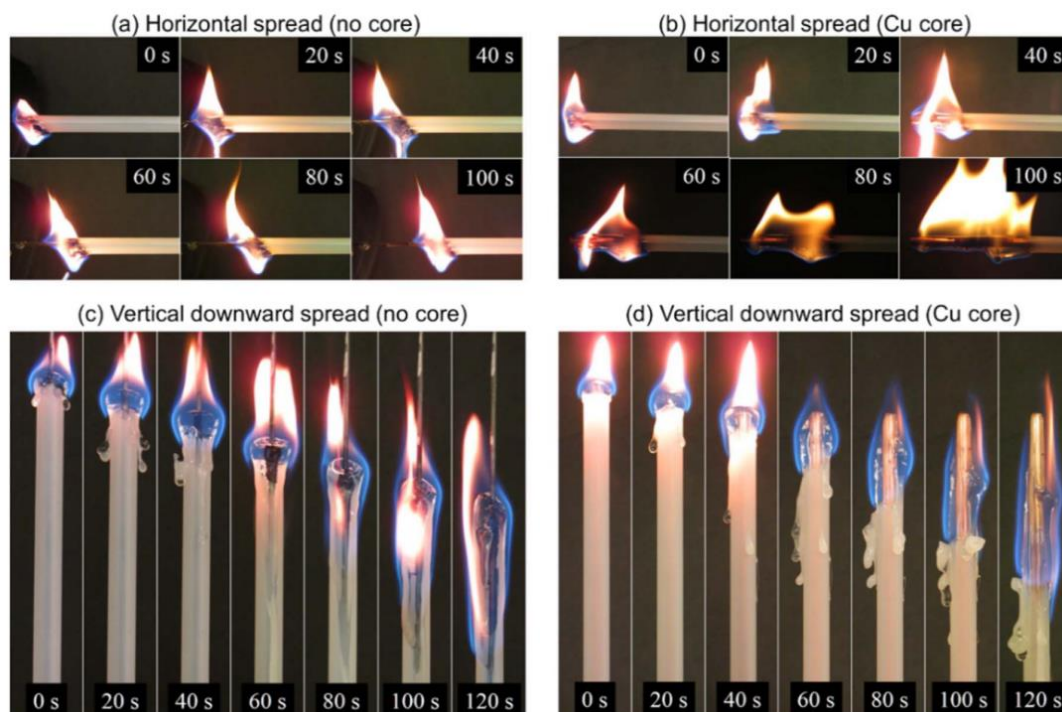


Figure 6.6.1 Opposed flame spread over 8 mm LDPE-insulated wires: (a) horizontal no-core wire, (b) horizontal Cu-core wire, (c) vertical no-core wire, and (d) vertical Cu-core wire. Re-solidification is shown when the color of drips changes from transparent back to its original white.

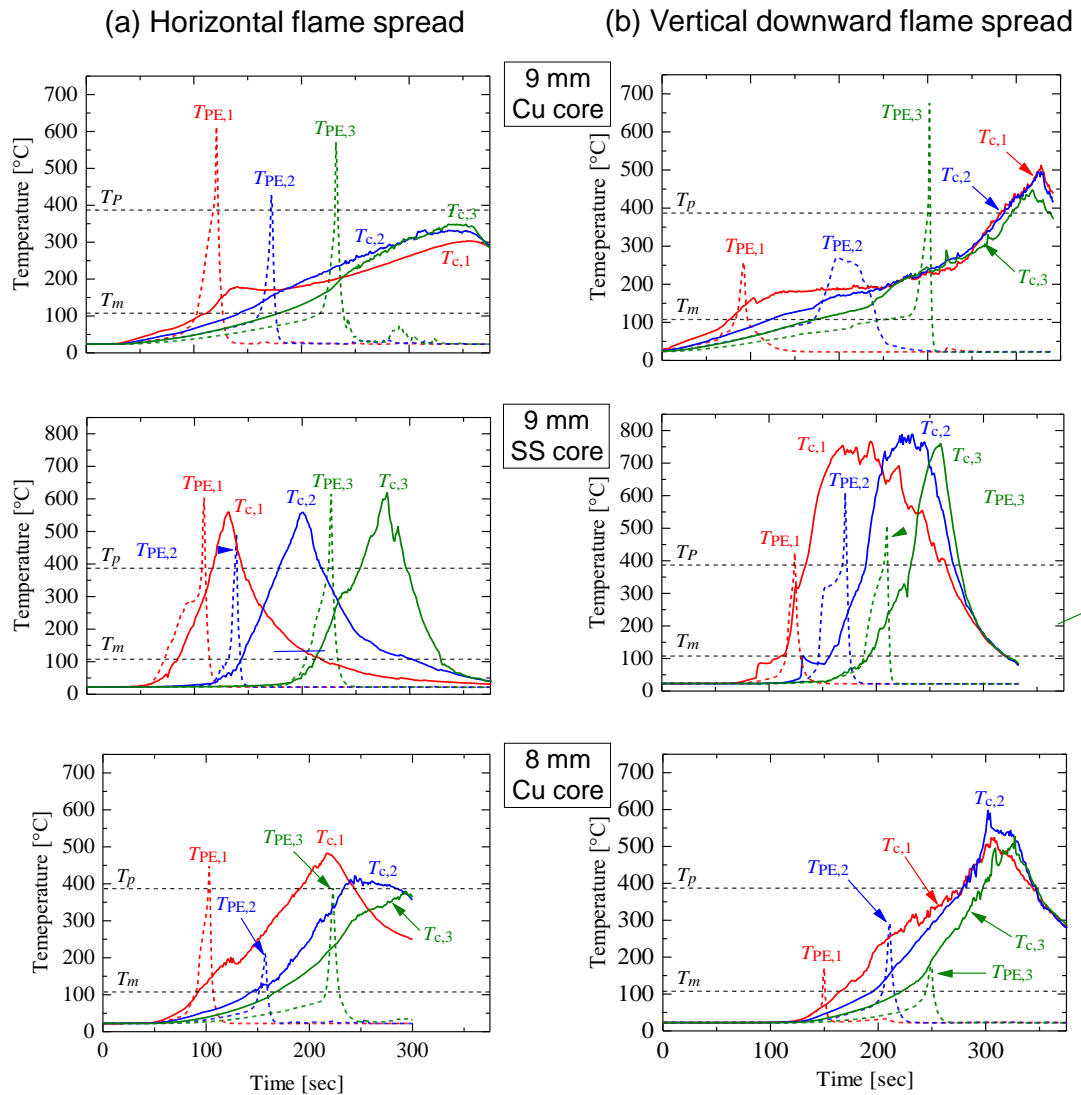


Figure 6.6.2 Temperature profiles of the core (T_c) and insulation (T_{PE}) for (a) horizontal and vertical downward flame spread over LDPE-insulated wires for three thermocouple locations.

芯線温度 (T_c) は火炎が熱電対に到達するまでの間、 T_{PE} よりも高い。これは、芯線のヒートソース効果を示している。これは、水平・垂直とも熱伝導率の高い銅ロッドにおいて顕著である。これまでも、高熱伝導率の芯線がヒートソースとして機能することが理論的に言われてきた[47,90]が、本研究はそれを実験的に明らかにした。また、興味深いことに、この初期の加熱過程が数分に亘って続いているが、そのヒートソースの効果が生じるのは T_{PE} が 150°C あるいはポリエチレンの融点 (T_m) 以下の時のみである。

火炎が接近し始めると T_{PE} は急激に上昇し、 T_c を超える。これは、火炎先端から直接的な加熱に因るものである。被覆の場合と異なり、芯線に設置された熱電対は外れないため、燃焼領域内の芯線温度も計測することが出来た。外径 8 mm の Cu 導線の場合、被覆が熱分解

温度 (T_p) に達するまで数分掛かっているが、9 mm では T_p に達しなかった。SS は、Cu と比較して温度上昇が速い。芯線周囲の被覆全てが燃焼した後、火炎後縁において T_c はピークに達している。一方、Cu では溶融被覆が凝固して出来たポリエチレンの薄い層が芯線の周りに付着していた。Cu では、火炎が熱電対に接触すると T_{PE} が急激に上昇し、火炎内では $T_{PE} > T_c$ となる。つまり、燃焼領域において Cu はヒートシンクとして作用し、溶融した被覆を冷却する方に働く。Cu の周囲に薄い被覆が残っていたのは、これに因るものだと考えられる。このような、ヒートソースとヒートシンク両方の効果が確認されたのは初めてであり、この効果は、溶融被覆の滴下そして火炎の燃え広がりに影響を及ぼしていると推測される。

6.6.2. 溶融被覆の滴下挙動

Figure 6.6.3 に、水平の 8 mm LDPE 導線上の燃え広がりにおける溶融被覆が滴下する過程を示す。火炎先端で被覆が溶け、燃焼領域に蓄積する。蓄積した溶融被覆は芯線に吊り下がるような状態となり、火炎と芯線からの加熱によって熱分解される。溶融被覆の層が厚くなるにつれて火炎は大きくなり、さらに被覆と芯線を加熱する。

仮に燃焼速度と溶融速度が等しい ($\dot{m}_b = \dot{m}_m$) と、溶融被覆は完全燃焼し滴下しない。燃焼速度が溶融速度よりも小さい ($\dot{m}_b < \dot{m}_m$) と、溶融被覆層は増加し続ける。溶融被覆に表面張力と粘性力に勝るほどの体積力が作用すると、火炎を纏いながら滴下する。滴下は、恐らく表面張力、粘性、重力が関与する複雑な現象だと考えられる。滴下現象の理解のために、以下のようにパラメータを設定する。最初に、滴下割合 (Y_{dr}) を全質量損失において滴下による損失が占める割合として

$$Y_{dr} = \frac{\dot{m}_{dr}(t)}{\dot{m}_t(t)} \times 100\% = 1 - Y_b \quad (6.6.1)$$

と定義する。ここで Y_b は燃焼割合である。水平の燃え広がりでは、二つの電子天秤から \dot{m}_t と \dot{m}_{dr} が得られる。また、 $Y_{dr,h}$ は時間平均を用いて

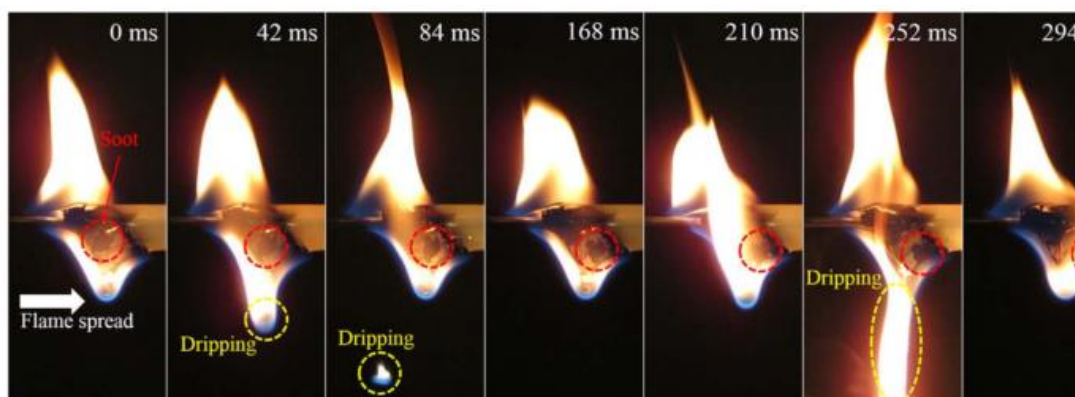


Figure 6.6.3 Flow and dripping of molten LDPE insulation in the horizontal flame spread.

$$Y_{dr,h} = \frac{\dot{m}_{dr}(t)}{\dot{m}_t(t)} \times 100\% \approx \frac{\Delta m_{dr}}{\Delta m_t} \times 100\% \quad (6.6.2)$$

と近似することが出来る。垂直の場合には、燃焼による質量損失が電子天秤から得られるため、 $Y_{dr,v}$ は

$$Y_{dr,v} \approx \frac{\Delta m_{dr}}{\Delta m_t} \times 100\% = \frac{\Delta m_t - \Delta m_b}{\Delta m_t} \times 100\% \quad (6.6.3)$$

から求められる。

滴下周期 (f_{dr}) は、単位時間当たりの滴下回数として定義し、

$$f_{dr} = \frac{N_{dr}}{\Delta t} \quad (6.6.4)$$

で表される。ただし、これは滴下回数を求められる水平な導線の場合にのみ適用できる。垂直の場合には、以下の一滴当たりの平均質量 (M_{dr}) を求めることにより、間接的に算出する。

$$M_{dr} = \frac{\Delta m_{dr}}{N_{dr}} = \frac{\dot{m}_{dr}}{f_{dr}} \quad (6.6.5)$$

f_{dr} と M_{dr} の二つは、水平な導線な場合にはビデオカメラの録画動画から簡単に算出できる。しかしながら、垂直な火炎の場合には Figure 6.6.1c,d に見られるように、熔融被覆が導線に沿って流れるため、求めることが出来ない。

また、芯線の熱伝導と寸法の影響を評価するために、ここでは熱コンダクタンスを

$$\sum A_i \lambda_i = A_p \lambda_p + A_c \lambda_c \quad (6.6.6)$$

と定義して、これを指標に芯線の熱的影響を考察する。

8 mm と 9 mm の水平な導線上の燃え拡がりにおいて、電子天秤により計測された各損失率 (\dot{m}_t , \dot{m}_b , \dot{m}_{dr}) の時間変化を Figure 6.6.4 と Figure 6.6.5 に示す。導線の寸法に依らず、芯線が Cu の場合には時間の経過と共に損失率が上昇している。これは、Figure 6.6.1b を見ても分かる通り、火炎が時間と共に成長していることから明らかである。一方、SS の場合には、いずれも 50 s 付近から定常に達している。これら各寸法、被覆、そして芯線における質量損失率のデータと上記の式を用いてパラメータを算出した。

Figure 6.6.6 に滴下割合 (Y_{dr}) を示す。なお、垂直の No-core では被覆内側からも熔融して内部で堆積したため、本実験では正確な値を測定することが出来なかった。水平、垂直関わらず、全ての被覆において熱コンダクタンスの増加に伴って Y_{dr} が減少している。水平な 8 mm LDPE 導線の場合、被覆の 40% しか滴下しなかったが、no-core では 75% が滴下によって損失した。言い換えれば、燃焼割合 (Y_b) が大きく増加した。熔融被覆が滴下してから焼失した分を無視すると、Cu は 35% (= 75 - 40%) 燃焼割合を増加させており、つまりこれは Cu が火災の危険性を大幅に拡大していると言える。また、垂直の Y_{dr} は水平のそれよりも大きい。これは恐らく、導線と重力が平行であるため、熔融被覆の流れを促進しているた

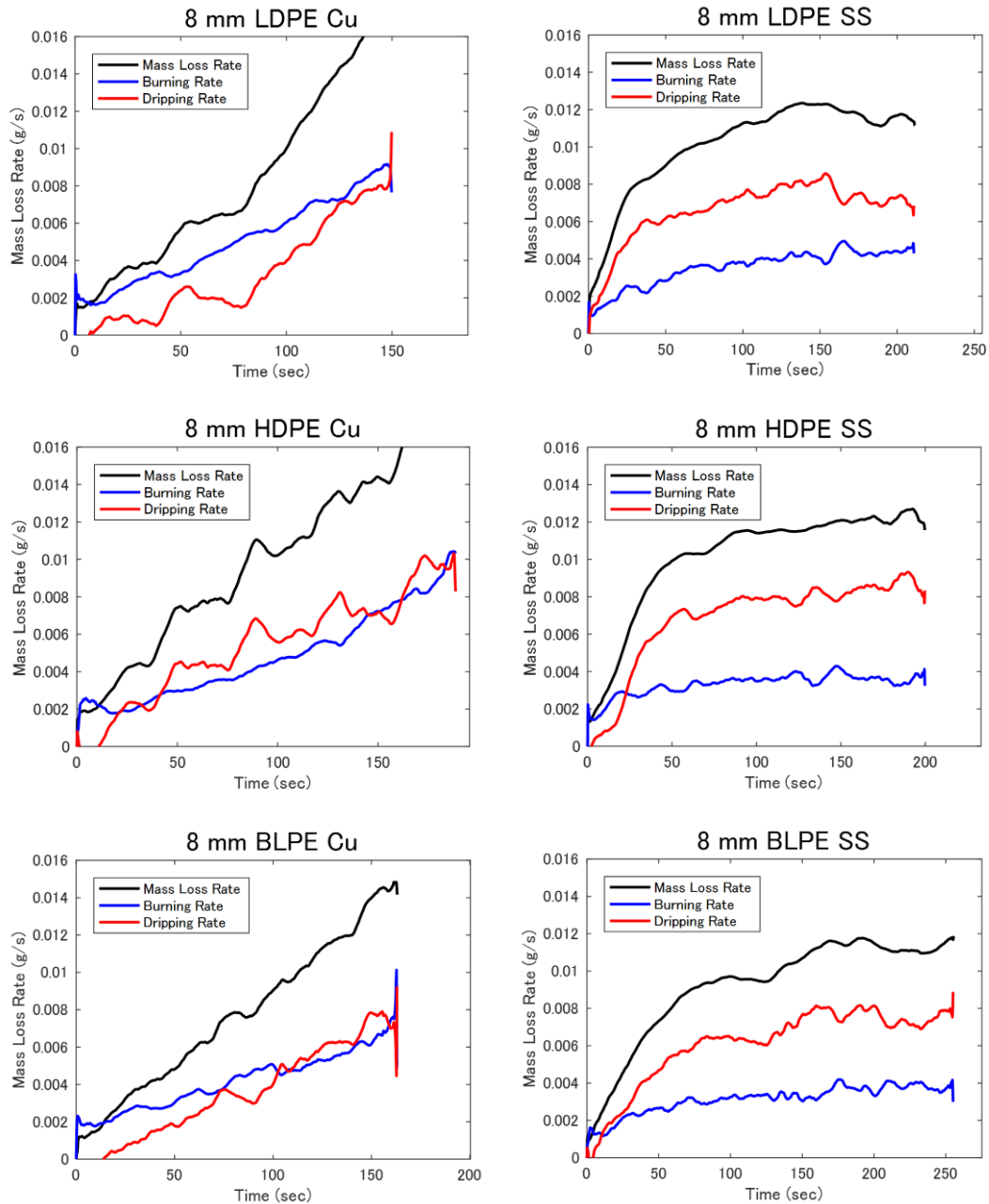


Figure 6.6.4 Time variation of total mass-loss rate, burning rate, and dripping rate for 8 mm wires.

めだと考えられる。

上記で述べたように、燃焼領域のCuはヒートシンクとして作用し、溶融被覆を冷却する。液体の粘性は温度低下と共に増加するため、この冷却作用によって溶融被覆の流動性が低下する。Cuにおいて粘性が増加していることは、Figure 6.6.1a と b の吊り下がっている溶融被覆の形状からも明らかである。Cu の場合は、芯線下の溶融被覆の層の高さ (l_m) が低く、平面状である。したがって、Cu のヒートシンク効果は溶融被覆の火炎内での滞留時間を増

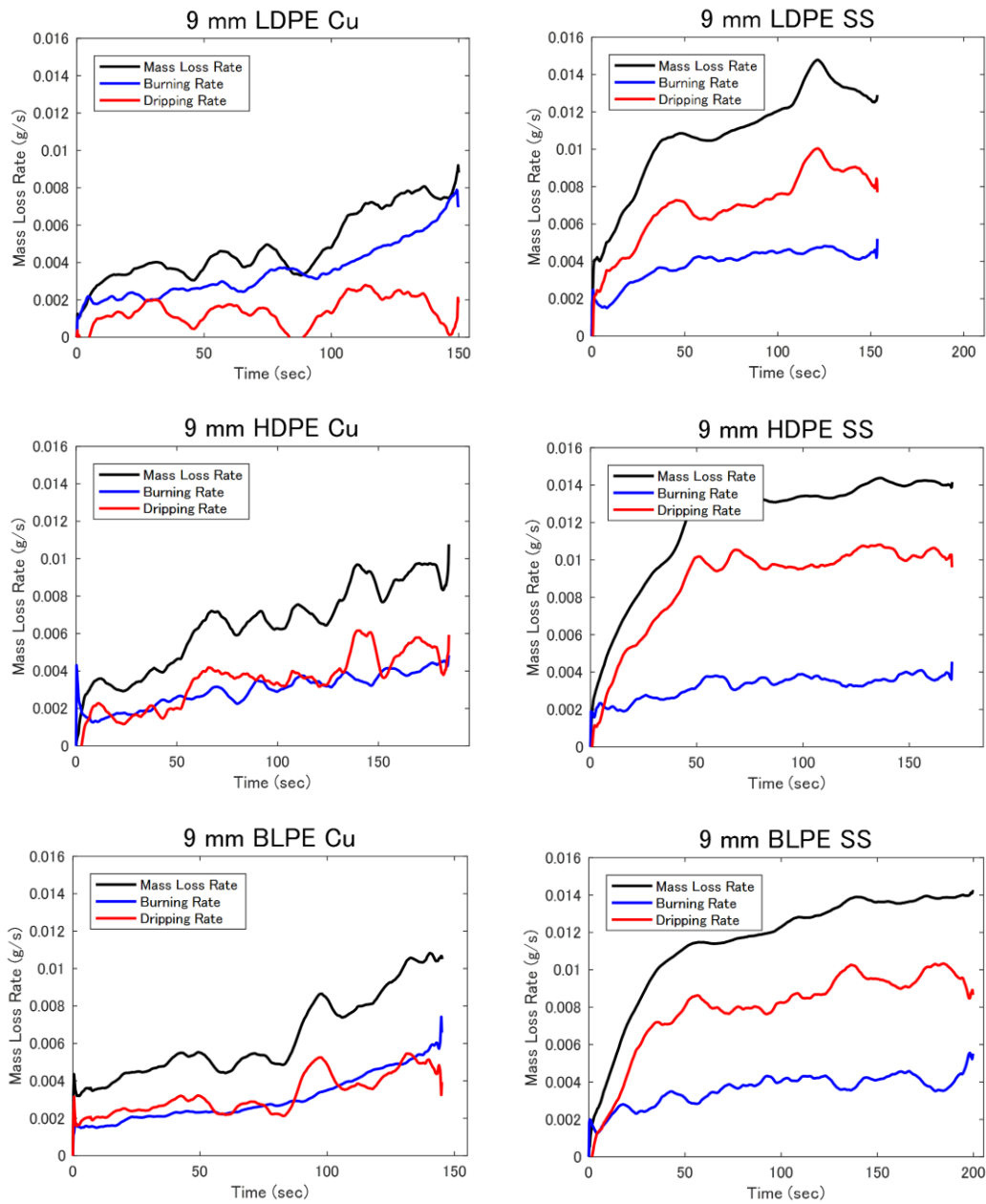


Figure 6.6.5 Time variation of total mass-loss rate, burning rate, and dripping rate for 9 mm wires.

加して熱分解を促進し、反対に滴下を抑制する。LDPEは、他の被覆と比較して芯線がCuの場合に Y_{dr} が大きく低下している。これは、三つの被覆のうちでLDPEの粘性が最も低いいため、芯線による冷却の影響を大きく受けるからだと推測される。

Figure 6.6.7に水平な導線における平均滴下周期(f_{dr})および一滴当たりの平均質量(M_{dr})を示す。LDPEの場合について述べると、熱コンダクタンスが増加するにつれて、 f_{dr} が5 Hzから1 Hzに減少している。一方で、 M_{dr} は2 mgから5 mgと増加している。Figure 6.6.8に

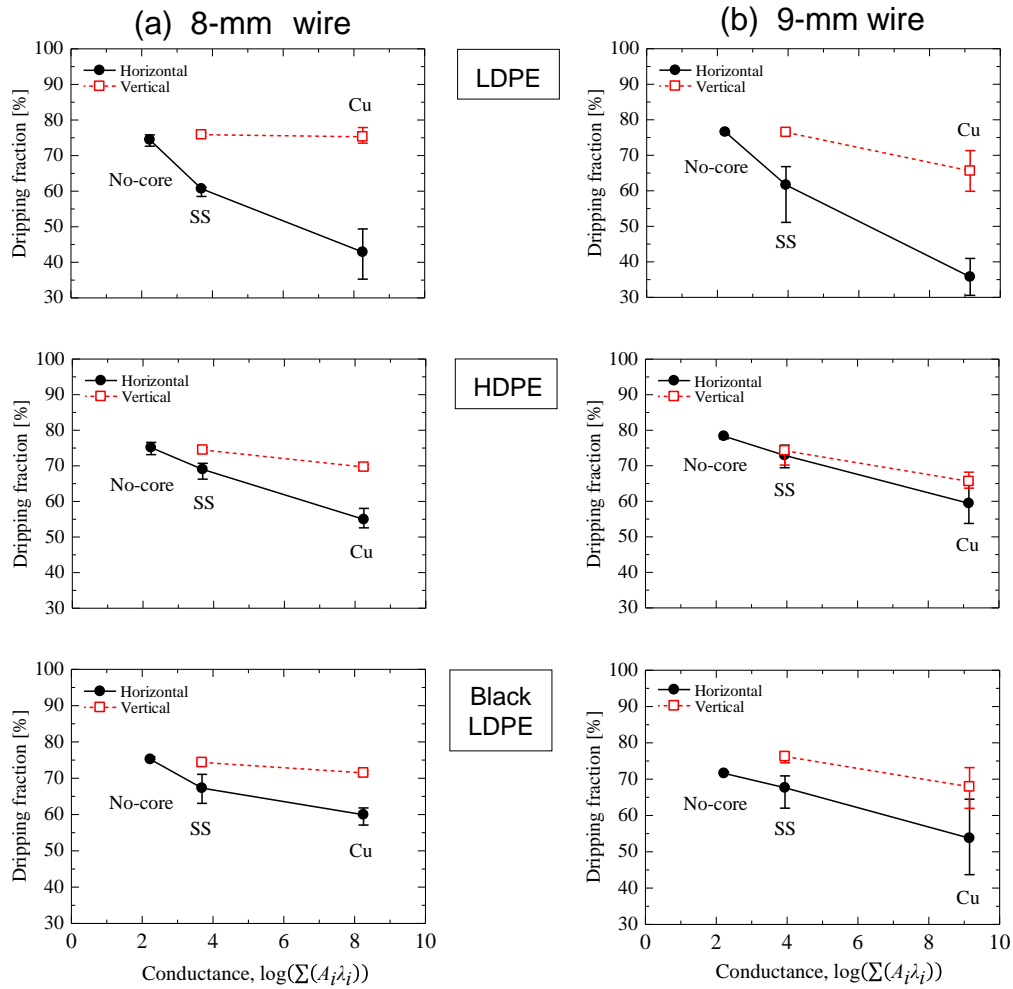


Figure 6.6.6 Dripping fraction (Y_{dr}) as a function of the wire cross-section thermal conductance ($\sum A_i \lambda_i$) in the flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.

示すように、滴下が生じるためには、溶融液滴に作用する重力が表面張力と粘性力に勝らなければならない。つまり、

$$M_{dr} g > \sigma_m l_m + \mu_m l_m V_{dr} \quad (6.6.7)$$

ここで $l_m \sim (M_{dr} / \rho_M)^{1/3}$ は芯線に吊り下がっている溶融被覆の特性長さ、 σ_m は表面張力、 V_{dr} は溶融被覆の流れる速度である。水平な導線の場合には、滴下にとって表面張力が最も大きな抵抗となるが、垂直の場合には粘性力がより支配的だと考えられる。そのため、導線の傾きも非常に重要な因子だと言える。Eq. 6.6.7 は、表面張力と粘性力が大きい時には、大きな M_{dr} を要することを示している。燃焼領域の Cu は溶融被覆を冷却するため、表面張力、粘性力共に大きいはずである。したがって、で Cu 芯線で確認される大 M_{dr} は、熱コンダクタンスの芯線の燃焼領域におけるヒートシンク効果の存在を裏付けていると言える。

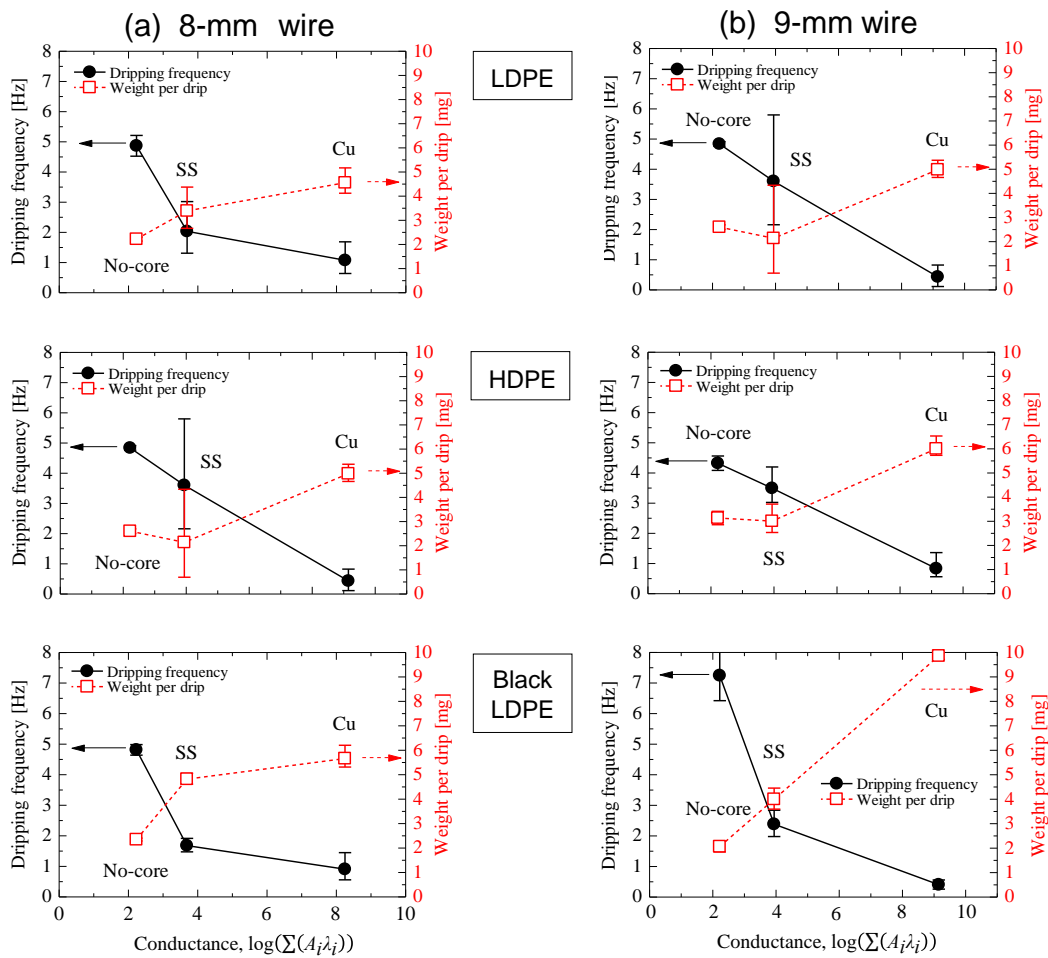


Figure 6.6.7 Dripping frequency (f_{dr}) and mass of one drip (M_{dr}) as a function of the wire cross-section thermal conductance ($\sum A_i\lambda_i$) in the horizontal flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.

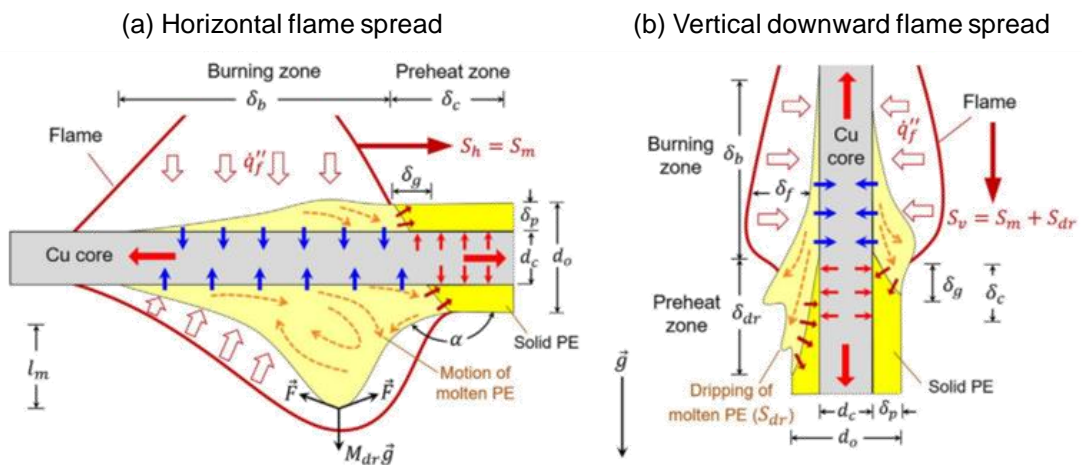


Figure 6.6.8 Illustrations of (a) the horizontal and (b) vertical wires corresponding to flow and dripping of molten insulation.

6.6.3. 火炎伝播速度

燃え広がりとは、着火をして火炎が芯線に触れた瞬間から、被覆の下端に到達するまでの間と定義する。画像解析ツールを用いて火炎先端を追跡することにより火炎伝播速度を求めた。Figure 6.6.9 に LDPE 導線における瞬間火炎伝播速度と平均火炎伝播速度の解析例を示す。火炎は前進と後進を繰り返しながら伝播していくが、3~6 回の実験いずれにおいても平均火炎伝播速度は概ね一貫していた。

Figure 6.6.10 に平均火炎伝播速度を示す。まず、垂直方向の火炎伝播速度の方が水平方向のそれよりも大きい。また、水平方向は熱コンダクタンスに比例して火炎伝播速度が増加する。

$$S_h(\text{no-core}) < S_h(\text{SS}) < S_h(\text{Cu}) \quad (6.6.8)$$

反対に、垂直方向の火炎伝播では熱コンダクタンスの増加により火炎伝播速度が減少する。

$$S_h(\text{no-core}) > S_h(\text{SS}) > S_h(\text{Cu}) \quad (6.6.9)$$

熱電対による温度計測でも確認されたように、導線の向きに依らず芯線は火炎下流では被覆を加熱し、火炎伝播を促進する。つまり、芯線の有効加熱長さの方が火炎のそれよりも大きいはずである。

$$\delta_c(\text{core}) > \delta_g(\text{flame}) \quad (6.6.10)$$

したがって、火炎伝播速度は熱コンダクタンスに比例して増加する。しかしながら、これに従うのは水平方向の火炎伝播速度のみである。

垂直方向の火炎伝播では Figure 6.6.1c,d を見ると、高温の溶融被覆が予熱領域へと流れて

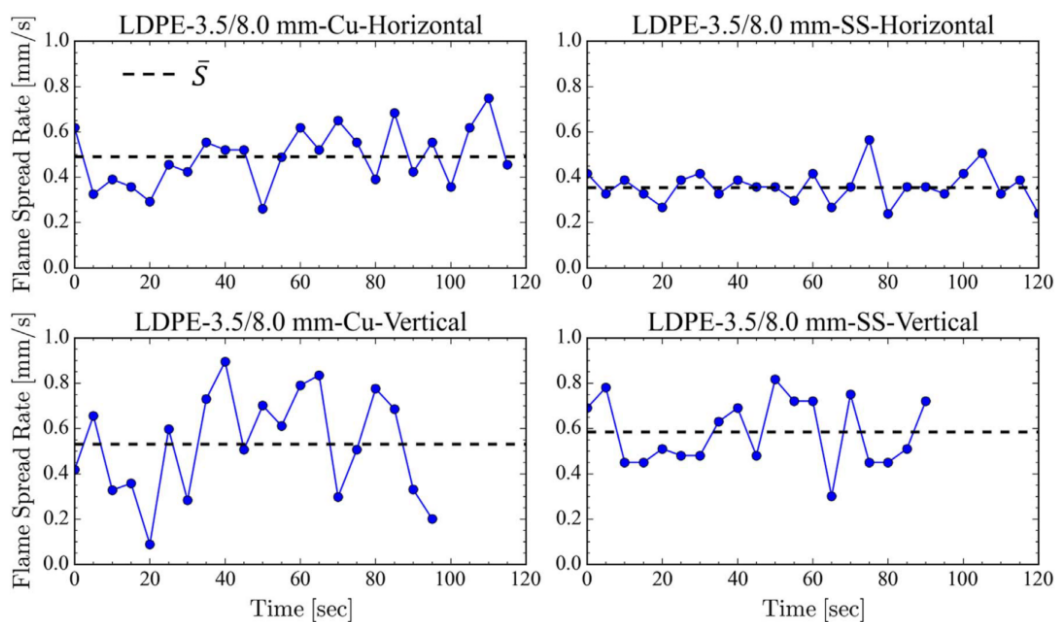


Figure 6.6.9 Transient and average flame-spread rate for the horizontal and vertical LDPE insulated wires.

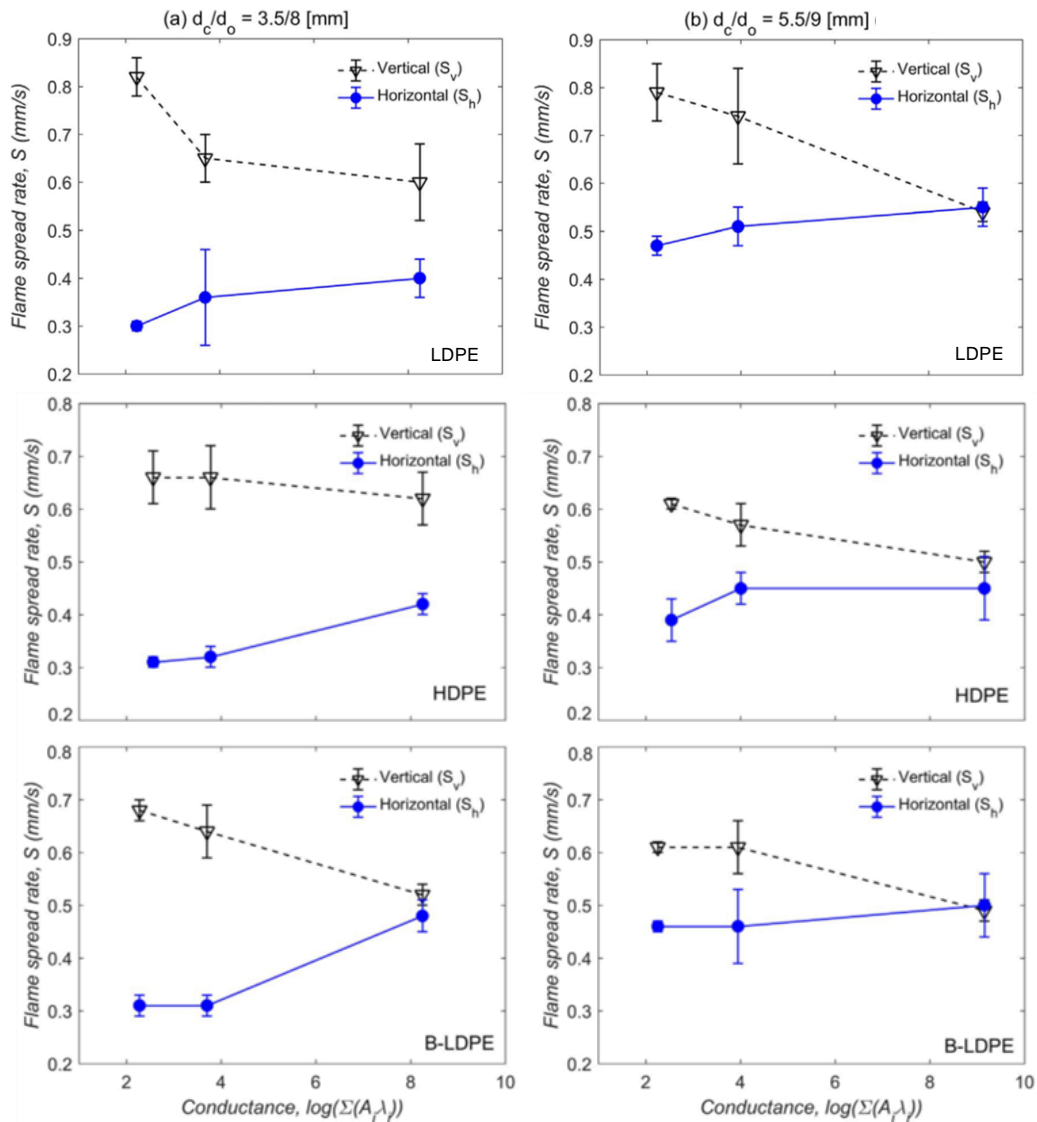


Figure 6.6.10 Flame-spread rate over as a function of the wire cross-section thermal conductance ($\sum A_i \lambda_i$) in the horizontal flame spread over (a) 8 mm and (b) 9 mm wires.

いき熱源として作用している。この過程を模式的に描いたのが Figure 6.6.8b である。当然、溶融被覆による加熱は \dot{m}_{dr} と Y_{dr} の増加に比例して顕著になる。Figure 6.6.6 から明らかなように、燃焼領域におけるヒートシンク効果の影響により、熱コンダクタンスが増加するにつれて \dot{m}_{dr} と Y_{dr} が低下する。したがって、溶融被覆による加熱は、熱コンダクタンスの増加に伴って抑制される。溶融被覆の有効加熱長さが芯線のそれよりも大きい、つまり

$$\delta_{dr} (\text{dripping}) > \delta_c (\text{core}) > \delta_g (\text{flame}) \quad (6.6.11)$$

と想定すると、芯線による加熱よりも溶融被覆の滴下による加熱の方が優位になって火炎伝播を支配する。このことから、以下の二つの事象が考えられ得る。

- (1) 芯線による加熱が支配的な水平方向の火炎伝播よりも、垂直方向の火炎伝播の方が

速い。

(2) 火炎伝播速度は芯線の熱コンダクタンスの増加に伴って低下する。

これら両方は Figure 6.6.10 で確認されているため、垂直方向の火炎伝播は熔融被覆の滴下が支配していると言える。

6.7. まとめ

本章では、水平および垂直に設置したポリエチレン被覆導線の燃え拡がりにおける熔融被覆の滴下挙動を実験的に調査した。熱電対による芯線と被覆の温度計測を行い、熱伝導率の高い Cu は予熱領域においてヒートソースとして機能し、火炎伝播速度を増加させることが明らかとなった。よって、水平方向の火炎伝播では熱コンダクタンスに比例して火炎伝播速度が増加する。しかしながら、燃焼領域において Cu はヒートシンクとして作用し、熔融被覆を冷却して流動性を低下させる。Cu による冷却効果は、熔融被覆の火炎内での滞留時間を増加させる。それにより、燃焼が促進され、反対に熔融被覆の滴下が抑制される。したがって、Cu の場合には全質量損失のうち滴下による損失が占める割合が小さく、滴下頻度も少ないが、その分滴下が生じるときには一滴当たりの質量が大きい。垂直方向の火炎伝播では、熔融被覆の導線表面に沿った流れが予熱領域の被覆をさらに過熱し、それによって火炎伝播速度が増加する。この熔融被覆による加熱は、芯線の加熱よりも支配的である。したがって、垂直方向の火炎伝播は水平方向よりも速く、その速度は熔融被覆の流れが多くなるほど大きく、導線の熱コンダクタンスが増加するほど小さくなる。このような、芯線のヒートソースそしてヒートシンク両方の効果を確認したのは今回が初めてであり、また熔融被覆の滴下が燃え拡がりに及ぼす影響も明確にした。

本章では、可燃性混合気の点火現象ではなく固体材料の燃え拡がり現象について述べた。可燃性被覆導線の燃え拡がりは地上と微小重力環境の両方で広く研究されている。その多くは導線火災を背景として防災の観点から実施している。現実には、本章の実験とは異なり導線は通電している。そのため、考えられ得る導線火災が発生する事象としては、異常な過電流によって導線内部にジュール熱が生じ、それによって被覆が温度上昇して着火する場合である。当然、過電流による着火現象を調査した研究[41,43]はすでに存在し、それによる微小重力環境ではより低い電流値で着火する。しかしながら、導線の点火現象を扱った研究のうち、導線内部からの加熱によって点火する研究は存在しても、外的に点火した研究は無い。したがって、被覆熱分解ガスの点火現象を調査することは、微小重力環境における点火現象の解明だけでなく、導線燃焼の分野においても新たな科学的知見を得ることが期待できる。以上より、本研究の主目的である微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火実験では、本章で実験に用いたポリエチレン被覆導線を点火対象として採用することとした。

7. ポリエチレン被覆導線熱分解ガス点火実験

本章では、銅ロッドとポリエチレンのチューブからなる模擬ポリエチレン被覆導線の熱分解ガスの点火実験に関して、その実験装置・条件・手順そして実験結果について述べ、これまでの微小重力実験で得られた知見をもとに考察する。

7.1. 概要および目的

4章、5章の微小重力環境における可燃性混合気の点火実験により、微小重力環境における点火現象の基礎的知見、特に重力および流動場、それぞれが最小点火エネルギーそして火炎核成長過程に及ぼす影響に関する知見を得た。また、6章では本実験でも使用するポリエチレン被覆導線の燃え拡がり現象を調査した。本章では、これまでの過程で行ってきたそれらの実験の発展として、微小重力環境におけるポリエチレン被覆導線熱分解ガスの点火実験を行い、本研究の目的である微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火現象の解明を目指す。固体材料としてポリエチレン被覆導線を用いた理由は前章の章末に記述した通りであるが、可燃性被覆導線はISSにおいて最も使用されている構成部品の一つでもあるため、本実験で得られる知見はこれまでに得た知見以上に宇宙空間における火災安全性向上に貢献すると期待できる。

本実験は、同じく固体材料の熱分解ガスの点火性を評価しているNASA-STD-6001BのTest 2 (Figure 1.2.1) を模擬する。具体的には、実験サンプルの導線を周囲から加熱して熱分解させ、その気層にレーザを照射して点火させる。本実験には熱分解ガスを形成するための加熱過程が含まれ、加熱時間と点火時間を合わせて計25秒掛かる。そのため、落下塔では実験を実施できないため、微小重力環境における実験は航空機においてのみ実施した。同様の実験を通常重力環境でも実施して点火性の違いを調査し、その結果についてこれまでの実験で得た知見をもとに考察を行う。したがって、本実験結果はこれまで地上で実施されてきたTest 2の正当性を確認する指標となり得る。

7.2. 実験サンプル

Figure 7.2.1 に実験に用いた模擬導線を示す。導線は金属製のロッドとポリエチレンのチューブから成り、長さはそれぞれ175 mmと135 mmである。航空機による微小重力実験では実験回数に制限があるため、ロッドは銅、形状はTable 7.2.1に示すもの (Figure 7.2.1 中央) のみを用いた。なお、この模擬導線は導線の燃焼を対象としている他の研究[51,52,92]で用いられているものよりも約5倍太い。細い導線では現象の観察が難しいため、Table 7.2.1に示すような寸法の導線を用意した。ただし、金属ロッドとポリエチレンチューブの断面積比は、細い導線と同様になるよう設定してある。被覆となるポリエチレンチューブには、ヒーターからの輻射熱を透過せず吸収するように5wt.%の炭素粒子を添加した黒色のポリエチレンチューブを用いた。これは、前章のポリエチレン被覆導線燃え拡がり実験で使用した

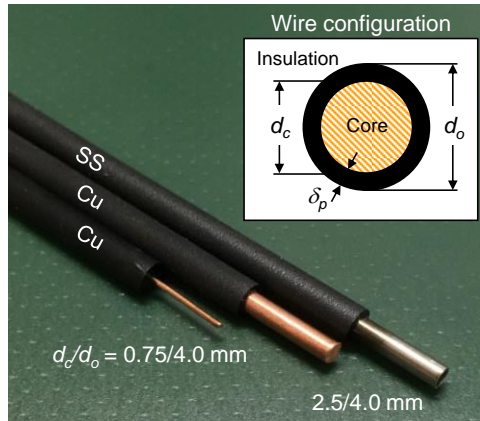


Figure 7.2.1 Laboratory sample wires (insulation and core) and wire configuration.

Table 7.2.1 Configuration of PE insulation tube and metal core, and $\Sigma(\rho c A)$ is calculated using PE and Cu.

Item	d_c (mm)	d_o (mm)	δ_p (mm)	A_c/A_o (-)	$\Sigma(\rho c A)$ (J/m-K)
Value	2.5	4.0	0.75	39%	29

ポリエチレン被覆の B-LDPE と熱的性質は同じである。そのため、より詳細な熱物性値は Table 6.3.2 を参照してもらいたい。

7.3. 実験装置

7.3.1. 燃焼容器

燃焼容器の概観を Figure 7.3.1 に示す。ステンレス鋼 SUS304 製で全長は 300 mm，内径 80

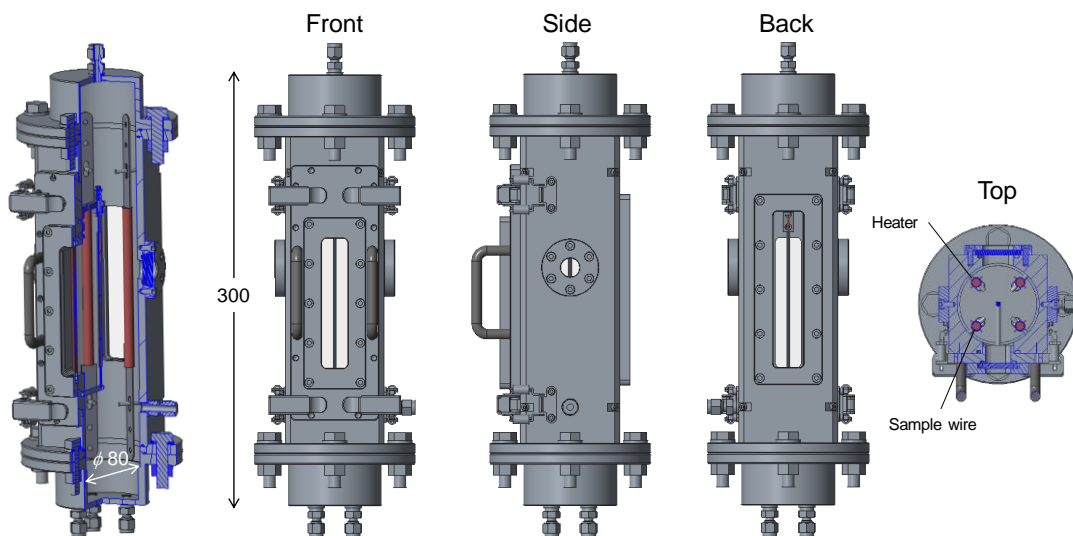


Figure 7.3.1 Schematic of combustion chamber.

mm である。前面と背面には可視化用のテンパックス製観察窓が設けてあり、可視化領域は 25×160 mm である。側面にはレーザの入射・透過用の合成石英製の光学窓がフランジにより固定されている。前面のホルダーは取り外し可能で、実験サンプルを保持できる機構となっている。実験サンプルは容器中央に位置するようになっており、それを中心として半径 30 mm の位置に 4 本のハロゲンヒーター(ハイベック, QIR-VB/W100V500WB-B17 A500-5640, 最大出力 5 W) が等方的に配置されている。ヒーター出力, つまり熱流束は変圧器によってヒーターの印加電圧を操作することで調整が可能である。点火実験を行う前に予め校正を行い, 最大印加電圧の 100 V において 15.9 kW/m^2 であった。ブレイクダウンによるプラズマの形成位置は被覆表面から約 1 mm 離れた位置として固定している。

7.3.2. 流体システム

Figure 7.3.2 に流体システムの概要を示す。ガスボンベより窒素と酸素を供給し, マスフローコントローラ (KOFLOC, 8550MC) によりそれらの流量を調整する。流量を操作することにより, 任意の酸素濃度, 流速の混合気を容器内に流すことが可能である。ただし, 本実験では流速は 10 cm/s で一定とし, 酸素濃度をパラメータとした。マスフローコントローラにより所定の流量となった窒素と酸素は混合容器内で混合し, 燃焼容器に供給される。燃焼容器には 4 本の配管を通して送り込まれ, 容器下部に設置されているビーズおよびハニカムによって整流される。下流側には消炎用のメッシュが設置されており, そこを通過して排気される。容器内の圧力は, 燃焼容器出口に設置した背圧レギュレータにより 1 atm (0.1 MPa) となるように設定した。

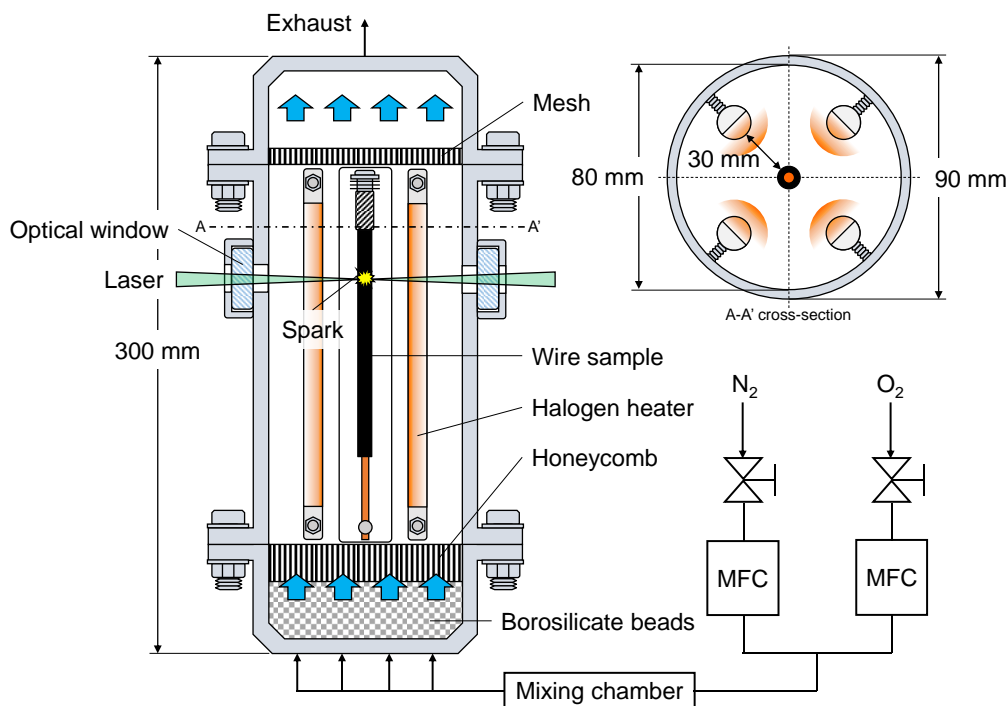


Figure 7.3.2 Schematic diagram of combustion chamber and flow system.

7.3.3. レーザ誘起火花点火装置

点火装置の構成は 4.2.1.2 節で述べたものと同様である。これまでの実験では、レーザ光の入射エネルギーをパラメータとして、点火の成否を調査してきた。しかしながら、本実験ではレーザ光のエネルギーは調整せず最大出力のレーザ光を照射するため、半波長板による操作を必要としない。装置の詳細は 4.2.1.2 節を参照してもらい、ここでの説明は割愛する。なお、本実験では高速度カメラを用いたシャドウグラフ法による火炎核成長過程の観察と、ビデオカメラによる撮影も行った。

7.4. 実験条件

雰囲気酸素濃度と熱流束の二つをパラメータとする。これまでの点火実験では、前の実験における点火成否を考慮して次の実験のレーザ入射エネルギーを決定していたため、入射エネルギーもパラメータの一つであったが、本実験では出力を最大にして全て同じ入射エネルギーで点火実験を行う。したがって、本実験では雰囲気酸素濃度、熱流束の二つの雰囲気条件を変えて点火実験を行い、各酸素濃度・熱流束における点火成功・失敗のデータを取得する。その他の条件は Table 7.5.1 に示す。なお、地上実験、航空機実験共に実験条件は同じである。

7.5. 実験手順

本実験は航空機により実施しており、まず、パラボリックフライトに入る前の実験準備期間に未使用の実験サンプルをホルダーに固定して燃焼容器内に設置しておく。そして、マスフローコントローラで所定の酸素濃度となるように窒素と酸素の流量を設定する。また、オシロスコープ、高速度カメラなどの収録機器をトリガー待機状態にしておく。これで実験準備は完了し、これ以降は Figure 7.5.1 に示すシーケンスに従う。パラボリックフライトに入る 30 秒前程度からバルブを開いて N_2/O_2 混合気を燃焼容器に供給する。その直後、燃焼容器内の圧力が上昇するため、排圧レギュレータを操作して 1 atm になるように調整する。

Table 7.5.1 Test conditions of ground experiment and microgravity experiment on parabolic flight.

	Ground experiment	Microgravity experiment
Tested sample	B-LDPE-insulated wire w/ Cu rod	
Flow velocity	10 cm/s	
Incident energy	100 mJ	
Focal length	100 mm	
Filled pressure	1 atm (0.1 MPa)	
Oxygen concentration	Variable: 14 vol.% - 21vol.%	
Heat flux	Variable: up to 15.9 kW/m ²	

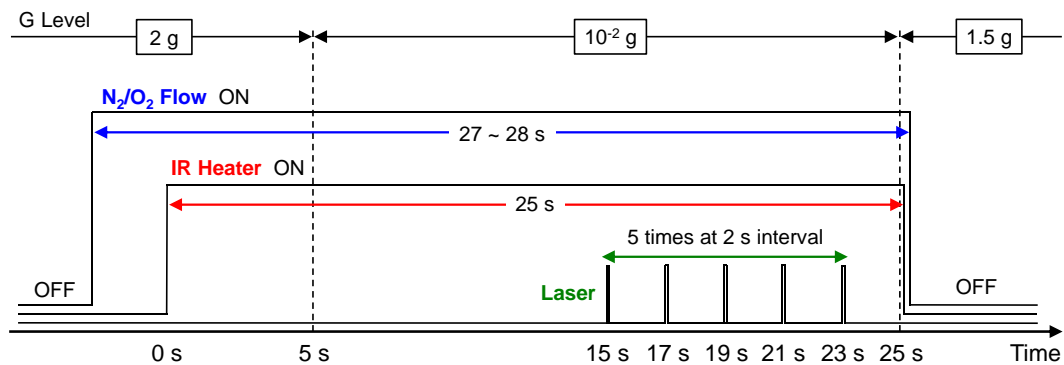


Figure 7.5.1 Test sequence for microgravity experiment on parabolic flight.

微小重力環境開始5秒前にヒーターを点灯して所定の熱流束に設定する。そして、微小重力環境開始から10秒、つまり計15秒間実験サンプルを加熱した後、レーザ光を発振する。レーザ光は2秒毎に計5回発振し、微小重力環境にて5回の点火実験を行う。微小重力環境が終了したら、酸素のバルブを閉じて燃焼容器内を窒素でパージする。それにより、点火成功した場合には消火する。その後は上記手順を繰り返す。5回の点火実験で一度でも点火が成功したら、次のパラボリックフライトでは熱流束を下げ、逆に全て点火失敗の場合には熱流束を上げて次の点火実験を行う。そのようにして、各酸素濃度における限界酸素濃度を測定する。地上実験も同様のシーケンスで実施した。

7.6. 結果および考察

7.6.1. 点火現象

Figure 7.6.1 に微小重力環境における 21% O₂, 14.6 kW/m² 下での点火時の様子を示す。加熱後すぐに被覆が収縮し始め、次いで熱分解ガスの発生が確認できる。この過程は加熱時間に比例して顕著となり、1回目の点火実験(15s)前にはサンプル表面には熱分解ガスによる境界層が現れ、実験後期には容器全体が熱分解ガスで覆われた。加熱開始から23秒後の5発目のレーザ光が発振された直後、火炎が実験サンプル全体を包み、被覆がすべて燃え尽きるまで燃焼が続いた。このような挙動は通常重力環境においても観察された。

7.6.2. 点火遅れ

高速度カメラおよびビデオカメラの収録動画を確認して、点火成功の場合には何発目のレーザで点火しているかを判断する。そして、ここでは加熱開始から点火に至るまでの時間を点火遅れ時間として定義する。酸素濃度 16%, 17%, 19%, 21% の時の点火遅れ時間を Figure 7.6.2 に示す。どちらの重力環境でも基本的な傾向は同じで、熱流束の増加に従って点火遅れ時間が短くなり、低酸素濃度ほど点火するのに大きな熱流束を要する。

本実験で確認された点火遅れ時間 (t_{ig}) は、熱分解に要する時間 (t_p)、周囲の N₂/O₂ 混合気との混合に要する時間 (t_{mix}) そして化学的特性時間 (t_{chem}) の和として

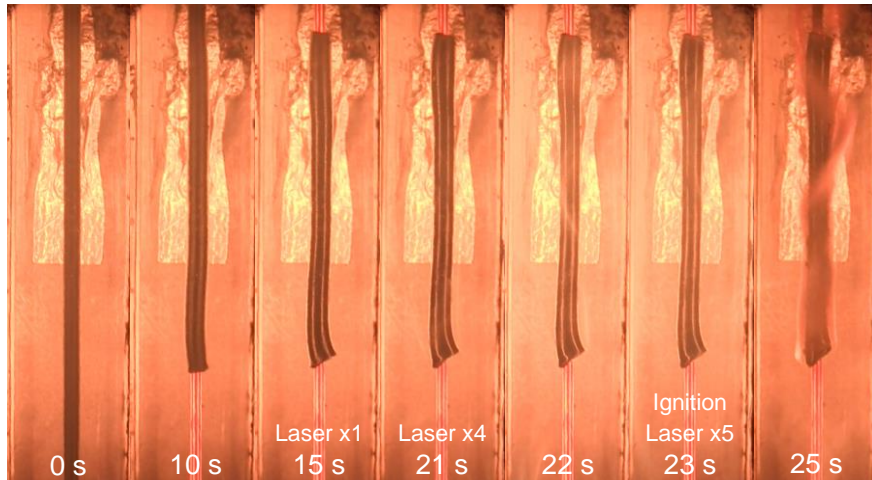


Figure 7.6.1 The ignition-to-flame transition under 21% O₂ and 14.6 kW/m² in microgravity where the 5th spark ignited the wire.

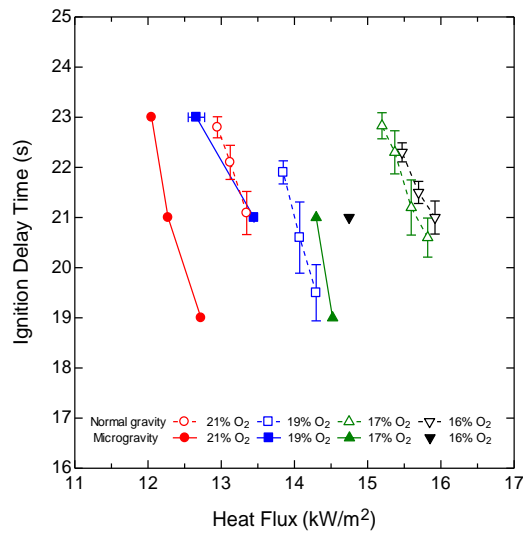


Figure 7.6.2 Ignition delay time of B-LDPE-insulated wires with $d_c/d_o = 2.5/4.0$ mm with Cu core under different oxygen concentrations.

$$t_{ig} = t_p + t_{mix} + t_{chem} \quad (7.7.1)$$

のように表すことができるが、今の場合、 t_p が最も支配的であり、 $t_p \gg t_{chem}$ である。したがって、 $t_{ig} \sim t_p + t_{mix}$ と近似できる。ここで、熱的に薄い可燃性材料の燃焼に関する理論[93]より、点火遅れ時間は

$$t_{ig} = \frac{\sum(\rho c A)_i (T_p - T_\infty) / (\pi d_o)}{\dot{q}_{ex}'' - \dot{q}_{conv}'' - \dot{q}_{rad}''} + t_{mix} \quad (7.7.2)$$

と表される。ここで、 ρ は密度、 c は比熱、 A は断面積、 T_p はポリエチレンの熱分解温度、 T_∞ は雰囲気温度、下付き文字 $i=p, c$ はそれぞれポリエチレン被覆と芯線の Cu ロッド、 A は断面積、 d_o は導線の外径、 \dot{q}_{ex}'' は外部熱流束、 \dot{q}_{conv}'' は対流熱損失、 \dot{q}_{rad}'' は輻射熱損失である。

まず、熱流束の増加に伴う点火遅れ時間の減少については、Eq. 7.7.2 より \dot{q}_{ex}'' が大きくなると最も支配的である右辺第一項が小さくなり、結果として t_{ig} が低下すると説明される。次に、酸素濃度の低下による点火遅れ時間の増加に関しては、ポリエチレンの熱分解温度の変化から説明される。酸素濃度はポリエチレンの熱分解温度に大きく影響し、特に酸素濃度が 21% から 0% に低下する時、熱分解温度は 250°C から 450°C まで上昇する[94,95]。したがって、Eq. 7.7.2 より、低酸素濃度の場合には熱分解温度が高くなり、点火に至るにはより高い熱流束を要する。通常重力環境と微小重力環境における点火遅れ時間を比較すると、微小重力環境の点火遅れ時間の方が短く、また低い熱流束で点火していることが分かる。これは、微小重力環境の点火性の方が高いことを意味している。点火性に関しては次節で述べる。

7.6.3. 点火性

Figure 7.6.3 に熱流束と雰囲気酸素濃度を変数とした場合における点火性を示す。ここでは 5 発のレーザ発振で点火しない、つまり $t_{ig} > 25$ s 場合を点火限界として定義する。通常重力環境と微小重力環境共に、酸素濃度が減少するにつれて限界熱流束が増加している。通常重力環境では、ヒーターの仕様の限界から本実験では 15% O₂ 以下では点火に至らなかつ

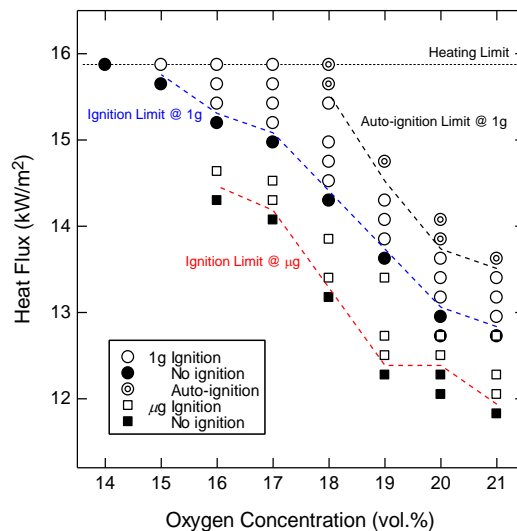


Figure 7.6.3 Ignitability map of B-LDPE-insulated wires with $d_c/d_o = 2.5/4.0$ mm with Cu core. The radiant heating time is fixed to 25 s.

た。したがって、本実験の通常重力環境における最小限界酸素濃度は 15% となる。一方、微小重力環境では実験データを取得した 16% O₂ から 21% O₂ の全条件において、限界熱流束が通常重力環境におけるそれよりも低くなった。その差はいずれの酸素濃度でもおよそ 1 kW/m³ である。そのため、通常重力環境における点火限界が下方へ平行移動したような分布となった。ここで上記と同じ熱的に薄い可燃性材料に関する理論より、限界熱流束は

$$\dot{q}_{ex,crit}'' = \frac{\sum (\rho c A)_i (T_p - T_\infty) / (\pi d_o)}{t_{ig} - t_{mix}} + \dot{q}_{conv}'' + \dot{q}_{rad}'' \quad (7.7.3)$$

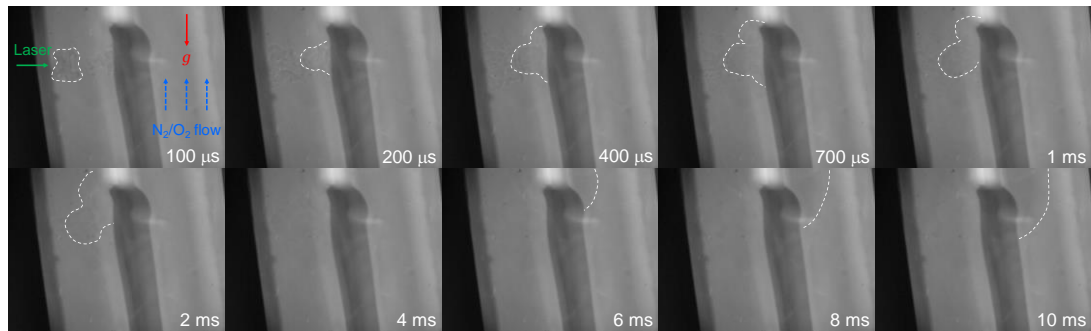
と表される。酸素濃度が増加するにつれ、熱分解温度が減少するため、限界熱流束は低下する。この酸素濃度と熱流束間の相関は重力レベルに依らないため、通常重力環境と微小重力環境で似た傾きをもった点火限界が現れたと考えられる。航空機実験の実験回数の制限から、16% O₂ 以下の酸素濃度では実験を行えなかったが、点火限界の推移を見ると、15% O₂ 以下でも十分点火し得ることが期待できる。つまり、本実験結果は微小重力環境における点火限界の拡大を示唆している。4 章、5 章の実験では、微小重力環境における最小点火エネルギーの低下から、点火限界の拡大が推測されるのみであった。しかしながら、本実験では微小重力環境において限界酸素濃度、あるいは限界熱流束が大きく低下し、点火限界が拡大することが明確に確認された。

地上実験ではレーザーによる点火だけでなく、ヒーターによる加熱のみで点火するか否かについても調査し、ヒーターの加熱のみによる自発点火も観察された。そして、それはレーザーによる点火限界内において生じることが確認された。自発点火限界の酸素濃度は、レーザーによる点火限界のそれよりも約 2% 高く、また熱流束に関しては約 1 kW/m² 高い。実験回数の制限から航空機実験では自発点火は調査しなかったが、通常重力環境と微小重力環境の点火限界の分布位置から察するに、微小重力環境における自発点火限界は通常重力環境における点火限界付近に存在すると思われる。

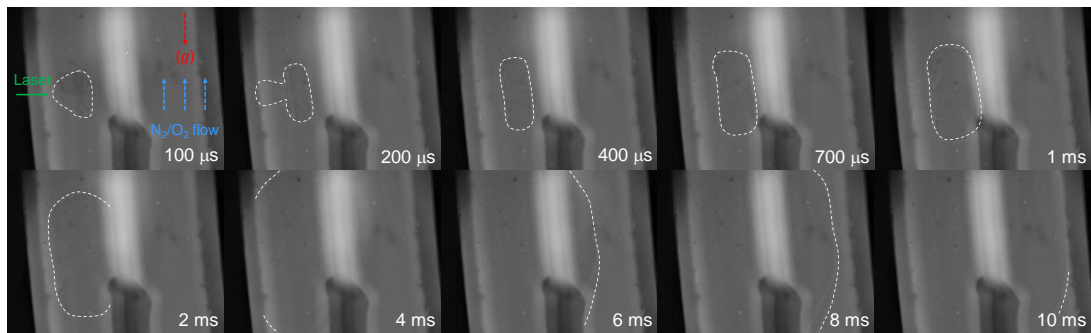
7.6.4. 火炎核成長過程

Figure 7.6.4 に通常重力環境と微小重力環境における火炎核成長過程のシャドウグラフ画像を示す。いずれも点火成功時の画像であり、熱分解ガスにより火炎核が判別しにくいため、白破線で火炎核部分を囲んだ。通常重力環境では、初め火炎核に Figure 5.3.6 で見られたようなしわが生じている。やがて third lobe が消え、残りの火炎核は上部のみが成長を続け、Figure 5.3.3(a) のようなマッシュルーム状の火炎へと発達している。ある程度まで火炎が成長し、自己伝播ができるようになると、8 ms、10 ms に見られるように導線の表面に沿って上流側へ伝播していった。一方で、微小重力環境では火炎核にはしわや伸長は見られず、ブレイクダウン位置を中心として上下方向へ対称に伝播している。この時、火炎は全方向に対して一気に拡がり、点火に至っている。

本実験はポリエチレン被覆の熱分解ガスが点火対象であったが、その火炎核成長過程は 4



(a) Normal gravity, 18% O₂, 14.5 kW/m²



(b) Microgravity, 18% O₂, 13.9 kW/m²

Figure 7.6.4 Shadowgraph images of flame kernel development under 18%O₂ in (a) normal gravity and (b) microgravity.

章および5章で見られた挙動と同様であった。そのため、通常重力環境における局所消炎や火炎形状の変化などの影響、そして微小重力環境におけるそれらの緩和が、Figure 7.6.3に見られる点火性の違いをもたらしていると推測できる。

7.7. まとめ

本実験では、ポリエチレン被覆導線をヒーターで輻射加熱して熱分解ガスを発生させ、そこへレーザを照射して点火をさせた。点火性に関しては、微小重力環境の方が限界酸素濃度および限界熱流束が低く、点火限界が拡大することが明らかとなった。火炎核成長過程については、4章の静止混合気点火実験で見られたマッシュルーム状の火炎や、5章の流動混合気点火実験におけるしわ状の火炎核と同様の挙動が観察された。一方で、微小重力環境ではこれまでと同様な対称な火炎が観察された。そのため、微小重力環境における点火限界の拡大には、少なからず火炎核の形成初期から自己伝播可能な火炎へと遷移する過程が影響を及ぼしているものと考えられる。

8. 結言

本研究では、航空機および落下塔における微小重力実験により、微小重力環境における熱分解ガスおよび可燃性混合気の点火現象を調査した。そして、同様の地上実験で得られた結果と比較することにより、微小重力環境での点火性の拡大を確認し、その要因に関して火炎核成長過程における消炎や火炎形状から考察を行った。以下に、本研究で得られた微小重力環境での点火現象に関する基礎的な知見をまとめる。

- 静止混合気の最小点火エネルギーは微小重力環境において低下する。その程度は、最小点火エネルギーが極小となる当量比付近では僅かであるが、火炎速度が急激に減少する点火限界近傍では大きい。
- 当量比の低い混合気は火炎伝播速度が小さいため、通常重力環境では浮力に対向して伝播することができず、火炎核下部が消炎する傾向にある。しかしながら、通常重力環境では浮力が低減されるため、通常重力環境で見られる局所消炎は緩和される。
- 流速をもつ混合気の最小点火エネルギーは、50 cm/s 程度までの低流速では流速の増加と共に低下するが、それ以上に流速が大きくなると流速に比例して増加する。最小点火エネルギーは流速に対して二次関数的な分布を取る。
- 自然対流に対する流速の方向は最小点火エネルギーに大きく作用する。同じ流速においても、流れの方向によって自然対流を増大あるいは減少させるため、火炎核周囲の流速は異なり、それに応じて最小点火エネルギーも変化する。低流速では、concurrent < orthogonal < opposed の順に並び、高流速ではこの順位が逆転する。微小重力環境における最小点火エネルギーは concurrent と opposed の間の領域に存在する。
- 強制対流が自然対流と平行な場合には、流れに対向して伝播する側の火炎はほとんど成長することが出来ず、反対側のみが成長した異形な火炎となる。一方、強制対流と自然対流が対向する場合にはそのような非対称性は抑制され、火炎の両端が概ね同じ速度で伝播する。
- 消炎時、低流速では火炎核全体が徐々に消えていくのに対し、高流速では乱れの発達によって火炎核にしわが生じ、火炎伸長による影響が顕著となる。そのため、高流速では対流による熱損失と火炎伸長の両方が消炎に寄与していると考えられる。
- 可燃性材料の熱分解ガスと周囲空気の混合気の点火実験では、微小重力環境における限界酸素濃度、そして限界熱流束が通常重力環境のそれらよりも低い。つまり、微小重力環境において点火限界が拡大する。

- 熱分解ガスの混合気においても、通常重力環境と微小重力環境で火炎核成長過程における非対称性などの違いが見られたため、点火性の拡大に大きく寄与していると考えられる。

本研究では、微小重力環境における点火性の拡大について、火炎核が成長する過程での火炎形状からその考察を行った。しかしながら、微小重力環境では自然対流の抑制による流れ場の違いから、燃焼領域への酸素の供給は拡散が主体となり、それによる火炎核周囲の化学種の濃度分布や温度分布に違いが生じていることが推測される。そのため、点火性拡大のメカニズムを解明するには、火炎形状のみならず、多方面から総合的に考察することが求められる。それには、数値計算による温度分布や濃度分布の再現、スケール解析での物理量の把握など、さらなる調査、研究が必要であり、それは今後の研究課題としたい。

上記の知見のうち、特に第 6 章の微小重力環境における固体材料熱分解ガスの点火性拡大は、これまでの研究では得られていない新たな知見であり、宇宙環境における火災安全性向上において非常に有益な知見である。これまで、地上における燃焼性の方が高いという想定のもと実施されてきた NASA-STD-6001B の燃焼性評価試験であるが、この知見は現行の評価基準が燃焼性を過小評価している可能性があることを示唆している。点火のみならず、シート状の可燃性材料や可燃性被覆導線など、微小重力環境において燃焼性が拡大する事象が近年数多く報告されている。今後、より一層宇宙開発が進み、有人宇宙活動の機会が増えるにつれ火災事故のリスクも高まる。そのリスクを少しでも低減するには、研究によって得られた新たな知見を盛り込んだ新評価基準の構築、あるいは現評価基準の改定が求められる。

参考文献

- [1] Friedman R. Fire Safety in Spacecraft. *Fire Mater* 1996;20:235–43. doi:10.1002/(SICI)1099-1018(199609)20:5<235::AID-FAM580>3.0.CO;2-Y.
- [2] Friedman R. Fire Safety in the Low-Gravity Spacecraft Environment 1999. doi:10.4271/1999-01-1937.
- [3] Office NH. Apollo 1 - The Fire - n.d. https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo_01a_Summary.htm.
- [4] Office NH. Apollo 1 Fire Timeline n.d. https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo_01c_Timeline.htm.
- [5] Cahill P. An Evaluation of the Flammability of Aircraft Wiring 2004.
- [6] NASA-STD-6001B, Flammability, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures. 2016.
- [7] NASA NHB 8060.1, Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion. 1974.
- [8] 細貝亜樹, 中村祐二. 国際宇宙ステーションプログラムで適用している燃焼性試験 : その問題点と改善点. *Int J Microgravity Sci Appl* 2015;32:1–8. doi:10.15011/jasma.32.320406.
- [9] Nomura H, Murakoshi T, Sukanuma Y, Ujiie Y, Hashimoto N, Nishida H. Microgravity experiments of fuel droplet evaporation in sub- and supercritical environments. *Proc Combust Inst* 2017;36:2425–32. doi:10.1016/j.proci.2016.08.046.
- [10] Nakaya S, Fujishima K, Tsue M, Kono M, Segawa D. Effects of droplet diameter on instantaneous burning rate of isolated fuel droplets in argon-rich or carbon dioxide-rich ambiances under microgravity. *Proc Combust Inst* 2013;34:1601–8. doi:10.1016/j.proci.2012.05.086.
- [11] Ogami Y, Sakurai S, Hasegawa S, Jangi M, Nakamura H, Yoshinaga K, et al. Microgravity experiments of single droplet combustion in oscillatory flow at elevated pressure. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2171–8. doi:10.1016/j.proci.2008.05.008.
- [12] Nakaya S, Segawa D, Kadota T, Nagashima Y, Furuta T. Combustion behaviors of isolated n-decane and ethanol droplets in carbon dioxide-rich ambience under microgravity. *Proc Combust Inst* 2011;33:2031–8. doi:10.1016/j.proci.2010.06.136.
- [13] Cuoci A, Frassoldati A, Faravelli T, Ranzi E. Numerical modeling of auto-ignition of isolated fuel droplets in microgravity. *Proc Combust Inst* 2015;35:1621–7. doi:10.1016/j.proci.2014.06.035.
- [14] Bae JH, Avedisian CT. Nonane droplet combustion with and without buoyant convection: Flame structure, burning rate and extinction in air and helium. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2231–8. doi:10.1016/j.proci.2008.06.221.
- [15] Mikami M, Oyagi H, Kojima N, Wakashima Y, Kikuchi M, Yoda S. Microgravity experiments on flame spread along fuel-droplet arrays at high temperatures. *Combust Flame* 2006;146:391–406. doi:10.1016/j.combustflame.2006.06.004.

- [16] Oyagi H, Shigeno H, Mikami M, Kojima N. Flame-spread probability and local interactive effects in randomly arranged fuel-droplet arrays in microgravity. *Combust Flame* 2009;156:763–70. doi:10.1016/j.combustflame.2008.12.013.
- [17] Nomura H, Suganuma Y, Setani A, Takahashi M, Mikami M, Hara H. Microgravity experiments on droplet motion during flame spreading along three-fuel-droplet array. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2163–9. doi:10.1016/j.proci.2008.06.121.
- [18] Nomura H, Iwasaki H, Suganuma Y, Mikami M, Kikuchi M. Microgravity experiments of flame spreading along a fuel droplet array in fuel vapor-air mixture. *Proc Combust Inst* 2011;33:2013–20. doi:10.1016/j.proci.2010.06.130.
- [19] Nomura H, Takahashi H, Suganuma Y, Kikuchi M. Droplet ignition behavior in the vicinity of the leading edge of a flame spreading along a fuel droplet array in fuel-vapor/air mixture. *Proc Combust Inst* 2013;34:1593–600. doi:10.1016/j.proci.2012.05.049.
- [20] Kobayashi H, Park J, Iwahashi T, Niioka T. Microgravity experiments on flame spread of an n-decane droplet array in a high-pressure environment. *Proc Combust Inst* 2002;29:2603–10. doi:10.1016/S1540-7489(02)80317-0.
- [21] Kikuchi K, Otomo Y, Sitzki L, Maruta K, Kobayashi H, Niioka T, et al. Flame Propagation Characteristics of n-Decane Spray in Microgravity. *Drop Tower Days* 1998;29:2621–6.
- [22] Segawa D, Yoshida M, Nakaya S, Kadota T. Autoignition and early flame behavior of a spherical cluster of 49 monodispersed droplets. *Proc Combust Inst* 2007;31 II:2149–56. doi:10.1016/j.proci.2006.07.124.
- [23] Nomura H, Murakoshi T, Suganuma Y, Ujiie Y, Hashimoto N, Nishida H. Microgravity experiments of fuel droplet evaporation in sub- and supercritical environments. *Proc Combust Inst* 2017;36:2425–32. doi:10.1016/j.proci.2016.08.046.
- [24] Nakaya S, Fujishima K, Tsue M, Kono M, Segawa D. Effects of droplet diameter on instantaneous burning rate of isolated fuel droplets in argon-rich or carbon dioxide-rich ambiances under microgravity. *Proc Combust Inst* 2013;34:1601–8. doi:10.1016/j.proci.2012.05.086.
- [25] Ogami Y, Sakurai S, Hasegawa S, Jangi M, Nakamura H, Yoshinaga K, et al. Microgravity experiments of single droplet combustion in oscillatory flow at elevated pressure. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2171–8. doi:10.1016/j.proci.2008.05.008.
- [26] Nakaya S, Segawa D, Kadota T, Nagashima Y, Furuta T. Combustion behaviors of isolated n-decane and ethanol droplets in carbon dioxide-rich ambience under microgravity. *Proc Combust Inst* 2011;33:2031–8. doi:10.1016/j.proci.2010.06.136.
- [27] Oyagi H, Shigeno H, Mikami M, Kojima N. Flame-spread probability and local interactive effects in randomly arranged fuel-droplet arrays in microgravity. *Combust Flame* 2009;156:763–70. doi:10.1016/j.combustflame.2008.12.013.
- [28] Nomura H, Suganuma Y, Setani A, Takahashi M, Mikami M, Hara H. Microgravity experiments

- on droplet motion during flame spreading along three-fuel-droplet array. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2163–9. doi:10.1016/j.proci.2008.06.121.
- [29] Nomura H, Iwasaki H, Suganuma Y, Mikami M, Kikuchi M. Microgravity experiments of flame spreading along a fuel droplet array in fuel vapor-air mixture. *Proc Combust Inst* 2011;33:2013–20. doi:10.1016/j.proci.2010.06.130.
- [30] Nomura H, Takahashi H, Suganuma Y, Kikuchi M. Droplet ignition behavior in the vicinity of the leading edge of a flame spreading along a fuel droplet array in fuel-vapor/air mixture. *Proc Combust Inst* 2013;34:1593–600. doi:10.1016/j.proci.2012.05.049.
- [31] Takahashi J, Fujita O, Ito K. The effect of irradiation angle on laser ignition of cellulose sheet in microgravity. *Proc Combust Inst* 2005;30 II:2311–7. doi:10.1016/j.proci.2004.08.097.
- [32] Nakamura Y, Kashiwagi T, Olson SL, Nishizawa K, Fujita O, Ito K. Two-sided ignition of a thin PMMA sheet in microgravity. *Proc Combust Inst* 2005;30 II:2319–25. doi:10.1016/j.proci.2004.07.037.
- [33] Fujita O, Takahashi J, Ito K. Experimental study on radiative ignition of a paper sheet in microgravity. *Proc Combust Inst* 2000;28:2761–7. doi:10.1016/S0082-0784(00)80697-9.
- [34] Takahashi S, Ebisawa T, Bhattacharjee S, Ihara T. Simplified model for predicting difference between flammability limits of a thin material in normal gravity and microgravity environments. *Proc Combust Inst* 2015;35:2535–43. doi:10.1016/j.proci.2014.07.017.
- [35] Johnston MC, T'ien JS, Muff DE, Zhao X, Olson SL, Ferkul P V. Self induced buoyant blow off in upward flame spread on thin solid fuels. *Fire Saf J* 2015;71:279–86. doi:10.1016/j.firesaf.2014.11.007.
- [36] Sidebotham GW, Olson SL. Microgravity opposed-flow flame spread in polyvinyl chloride tubes. *Combust Flame* 2008;154:789–801. doi:10.1016/j.combustflame.2008.05.014.
- [37] Olson SL, Ferkul P V. Microgravity flammability boundary for PMMA rods in axial stagnation flow: Experimental results and energy balance analyses. *Combust Flame* 2017;180:217–29. doi:10.1016/j.combustflame.2017.03.001.
- [38] Shimizu K, Kikuchi M, Hashimoto N, Fujita O. A numerical and experimental study of the ignition of insulated electric wire with long-term excess current supply under microgravity. *Proc Combust Inst* 2017;36:3063–71. doi:10.1016/j.proci.2016.06.134.
- [39] Osorio AF, Mizutani K, Fernandez-Pello C, Fujita O. Microgravity flammability limits of ETFE insulated wires exposed to external radiation. *Proc Combust Inst* 2015;35:2683–9. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.proci.2014.09.003.
- [40] Takahashi S, Takeuchi H, Ito H, Nakamura Y, Fujita O. Study on unsteady molten insulation volume change during flame spreading over wire insulation in microgravity. *Proc Combust Inst* 2013;34:2657–64. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.proci.2012.06.158.
- [41] Takano Y, Fujita O, Shigeta N, Nakamura Y, Ito H. Ignition limits of short-term overloaded electric

- wires in microgravity. *Proc Combust Inst* 2013;34:2665–73. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.proci.2012.06.064.
- [42] Takahashi S, Ito H, Nakamura Y, Fujita O. Extinction limits of spreading flames over wires in microgravity. *Combust Flame* 2013;160:1900–2. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2013.03.029.
- [43] Fujita O, Kyono T, Kido Y, Ito H, Nakamura Y. Ignition of electrical wire insulation with short-term excess electric current in microgravity. *Proc Combust Inst* 2011;33:2617–23. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.proci.2010.06.123.
- [44] 中村祐二, 工藤拓也, 伊東弘行, 藤井崇, 菊池政雄, 藤田修. 微小重力下での被覆導線燃え広がり現象に与える火炎放射の影響. *J Combust Soc Japan* 2008;50:255–63.
- [45] 西澤勝弘, 藤田修, 伊藤献一. 微小重力環境におけるポリエチレン被覆導線の燃焼現象に及ぼす心線材質の影響. *日本機械学会論文集 (B編)* 2004.
- [46] 西澤勝弘, 藤田修, 伊藤献一, 菊池政雄, OLSON SL, 柏木孝. 微小重力環境における低速空気流中のETFE被覆導線の燃焼挙動. *日本機械学会論文集 (B編)* 2004.
- [47] Umemura A, Uchida M, Hirata T, Sato J. Physical model analysis of flame spreading along an electrical wire in microgravity. *Proc Combust Inst* 2002;29:2535–43. doi:http://dx.doi.org/10.1016/S1540-7489(02)80309-1.
- [48] Fujita O, Nishizawa K, Ito K. Effect of low external flow on flame spread over polyethylene-insulated wire in microgravity. *Proc Combust Inst* 2002;29:2545–52. doi:http://dx.doi.org/10.1016/S1540-7489(02)80310-8.
- [49] 藤田修, 菊池雅雄, 伊藤献一, 佐藤敦樹, 櫻谷隆. 微小重力場における導線被覆材上の火炎燃え広がり. *日本機械学会論文集 (B編)* 1981;29:711–9. doi:10.1248/cpb.37.3229.
- [50] Kikuchi M, Fujita O, Ito K, Sato A, Sakuraya T. Experimental study on flame spread over wire insulation in microgravity. *Symp Combust* 1998;27:2507–14. doi:http://dx.doi.org/10.1016/S0082-0784(98)80102-1.
- [51] Kobayashi Y, Konno Y, Huang X, Nakaya S, Tsue M. Effect of Insulation Melting and Dripping on Opposed Flame Spread over Laboratory Simulated Electrical Wires. *Fire Saf J* 2017;95:1–10. doi:10.1016/j.firesaf.2017.10.006.
- [52] Kobayashi Y, Huang X, Nakaya S, Tsue M, Fernandez-Pello C. Flame spread over horizontal and vertical wires: The role of dripping and core. *Fire Saf J* 2017;91:112–22. doi:10.1016/j.firesaf.2017.03.047.
- [53] 古井憲治, 林潤, 岡田朝貴, 中塚記章, 平等拓範, 堀輝成, et al. メタン-空気予混合気に対するピコ秒パルスレーザーのレーザー着火特性. *日本機械学会論文集 (B編)* 2012:1–5. doi:10.1299/kikaib.78.2004.
- [54] Taira T. High Brightness Microchip Lasers for Engine Ignition. *Front Opt* 2012/Laser Sci XXVIII 2012;38:FM3G.1. doi:10.1364/FIO.2012.FM3G.1.

- [55] 堀輝成, 赤松史光, 芝原正彦, 宮田大輔, 香月正司. Nd:YAGレーザーを用いたレーザー励起ブレイクダウン特性解析. vol. 1. 2005.
- [56] Ballal DR, Lefebvre AH. The influence of spark discharge characteristics on minimum ignition energy in flowing gases. *Combust Flame* 1975;24:99–108. doi:10.1016/0010-2180(75)90132-7.
- [57] Kono M, Kumagai S, Sakai T. The optimum condition for ignition of gases by composite sparks. *Symp Combust* 1977;16:757–66. doi:10.1016/S0082-0784(77)80369-X.
- [58] Kono M, Niu K, Tsukamoto T, Ujiie Y. Mechanism of flame kernel formation produced by short duration sparks. *Symp Combust* 1989;22:1643–9. doi:10.1016/S0082-0784(89)80176-6.
- [59] Kono M, Hatori K, Inuma K. Investigation on ignition ability of composite sparks in flowing mixtures. *Symp Combust* 1985;20:133–40. doi:10.1016/S0082-0784(85)80496-3.
- [60] Bane SPM, Ziegler JL, Shepherd JE. Investigation of the effect of electrode geometry on spark ignition. *Combust Flame* 2015;162:462–9. doi:10.1016/j.combustflame.2014.07.017.
- [61] Han J, Yamashita H, Hayashi N. Numerical study on the spark ignition characteristics of a methane-air mixture using detailed chemical kinetics. Effect of equivalence ratio, electrode gap distance, and electrode radius on MIE, quenching distance, and ignition delay. *Combust Flame* 2010;157:1414–21. doi:10.1016/j.combustflame.2010.02.021.
- [62] Lin B xuan, Wu Y, Zhang Z bo, Chen Z. Multi-channel nanosecond discharge plasma ignition of premixed propane/air under normal and sub-atmospheric pressures. *Combust Flame* 2017;182:102–13. doi:10.1016/j.combustflame.2017.04.022.
- [63] Bradley D, Sheppard CGW, Suardjaja IM, Woolley R. Fundamentals of high-energy spark ignition with lasers. *Combust Flame* 2004;138:55–77. doi:10.1016/j.combustflame.2004.04.002.
- [64] Srivastava DK, Weinrotter M, Iskra K, Agarwal AK, Wintner E. Characterisation of laser ignition in hydrogen-air mixtures in a combustion bomb. *Int J Hydrogen Energy* 2009;34:2475–82. doi:10.1016/j.ijhydene.2008.11.117.
- [65] Beduneau JL, Kawahara N, Nakayama T, Tomita E, Ikeda Y. Laser-induced radical generation and evolution to a self-sustaining flame. *Combust Flame* 2009;156:642–56. doi:10.1016/j.combustflame.2008.09.013.
- [66] Bak MS, Im S, Cappelli MA. Successive laser-induced breakdowns in atmospheric pressure air and premixed ethane – air mixtures. *Combust Flame* 2014;161:1744–51. doi:10.1016/j.combustflame.2013.12.029.
- [67] Ross HD, Dietrich DL, Tien JS. Candle Flames in Microgravity: Usml-1 Results. *Measurement* 1997:541–68.
- [68] 木暮和美. 微小重力実験施設と利用方法. *J Plasma Fusion Res* 2007;83:161–3.
- [69] 山浦雄一. 日本の微小重力実験手段の現況と利用法. *まてりあ* 1994;33:998–1006.
- [70] 岩崎晃, 阿部宜之. 微小重力実験の最近の話題. *真空* 1991;34:653–7.
- [71] G. S. J, Avedisian CT. The effect of initial diameter in spherically symmetric droplet combustion

- of sooting fuels. *Proc R Soc* 1994;446:255–76. doi:10.1098/rspa.1983.0054.
- [72] Shmuel G. L. Piloted Ignition and Flame Spread Over Cleat and Black PMMA Cylinders in Opposed Flows. 2015.
- [73] Fereres S, Fernandez-Pello C, Urban DL, Ruff GA. Identifying the roles of reduced gravity and pressure on the piloted ignition of solid combustibles. *Combust Flame* 2015;162:1136–43. doi:10.1016/j.combustflame.2014.10.004.
- [74] Takahashi S. Prediction of Flammability Limit of Flat Materials in Microgravity Environments. *Int J Microgravity Sci Appl* 2015;32:1–8.
- [75] Fereres S, Lautenberger C, Fernandez-Pello C, Urban D, Ruff G. Mass flux at ignition in reduced pressure environments. *Combust Flame* 2011;158:1301–6. doi:10.1016/j.combustflame.2010.11.013.
- [76] McAllister S, Fernandez-Pello C, Urban D, Ruff G. The combined effect of pressure and oxygen concentration on piloted ignition of a solid combustible. *Combust Flame* 2010;157:1753–9. doi:10.1016/j.combustflame.2010.02.022.
- [77] McAllister S, Fernandez-Pello C, Urban D, Ruff G. Piloted ignition delay of PMMA in space exploration atmospheres. *Proc Combust Inst* 2009;32 II:2453–9. doi:10.1016/j.proci.2008.05.076.
- [78] Rich D, Lautenberger C, Torero JL, Quintiere JG, Fernandez-Pello C. Mass flux of combustible solids at piloted ignition. *Proc Combust Inst* 2007;31 II:2653–60. doi:10.1016/j.proci.2006.08.055.
- [79] Methyl methacrylate MSDS 2006:1–5. <http://www.sciencelab.com/msds.php?msdsId=9927360>.
- [80] Bernard L, Guenther von E. *Combustion, Flames and Explosions of Gases (Third Edition)*. Academic Press; 1987.
- [81] Nakaya S, Iseki S, Gu XJ, Kobayashi Y, Tsue M. Flame kernel formation behaviors in close dual-point laser breakdown spark ignition for lean methane/air mixtures. *Proc Combust Inst* 2017;36:3441–9. doi:10.1016/j.proci.2016.07.057.
- [82] Dimethyl Ether Safety Data Sheet P-4589 2015:1–9. <http://www.praxair.com/-/media/documents/sds/dimethyl-ether-c2h6o-safety-data-sheet-sds-p4589.pdf?la=en>.
- [83] Hosmer DW, Lemeshow S. *Applied Logistic Regression (2nd Ed.)*. vol. 44. 2000. doi:10.1198/tech.2002.s650.
- [84] Wähner A, Gramse G, Langer T, Beyer M. Determination of the minimum ignition energy on the basis of a statistical approach. *J Loss Prev Process Ind* 2013;26:1655–60. doi:10.1016/j.jlp.2013.06.002.
- [85] Choi K, Choi K, Nishimura K. Experimental study on the influence of the nitrogen concentration in the air on the minimum ignition energies of combustible powders due to electrostatic discharges. *J Loss Prev Process Ind* 2015;34:163–6. doi:10.1016/j.jlp.2015.01.031.
- [86] Ballal DR, Lefebvre AH. The influence of flow parameters on minimum ignition energy and quenching distance. *Symp Combust* 1975;15:1473–81. doi:10.1016/S0082-0784(75)80405-X.

- [87] D.R. B, A. H. L. Ignition and flame quenching in flowing gaseous mixtures 1977;181:163–81.
- [88] Andrews GE, Bradley D. Limits of flammability and natural convection for methane-air mixtures. *Symp Combust* 1973;14:1119–28. doi:10.1016/S0082-0784(73)80101-8.
- [89] Lim SJ, Park SH, Park J, Fujita O, Keel SI, Chung SH. Flame spread over inclined electrical wires with AC electric fields. *Combust Flame* 2017;185:82–92. doi:10.1016/j.combustflame.2017.07.010.
- [90] Huang X, Nakamura Y, Williams FA. Ignition-to-spread transition of externally heated electrical wire. *Proc Combust Inst* 2013;34:2505–12. doi:http://dx.doi.org/10.1016/j.proci.2012.06.047.
- [91] Fernandez-Pello A., Hasegawa HK, Staggs K, Lipska-quinn AE, Alvares NJ. A Study of the Fire Performance of Electrical Cables. *IAFSS* 1991:237–47.
- [92] Kyosuke Miyamoto, Xinyan Huang, Nozomu Hashimoto, Osamu Fujita CF-P. Limiting Oxygen Concentration (LOC) of Burning Polyethylene Insulated Wires under External Radiation Limiting Oxygen Concentration (LOC) of Burning Polyethylene Insulated Wires under External Radiation. *Fire Saf J* 2016;86:0–17. doi:10.1016/j.firesaf.2016.09.004.
- [93] Quintiere JG. *Fundamental of Fire Phenomena*. New York: John Wiley; 2006.
- [94] Takashi Kashiwagi TJO. A study of oxygen effects on nonflaming transient gasification of PMMA and PE during thermal irradiation 1982:815–23.
- [95] Peterson JD, Vyazovkin S, Wight C a. Kinetics of the Thermal and Thermo-Oxidative Degradation of Polystyrene, Polyethylene and Poly(propylene). *Macromol Chem Phys* 2001;202:775–84. doi:10.1002/1521-3935(20010301)202:6<775::AID-MACP775>3.0.CO;2-G.
- [96] 赤松史光, 林潤. サブナノ秒レーザーを用いたレーザー点火の基礎特性. *分子研レターズ* 2014:2014–5.
- [97] 古谷博秀, 齊藤剛. レーザー生成プラズマの電離ダイナミクスと構造. *J Plasma Fusion Res.earch* 2009.

謝辞

本研究を行うにあたり、御指導頂いた東京大学工学部航空宇宙工学科津江光洋教授、中谷辰爾准教授に深く感謝申し上げます。また、本論文の審査にあたり、御指導受け賜りました東京大学工学部航空宇宙工学科小紫公也教授、姫野武洋准教授、化学システム工学科土橋律教授に感謝申し上げます。また、実験および装置の製作等に協力して頂いた当研究室の内海正文技官、奥抜竹雄技官、工学部マテリアル工学科の杉田洋一技官、航空宇宙工学科の岩田梯次技官に厚く御礼申し上げます。

本研究は、JAXA「きぼう」船内実験室第3期利用重点課題テーマ「火災安全性向上に向けた固体材料の燃焼現象に対する重力影響の評価」(通称、FLAREプロジェクト)の一部として行われました。本研究の遂行にあたって、御指導頂いた北海道大学藤田修教授、橋本望准教授、岐阜大学高橋周平教授、弘前大学鳥飼宏之准教授、豊橋技術科学大学中村祐二教授、University of California, Berkeley Prof. Carlos Fernandez-Pello, Hong Kong Polytechnic University Assistant Prof. Xinyan Huangに深く感謝申し上げます。また、菊池政雄氏、細貝亜樹氏、森且彦氏、貫井智之氏をはじめとしたJAXA関係者並びにダイヤモンドエアサービス株式会社運航部および技術部の方々には、航空機実験の実施において多大な御支援を受け賜りました。ここに感謝申し上げます。

