

ⅢⅢⅢ 「きぼう」利用重点課題テーマ「FLARE」ⅢⅢⅢ  
(原著論文)

## 航空機実験による微小重力環境下の固体燃料揮発成分の希薄限界付近における点火挙動

中谷 辰爾・小林 芳成・津江 光洋

### Ignition Behaviors of Pyrolyzed Component and Air near the Lean Limit under Microgravity Condition Available from Parabolic Flights

Shinji NAKAYA, Yoshinari KOBAYASHI and Mitsuhiro TSUE

#### Abstract

An Experimental setup was designed to conduct ignition experiments for mixtures of the polymethyl methacrylate (PMMA) pyrolyzed gas and air. Suitable ignition methods for microgravity experiments were reviewed, and the laser induced spark ignition was employed to investigate the ignition limit of the mixture. The pyrolyzed gas of PMMA was produced under an emission of the halogen lamp in a vessel filled with nitrogen and air. The gaseous components were sampled and analyzed by a gas chromatograph. Most pyrolyzed component was methyl methacrylate (MMA). Therefore, ignition process of MMA/air mixtures was experimentally investigated under a microgravity condition available from parabolic flights. Ignition tests were performed at 0.1MPa under microgravity and normal gravity conditions. The results indicated that the minimum ignition energy in microgravity decreased compared with that in normal gravity. Initial flame kernel formation and the growth had the preferable direction due to flow fields induced by gravity, resulting in the local quenching phenomena.

**Keyword(s):** Spark Ignition, Microgravity, Solid material, Fire, Combustible mixture

Received 31 July 2015, accepted 16 Oct. 2015, published 31 Oct. 2015

#### 1. 緒 論

有人宇宙活動において、火災を抑制することは最重要課題である。有人宇宙開発の歴史においても、アポロ1号の火災を初めとして、多くの人命を喪失してきた。有人宇宙環境において、適切な難燃性材料の使用および火災発生要素の排除は必須であり、そのためには微小重力環境下における適切な燃焼挙動の把握および可燃限界の把握が必須である。それに基づいて適切な試験方法および基準の設定が要求される。現在のNASAの宇宙用材料の選定においては、NASA特定の方法燃焼試験法が実施されている<sup>1)</sup>。これらの燃焼試験は地上で実施されており、宇宙環境における微小重力場での燃焼挙動および燃焼限界を捉えているとは言い難い。

微小重力環境下における液体燃料や固体燃料の着火および燃焼の研究は幅広く行われており、通常重力場との現象の違いが報告されている。液滴燃焼においては、通常重

力場では熱対流による酸化剤の供給により、燃焼速度は微小重力場と比較すると大きい<sup>2)</sup>。また、通常重力場では準定常状態に近い燃焼速度が得られているものの、通常重力場では微小重力場と比較して燃焼速度の増大が観察される<sup>2)4)</sup>。一方で、高温雰囲気中における液滴の着火に着目すると、微小重力場の方が着火遅れ時間が短くなる<sup>5)6)</sup>。

宇宙での電線火災を想定し、被膜電線の微小重力環境下での燃焼が調べられている。被覆電線の燃え広がりに関しても、通常重力場の方が微小重力場と比較して火災温度が高く<sup>7)</sup>、着火に関しては最小酸素濃度および着火エネルギーが大きくなる<sup>8)10)</sup>。宇宙空間で使用される難燃性材料として、PMMAなどの固体材料の放射加熱下の着火や燃焼限界などの研究が実施されている<sup>11)</sup>。固体材料の着火や燃焼限界に関しても、重力が小さいほうが酸素濃度や加熱量が小さくなる<sup>12)</sup>。また、微小重力下では着火に必要な臨界熱流束が通常重力と比較して小さく、着火が容易<sup>13)</sup>であることが知られている。また、PMMA上に形成された火災

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻 〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1  
Department of Aeronautics and Astronautics, Graduate School of Engineering, the University of Tokyo 7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku,  
Tokyo 113-8656, Japan  
(E-mail: tsnakaya@mail.ecc.u-tokyo.ac.jp)

が消炎および吹き消える最小酸素濃度は微小重力環境下の方が小さくなる<sup>14)</sup>。一般的に微小重力環境下の方が着火しやすく、吹き消えにくいと考えられる。

これらの液体および固体可燃物は通常重力環境下と比較して微小重力環境下においては着火しやすく、吹き消え限界などは広がると考えられる。液体および固体燃料は、放射加熱および熱伝導により気体成分が形成され空気と混合することにより可燃性混合気が形成され、十分な高温状態において化学反応が進行し点火に至る。この気相における強制点火に及ぼす重力の影響について調べられた研究はほとんどない。一般的に、火花点火などの強制点火過程は非常に速く、重力の影響は無いと考えられていたと思われる。本研究では、この強制点火過程に及ぼす重力の影響を明確にすることを目的とする。

気相中の電気火花に関しては消炎距離、圧力、燃料の影響、最小点火エネルギーなど幅広く調べられている<sup>15)~21)</sup>。電気火花は電極の影響を排除することは出来ない。そのため、レーザーブレイクダウンによる火花点火過程が研究されている<sup>22)~25)</sup>。特に、高圧力場においては電気火花とは逆にブレイクダウンが容易となる特性があり、応用が考えられている。

本研究では、航空機を使用した微小重力環境下における点火試験を行うに当たり、通常重力場におけるメタン/空気混合気の電気火花およびレーザーブレイクダウン火花点火試験を実施する。最小点火エネルギーに及ぼす諸パラメータの影響を明確にし、航空機実験における最適な点火手法を選定する。その後、宇宙用固体材料の一つであるPMMAに対し、密閉容器において放射加熱下における熱分解成分の測定を実施する。その測定結果に基づき、熱分解成分と空気の予混合気を生成し、航空機のパラボリックフライトを用いた微小重力環境下における点火試験を実施する。固体揮発成分の点火挙動に及ぼす重力の影響を明確にすることを目的とする。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 メタン/空気混合気の火花点火試験

電極間に高電圧を印加した電気火花点火試験、およびレンズによりレーザーを集光したレーザーブレイクダウン火花点火試験を同一の高圧力容器を使用して実施した。実験装置の概略図を Fig. 1 および Fig. 2 に示す。高圧容器は A7000 系超々ジュラルミン製であり、6 面体で各面に直径 80 mm の貫通穴があり、直径 70 mm の光学窓を全面に取り付けることが可能である。また、対向する 2 面に電極固定用のフランジを設置できる。メタン/空気混合気に対して試験を行う。規定濃度の混合気はステンレス製で内容積 3079 cm<sup>3</sup> の混合気タンク内で準備され、攪拌されている。

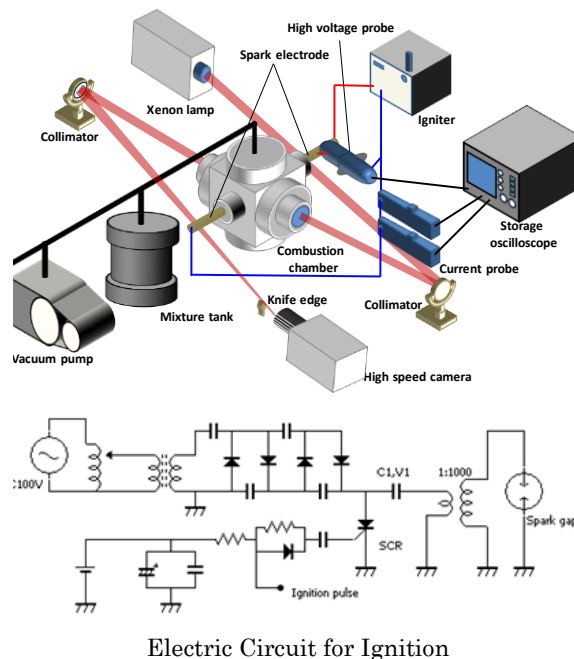


Fig. 1 Schematic of Experimental setup for Electrical Spark Ignition.

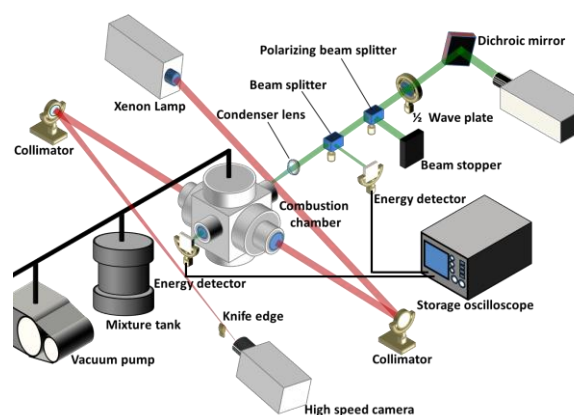


Fig. 2 Schematic of Experimental Setup for Laser Breakdown Spark Ignition.

当量比をパラメータとして変化させた。高圧力容器は、真空ポンプで脱気された後、所定の圧力まで混合気が満たされる。実験は 0.1MPa で実施された。雰囲気温度は室温である。電気火花の場合の CDI 回路を Fig. 1 に示す。まず、キャパシタに高電圧の電荷を蓄える。点火信号の入力によりサイリスタが導通し、キャパシタに蓄えられた電荷が放出される。電極は直径 2.0mm のステンレス製で、先端は頂角 60° である。点火エネルギーはキャパシタの容量および電圧を変化させることで調整される。レーザーブレイクダウンの場合、Fig. 2 に示されるように、光源のレーザーは最大出力で照射し、半波長板により偏光を変化させ、偏光ビームスプリッタにより通過するレーザーエネルギー

を調整する。レーザー光源として Q スイッチ Nd:YAG レーザーの第 2 高調波 (Spectra Physics, DCR-11, 発振波長  $\lambda = 532 \text{ nm}$ , 最大出力約  $100 \text{ mJ/pulse}$ ) を使用した。レーザー光はビーム径が約  $6 \text{ mm}$ , パルス幅が  $6 \sim 7 \text{ ns}$  である。レーザー光の一部を取り出し、エネルギーディテクター (Gentec, QE25LP-S-MB) で測定することで入射エネルギーを求めた。また、容器内を通過してきたレーザー光をエネルギーディテクターで測定することで、吸収エネルギーを求めた。電気火花の場合には、電極間隙の電圧を高電圧プローブ (Tektronix, P6015A), 電流を二種類の電流プローブ (Tektronix, A6302, A6312) で測定することでエネルギーを求めた。これらの値はオシロスコープ (Yokogawa, DL9710L) に記録される。点火の様子は高速度カメラ (Vision research, Phantom Miro EX4) を使用し、シュリーレン法により観察される。1 対の凹面鏡 (直径  $150 \text{ mm}$ , 焦点距離  $1500 \text{ mm}$ ), およびナイフエッジを使用する。電気火花の場合には電極間隙を変化させる。一方で、レーザーブレイクダウン火花点火の場合にはレンズの焦点距離をパラメータとして実験を行った。大気圧において、希薄限界付近の火炎核生成挙動を詳細に測定した。

## 2.2 放射加熱下の PMMA 揮発成分測定

本研究では、放射加熱下での PMMA の点火過程に着目している。そのため、放射加熱により生成する PMMA の揮発成分の組成が重要である。そのため、本研究ではまず窒素あるいは空気が充填された密閉容器内に設置された PMMA サンプルに対して、出力  $350 \text{ W}$  のハロゲンランプ (USHIO, UL-SH-02) により放射加熱を行い、生成された揮発成分の計測を行った。Fig. 3 に実験装置概略図を示す。PMMA サンプルの大きさは、直径  $30 \text{ mm}$ , 厚さ  $15 \text{ mm}$  であった。ハロゲンランプは、燃料表面に約  $10 \text{ mm}$  の光となるように集光されている。真空にした密閉容器内に空気あるいは窒素を充填させた後、ハロゲンランプを照射する。所定の時間が経過した後、概ねサンプル全体が揮発し

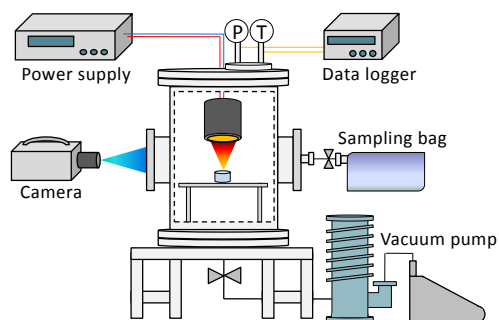


Fig. 3 Experimental Setup for Measurements of Volatile Components of PMMA under Emissions of Halogen Lamp.

たところで、気体をサンプリングバックに導入し、サンプルされたガスをガスクロマトグラフ (SHIMADZU, GC-14B) で測定する。実験は大気圧、室温環境下において行われた。

## 2.3 航空機実験によるレーザーブレイクダウン火花点火を用いた MMA/空気混合気の点火試験

上記の計測結果に基づき、航空機実験用の実験装置を製作し、実験を行った。実験装置概略図を Fig. 4 に示す。航空機実験の点火装置は、結果で後述するが、レーザーブレイクダウン火花点火が採用された。レーザー光源には Nd:YAG レーザー (EKSPLA, NL232) の第二高調波を使用した ( $532 \text{ nm}$ )。レーザー出力は最大値とし、半波長板を使用して偏光し、偏光ビームスプリッターにより、燃焼容器に入射するエネルギーを調整する。燃焼容器に入射する前に焦点距離  $100 \text{ mm}$  の凸レンズで集光され、ブレイクダウンする。また、入射レーザー光のエネルギーの一部をビームスプリッターにより、エネルギーディテクター (Gentec, QE25LP-S-MB) に入射することで入射レーザーエネルギー強度を測定している。また、燃焼容器を通過してきたレーザー光強度を別のエネルギーディテクターで測定することで、入射光と通過光の差から点火エネルギーを求めた。

燃焼容器は銅製でありターンテーブルの上に 4 個配置されている。一回のパラボリック飛行の間に 4 回の計測を実施する。実験装置には光学窓が 4 か所取り付けられており、レーザーの入射と通過およびシャドウグラフ測定が可能となる。直径  $40 \text{ mm}$  の光学窓が設置されており、直径  $20 \text{ mm}$  の範囲が可視化される。シャドウグラフ測定には出力  $1 \text{ W}$  の半導体レーザーを使用する。焦点距離  $20 \text{ mm}$  のレンズと焦点距離  $500 \text{ mm}$  の凹面鏡により平行光を作り、燃焼容器を通過した光を、焦点距離  $500 \text{ mm}$  の凹面鏡で高速度カメラ (Vision research, Phantom Miro LC310) に合焦し撮影を行う。撮影速度は  $10000 \text{ fps}$  である。

燃焼容器に導入される混合気は予め混合気タンクの中

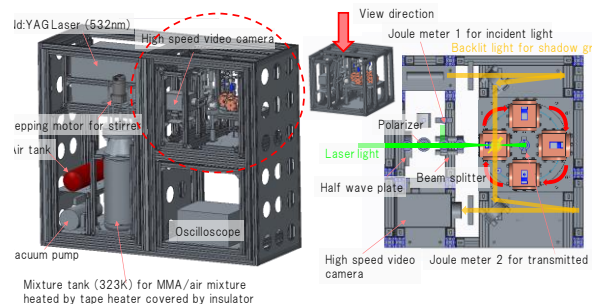


Fig. 4 Schematic of Experimental Setup for Parabolic Flight.

に準備する。真空ポンプで混合気タンク内を真空にした後、MMAをシリンジで規定量注入する。液体導入部はテープヒーターで加熱されている。その後、空気を所定の量まで入れることで、当量比を設定する。実験時には、最初に燃焼容器および配管を真空ポンプで掃気する。その後、燃焼容器内に混合気を導入する。燃焼容器の圧力は絶対圧トランスデューサー（MKS, 626A13TBE）により測定されており、1気圧の混合気が導入される。また、飛行中に当量比を変化させるため、空気ポンプを搭載している。空気を混合気タンクに導入し、攪拌することで、当量比を下げるのが可能である。微小重力になる前に容器内に混合気を導入する。微小重力に至ると、レーザーを入射し実験を行う。レーザーを照射した後、ターンテーブルを回転させる。エネルギーディテクターの信号をオシロスコープ（YOKOGAWA, DL9710L）に、高速度カメラの映像はシネマグに一回の飛行分保存する。同様の実験を通常重力場でも実施し、点火性に及ぼす重力の影響を調べる。

航空機実験はダイヤモンドエアサービスによる運航によって実施され、2014年12月5日から10日の間に実施された。使用した航空機はGulf Stream IIであり、重力レベルは概ね $3 \times 10^{-2}g$ である。

### 3. 結果および考察

#### 3.1 メタン/空気混合気の火花点火試験

電気火花点火に大きく影響を及ぼすパラメータとして電極間隙がある。電極間隙が点火エネルギーに及ぼす影響を調べた。Figure 5に雰囲気圧力が0.1MPaで当量比0.6のメタン/空気混合気に対して、放電火花を用いた場合の結果を示す。点火の成否は、シュリーレン画像の観察により全体的に火炎が燃え広がるかで判断した。レーザー点火の場合も同様である。電極間隙が小さい場合、点火エネルギーが大きく増大する。電極間隙が3.0~5.0 mmの時は3 mJでも点火しているものの、1.0 mmの場合には10 mJ以上でも点火していない。電極間隙がある値より小さくなると、急激に点火エネルギーが増大していることがわかる。さらに当量比を減少させ、希薄限界付近の挙動を調べた。Figure 6に雰囲気圧力が0.1MPaで当量比0.51のメタン/空気混合気に対して、放電火花を用いた場合の結果を示す。電極間隙5.0 mmにおいて、最小点火エネルギーは当量比0.6の場合の約10倍に増加していることがわかる。また、当量比0.6では、電極間隙が3.0~5.0 mmの時にほぼ最小点火エネルギーが一定であったものの、当量比が0.51の場合には点火エネルギーが40 mJを超えても電極間隙が3.0 mmでは点火しないことがわかる。当量比によって、最小点火エネルギーがあまり変化しなくなる電極間隙の

閾値が大きく変化することがわかる。放電火花の場合には、点火エネルギーの電極間隙への依存性が大きく、適正な間隙に設定する必要がある。Figure 7に雰囲気圧力が0.1MPa、電極間隙を3.0 mmに固定し、当量比を変化さ

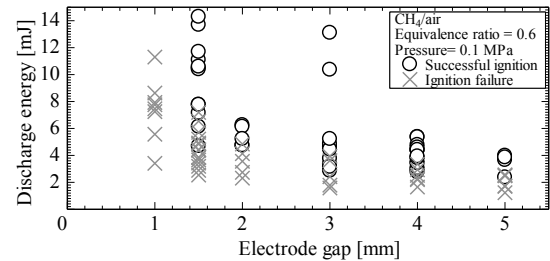


Fig. 5 Relationship Between Electrical Spark Ignition Energy and Electrode Gap for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.6 and 0.1MPa.

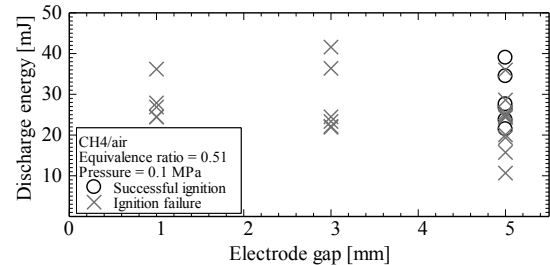


Fig. 6 Relationship Between Electrical Spark Ignition Energy and Electrode Gap for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.51 and 0.1MPa.

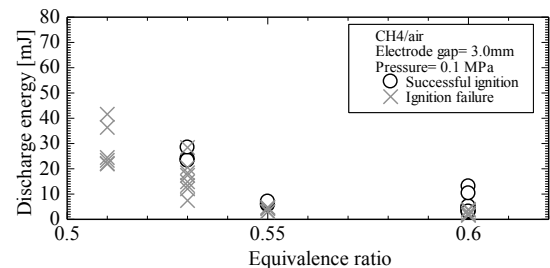


Fig. 7 Relationship Between Electrical Spark Ignition Energy and Equivalence Ratio for methane/Air Mixtures at Electrode Gap of 3.0 mm and 0.1MPa.

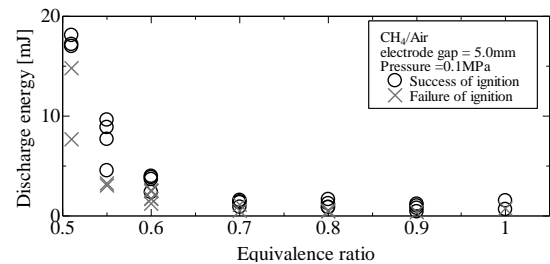


Fig. 8 Relationship Between Electrical Spark Ignition Energy and Equivalence Ratio for Methane/Air Mixtures at Electrode Gap of 5.0 mm and 0.1MPa.

せた場合の点火エネルギーの変化の様子を示す。当量比が 0.6 から 0.5 に近づいていくにつれて、最小点火エネルギーは急激に上昇する。同様に、**Fig. 8** に雰囲気圧力が 0.1MPa の場合の電極間隙が 5.0 mm の時の結果を示すが、この場合は当量比 0.51 でも 17 mJ 程度で点火している。電極間隙が 3.0 mm で、当量比が 0.53 の場合の点火エネルギーは 25 mJ 程度あった。電極間隙を適切に設定できなければ、点火エネルギーは非常に大きくなる。電極間隙が適切に設定されれば、点火エネルギーも大きく減少すると考えられる。希薄限界付近では、大きな電極間隙が要求されると考えられるが、ある値以上では放電が不可能になる。これらの最適な閾値は使用する混合気の種類や圧力に大きく依存すると考えられる。試行回数が制限される宇宙実験や航空機実験において、これらの条件を探索するには莫

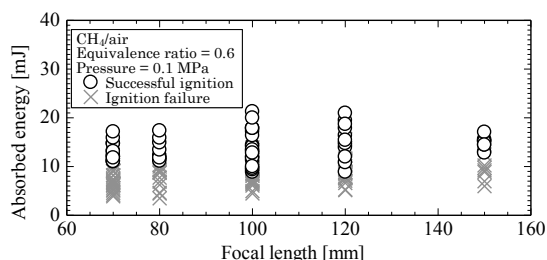
大な試行回数が必要とされ、非常に多くの労力を要し、適切な条件を設定することは困難である。

レーザーブレイクダウン火花点火に対しても同様の計測を行った。レーザーブレイクダウン火花点火の場合、集光させる凸レンズの焦点距離が生成するプラズマの特性に影響を及ぼす一つのパラメータとなる。焦点距離が小さくなるとビームウェスト径が小さくなり、より小さいエネルギーでブレイクダウンする一方、初期のプラズマ径は小さいと考えられる。初期のプラズマ径も電極間隙と同様に点火エネルギーに影響を及ぼすと考えられる。**Figure 9** に横軸をレンズの焦点距離、縦軸を点火エネルギー（吸収エネルギー）とした場合の結果を示す。焦点距離を 70 mm~150 mm と変化させたが、最小点火エネルギーは約 10 mJ 前後で大きく変化していないことがわかる。このため、点火エネルギーに着目すると焦点距離の影響を受けないと考えられる。ビームウェスト径は下記の式(1)で表される。

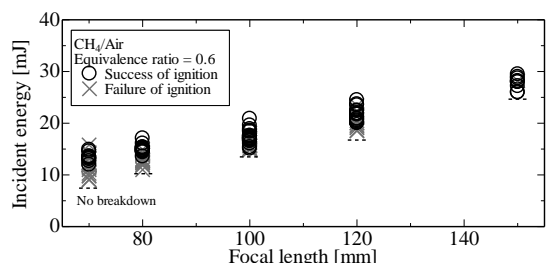
$$d = \frac{4\lambda f M^2}{nD} \tag{1}$$

ここでは、 $D$  は入射レーザー径、 $n$  は屈折率、 $\lambda$  はレーザー波長、 $f$  は焦点距離、 $M^2$  は TEM00 の時のレーザー光に対する実際のビームの広がりを表すパラメータである。ビームウェスト径は焦点距離に比例すると考えられ、実験範囲の上限と下限では 2 倍以上差異があるものの、最小点火エネルギーにはあまり影響していないことがわかる。レーザーブレイクダウンは ns オーダーで非常に高速であり、急激に膨張するため吸収エネルギーが同じであれば影響が小さいと思われる。**Figure 10** にレンズの焦点距離と入射エネルギーの関係を示す。入射エネルギーに基づいて、点火の成否を見ると、焦点距離が小さいほうが点火する入射エネルギーが小さいことがわかる。また、ブレイクダウンの可否を示す閾値を図に破線で示すが、焦点距離が小さいほうの閾値が小さいことがわかる。吸収エネルギーで見た場合、最小点火エネルギーが焦点距離に依存していないため、エネルギー測定に支障の出ない程度の小さな焦点距離のレンズを用いて装置を設計することが望ましい。また、このブレイクダウン成否の閾値はレーザーのモードにも依存するが、吸収エネルギーベースではあまり影響しない。

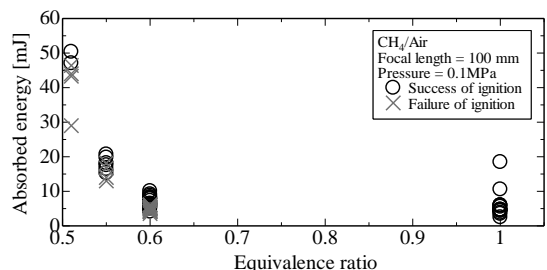
**Figure 11** に焦点距離が 100 mm のレンズを使用した場合の、最小点火エネルギーと当量比の関係を示す。**Figure 8** の放電火花の場合と同様に、点火エネルギーは当量比が小さくなるにつれて大きくなっていることがわかる。放電火花の場合と比較すると、点火エネルギーが大きいことがわかる。レーザーの入射エネルギーと燃焼容器を抜けてきた光のエネルギーの差を吸収エネルギーとしているため、途中の経路におけるプラズマによる



**Fig. 9** Relationship Between Laser Breakdown Spark Ignition Energy and Focal Length for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.6 and 0.1MPa.



**Fig. 10** Relationship Between Incident Energy of Laser and Focal Length for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.6 and 0.1MPa.



**Fig. 11** Relationship Between Laser Breakdown Spark Ignition Energy and Equivalence Ratio for Methane/Air Mixtures at Focal Length of 100 mm and 0.1MPa.

レーザーの散乱などが考慮されていないことが原因と考えられる。しかしながら、当量比が 0.51 程度においても、レーザーブレイクダウン火花点火の場合においては、パラメータをあまり気にしなくても、概ねある程度の点火エネルギーで確実に点火が行えることがわかる。

点火過程の様子をシュリーレン画像測定により調べた。Figure 12 に圧力 0.1MPa, 当量比 0.6 のメタン/空気混合気に対して、4.4 mJ のエネルギーを与えた場合の点火の様子を示す。電極間隙が 1.5 mm および 4.0 mm の場合の結果を示す。電極間隙に放電し初期火炎核が形成する。衝撃波および急激な膨張による周囲ガスの巻き込みにより、トロイダル状に高温領域が形成される。電極間隙が 4.0 mm の場合には、高温ガスが持続的に成長しており点火に成功していることがわかる。一方で、電極間隙が 1.5 mm の場合、徐々にシュリーレン画像の濃淡が薄くなり、消滅して

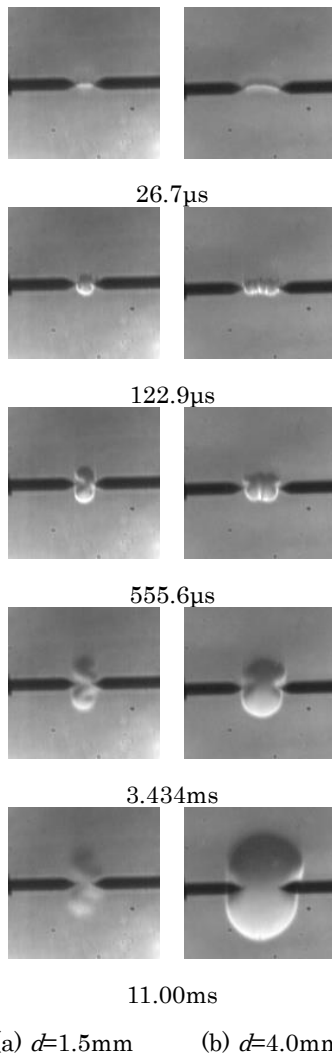


Figure 12 Instantaneous Images of Schlieren Photography of Electrical Spark Ignition Process for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.6 and 0.1MPa.

いくことがわかる。初期の火炎核においては火炎核の曲率や伸長の効果が大きく、伝播しにくい。そのため、ある程度の電極間隙が必要と考えられる。電極間隙が大きく火炎核の形成に影響していることがわかる。

同様にレーザーブレイクダウン火花点火の場合のシュリーレン画像を Figure 13 に示す。レーザーは画像右方向から入射し、重力は下方向に働いている。焦点距離 100 mm, 点火エネルギー 10.2 mJ の時の結果である。レーザーブレイクダウンの場合、焦点の近傍に最初に高温のプラズマが形成し、321 μs の時に観察されるように、レーザーの入射方向にサードロープ (フロントロープ) と呼ばれる形状の高温ガスの成長がみられる。このサードロープの成長は火炎伝播の速度と比較して非常に急速である。他の部分は電気火花の場合と同様に、衝撃波を伴う急激な膨張によりトロイダル状に高温ガスが成長する。3.605 ms 程度までは概ね上下対称のシュリーレン画像が得られているが、7.195 ms 以降においては、下部の濃淡が薄くなり消滅していることがわかる。一方で上部は伝播可能な火炎核に成長しており、火炎伝播していることがわかる。ほとんどの火炎核において、上部の部分が伝播可能な火炎核となった。重力による影響が顕著に観察された。当量比が小さくなると、火炎伝播速度が小さくなり、浮力の影響がより顕著になる。そのため、希薄限界や最小点火エネルギーは重力により影響を受けていると考えられる。

点火限界付近の初期火炎核において、成長の指向性があ

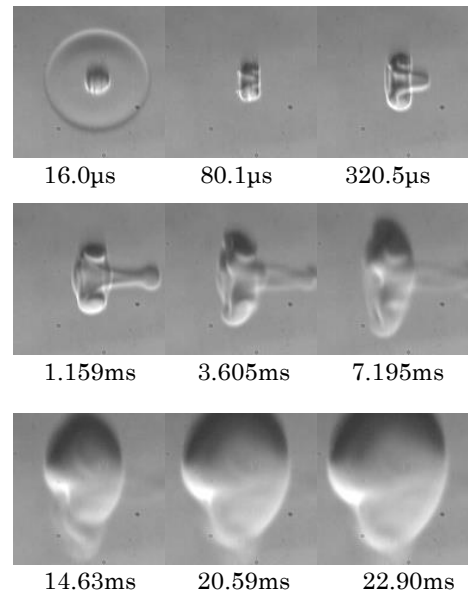


Figure 13 Instantaneous Images of Schlieren Photography of Laser Breakdown Spark Ignition Process for Methane/Air Mixtures at Equivalence Ratio of 0.6 and 0.1MPa. Ignition Energy is 10.2 mJ, and Focal Length is 100 mm.

り重力の影響が観察された。また、上記の結果から、航空機実験においては、電極間隙などのパラメータの影響が限定されるレーザーブレイクダウン火花点火を用いることとする。

### 3.2 放射加熱下の PMMA 揮発成分測定

ハロゲンランプ照射下の PMMA からの揮発成分の測定を実施した。Figure 14 にハロゲンランプによる PMMA サンプル加熱の様子を示す。Figure 15 に初期雰囲気为空気の場合の揮発成分の分析結果を示す。Figure 15 に示されるように、空気を除くほとんどの成分は PMMA のモノマーである MMA である。メタン, エタン, エチレン, プロパンといったような、炭素数の多い液体炭化水素燃料をコーキングしない程度に流通反応器で熱分解した時に生じる成分<sup>20)</sup>は検知されなかった。PMMA の放射加熱下で生成する成分は概ね MMA であると考えられる。同様に窒素中での揮発成分の測定値を示したものを Table 1 に示す。この場合、0.5 ml 中に含まれるモル数を示している。表中の計算値は、サンプル一つの PMMA が完全に MMA に分解したとする時の容器内のガス 0.5 ml 中に含まれるモル数を示す。測定値と計算値が約 10%程度の誤差で一致していることがわかる。計測はガスクロマトグラフで行われて

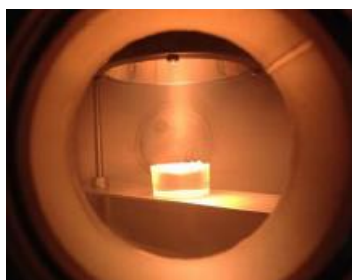


Fig.14 Irradiation of Heat from Halogen Lamp on the Surface of PMMA Sample.

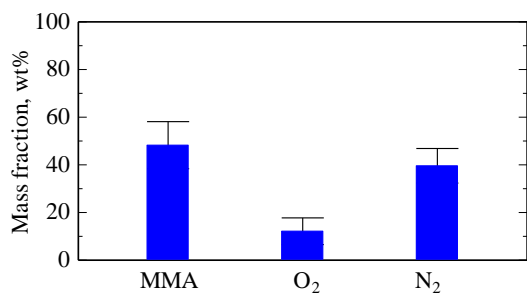


Fig.15 Mass Fraction of Volatile Components of PMMA in Air.

Table 1 Volatile Components of PMMA in Nitrogen.

	MMA	Calculation	Deviation
MMA[mol]	4.59x10 <sup>-6</sup>	5.02x10 <sup>-6</sup>	-8.57%
N <sub>2</sub> [mol]	2.27x10 <sup>-5</sup>	2.04x10 <sup>-5</sup>	+11.0%

いるため、採取および導入に起因する誤差や計測誤差があると考えられるが、概ね良い一致を示していると考えられる。よって、PMMA の放射加熱下で生じる揮発成分は MMA であるとする。航空機実験における点火試験は、MMA/空気混合気に対して、当量比を変化させながら点火試験を実施することとする。

### 3.3 航空機実験によるレーザーブレイクダウン火花点火を用いた MMA/空気混合気の点火試験

Figure 16 に地上および航空機を用いたパラボリックフライト時に測定された、MMA/空気混合気のレーザーブレイクダウン火花点火時の点火エネルギーと当量比の関係を示す。図中の○が点火成功を示し、×が点火失敗を示す。○と×の境界あたりが最小点火エネルギーと考えられる。すべての測定点がプロットされてある。航空機実験においては、試行回数が限定されたのに加え、いくつかのトラブルのため、測定点が地上実験と比べて少なくなっている。しかしながら、最小点火エネルギーに着目すると、微小重力環境下における点火挙動と通常重力環境下における点火挙動の間に明確な違いが観察されている。本研究では、MMA を燃料成分として使用しているため、メタン等と比較して分子量が大きい。そのため、最小点火エネルギーの極小値は当量比が 1.8 付近で観察される<sup>15)</sup>。当量比が 0.8 付近で点火エネルギーが大きく増大していることがわかる。本研究の系では当量比 0.8 で点火しなかった。全体的に、微小重力状態における最小点火エネルギーの方が、通常重力場と比較して小さいことがわかる。重力の影響によると考えられる。通常重力環境場では温度差により対流が生じ、火炎核の形成に影響を及ぼしたと考えられる。試行回数の制限のため、微小重力場では当量比が 0.8 以下の計測が実施できなかったが、通常重力場と比較して大きく最小点火エネルギーが低下していることから、当量比 0.8 以下での点火成功の可能性はある。

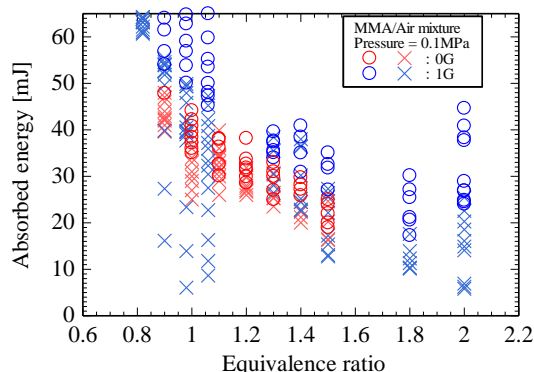


Fig. 16 Relationship Between Ignition Energy and Equivalence Ratio for MMA/Air Mixtures in Microgravity and Normal Gravity.

点火の様子の違いを調べるのに、シャドウグラフ法により高速カメラで測定した結果を示す。Figure 17には当量比 1.0 の MMA/空気混合気の通常重力場で点火エネルギーが 53.8 mJ の時の点火の様子を示す。また、Fig. 18には当量比 1.0 の MMA/空気混合気の微小重力場で点火エネルギーが 41.2 mJ の時の点火の様子を示す。レーザー光は画像左から右に照射されている。各々の場合においてサードロブが形成されているのがわかる。また、トロイダル状の火炎核が形成されており、上下方向にともに成長していることがわかる。通常重力場の結果に着目すると、最初は概ね上下対称的に広がっているが、900 μs を過ぎたあたりから下部の領域に影が薄くなり始める部分が現れる。時間の経過とともに、下部の部分で消炎する部分が観

察されるが、上部の部分は火炎核が広がっていることがわかる。一方で、微小重力場の場合に着目すると、上下部分におけるこのような差は観察されなかった。概ね上下方向に均等に火炎核が成長し、融合した後一つの大きな火炎核へと成長していることがわかる。2 ms 以降の火炎の形態にも大きな違いが観察された。重力に起因する流動場により、下部の領域は流れに対向し伸張することにより消炎すると考えられる。この消炎する領域に与えられたエネルギーが点火に寄与しないため、エネルギーの損失となる。そのため、通常重力場では微小重力場と比較して点火エネルギーが大きくなると考えられる。

点火現象において重力の効果はほとんど着目されることは無かったが、明確に影響していることがわかった。点火限界の拡張に関しては、実験試行回数の制限のため、明確にすることができなかったものの、通常重力場と比較して拡張するものと考えられる。点火現象を考える上で重力の影響を考慮することが重要である。また、宇宙活動での防災および地上における材料試験を考える上で、これらの効果を考慮する必要がある。

## 6. 結論

航空機実験を実施するための点火手法の検討、放射加熱下の PMMA 揮発成分の測定、および PMMA 揮発成分と空気混合気の微小重力下におけるレーザーブレイクダウン火花点火を調べた結果、以下の結論が得られた。

- (1) 航空機実験を行うにあたり、放電火花は電極間隙の設定が厳しいため、点火限界を調べるのにはレーザーブレイクダウン火花点火が適当である。
- (2) 通常重力場では、希薄限界付近の火炎核の成長に関して、局所的に消炎する領域が観察される。上部の領域が成長しやすい。
- (3) PMMA の放射加熱で揮発する成分は MMA である。
- (4) MMA/空気混合気の火花点火において、微小重力場における最小点火エネルギーは通常重力場における値より小さい。
- (5) 微小重力環境下においては通常重力場と比較して、希薄点火限界が拡大する可能性がある。

## 謝辞

本研究は、JAXA「きぼう」利用テーマの重点課題区分として選定された「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」(FLARE プロジェクト)の一部として実施されたものであり、ここに謝意を表す。

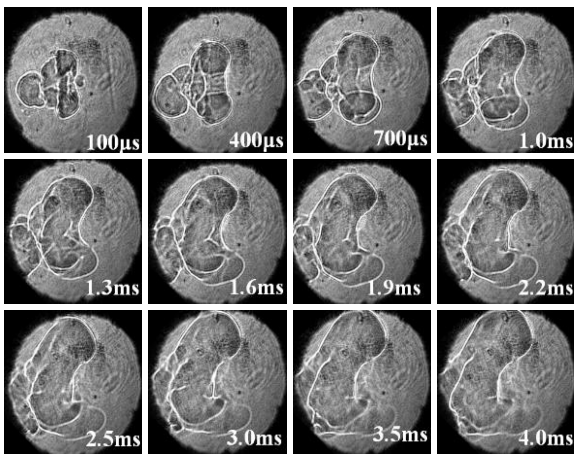


Fig. 17 Instantaneous Shadowgraph Images of Spark Ignition Process for MMA/Air Mixture at Equivalence Ratio of 1.0 and 0.1MPa in Normal Gravity. Ignition Energy is 53.8mJ.

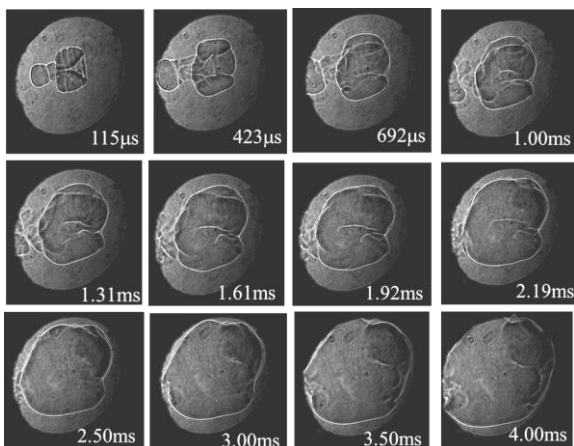


Fig. 18 Instantaneous Shadowgraph Images of Spark Ignition Process for MMA/Air Mixture at Equivalence Ratio of 1.0 and 0.1MPa in Micro Gravity. Ignition Energy is 41.2mJ.



## 参考文献

- 1) NASA STD 6001B
- 2) J.H. Bae and C.T. Avedisian: Proc. Combust. Inst., **32** (2009) 2231.
- 3) S. Nakaya, D. Segawa, T. Kadota, Y. Nagashima and T. Furuta: Proc. Combust. Inst., **33** (2011) 203.
- 4) S. Nakaya, K. Fujishima, M. Tsue, M. Kono and D. Segawa: Proc. Combust. Inst., **34** (2013) 1601.
- 5) A.J. Marchese, T.L. Vaughn, K. Kroenlein and F.L. Dryer: Proc. Combust. Inst., **33** (2011) 2021.
- 6) M. Tanabe, M. Kono, J. Sato, J. Koenig, C. Eigenbrod and H.J. Rath: Proc. Combust. Inst., **25** (1994) 455.
- 7) O. Fujita, M. Kikuchi, K. Ito and K. Nishizawa: Proc. Combust. Inst., **28** (2000) 2905.
- 8) O. Fujita, T. Kyono, Y. Kido, H. Ito and Y. Nakamura: Proc. Combust. Inst., **33** (2011) 2617.
- 9) Y. Takano, O. Fujita, N. Shigeta, Y. Nakamura and H. Ito: Proc. Combust. Inst., **34** (2013) 2665.
- 10) A.F. Osorio, K. Mizutani, A.C.F-Pello and O. Fujita: Proc. Combust. Inst., **35** (2015) 2683.
- 11) C.W. Lautenberger, Y.Y. Zhou and A.C.F-Pello: Combust. Sci. Tech., **177** (2006) 1231.
- 12) Y. Nakamura, H. Yamashita, T. Takeno and G. Kushida: Combust. Flame, **125** (2000) 34.
- 13) M. Rolson, S. Olenick, Y. Zhou, D.C. Walther, J.L. Torero, A.C.F-Pello and H.D. Ross: AIAA J., **39** (2001) 2336.
- 14) S. Takahashi, T. Ebisawa, S. Bhattacharjee and T. Ihara: Proc. Combust. Inst., **35** (2015) 2535.
- 15) B. Lewis and G. von Elbe: Combustion Flames and Explosions of Gases, 3rd edition, Academic Press, Orland, FL, 1987.
- 16) R. Ono, M. Mifuku, S. Fujiwara, S. Horiguchi and T. Oda: J. Electrostatics, **65** (2007) 87.
- 17) T.M. Sloane: Combust. Sci. Tech., **73** (1990) 367.
- 18) S. Nakaya, K. Hatori, M. Tsue, M. Kono, D. Segawa and T. Kadota: J. Prop. Power., **27** (2011) 363.
- 19) R. Mary and M. Vogel: Proc. Combust. Inst., **17** (1979) 821.
- 20) R. Mary: Proc. Combust. Inst., **18** (1981) 1747.
- 21) G.F.W. Ziegler, E.P. Wagner and R. Mary: Proc. Combust. Inst., **20** (1985) 1817.
- 22) T.X. Phuoc and F.P. White: Combust. Flame, **119** (1999) 203.
- 23) F.J. Weinberg and J.R. Wilson: Proc. Royal Soci. Lond. A., **321** (1971) 41.
- 24) H. Kopecek, H. Maier, G. Reider, F. Winter and E. Wintner: Exp. Therm. Fluid Sci., **27** (2003) 499.
- 25) J.D. Dale, P.R. Smy and R.M. Clements: SAE Paper no. 780329, 1978.
- 26) S. Nakaya, M. Tsue, M. Kono, O. Imamura and S. Tomioka: Effects of Thermally Cracked Component of n-Dodecane on Supersonic Combustion Behaviors in a Scramjet Model Combustor, Combust. Flame. 2015 (Accepted).