

# 燃料液滴列の自発点火限界近傍の点火挙動に関する研究 (液滴列燃焼実験装置の開発)

菅沼 祐介 (日大), 齊藤 允教 (日大), 三上 真人 (山口大), 菊池 政雄 (JAXA), 石川 毅彦 (JAXA),  
稲富 裕光 (JAXA), 森上 修 (九州大), 野村 浩司 (日大), 田辺 光昭 (日大)

## Research on spontaneous ignition of fuel droplet array near ignitable limit (Development of droplet array combustion unit)

Yusuke Suganuma\*, Masanori Saito, Masato Mikami, Masao Kikuchi, Takehiko Ishikawa,  
Yuko Inatomi, Osamu Morie, Hiroshi Nomura, Mitsuaki Tanabe

\*Nihon Univ., 1-2-1 Izumi-cho, Narashino, Chiba 275-8575  
E-Mail: suganuma.yusuke@nihon-u.ac.jp

Abstract: As fundamental research on spray combustion, spontaneous ignition phenomenon is important and research has been conducted by various approaches. This study is a preliminary study leading to the mission named "PHOENIX-II". PHOENIX-II mission aims to clarify ignition process accompanying the cool flame around ignition limit by utilizing a TEXUS rocket and it is very important study conjunction with the vaporization and flame spread. The detailed design of the experimental apparatus has been completed. The functional verification test with microgravity during parabolic flight of an aircraft was carried out. It was confirmed that the experimental apparatus was operating correctly and cool flame was taken.

*Key words:* Spontaneous ignition, Cool flame, Microgravity experiment, Sounding rocket

### 1. はじめに

炭化水素系燃料の燃焼において、初期段階で冷炎が発生し、その後に熱炎が発生するという二段点火現象が生じることが知られている<sup>1-3)</sup>。冷炎は自発点火の時期や場所を決めるうえで重要な役割を担っている。自動車用エンジンの低環境負荷を達成させるための燃焼方式として PCI や HCCI といった予混合圧縮燃焼が挙げられる。これらの燃焼方式において着火時期制御は非常に重要であり、燃料の自発点火現象の知見は必要不可欠である。ジェットエンジンやロケットエンジンの燃焼器においても同様に、安全で高性能な燃焼器設計のためには、自発点火に関する知見が不可欠である。しかしながら、場の不均一性を伴う自発点火現象についての知見は少なく、未だに明らかにされていない。そこで本研究では、燃料液滴列を用いて自発点火限界近傍での冷炎発生メカニズムの解明を目的とした燃焼実験を実施し、化学反応モデル構築に必要な基準データの取得、および液滴間干渉を考慮した自発点火モデルの構築を行う。液滴の自発点火現象は自然対流の影響を大きく受ける。そのため、本実験は自然対流を排除するため微小重力環境で実施する。本実験では重力変動が少なく、長い時間の微小重力環境が必要である。そこで小型ロケットに実験装置を搭載して、放物飛行中の約6分間で実験を行う計画である<sup>4)</sup>。本報では、ロケット搭載用の燃焼実験装置の概要と、航空機実験による実験装置の機能検証試験の結果について報告する。

### 2. 実験装置および実験条件

ロケット実験装置は直径約400 mm、高さ約900 mmの搭載スペースに収める必要がある。Fig.1に実験装置 (Droplet combustion Unit: DCU) の3Dモデルを示す。実験装置は燃焼容器、燃料供給装置、液滴列生成装置、液滴列支持装置、液滴列移動装置、液滴除去装置、観察装置、給排気装置および冷却装置から構成されている。電源、制御装置、通信装置などはロケット側に搭載される。燃焼容器などは2系統搭載しており、温度が異なる2条件を同時に実施可能である。これは6分間という微小重力時間のなかで最大の成果を得るためであり、限られた実験装置搭載スペースに実験装置をコンパクトに2系統を納めている。燃焼容器はヒータ、熱電対、および観察窓を有しており、600 K程度まで加熱可能である。燃焼容器下部には液滴列を挿入する開口部が設けられており、加熱中はこの開口部はシャッターにより閉じられている。シャッターの駆動にはエアシリンダを用いる。燃料供給装置はシリンジとステッピングモータにより構成されている。燃料が充填されたシリンジのプランジヤをステッピングモータで押すことにより、微量かつ高い繰り返し精度で燃料を液滴列生成装置に供給可能である。液滴列生成装置はアイソレーションバルブユニットとガラス管ホルダから構成されている。燃料供給装置から送られた燃料はアイソレーションバルブユニットを通り9本のPFAチューブに分岐される。バルブ操作により燃料を供給するチューブを

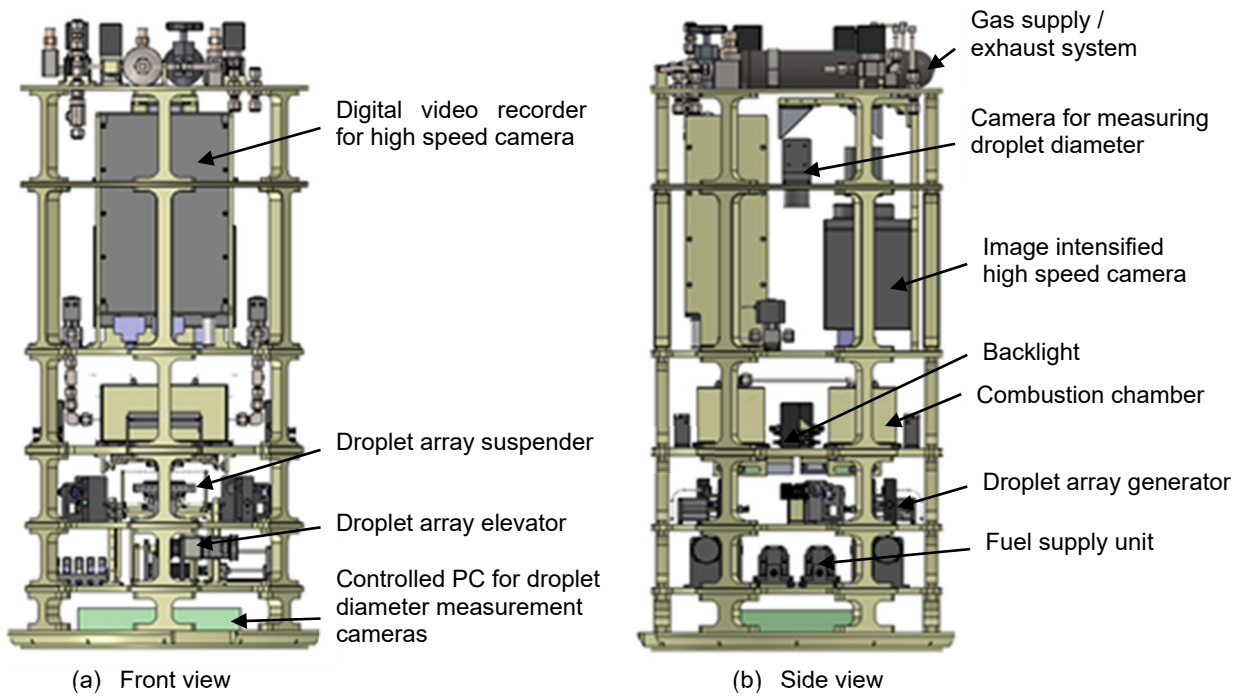


Fig.1 3D model of droplet combustion unit.

選択できる。PFA チューブはガラス管ホルダに接続されている。ガラス管は引き延ばしにより製作され、先端外径が  $40\ \mu\text{m}$  となっている。燃料は PFA チューブからガラス管へと送られ、先端から吐出される。液滴吐出された燃料は液滴列支持装置にて等間隔で空間上に固定される。Fig.2 にロケット実験で実施する5つの液滴配置を示す。Fig.3 に液滴列支持装置を示す。液滴列支持装置はステンレス製の枠に線径  $14\ \mu\text{m}$  の SiC ファイバが張られている。2本のアーチ状のファイバを2本の直線ファイバが支える構造となっており、アーチ状ファイバの交点に液滴は懸垂される。この交点の数は9個とし、交点の間隔は  $8\ \text{mm}$  である。ファイバの交点には液滴を付着させやすくするため  $0.27\ \text{mm}$  以下のガラスビーズを設置する。液滴列支持装置上に生成された液滴列は、液滴列移動装置により燃焼容器内に挿入される。液滴列移動装置はステッピングモータとスライダクランクシステムで構成される。液滴列は移動装置を用いて燃焼容器内の実験位置まで移動させる。液滴列の移動時間は、実験結果と数値解析の合わせこみをしやすいように  $100\ \text{ms}$  とした。液滴列は生成位置から実験位置まで移動させるため液滴列支持装置の構造が液滴列よりも上部にあると、燃焼容器内部に挿入する際、液滴周囲の温度分布に影響を及ぼす。そのため、SiC ファイバの設置方法を工夫して液滴列を先頭として燃焼容器に挿入されるようにしている。液滴除去装置はノズルから噴出するガスにより、懸垂線上の燃料液滴を除去する機能を持つ。液滴が所定の配列に生成できなかった場合や初期液滴直径が所定のサイズに生成できなかった場合にリセットするために使用する。

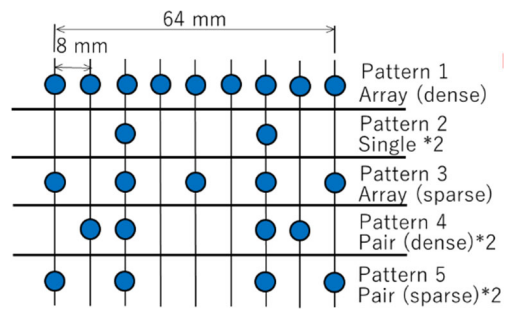


Fig.2 Five droplet array patterns to be tested in sequence.

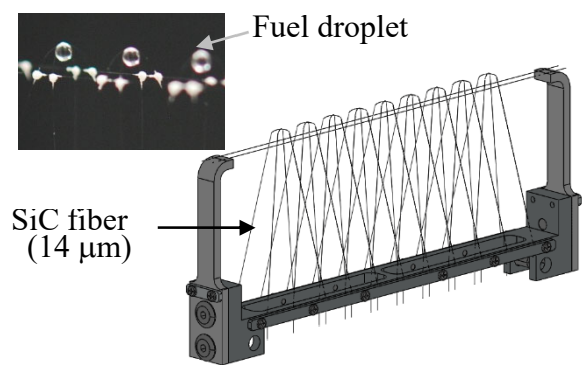


Fig.3 Droplet array suspender.

Table 1 Experimental conditions.

| Fuel                     | <i>n</i> -decane                                   |
|--------------------------|--|
| Initial droplet diameter | $1.0 \pm 0.05\ \text{mm}$                          |
| Ambient temperature      | $570 \pm 2.5\ \text{K}$<br>$590 \pm 2.5\ \text{K}$ |
| Ambient pressure         | $0.1013 \pm 0.005\ \text{MPa}$                     |
| G level                  | $< 10^{-3}\ G_0$                                   |

観察装置は冷炎観察用にイメージインテンシファイア内蔵の高速度カメラ（Lambert Instruments 製，HICAM500，撮影速度：100 fps，露光時間：オープン，増幅電圧：1 kV），液滴直径計測用の高解像度 CMOS カメラ（The Image Source 製，DMK33UJ003），液滴生成状況観察用の CCD カメラ，バックライト，バンドパスフィルタおよびミラーから構成されている。冷炎発生時はホルムアルデヒドが生成されるため，この自発光を I.I 内蔵高速度カメラで撮影し，冷炎発生時刻と場所を記録する。同時に高解像度 CMOS カメラを用いてバックリット法により液滴直径を記録する。得られたバックリット画像から自作のプログラムを用いて液滴直径を計測する。搭載スペースの制約から I.I 内蔵高速度カメラはミラーで折り返して燃焼容器内部を観察する。ロケット発射時の加速度でレンズマウントが破壊しないよう，カメラは機首のほうを向けて設置されている。給排気装置は空気ガスボトル，バルブ，および圧力計から構成される。実験終了後は燃焼容器内の既燃ガスがロケットの機外に排出される。その後，空気ガスボトルより燃焼容器内に空気が充填される。冷却装置はヒートシンクと冷却水配管から構成されている。燃焼容器を加熱するため，実験装置全体の温度上昇が発生する。温度上昇範囲を実験運用の許容範囲内に収めるため，燃焼容器周囲を強制的に冷却を行う。

ロケット実験の実験条件を Table 1 に示す。雰囲気は空気，圧力は 0.103 MPa，温度は 570K および 590K，液滴直径は 1.0 mm，液滴個数は 2~9 個，燃料には n デカンを使用する。

### 3. 航空機実験

航空機実験の目的は，ロケット実験に使用する実験装置を搭載して機能検証試験を実施し，実験装置の動作確認，光学観察系の調整，およびデータ解析手法の検討を行うことである。Fig. 4 に航空機実験用の実験装置を示す。航空機実験ではロケット実験とフライト品とはほぼ同一仕様を製作して，実験に供した。本来 2 系統ある燃焼容器などを 1 系統のみ搭載するなどが異なる点である。また，ロケット側に搭載される制御装置や電源装置は地上支援装置（Ground Support Equipment: GSE）として製作し，航空機実験用のラックに実験装置と共に搭載した。実験は 11/19~29 にわたりダイヤモンドエアサービス社支援のもと実施した。パラボリックフライトは期間中 4 回実施し，計 50 回の微小重力実験を実施した。

実験装置可動部は微小重力環境でも問題なく動作することを確認した。特に懸念されたのは液滴生成である。液滴生成の成否は燃料を吐出するガラス管先端と液滴を懸垂する懸垂線の交点の相対位置関係が非常に重要である。重力環境はこの相対位置に影響を及ぼすため，微小重力環境での液滴生成は重要

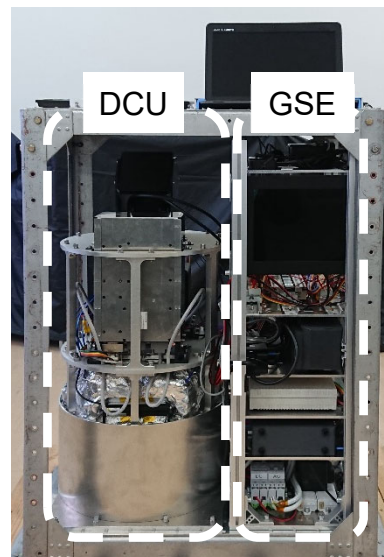


Fig.4 Experimental apparatus for parabolic flight.

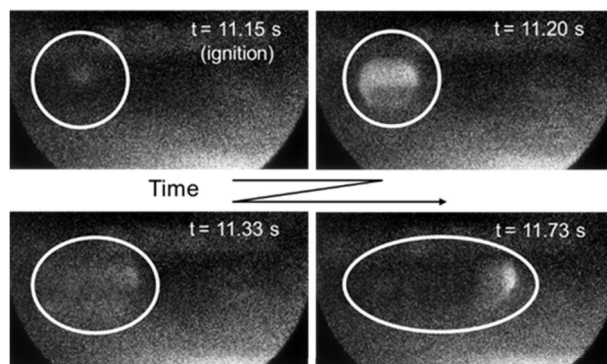


Fig.5 sequential image of cool flame.

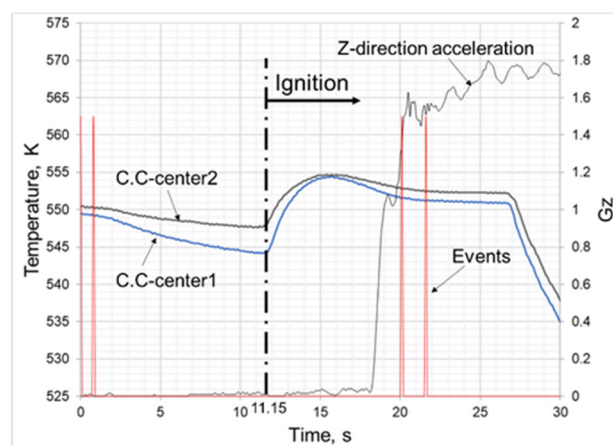


Fig.6 Temporal variation of combustion chamber temperature and Z direction acceleration.

な確認項目であった。微小重力環境での液滴生成は問題無く実施できることを確認した。観察系の確認項目として，I.I内蔵高速度カメラを用いた冷炎観察も重要な確認項目である。本実験装置に使用した I.I 内蔵高速度カメラは冷炎観察の実績を有する機種であるが，ロケット実験装置搭載にあたり光学経路を

ミラーで3回折り返す必要があり、十分な明るさで現象を撮影できるか懸念があった。地上実験では燃料蒸気分布が自然対流により歪んでしまい正しい検証ができなため、微小重力環境での検証が必須であった。Fig. 5 に I.I.内蔵高速度カメラで撮影した冷炎画像の一例を示す。燃料液滴の周囲で点火した冷炎が、液滴列に沿って右方向へ燃え広がっている。温度・液滴個数を変えて複数回検証を行い、どの条件においても十分な明るさで冷炎を観察することができた。今後はこれらの画像から、点火遅れ時刻、冷炎の発生位置、および冷炎の燃え広がり速度を解析し、液滴配列が現象に及ぼす影響を明らかにしていく。Fig.6 に同時に取得した燃焼容器内部温度およびZ方向加速度履歴を示す。0s は微小重力環境開始を表している。航空機実験用の燃焼容器には温度分布を計測するために9本の熱電対が配置されている。図中のデータはそのうち燃焼容器の中心に近い2点のデータである。I.I.内蔵高速度カメラで撮影された点火時刻とほぼ同時に内部温度が上昇していることが確認できた。温度上昇の様子からも冷炎が発生していることを確認することができた。この他、微小重力環境における燃料液滴列の移動、燃焼容器の給排気、燃焼容器温度制御、および実験シーケンスの検証を行った。得られたデータについてはデータ解析手法について検証を行った。一連の機能検証試験を通じてロケット用実験装置の技術確認レベルを上げることに成功した。

#### 4. まとめ

燃料液滴列を用いて自発点火限界近傍での冷炎発生メカニズムの解明を目的として、ロケットを用いた微小重力環境における液滴燃焼実験を計画し実験装置の開発を行った。ロケット実験に使用する実験装置を航空機に搭載して微小重力環境にて機能検証試験を実施した。実験装置の動作確認、光学観察系の調整、およびデータ解析手法の検証を行い、ロケット用実験装置の技術確認レベルを上げることに成功した。

#### 謝辞

本研究は、ISAS 宇宙環境利用専門委員会の支援を受けて実施した。ここに記して謝意を示す。

#### 参考文献

- 1) O. Moriue, et al., Proc. Combust. Inst., 28, pp.969-975 (2000)
- 2) O. Moriue, et al., Proc. Combust. Inst. 34, pp.1585-1592 (2013)
- 3) M. Tanabe, et al., Proc. Combust. Inst., 25, pp.455-461 (1994)
- 4) 田辺光昭, 他; 自発点火時の液滴間干渉効果に関する TEXUS ロケット実験に向けた準備研究, 第32回宇宙環境利用シンポジウム(2018).
- 5) 高橋晶世, 他; 微小重力場における燃料液滴の自発点火モデルに関する研究, 第33回宇宙環境利用シンポジウム(2019).