

ⅧⅧⅧ 特集：航空機の放物線飛行による短時間微小重力実験 ⅡⅧⅧⅧ  
(解説)

「きぼう」での宇宙実験に向けた液滴群燃焼実験供試体の開発における  
航空機実験の活用

菊池 政雄・菅 勇志

Utilization of the Parabolic Flights for Development of the Group Combustion  
Experiment Module toward the Space Experiment on Board the KIBO

Masao KIKUCHI and Yuji KAN

Abstract

The “Group Combustion” experiment is planned as the first combustion experiment in the KIBO on the ISS. Flame spread characteristics of n-decane droplet clouds and linear array will be investigated in detail. The experiment will employ the Multi-purpose Small Payload Rack (MSPR), the Chamber for Combustion Experiment (CCE), and the Group Combustion Experiment Module (GCEM) as experimental apparatus. At present, development of the GCEM has been ongoing in parallel to detail planning of the experiment operation onboard the KIBO. In this paper, overview of the parabolic flights employed for development of the GCEM will be introduced.

**Keyword(s):** Combustion, Microgravity, Parabolic Flight

1. はじめに

航空機エンジンやガスタービンのような液体燃料の連続燃焼において安定的且つ完全燃焼を実現するためには、噴霧火炎の基部における燃料噴霧間の火炎伝播と、それに続く噴霧全体の群燃焼の発現が必要である。高度に制御された高効率燃焼のためには、燃料液滴間の火炎燃え拡がりメカニズムの正確な理解に基づく噴霧火炎の数値シミュレーションが重要である。

燃料液滴間の火炎燃え拡がりメカニズムを解明するために、微小重力環境下における直線上液滴列の燃え拡がりに関する研究が行われている<sup>1-9)</sup>。微小重力環境を用いる利点は、自然対流の排除と現象の代表スケール(時間的、空間的)の拡大である。直線上液滴列に関する研究に加え、2次元液滴群の燃え拡がりに関する研究が三上らにより短時間微小重力実験を用いて行われている。Fig. 1は、微小重力下における正デカン液滴群の燃え拡がり画像を示している。また、三上らにより、液滴間の燃え拡がり限界距離に基づき、ランダム分散した液滴群の群燃焼発現メカニズムを記述するパーコレーションモデルが構築されている<sup>10)</sup>。

これらの地上研究成果に基づき「きぼう」船内実験室

利用公募に提案された、“ランダム分散液滴群の燃え拡がり”と群燃焼発現メカニズムの解明(英文略称: Group Combustion, 代表研究者: 三上 真人 教授(山口大学))”が、「きぼう」実験候補テーマとして2008年に選定された。Group Combustionは、「きぼう」で実施される初めての燃焼科学実験テーマである<sup>11)</sup>。候補テーマとしての選定後、実験計画詳細化・概念設計検討フェーズの作業を行い、2011年に開発フェーズに移行して宇宙実験用供試体の開発が進められてきた。本テーマで使用する実験供試体は、液滴群燃焼実験供試体(GCEM)と呼

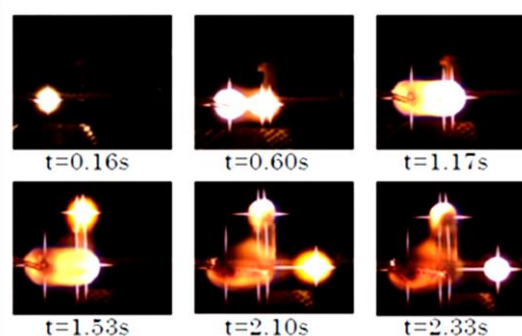


Fig. 1 Flame spread images of n-decane droplet clouds in microgravity

ばれ、2014年2月現在は、実際に打上げる供試体プロトタイプモデル（PFM）による各種の機能試験、打上げ・軌道上環境などに対する耐環境性確認試験が実施されている。

GCEMの開発においては、実験要素技術の検証・確立、軌道上実験に向けた実験パラメータの最適化などを目的として複数回の航空機実験を実施した。本稿においては、GCEMの開発において航空機実験が果たした役割について紹介するものである。

## 2. 宇宙実験の概要

### 2.1 全般

Group Combustion テーマの目的は、パーコレーション理論および短時間微小重力実験の結果から得られた液滴群の燃え広がりに関する3つの仮説を、国際宇宙ステーション（ISS）における長時間微小重力環境を利用して液滴群要素およびランダム分散液滴群の燃焼実験により検証し、燃え広がりによる群燃焼の発現を正確に記述するパーコレーションモデルを構築することである。実験テーマ全体は複数の仮説検証に対応し、3つの実験から構成されている。それぞれの実験の概要は以下の通りである。

- 実験 1：液滴間の燃え広がり限界に与える液滴間干渉の影響解明
- 実験 2：液滴間の燃え広がり限界に与える液滴移動の影響解明
- 実験 3：液滴間の燃え広がり限界に与える輻射熱損失の影響解明

実験 1 では、Fig. 1 に示したのと同様な液滴群の燃え広がり実験が、液滴配置を変えながら系統的に実施される。また、少数の液滴群要素による実験結果を踏まえ、燃え広がりに関する仮説の妥当性を、最大で150個以上の液滴から構成されるランダム分散した大規模な液滴群の燃焼により検証する。

実験 2 では、燃え広がる火炎と液滴運動の相互干渉の影響が、Fig. 2 に示したような列方向に移動可能な液滴を含む直線上液滴列を用いて調べられる<sup>12)</sup>。実験 3 では、液滴群から他の液滴群への燃え広がりが、液滴群のサイ

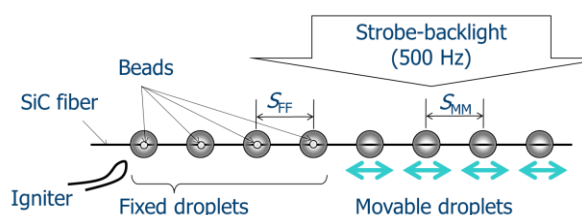


Fig. 2 Schematic of the linear fuel droplet array which contains movable droplets in the array direction

ズを変えながら行われる。火炎からの輻射熱損失は火炎サイズに強く依存するため、輻射熱損失が火炎燃え広がり過程に与える影響が調べられる。全ての実験において、燃料は正デカンが使用される。

## 3. 実験装置の概要

### 3.1 実験システムの概要

Group Combustion では、「きぼう」に設置されている多目的実験ラック（MSPR）および MSPR の構成部品である燃焼実験チャンバー（CCE）を上位実験装置として使用する。CCE は、個別の実験用供試体を内部に收容して燃焼実験を実施するために開発されたものであり、毒性物質や火災を封入する役割を持つ。また、CCE はガス供給／排気、電力供給、画像データ、テレメトリ・制御信号などについて、内部の供試体と MSPR を中継するインタフェースも提供する。

Group Combustion 実験のために開発された GCEM は、CCE の内部に搭載された状態で、MSPR のワークボリューム（WV）に設置される。また、実験に使用する空気を搭載したガスボトルが MSPR の小規模実験エリア（SEA）に設置され、CCE 内部の GCEM に空気を供給する。これらの実験システムの概要を、Fig. 3 に示す。

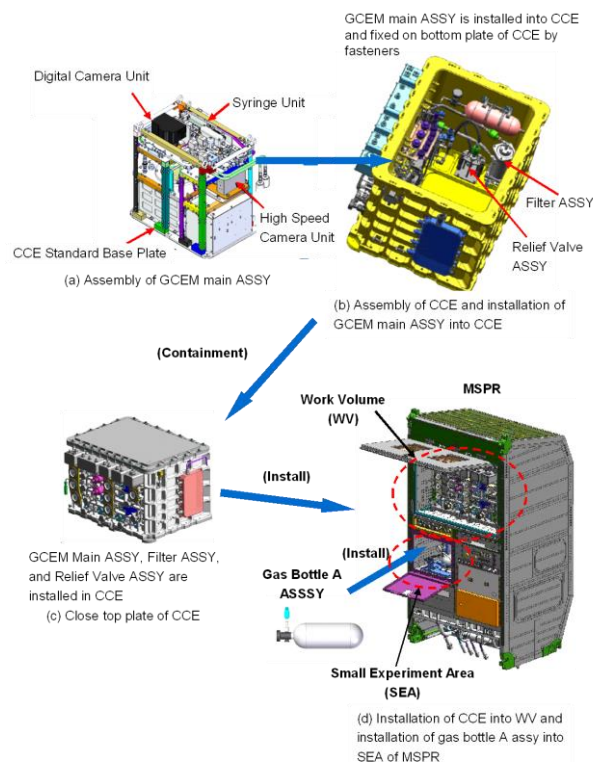


Fig. 3 Schematic of the experimental system

### 3.2 実験供試体の概要

液滴群燃焼実験供試体 (GCEM) の概略図を Fig. 4 に、またエンジニアリングモデル (EM) の外観写真を Fig. 5 に示す。GCEM は、以下のサブシステムから構成される。

- 1) 燃料供給装置
- 2) 小型燃焼容器
- 3) 観察装置
- 4) ガス供給／排気系
- 5) 電力供給・通信制御系
- 6) 構造部
- 7) ガスボトル組立
- 8) フィルター組立

ここで、航空機実験による要素技術検証等が行われたサブシステムについて、その概要を簡単に説明する。最初に、燃料供給装置の概略を Fig. 6 に示す。燃料供給装置はシリンジユニット、燃料供給機構、燃料供給配管から構成される。シリンジユニット内部には実験で使用する燃料である正デカンが、初期状態で 9.5 mL 貯蔵されている。シリンジユニットのプランジャ後部がステッピングモータ駆動の燃料供給機構により押されることにより、必要な量の燃料をシリンジユニットから押し出す。シリンジユニットの先端に接続された燃料供給配管は、小型燃焼容器の内部に繋がっており、後述する液滴生成装置により実験用の液滴を生成する。

次に、液滴の燃焼がその内部で行われる小型燃焼容器について説明する。容器の内寸法は 270 x 240 x 200 mm であり、正味内容積は約 12.1 L である。容器の上面には円形のガラス窓が設置されており、液滴の燃焼挙動はこの窓を通して観察装置により撮影される。容器の最大設計圧力 (MDP) は 0.2 MPa abs である。容器内部には液滴生成装置、液滴支持部、着火装置、スターラ、スス除去装置、温度・圧力センサ等が搭載されている。Fig. 7 は、液滴生成装置の概略図である。ステッピングモータ駆動により 3 軸方向に移動可能なステージ上に液滴生成用のガラス針が取り付けられている。

ガラス針は、先に述べた燃料供給配管と接続されている。燃料供給機構が作動すると、ガラス針の先端から燃

料が押し出され、後述する液滴支持部に液滴が生成、支持される。また、移動ステージには照明用の LED が設置されている。燃焼容器上方の観察用カメラに対し、液滴を下方から照らす形であり、生成液滴径あるいは燃焼中の液滴径を計測するためのバックライト撮影に使用される。

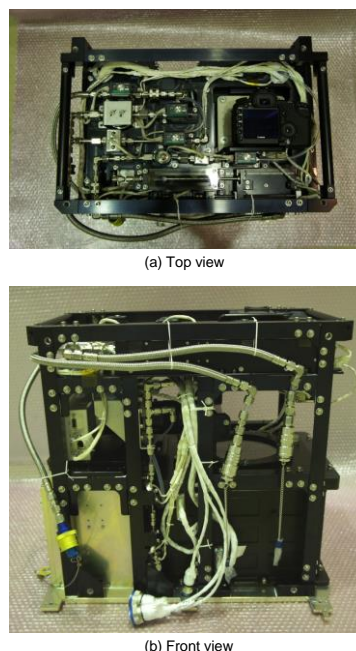


Fig. 5 Photo of the GCEM EM

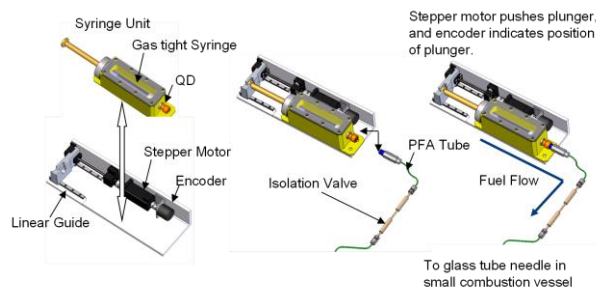


Fig. 6 Schematic of fuel supply unit

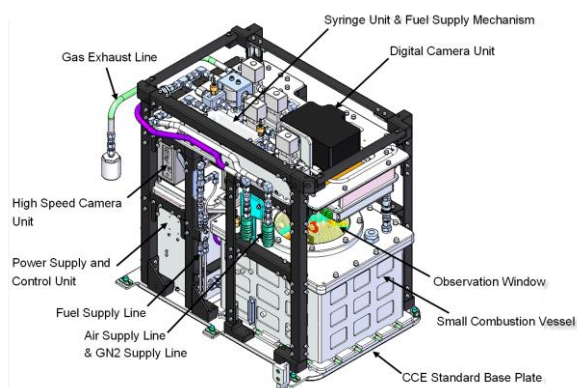


Fig. 4 Schematic of the GCEM main assy

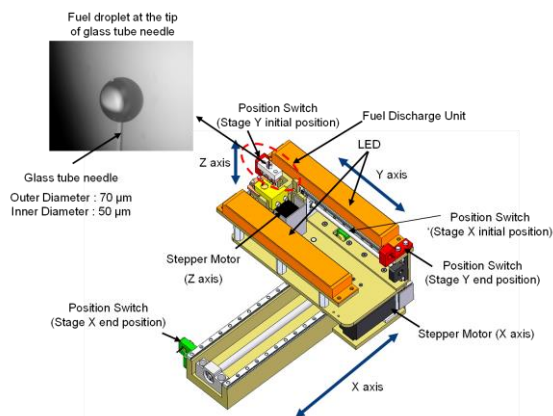
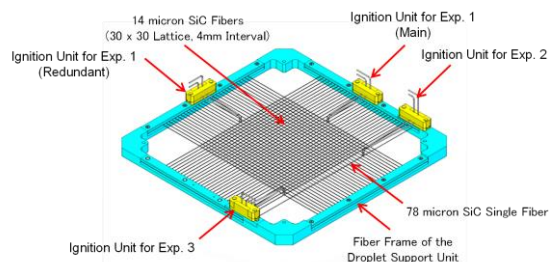


Fig. 7 Schematic of the fuel droplet generation device



**Fig. 8** Schematic of the droplet support unit and ignition unit

**Figure 8** は、液滴支持部と着火装置の概略を示す。液滴支持部には、異なる実験内容に対応し、金属製のフレームに 2 種類の SiC ファイバーが張られている。1 つは、直径約  $14\mu\text{m}$  のファイバーを 4 mm 間隔で縦横 30 本ずつ格子状に張ったものであり、もう 1 つは直径約  $78\mu\text{m}$  のファイバー 1 本を張ったものである。ファイバー格子は実験 1 および 3 で使用され、1 本線のファイバーは実験 2 に使用される。実験 1 および 3 では、燃料液滴はファイバー格子の交点に生成・支持される。実験 2 用のファイバーは、ファイバーに沿った液滴の移動を妨げないように、特殊な表面処理が施されている。**Fig. 2** に示したように、着火液滴から第 4 液滴までは固定液滴であり、ファイバー上のセラミックビード上に生成・支持される。第 5 液滴以降は列方向移動可能液滴であり、ファイバー表面に生成・支持される。

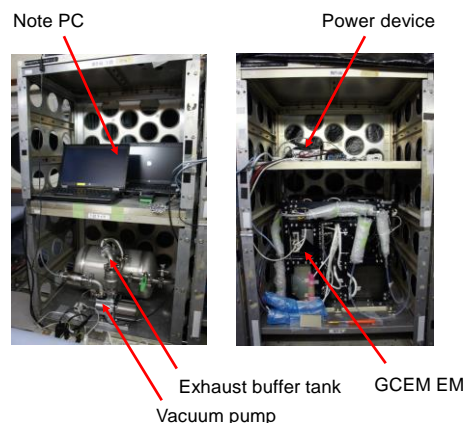
液滴支持部のフレームには、実験に応じて使用する計 4 式の着火装置が設置されている。液滴への着火は、着火装置の鉄クロム線に通電し、赤熱させることで行う。また、燃焼容器内部には、燃焼実験後に SiC ファイバに付着したススを吹き飛ばして除去するためのスス除去装置も搭載されている。スス除去は、ISS/「きぼう」から供給される窒素ガスを、スス除去装置の 2 式のノズルから SiC ファイバー面に向けて吹き付けることで行う。

最後に、観察装置について説明する。GCEM には 2 台の観察用カメラが搭載されている。1 つは、液滴生成挙動および燃焼挙動の撮影を毎秒 30 フレームで行うとともに、液滴径計測用の高解像度静止画を撮影するための一眼レフカメラである。もう 1 つは、実験 2 で列方向移動可能液滴の燃え拡がり時の挙動を撮影するための高速度ビデオカメラである。LED を 500Hz の周期で明滅させ、燃え拡がり時の火炎と液滴の撮影を交互に行う。

## 4. GCEM 開発における航空機実験

### 4.1 航空機実験の概要

液滴群燃焼実験供試体 (GCEM) の開発は、2011 年から始まった。供試体開発の一環として、現在までほぼ毎年 1 回の頻度で計 3 キャンペーン of 航空機実験を実施してきた。開発の初期における基本設計フェーズでは要素



**Fig. 9** Photo of the experimental apparatus for the parabolic flights

試作品を用いて、また、基本設計審査 (PDR) 後の詳細設計フェーズにおいてはエンジニアリングモデル (EM) を用いて実験を実施した。要素試作品による航空機実験は、実験の基本的なコンセプトの確認、要素技術の検証を中心に行われた。それに対し、開発後期の EM による実験は、微小重力下における火炎の撮影条件など、軌道上実験に向けた各種設定パラメータの最適化が中心となった。

航空機 (G-II 型機) 内のラックに搭載された実験装置の外観を **Fig. 9** に示す。実験時は、1 台のラックに GCEM の EM と電源部、もう 1 台のラックに制御装置とガス排気装置を搭載して実施した。搭乗者は 2 名で、1 名が制御装置による実験操作、もう 1 名が実験手順の読み上げと操作の確認を行った。各フライトにおけるパラリックフライト実験回数は、平均して 10 回程度である。航空機実験は、GCEM の開発メーカーである (株)IHI エスキューブ (現、(株)IHI 検査計測) の技術者に加え、JAXA、PI/CI および研究室の学生など、多くの関係者が協力してその準備および実施に携わった。

### 4.2 航空機実験による技術検証項目等

GCEM の開発において航空機実験を活用した項目は多岐に亘るが、ここではその代表的な数項目について具体的に紹介させて頂く。

#### 4.2.1 多数液滴燃焼時の圧力上昇

3.2 節で記したように、正デカン液滴の燃焼は、内容積約 12 L の燃焼容器内部で行われる。実験時 (燃焼前) の容器内雰囲気圧力は 0.1 MPa abs に調整されているが、液滴の燃焼に伴い容器内部の圧力は上昇する。数個程度の液滴の燃焼ならば、圧力の上昇は無視し得る程度であるが、実験 1 では最大で 150 個以上の液滴から構成されるランダム液滴群の燃焼実験を行う。このような条件においては、燃焼に伴う圧力の上昇が大きくなり、大気圧下近傍での燃焼挙動の観察という実験目的を損なうことが懸念される。また、万が一、燃焼容器の MDP である 0.2 MPa abs を超えるようなことになれば、供試体の安

全性確保の観点からも問題となる。なお、実際には 0.2 MPa より僅かに低い圧力で作動する安全弁が燃焼容器に取り付けられており、燃焼容器内圧が設定圧力を超えた場合には CCE 内部にガスを放出して燃焼容器内の圧力を低下させる設計となっている。

GCEM は CCE 内部に搭載するため、エンベロープ（寸法）制約が大変厳しい。燃焼容器の容積を大きくできるならばこのような燃焼時の圧力上昇を緩和できるが、制約下で可能な限りの容積を確保した設計において、実験目的および安全性に対する問題が無いことを実証するために航空機実験による検証を行った。本内容について航空機実験が必要となるのは、通常重力環境と微小重力環境において液滴の燃焼状態が大きく異なるためである。

仮に、通常重力環境において GCEM を地面に対し水平に設置し、液滴支持部の SiC ファイバー上に液滴を生成したとする。この状態で端部の液滴に着火させても、隣接する直近の液滴までの距離は 4 mm であり、未燃液滴への燃え拡がりは起こらない。微小重力環境では 10 mm 以上離れた隣接液滴にも燃え拡がりが起こるのに対し、通常重力環境では自然対流により火炎からの熱が上方に伝わるためである。また、地面に対し鉛直に設置した場合に液滴群の下方で着火すると、火炎が瞬間に多数の液滴に燃え拡がり、微小重力環境下と比べて単位時間当たりの熱発生量が明らかに過大となる。一方、液滴群の上方で着火すると、上向きの自然対流により下方への燃え拡がりは起こらない。さらに、地面に対し GCEM を水平に設置した場合には上方の観察窓に、また鉛直に設置した場合には燃焼容器内側壁に、自然対流により長く伸びた形状の火炎がそれぞれ接するため、これらへの熱損失が発生する。このような熱損失は、燃焼容器内ガスへの正味伝熱量を減少させ、圧力の上昇を緩和させることになる。これに対し、微小重力環境における燃焼時には、火炎は液滴周囲に形成されるのみで、観察窓や燃焼容器内壁に接することは無い。このように、軌道上実験時に発生する燃焼容器内圧力の上昇値を実験的に確認するためには、航空機実験による微小重力期間中に多数液滴の燃え拡がり実験を行うことが必要不可欠であった。

150 個程度の液滴を SiC ファイバー上に生成するには、数十分オーダの時間が必要となるため、パラボリックフライト中に液滴生成を行うことはできない。そのため、航空機実験においては航空機の離陸直後から液滴生成を開始し、実験空域に到着した後の最初のパラボリックにおいて多数液滴群の燃焼実験を行った。なお、正デカンの揮発性は比較的小さいものの、液滴群生成中の蒸発による液滴径の減少は無視できない。このため、初期に生成される液滴は大き目に生成し、徐々に生成径を小さくすることにより、燃焼時には直径約 1mm の液滴群を実現している。また、軌道上実験で実施する予定の液滴配置では、全液滴間の燃え拡がりに時間を要するため、航空機実験で実現される約 20 秒の微小重力時間内に燃え拡が

りが完了しない。そのため、航空機実験においては軌道上実験時と燃料の総量を等価とし、且つ 20 秒以内に全液滴の燃焼が起こるように液滴を近距離にまとめて配置して実験を行った。単位時間当たりの発熱量は軌道上実験時に比べて大きくなるため、燃焼容器内圧力上昇値の評価としては、より厳しい側（安全側）となる。

航空機実験において実施された多数液滴群の燃え拡がり実験での撮影画像を Fig. 10 に示す。また、この際の燃焼容器内圧力の時間変化を Fig. 11 に示す。Figure 10 の下部に位置する着火用電熱線で 1 個の液滴に着火した後、火炎は多数液滴群を円周の上方に燃え広がっている。若干の重力変動 (G ジッタ) に伴う火炎形状の乱れはあるが、ほぼ球形の火炎が各液滴周囲に形成されており、燃焼容器内壁等への直接的な熱損失は発生していない。Fig. 11 から分かるように、初期状態で約 101 kPa であった燃焼容器内圧は、多数液滴群の燃焼により最大で約 113 kPa まで上昇している。同様の実験を繰り返し、多数液滴群の微小重力環境における燃焼時の圧力上昇は約 10 kPa 程度であることを確認した。これにより、実験目的への影響は許容範囲内であり、供試体の安全性についても問題ないことが実証された。

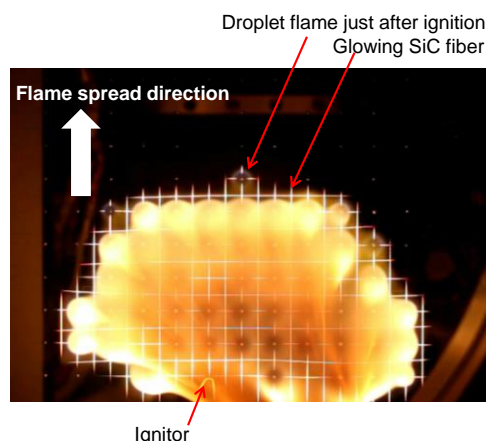


Fig. 10 Flame spread image of many n-decane droplets in microgravity

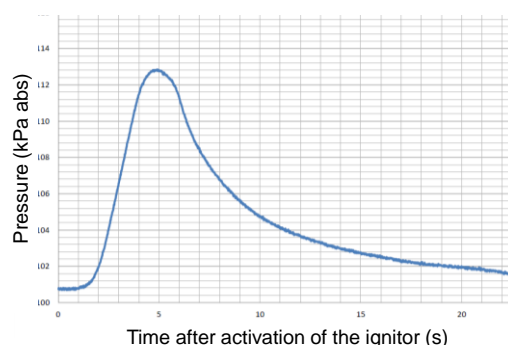
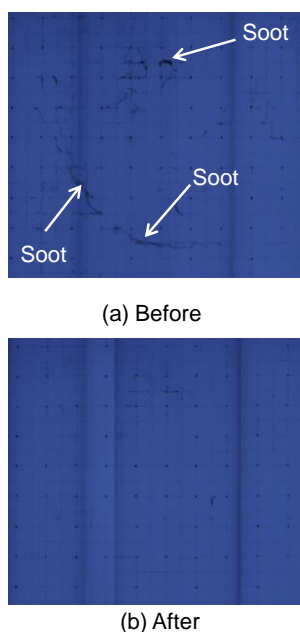


Fig. 11 Pressure variation of the combustion vessel during combustion in microgravity



**Fig. 12** Comparison of the SiC fiber lattice before and after soot removal operation

#### 4.2.2 SiC ファイバからのスス除去

SiC ファイバ上に生成・支持された液滴群の燃焼後、燃焼により生成されたスス粒子がファイバー上に残留する場合がある。ガス噴流拡散火炎や単一液滴の燃焼において詳細に調べられているように、微小重力環境では自然対流の抑制により反応領域におけるスス粒子の滞留時間が長くなり、粒子の凝集が促進される<sup>13,14</sup>。その結果、通常重力下に比べて非常に大きなスス粒子が形成されるようになる。ファイバー上に付着したスス粒子は、火炎の燃え広がりにほとんど影響を与えないと考えられるが、液滴生成時の障害となる可能性がある。そのため、1回もしくは数回の燃焼実験後、燃焼容器内に設置された2式のノズルから窒素ガスをSiCファイバー面に吹き付けることでスス粒子を吹き飛ばし、SiCファイバーをきれいな状態に保つ。通常重力環境と微小重力環境とでは、ファイバーに付着するスス粒子の大きさ・性状がかなり異なるため、スス除去装置によるSiCファイバーからのスス除去が正常に機能するかどうかを確認するため、航空機実験を行った。

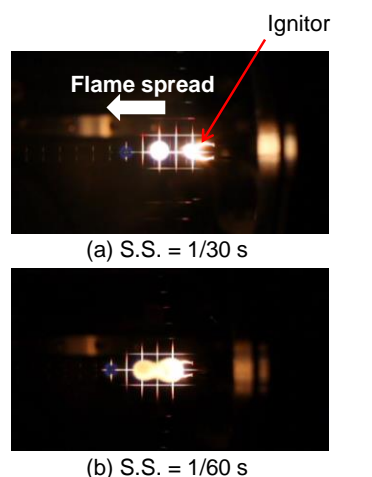
**Fig. 12 (a)**は、4.2.1 項で述べた多数液滴群の燃え広がり実験直後のSiCファイバー格子のバックライト写真である。これから分かるように、ファイバー格子の全面に視認できるほど大きなものを含むスス粒子が付着している。これに対し、スス除去装置により窒素ガスを吹き付けた後の**Fig. 12 (b)**では、スス粒子がほぼ除去されていることが分かる。

#### 4.2.3 撮影条件の最適化

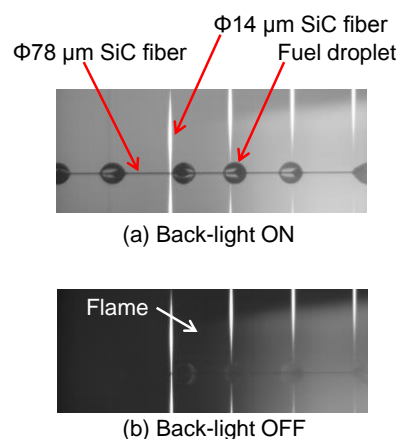
通常重力環境と微小重力環境では、液滴火炎の形状のみならず、明るさも大きく異なる。特に、Group

Combustion 実験のように火炎の燃え広がりに着目した実験では、燃え広がる火炎の先端で未燃液滴に着火した瞬間、あるいは着火直後の青炎を鮮明に撮影できることが重要である。また、実験2ではLEDの明滅により、SiCファイバーに沿った列方向移動可能液滴の移動挙動の把握と、燃え広がる火炎先端の位置の特定を行う。このため、LEDが点灯している時は火炎発光をバックライトにより減じ、液滴の輪郭を鮮明に撮影できるようにする。一方、LEDが消灯している時は火炎先端位置を識別できるようにする必要がある。軌道上実験においては、使用可能な燃料および空気の量に制約が大きいため、地上予備実験においてこのような撮影条件の最適化を可能な限り行っておく必要がある。そこで、微小重力環境で形成される火炎による撮影条件の最適化を図るため、航空機実験を活用した。

実験1の少数液滴群要素の燃え広がりを対象として行った撮影条件の比較を**Fig. 13**に示す。**Fig. 13 (a)**と**(b)**ではカメラのシャッター速度が異なるのみで、ISO感度設定やF値などは同じである。(a)ではカメラの露出がやや



**Fig. 13** Comparison of flame spread image in microgravity for the exp.1



**Fig. 14** High-speed video image of flame spread along droplet array

多めであり、燃え拡がり先端部の青炎がやや識別しにくい。また、液滴支持部の下方にある移動ステージの金属面に火炎が反射しており、火炎の輪郭の識別に影響が出る可能性がある。一方、シャッター速度を速くした(b)では、青炎が明確に識別でき、移動ステージの金属面の反射も弱くなっている。次に、実験 2 の列方向移動可能液滴列の燃え拡がり実験における高速度ビデオカメラ画像の例を Fig. 14 に示す。(a)はバックライトとしての LED が点灯している際の画像であり、SiC ファイバー上の液滴の輪郭が鮮明に識別できる。また、(b)は LED が消灯している際の画像であり、火炎の輪郭が識別しやすくなっている。

#### 4.2.4 液滴生成・支持・着火

Group Combustion 実験においては、実験条件に応じ直径 0.7~2.0 mm の正デカン液滴を SiC ファイバー上に生成・支持する必要がある。通常重力環境においては、重力のために直径 1mm 程度の液滴がファイバーで支持できる限界であり、それより大きな径の液滴については、微小重力環境において SiC ファイバーによる支持を確認する必要があった。また、液滴の生成は液滴生成装置のガラス針先端から押し出された燃料が SiC ファイバーへの濡れによって付着することにより実現されることから、微小重力環境における液滴生成の確認を全液滴径に渡り行った。

また、液滴径が異なる場合でも各実験では基本的に同じ着火線を使用する必要がある。液滴径が変化すると着火線に対する液滴表面までの距離が変化するため、着火線位置での燃料蒸気濃度が異なることになる。このような状況でも、着火線は確実に液滴を着火できなければならないため、実験範囲の液滴径に対応した着火線位置および通電時間等の最適化を航空機実験により行った。着火線は実験毎に繰り返し使用されるため、通電時間の最小化による耐久性の向上につながっている。

以上、GCEM の開発において航空機実験を活用した代表的な項目について述べたが、この他にも多くの点について航空機実験が極めて大きな役割を果たしたことを強調しておきたい。

## 5. おわりに

本稿では、「きぼう」での宇宙実験に向けて開発が進められている液滴群燃焼実験供試体 (GCEM) について、開発の一環として実施された航空機実験の概要について述べた。4 章で詳しく記したように、本供試体による宇宙実験の確実且つ効率的な実施のため、航空機実験は欠くことのできないプロセスであると考えている。一連の航空機実験では、特に初期に実験装置の不具合により関係者の方々にご迷惑をおかけしたこともあったが、それらの不具合の多くは、装置設計あるいは実験手順等の問題

点を我々に気付かせてくれる貴重な機会となった。GCEM の開発はこれから最終盤を迎えるが、航空機実験で得られたこれらの教訓を確実に活かし、2015 年初頭にも予定される供試体の打上げ、そして実験運用に備えたい。

## 謝辞

航空機実験の実施にあたっては、(株)ダイヤモンドエアサービス (DAS) の景山大郎氏他の諸氏に多大なご支援、ご協力を頂いた。GCEM の開発メーカーである(株)IHI エスキューブ (現、(株)IHI 検査計測)の久康之氏、山本信氏、花房直氏、野倉正樹氏には、JAXA および PI/CI と密に連携しつつ開発に臨んで頂いた。また、(株)AES の福山誠二郎氏には、航空機実験のみならず多くの地上実験および開発試験において多大な支援および有用な提案を頂いた。さらに、(一財)日本宇宙フォーラムの桜井直子氏、島岡太郎氏には実験計画の作成において、(株)有人宇宙システムの水野哲朗氏、曾根武彦氏、熊谷亮一氏には、実験運用計画の作成・検討等において多くの支援を受けている。GCEM の開発および Group Combustion 実験の準備に対しご協力、ご支援頂いたその他多くの方々に対し、ここに改めて謝意を表します。

## 参考文献

- 1) A. T. Brzustowski, A. Sobiesiak and S. Wojcicki: Proc. Combust. Inst., **18** (1981) 265.
- 2) S. Yoshida, H. Hara and S. Okajima: JSME Trans. B, **55** (1989) 1241 (in Japanese).
- 3) S. Kato, H. Kobayashi, H. Mizuno and T. Niioka: JSME Int. J. B, **41** (1998) 322.
- 4) M. Mikami, H. Oyagi, N. Kojima, M. Kikuchi, Y. Wakashima and S. Yoda: Combust. Flame, **141** (2005) 241.
- 5) M. Mikami, H. Oyagi, N. Kojima, Y. Wakashima, M. Kikuchi and S. Yoda: Combust. Flame, **146** (2006) 391.
- 6) A. Umemura: JSME Trans. B, **68** (2002) 254 (in Japanese).
- 7) M. Kikuchi, T. Arai, S. Yoda, T. Tsukamoto, A. Umemura, M. Uchida and T. Niioka: Proc. Combust. Inst., **29** (2002) 2611.
- 8) M. Kikuchi, Y. Wakashima, S. Yoda and M. Mikami: Proc. Combust. Inst., **30** (2005) 2001.
- 9) M. Kikuchi, S. Yamamoto, M. Mikami, H. Nomura, O. Moriue and A. Umemura: Proc. 49th Combustion Symposium, 2011, p108 (in Japanese).
- 10) H. Oyagi, H. Shigeno, M. Mikami and N. Kojima: Combust. Flame, **156** (2009) 763.
- 11) M. Kikuchi, Y. Kan, A. Tazaki, S. Yamamoto, M. Nokura, N. Hanafusa, Y. Hisashi, O. Moriue, H. Nomura and M. Mikami: Aerospace Technology Japan, **12**, to be published.
- 12) H. Nomura, Y. Suganuma, A. Setani, M. Takahashi, M. Mikami and H. Hara: Proc. Combust. Inst., **32** (2009) 2163.
- 13) O. Fujita and K. Ito: Experimental Thermal and Fluid Science, **26** (2002) 305.
- 14) M. Y. Choi and L. Kyeong-Okk: Proc. Combust. Inst., **26** (1996) 1243.

(2014 年 2 月 25 日受理, 2014 年 4 月 1 日採録)