

複数液滴の冷炎ダイナミクスに関する観測ロケット実験 (PHOENIX-2) —2023 年度進捗報告—

野村浩司, 菅沼祐介, 田辺光昭, 齊藤允教, 高橋晶世, 高橋賢一 (日本大学), 森上修 (九州大学), 三上真人 (山口大学), 後藤芳正, 山村宜之, 野倉正樹, 山本信 (IHI 検査計測), Eigenbrod Christian (ZARM), 石川毅彦, 菊池政雄, 嶋田徹, 稲富裕光 (JAXA)

"PHOENIX-2" Sounding Rocket Experiments on Cool Flame Dynamics of Multi-Droplets
- Report of FY2023 -

Hiroshi Nomura, Yusuke Suganuma, Mitsuaki Tanabe, Masanori Saito, Akiyo Takahashi, Kenichi Takahashi, Osamu Moriue, Masato Mikami, Yoshimasa Goto, Yoshiyuki Yamamura, Masaki Nokura, Shin Yamamoto, Christian Eigenbrod, Takehiko Ishikawa, Masao Kikuchi, Toru Shimada, Yuko Inatomi*

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

Abstract: The preparation status in FY2023 of the Japan-Germany joint project of sounding rocket experiments on cool flame dynamics is reported. The flight model of the core experimental module (DCU2) has been combined with the rocket avionics on the TEXUS rocket launching site in Esrange. Ground tests was performed to obtain the 1G reference experimental data. Five experiments were automatically conducted and experimental data of temperature, pressure and video images of fuel droplets and cool flames were obtained.

Key words; Space experiment, TEXUS sounding rocket, Droplet ignition, Cool flame

1. はじめに

航空機用ガスタービンからの二酸化炭素排出量低減は急務の課題であり, 化石燃料に代わるカーボンフリーあるいはカーボンニュートラルな新燃料への速やかな移行が必要である. 単位体積当たり・単位質量当たりのエネルギーの観点や取り扱い・貯蔵の容易さの観点から, 航空機には e-fuel や液体バイオマス燃料などのカーボンニュートラルな炭化水素燃料が使われる可能性が高い. よって, 引き続き炭化水素燃料の燃焼に関する基礎研究が必要であり, 燃焼の数値モデル化が重要である.

液体燃料を燃焼させる際に利用される噴霧燃焼に関する基礎研究として, 構成要素である燃料粒子の自発点火・燃焼特性が調べられてきた. 本研究グループでは, 火炎の伝播限界や爆轟発生に関わる「冷炎」の発生とその動的挙動を明らかにすることを目的として, JAXAとDLRの国際協力合意のもと, ISAS公募小規模計画「PHOENIX-2」プロジェクトを2019年度より実施してきた. このプロジェクトでは, 直線状に配置された複数の燃料液滴が冷炎点火・燃焼する過程を詳細に調べる. 得られる知見から, 噴霧火炎の安定した保炎や高負荷燃焼の安全な制御を実現することが目標である. 軸対称2次元現象を実現するために浮力対流を抑えた実験が必要であり, TEXUS観測ロケットにより得られる微小重力環境を利用する.

2023年8月に日本国内でフライトモデル(FM)の振動

試験を行い, 9月にロケット側のアビオニクスと組み合わせて作動試験を行った. その後, ドイツのオイテンにFMを輸送し, 12月初旬にオイテンでの作動試験を終えた. 2024年1月の打上を予定してエスレンジの射場での最終作動試験と実験装置の調整を行った. 射場で取得された最初の地上リファレンス試験結果を報告する.

2. 地上リファレンス試験

図1に実験装置の概略を示す. 液滴列支持器の最上部の懸垂線(直径14 μm のSiCファイバ)に液滴を最大9個生成し, 加熱された燃焼容器に挿入することで, 冷炎点火現象を観察する. 燃料シリンジポンプと液滴生成用ガラス針の間に5台のソレノイドバルブを設置することで, 液滴の配置パターンを5通りに変化させる. 燃焼容

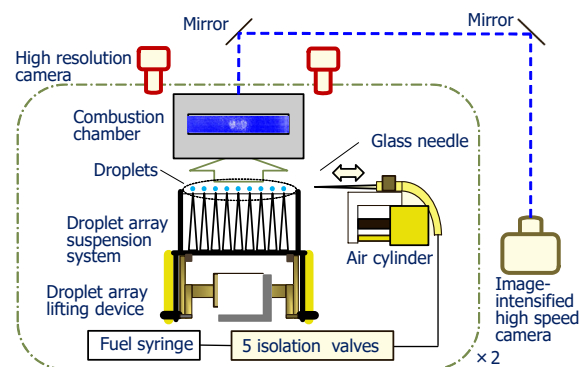


Fig.1 Experimental apparatus.

器, 液滴移動装置, 液滴生成装置は 2 セット搭載されている。 燃焼容器 1 の内部温度は 570 K, 燃焼容器 2 の内部温度は 590 K に設定した。 よって, 合計 10 条件の実験を 1 フライで実施することができる。 燃料には正デカンを使用した。 液滴直径計測用の高精度 CMOS ビデオカメラ 2 台と冷炎観察用のイメージインテンシファイア付高速度ビデオカメラにより 2 つの燃焼容器内を同時に撮影できるように, 2 つの燃焼容器の間にミラーを設置した。 開梱後の装置健全性確認試験の結果, 高精度 CMOS ビデオカメラを制御する 2 台の PC ボードの 1 つが故障していることがわかった。 故障した PC ボードの入れ替え作業をこれから行う予定である。

地上リファレンス試験を行った結果を記述する。 打ち上げ前に行う燃焼容器の加熱は, 約 60 分で設定温度に収束した。 その後, 液滴を液滴支持器に生成し, 燃焼容器床面のシャッタを開けて燃焼容器に挿入, 冷炎点火挙動および液滴蒸発挙動を観察・記録した。 ただし, 液滴の蒸発挙動を観察できたのは, この時点では, 2 つの燃焼容器のそれぞれ 5 液滴である。 燃焼終了後, 液滴支持器を下げ, 燃焼容器のシャッタを閉め, 燃焼容内の燃焼ガスを排出して新気を充填した。 液滴の配置パターンを変えて再び液滴を生成し, 実験計画に従った合計 5 回の実験を自動的に行うことができた。

液滴配列パターンが「列」である, 9 個の液滴を 8 mm 間隔で生成した実験 2 の条件における燃焼容器 2 の冷炎画像を図 2 に示す。 図中の DP は液滴が置かれる位置を示している。 下付文字の C2 は燃焼容器 2 を示し, ハイフンの次の数字は写真左から何番目の液滴設置位置かを示している。 実験 2 においては全ての DP に液滴が配置されている。 図の時刻において, 左から 2 番目, 4 番目, そして 6~9 番目の液滴に白く薄らとした球形の冷炎が成立していることがわかる。 この画像より前の時刻において, 2 番目と 3 番目の液滴の間で点火した冷炎は, まず蒸気が貯まっていた燃焼容器下部に予混合伝播し, その後予混合火炎が消炎して前述の液滴に拡散火炎になって定在した。 このときの液滴のバックリット画像を図 3 に示す。 この時点ではまだ液滴直径を揃える調整を行っていないため, 液滴の初期直径が揃っていない。 全ての液滴が時間の進行に伴って小さくなる。 点火の起源となった DP_{C2-2} の液滴の無次元液滴直径の 2 乗の正規化時間履歴を図 4 に示す。 初期加熱期間を経た後, 蒸発速度係数が 0.196 mm²/s で準定常的に蒸発した後, 冷炎点火が起こり, 燃焼速度係数が 0.303 mm²/s で準定常的に燃焼していることがわかる。 この燃焼速度係数は, Deitrich et al. が国際宇宙ステーションで計測した正デカン液滴の冷炎燃焼速度係数⁽¹⁾ とほぼ同じ値である。 高温雰囲気中での燃焼であるため, 冷炎の燃焼速度係数に及ぼす自然対流の影響は小さいことが推察される。

3. まとめ

エスレンジの射場において, 現在実験装置の最終

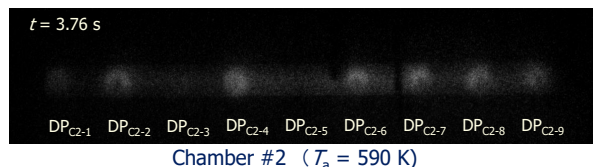


Fig.2 Envelope cool flames ($d_0 \sim 1$ mm, $S = 8$ mm, Pattern: Array).

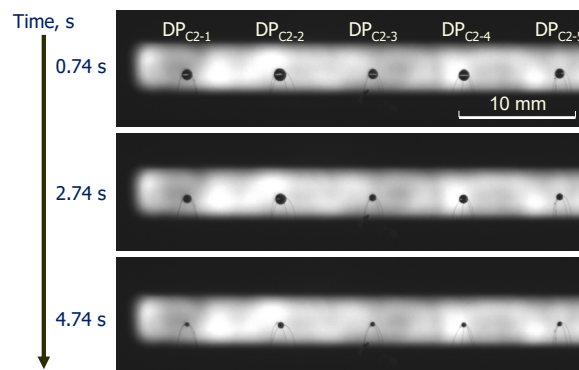


Fig.3 Sequential backlit images of droplet array ($d_0 \sim 1$ mm, $S = 8$ mm, Pattern: Array).

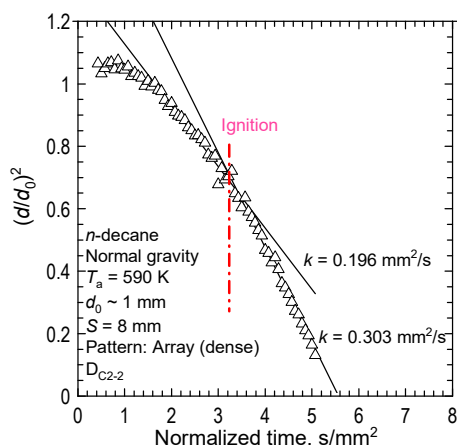


Fig.4 Nondimensional squared droplet diameter history.

調整と地上リファレンス試験を行っている。 通常重力環境において, 計画している 5 回の実験 (10 実験条件) を正常に自動で行い, 温度・圧力・画像データ (液滴画像は半数の液滴について) を取得することができた。 2024 年 2 月以降に TEXUS60 号機で微小重力実験を行う予定である。

謝辞

本研究は ISAS 小規模計画, 日本大学学長特別研究, および JSPS 科研費 #21K14347, #JP19K04843, #JP17K06950 に支援賜りました。

参考文献

- 1) Dietrich, D. et al., Cool Flame Burning During Flame Spread over Droplet Arrays and Clusters, 33th JASMAC (2021).