TEXUS ロケットを用いた燃料液滴列の

自発点火現象に関する微小重力実験

-液滴列燃焼実験装置の開発-

日大生産工	○菅沼	祐介	日大生産工	野村	浩司
日大・理工	齊藤	允教	日大・理工	田辺	光昭
山口大学	三上	真人	九州大学	森上	修
JAXA	菊池	政雄	JAXA	稲富	裕光

1 まえがき

近年の環境問題により,内燃機関の排出ガス 規制は年々高まっている. そのため, 内燃機関 の開発において燃焼改善による環境性能向上 や排出ガス処理は重要な要素となっている.低 環境負荷を達成する方法として、ガソリンエン ジンにおいて高圧縮で燃料を噴射して予混合 圧縮着火させる燃焼(HCCI燃焼)やディーゼ ルエンジンにおいて燃料と空気の混合を十分 に促進させる予混合燃焼 (PCI燃焼) が挙げら れる.いずれも燃料を予混合化することで燃焼 温度の制御が可能となり, 窒素酸化物やPMと いった有害排出物を低減できる. さらに、圧縮 比を増大させることで,理論熱効率が向上し, CO2の排出を低減できる.しかしながら,高圧 縮比化や予混合化により,着火時期の制御が困 難なことや、ノッキングと呼ばれる異常燃焼が 問題となる.これらの現象を制御するためには 燃料の自発点火に関する知見が不可欠である. 炭化水素燃料では,自発点火直前に冷炎と呼ば れる炎が生じる.この冷炎が自発点火の時期や 場所を決めるうえで非常に重要な役割を担っ ている.本研究では、冷炎発生メカニズムを解 明するために,燃料噴霧をモデル化した液滴列 を用いて、従来明らかにされていない自発点火 限界近傍での自発点火実験を行う. 冷炎発生メ カニズムを解明することで,液滴間干渉を考慮 した自発点火モデルの構築に貢献し,異常燃焼 等の予測精度を向上させ,低環境負荷の燃焼技 術に貢献することが,本研究が目指す最終目標 である. 自発点火モデルを構築できれば, 膨大 な化学反応計算を省略可能となり,直接数値計 算では数十年かかるようなエンジ内の燃焼計 算でも実用的かつ精度の高い計算が可能とな る.

実験は自然対流が点火現象におよぼす影響 を排除するため、微小重力環境で実施する.本 研究が対象とする、自発点火限界近傍の温度場 における実験では、長い微小重力時間が必要で あるため、ドイツとの国際協力のもとDLRが 提供するTEXUSロケットに実験装置を搭載し て燃焼実験を実施する⁽¹⁾. ロケットの打ち上げ は2021年を計画しており、現在は液滴列燃焼 実験装置の開発を進めている.本報では、実験 装置の紹介と開発状況について報告する.

2 液滴列燃焼実験装置(DCU2)

2.1 ロケット実験用装置の開発

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に実験装置の概略を示す.実験装置は燃 焼容器,液滴列支持部,液滴列移動部,液滴列 生成部,燃料供給部,液滴除去部,ガス給排気 部,液滴直径計測系,冷炎燃焼観察系,冷却装 置から構成される.実験装置の制御や電源,通 信機器はTEXUSロケット側に搭載される実験 支援装置を用いる.燃焼容器などは2系統搭載 しており,同時に温度が異なる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.燃焼容器は燃

Microgravity experiment using TEXUS sounding rocket on spontaneous ignition phenomenon of fuel droplet array

Development of droplet array combustion unit –

Yusuke SUGANUMA, Hiroshi Nomura, Masanori SAITO, Mitsuaki TANABE, Masato MIKAMI, Osamu MORIUE, Masao KIKUCHI and Yuko INATOMI



Fig.1 3D model of droplet array combustion unit.

焼室,加熱用ヒータ,断熱材,観察窓から構成 されている.実験時は燃焼室内を570Kまたは 590 Kまで昇温させる. 燃焼容器下部にはシャ ッタが設けられており,加熱中は閉じ,実験時 には液滴列支持部が通過できるように開く仕 組みとなっている. シャッタの駆動にはエアシ リンダを用いる. Fig.2に液滴列支持部を示す. 液滴列支持部はSUS製の枠および懸垂線(線径 14 µm, SiCファイバ)から構成されている. アーチファイバと直線ファイバを組み合わせ て張り, アーチファイバの交点に直径1.0 mm の燃料液滴を懸垂することができる.この交点 の数は9個とし、交点の間隔は8 mmである. 液滴の周囲に熱容量の大きな部材があると,燃 焼容器に液滴列支持部を挿入した際に雰囲気 温度に影響を与えてしまう. そこで, 不安定な 形状ではあるが,熱影響を小さくすることを優 先し開発を行った. 液滴列移動部は, スライダ クランク機構と駆動用のステッピングモータ から構成されている. 燃焼容器外で生成された 燃料液滴列スライダクランク機構により,燃焼 容器内に移動させる. 移動距離は90 mmであ り, 200 msで移動完了させる. 液滴列生成部 は9本の極細ガラス管、PFAチューブ、および それらを移動させるエアシリンダから構成さ れている. 極細ガラス管は直径1.0 mmのガラ ス管から引き延ばしにより製作し,先端の外直 径は約40 µmである. 燃料供給部から送られた

燃料はPFAチューブを通りガラス管先端より 吐出される.液滴を懸垂線の交点に生成する場 合はガラス管先端を交点に一致させ,燃料吐出 後はエアシリンダにより後退させることで,燃 料を懸垂線の交点に付着させることができる. 燃料供給系はシリンジ,ステッピングモータ, ボールねじ,アイソレーションバルブ,バルブ マニホールドから構成されている.燃料が充填 されたシリンジのプランジャをステッピング モータとボールネジで構成されたユニットで 押すことで燃料を生成部に供給する.シリンジ から押し出された燃料はアイソレーションバ ルブユニットに送られる. アイソレーションバ ルブの開閉を切り替えることにより燃料を供 給するガラス管を選択することができる. ロケ ット実験ではFig.3に示す5つの液滴配列で実



Fig.2 Droplet array suspender.

-282-

施する計画である.液滴除去部はノズルから噴 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.ガス給排気部は高圧充填された純 空気のガスボトルとソレノイドバルブから構 成されている.1回の燃焼が完了する毎に燃焼 容器のシャッタを閉じて燃焼容器内の既燃ガ スを排出する.ロケット実験では機外の宇宙空 間に排出する.真空排気後はガスボトルから燃 焼容器へ新気を導入する.この高圧ガスはシャ ッタや液滴列生成部のエアシリンダの駆動,液 滴除去にも用いる.液滴直径計測系は高解像度

CMOS カメラ (The Image Source 製, DMK33UJ003),カメラ制御PCとバックライ ト、ミラーから構成されている.9個の液滴を 高解像度で撮影するため2台のカメラを並べて 使用する.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.冷 炎燃焼観察系は, イメージインテンシファイア 内 蔵 高 速 度 ビ デ オ 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:1kV), ミラー,バンドパスフィルタから構成されてい る. 冷炎が発生すると燃焼中間生成物であるホ ルムアルデヒドが生成される.実験ではホルム アルデヒドの自発光をカメラによって撮影し, 冷炎燃焼開始時期や場所,火炎が燃え広がる様 子を記録する. 自発光は非常に弱いため, 光を 増幅するイメージインテンシファイアを内蔵 したカメラを用いる. 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する. 搭載スペースの 制約から、カメラ1台で2つの燃焼容器内の現 象撮影できるようミラーが配置されている.こ のカメラはドイツのブレーメン大学ZARMに てホルムアルデヒドの自発光を撮影した実績 を有している. ロケット実験と同様の解像度, 環境条件で燃焼実験を行って得られた画像を Fig.4に示す.実験は単一燃料液滴を用い、約 573 Kの炉内に挿入して冷炎を発生させた.得 られた画像は光増幅に起因するノイズが大き いため、この画像はランダムノイズ低減処理を 行っている. また,得られた画像は8bitのグレ ー画像であるが,輝度値を用いて疑似着色処理 を行っている. 図中に示した時刻は点火からの 経過時間を示している.液滴を炉内挿入後,約 3秒すると液滴の下部に強い発光が生じた.そ の後は液滴の周囲に形成された予混合気に沿 って冷炎が伝播してく様子が観察された. 冷却



Fig.3 Five droplet array patterns to be tested in sequence.

	Table 1	Experimental	conditions
--	---------	--------------	------------

<i>n</i> -decane	
1.0 ± 0.05 mm	
570±2.5 K 590±2.5 K	
0.1013 ± 0.005 MPa	
< 10 ⁻³ G ₀	



Fig.4 Cool flame detection test

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, 実験装置の 最下段をヒートシンクに密着させて設置し強 制的に冷却を行う. ロケット実験における実験 条件をTable 1に示す.

実験装置は実績のある機器や手法を組み合わせて開発,設計が進められている.これは, 目標とするロケット打ち上げ時期に装置開発



Fig.5 Vibration test setup

を間に合わせるため、およびロケット実験を確 実に成功させために開発リスクの少ない手法 を適用した.また、新規技術を減らすことで装 置開発コストを低減できる.一方でこれまでに 無い成果を得るために,液滴列支持部は新たに 開発した. 単一燃料液滴の蒸発実験で開発され た液滴列支持部⁽²をベースとして液滴列に対 応した形状に変えて開発を行った.新規開発で ある液滴列支持部は,先行して振動試験を実施 した. Fig.5に振動試験の写真を示す. 試験は 東京都立産業技術研究センターに依頼して実 施した.加振機に液滴列支持部および液滴列移 動部を搭載し、ロケット打ち上げ時に発生する 振動レベルを負荷することにより,共振の発生 や破損が生じないか検証を行った. Table 2に ランダム振動条件を示す.この条件はロケット 側から提示されており、コンポーネント単体の 場合はAT (Acceptance Test) レベルをXYZの 三方向に負荷して機器が健全であることを示 す必要がある.試験後の外観は健全であり、形 状の複雑さから懸念された振動環境にも耐え られることを確認した.

2.2 航空機実験用装置の開発

実験装置が微小重力環境で正常に動作する か検証を進めているが、地上の1G環境では十 分に検証できない項目がある.液滴生成はその 一つである.そこで、実験装置を航空機に搭載 して微小重力環境で検証試験を実施する.航空 機でパラボリックフライトを行った場合、約 20 sの微小重力時間を得ることができる.ロケ ット実験に比べると短いため、1フライト毎の 確認項目を定め、装置の検証試験を行う.航空 機用実験装置はロケット実験用装置とほぼ同 一である.異なる点として、燃焼容器などは1 系統のみ搭載する.また、制御装置は地上試験 用に準備したものを、航空機実験用に改修して 搭載する.電源や空気のガスボトルは航空機の

Frequency, Hz	PSD, G2/Hz	db/Oct
20-399	0.002	-
399-400	-	3257
400-600	0.030	-
600-601	-	-4895
601-1299	0.002	-
1299-1300	-	10594
1300-2000	0.030	-
Overall acceleration	5.33 G _{RMS}	-
Test duration	60. sec	-

実験支援装置を使用する.制御装置はロケット 実験と同じシーケンスにて半自動で実験を行 えるようにするのに加えて,航空機実験であら ゆる検証試験を行うことができるようなプロ グラミングやパラメータ変更が容易に可能な ユーザインターフェースの構築を行った.

3 まとめ

TEXUSロケットを利用した微小重力環境で 液滴列燃焼実験を行うための,実験装置開発を 進めている.2021年の本番にて最大の成果が 得られるよう,検証を重ねて万全の体制で実験 に臨む所存である.

「参考文献」

- M. Saito, Y. Suganuma, M. Mikami, M. Kikuchi, Y. Inatomi, O. Moriue, H. Nomura and M. Tanabe, 「TEXUSロ ケットを利用した燃料液滴の自発点火 実験に関する予備研究」,マイクログラ ビティ応用学会第29回学術講演会, (2017) 27A05.
- 2) H. Nomura, Τ. Murakoshi, Υ. Suganuma, Y. Ujiie, N. Hashimoto and H. Nishida. "Microgravity Experiments of Fuel Droplet Evaporation in Sub- and Supercritical Environments ", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 36 (2017) pp.2425-2432.