

冷炎ダイナミクス解明に向けた観測ロケットによる微小重力実験 “PHOENIX-2”プロジェクト活動報告

齊藤 允教 (日大), 大野 友利恵 (日大・院), 菅沼 祐介 (日大), 高橋 晶世 (日大),
三上 真人 (山口大), 嶋田 徹 (JAXA), 菊池 政雄 (JAXA), 石川 毅彦 (JAXA),
稲富 裕光 (JAXA), 高橋 賢一 (日大), Eigenbrod Christian (ZARM), 森上 修 (九大),
野村 浩司 (日大), 田辺 光昭 (日大)

Report on the Microgravity Experiment “PHOENIX-2” by using Sounding Rocket for the Clarification of Cool Flame Dynamics

Masanori Saito, Ohno Yurie, Yusuke Suganuma, Akiyo Takahashi, Masato Mikami, Toru Shimada,
Masao Kikuchi, Takehiko Ishikawa, Yuko Inatomi, Kenichi Takahashi, Christian Eigenbrod,
Osamu Moriue, Hiroshi Nomura, Mitsuaki Tanabe*

*Nihon Univ., Narashinodai, Funabashi, Chiba 274-8501

E-Mail: saito@aero.cst.nihon-u.ac.jp

Abstract: The progress toward the microgravity experiment “PHOENIX-2” campaign with a sounding rocket to clarify cool flame dynamics is reported. We are preparing the Droplet array Combustion Unit 2 (DCU2) with a Domestic Ground Support Equipment (DGSE) for a launch, and the numerical simulation code for a subsequent analysis of acquired data. The detail design process of DCU2 including thermal analysis of combustion furnaces, optical equipment and others is ongoing and will be finished by the end of FY2021. The 2D in-house simulation code, which can calculate a gas-liquid equilibrium on the droplet surface, has been developed. Based on the code, we integrates the evaporation calculation into the generic 2D CFD code and the simulation of a single droplet ignition has been successfully simulated.

Key words: Sounding rocket experiment, Droplet array, Spontaneous ignition, Cool flame

1. はじめに

ロケットエンジンやガスタービンエンジンでは、噴霧燃焼が利用されている。噴霧燃焼は、燃料液滴の微粒化および蒸発による噴霧形成、自発点火および燃え広がり、複雑な物理的および化学的過程により支配される。そのため、噴霧燃焼の予測のためには、計算コストの観点から簡略化計算モデルの開発が望まれる。安価な計算コストで精度の高い計算が出来れば、従来問題となっている高負荷燃焼における異常燃焼の予測に加え、回転DETネーションエンジンやハイブリッドロケットエンジンといった次世代エンジンの開発の加速にも貢献すると期待される。一方で、計算モデルの検定には、重力による自然対流の影響を排除した微小重力環境での実験により得られる基準データが不可欠である。対流の影響を排除した場合、単一液滴の場合、現象は球対称となり、計算での検定が容易になる。落下塔を利用した微小重力環境にて、単一液滴¹⁾や、複数液滴²⁾での実験がこれまで行われてきたが、地上で実現できる限られた微小重力時間の制限を受けるため、化学反応速度が速い比較的高い温度場での実験が行われてきた。そのため、複数液滴間で生じる蒸気の流れや、それによる場のひずみ、物質・熱輸送、相互の液滴での冷却効果等、実エンジンで想定される効果が十分考慮できていない。これらの影響

を含む実験データの取得へ向け、現在、日独国際共同でPhoenix-2プロジェクト³⁾が進行中である。本プロジェクトは、化学反応速度が遅い自発点火限界近傍でのデータ取得を目的としており、自発点火遅れ時間が長い、すなわち低い温度域(雰囲気温度:570 K および 590 K)でのデータ取得のため、観測ロケットを用いて微小重力環境を作り出す。また、複数液滴で想定される上記効果を検証すべく、液滴列を用いて実験を行う。本報告では、プロジェクトで使用する液滴列燃焼装置(Droplet array Combustion Unit 2: DCU2)を含む装置開発状況、ならびに得られた実験データを検証するための数値計算コードの開発状況を報告する。

2. DCU2 の開発状況

観測ロケットのペイロード部に搭載するDCU2のEMを図1に示す。昨年度は、開発中のEMを用いて航空機実験を行い、機能検証試験を行った⁴⁾。今年度は、昨年度の成果をもとに詳細設計を実施している。特に、電気炉内の温度均一性の向上や、電気炉の気密シールの改善、冷炎をより明るく捉える光学設計が重要な開発要素であり、これらの改善に取り組んでいる。詳細設計は今年度までに完了予定であり、来年度からは製造工程に移る。また、DCU2

とあわせて地上支援装置 (Domestic Ground Support Equipment: DGSE)の開発を行ってきた。DGSE はロケット側の制御システムに移行する以前に、装置の作動確認等の準備段階で使用するものであり、ユーザーインターフェースや制御プログラムの実装を除き、ハード側の開発を終えている。

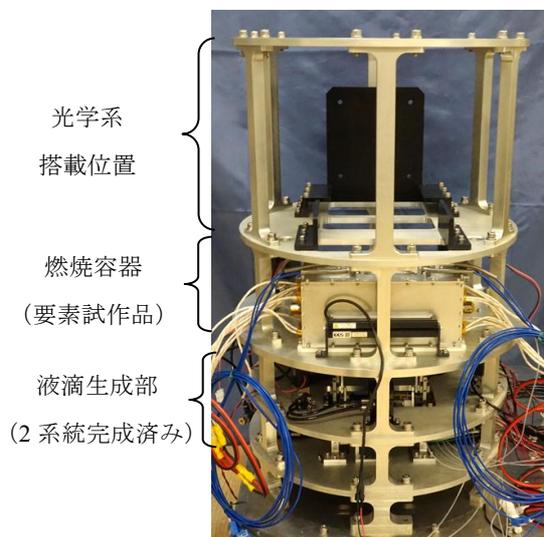


Fig.1 Experimental model of DCU2.



正面 背面

Fig.2 Exterior of DGSE

3. 数値計算コードの開発状況

蒸発から冷炎の自発点火までを模擬するために、数値計算コードの開発を行っている。昨年度までに、Fortran による 2 次元の計算コードを独自に開発し、蒸発の模擬が可能となったが⁵⁾、蒸気の移流を解いておらず、拡散輸送しか考慮できていなかった。今年度は、移流を考慮した計算コードの開発を行った。尚、独自開発コードでは、化学反応計算の実装はされていない。熱物性は KUCRS⁶⁾の値を使用し、時間

積分は Runge-Kutta-Gill, 空間は 2 次の離散化を行っている。蒸気圧や蒸発潜熱は NIST のデータベースに掲載されている Carruth ら⁷⁾, および Williamham ら⁸⁾の値から Antoine 方程式を用いて計算しており、蒸発潜熱は Majer ら⁹⁾の値から求めている。初期液滴温度は 300 K, 周囲空気温度は 570 K である。時間刻みは、1 μ s で計算を行っている。

Figure 3 に、計算により得られた温度(a)(b)および濃度分布(c)(d)を示す。図の(a)と(c)は加熱開始後 10 ms, (b)と(d)は 250 ms にそれぞれ対応している。

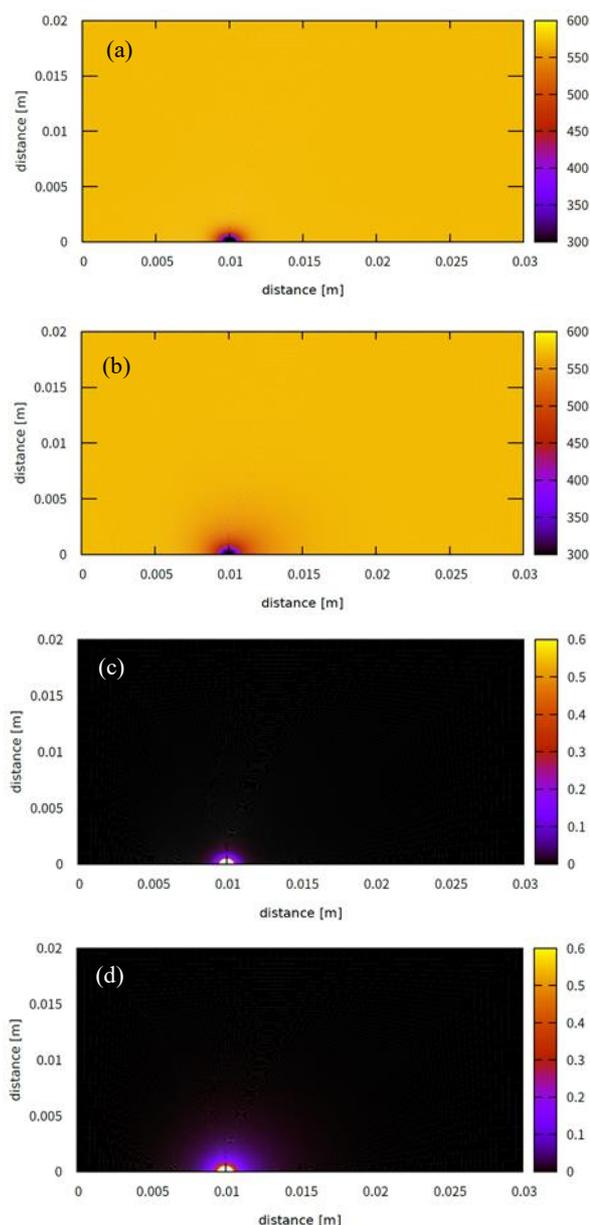


Fig.3 Heat maps of temperature [K] (a)(b) and molar concentration of *n*-decane [mol/m³] (c)(d) at time of 10 ms (a)(c) and 250 ms (b)(d) after calculation.

計算開始直後は、液滴周囲に低温部が存在し、時間発展に伴って低温部が周囲に拡散していく様子を模擬できている。また、デカンのモル濃度も同様に、時間発展と共に拡散していく様子を模擬できている。低温部の広がりに対応している。

また、独自コードの開発と並行して、汎用コードへの蒸発計算サブルーチンの組込みを実施している。汎用コードは ANSYS の Fluent を使用している。本計算では、化学反応を含む 2 次元軸対称の非定常計を行っている。熱物性や反応モデルは、Qiu ら¹⁰⁾のモデル (77 化学種 287 反応) を使用している。初期液滴温度は 300 K、周囲温度は 550 K である。時間刻みは 10 μ s で計算を行っている。Figure 4 に計算で得られた液滴表面温度およびデカンの質量流量の時間履歴を示す。

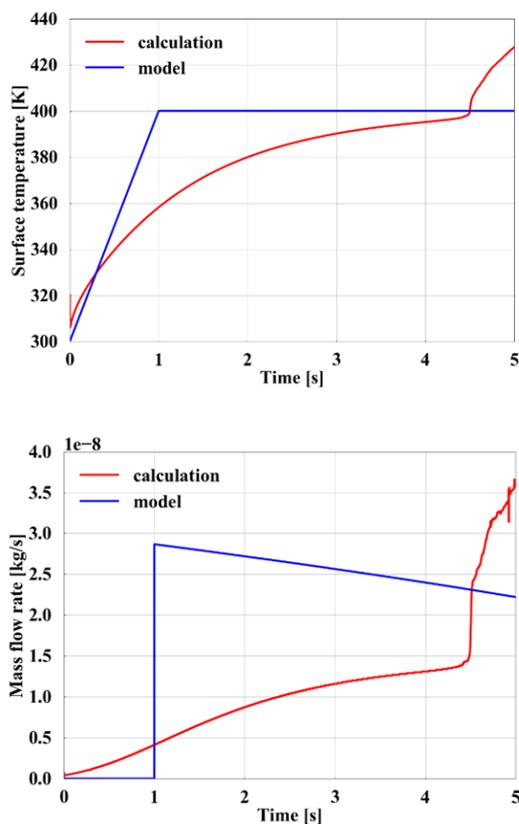


Fig.4 Temperatures and mass fraction of *n*-decane histories.

昨年度までは、温度および質量流量は、Fig. 4 (model)に示す単純なモデルを使用し、液滴表面の境界条件として与え計算を行っていた。今年度の計算では、液滴表面での熱収支と蒸発潜熱との熱バランスを直接解き、Fig. 4 (calculation) に示す結果が得られた。モデルでは、液滴加熱後 1 秒間で 300 K から 400 K へ温度上昇すると仮定していたが、実際にはそれよりも時間をかけておよそ 400 K へ液滴表面温度が収束している様子がわかる。一方、デカンの質

量流量については、モデルと計算では傾向が逆転していることが分かる。モデルでは、蒸発に伴い液滴径が減少することで生じる表面積の減少を考慮しているが、直接計算では蒸発面積を一定としているため、直接計算では時間発展に伴い蒸発量が増加していったものと考えられる。そのため、今後は蒸発による液滴径の減少を考慮したモデルの構築を進めていく。液滴表面温度が 4.5 s 付近で上昇しているが、これは自発点火が液滴周囲で生じたためである。自発点火による液滴表面の温度上昇に伴う蒸発量の増加も模擬できていることが分かる。

Figure 5 に計算領域内における最大の温度と冷炎発生時に生成される HCHO の質量分率の時間履歴を示す。加熱開始後、約 4 s から徐々に温度が上昇し、低温酸化反応による指数関数的な HCHO の質量分率の上昇も確認できる。加熱開始後 4.48 s で HCHO の質量分率の上昇率が最大となった。これは蒸発を Fig. 4 で示すモデルで与えた計算により得られた自発点火遅れ時間よりも短い結果となった。また、自発点火後に最大温度が時間経過とともに振動している様子が見られたが、これは 550 K の温度域において従来の蒸発モデルを使用した計算では見られなかったため、非定常な蒸発による自発点火後の燃料蒸気の増加が影響している可能性がある。

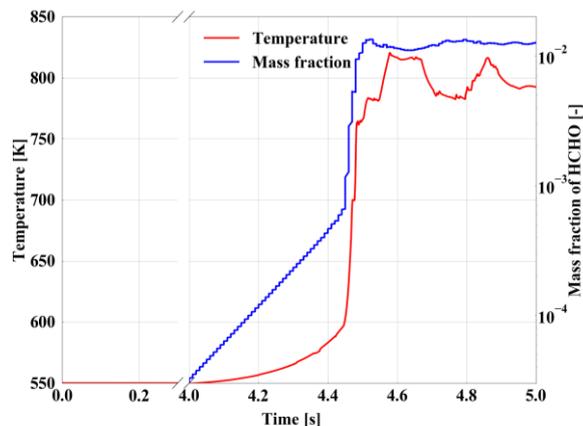


Fig.5 Temperatures and mass fraction of *n*-decane histories.

Figure 6 に温度分布を示す。図中 t で示した自発点火遅れ時間は、HCHO モル分率の最大上昇率となる $t=4.48$ s である。自発点火以前では、液滴周囲は低温の蒸気で囲まれており、液滴から離れた位置において同心円状にわずかな温度上昇が見られる。自発点火は液滴より離れた位置で生じ、その後液滴近傍の低温部で自発点火が完了した。また、自発点火後の温度は、燃料濃度が高い液滴近傍で高く、この傾向は、従来の計算結果と同様である。以上より、単一液滴において蒸発を含めた化学反応計算コードの

開発が大きく進展した。一方で、液滴径の減少を考慮できていないため、実際の蒸発量よりも多い燃料蒸気が液滴表面より湧き出しているため、来年度はこれらの改良に取り組んでいく予定である。

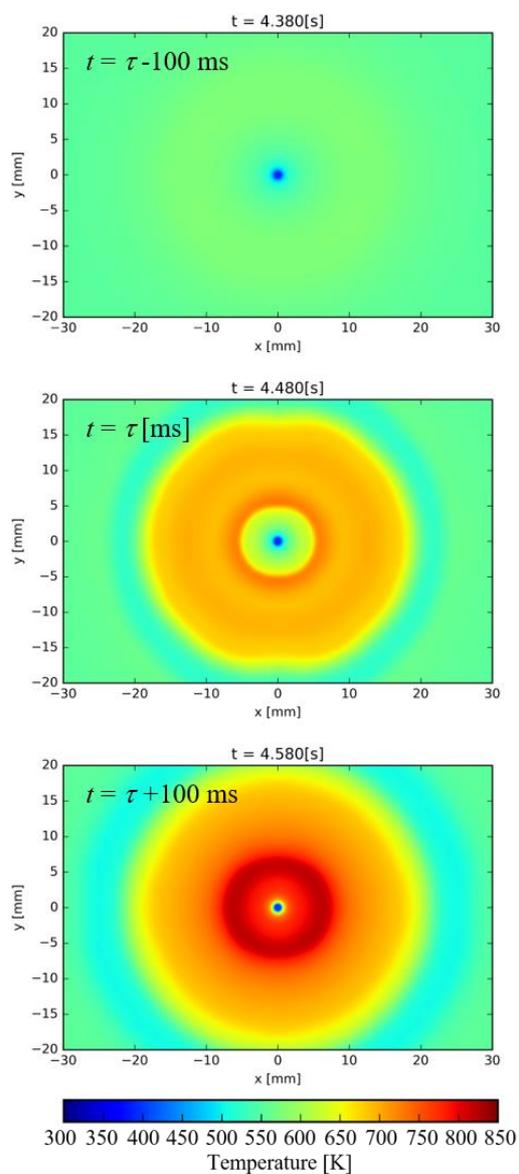


Fig.6 Temperatures and mass fraction of *n*-decane histories.

4. まとめ

観測ロケットを用いた微小重力実験に向け、準備を進めており、2019年度は下記の成果が得られた。

- ・DCU2 の要素試験を反映し、詳細設計を進めており、今年度中に完了予定である。2020年度は、DCU2のフライトモデルの製作を行う。

- ・DGSEは、ハードウェアの製作が完了し、2020年度は制御ソフトおよびユーザインターフェースの実装を行う。

- ・冷炎解析に向け、独自に数値計算コードを開発し

ており、単一液滴の蒸発を模擬する計算コードの開発が完了した。現在、汎用計算コードに蒸発計算のサブルーチンを組み込み、単一液滴の自発点火を模擬できている一方で、液滴径の変化を模擬できていないため、来年度に向け液滴径の減少を模擬できる計算コードの開発を進めていく。

謝辞

本研究は JAXA 宇宙環境利用専門委員会のフロントローディング研究、小規模計画、JSPS 科研費 JP19K04843 および日本大学学長特別研究として実施されました。ここに謝意を表します。

参考文献

- 1) Tanabe, M., et al.; Effect of natural convection on two stage ignition of an *n*-dodecane droplet, *Proc. Combust. Inst.* 25, pp455 (1994).
- 2) Moriue, O., et al.; Effect of droplet interaction on spontaneous ignition of an *n*-decane droplet pair, *Proc. Combust. Inst.* 34, pp1585 (2013).
- 3) 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, *宇宙環境利用シンポジウム (第 32 回)*, SA6000117003 (2018).
- 4) 菅沼祐介, 他; 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), *宇宙環境利用シンポジウム (第 33 回)*, SA6000132020 (2019).
- 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, *宇宙環境利用シンポジウム (第 33 回)*, SA6000132019 (2019).
- 6) Miyoshi, A.; KUCRS software library, revision 20110107m14, available at <http://akrmys.com/KUCRS/>.
- 7) Carruth, G. and Kobayashi, R.; Vapor pressure of nominal paraffins ethane through *n*-decane from their triple points to about 10 mm mercury, *J. Chem. Eng. Data* 18 (2), pp115 (1973).
- 8) Willingham, C. B., et al.; Vapor pressure and boiling points of some paraffin, alkylcyclopentane, alkylcyclohexane, and alkylbenzene hydrocarbons, *J. Res. Natl. Bur. Stan.* 35(3), pp219 (1945).
- 9) Majer, V. and Svoboda; Enthalpies of vaporization of organic compounds: a critical review and data compilation, Blackwell scientific publications, Oxford, pp300, (1985).
- 10) Qiu, L., et al.; Development of a reduced *n*-decane/ α -methylnaphthalene/polycyclic aromatic hydrocarbon mechanism and its application for combustion and soot prediction, *Enegy & Fuels* 30, pp10875 (2016).