

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 23 日現在

機関番号：32503

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2014～2015

課題番号：26820369

研究課題名(和文)ハイブリッドロケット用低融点燃料燃焼中の加速度環境における液化状況の可視化

研究課題名(英文)Observation of the boundary layer combustion flame of hybrid rocket

研究代表者

和田 豊 (Wada, Yutaka)

千葉工業大学・惑星探査研究センター・上席研究員

研究者番号：20553374

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円

研究成果の概要(和文)：観察窓付きダブルスラブモータを用いて高圧力下におけるハイブリッドロケット燃料の燃焼火炎を観察した。近赤外線カメラ及びIRフィルタを用いて燃焼火炎の観察を行い燃料表面から溶融する燃料が重力によって垂れ下がる様子が観察された。そこで、燃焼器を縦に設置することで左右均一な燃焼火炎の観察に成功した。本実験ではアクリル、低融点燃料と様々な燃料を用いて高圧力での観察にも成功し、ハイブリッドロケット燃料の燃焼火炎の観察法として適していることが確認できた。また、従来から示唆されていた燃料表面からの大量な液滴の飛散は確認することができず新たな燃焼モデルの提案が必要となる可能性が示された。

研究成果の概要(英文)：Hybrid rocket system is one of the most prospective next-generation space propulsion systems having low cost, high safety ability and green characteristics. High regression rate hybrid rocket fuel have been necessary for the large motor design. Low melting temperature fuel (LT fuel) such as a wax, was focused as high regression rate fuel. Small droplets of the liquefied fuel popping out from the burning surface of LT fuel were observed directly using slab motor at the atmosphere condition. However, the detail mechanism of small droplets generation is not known well. In this study, the double slab motor with observation windows for high pressure experiment was prepared and flame observation was succeeded using this experimental setup. Combustion flame of inert polymer fuel and low melting pint polymer fuels were observed and compared using CMOS camera and high speed camera at the high combustion pressure.

研究分野：航空宇宙工学，推進工学，燃焼工学

キーワード：ハイブリッドロケット 低融点燃料 高燃料後退速度 燃焼火炎観察 燃焼機構

### 1. 研究開始当初の背景

現在、ハイブリッドロケットの大推力化に向け、同じ表面積で比較して従来の燃料よりも2~3倍の燃料を供給できる固体燃料として低融点燃料が期待されている。代表者はこれまでの研究で低融点燃料の欠点である燃料の硬さ、脆さを改善した新しい低融点熱可塑性樹脂(LT)燃料を開発した。これまでに高い燃料後退速度を有するLT燃料の燃焼機構を解明するため、観察窓付き2次元平面燃焼器(図1)を製作し、燃焼表面の様子を撮影することに成功した。

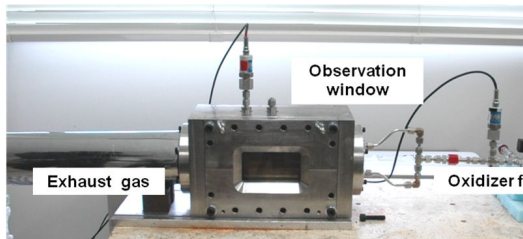


図1 観察窓付き2次元燃焼器概略図

その結果、大気圧下での燃焼中は、Karabeyogluらが提案する低融点系燃料の高い燃料後退速度を説明するメカニズムである、燃焼表面上に生成される液相から液滴が飛沫のように発生する現象“Entrainment Mechanism”(Karabeyoglu, M. A. et al., AIAA Paper 2001-4503, 2011)が観察された。しかし、燃焼圧力を上昇させノズルを閉塞させると内部の酸化剤流速が下がり、Entrainment Mechanismは観察されなかった(Wada et al., IAC-13, 2013)。

低融点系燃料はハイブリッドロケットの実用化に向けて様々な研究者によって研究されているが、機械的物性が低く実際にロケットに搭載して打ち上げられた例は少なく、加速度が燃焼に及ぼす影響については精査されていない。しかし、本燃料は機械的物性が改善されており、今後実用化される可能性が高く、そのためには精度の高い推力予測を行う必要があるためLT燃料の加速度環境下における燃焼機構の解明は急務といえる。

本研究計画は、未だ解明されていない加速度環境下での低融点燃料の燃焼状況を明らかにし、火炎帯を詳細に観察することで燃料表面への熱伝達量を明らかにしようとするものであり、燃焼モデルの構築へ向けた基盤研究として実施する。本研究を実施するために以下の予備的な実験結果を得ている。

(1)2次元平面燃焼器によって赤外光撮影を行い大気圧下での燃焼中に Entrainment Mechanism が観察された(Wada et al., JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 10. 2012)。

(2)20気圧の燃焼圧力で燃焼中の低融点燃料の燃焼表面観察では Entrainment Mechanism は観察されず、重力によって上面の燃料からは液滴が垂れ下がり、下面の燃料は表面の液相がノズル側に押し流されている様子が撮

影された。ノズルが閉塞した状況では酸化剤流が遅く、液滴の生成は重力に大きく影響されることが示されている(Wada et al., IAC-13, 2013)。

(3)試験的に低融点燃料を小型ロケットに搭載し打上実験を実施したところ、燃焼終了後の固体燃料の残差量が地上実験よりも約1割増加し、燃料後退速度は約2割減少したため、加速度がかかるロケット打ち上げ時の環境下では地上試験とは燃焼特性が異なる可能性が示唆された(Wada et al., AIAA 2013-4050, 2013)。

### 2. 研究の目的

本研究はハイブリッドロケット用燃料として注目を浴びている低融点燃料の燃焼中の液化状況や火炎の状態の可視化を目的とする。代表者は、柔軟で燃焼後退速度の優れたハイブリッドロケット用燃料を開発して特許化(特願 2013-137679)してきた。燃焼機構は、燃料表面に生成された液相が酸化剤流により液滴となり飛散すると予想されていたが、予備的な実験の結果、燃焼圧力が高い加速度環境下では液滴となりにくく、液相の厚みも変化することが示唆された。そこで、本研究では、(1)加速度環境下における燃料の液化・液滴の観察、(2)様々な燃焼圧力、酸化剤流速中での撮影、(3)境界層火炎温度場の測定、の3つを実施する。それにより、具体的な燃焼メカニズムに基づく燃焼効率の改善を行い高い推力のハイブリッドロケットを開発するものである。

### 3. 研究の方法

この研究計画では、ハイブリッドロケット用燃料であるLT燃料の燃焼中の状況を可視化し、燃焼モデルの構築に重要な視覚的情報を得ることが目的である。研究計画の進め方として、

(1)横向きの状態での燃焼中の状況と、それを縦にした状態での燃焼中の状況を撮影することで、燃焼中に重力加速度が及ぼす液相及び液滴の振る舞いを比較し、重力加速度による影響を調べる。

(2)小型ロケットの打ち上げ時にかかる加速度として一般的な5~10G程度の加速度環境下における燃焼の様子を撮影する。

(3)実際のエンジンとして用いられる10~50気圧の範囲での燃焼圧力、100~1000kg/m<sup>2</sup>sの範囲で酸化剤質量流速を振り、それぞれの燃焼の様子を撮影し、それぞれの影響を調べる。

を実施した。

### 4. 研究成果

観察窓付きダブルスラブモータを用いて高圧力下におけるハイブリッドロケット燃料の燃焼火炎を観察した。近赤外線カメラ及びIRフィルタを用いて燃焼火炎の観察を行ったが燃料表面への重力の影響が観察され

た．図 2 に実験時の写真を示す．

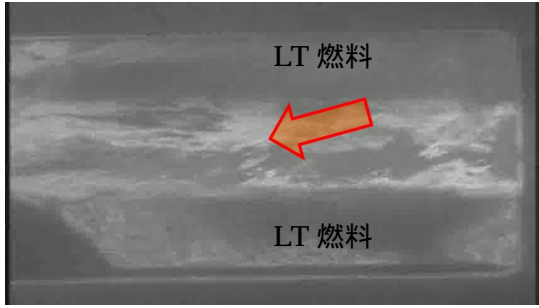


図 2 上から下にたれ落ちる LT 燃料の様子

ガス酸素により 2MPa の燃焼室圧力で燃焼中，上面の LT 燃料から溶融したと思われる燃料が図中の右から左に流れる酸化剤の流れに押されつつ，重力によって矢印の方向に落下している様子が撮影された．これにより，低融点系燃料の場合，燃焼器を設置する向きによって内部の燃焼状況が重力による影響を受けることが明らかとなった．図 3 に重力の影響を受ける燃焼モデル図を示す．

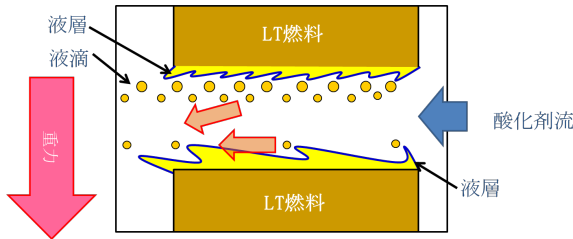


図 3 重力に影響を受ける溶融燃料の挙動図

この知見を受け，燃焼器を縦に設置し，ハイスピードカメラ，IR フィルタによって左右均一な燃焼火炎の観察を実施し成功した．図 4 に IR フィルタを用いた実験で得られた燃料の燃焼状況を示す．

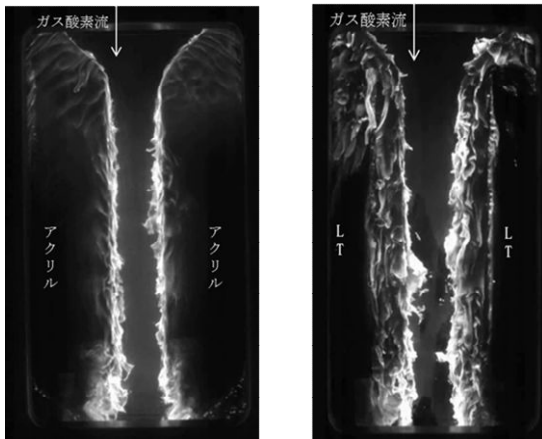


図 4 アクリルと LT 燃料の IR フィルタによる燃焼状況の可視化(燃焼圧 2MPa)

さらに，火炎域に焦点を当てたカラーでの燃焼火炎の観察に成功した．

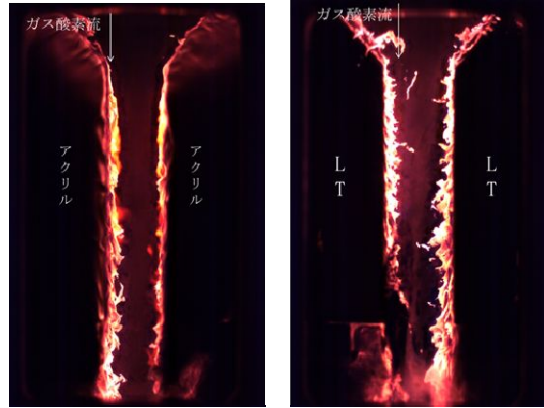


図 5 カラー撮影した燃焼火炎の状況

アクリル燃料，LT 燃料，パラフィン燃料と様々な燃料において，観察に成功し，大気圧，大気圧の 20 倍，50 倍という圧力で観察も成功した．

上記のことから，本研究を通して縦型観察窓付きダブルスラブモータ，ハイスピードカメラ，IR フィルタはハイブリッドロケット燃料の燃焼火炎の観察法を確立することができたと考えている．

可視光をとらえた画像と，赤外線フィルタを用いて温度場をとらえた画像を比べると，可視光では，パラフィン燃料，LT 燃料共に波を打ち火炎が流れてゆくのが確認できた．一方，温度場をとらえた画像を見ると，LT 燃料は波全体が明るいのに対し，パラフィン燃料は波の先端部分がより明るく映っていた．パラフィン燃料は波の先端部分のみが燃え，他が流れ落ちていたことから，エントレインメントは，パラフィン表面で極めて少ないという可能性が考えられる．

これまで低融点燃料表面で起こるといわれてきた現象であるエントレインメントは，従来考えられていたほど激しく起こらない可能性が示唆された．

燃えずに溶け落ちる燃料が多いことは，これから低融点燃料を扱ううえで重要な問題である．特にロケット飛行中は軸方向加速度がかかるため，より溶け落ちる燃料の量が増加することも考えられる．

今後の展望として，実際のロケット打上げを実施し，燃焼状況のデータ取得を目指す．その結果を受け，燃焼火炎観察によって得られた知見と比較検討を行い，飛行中の燃焼器内部の挙動を推定する．また，本装置を用いて，より広範囲の燃焼圧力，酸化剤質量流束ごとの火炎形状観察，燃焼ガス流速計測，火炎温度の推定を行いより詳細な燃焼メカニズムの提案を行う．

##### 5．主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 2 件)

Po-Jul Chang, Yutaka Wada, Akshay Garg, Hedeo Nakamura, Motoyasu Kimura, Keiichi Hori, COMBUSTION AND PERFORMANCE STUDIES OF GLYCIDYL AZIDE POLYMER AND ITS MIXTURES AS HYBRID ROCKET FUEL, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Vol.14, Issue 3, pp.221-239, ISICP, 2015, 査読有

Yutaka Wada, Keisuke Seki, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Observation of combustion behavior of low melting temperature fuel for hybrid rocket using double slab motor, 10th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, Paper #027, ISICP, 2014, 査読無

〔学会発表〕(計3件)

川又優也, 川端洋, 板垣智紀, 新中崎浩太郎, 加藤隆一, 和田豊, ハイブリッドロケット燃料の境界層燃焼火炎観察法, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代市文化会館(秋田県能代市), 2016 年 3 月 16, 17 日, JSASS-2015-H019

新中崎浩太郎, 川端洋, 板垣智紀, 川又優也, 加藤隆一, 和田豊, 加藤信治, 堀恵一, 低融点熱可塑性樹脂燃料を用いたハイブリッドロケットモータの燃焼効率改善, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代市文化会館(秋田県能代市), 2016 年 3 月 16, 17 日, JSASS-2015-H018

Yutaka Wada, Keisuke Seki, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Observation of combustion behavior of low melting temperature fuel for hybrid rocket using double slab motor, 10th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, Poitiers, France, 2014年6月2～6日, Paper #027, ISICP

## 6 . 研究組織

### (1)研究代表者

和田 豊 (Wada, Yutaka)

千葉工業大学・惑星探査研究センター・上席研究員

研究者番号 : 20553374