

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和元年6月5日現在

機関番号：22604

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06889

研究課題名(和文) WAX燃料を用いる旋回流端面燃焼ハイブリッドロケットエンジンの性能実証

研究課題名(英文) Engine Performance of Swirling-Injection End-Burning Hybrid Rocket Engine using paraffin-WAX Fuels

研究代表者

櫻井 毅司 (Sakurai, Takashi)

首都大学東京・システムデザイン研究科・准教授

研究者番号：10433179

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：高い燃料後退速度とO/F一定燃焼を目指した旋回流端面燃焼方式を提案し、低融点のWAXとLT燃料について燃焼特性を調べた。燃料後退速度に影響するパラメータを明らかにし、エンジン性能予測に有用な実験予測式を得た。WAX/GOXでは5mm/sの燃料後退速度を実証したが、LOXでは割れを生じやすく後退速度も大きく低下した。LT燃料は後退速度がWAXよりも低いものの、LOX燃焼時にも割れを生じなかった。O/F値は燃料後退に伴い時間変化しており、一定を保つためには燃焼面の位置を制御する機構を設置する必要がある。

研究成果の学術的意義や社会的意義

ハイブリッドロケットエンジンの欠点は遅い燃料後退速度と燃焼時のO/F変化である。本研究が提案した旋回流端面燃焼はこれらの技術課題の解決を目指したものであった。低融点燃料と旋回流を組み合わせることで目標とする5mm/sの後退速度は実現の見通しが得られた。一方、後退速度は燃焼面に伴って変化しO/F一定は得られていない。本燃焼方式による後退速度特性が得られた点は今後の進展に活かせる成果である。また、LOX燃焼やO/Fの非定常計測についても更なる研究への端緒が得られた。

研究成果の概要(英文)：A swirling-injection end-burning method was proposed to attain high fuel regression rate and constant O/F burning for hybrid rocket engines. The burning behavior and engine performance using low melting temperature fuels such as paraffin-WAX and LT were investigated. The influencing parameters on fuel regression rate were clarified, and the empirical regression rate correlation was obtained for engine design and performance prediction. The engine demonstrated the regression rate of around 5 mm/s for WAX/GOX, whereas the value considerably decreased for WAX/LOX and WAX showed some cracks owing to cryogenic LOX temperature. The LT fuel showed lower regression rate than WAX fuel, however burning of LT/LOX was stable without fuel crack. To increase the regression rate of LT fuel, increasing the swirl strength is considered to be effective. It was found that the O/F ratio varied with time.

研究分野：推進工学 燃焼工学

キーワード：ハイブリッドロケット 旋回流端面燃焼 WAX燃料 LOX 燃料後退速度

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

### 1. 研究開始当初の背景

ハイブリッドロケット（HR）は一般に固体燃料と液体酸化剤を推進剤とするロケットである。利点は推進剤の安全性・固体ロケットより高い比推力（Isp）であるが、燃料後退速度が遅く燃えづらいために大推力を得るのが困難であった。後退速度の改善策として酸化剤に旋回を掛けることが有効である。さらには、低融点のワックス（WAX）燃料を用いると後退速度が大幅に増加することが近年明らかになっている。WAX 燃料の身近な例はロウソクの「ろう」である。

申請者も参画している ISAS/JAXA HR ワーキンググループでは、超小型衛星や高層大気観測などの需要に応えることのできる、固体ロケットよりも安全・高 Isp・低コストの HR の実現を目指し、WAX 燃料と旋回流を組み合わせた A-SOFT エンジン（図 1）を提案している。A-SOFT エンジンでは旋回の強さを可変制御することで従来型 HR では実現困難であった酸化剤／燃料の流量比（O/F）を制御し高 Isp を維持する長秒時燃焼の実現に取り組んでいる。

一方、上記とは別に、燃焼時の O/F 変化が非常に小さい（O/F 一定燃焼）を可能にする方式として、円柱状燃料の端面で燃焼する方式が過去に提案されている（Haag, G. et al., 51st IAC, IAF Paper 00-W.2.07, 2000.）。しかしながら、アクリル樹脂/気体酸素（GOX）を用いた推進剤では燃料後退速度が 0.5～1.5 mm/s と遅く（固体モータ用推進剤の 1/4～1/5）、実用に有望であるとは考えられなかった。申請者は A-SOFT エンジンの技術検討をきっかけに、端面燃焼方式に酸化剤旋回流と WAX 燃料を組み合わせて用いることで高い後退速度を維持しつつ O/F 一定の燃焼が可能になると考えた（図 2）。また、旋回流場では密度の大きい液体酸素（LOX）は燃焼室の外周側を、密度の小さい燃焼ガスは内側を流れることから、これらの流体間で熱交換と混合が生じ、酸化剤旋回流に必要な燃焼前の LOX 気化も行える可能性がある。

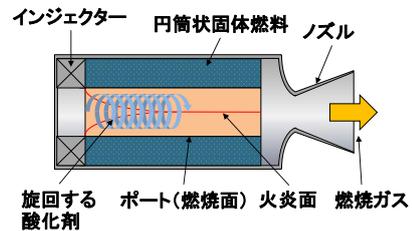


図1 可変旋回方式(A-SOFT)エンジン

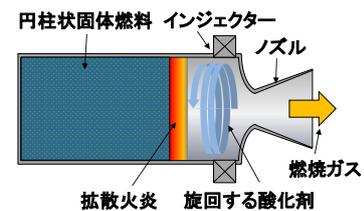


図2 旋回流端面燃焼方式エンジン

### 2. 研究の目的

本研究は WAX 燃料を用いた旋回流端面燃焼エンジンにおける O/F の時間変化や LOX を用いた場合の燃焼効率などの基礎的な燃焼特性を把握することを目的とし、以下の内容について取り組む。

#### (1) 旋回流端面燃焼方式における燃料後退速度予測式の作成と O/F 一定燃焼の実証

O/F の時間変化を予測するために燃料後退速度がどのようなパラメータに影響されるかを把握する。本燃焼方式における燃料後退は、旋回する酸化剤が燃料表面に衝突して形成する温度境界層の乱流熱伝達に大きく影響されると予想される。この現象に関与する酸化剤流量や燃料グレインの寸法をパラメータとして燃料後退速度のデータを取得し、後退速度予測式を作成する。

#### (2) LOX を用いた場合の高燃料後退速度と高燃焼効率の実証

酸化剤の旋回強さを生かすためには LOX を燃焼前に気化することが必要であり、その程度が不十分であると燃料後退速度や燃焼効率が大きく低下する。高燃料後退速度と高燃焼効率を達成するための LOX の噴射方法や気化の促進方法を検討する。また、燃焼振動などの燃焼不安定性の有無についても調査する。

#### (3) 酸化剤流量による推力の可変制御とエンジン性能の取得

ハイブリッドロケットエンジンでは燃料流量は酸化剤の流量に依存する。推力は燃料と酸化剤を合計した推進剤流量に比例するため、その大きさは酸化剤流量によって制御することが可能となる。酸素流量を変化させた場合にも O/F がほぼ一定を保ち、高 Isp を維持する推力可変の可能性を検討する。

### 3. 研究の方法

#### (1) 旋回流端面燃焼方式における燃料後退速度予測式の作成と O/F 一定燃焼の実証

旋回流端面燃焼における燃料後退は、燃料表面に形成される旋回流場中の温度境界層熱伝達が大きく影響すると考えられ、熱伝達の影響因子（酸素流量、燃料形状、GOX の吹き込み位置や旋回の強さ）を変数とした燃焼実験を行い、局所の燃料後退の様子や平均的な軸方向の後退速度データを取得する。また、燃焼時間に対する O/F 値の評価方法を検討する。実験には直径の異なる 2 種類のエンジンを用いた（図 3）。

燃焼の可視化実験を行い、燃焼中の燃料後退の様子を把握する。可視化エンジンを新規製作し、燃料表面上の火炎位置の特定や高速度カメラによる撮影によって燃料後退の速度を調べる。

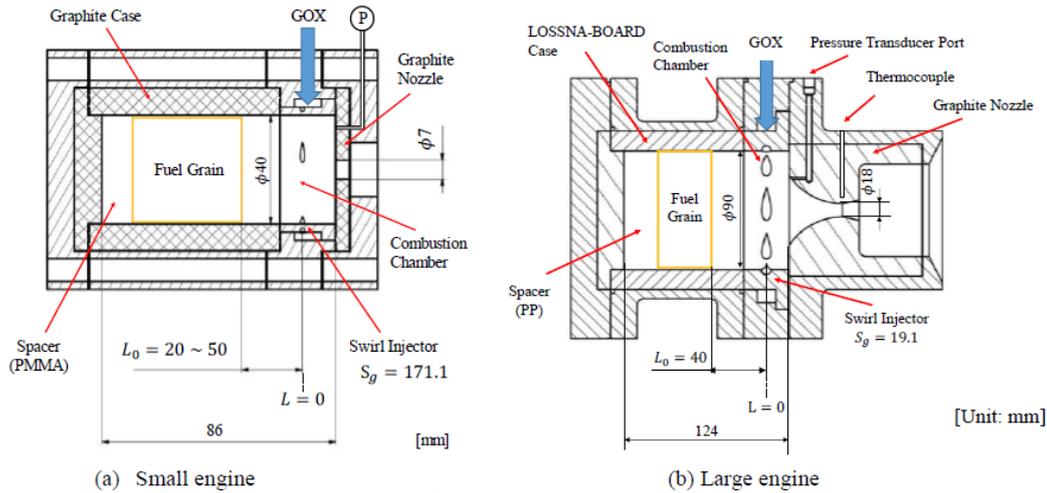


図3 2種類の旋回流端面燃焼型 HR エンジン

上記の燃焼実験データを総括し、旋回流端面燃焼エンジンにおける燃料後退の物理機構を考察する。また、エンジンの設計や性能予測に供することの出来る後退速度予測式を作成する。

(2) LOX を用いた場合の高燃料後退速度と高燃焼効率の実証

LOX 燃焼実験によって燃料後退速度やエンジン性能を取得する。GOX を用いた場合の結果と比較し、意図したような LOX の気化の有無とその程度を評価する。燃焼振動などの燃焼不安定性の有無についても調査する。LOX と GOX では密度の差があるため、噴射インジェクターの形状および付与する旋回強さ  $S_g$  が変わる。これに伴って GOX に対して作成した燃料後退速度式を改良することが予想されることから、取得データをもとに LOX 燃焼時の燃料後退に影響する物理因子を再評価する。

(3) 実験に適用できる低融点燃料の再検討

WAX 燃料として使用した FT-0070 は燃料成型後の温度変化によってひび割れが生じることがあり（特に LOX 実験で顕著であった）、燃焼実験ではひび割れを起点とした局所的な燃料後退速度の増加が生じた。その結果、当初意図した燃料端面での燃焼状態が安定的に実現しえなかったため、当初の研究計画(3)を変更し、低融点燃料の再検討を行った。評価項目は FT-0070 と同じ低融点であり、かつ機械的な特性に優れた燃料として、第1候補に FT-0070 にステアリン酸を配合した混合 WAX 燃料について応力ひずみや硬さを調べ、燃焼特性を取得した。第2候補として LT-462 を用いた燃焼実験を行い燃焼特性を取得、これら2つの燃料と FT-0070 との燃焼特性を比較した。

4. 研究成果

(1) 旋回流端面燃焼方式における燃料後退速度予測式の作成と O/F 一定燃焼の実証

WAX 燃料 (FT-0070) /GOX を用いた燃料後退速度について GOX 流量、燃焼時間、GOX 噴射位置、燃焼室直径、GOX の旋回強さをパラメータとした燃焼実験のデータを表1に示す。軸方向燃料後退速度は研究目標値の 5.0mm/s を得た。GOX の噴射位置と WAX 燃料端面との距離  $L_{ave}$  が大きくなるにつれて同一の GOX 流量でも軸方向燃料後退速度が低下した。この結果は旋回流端面燃焼エンジンの O/F 値が燃焼時間に対して変化していることを意味し、時間平均的な当量比も一定とはなっていない。燃料端面の周方向における局所的な後退速度はほぼ対称な分布を持つ一方で、半径方向には中心と外周側に後退速度の極大値を持つ分布 (図4) となった。これらの局所後退速度分布は実験パラメータを変えても同様であることが明らかとなった。以上のデータをもとに燃料後退速度の影響パラメータとして GOX 流量、噴射位置と燃料端面の距離、旋回強さからなる軸方向後退速度予測式を構築した (図5)。

表1 FT-0070/GOX の燃焼実験データ

Exp. No.	$\dot{m}_{ox}$ [g/s]	$F$ [N]	$P_c$ [MPa]	$t_b$ [s]	$L_{ave}$ [mm]	$\dot{r}_{ax}$ [mm/s]	$G_{ox}$ [kg/(m <sup>2</sup> s)]	$\phi$ [-]	$\eta_c$ [-]
1	8.9	15	0.46	2.2	25.0	3.73	18.5	1.7	0.85
2	13.8	20	0.65	2.1	26.5	4.99	27.3	1.4	0.82
3	7.5	13	0.48	1.8	23.6	3.30	16.3	1.8	0.91
4	7.5	11	0.48	2.1	38.5	2.78	9.9	1.5	0.96
5	7.8	12	0.47	2.1	53.0	2.36	7.4	1.2	0.98
6	7.8	15	0.50	4.1	31.0	4.41	13.4	2.3	0.87
7	7.7	14	0.57	6.2	39.1	5.08	10.8	2.7	1.01
8	8.6	1	0.10	1.9	41.2	1.30	4.6	3.1	-
9	48.8	50	0.34	1.9	44.3	4.61	24.5	1.9	0.64
10	49.8	68	0.44	3.0	(57.7)	(11.9)	19.2	(4.9)	(0.78)

燃焼中の O/F 評価手法として O/F に対する濃度変化割合が大きい CO, CO<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>成分 (図6) に着目し燃焼ガスの濃度分析を行った。CO と CO<sub>2</sub> はエンジン性能から推定した O/F と値のずれが大きかったが、一方で O<sub>2</sub> は実験値とよく合うことを確認した。また、燃焼中のエンジン内部

に対して 200~700nm 範囲の分光計測を行った結果、C<sub>2</sub>やCOの線スペクトルが燃焼時間に対して変化することを確認したが、O/Fとの定量的な相関を求める点に課題を残している。

(2) LOX を用いた場合の高燃料後退速度と高燃焼効率の実証

LOX を用いた場合の代表的な軸方向燃料後退速度は 0.11mm/s、燃焼室圧 0.105MPa、推力 9N であった。これらの値は GOX の燃料後退速度式より予想される 4.70mm/s や 0.5MPa、150N よりもかなり小さい値であり、LOX では上手く気化しておらず燃焼効率も低い。LOX の可視化燃焼実験を試みたが、予期せぬリーク等の課題が生じたために実施出来ていない。

LOX インジェクターと燃焼室圧力との連成による燃焼振動を防止するため、液体ロケットエンジンを参考に LOX 用インジェクターを設計・製作した。LOX 噴射差圧を大きくすることで燃焼時の圧力変動は低減でき、燃焼振動を防止できる噴射孔径や差圧について目途を得た。

(3) 実験に適用できる低融点燃料の再検討

FT-0070 と融点が近く親和性も高いステアリン酸を選定し、その配合割合を 10~40%まで変更した結果、この範囲内では配合割合が増えるほど WAX 混合燃料の強度や引張強さが線形的に向上した。一方で、GOX による燃焼実験の結果、燃料後退速度は配合割合が増加するほど小さくなり、40%の場合に配合無しの場合の FT-0070 に比べて 1mm/s ほど値が低下した。この WAX 混合燃料でも LOX 燃焼実験では燃料の割れを克服出来なかった。そのため、WAX 燃料と同じく低融点燃料で、より柔軟性に優れた LT 燃料 (LT462) を新たな燃料に選定し LOX への適合性を検討した。LT 燃料に対する旋回流端面燃焼エンジンの基礎データを取得したところ、LT/GOX の燃焼状況は FT-0070/GOX の場合と同様であるが、その軸方向平均燃料後退速度は WAX に対して 2~3mm/s 程度低い値であった (図 5)。後退速度の減少は LT462 の粘度が FT-0070 よりも大きいことに起因すると考えられる。LT 燃料は LOX 燃焼時にも割れを生じずに使用できることを確認した。LT 燃料で燃料後退速度を向上するためには酸化剤の旋回流強さを大きくするなどが必要である。

## 5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 0 件)

[学会発表] (計 5 件)

- ① [Sakurai, T.](#), Oishige, Y., Saito, K.: Fuel Regression Behavior of Swirling-Injection End-Burning Hybrid Rocket Engine, 15th ICFD, OS4-3, 2018, pp.458-459.
- ② 斎藤和幸, 松田彩夏, [櫻井毅司](#): 低融点燃料を用いた旋回流端面燃焼型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼挙動, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2018-4306, 1N06, 2018.
- ③ Saito, K., Oishige, Y., Hayashi, D., [Sakurai, T.](#): Engine Performance of a Swirling-Injection End-Burning Hybrid Rocket Engine using LOX/Paraffin-based Fuel, 30<sup>th</sup> ISTS, 2017-o-5-07, 2017.
- ④ Oishige, Y., Hayashi, D., [Sakurai, T.](#): Fuel Regression Behavior of a Swirling-Injection End-Burning

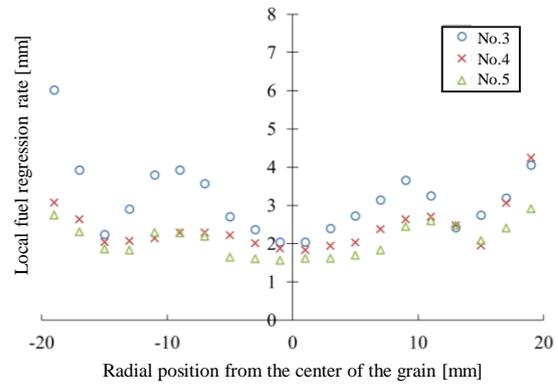


図 4 FT-0070/GOX の半径方向燃料後退速度分布

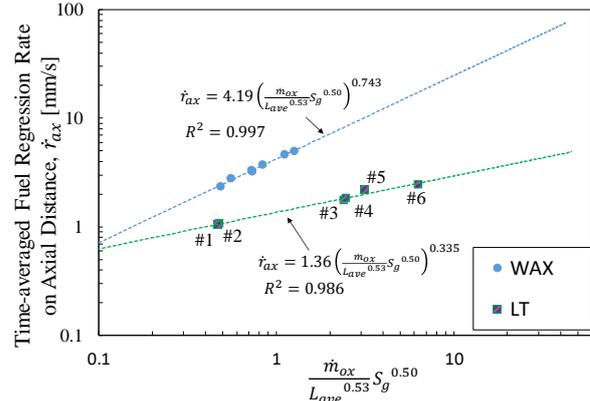


図 5 FT-0070/GOX の軸方向燃料後退速度と予測式

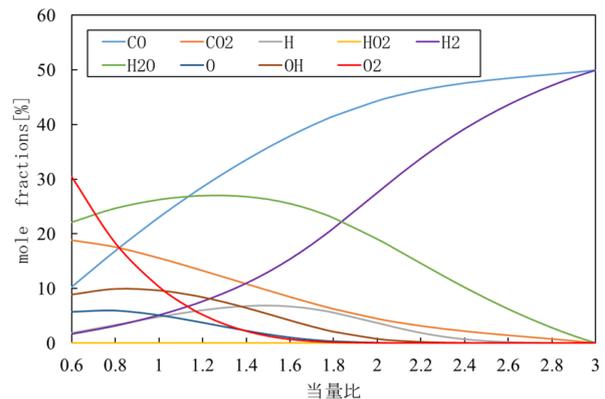


図 6 当量比と燃焼ガス成分濃度の関係 (ポリプロピレン/GOX の場合、当量比は O/F の逆数)

Hybrid Rocket Engine using Paraffin-based Fuels, 52nd AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4755, USA, Salt lake city, 2016.

- ⑤ Sakurai, T., Tomizawa, T., Hayashi, D., Oishige, Y.: Various studies on swirling-injection hybrid rocket engines, 13th ICFD, OS8-14, 2016, pp.382-383.

〔図書〕（計 0 件）

〔産業財産権〕

○出願状況（計 0 件）

○取得状況（計 0 件）

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.comp.sd.tmu.ac.jp/comb/index.htm>

## 6. 研究組織

(1) 研究分担者

なし

(2) 研究協力者

なし

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。