

SOFT-HRE の燃料後退速度に対する酸化剤温度の影響に関する 燃焼実験の試み

奈良知璃^{*1}, ティム・ホクソン^{*1}, 松井康平^{*1}, 北川幸樹^{*1}

^{*1} 九州工業大学

Preliminary combustion experiments on the effect of oxidizer temperature on fuel regression rate of SOFT-HRE

NARA Tomoaki^{*1}, TIM Hoksong^{*1}, MATSUI Kohei^{*1}, KITAGAWA Koki^{*1}

^{*1} Kyushu Institute of Technology

ABSTRACT

To apply the swirling oxidizer flow type to a hybrid rocket engine, it is necessary to vaporize liquid oxygen. The temperature of the oxidizer injected from the injector varies. The purpose of this study is to evaluate the effect of oxidizer temperature on fuel regression rate. We constructed an experimental system to investigate the effect of oxidizer temperature. We conducted combustion experiments of swirling oxidizer flow type hybrid rocket engine with changing oxidizer temperature as a parameter. As a result, it is found that the fuel recession rate increases as oxidizer temperature increases. Also, by substituting the geometrical swirl number and the slit cross-sectional area considering the temperature change into the existing equation for the fuel regression rate, the change of the fuel regression rate due to the oxidizer temperature change can be expressed.

Keywords: LOX, GOX, Fuel regression rate, PMMA, Swirl flow

概要

ハイブリッドロケットエンジンに酸化剤流旋回型を適用するには、液体酸素を気化させる必要があると考える。その場合、インジェクタから噴射させる酸化剤の温度は変化すると予想される。そのため、酸化剤温度が燃料後退速度に及ぼす影響を評価することを目的とした研究を行っている。本研究では、酸化剤温度の影響を調べることができる実験システムを構築した。酸化剤温度をパラメータとして、酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼実験を行い、定量的な評価を試みた。

1. はじめに

1.1. ハイブリッドロケットエンジン

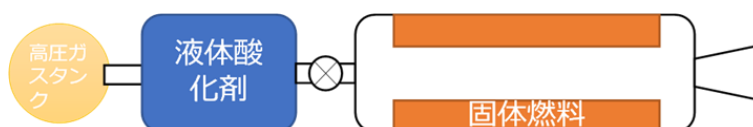


図 1 ハイブリッドロケットエンジン

ハイブリッドロケットは、液体ロケットや固体ロケットと並ぶ化学ロケットの一種である。液体

ロケットや固体ロケットが液体酸化剤-液体燃料や固体酸化剤-固体燃料のような同一の相の推進剤を使用するのに対して、ハイブリッドロケットは液体酸化剤-固体燃料のような異なる相の推進剤を用いるのが特徴である。ハイブリッドロケットエンジンの概念図を図1に示す。推進剤として液相酸化剤と固相燃料の組み合わせを用いるハイブリッドロケットは、推進剤の自発的混合が起こらないため「本質的に非爆発性の推進系(ENEPS)」であり、宇宙輸送システムから爆発ハザードを根本的に排除することができる。また、燃焼方式の観点でもハイブリッドロケットは従来の固体・液体ロケットと大きく異なり、境界層燃焼と呼ばれる拡散燃焼現象を基礎としている。このようにハイブリッドロケットは基本構造・燃焼方式レベルの技術革新を含む新しいロケットシステムである。^[1]

1.2. A-SOFT

ハイブリッドロケットの主な問題点は、低い燃料後退速度に起因して燃焼器が大型になることによる構造効率の低さと、酸化剤と燃料の質量混合比(O/F)の変動に起因する推進剤の化学エネルギーロスである。このロスには、推力制御時に O/F が最適値から大きく外れることによる比推力の低下と推進薬残渣が増大するロスを含む。上述の問題を解決する上では、燃料後退速度向上技術と燃料後退速度制御技術の獲得が重要である。A-SOFT 技術は、燃焼器に噴射される酸化剤の質量流量と旋回強度(燃料グレイン入り口における酸化剤流のswirl数)を独立に操作することにより、燃料後退速度の向上と制御を同時に実現するものである。^[1]

1.3. 再生冷却気化ノズル

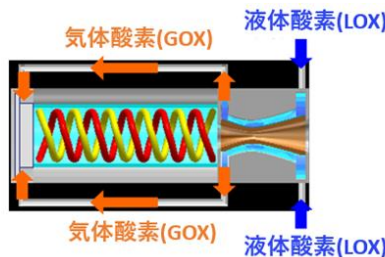


図 2 再生冷却気化ノズルの概念図

液体酸素 (LOX) を効率的に気化させる方法として、再生冷却式気化ノズルが提案されている。再生冷却式気化ノズルの概略図を図2に示す。ノズルの壁面に沿って LOX を流し、ノズル内を流れる燃焼ガスの熱を利用して LOX を気化させる。これにより、気体の場合に比べ小さな容積で多くの酸化剤質量を搭載することができ、A-SOFT 技術の効果を最大限に発揮する気体の状態の酸化剤を燃焼室へ噴射出来る。また、それと同時に燃焼時に高温となるノズルの冷却が行えるため、長時間の燃焼が可能である。

1.4. 先行の研究

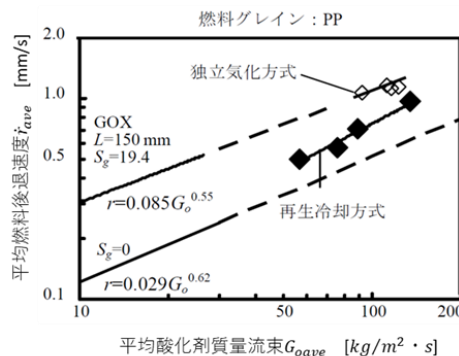


図 3 平均酸化剤質量流束と平均燃料後退速度の関係^[2]

再生冷却気化ノズル付き A-SOFT HRE を設計する上での大きな問題点の一つに、酸化剤の温度変化に伴う燃料後退速度の変化が挙げられる。北川らの研究^[2]によると図 3 に示すように、再生冷却方式を用いた低温の酸素を用いた場合、燃料後退速度が低下することが分かった。

また、北川らは別の研究^[3]で LOX を常温の配管内に流し、気化させることで低温の酸素を得て燃焼実験を行った。その結果、平均酸素温度が -100°C 程度と -10°C 程度の実験データが得られた。しかし、流量の変動を抑えるためにオリフィス径を小さくしたことで、オリフィス通過時に差圧から沸点に達し、キャビテーションが生じたことにより流量計測が十分に行えなかった。そのため、酸素温度の燃料後退速度への影響を定量的に評価するには至っていない。

1.5. 目的

再生冷却気化ノズル付き A-SOFT HRE の設計をする際に必要になる、酸化剤温度と燃料後退速度の関係を定量的に把握するために、以下の三つの目的を定めた。

- (1) 複数の流量に対して、異なる温度の酸化剤を供給できる酸化剤供給装置を製作し、酸化剤温度の影響を調べることができる実験システムを構築する。
- (2) 酸化剤温度が燃料後退速度に及ぼす影響を周方向流速の観点から評価する。
- (3) 酸化剤の温度変化に対応できる燃料後退速式を得る。

2. 実験装置

2.1. エンジン

本研究ではノズルの無い開放型のハイブリッドロケットエンジンを用いて燃焼実験を行った。エンジンの断面図を図 4 に示す。このエンジンは、軸流インジェクタフランジ、軸流インジェクタ、旋回流インジェクタ、旋回流インジェクタフランジ、PMMA、イグナイタ、後部フランジから構成される。イグナイタには 0.8mm のニクロム線を使用しており、カーバッテリーによって約 11V でジュール加熱される。エンジンに用いた、旋回流インジェクタ、軸流インジェクタの寸法を図 5、図 6 に示す。旋回流インジェクタは研究実績の多い $\text{Sg}=19.4$ のものを採用した。形状スワール数の定義を式(1)に示す。

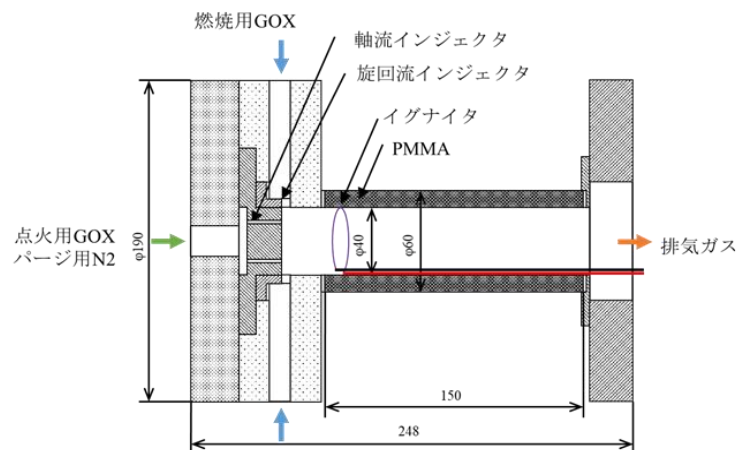


図 4 エンジン断面図

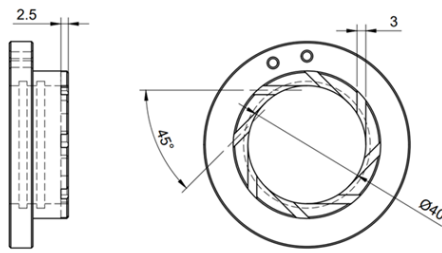


図 5 旋回流インジェクタ

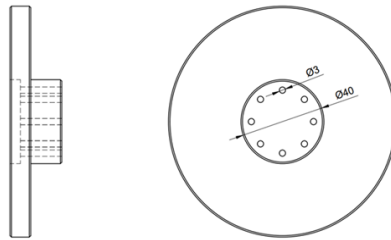


図 6 軸流インジェクタ

$$S_g = \frac{P_{\theta}}{P_x R_x} = \frac{(R_x - \frac{W}{2}) \dot{m}_o v_{\theta}}{R_x \dot{m}_o v_x} = \frac{R_x - \frac{W}{2}}{R_x} \frac{R_x^2 \pi}{A_s} \dots \text{式(1)}$$

2.2. 供給系

供給系，加熱系，計測系の概略図を図 7 に示す．供給系は燃焼用 GOX 供給ラインの加熱系以外，点火用 GOX 供給ライン，消火用 GN2 供給ライン，NC 弁を動かす Air 供給ラインから構成されている．今回は本実験と同じ場所で液体酸素熱伝達特性計測実験を行うので燃焼用酸素供給ラインから液体酸素熱伝達特性計測実験で用いられる LOX 供給系にもつながるようになっている．

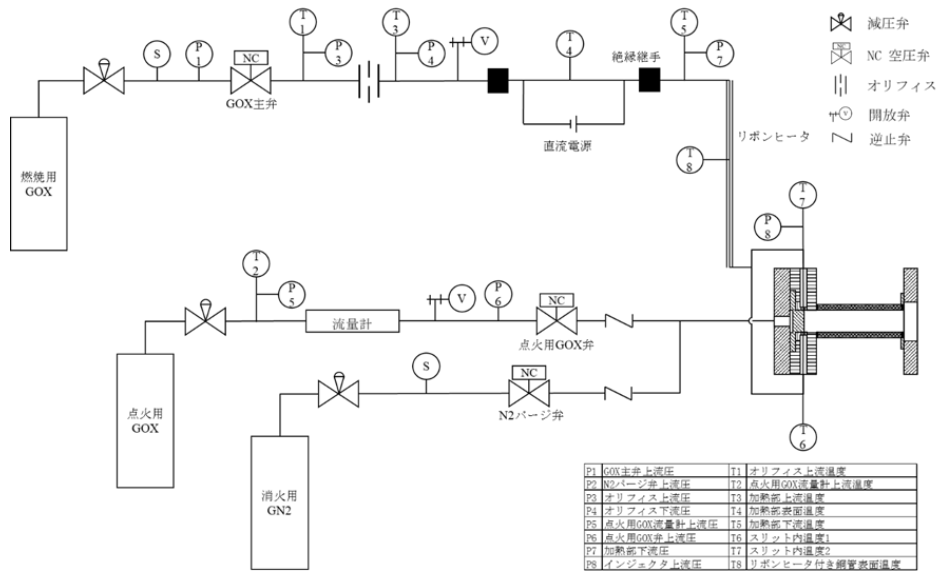


図 7 供給，計測系概略図(燃焼実験時)

2.3. 加熱系

加熱系は，燃焼用 GOX ラインの絶縁継手，ステンレス管，直流電源及びそのインターフェイスで構成され，7.7V を印加することで流量 20g/s の酸素を -5°C から 100°C に加熱できる設計である．ステンレス管は SUS316 製の外径 3/8inch，肉厚 0.035inch，長さ 0.8m のものを用いた．電源には直流安

定化電源 (PAT20-400T, 菊水電子工業株式会社) を使用した. この直流安定化電源の最大出力は 8kW (定格電圧 20V, 定格電流 400A) である. 初期印加電圧の設定, および出力中の電圧の調整が, 前面のパネルの操作で可能である. 電源とステンレス管のインターフェイスは銅製のものを使用しており, 蝟接によってステンレス管と密着させている. 電源ケーブルとインターフェイスはボルトとナットによる締め付けで固定している.

2.4. 計測系

流量検定, 酸素加熱試験で計測した項目を表 1 に, 燃焼実験で計測した項目を表 2 に示す. 各箇所の温度, 圧力, を計測している. サンプルングレートは 20Hz でデータを記録している.

表 1 流量検定, 酸素加熱試験の計測項目

名称	項目	名称	項目
P1	GOX主弁上流圧	T1	オリフィス上流温度
P2	N2バージ弁上流圧	T2	点火用GOX流量計上流温度
P3	オリフィス上流圧	T3	加熱部上流温度
P4	オリフィス下流圧	T4	加熱部表面温度
P5	点火用GOX流量計上流圧	T5	加熱部下流温度
P6	点火用GOX弁上流圧	T6	マニホール内温度1
P7	加熱部下流圧	T7	マニホール内温度2
P8	インジェクタ上流圧	T8	リボンヒータ付き銅管表面温度
		T9	スリット出口温度

表 2 燃焼実験の計測項目

名称	項目	名称	項目
P1	GOX主弁上流圧	T1	オリフィス上流温度
P2	N2バージ弁上流圧	T2	点火用GOX流量計上流温度
P3	オリフィス上流圧	T3	加熱部上流温度
P4	オリフィス下流圧	T4	加熱部表面温度
P5	点火用GOX流量計上流圧	T5	加熱部下流温度
P6	点火用GOX弁上流圧	T6	スリット内温度1
P7	加熱部下流圧	T7	スリット内温度2
P8	インジェクタ上流圧	T8	リボンヒータ付き銅管表面温度

2.5. 制御系

制御は操作パネルで行う. 操作パネルは, DC 電源スイッチ, イグナイタスイッチ, 燃焼用 GOX 弁スイッチ, 点火用 GOX 弁スイッチ, 消火用窒素スイッチ, 自動手動運転切り替えスイッチ, 実験シーケンスを開始する自動運転スイッチ, キースイッチ, 異常事態が起きたとき緊急で消火を行い, 他をストップさせる緊急停止スイッチがある. 本実験では複雑な操作によるヒューマンエラーを回避する目的で, 自動運転でバルブの開閉や電圧の印加を行う. シーケンスはプログラムリレーを用いて実行される. それぞれの時間は容易に変更することが可能となっている.

2.6. 燃料後退速度計測装置

平均燃料後退速度および局所燃料後退速度算出のために, 図 8 に示す燃料後退速度計測装置を作成した. 燃料後退速度計測装置は高精度電子天秤とレーザ測距センサから構成されており, 外径 60mm, 長さ 150mm の PMMA 燃料の質量と内径が計測可能である. 内径を計測する際は, 燃料底部にフタをしてポート内に水を入れ, レーザ測距センサで水位を, 電子天秤で水の質量を計測し, 水の体積を求めて半径を算出する.

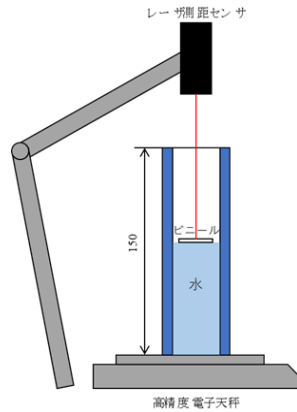


図 8 燃料後退速度計測装置

3. 実験条件，結果および考察

3.1. 流量検定

本研究では燃焼時の酸素質量流量を算出するために，加熱装置上流でオリフィスを用いて流れをチョークさせた．チョークが起こっている場合，式(2)のような関係が成り立つ．

$$\dot{m} = C_d A_{ori} P_u \sqrt{\frac{\gamma}{RT_u} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \dots \text{式(2)}$$

式(2)から酸素質量流量はオリフィス上流圧に比例するため，式(3)のように表現できる．この関係を利用して酸素質量流量を求めた．その際，比例定数 a を求めるために流量検定を行った．流量検定の条件を表 3，結果を図 9，10 に示す．

$$\dot{m} = a P_u \dots \text{式(3)}$$

表 3 流量検定条件

番号	目標値		実験パラメータ	
	酸素質量流量	オリフィス上流圧	オリフィス直径	設定圧
単位	[g/s]	[MPa]	[mm]	[MPa]
流量検定01	4	4.1	0.7	4.3
		4.4		4.6
		4.7		4.9
		4.9		5.2
		5.2		5.5
流量検定02	8	1.5	1.7	1.9
		1.8		2.2
		2.0		2.5
		2.3		2.8
		2.5		3.1

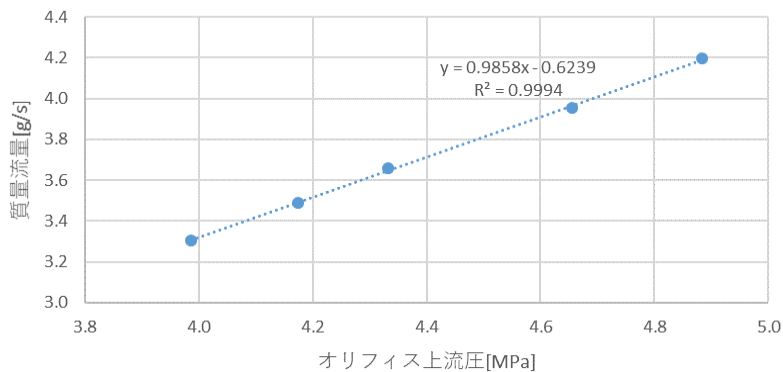


図 9 流量検定 01 結果

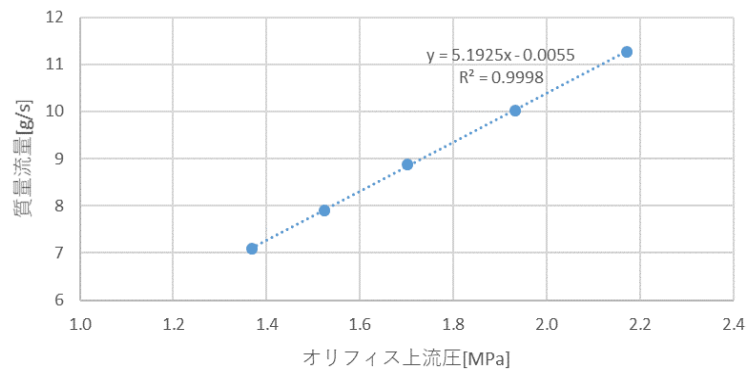


図 10 流量検定 02 結果

3.2. 酸素加熱試験

本研究では、ステンレス管をジュール加熱し、その管内に酸素を流すことで酸素を加熱した。酸素加熱試験では、目標温度付近に到達するための予熱時間と印加電圧を調べた。

T9 はスリット出口の温度を計測しており、その計測位置を図 11 に示す。



図 11 出口温度計測位置

酸素加熱試験 01 から 05 は以下の流れで行った。

- (1) リボンヒータで銅管を目標温度付近まで加熱しておく。
- (2) GOX 主弁を閉止した状態で、ステンレス管に任意の電圧を印加しジュール加熱を行う。
- (3) ステンレス管の表面温度がある値に到達したタイミングで GOX 主弁を解放し酸素を流す。
- (4) 酸素が目標温度付近に到達するまでの時間を計測する。
- (5) 酸素が目標温度付近に到達したら、ジュール加熱を止め GOX 主弁を閉止する。
- (6) 目標温度に達した場合は目標温度到達の 10 秒前からの平均の温度上昇速度、最終温度到達の 10 秒前からの平均の温度上昇速度を算出する。

この試験を複数の条件で繰り返し行い、目標温度付近に到達するための予熱時間と印加電圧を調べた。

酸素加熱試験 06 では、各インジェクタスリットに図 12 の様に番号を付け、加熱試験中にスリット出口に熱電対を近づけることで、スリットごとの温度分布を計測した。

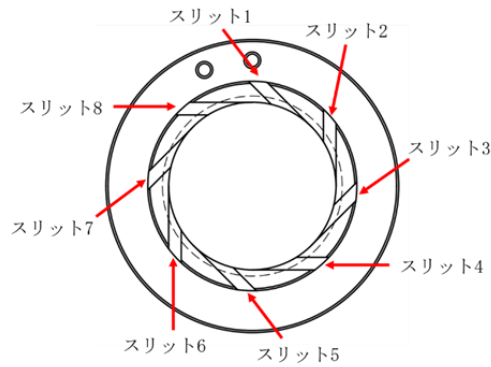


図 12 スリット名称

3.2.1. 酸素加熱試験条件

酸素加熱試験の条件を表 4, 表 5 に示す.

表 4 酸素加熱試験条件 1

番号	目標値		実験パラメータ		
	酸素温度	温度上昇速度	酸素質量流量	印加電圧	ステンレス管予熱温度
単位	[°C]	[°C/s]	[g/s]	[V]	[°C]
酸素加熱試験01	50	0.5	4.0	5.0	200
酸素加熱試験02	100	0.5		7.0	250
酸素加熱試験03	50	0.5	8.0	5.0	200
酸素加熱試験04	100	0.5		7.0	250
酸素加熱試験05	50	0.5	4.0	5.0	200

表 5 酸素加熱試験条件 2

番号	目標値		実験パラメータ	
	スリット出口温度		酸素質量流量	印加電圧
単位		[°C]	[g/s]	[V]
酸素加熱試験06	スリット1	50	4.0	5.0
	スリット2			
	スリット3			
	スリット4			
	スリット5			
	スリット6			
	スリット7			
	スリット8			

3.2.2. 酸素加熱試験結果

酸素加熱試験 01, 05, 06 の結果を図 13, 図 14, 図 15 に示す.

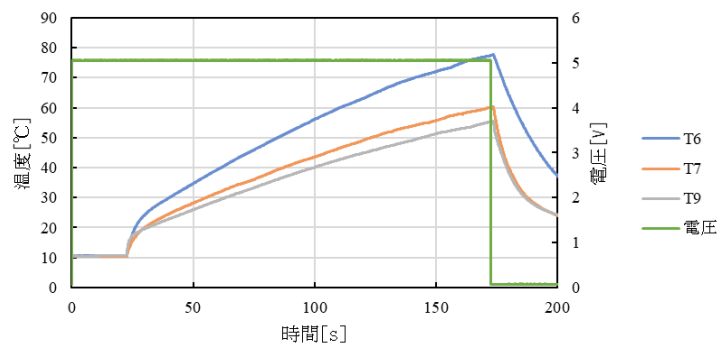


図 13 酸素加熱試験 01 結果

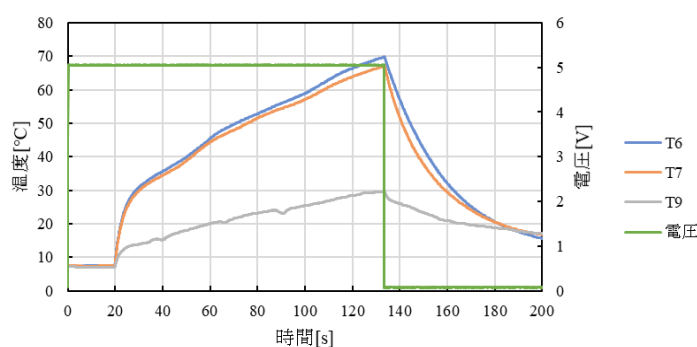


図 14 酸素加熱試験 05 結果

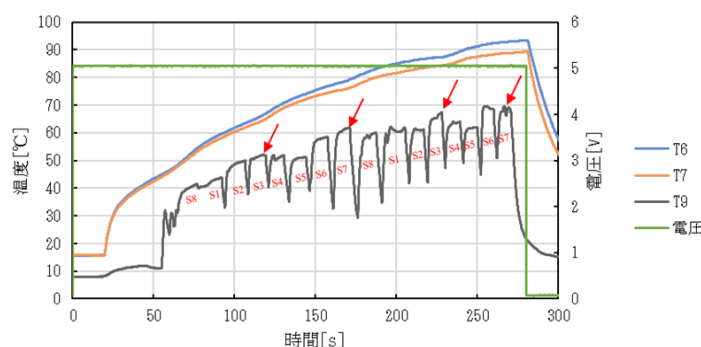


図 15 酸素加熱試験 06 結果

酸素加熱試験 01～06 のすべての加熱試験において，酸素供給開始から徐々に温度上昇が緩やかになっていく傾向が確認できた．酸素加熱試験 01 では T7 がフランジに接触していたため温度が小さく出ており，図 14 では T6，T7 の温度に大きな差異が生じている．また，図 15 からスリットごとの温度分布に関しては，酸素が供給される方向にスリットの入口を持つスリット 3,7 の温度が他よりも高いことが確認できた．さらに，図 13 と図 14 のから，マニホールド内の温度 T6，T7 とインジェクタ出口の温度 T8 の関係の再現性は低いことが確認できた．

酸素加熱試験 01～04 において，酸素流量，酸素温度，印加電圧，平均の温度上昇速度，加熱時間の関係を表 6 に示す．

表 6 温度上昇速度と加熱時間

酸素流量 [g/s]	印加電圧 [V]	酸素温度 [°C]	温度上昇速度 [°C/s]	加熱時間 [s]
4.0	5.0	51.3	0.2	150
4.3	7.0	89.2	0.3	175
8.0	5.0	50.0	0.1	125
8.1	7.0	91.1	0.1	175

表 6 から酸素質量流量によらず，5V，7V の印加でスリット出口温度は約 50°C，約 90°C に加熱できることが分かった．また，温度上昇速度は 0.1～0.3°C/s であることが確認できた．さらに，加熱に必要な時間を計測することができた．

マニホールド内の温度 T6，T7 とインジェクタ出口の温度 T8 の関係の再現性は低いことから，燃焼時の酸素温度計測には出口温度を直接計測する方法が適していると考えられる．

3.3. 燃焼実験

3.3.1. 燃焼実験条件及び結果

燃焼実験の条件を表 7，シーケンスを図 16，表 8 に示す。

表 7 燃焼実験条件

実験番号	目標値		実験パラメータ				固定値	
	酸化剤質量流量	酸素温度	オリフィス直径	設定圧	加熱電圧	加熱時間	燃焼時間	燃焼室圧
燃焼実験01	4	10	0.7	5.3	-	-	15	0.1
燃焼実験02		50			5	150		
燃焼実験03		90			7	175		
燃焼実験04	8	10	1.7	2.2	-	-	10	
燃焼実験05		50			5	125		
燃焼実験06		90			7	175		

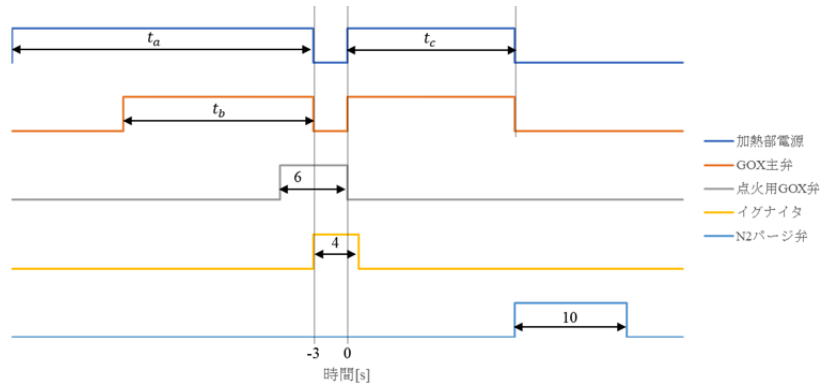


図 16 シーケンス図

表 8 シーケンス表

実験番号	t _a	t _b	t _c
燃焼実験01	-	-	15
燃焼実験02	170	150	
燃焼実験03	212	200	
燃焼実験04	-	-	10
燃焼実験05	145	125	
燃焼実験06	215	200	

燃焼実験 06 の酸素質量流量とスリット内温度の時間履歴を図 17 に，燃焼実験の結果を表 9 に，平均燃料後退速度を図 18 に，局所燃料後退速度の分布を図 19 に示す。

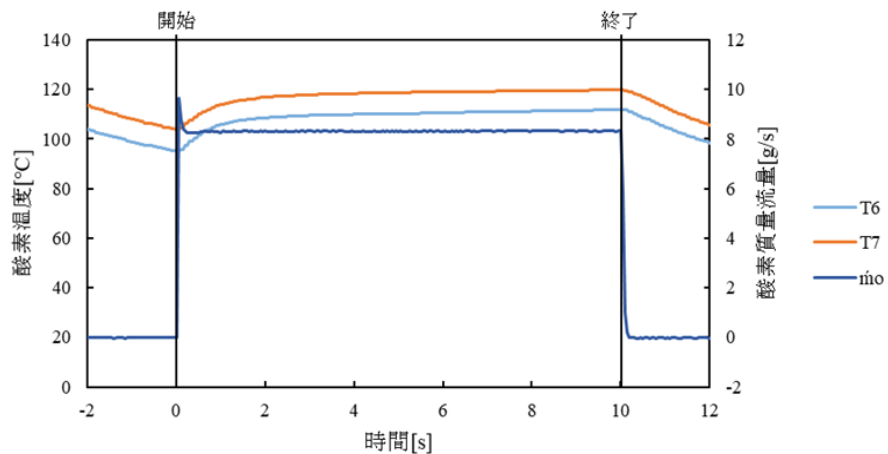


図 17 燃焼実験 06 時間履歴

表 9 燃焼実験結果

実験番号	実験結果							燃焼時間
	平均酸素 質量流量	平均酸素 温度	平均酸素 温度変化量	平均燃料 質量流量	O/F	平均酸素 質量流束	平均燃料 後退速度	
単位	[g/s]	[°C]	[°C]	[g/s]	[-]	[kg/m ² /s]	[mm/s]	[s]
燃焼実験01	4.1	12.6	6.5	2.9	1.42	2.99	0.12	15
燃焼実験02	4.2	74.8	14.4	3.2	1.33	3.04	0.13	
燃焼実験03	4.1	124.6	22.8	3.1	1.33	2.94	0.13	
燃焼実験04	8.2	8.0	4.1	4.2	1.96	6.00	0.18	10
燃焼実験05	8.6	67.7	5.6	4.6	1.87	6.09	0.19	
燃焼実験06	8.8	113.5	16.4	5.2	1.68	6.25	0.22	

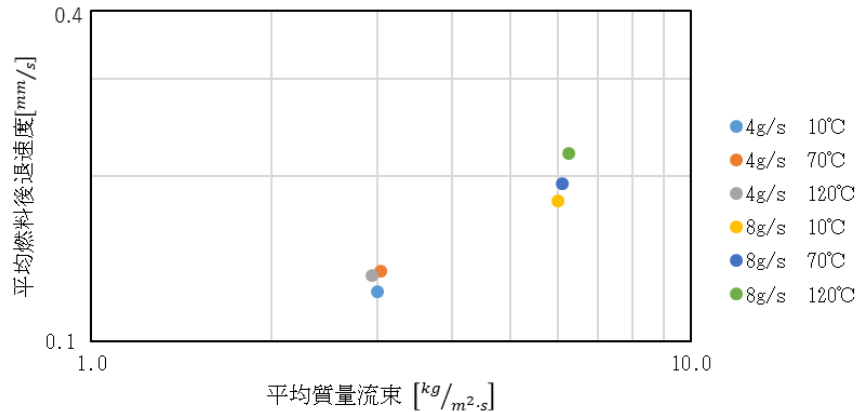


図 18 平均燃料後退速度

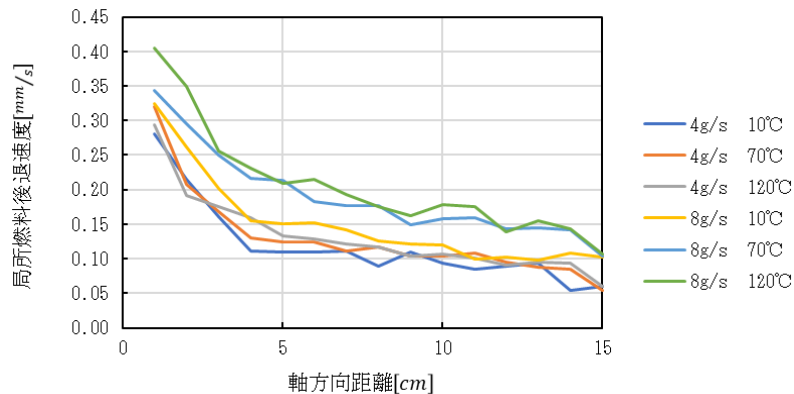


図 19 局所燃料後退速度

各燃焼実験の時間履歴から、酸素を加熱しない燃焼実験ではスリット出口の酸素温度が一度低下し、その後定常状態になることが分かった。一方で、酸素を加熱した燃焼実験ではスリット出口の酸素温度が上昇し、その後定常状態になることが分かった。表 9 から、T6, T7 の平均を燃焼時間で平均した酸素温度は流量によらず約 10°C, 約 70°C, 約 120°C であった。また、T6, T7 の平均の燃焼時間における最大値と最小値の差である平均酸素温度変化量は 4.1~22.8°C であった。

図 18 から、酸素流量によらず加熱した酸素を用いた方が平均燃料後退速度が大きくなることが分かった。図 19 から、局所燃料後退速度は、酸素流量、酸素温度によらず、下流側に向かって上流側の端からある距離までは急激に減少し、その後なだらかに減少していく傾向が確認できた。

ここで、質量流束と燃料後退速度の算出方法について述べる。質量流束は、酸化剤質量流量を流路面積で除したものであり、平均質量流束 G_{oave} を式(4)の様に定めた。燃料後退速度は燃料内半径の増加量を燃焼時間で除したものであり、平均燃料後退速度 f_{ave} 、局所燃料後退速度 f_{local} を式(5)(6)の様に求めた。

$$G_{oave} = \frac{\dot{m}_{oave}/1000}{A_{nve}} \dots \text{式(4)}$$

$$\dot{r}_{ave} = \frac{\frac{d_{2ave}-d_{oave}}{2}}{t_c} \dots \text{式(5)}$$

$$\dot{r}_{loc} = \frac{\frac{d_{2loc}-d_{oloc}}{2}}{t_c} \dots \text{式(6)}$$

3.3.2. 酸素加熱試験考察

燃料の後退は拡散火炎領域からの熱伝達により燃料表面が加熱され、熱分解されることで起こる。こうした境界層燃焼において、湯浅氏らは、“後退速度は主に燃料表面と火炎との距離 h_f に支配される。” “一般に、乱流壁面噴流の境界層厚さは、旋回する酸素壁面噴流の噴射速度 U_0 に依存すると考えられており、境界層厚さは h_f に相当すると考えられる。”^[4] と述べている。本研究ではこの考えを元にスリット出口の噴射速度に着目しながら考察を行っていく。

まず、燃焼中のスリット出口における酸素流速を算出する。本実験では、ノズルのない開放型のエンジンをを用いたため、スリット出口圧力 P_s は大気圧と等しく一定であると仮定するとスリット出口での流速は式(7)のように表すことができる。

$$U_s = \frac{\dot{m}}{\rho_s A_s} = \frac{RT\dot{m}}{P_s A_s} \dots \text{式(7)}$$

ここで、出口流速が後退速度に大きく影響を与えること考えると、酸素温度が異なる場合でも出口流速が等しければ、同一の後退速度が得られると予想できる。そこで、スリット断面積 A_s を変数として出口速度を制御し、加熱後の出口流速を 0°C の酸素で再現することで、後退速度の変化を表現する。ここで、温度変化を考慮したスリット面積 A_{sT0} を式(8)のように定義する。

$$A_{sT0} = \frac{273.15}{T_s+273.15} A_s \dots \text{式(8)}$$

A_s の変化に伴う形状スワール数 S_g の変化について考える。温度変化を考慮した形状スワール数 S_{gT0} を式(9)のように定義する。

$$S_{gT0} = \frac{R_x - \frac{W}{2} R_x^2 \pi}{R_x A_{sT0}} = \frac{R_x - \frac{W}{2} R_x^2 \pi T_s + 273.15}{R_x A_s \cdot 273.15} = \frac{T_s + 273.15}{273.15} S_g \dots \text{式(9)}$$

A_{sT0} および S_{gT0} を実験条件ごとにまとめたものを表 10 に示す。

表 10 A_{sT0} と S_{gT0}

実験番号	酸素温度	酸素質量流量	気体定数	A_s	スリット出口圧	スリット出口速度	A_{sT0}	S_{gT0}
単位	[$^\circ\text{C}$]	[g/s]	[J/kg*K]	[mm^2]	[MPaA]	[m/s]	[mm^2]	[-]
燃焼実験01	12.6	4.1	259.8	60	0.102	49.3	57.4	20.3
燃焼実験02	74.8	4.2				97.7	47.1	24.7
燃焼実験03	124.6	4.1				61.6	41.2	28.2
燃焼実験04	8.0	8.2				123.8	58.3	19.9
燃焼実験05	67.7	8.6				69.9	48.1	24.2
燃焼実験06	113.5	8.8				145.1	42.4	27.4

田村氏らは、式(10)における a , n とスワール数 S_g の関係を表 11 の様にまとめている^[4]。

$$\bar{r} = aG_o^n \dots \text{式(10)}$$

表 11 形状スワールに対する係数の実験値

S_g [-]	$a \left[\frac{mm}{sec} \left(\frac{g}{cm^2 \cdot sec} \right)^{-n} \right]$	n [-]
32.2	0.310	0.552
19.4	0.256	0.622
9.7	0.213	0.572
7.1	0.194	0.623
0	0.105	0.574

n はスワール数 S_g によらず約0.6であり、旋回流である $S_g=7.1, 9.7, 19.4, 32.3$ と a の関係は式(11)のようになる。

$$a = 0.1066S_g^{0.3031} \dots \text{式(11)}$$

この関係を用いて、 S_g と S_{gTO} のそれぞれから a を計算し、 n を変数とする最小二乗法による近似の結果を図20、図21に示す。ただし、縦軸には後退速度を a で除したものを、横軸には質量流束を取る。

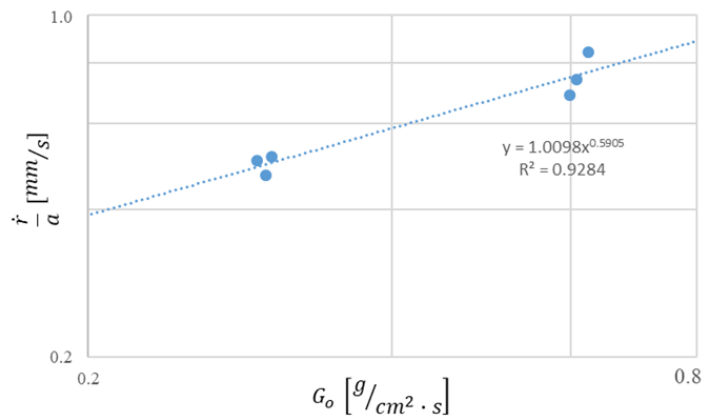


図20 S_{gTO} を用いた平均燃料後退速度の近似

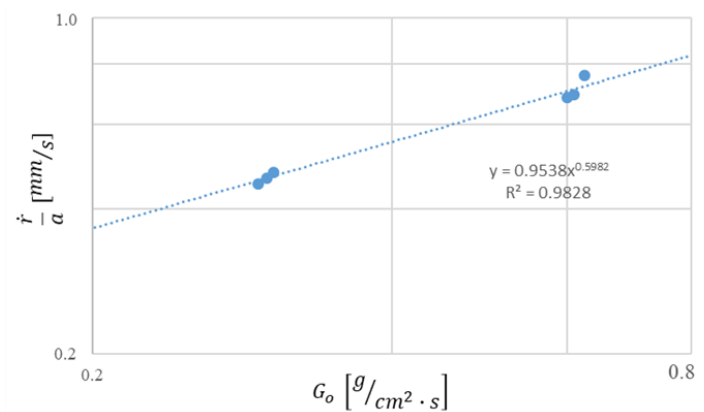


図21 S_{gTO} を用いた平均燃料後退速度の近似

温度変化を考慮した形状スワール数 S_{gTO} を用いた近似の方が、 S_g を用いた近似よりも R^2 が1に近いことから、 S_{gTO} を近似式に用いることで、より実験値に近い値を得られることが明らかになった。また、このことから、出口流速が後退速度に大きく影響を与えるという考えに基づく、酸素温度が異なる場合でも出口流速が等しければ、同一の後退速度が得られるという予想の正当性を確認できた。

次に、より細分化した区間での後退速度に対する S_{gTO} の有効性を確認する。湯浅氏は、局所燃料後退速度の分布から前方領域と後方領域を定義し、それぞれの領域において近似式を構築した⁵⁾。前方領域の近似式を式(12)、後方領域の近似式を式(13)に示す。

$$\dot{r}_f = a' \left(\frac{\dot{m}_{oave}/A_s}{\mu} S_g \right)^{n'} \quad \dots \text{式(12)}$$

$$\dot{r}_b = a'' \left(\frac{\dot{m}_{oave} d_{lave}}{A_{lave} d_0} S_g \right)^{n''} \quad \dots \text{式(13)}$$

式(12)に S_g , A_s , μ および S_{gT0} , A_{sT0} , μ を代入したものを図 22, 図 23 に, 式(13)に S_g , A_s および S_{gT0} , A_{sT0} を代入したものを図 24, 図 25 に示す. 粘性係数 μ は式(14)を用いる.

$$\mu = 2.04 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T_s}{273.15} \right)^{\frac{3}{2} \frac{273.15+125}{T_s+125}} \quad \dots \text{式(14)}$$

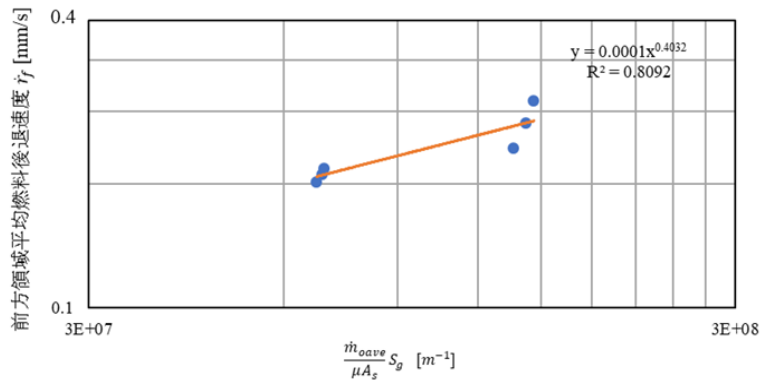


図 22 S_g , A_s , μ を用いた前方領域平均燃料後退速度の近似

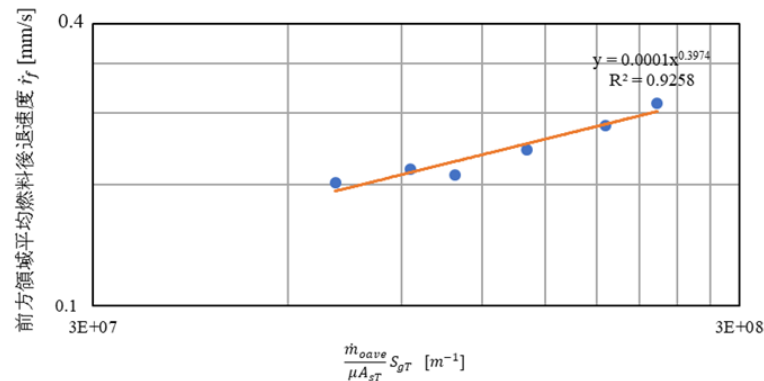


図 23 S_{gT0} , A_{sT0} , μ を用いた前方領域平均燃料後退速度の近似

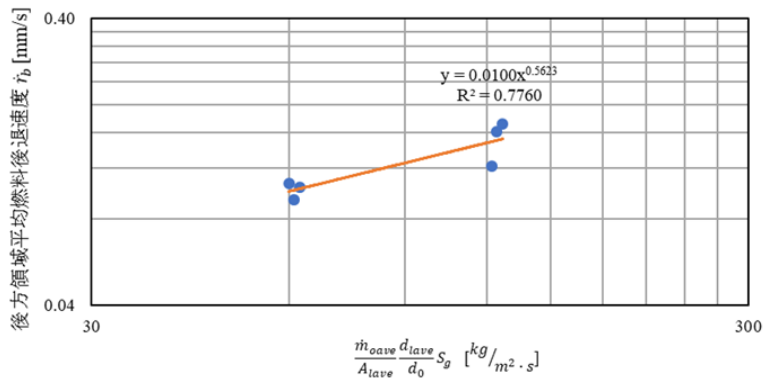


図 24 S_g を用いた後方領域平均燃料後退速度の近似

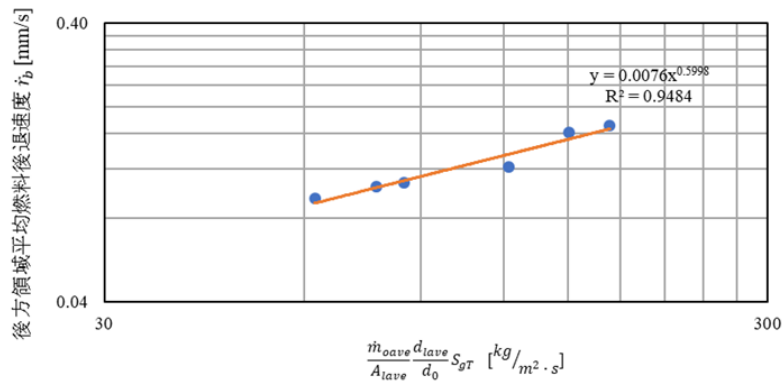


図 25 S_{gT0} を用いた後方領域平均燃料後退速度の近似

図 22～25 から S_{gT0} , A_{sT0} , μ を用いることで、温度変化に伴う後退速度の変化を表現できることが明らかになった。

4. まとめ

複数の流量で異なる温度の酸化剤を供給して行った燃焼実験及び後退速度計測の結果から以下のことが明らかになった。

- (1)ジュール加熱を用いて、複数の流量に対して、異なる温度の酸化剤を供給できる酸化剤供給装置を製作し、酸化剤温度の影響を調べることができる実験システムを構築した。
- (2)燃焼実験の結果、酸化剤温度が上昇すると燃料後退速度が大きくなることを確認した。
- (3)出口流速が燃料後退速度に影響するという考えをもとに、温度変化を考慮した形状スワール数 S_{gT} 、温度変化を考慮したスリット断面積 A_{sT} を既存の後退速度近似式に代入することで、温度変化による後退速度の変化を表現することができた。

参考文献

- [1] ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ,平成 28 年度ハイブリッドロケット研究 WG 成果報告書, 2017, pp.3,14
- [2] 北川幸樹, 湯浅三郎, 酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンへの液体酸素適用に関する研究, 東京都立科学技術大学・平成 19 年年(2007 年)度博士論文, 2007, pp.103-128
- [3] 北川幸樹, 木村永翔, 嶋田徹, 酸素温度を変化させた SOFT ハイブリッドロケット燃焼実験, HR-2019-003, 2019, pp.12-13
- [4] Tamura T, Yuasa S, Yamamoto K, Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets, AIAA 99-2323, 1999, pp.3
- [5] Yuasa S, Shiraishi N, Hirata K, Controlling Parameters for Fuel Regression Rate of Swirling-oxidizer-flow-type Hybrid Rocket Engine, AIAA 2012-4106, 2012, pp.8-11