

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

北川 幸樹^{*1}, 木村 永翔^{*1,2}, 嶋田 徹^{*1}

^{*1} JAXA 宇宙科学研究所

^{*2} 東京大学大学院工学系研究科、修士課程

Combustion Test of SOFT Hybrid Rocket with Changing Oxygen Temperature

Koki KITAGAWA ^{*1}, Nobuhiro Kimura ^{*1,2}, Toru SHIMADA ^{*1}

^{*1} Institute of Space and Astronautical Science, JAXA

^{*2} School of engineering, The university of Tokyo, Master student

ABSTRACT

The purpose is to investigate the effect of the temperature of the oxidizer injected in the swirl direction on the fuel regression rates necessary for high-precision thrust-O/F simultaneous control for a A-SOFT hybrid rocket with a regenerative cooling nozzle. An oxygen supply system capable of changing the oxygen temperature at the injector has been constructed and combustion experiments have been conducted in which the oxygen temperature at the injector is changed. Data of the fuel regression rate with different oxygen temperature are obtained. It is confirmed that the regression rates are lower in the case of using GOX at low temperature than that in the case of using GOX at ordinary temperature. Even with the same swirl injector, there is a tendency that the fuel regression rate becomes lower as the oxygen temperature decreases. It is found that the oxygen temperature at the orifice for measuring flow rate becomes boiling point and the flow rate cannot be measured correctly because the diameter of the orifice is too small.

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

概要

再生冷却ノズル付きの A-SOFT ハイブリッドロケットで高精度の推力・O/F 同時制御を行うために必要な、旋回方向に噴射した酸化剤の温度の燃料後退速度への影響を調査することを目的に、インジェクタでの酸素温度を変化させることが可能な酸素供給系を構築し、酸素温度を変化させた燃焼実験を実施した。燃焼実験に成功し、異なる酸素温度の燃料後退速度データが得られた。常温の GOX を用いた場合に比べ、 -100°C 程度もしくは -10°C 程度の GOX を用いた場合の方が燃料後退速度が低下することが確認され、同じ旋回インジェクタでも酸素温度が低い方が、燃料後退速度が低くなる傾向が得られた。本実験では、オリフィス径が小さ過ぎるため、オリフィスを通過する酸素温度が沸点となり、正確に流量を計測できないことが分かった。

1. はじめに

液体酸化剤と固体燃料を組み合わせたハイブリッドロケットは、その独特の燃焼形態から推進剤の自発的混合が起こらず、本質的に非爆発性の推進系である^[1]。超小型衛星打上げ機や高機能観測ロケット、有人打上げ機などに適している。それを実現するためには、推力制御が重要な技術の一つである。推力制御を行うと、従来のハイブリッドロケットでは、O/Fシフトが発生し、効率が低下する。それを解決するために、推力及び混合比 (O/F) の制御能力を持った強度可変酸化剤流旋回型 (Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type : A-SOFT) ハイブリッドロケットエンジンが提案されている^[2]。A-SOFTは、軸・周方向の酸化剤インジェクタを備え、酸化剤流量と旋回強度を同時に制御し、高効率での推力・O/F制御を実現できる。A-SOFTのキー技術の一つに、酸化剤の気化技術が

挙げられる。

酸化剤を気化する手法として、再生冷却ノズルを用いた研究が行われている^[3]。過去の再生冷却気化ノズルを用いたハイブリッドロケットエンジンの結果、気化し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明らかになっている。旋回流インジェクタから噴射される酸素密度が大きくなり、インジェクタ孔からの噴射速度は小さくなり、インジェクタが単位時間に噴射する角運動量（角運動量流量）が低下したためと考えられる。旋回流を用いて燃料後退速度を精度良く制御するためには、噴射する酸化剤の温度の影響を把握する必要がある。

そこで、本研究では、再生冷却ノズル付きのA-SOFTハイブリッドロケットで高精度の推力・O/F同時制御を行うために必要な、旋回流方向に噴射した酸化剤の温度の燃料後退速度への影響を調査することを目的に、酸素温度を変化させることが可能な酸素供給系を構築し、酸素温度を変化させた燃焼実験を実施^[4]し、酸素温度の違いによる燃料後退速度への影響を調査した。

2. 実験装置

2.1. A-SOFTハイブリッドロケット燃焼器

図1にA-SOFTハイブリッドロケット燃焼器概略図を示す。フロントフランジ、SUS円盤、軸流インジェクタ、旋回流インジェクタ、グレイン兼燃焼室、大気開放ノズル、点火器で構成される。燃料グレインは燃焼室と兼用で、透明アクリル（PMMA）製であり、燃焼器内部の燃焼の様子を側面から直接観察可能である。酸素流量を調整しやすいように、燃焼室圧は大気圧で一定となるようノズルは大気開放型とした。点火は、φ1のニクロム線を用いて、点火用GOX（気体酸素）を少量流しながら加熱することで行った。図2に旋回流インジェクタの概略図を示す。ポート内径 R はφ40mm、インジェクタ孔径 r はφ2.5mm、孔数 n は8孔であり、ポート内表面に沿って、接線方向に噴射される。形状スワール数 Sg は、30.0である。形状スワール数 Sg は、流体に与えられる角運動量の軸方向流束と軸方向の運動量との比を旋回半径で無次元化したもの^[5]であり、本実験で用いた Sg は以下の式で定義される。

$$Sg = \frac{\pi(R-r)R}{\pi nr^2} = 30.0 \quad (1)$$

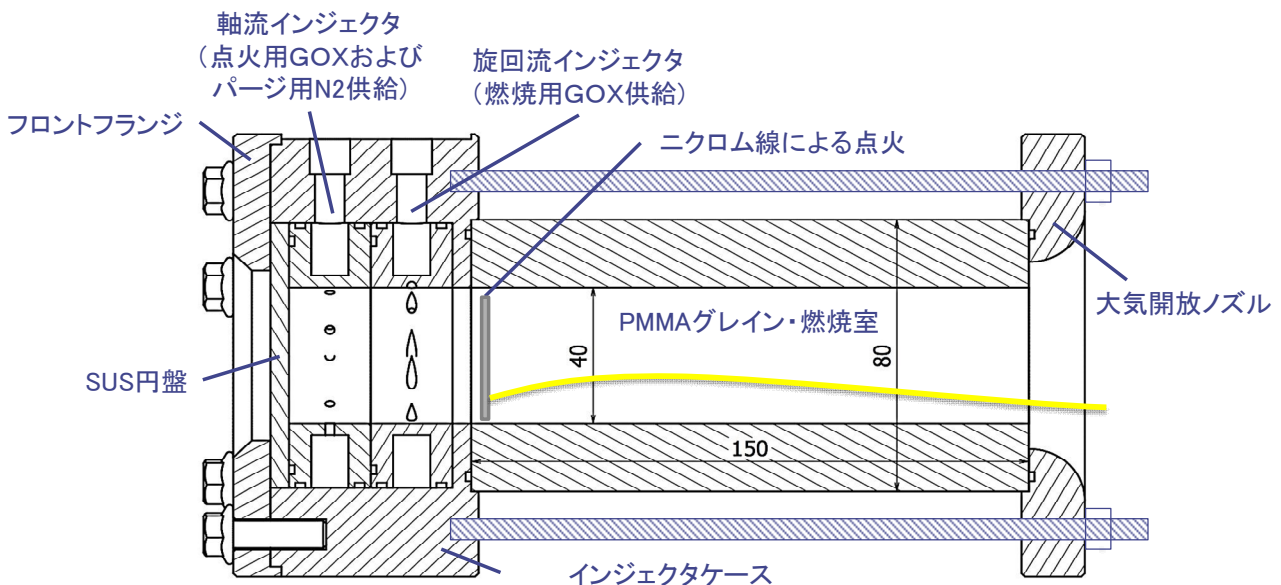


図1 SOFTハイブリッドロケット燃焼器

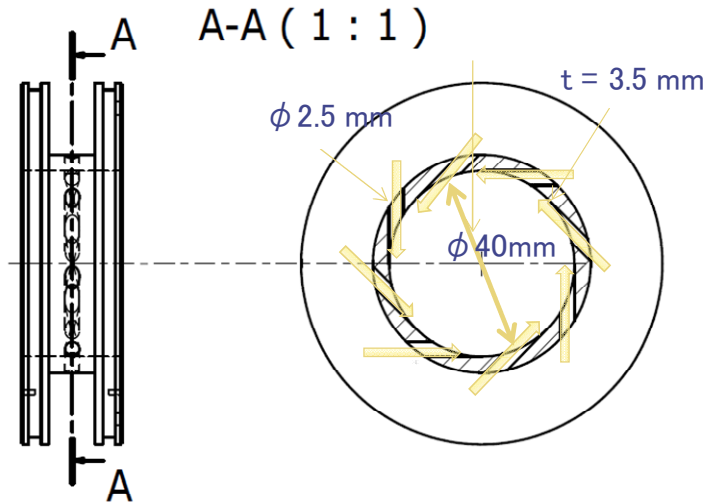


図2 旋回流インジェクタ

2.2. GOX/LOX 供給設備

JAXAのあきる野実験施設に既設のGOX/LOX供給設備（ハイブリッドロケット研究ワーキンググループの活動として2017年度に製作）を用いた。図3にGOX/LOX供給設備の系統図を示す。GOX供給系は、GOX供給ライン、窒素によるパージライン、点火用GOX供給ラインおよびLOXタンク加圧ラインへのインタフェースで構成される。LOX供給系は、LOXタンク加圧ライン、LOXタンク、LOX供給ライン、LOX予冷戻りライン、LOX注液ライン、LOX排気ラインで構成される。GOX供給系およびLOX供給系の出口インタフェースに、それぞれ供試体のGOX供給系およびLOX供給系を接続し、GOX、LOXおよびパージ窒素を供試体に供給する。

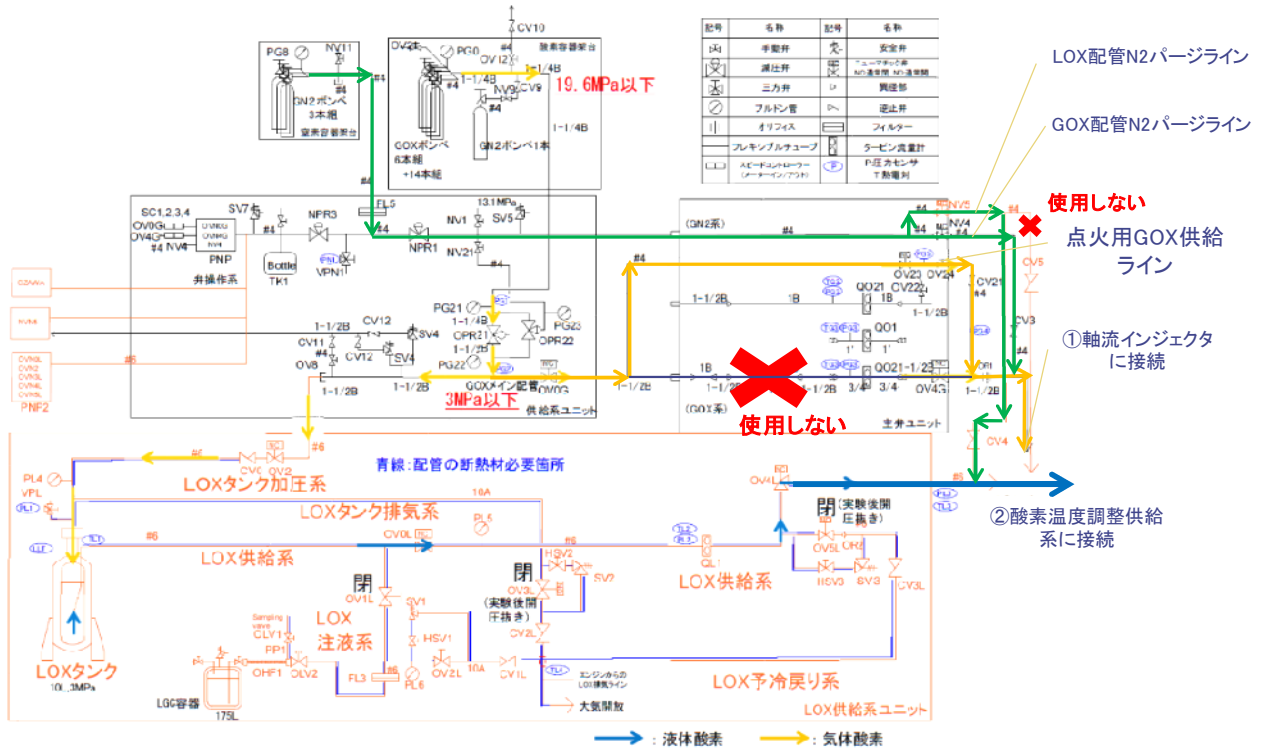


図3 LOX/GOX供給設備

2.3. 酸素温度調整供給系

酸素温度が調整可能な供試体部の供給系を図4に示す。図4は、燃焼実験中の流れを示している。LOX供給設備から供給されたLOXは、メインの流れと排気の流れに分岐される。高圧ガスの適用範囲から除外するため、かつ、常時液体のLOXが流れるようにするために常時排気側にLOXが流れるようにしている。メインの系統では、流量を計測するためのオリフィス（ $\phi 0.5$ mm）を設けている。供試体主弁KV1を開とすることで、ハイブリッドロケットエンジンへLOXを供給する。KV1下流の配管は、冷却しておらず、この部分をLOXが流れる間に、配管の熱容量で加熱されることで、酸素の温度を変化させることができる。加熱部の配管の一部（加熱調整部）の長さおよび材質を変えることで、温度を調整する。今回は、長さ100mmの3/8インチステンレスパイプと長さ2700mmの3/8インチ銅パイプを用いた。

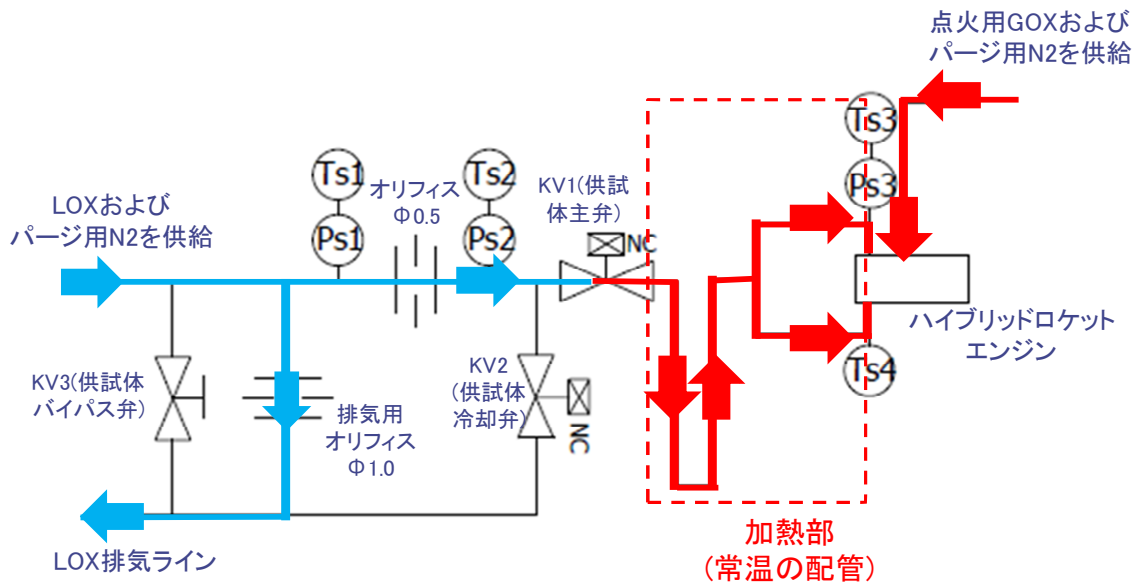


図4 酸素温度調整供給系

図5に予冷中の供試体部供給系の系統図を示す。冷えたままのLOXを確実に供給するために、KV1を閉じ、KV2を開け、エンジンにLOXを供給する直前まで予冷を行った。

図6に流量検定時の供試体部供給系系統図を示す。流量検定では、エンジンの代わりにコリオリ流量計を設置して、酸素質量流量を測定した。

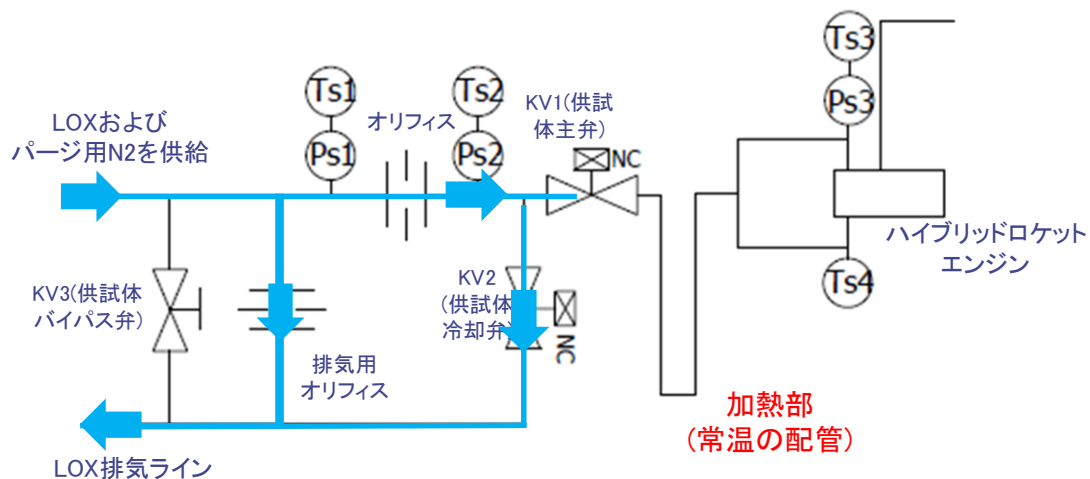


図5 予冷中の供試体部供給系系統図

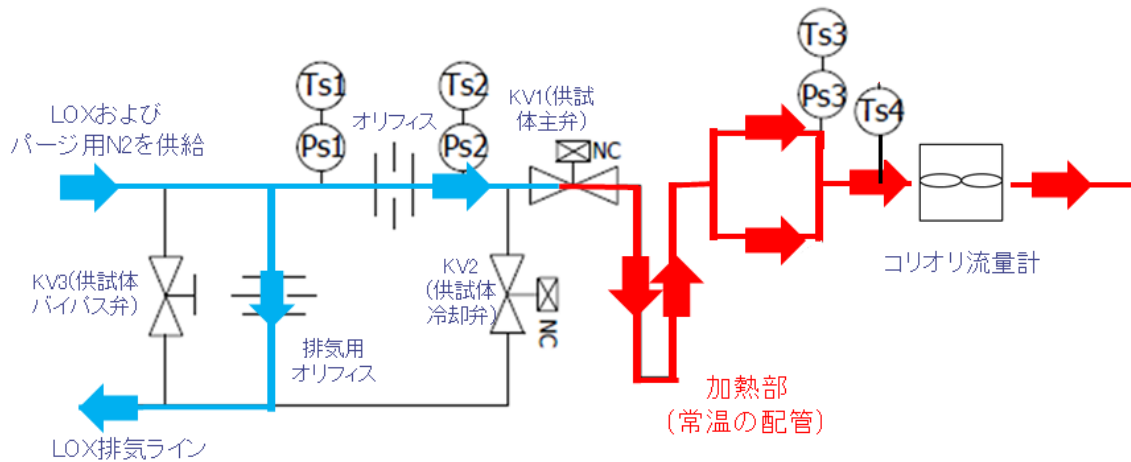


図6 流量検定時の供試体供給系系統図

2.4. 計測項目

流量検定および燃焼実験で計測した項目を表1に示す。各箇所の温度、圧力、流量およびタンク液位を計測している。サンプリングレートは1kHzで、生データおよび100データごとを平均した10Hzのデータを記録している。

表1 計測項目

名称	項目	名称	項目
PL1	LOXタンク圧	TL1	LOXタンク内温度
PL2	LOXタービン流量計上流圧	TL2	LOXタービン流量計上流温度
PL3	LOX主弁下流圧	TL3	LOX主弁下流温度
PN1	GN2一次圧	TL4	LOX排気温度
PG1	GOX一次圧	Ts1	オリフィス1上流温度
PG2	GOX二次圧	Ts2	オリフィス1下流温度
PG3	GOXタービン流量計上流圧	Ts3	酸化剤噴射温度1
PG4	GOX主弁下流圧	Ts4	酸化剤噴射温度2(流量検定時: コリオリ流量計上流温度)
PG5	点火用GOX供給圧	QO3	GOX質量流量(流量検定用)
Ps1	オリフィス1上流圧	QL1	LOX体積流量
Ps2	オリフィス1下流圧	LLT	LOXタンク液位
Ps3	酸化剤噴射圧		

3. 実験条件、結果および考察

3.1. 流量検定

流量および酸素温度の確認、調整のために流量検定を実施した。流量検定の実験条件を表2に示す。オリフィスの上流圧力が2.7MPaとなるようにし、LOX供給時間（KV1の開時間）および加熱調整部をパラメータとして、3条件、2回ずつの流量検定を実施した。

表2 流量検定実験条件

No.	オフィス上流圧 [MPa]	LOX供給時間 [s]	加熱調整部全長 [mm]
C1	2.7	6	100(ステンレス、3/8インチ)
C2	2.7	6	100
C3	2.7	6	2700(銅、3/8インチ)
C4	2.7	6	2700
C5	2.7	12	2700
C6	2.7	12	2700

流量検定のC2の実験結果を図7、C4の実験結果を図8、C5の実験結果を図9に示す。オリフィス上流、下流の圧力および温度履歴、酸素流量履歴を示している。また、比較のためにオリフィス上流、下流での沸点温度の履歴を示している。

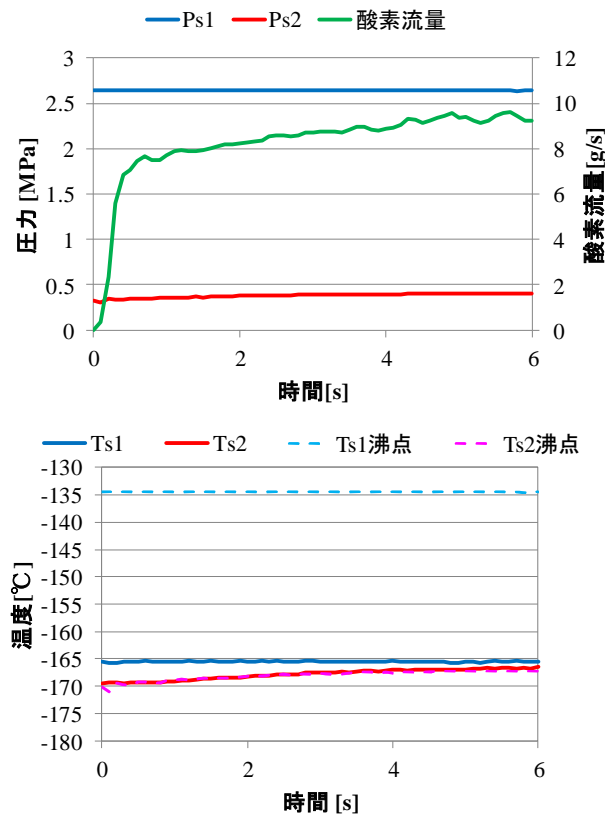


図7 流量検定結果 (C2)

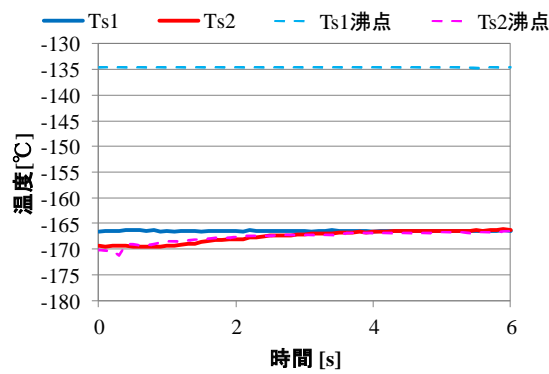
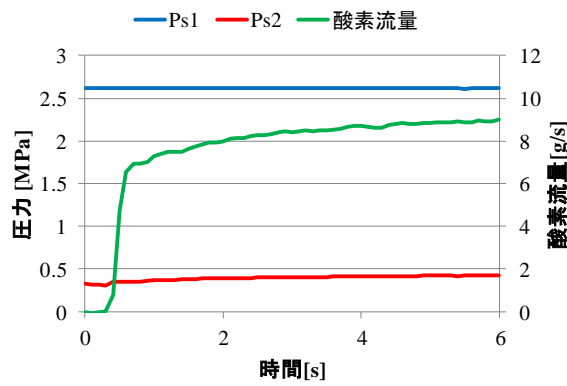


図8 流量検定結果 (C4)

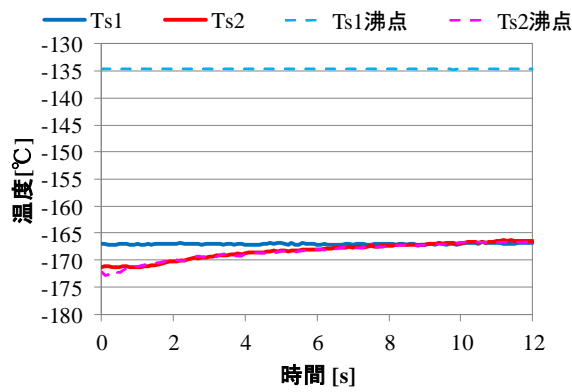
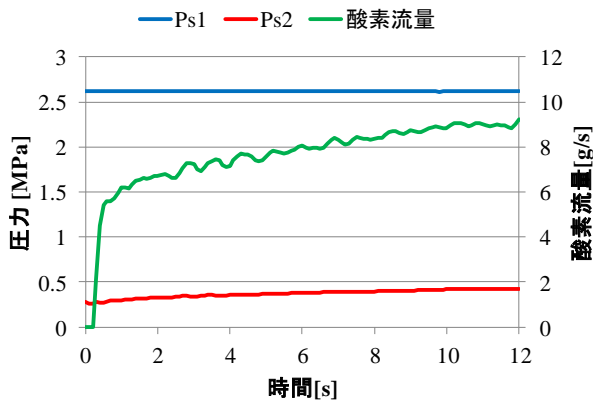


図9 流量検定結果 (C5)

どの条件でも、オリフィス上流圧は一定を保っており、オリフィス上流では、沸点よりも低い温度で液体状態を保っていることが分かる。一方、オリフィス下流温度は全条件で沸点と一致しており、オリフィス下流では液層と気相が混合している状態であることが分かる。加熱部配管が冷えていくのに伴って、流量は増加している。

以下の式を用いて、流量係数Cdの算出を行う。

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2(P_{s1} - P_{s2})\rho_{s1}} \quad (2)$$

ここで、

\dot{m}	: 酸素質量流量(kg/s)	P_{s1}	: オリフィス上流圧(Pa)
A	: オリフィス断面積(m ²)($\phi=0.5\text{mm}$)	P_{s2}	: オリフィス下流圧(Pa)
ρ_{s1}	: オリフィス上流酸素密度(kg/m ³)	C_d	: 流量係数

である。 $P_{s1}-P_{s2}=\Delta P$ として、 $\Delta P \cdot \rho$ の平方根と流量の関係を図10に示す。同一のオリフィスを使用したにも関わらず、 $\Delta P \cdot \rho$ の平方根と流量の関係は一致しなかった。また、 $\Delta P \cdot \rho$ が低下しても、流量は増加するという特異な結果であった。これは、オリフィスを通過する酸素は沸点状態であり、下流圧の変化に伴い気液割合も常に変化しているためであると考えられる。各実験の流量係数の時間履歴を図11に示す。Cdは一樣ではないが、0.7程度で収束しているように見えるため、今回の燃焼実験での流量計算では、一定としてCd=0.7を用いた。今回は、流量の変動を抑えるためにオリフィス径を小さくし差圧を大きく取ったことと、同じオリフィスで差圧から流量を算出しようとしたために、オリフィスで沸点に達する状況となった。そのため、次回に同様の実験を行う場合は、流量測定用のオリフィスと流量調整用のオリフィスは分けて、流量調整用のオリフィスのみ小孔径とし、流量測定用のオリフィスで差圧が大きくなるようにする必要がある。

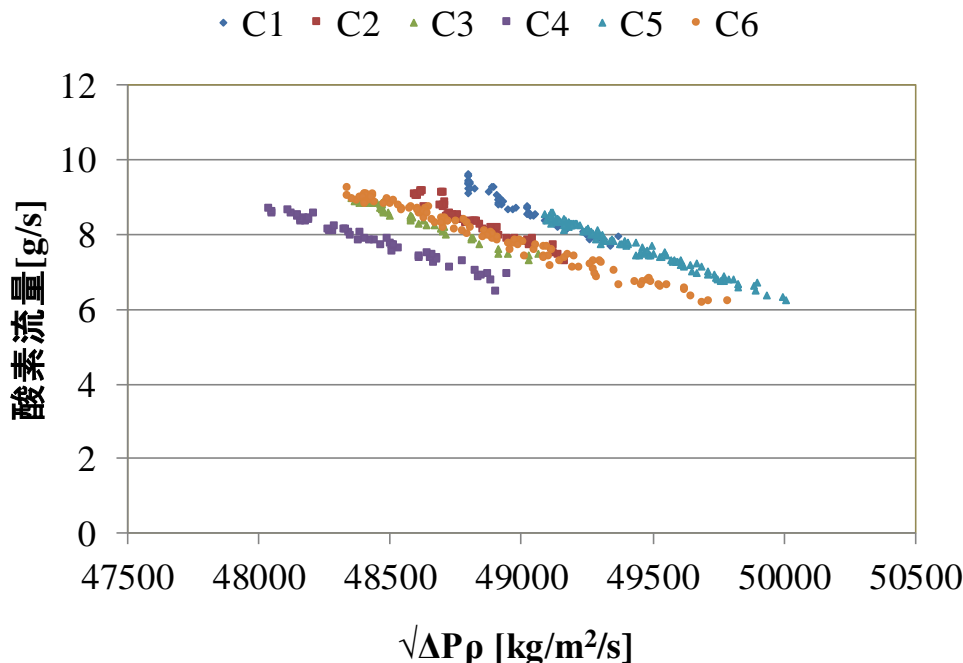


図10 $\Delta P \cdot \rho$ の平方根と流量の関係

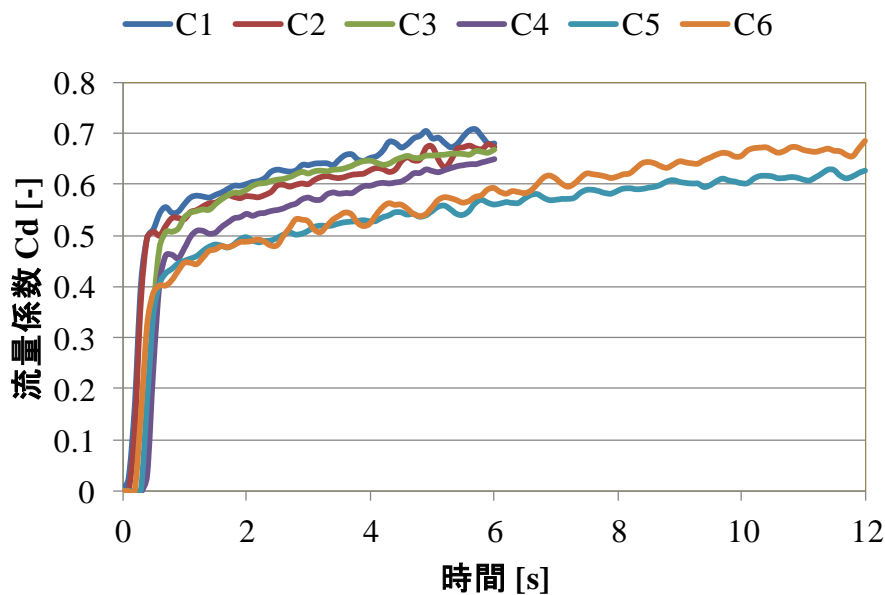


図11 流量係数の時間履歴

3.2. 酸素温度を変化させた SOFT ハイブリッドロケットエンジン燃焼実験

酸素温度を変化させたSOFTハイブリッドロケットエンジン燃焼実験を4条件で実施した。実施した実験条件を表3に示す。Short01、02では加熱調整部に100mmのステンレスパイプ、Long01、02では2700mmの銅パイプを用いた。-30秒から点火用GOXを流し、配管内および燃焼室内を十分酸素に置換した後、-20sに点火用ニクロム線の加熱を開始し、少量の酸素での燃焼を継続したまま、0sで供試体主弁KV1を開き、燃焼室にメインの酸素を噴射して本燃焼を行い、6sでKV1を閉じ、パージ用窒素を燃焼室に噴射した。

表3 燃焼実験 実験条件

No.	オリフィス 上流圧 [MPa]	LOX供 給時間 [s]	加熱調整部 全長 [mm]	点火用GOX 流量 [g/s]	イグナイタ ONタイミング [s]
Short 01	2.6	6	100	0.1	-20
Short 02	2.6	6	100	0.1	-20
Long 01	2.6	6	2700	0.1	-20
Long 02	2.6	6	2700	0.1	-20

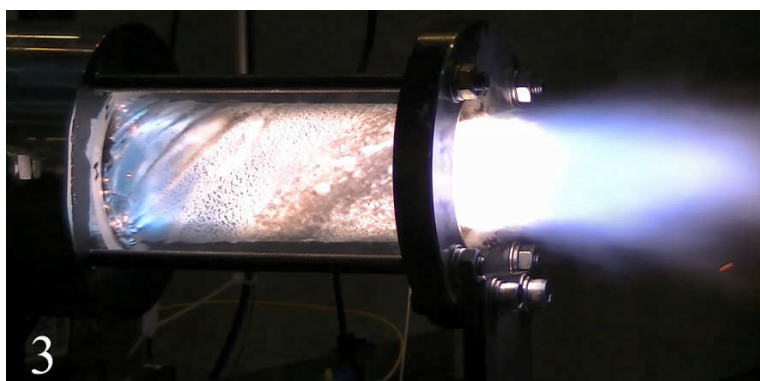


図12 燃焼の様子 (Short02,3s)

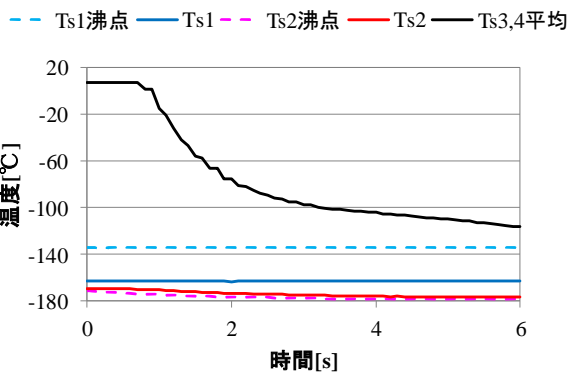
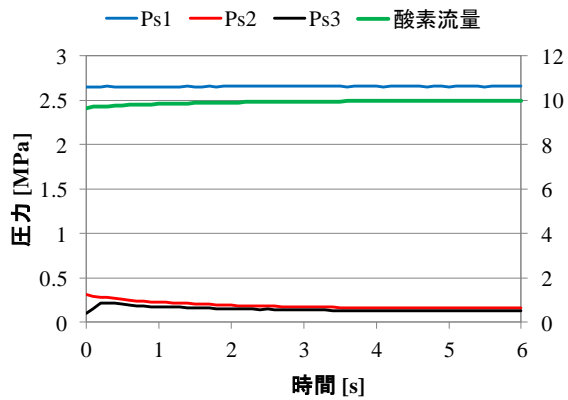


図13 燃焼実験結果の時間履歴(Short01)

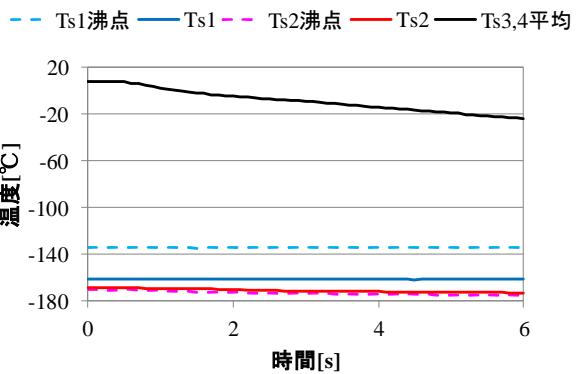
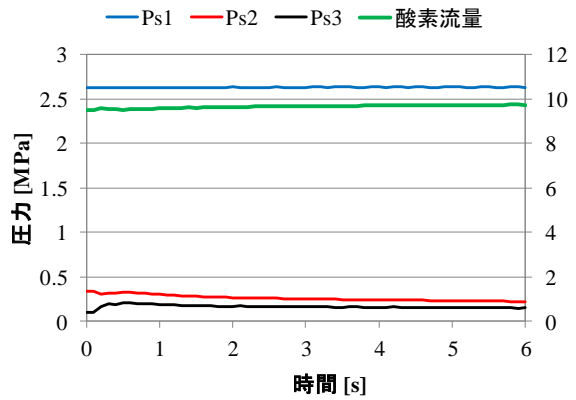


図14 燃焼実験結果の時間履歴(Long01)

結果の一例として、Short02の3s時の燃焼の様子を図12に示す。確実に着火し、燃焼は安定に継続できた。Short1の燃焼実験結果の時間履歴を図13に、Long1の燃焼実験結果の時間履歴を図14に示す。オリフィス上流において、圧力は全条件で一定に保っており、かつ、液体状態を保持することができた。オリフィス下流 (Ps2、Ts2) では、流量検定と同様、沸点状態である。燃焼終了時のインジェクタ上流温度(Ts3、Ts4)は、Short01では約-120°C、Long01では約-20°Cであった。Ps2とPs3の差圧は、加熱調整部での圧損により発生する。Long01では、加熱部での酸素の温度変化が大きく、気化量が多いため、比較的圧損が大きくなった。加熱調整部の長さおよび材質を変えることで、エンジンに供給する酸素温度を変化させることに成功した。燃焼実験結果一覧(平均値)を表4に示す。

表4 燃焼実験結果一覧 (平均値)

No.	インジェクタ 上流酸素温度 [°C]	酸素流量 [g/s]	燃料流量 [g/s]	O/F [-]	酸化剤質量 流束 [kg/m2s]	燃料後退速度 [mm/s]
Short 01	-93.1	9.90	5.37	1.85	7.39	0.233
Short 02	-99.1	9.90	5.67	1.75	7.19	0.246
Long 01	-12.1	9.65	5.82	1.66	7.25	0.252
Long 02	-8.1	9.80	5.70	1.72	7.40	0.247

酸素温度の違いによる旋回強度を評価する。旋回強度を示す指標として、スワール数 S を用いて整理する。 S は、単位時間あたりにインジェクタから流体に与えられる運動量 (の絶対値) と、インジェクタ面で主流が単位時間あたりに運ぶ運動量 (の絶対値) の比であり、次のように定義される。

$$S = \frac{M}{P_x R} \quad (3)$$

- M : インジェクタが単位時間に噴射する角運動量 (角運動量流量)
 P_x : インジェクタ位置でポート主流が単位時間に運ぶ運動量 (運動量流量)
 R : 旋回半径 (主流の経路半径)

グレイン内の主流流れが単位時間あたりに運ぶ運動量 (運動量流量) は、燃焼ガスの主流方向の速度によって支配される。インジェクタが単位時間あたりに発生させる角運動量 (角運動量流量) はインジェクタ噴射部での接線方向の酸化剤の速度によって支配される。同じインジェクタ、燃焼器を用いて同流量の酸化剤を流した場合、酸素温度が異なっても燃焼状態は大きく異なるため前者はほぼ同等、後者は酸化剤密度の違いによる噴射速度によって変化する。旋回強度を比較する指標としてある基準のスワール数に対して、スワール数の比を取った場合、角運動量流量の比となり、以下に示すように結局は温度の比となる。

$$\frac{S_{exp}}{S_{ref}} = \frac{M_{exp}}{M_{ref}} = \frac{\frac{RT_{inj}\dot{m}_o^2}{P_c A} r}{\frac{RT_{ref}\dot{m}_o^2}{P_c A} r} = \frac{T_{inj}}{T_{ref}} \quad (3)$$

ここで、

- S_{exp} : スワール数
 S_{ref} : 基準スワール数
 M_{exp} : 角運動量流量(kgm²/s²)
 M_{ref} : 基準角運動量流量(kgm²/s²)
 T_{inj} : 酸化剤噴射温度(K)
 T_{ref} : 基準温度(K) (20°C=293.15K)
 \dot{m}_o : 酸素の質量流量(kg/s)
 r : 旋回流半径(m)
 A : インジェクタ面積(m²)
 R : 気体定数(J/kg/K)
 P_c : 燃焼圧(Pa)

である。各実験の角運動量流量比の時間履歴を図15に示す。基準には、常温 (20°C) の酸素を適用した。時間が経つにつれて、角運動量流量比は低下している。これは、図13、14に示した温度の履歴に対応している。角運動量流量比は、Short01およびShort02では0.6程度、Long01およびLong02では0.9程度であった。ポート内の酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係を図16に示す。比較のため、常温のGOXを用いた燃焼実験の結果も示している。酸化剤質量流束が異なるため、直接の比較はできないが一般的に酸化剤質量流束が増加すると燃料後退速度が大きくなることを考慮すると、常温のGOXを用いた場合より、-100°C程度もしくは-10°C程度のGOXを用いた方が燃料後退速度が低下することが確認できた。酸素温度が低い方が、燃料後退速度が低い結果が得られた。常温のGOXでの結果に比較して、温度低下の割に燃料後退速度が大きく低下しているようであるが、現状は、酸素流量が不明確であり、データ量が少なく定量的な検討はできない。今後、酸素流量を適切に計測し、条件を振って実験を実施する必要がある。

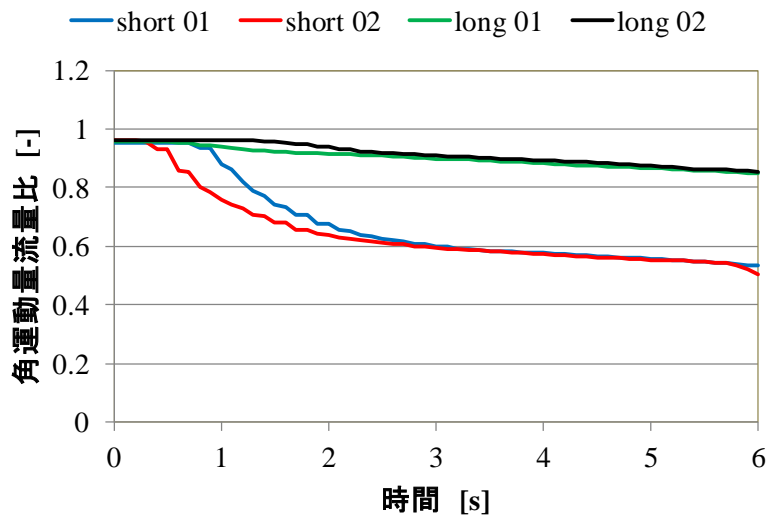


図15 角運動量比の時間履歴

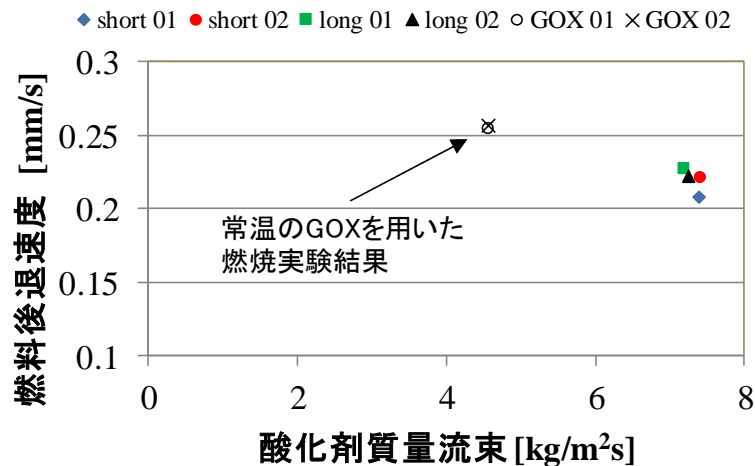


図16 酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係

3.3. 酸素温度計測手法の課題と解決案

本実験では、流量の変動を抑えるためにオリフィス径を小さく ($\phi 0.5 \text{ mm}$) し差圧を大きく取った。同じオリフィスで差圧から流量を算出しよう試みたため、差圧が大きく酸素がオリフィスを通過する時点で、沸点に達しキャビテーションを発生する状況となった。オリフィスを通過する酸素は沸点の気体と液体が共存する状態で、その質量割合が不明なため、正確な流量は算出することができなかった。これを解決する方法として、流量計測用のオリフィスと流量調整用のオリフィスを分けて設置し、流量計測用のオリフィス径は大きく取り、そこでの差圧を小さくする方法が考えられる。これにより、流量計測用オリフィス部では液体状態を保ち、流量を正確に測定することができる。そのうえで、流量、酸素温度および形状スワール数をパラメータとした燃焼実験を実施し、酸素温度の燃料後退速度への影響を定量的に把握する。

4. まとめ

酸素温度を変化させることが可能な酸素供給系を構築した。流量検定を実施した結果、明確な流量係数が得られなかった。その原因として、オリフィス径が小さいため、圧力降下が大きくオリフィス通過時に沸点に達していることが分かった。酸素温度を変化させた酸化剤流旋回型の燃焼実験

に成功し、インジェクタ上流における平均酸素温度が -100°C 程度と -10°C 程度の実験データが得られた。常温のGOXを用いた場合より、 -100°C 程度もしくは -10°C 程度のGOXを用いた方が燃料後退速度が低下することが確認でき、同じ旋回インジェクタでも酸素温度が低い方が、燃料後退速度が低くなる傾向が得られた。

今後は、流量計測用のオリフィスと流量調整用のオリフィスを分けて設置し、流量計測用のオリフィス径を大きくし、液体状態で流量を計測できるようにする。そのうえで、流量および形状スワール数をパラメータとした燃焼実験を実施し、酸素温度の燃料後退速度への影響を定量的に把握する。

謝辞

本研究は、JSPS科研費JP16H04594の助成を受けて実施した。実験およびデータ分析実施にあたって、東京大学大学院の中源也君およびJAXAプロジェクト研究員のJerome Messineo君に協力いただいた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

[1] Akiyo TAKAHASHI, Toru SHIMADA, “Essentially Non-explosive Propulsion Paving a Way for Fail-Safe Space Transportation,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, 16 巻, 1 号, p. 1-8, 2018.

[2] Shimada T., Kitagawa K., Kanazaki M., Yuasa S., Sakurai T., Nakagawa I., Chiba K., Nakamiya M., Ozawa K. : Study of Low-Cost 100kg-Satellite Launcher Using Hybrid Rocket Engines, Space Propulsion, 2980899, 2014.

[3] 北川 幸樹, 桜沢 俊明, 湯浅 三郎, 「推力 1500N 級酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン用 LOX 気化ノズルの評価燃焼実験」, 日本航空宇宙学会オンラインジャーナル, 宇宙技術, Vol.6, pp.47-54, 2007.

[4] 木村 永翔, 「旋回流を伴うハイブリッドロケットの輝炎の流速と燃料後退速度の関係に関する実験的研究」, 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻平成 30 年度修士学位論文, 2019.

[5] Beer, J. M. and Chigier, N. A., “Combustion Aerodynamics,” Applied Science Pub., London, p.109, 1972.