

境界層燃焼型  
液体酸素気化装置に関する研究

三島源生

2016 年 2 月 13 日

# 目次

第 1 章	序論	1
1.1	研究背景 . . . . .	1
1.2	本研究の目的 . . . . .	3
1.3	本論文の構成 . . . . .	3
第 2 章	実験装置、方法	7
2.1	実験装置 . . . . .	7
2.2	水流し試験 . . . . .	9
2.3	LOX 流し試験 . . . . .	10
第 3 章	プリバーナ方式液体酸素気化実験	18
3.1	可視化実験 . . . . .	18
3.2	基礎データ取得実験 . . . . .	20
参考文献		22

# 表目次

2.1	PMMA 形状 . . . . .	7
2.2	水流し試験結果 . . . . .	10
2.3	水流し試験結果 . . . . .	11
3.1	可視化実験設定条件 . . . . .	18
3.2	設定条件 . . . . .	20

# 図目次

1.1	世界のロケット打ち上げ数 (1980-2004) . . . . .	4
1.2	推進系-非推進系の失敗数 (1980-2004) . . . . .	4
1.3	燃焼過程による打ち上げ失敗時の違い . . . . .	5
1.4	境界層燃焼現象の概念図 . . . . .	5
1.5	再生冷却ノズル概念設計図 . . . . .	6
1.6	検討するハイブリッドロケットの概念設計の基礎データ . . . . .	6
2.1	LOXBoil . . . . .	11
2.2	PMMA . . . . .	12
2.3	ニクロム線 . . . . .	12
2.4	着火判定した点 . . . . .	13
2.5	プリバーナ概略図 . . . . .	13
2.6	インジェクタ外観 . . . . .	14
2.7	インジェクタ外観 . . . . .	15
2.8	供試体 1 概要 . . . . .	16
2.9	供試体 2 概要 . . . . .	16
2.10	供給系系統図 . . . . .	16
2.11	インジェクタ外観 . . . . .	17



# 第 1 章

## 序論

### 1.1 研究背景

近年宇宙産業は新興国も含めて世界中で需要が拡大しており、アメリカの調査会社は超小型衛星 (1-50kg) 需要が 2020 年までに 400-500 機ほどになると予想している。[1] 我が国においても新たな産業需要を見込んでおり、従来の通信・放送に加え、災害監視・環境観測・農林漁業・国土監視・資源探査・安全保障などの地球観測の分野での利用拡大が予想されている。その一方で宇宙輸送技術は発展途上段階にあり非常に高価なものである。現在打ち上げられている超小型衛星の 90% は大型衛星に相乗りして打ち上げられたものであり、打ち上げコストが高くまた機会・条件が限られているため、超小型衛星の需要を満たす宇宙輸送機を供給することができないと予想されている。この供給量を増やすために以下のコスト削減手段が考えられる。

- 生産性と効率の改善
  - － 各構成要素の規格化と一般化
  - － 量産システムの構築
- 商業化・自由競争による促進
- 技術的なイノベーション
  - － 再使用ロケット
  - － 3-D プリンターによる製造
  - － ロケットの潜在的危険性を取り除いた (Delethalized) 設計

過去 25 年間 (1980 年-2004 年) における世界の宇宙機打ち上げの調査により、打ち上げ失敗は推進システムによるものが優位を占めていることがわかっている。(図 1.1) [2]

科学推進系ロケットの燃焼メカニズムは容易に火災領域を拡大することのできる予混合燃焼と火災領域の拡大が難しい拡散燃焼の大きく 2 種類に分けることができる。固体燃料

ロケットは燃料グレインと酸化剤を予め混合した推進薬を用いて燃焼させる予混合燃焼を起こす。液体燃料ロケットは燃料と酸化剤をインジェクター付近で緊密に混ぜ合わせた推進薬を使用する。微視的には拡散燃焼と予混合燃焼が同時に存在しているが、巨視的には混合が急速に行われるため、燃焼過程は予混合燃焼のように振る舞う。一方ハイブリッドロケットは燃料グレイン表面に生成される境界層内で燃料と酸化剤の燃焼が行われ、この燃焼過程は拡散範囲が限られてる境界層燃焼となる。この違いはロケットの打ち上げ失敗の際に顕著に現れ、予混合燃焼は爆発するのに対して、拡散燃焼は爆発しない。(図 1.3)

この予混合燃焼を用いるロケットの安全性を確保するためには有資格者による監視・新しい施設や設備の導入・申請手続きなどの危険物に対する対策が必要となり、生産コストが増加するが、拡散燃焼を用いる Delethalized したロケットではこれらのコストを削減することが期待されている。

拡散燃焼の一つに境界層燃焼がある。境界層燃焼を安定・継続的に維持するためには、境界層中の火炎から安定・継続的に熱が供給されて燃料の気化が起き、酸化剤蒸気と拡散混合して火炎が維持されなければならない。これは人為的に活性状態を維持する必要がある、この燃焼過程には高い安全性が確保される等の長所があるが、固体燃料の後退速度の低さ・ $C^*$ 効率の低さ・燃料流量を特設制御できないなどの大きな短所が生まれる。境界層燃焼の概念図は図 1.4 に示す。

ハイブリッドロケットは以下に示す特徴を有している。

#### 長所

- 境界層燃焼機構を有するため高い安全性がある。
- 燃料はプラスチック・ロウ・ゴム、酸化剤が LOX, N<sub>2</sub>O などであるため、一般工業レベルのシンプルな品質管理となる。
- 高い安全性とシンプルな品質管理なので経済性が高くなる。
- 炭化水素と酸素の反応は環境に優しく、また爆発しないためスペースデブリになりにくい。
- 酸化剤流量を調節することで、推力調整が可能となる。

#### 短所

- 燃料後退速度の低さ
- $C^*$ 効率の低さ
- 推進剤残渣の多さ
- 燃焼の不安定性
- 酸化剤-燃料の混合比の変動

このようにハイブリッドロケットは魅力的な長所がある一方解決すべき短所も多く存在する。

重大な欠点である燃料後退速度と C\*効率の低さを解決する手法として酸化剤流旋回型 (Swirling-Oxidizer-Flow-Type,SOFT) ハイブリッドロケットエンジンが注目されている。[3] 一般的なハイブリッドロケットエンジンは酸化剤流を燃料ポートに対して軸流に噴射させるが、SOFT ハイブリッドロケットエンジンは燃料ポート壁面に沿って酸化剤流を噴射させ、旋回流を発生させる。旋回効果により、燃料後退速度を飛躍的に高めると共に旋回流による混合促進効果で燃焼効率を高めることを可能にする。気体酸素 (GOX) を使用した場合、この旋回効果が十分に燃料グレインに伝わることを確認されているが、一方液体酸素 (LOX) を使用した場合、旋回強度が減衰し、燃料後退速度及び C\*効率の改善が GOX に比べて低くなることがわかっている。このため旋回効果を十分に利用するには LOX を燃料ポートに噴射する前に気化させる必要がある。ハイブリッドロケットエンジンの気化技術はロケットノズルとの熱交換によって気化させる再生冷却方式とメイン燃焼室の上流に小型燃焼室を設け燃焼・気化させるプリバーナ方式が考案されている。再生冷却方式は多くの実績がある液体燃料ロケットに使用するノズルを改良したものであり、ノズルによって気化された酸化剤を直接燃焼室に噴射させ燃焼させる自立燃焼を実現させている。[5](図??) この方式は安定的に気化させることができるが、ノズルに熱伝導率の高い無酸素銅を使用しているため、ノズル重量が大きくなることが懸念されている。一方プリバーナ方式は燃焼室を追加するためシステムが複雑になる可能性はあるが、再生冷却方式に比べて重量が軽くなることが期待できる。

## 1.2 本研究の目的

本研究は到達高度 100km の SOFT ハイブリッドロケットに搭載するプリバーナ方式の液体酸素気化装置が研究対象である。検討するハイブリッドロケットの概念設計の基本データを図 1.6 に示す。検討する気化装置は酸化剤を LOX, 固体燃料をアクリル樹脂 (PMMA) とし、気化器内で高 O/F 環境下での LOX/PMMA 境界層燃焼により燃焼ガスを発生させ、LOX と燃焼ガスを混合させることで気化を行うものである。本気化器では混合促進のためにバッフルプレートを用いている。本研究で搭載を検討しているハイブリッドロケットの酸化剤は LOX であるため、本気化器においても酸化剤は LOX とし、ハイブリッドロケットの固体燃料として多くの実績があり、High-Speed カメラによる可視化が行える PMMA を固体燃料として使用した。この気化器に関して、小流量ケースでの燃焼流の可視化及び基礎データ取得実験を行い、実験結果を元に実証機レベルの設計計算を行うことで実現性について調査することが目的である。

## 1.3 本論文の構成



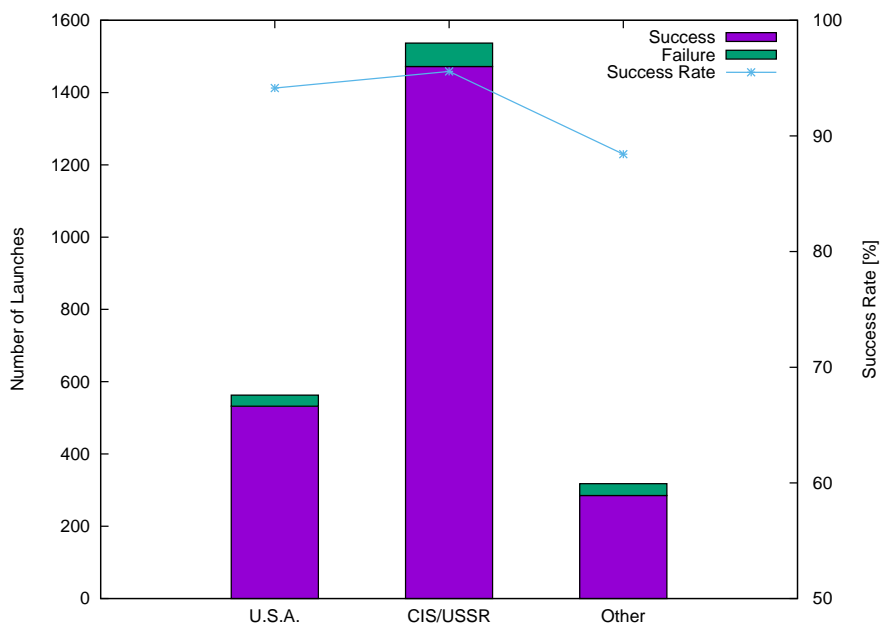


図 1.1 世界のロケット打ち上げ数 (1980-2004)

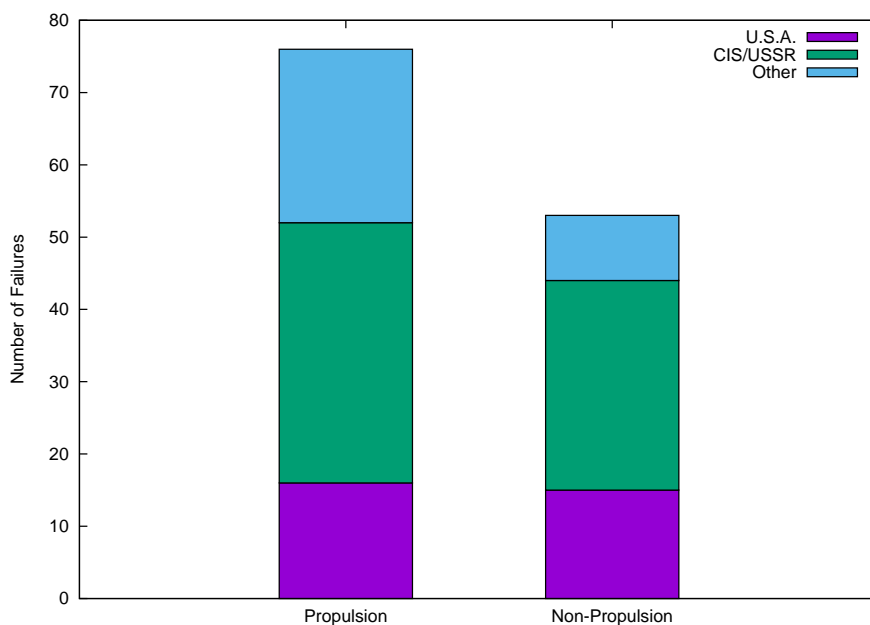


図 1.2 推進系-非推進系の失敗数 (1980-2004)

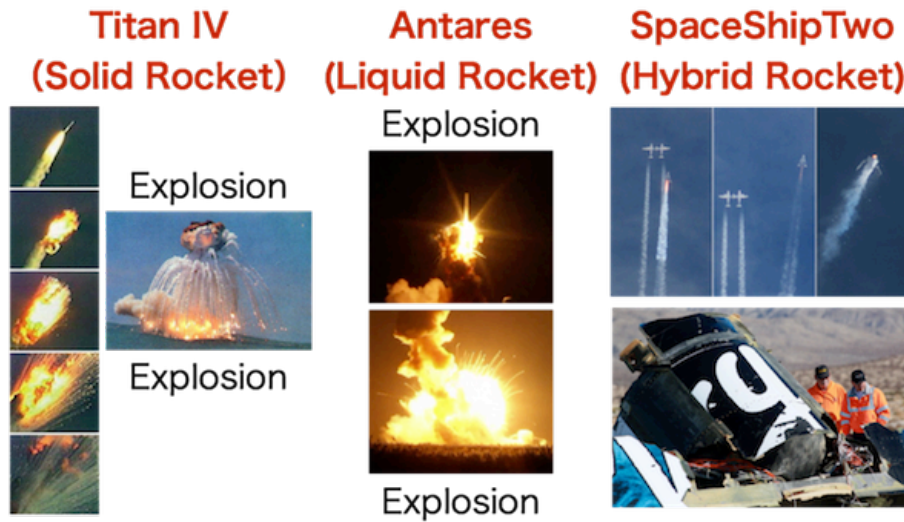


図 1.3 燃焼過程による打ち上げ失敗時の違い

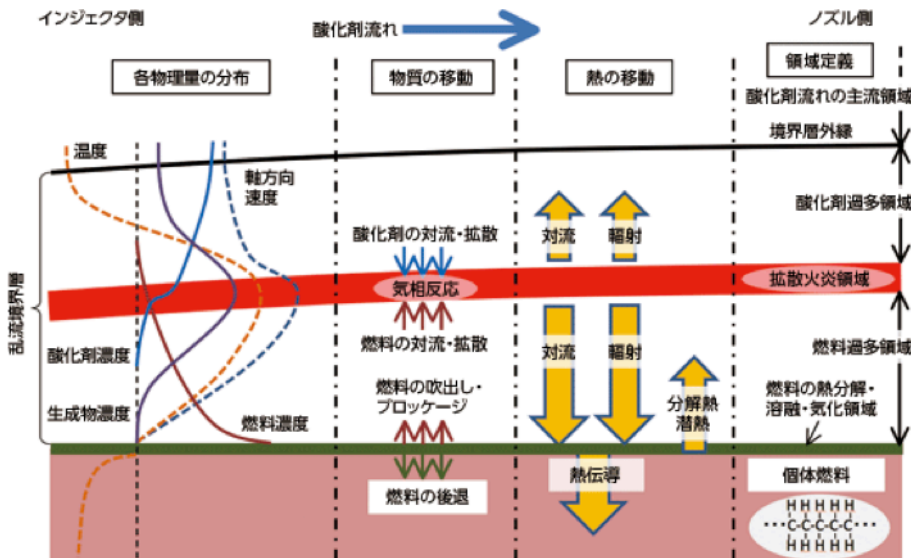


図 1.4 境界層燃焼現象の概念図

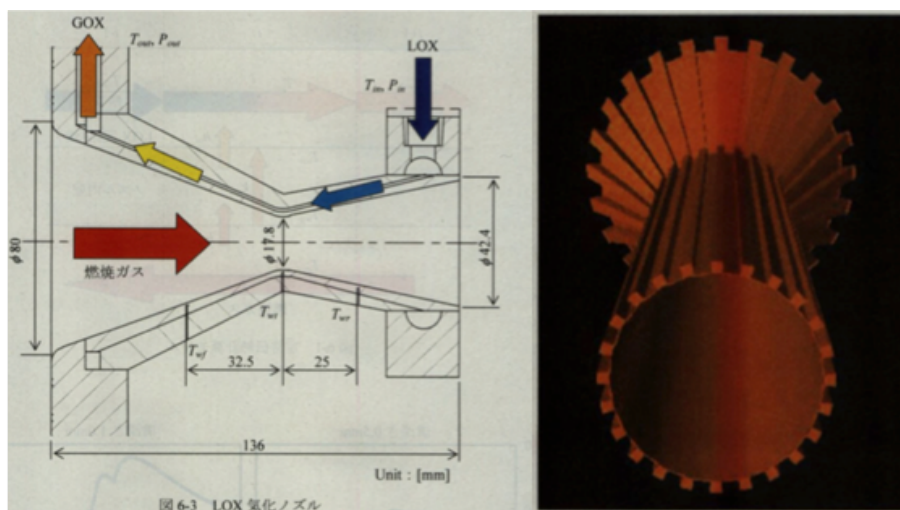
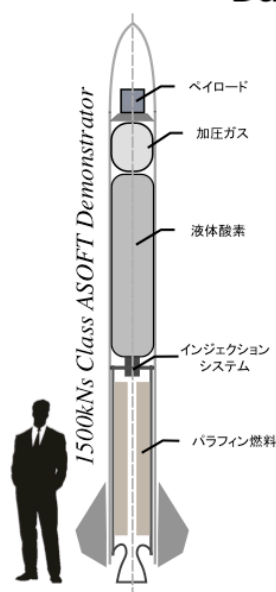


図 1.5 再生冷却ノズル概念設計図

## Baseline Rocket System Design



基本データ	
全長	5700mm
胴体直径	500mm
燃焼室圧	3.5MPa
推進剤	LOX+Paraffin
全備重量	835kg
ペイロード	50kg
全体構造効率	0.66
機体L/D	11.4
推力	25kN~50kN
海面時トータルインパルス	1500kNs

図 1.6 検討するハイブリッドロケットの概念設計の基礎データ

## 第 2 章

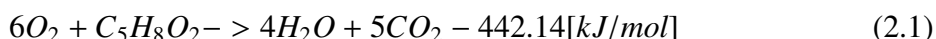
# 実験装置、方法

### 2.1 実験装置

#### 2.1.1 LOX/PMMA 反応機構

本実験で用いるアクリル樹脂 (PMMA:  $(C_5H_8O_2)$ ) の写真を図 2.2 に示す。PMMA はハイブリッドロケットの固体燃料として多くの実績があり、透過率が非常に高いため供試体内部の可視化実験が行える。グレイン形状は外形 50mm、内径 30mm の円筒形になっており長さの違う 3 つの形状を製作した。表 2.1 に示す。PMMA の活性化エネルギーは  $-442.14[kJ/mol]$  である。

LOX/PMMA 反応式は以下になる。



液体酸素 (LOX) の潜熱と温度を飽和蒸気圧の関数として図 2.1 に示す。気化された酸素温度を 400-500[K] にするために、酸化剤-燃料質量比率 (O/F)=50 となるように設計した。

#### 2.1.2 供試体

本実験では 2 種類の供試体を使用した。液体酸素はインジェクタを通して供試体に流入する。燃料のあるプリバーナ部で燃焼をさせ、バッフルプレートを通して混合室部に流入しノズルから気体酸素と燃焼ガスが排出される。ノズルより下流は大気圧となっている。気化器の概略図を図 2.5 に示す。インジェクタには  $\phi 0.3mm$  の孔が 20 個ある。それぞれの位置は軸中心から  $\phi 12mm$  の位置に位相  $45^\circ$  で 8 孔、 $\phi 24mm$  の位置に位相  $30^\circ$  で 12 孔とした。インジェクタ外観を図 2.11 に示す。プリバーナ部の燃料の長さに応じてスパーサ (グラファイト) を詰めた。供試体 1 は気化器内部の状態を可視化するために、プリ

バーナ部と混合室部の外殻にアクリル樹脂、混合室部の内壁に石英ガラスを使用した。供試体2は基礎データ取得のために、プリバーナ部と混合室部の外殻にステンレスと混合室部の内壁にグラファイトを使用した。プリバーナ部と混合室部を分けるバッフルプレートは $\phi 18\text{mm}$ の位置に孔を8孔開けた布ベークライト製のものと穴を4孔開けたグラファイト製のもの2種類を製作した。それぞれ穴の位相は $45^\circ$ と $90^\circ$ である。バッフルプレート外観を図??に示す。ノズルは $\phi 8.5\text{mm}$ 、グラファイトで製作した。気化器1断面図を図2.8, 気化器2断面図を図2.9に示す。

### 2.1.3 供給系

本供給系は植松電機殿の設備を使用した。供給系系統図を図2.10に示す。

### 2.1.4 計測系

データロガーには、植松電機殿所有のEDX-100Aを用いた。サンプリングレートは200Hzとした。計測項目を以下に示す。

- P1 GHe 供給圧
- P2 オリフィス差圧
- P3 インジェクタ上流圧
- P4 プリバーナ圧
- P5 混合室圧
- Q1 LOX 体積流量
- T1 オリフィス下流温度
- T2 インジェクタ上流温度
- T3 ノズル上流温度 (内径)
- T4 ノズル上流温度 (中心)
- T5 ノズル下流温度
- T6 予鈴温度
- T7 インジェクタフランジ温度

供試体周りの計測系の概略図を図??に、ノズル付近の内観を図??示す。  
高速度カメラによる可視化データ取得も行った。

### 2.1.5 制御系

制御系は、植松電機どの所有の設備を用いた。ニクロム線加熱スイッチ、開放弁スイッチ、パージ弁スイッチ、冷却弁スイッチにより構成されている。ニクロム線加熱時間、加圧弁開放時間、開放弁開はタイマーにより制御可能である。

供試体 1 を使用した燃焼気化実験では、ニクロム線を加熱を開始した後に、LOX タンクの自己加圧によりインジェクタから放出される酸素と燃料が着火したことをビデオモニタにより確認した時に、加圧弁スイッチをオンにし、本着火を開始した。規定の加圧弁開放時間を終了したところで、加圧弁が閉じられて、開放弁が開となり LOX タンク圧力が開放される。それと同時に手動でパージ弁を開とし、窒素によるパージを行う。供試体 2 を使用した燃焼気化実験では、外殻をステンレスで覆っているため、ノズル上流温度が上昇し始めたら着火したと判定し、加圧弁スイッチをオンにした。その他の手順は供試体 1 での実験と同様である。ニクロム線設置位置を図 2.3、着火判定した点を図 2.4 に示す。

## 2.2 水流し試験

本実験では流量計測にタービン流量計の他にオリフィス差圧とインジェクタ差圧を使用した。差圧から流量を計測するために、各差圧の流量係数を確認する必要がある。GHe 供給圧をパラメータとし、水を 30 秒以上流し、噴出した水の総量から、水の流量を求めた。水の噴射の様子を図に示す。

流量定数はベルヌーイの定理と連続の式から導出できる。

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 u_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_2 u_2^2$$

$$u_2^2 - u_1^2 = \frac{2(P_1 - P_2)}{\rho} \quad (2.2)$$

$$u_1 A_1 = u_2 A_2$$

$$u_2 = u_1 \frac{A_1}{A_2} \quad (2.3)$$

2.3 を 2.2 に代入する。

$$u_2 = \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2}} \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}} \quad (2.4)$$

流量は  $Q = u_2 A_2$  であるので、

$$Q = u_2 A_2 = \frac{A_2}{\sqrt{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2}} \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}} \quad (2.5)$$

となり流量が求まる。ここで  $CA = \frac{A_2}{\sqrt{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2}}$  とすると、

$$Q = CA \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}} \quad (2.6)$$

となる。 $C$  は流量係数で、 $C = \frac{\text{流量実測値}}{\text{流量計算値}}$  で求まる。 $A$  はオリフィス断面積である。オリフィス断面積は  $2.01 \times 10^{-6} \text{ mm}^2$ 、インジェクタ断面積は  $1.41 \times 10^{-6} \text{ mm}^2$  である。本試験結果を表 2.2 に示す。

本試験でのインジェクタ及びオリフィスでの流量係数はそれぞれ 0.52 と 1.06 となった。インジェクタの流量係数が設計時の想定流量係数 0.7 より小さくなった。これはインジェクタ上流のマニホールド部の体積が小さく、流れの整流が十分ではなく、インジェクタ孔へ流れる流体の抵抗が大きくなったことが原因として考えられる。

オリフィス流量係数は、1 を超えている。計算上のオリフィス内径は  $1.6 \text{ mm}$  を用いているが、実際使用したものは  $1.6 \text{ mm}$  以上あるからと思われる。

この試験により、実験上問題となる以上はないことが確認できた。

## 2.3 LOX 流し試験

水流し試験と同様の手順で LOX 流し試験を実施し、インジェクタとオリフィスの流量係数を取得した。LOX 流し試験結果を表 2.3 に、計測データ履歴の一例を図に示す。インジェクタ平均流量係数は 0.493、オリフィス平均流量係数は 1.13 であった。設定 He 圧力が  $1.0 \text{ MPa}$  以下の場合、インジェクタ上流での酸素は気体状態もしくは沸点の状態であったため、流量が不安定となることがわかった。

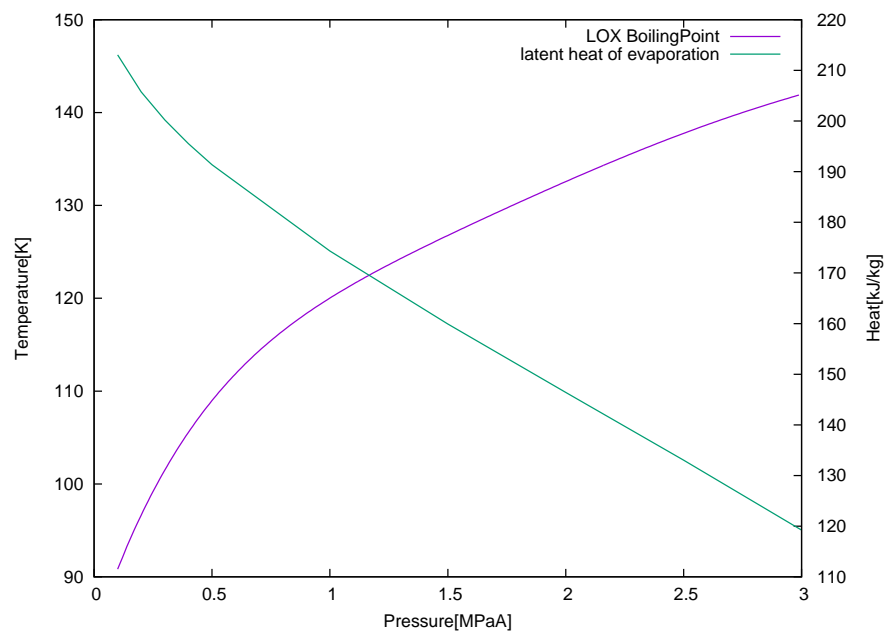


図 2.1 LOXBoil



図 2.2 PMMA



表 2.1 PMMA 形状

	外径	内径	長さ	内部の表面積
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm <sup>2</sup> ]
1	50	30	30	706.5
2			15	1413
3			7.5	2826

表 2.2 水流し試験結果

No.	設定 He 圧力	インジェクタ 上流圧	流量	インジェクタ 差圧	インジェクタ 流量	インジェクタ 流量係数	オリフィス 差圧	オリフィス 理論流量	オリフィス 流量係数
	MPaA	MPaA	L/s	MPa	L/s	-	MPa	L/s	-
1	0.6	0.55	0.021	0.45	0.042	0.51	0.058	0.022	0.99
2	1.09	0.94	0.030	0.84	0.058	0.52	0.102	0.029	1.05
3	1.61	1.40	0.037	1.30	0.072	0.51	0.149	0.035	1.06
4	2.12	1.82	0.043	1.72	0.083	0.52	0.200	0.040	1.06
5	3.10	2.68	0.053	2.58	0.102	0.52	0.300	0.049	1.07

表 2.3 水流し試験結果

No.	設定 He 圧力	オリフィス 差圧	インジェクタ 差圧	オリフィス 流量係数	インジェクタ 流量係数	流量	酸素 状態
	MPaA	MPa	MPa	-	-	L/s	-
1	0.7	0.02	0.35	-	-	-	気体
2	0.7	-	-	-	-	-	気体
3	0.9	-	-	-	-	-	気体
4	1.0	0.08	0.76	0.03	-	-	沸点
5	1.5	0.10	1.17	0.03	1.00	0.44	液体
6	2.0	0.14	1.50	0.03	1.02	0.41	液体
7	3.0	0.20	2.50	0.04	1.03	0.41	液体
8	1.6	0.17	1.10	0.03	1.10	0.50	液体
9	1.8	0.16	1.44	0.04	1.06	0.49	液体
10	2.8	0.20	2.40	0.04	1.13	0.47	液体
11	3.7	0.30	3.10	0.05	1.18	0.51	液体
12	5.0	0.40	4.10	0.06	1.16	0.50	液体

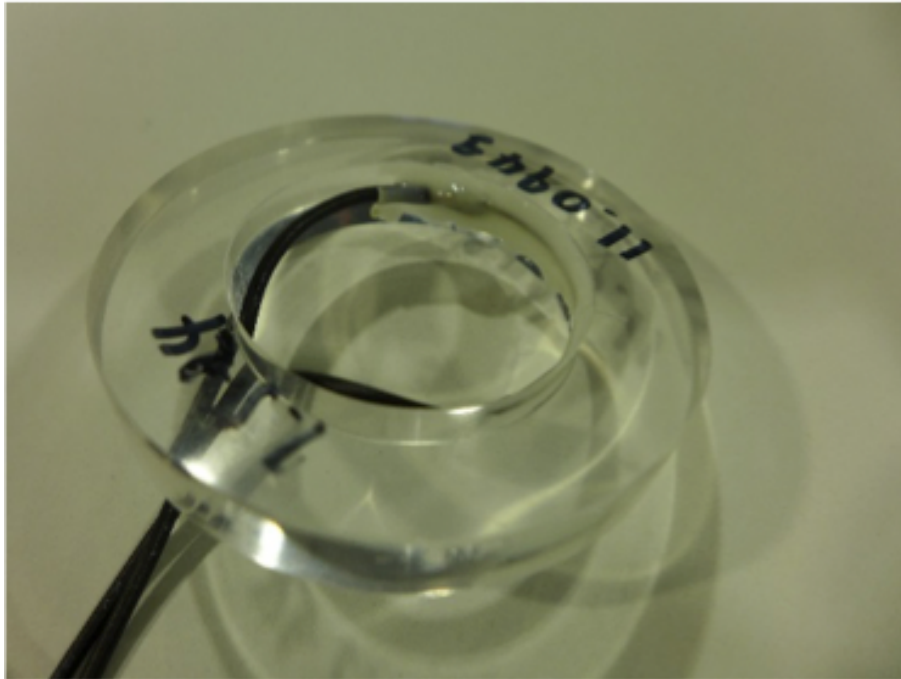


図 2.3 ニクロム線

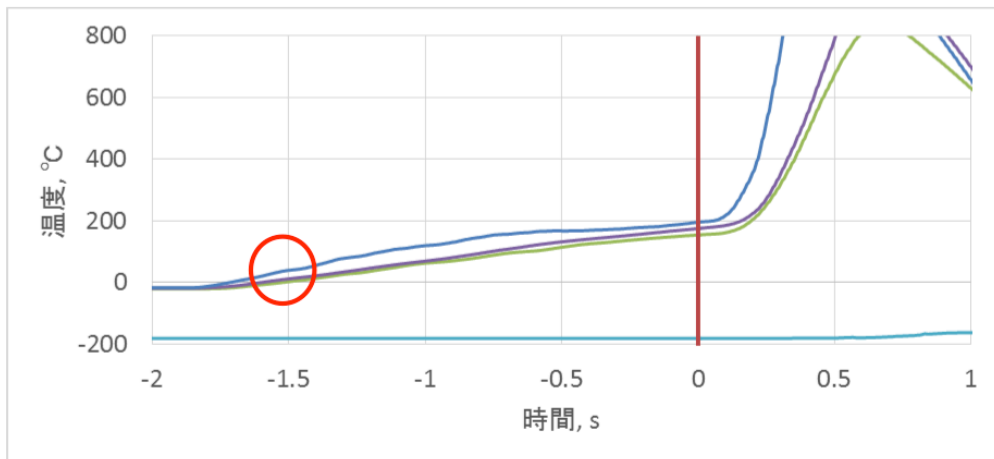


図 2.4 着火判定した点

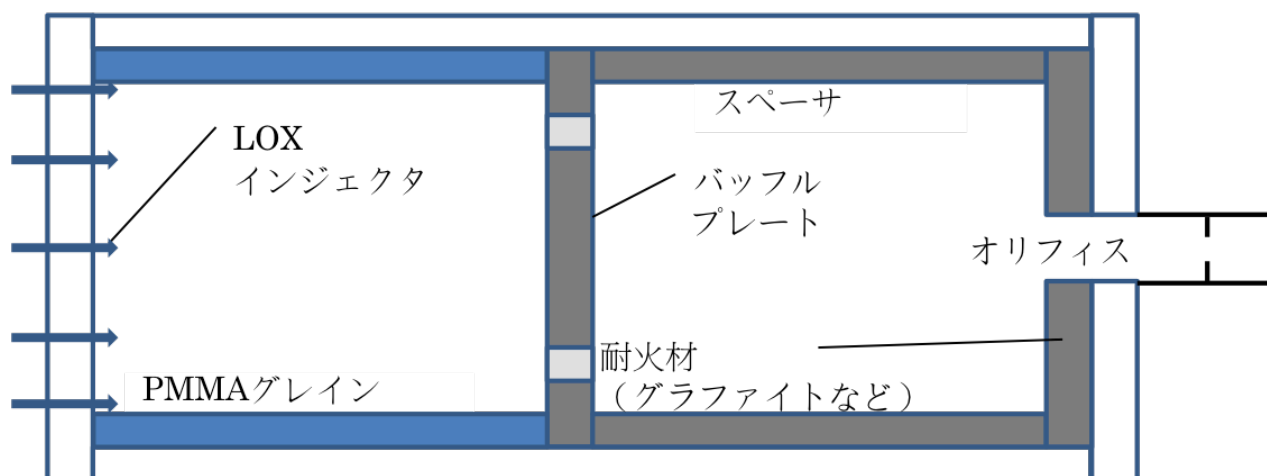


図 2.5 プリバーナ概略図



図 2.6 インジェクタ外観

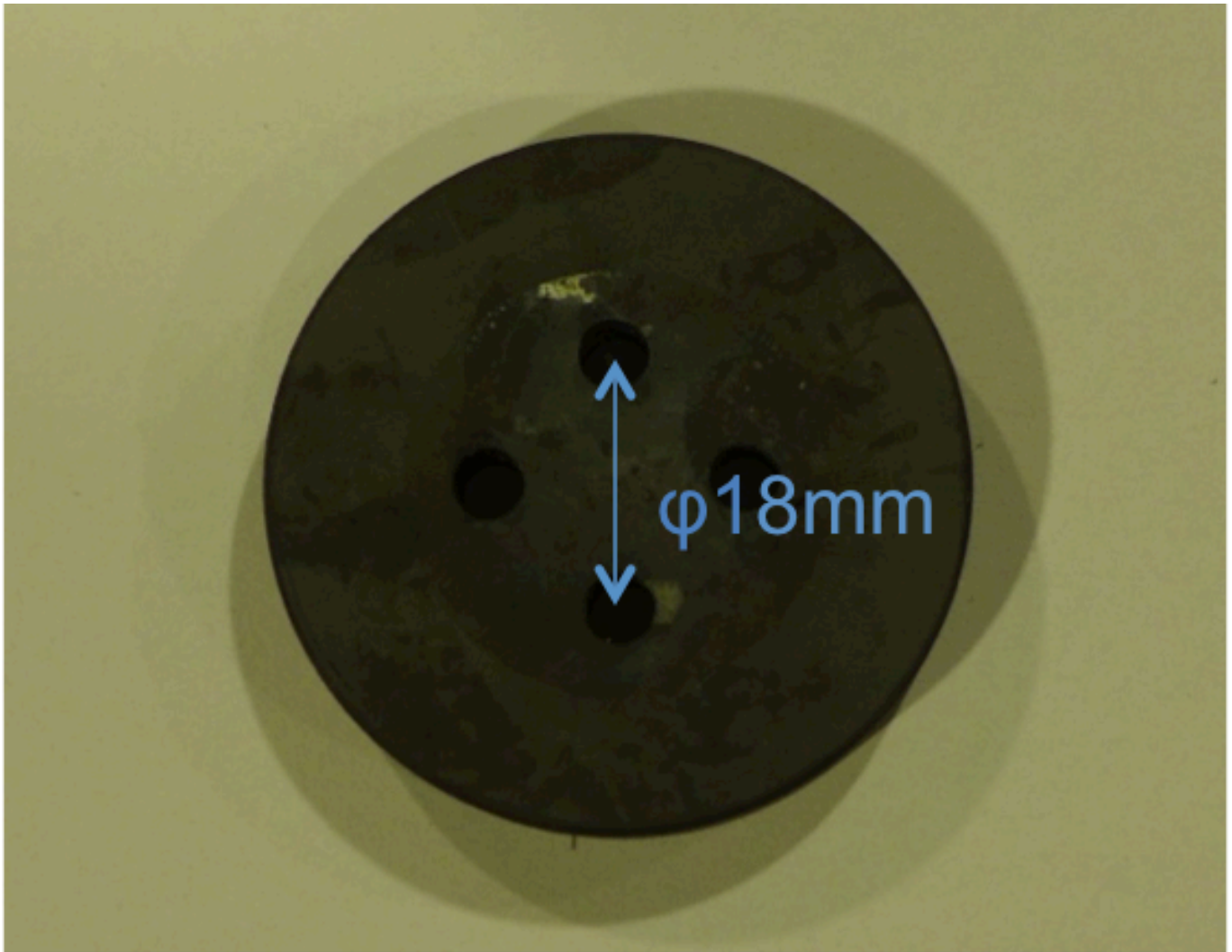


図 2.7 インジェクタ外観

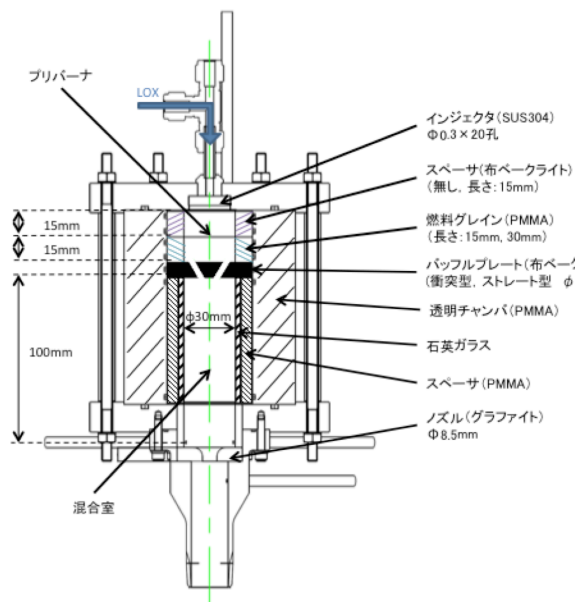


図 2.8 供試体 1 概要

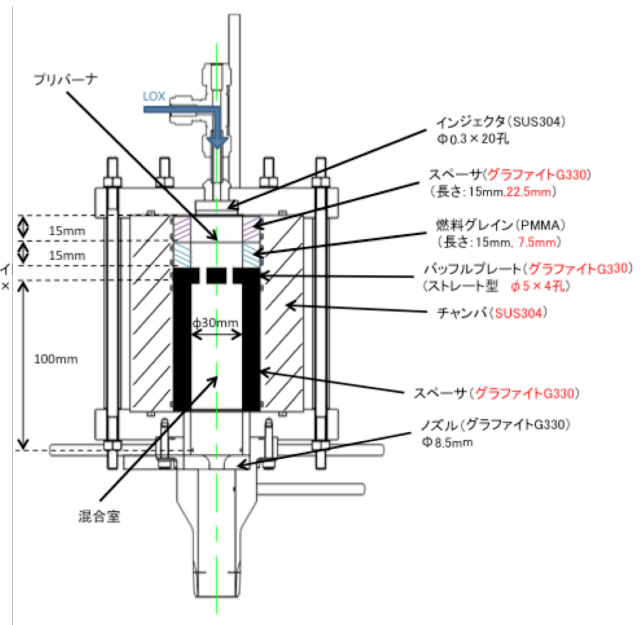


図 2.9 供試体 2 概要

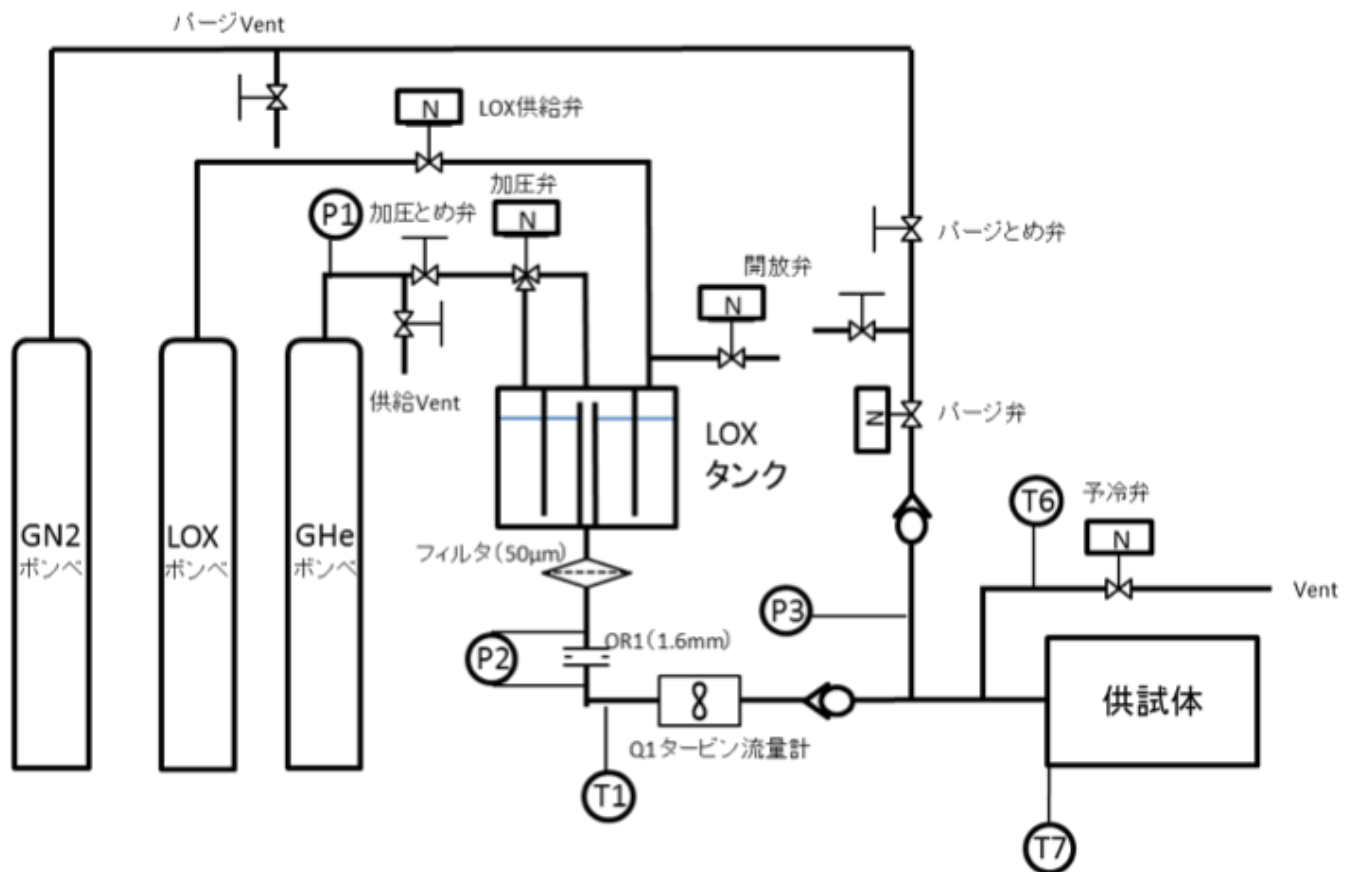


図 2.10 供給系系統図



図 2.11 インジェクタ外観

## 第 3 章

# プリバーナ方式液体酸素気化実験

### 3.1 可視化実験

#### 3.1.1 実験目的、設定条件

本実験では  $O/F=50$  以上での酸素と PMMA の反応となるため、燃焼器内部の状態を確認した。燃焼器外殻が透明なものを使用し、高速度カメラによる可視化データの取得を目的とした実験を行った。液体酸素流量が  $0.02\text{kg/s}$  程度になるように He 圧力を設定し、燃料グレインは  $15\text{mm}$ ,  $30\text{mm}$  の 2 種類を使用し試験を行った。本実験は表??の設定条件で行った。

表 3.1 可視化実験設定条件

No.	設定 He 圧力	燃焼時間	グレイン (PMMA)		
	MPaA	s	長さ [mm]	外径 [mm]	内径 [mm]
1	1.2	3	15	50	30
2	1.2	3			
3	2.0	5			
4	1.2	5	30		
5	1.2	4			

#### 3.1.2 実験結果および考察

5 回の燃焼器が試験を実施した。燃焼気化試験を表に示す。図に No.1 の燃焼の陽数を示す。着火及び燃焼の持続に成功した。No.1 の燃焼気化中の計測データを時間履歴を図 10 に示す。インジェクタ上流の酸素温度は、沸点異常であり、LOX の安定供給はできなかった。ノズル上流及び下流の温度は、K 熱電対の測定可能上限  $1280$  を超えており、



実験後に熱電対を確認した所、焼損していることがわかった。プリバーナ部のベークライトスペーサ及びベークライトのバッフルプレートは焼損しており、酸素の加熱に寄与したことがわかる。バッフルプレートはインジェクタ直下が激しく焼損しており、酸素がいき良いよく衝突していることがわかった。

No.5 の燃焼気化中の計測データの時間履歴を図に示す。インジェクタ上流の酸素温度は、沸点以下に下がっており、LOX を安定に供給はできた。タービン流量計は不具合のため計測できていないが、オリフィスもしくはインジェクタの差圧から流量を見積もった結果から、実験後半では比較的一様に LOX を供給できていることがわかる。図に実験後のバッフルプレートの様子を示す。焼損が激しく孔同士が繋がったことがわかる。

燃焼気化試験結果のまとめを表に示す。また、燃料グレインおよびスペーサ、バッフルプレート、グラファイトノズルの質量の変化のまとめを表に示す。

No.13 の実験では、インジェクタ上流の酸素温度は沸点以上で、安定的に LOX を供給できなかった。No.4 および 5 では、実験後半で沸点以下に下がっており、LOX を供給することができた。LOX 流量は、基本的には気体混じりの状態が多く、正確には計測できていない。今回はインジェクタ上下さあつを用いてデータを整理した。O/F は、目標の 50 からは大きく外れている。

グラファイトノズルは全く焼損していないが、ベークライトのスペーサとバッフルプレートは焼損が激しかった。そのため、大きな流量および長時間での実験が実施できなかった。

No.5no 試験では、燃焼の様子の高速度カメラでの撮影に成功した。プリバーナ部分での逆流が発生しており、プリバーナ部で激しく混合していることがわかった。

### 3.1.3 可視化実験におけるまとめ

本実験で以下の点が確認された。

- 高速度カメラによる燃焼器内部の可視化に成功した。
- 本気化器では逆流が支配的になっていることがわかった。
- インジェクタ上流を十分に冷却できたケースでは LOX 流量を安定的に供給できた。
- スペーサとバッフルプレートに使用したベークライトが酷く焼損しているのに対し、ノズルに使用したグラファイトがほとんど焼損していなかった。

## 3.2 基礎データ取得実験

### 3.2.1 実験目的、設定条件

可視化実験ではスペーサとバッフルプレートに使ったベークライトが焼損していたこと、試験前の冷却が不十分であったため、流量が不安定になったことが問題点になり、長時間の燃焼が行えなかった。可視化実験では O/F が目標値の 50 を大きく外れていた。本実験ではスペーサとバッフルプレートにグラファイトを使用し、冷却時間も十分に行った。またバッフルプレートの孔数を 4 個、孔径  $\phi 5.0\text{mm}$  本実験では LOX を安定に供給し、本気化器の基礎データの取得を目的とした実験を行った。LOX 流量が  $0.05\text{kg/s}$  程度になるように He 圧力を設定し、可視化実験より O/F をあげるために、燃料グレインは可視化実験より短い  $7.5\text{mm}$ ,  $15\text{mm}$  の 2 種類を使用し試験を行った。プリバーナ部の燃料グレインとスペーサの配置図を図に示す。本実験は表??の設定条件で行った。

表 3.2 設定条件

No.	設定 He 圧力	燃焼時間	グレイン (PMMA)		
	MPaA	s	長さ [mm]	外径 [mm]	内径 [mm]
1	3.4	5.0	7.5	50	30
2	4.9	8.0			
3	3.6	8.0			
4	3.1	5.0			
5	5.0	6.5			
6	4.3	6.5	15		
7	4.0	6.5			
8	3.3	6.5			

### 3.2.2 実験結果および考察

本実験ではすべてのケースで着火が確認できた。図に No.5 の燃焼終了後の燃料グレインを示す。No.2 の燃焼気化中の計測データの時間履歴を図に示す。流し始めのインジェクタ上流温度が沸点以上となっているため、流入する酸素状態は気液が混在しているが、インジェクタ上流温度が沸点を下回ると同時に流量が安定している。ノズル付近の温度が酸素流入直後は大きな値を示しているため、着火が成功していることが確認できる。その後すぐに沸点付近に下降し沸点と同じ値になっている。スペーサとバッフルプレートに使用したグラファイトはほとんど焼損がなく、燃焼に寄与していないことが確認できた。

No.5 の燃焼きかちゅうの計測データの時間履歴を図に示す。本試験もインジェクタ上流温度が沸点を下回ると同時に流量が安定しており、ノズル付近の温度履歴より、着火が成功していることが確認できる。No.13 の 7.5mm グレインのケースと同様に温度が下降しているが、90 付近になっている。この試験でもスペーサとバッフルプレートの焼損がなかった。

燃焼気化試験結果のまとめを表に示す。また、燃料グレインおよびスペーサ、バッフルプレート、グラファイトノズルの質量の変化のまとめを表に示す。

すべての試験で流量が  $0.05\text{kg/s}$  付近で安定して供給できた。No.13 の試験では O/F が 140 前後と目標値 50 に対して大きく上回っており、ノズル付近では酸素温度が沸点と同じになっている。一方 No.48 では O/F は 40 程度で目標値と近い値になり、ノズル付近では温度が 100 前後と設計通りの値となった。

グラファイトは全く焼損しておらず、燃焼に寄与していないことが確認できる。

## 参考文献

- [1] Elizabeth Buchen, Dominic DePasquale, '2014 Nano / Microsatellite Market Assessment', SpaceWorks Enterprises, Inc
- [2] I-Shih Chang, AIAA 2005-3793
- [3] Yuasa, S., et al.: A technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines, AIAA Paper 99-2322, 1999.
- [4] Kitagawa Koki Yuasa Saburo 'Combustion Characteristics of a Swirling LOX Type Hybrid Rocket Engine', Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2006, 242-249.
- [5] Kitagawa, Koki; Sakurazawa, Toshiaki; Yuasa, Saburo, 'Combustion Experiment to Evaluate a LOX Vaporization Nozzle for a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine with a 1500N-Thrust', Space Technology Japan, 2007, 47-54.