

# A-SOFT ハイブリッドロケット用 LOX 気化器の研究

渡邊琴巴<sup>1)</sup>, 那賀川一郎<sup>2)</sup>

## Study of a LOX Vaporizer for an Altering-Intensity Swirling Oxidizer flow type Hybrid Rocket

By Kotoha WATANABE,<sup>1)</sup> and Ichiro NAKAGAWA<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup>Course of Mechanical Engineering School of Engineering, Graduate School, The University of Tokai, Hiratsuka, Japan

<sup>2)</sup>Department of Aeronautics and Astronautics School of Engineering, The University of Tokai, Hiratsuka, Japan

(Received February 28th, 2021)

### Abstract

We proposed a Liquid oxygen (LOX) vaporizer for altering-intensity swirling oxidizer flow type hybrid rocket to improve Oxidizer to Fuel ratio (O/F) shift problem. In this LOX vaporizer, methane gas and LOX are stirred and burned, and the heat generated is used to vaporize the LOX. In this study, water was used in stead of LOX for verification of structural integrity of the developed LOX vaporizer and acquisition of vaporization performance. As a result of the experiment, the LOX vaporizer structural integrity has been confirmed, and the inlet and outlet temperature of the water were measured, and the heat of water transferred from combustion was obtained as the methane flow rate increased. The heating efficiency decreased as the methane flow rate increased.

**Key Words:** Hybrid Rocket, A-SOFT, LOX Vaporizer

### 記号

$b$	: リアクター外径
$C_{pw}$	: 定圧比熱
$C_p$	: 空気の比熱
$\Delta H_{CH_4}$	: メタン燃焼熱
$h_{m1}$	: 攪拌混合熱伝達
$h_{m2}$	: 理論境界層熱伝達率
$L$	: リアクター長さ
$\dot{m}_{CH_4}$	: メタンの質量流量
$\dot{m}_w$	: 水の質量流量
$N_u$	: ヌセルト数
$P_r$	: プラントル数
$\dot{Q}_{CH_4}$	: メタンが発生させる熱量
$\dot{Q}_w$	: 水が得た熱量
$R_e$	: レイノルズ数
$T_{in}$	: 気化器供給前温度
$T_{out}$	: 気化器供給後温度
$T_\infty$	: 作動中の燃焼ガス温度
$\dot{V}_{CH_4}$	: メタン体積流量
$\eta$	: 加熱効率
$\lambda$	: 空気の熱伝導率
$\mu$	: 空気の粘性係数
$\rho_{CH_4}$	: メタン密度

### 1. 背景

ハイブリッドロケットとは、状態相の異なる推進剤を用いる推進システムである。一般的には液体酸化剤と固体燃料の組み合わせで用いられる。ハイブリッドロケットは、理論的には液体ロケットと固体ロケットのメリットを併せた推進システムにすることは可能であるが、技術的課題が多いため、現状では実用化に至っていない。この技術的課題の中に、低燃料後退速度であること、O/Fシフトの発生が挙げられる。これらの課題を改善する方法として、低燃料後退速度に関しては、酸化剤流に旋回を与えることで、燃料への熱流束の増加及び酸化剤と燃料の混合を促進させる方式が考案され、酸化剤の旋回強度と燃料後退速度増大率の関係について研究が進められている。また、O/Fシフトと呼ばれる、燃焼中の燃料ポート径の増加による酸化剤と燃料の比率の変動の問題を改善するために、当研究室ではJAXA宇宙研主催のハイブリッドロケットワーキンググループより提案された、Altering-Intensity Swirling Oxidizer Flow Type (A-SOFT) ハイブリッドロケットの研究を行っている<sup>1)</sup>。A-SOFTは、酸化剤を軸方向と周方向から噴射し、その流量比を変化させることで、旋回強度の制御ができ、このシステムが実現するとO/Fを最適な状態で維持することができるようになる。A-SOFTハイブリッドロケットの実現のため、高性能が得られる液体酸素(LOX)を酸化剤として用いることが検討されている。しかし、湯浅らの研究により、LOXを液体のままモータ内部へ供給を行うと酸化剤流旋回強度が減衰することが示されており<sup>2)</sup>、一般的なハイブリッドロケットでも振動燃焼が発生しやすいという

結果が得られている<sup>3)</sup>。よって、本研究ではモータ内に酸化剤を供給する前に LOX を気化させるための LOX 気化器の開発を行うこととした。先行研究において、北川らの研究による LOX 気化ノズルを用いたハイブリッドロケットの作動には成功しているが<sup>4)5)</sup>、熱伝導率の小さい LOX での再生冷却による気化は難しいと考えた。そこで本研究で開発する LOX 気化器は、メタンガスの燃焼熱を利用し、LOX に熱を与えて気化させる方式を採用した。本実験では、LOX の代わりに水を用いて、開発した LOX 気化器の構造の健全性を確認するとともに、気化器内でのメタンの燃焼熱から水への熱交換状況の把握のための性能取得を行う。性能取得では、水の気化器への供給前後の水温を計測し、メタン燃焼ガスから水に与えられた熱量及び加熱効率の取得を行う。

## 2. 攪拌燃焼型 LOX 気化器

本実験の供試体である攪拌燃焼型 LOX 気化器を以下に示す。

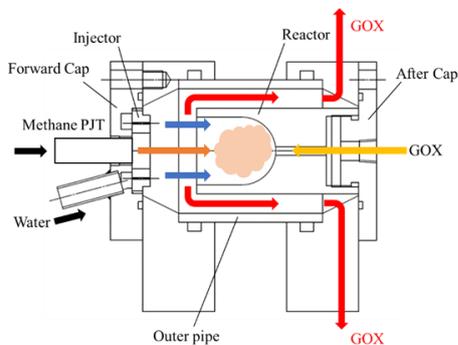


Figure 1 Stirred combustion type LOX vaporizer.

水とメタンガスはフォワードキャップから供給され、メタンガスと燃焼させるための GOX はアフターキャップから供給され、その中間位置にあるリアクター内部で水と燃焼ガスが混合される。メタンガスへの点火方法は、次項で述べるプラズマジェットトーチ (PJT) を用いる。これにより、発生した燃焼ガスはリアクターの外壁を通り上部の側孔から排出され、混合燃焼により熱が与えられた水は下部の側孔から排出される。以下の Figure 2 に攪拌燃焼型 LOX 気化器の外観図を示す。



Figure 2 Stirred combustion type LOX vaporizer (Top view).

リアクターは熱伝導性の良い無酸素銅を用いている。また燃焼中の気化器内の可視化のため、シリンダにはアク

リルパイプを用いている。

## 3. 実験装置

点火方法として用いる PJT とは、アーク放電によるサーマルピンチ効果を用いている、プラズマをおよそ 10,000K の超高温流れとして噴出するプラズマ噴射装置である。以下の Figure 3 に PJT の組立図を示す。

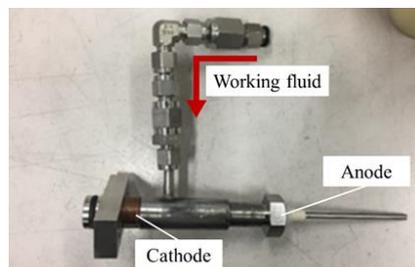


Figure 3 Assembled view of plasma torch.

実験配管図を以下の Figure 4 に示す。

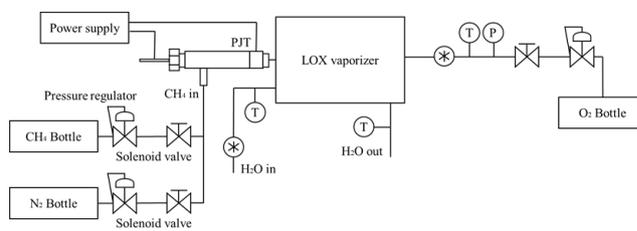


Figure 4 Experimental equipment diagram.

本実験では、気化器内の熱交換状況の確認のため、形状を変えたインジェクタを 4 種類用意した。用意したインジェクタを以下に示す。

Table 1 List of injector shapes.

No.	Name	Hole Types	Total Cross Sectional Area, mm <sup>2</sup>
1	φ1.0×8	Parallel holes	6.28
2	φ1.0×8	Diagonal holes	6.28
3	φ0.8×12	Parallel holes	6.03
4	φ1.0×6	Parallel holes	4.71

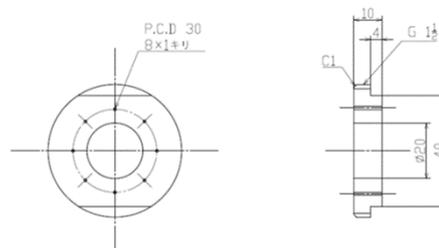


Figure 5 Parallel holes.

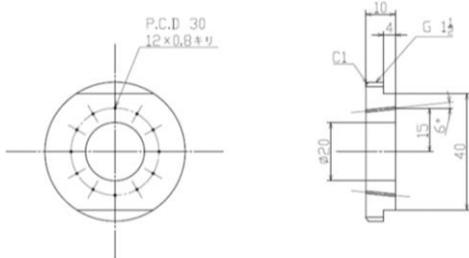


Figure 6 Diagonal holes.

実験条件として、燃焼時間は 15s、水流量は 0.1L/s、酸素流量は供給したメタンが理論的に十分完全燃焼可能な値である 25L/min とする。この条件の中で、メタン流量を 10, 20, 30, 40L/min としたとき、それぞれメタン燃焼ガスから水に与えられた熱量及び加熱効率の取得を行う。

#### 4. 実験解析

本実験で用いる解析手法を示す。解析で用いる作動中のデータは、取得したデータの気化器への供給後温度の波形より、温度が定常であるデータを用いる。

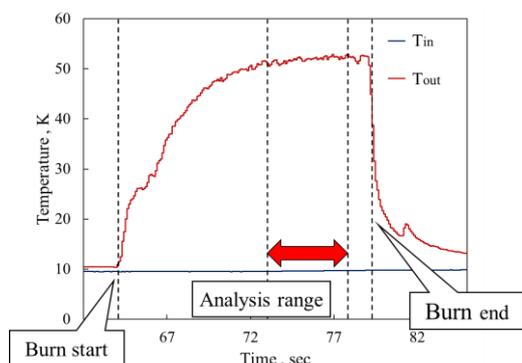


Figure 7 Temperature time history.

実験解析では以下の式を用いる。水がメタンの燃焼ガスから得た熱量 $\dot{Q}_w$ 及び、メタン燃焼により発生した熱量 $\dot{Q}_{CH_4}$ を以下に示す。

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_w \times C_{pw}(T_{out} - T_{in})$$

$$\dot{Q}_{CH_4} = \dot{m}_{CH_4} \times \Delta H_{CH_4}$$

加熱効率は以下の式で表す。

$$\eta = \frac{\dot{Q}_w}{\dot{Q}_{CH_4}}$$

#### 5. 実験結果と考察

気化器作動中の様子を以下の Figure 8 に示す。また、メタン燃焼により発生した熱量及び、水がメタンの燃焼ガスから得た熱量のグラフを Figure 9 に示す。また、加熱効率を Figure 10 に示す。

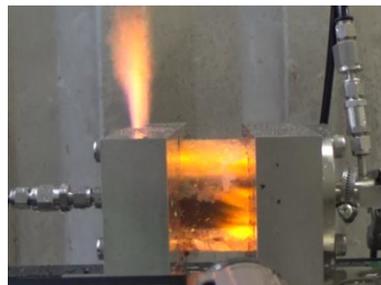


Figure 8 The vaporizer during operation.

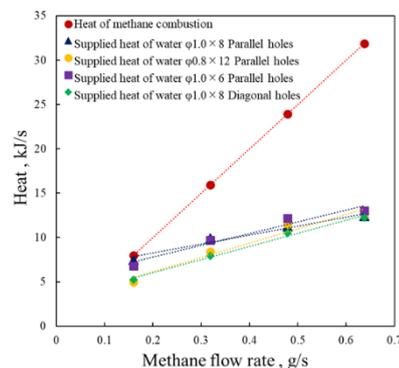


Figure 9 The amount of heat vs methane flow rate.

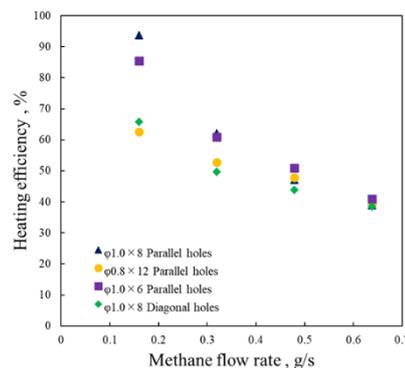
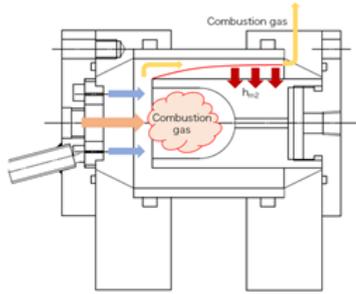


Figure 10 Heating efficiency.

Figure 9 及び Figure 10 より、メタンの流量増加に伴い、加熱効率が減少する傾向がみられた。これは、燃焼ガスが増加するほど燃焼ガスと水との熱交換が行われていない可能性がある。また、形状の異なる 4 種類のインジェクタを用いて実験を行ったが、Figure 9 の水に与えられた熱量に関しては、ほとんど差は見られなかった。しかし、その中でも $\phi 1.0 \times 6$ と $\phi 1.0 \times 8$ のインジェクタでは加熱効率が低い傾向がみられた。 $\phi 1.0 \times 6$ は、インジェクタ孔の総断面積を絞っているため、水流量が強く、リアクターの奥の壁に水が強く当たる。そのため気化器内では、燃焼ガスにより熱が与えられたリアクターに水を当てて冷やすことで、水はリアクターから熱を得る効果が大きい可能性がある。

次に、気化器内の水とメタン燃焼熱の主な熱交換位置を把握するための計算モデルを用意した。これらは、水の温度上昇をリアクター外壁の境界層熱伝達のみによるものと仮定する。



▲リアクター外壁からの理論境界層熱伝達

Figure 11 Calculation model for average heat transfer coefficient.

水への熱伝達がすべてリアクター外壁からの境界層熱伝達としたときの熱伝達率 $h_{m1}$ は、

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_w c_{pw} (T_{out} - T_{in}) = h_{m1} \times (T_{\infty} - T_{out}) bL$$

$$h_{m1} = \dot{m}_w c_{pw} (T_{out} - T_{in}) / (T_{\infty} - T_{out}) bL$$

となる。また、Figure 11 のリアクター外壁からの理論境界層熱伝達 $h_{m2}$ を求める。ヌセルト数及びプラントル数は、

$$\overline{Nu} = 0.664 Re^{1/2} Pr^{1/3}$$

$$Pr = \frac{C_p \mu}{\lambda}$$

となる。比熱、粘性係数、熱伝達率は、燃焼ガスの物性値が得られないことから、代わりに空気 1500K のときの値を用いている。リアクター外壁からの理論境界層熱伝達 $h_{m2}$ は、

$$h_{m2} = \frac{\overline{Nu} \lambda}{L}$$

となる。以上の式で求めた $h_{m1}$ 及び $h_{m2}$ の算出結果を示す。

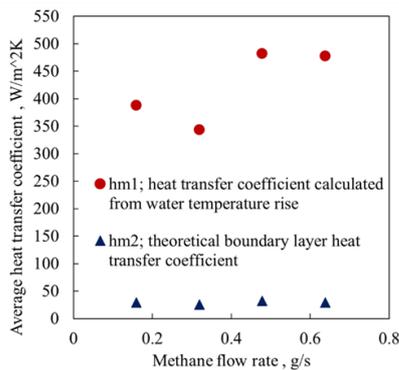


Figure 12 Average heat transfer coefficient.

この結果より、 $h_{m1}$ は $h_{m2}$ に比べて10倍程高いことから、境界層からリアクター外壁への熱伝達は小さく、水とメタン燃焼熱は主にリアクター内で熱交換されていると考えられる。

また、同じ $\phi 1.0 \times 8$ インジェクタを用いて、気化器に供給する前の水温のみを変え、水温ごとの熱交換状況の比較を行った。以下に水温ごとの加熱効率を示す。

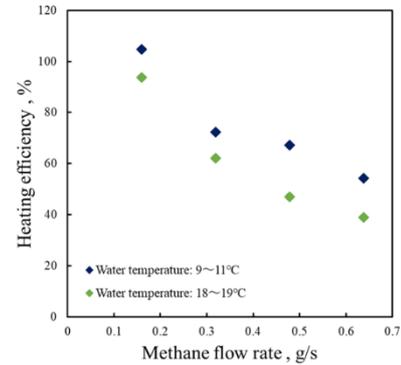


Figure 13 Heating efficiency.

これより、水温が低いほど水に与えられた熱量は大きく、加熱効率が高い結果が得られた。したがって、今回は水を用いた性能取得実験であったが、実際にLOXを用いるときは極低温による伝熱効果が期待できるため、今後も気化器の性能取得を行う予定である。

## 7. 結論

水を用いた気化器の構造の健全性を確認でき、全ての部品が再使用可能であった。また水温を測定することで、インジェクタごとの水とメタン燃焼熱の熱交換状況を把握した結果、水はリアクターを冷却することで熱を得る効果が大きい可能性がある。気化器内の熱伝達に関しては、境界層からリアクター外壁への熱伝達は小さく、水とメタン燃焼熱は主にリアクター内で熱交換されていると考えられる。最後に、供給前水温のみを変えて実験を行った結果、水温が低いほど、加熱効率は大きかったことから、実際にLOXを用いることでさらに加熱効率の増加が期待できる。

## References

- 1) Ichiro, N., Daiki, K., Yuto, K., Susumu, T.: Demonstration of an Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Function, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, <http://doi.org/10.2514/1.B37915>
- 2) Yuasa, S., Shiraiishi, N., Hirata, K.: Controlling Parameters for Fuel Regression Rate of Swirling-oxidizer-flow-type Hybrid Rocket Engine, 48<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July – 01 August 2012, Atlanta, Georgia.
- 3) Altman, D and Holzman, A., "Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion," Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, edited by M. J. Chiverini, and K. K. Kuo, Vol. 218, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2007, pp. 1–35.
- 4) Kitagawa, K., Yuasa, S.: Combustion Characteristics of a Swirling LOX Type Hybrid Rocket Engine, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.54, No.629, pp.242-249, 2006.
- 5) Kitagawa, K., Sakurazawa, T., Yuasa, S.: Combustion Experiment to Evaluate a LOX Vaporization Nozzle for a Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine with a 1500N-Thrust, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.6, pp.47-54, 2007.