

A-SOFT ハイブリッドロケット用 LOX 気化器の開発

渡邊琴巴¹⁾, 那賀川一郎²⁾

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

By Kotoha WATANABE,¹⁾ and Ichiro NAKAGAWA²⁾

¹⁾Graduate Student, Dept. of Mechanical Engineering School of Engineering, The University of Tokai, Hiratsuka, Japan

²⁾Professor, Department of Aeronautics and Astronautics, The University of Tokai, Hiratsuka, Japan

An altering-intensity swirling oxidizer flow type hybrid rocket was proposed to improve low fuel regression rate and O/F shift problem. But if LOX is used for oxidizer, to vaporize it is necessary to keep the swirl intensity. Therefore, we proposed a stirred reactor type vaporizer. In this LOX vaporizer, methane gas and LOX are stirred and burned, and the generated heat is used to vaporize the LOX. In this study, we conducted experiments to confirm the vaporization of LOX using a new developed LOX vaporizer. As a result, LOX supplied to the vaporizer was almost completely vaporized when the $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$ was less than 80. However, the temperature near the outlet of the vaporizer varied greatly depending on the height from the bottom of the vaporizer. It suggests insufficient gas mixing, which needs to be improved in the future.

Key Words: Hybrid Rocket, A-SOFT, LOX vaporizer

1. 序論

ハイブリッドロケットとは、状態相の異なる推進剤を使用す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使用されるが、固体燃料として少量の酸化剤を用いる場合や、液体燃料と固体酸化剤の組み合わせのものも存在する。ハイブリッドロケットは火薬を用いないため安全性が高く、火薬類取り扱いに関する法律にかかわらずロケットシステムを扱うことができる。また、液体ロケットに比べて構造が簡素なため、近年ではホビー用途のハイブリッドロケットモータ Cesaroni Technology Incorporated 製 HyperTEK®を用いたハイブリッドロケットの打ち上げが日本各地の大学で行われている。これらのメリットを持つ一方でデメリットも存在する。以下にデメリットについて列挙する。

- ・ 燃焼中の酸化剤と燃料の比の変動 (O/F-shift)
- ・ 固体燃料の燃料後退速度が低いため推力が低い
- ・ 燃料と酸化剤の混合が不完全のため燃焼効率が低い

シングルポートを有するハイブリッドロケットの場合、固体燃料のポート面積は燃焼が進むにつれて変化する。ポート面積が大きくなることで、燃焼面積は増加し、酸化剤質量流量が低下する。すると、燃料後退速度は減少する。このような燃料後退速度の特性によって、燃料流量は増減する。すなわち、燃料質量流量の増減に伴い酸化剤と燃料の比である O/F も増減することとなる。この現象を O/F-shift という。O/F-shift が発生するとロケットの性能指標でもある特性排気速度 C^* も変化する。初期 O/F を最適点に設定しても燃焼が進むにつれて C^* が降下するため、O/F-shift はハイブリッ

ドロケットの性能低下の原因となっている。

上述したデメリットの改善策として、酸化剤流に旋回を与えることで、燃料への熱流束の増加や酸化剤と燃料の混合を促進させる方式 (SOFT) が湯浅らにより考案された¹⁾。この研究により、酸化剤に旋回流をかけることで燃料後退速度が増加する結果が示されている。この酸化剤旋回流の研究結果より、ハイブリッドロケットワーキンググループは、酸化剤の軸方向インジェクタと周方向インジェクタを備え、2つのインジェクタの酸化剤流量比を制御することで旋回強度を変化させる Altering-Intensity Oxidizer Flow Type (A-SOFT) ハイブリッドロケットを提案した。Fig.1 にその概念図を示す。A-SOFT は、旋回する酸化剤の流量と軸方向の流量の比率を変えることで、チャンバー内の旋回強度を変化させ、燃料後退速度を制御することができる。したがって、A-SOFT は運転中に燃料後退速度を変えることで燃料流量を制御することができ、O/Fシフトを改善することができると考えられる。

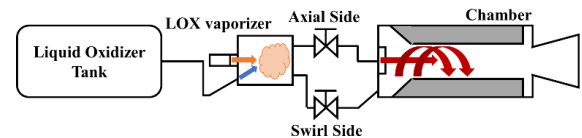


Fig. 1 A conceptual drawing of A-SOFT.

A-SOFT の研究では、小澤と嶋田は、シミュレーションを用いて、A-SOFT を垂直に打ち上げた観測ロケットの飛行性能を評価した²⁾。その後、小澤らは、A-SOFT のブレードボードモデルロケットを開発し、酸化剤流量は固定した状態で燃焼試験を行い、概念実証を行った³⁾。また、那賀川らにより、サーボモータで開度を制御できるボールバルブを用い

て軸方向酸化剤流量と周方向酸化剤流量を燃焼中に制御できるようにし、O/Fシフト低減機能を実証するために燃焼実験が行われた。結果、18sの燃焼時間中のO/F-shiftが半分ほどに低減することが示されている⁴⁾。

A-SOFTハイブリッドロケットでは、高性能化が期待される液体酸素(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を液体のままチャンバー内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⁵⁾、また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⁶⁾。

そのため、A-SOFTハイブリッドロケットでは、LOXを気化させてからチャンバー内へ供給する必要がある。これについては、北川らの研究により、再生冷却方式を採用したLOX気化ノズルを用いたハイブリッドロケットの運用に成功している⁷⁾。しかし、熱伝導率の低いLOXを様々な運転条件で気化させることは困難だと考えられ、本研究では、メタンガスを用いた攪拌燃焼型LOX気化器の開発を行うこととした。

先行研究では、開発したLOX気化器内にLOXの代わりに水を供給して、気化器内で水がどれくらい燃焼ガスから熱を得られるか、また気化器の構造の健全性の確認を行った⁸⁾。その結果、気化器に供給する前の水温が低いほど水への熱伝達が大きくなり、加熱効率が高くなることが分かった。この結果より、LOXは水よりも低温のため、加熱効率の向上が期待できると考えられる。また、実験後、気化器は損傷せずに全ての部品を再使用することができ、構造の健全性を確認することができた。

本研究では、これらの結果を基に開発したLOX気化器にLOXを供給することで、気化器内でのLOX気化性能を確認するために燃焼試験を実施した。

2. 供試体

先行研究の水を用いた実験では、メタンとガス酸素を気化器内部で混合燃焼させ、その燃焼熱を水の加熱に利用する仕様としていた。本研究では、先行研究で用いたLOX気化器の構造を一部変更し、気化器の外筒をアクリルパイプからSUS304に材質変更した。また、燃焼中の外筒冷却を行うために、LOXが供給されるシャワーヘッド型インジェクタの孔の一部を斜め穴に加工した。以下のFig.2に開発したLOX気化器の構造を示す。

原理は、気化器内に供給されたLOXの一部は気化器内の熱により気化するため、メタンガスと燃焼させて、その際に発生する燃焼熱で残りのLOXに熱を与えて気化させるものである。気化器中央の椀状の部品はリアクターと呼ばれ、燃焼ガスとLOXを混合して、気化を促進させるためのものである。気化して発生したGOXは、リアクターの外側を通り、アフターキャップの端面にある排出孔から排出される。

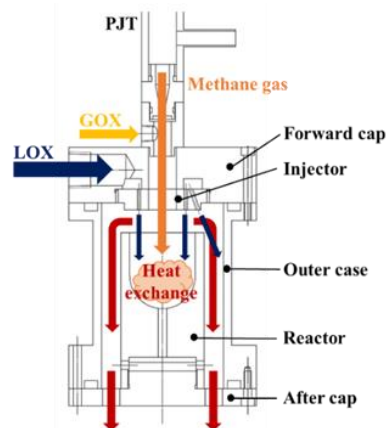


Fig.2 Schematic drawing of LOX vaporizer.

また、気化器内部の点火は、メタンガスを作動流体とするプラズマジェットトーチ(PJT)で行い、点火後はPJTの電源をOFFにしてメタンバーナーとして用いる。また、気化器の着火のために、PJT直下からガス酸素(SO₂)を0.000159 kg/s供給することとする。

A-SOFTハイブリッドロケットを運用する際は、気化したGOXは制御弁によって制御されチャンバー内へと供給を行う。そのため、制御弁やシーリングに損傷を与えないよう、ガス温度を300K付近となるように $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$ を設定して運用する必要がある。そこで、NASA Glenn Research CenterのS. GordonとB. J. McBrideが開発したChemical Equilibrium with Applications(CEA)を用いて気化したGOXの理論温度を算出した⁹⁾。その結果をFig.3に示す。

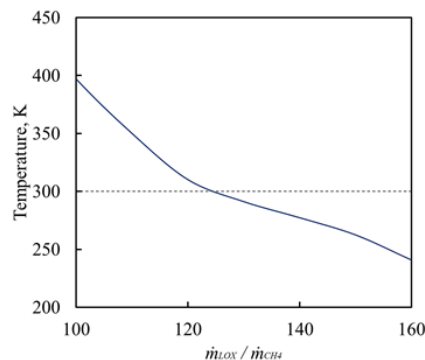


Fig.3 T vs $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$

ここで、 \dot{m}_{LOX} はLOX質量流量、 \dot{m}_{CH_4} はメタン質量流量である。Fig.3より、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$ が増加すると温度が下がり、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$ が125の時に温度が300Kに達する。

3. 実験装置

実験装置の概略図をFig.4に示す。本実験では、ガスの制御は電磁弁を用いて行い、電磁弁は自動シーケンスで駆動させる。また点火用PJTは手動スイッチで作動させる。PJT動作の電源は、既製品のプラズマ切断機CT-312を使用した。CT-312は、アーク放電を開始する高周波・高電圧電源と直流(DC)電源で構成されており、アーク放電開始後、電源は自動的に直流電源に切り替わる。

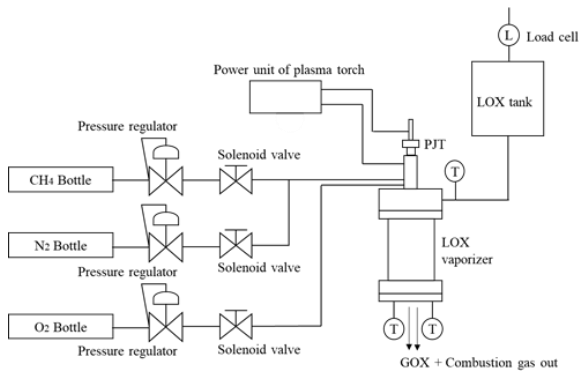


Fig.4 Schematic diagram of experimental equipment.

また LOX 流量は、気化器へ LOX を供給するタンクの高さを変えることで制御しており、燃焼中はリフターでタンク高さを LOX 気化器よりも高くすることで、重力で気化器内に LOX が供給される。以下の Fig.5 に LOX タンクとリフターを示す。



Fig.5 LOX tank lifter.

Fig.5 に示した LOX タンクを引張型ロードセルに吊り下げてタンク重量を計測し、LOX 流量の算出を行う。また燃焼中の気化器入口と出口付近の LOX またはガス温度を計測するため、K 型熱電対を使用する。出口付近の温度計測には、気化器底面から 1 mm と 3 mm の高さに合わせた熱電対を使用する。以下の Fig.6 に熱電対の先端を示す。

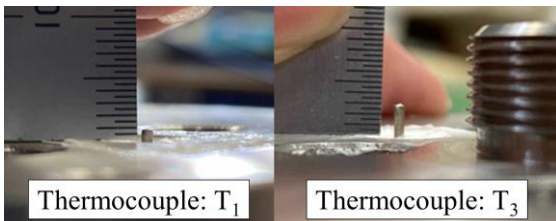


Fig.6 Thermocouple.

4. 実験条件

本実験では、燃焼時間を 15 s に設定し、LOX タンク高さを 3 段階 (Low / Medium / High)、メタン流量を以下の Table 1 に示す 4 段階の組み合わせそれぞれ 12 条件で実験を行った。

Table 1 The experimental plan.

\dot{m}_{CH_4}	0.000159	0.000319	0.000478	0.000638
Tank height	kg/s	kg/s	kg/s	kg/s
Low				
Medium				
High				

以下に計測項目を示す。

- 1) LOX 入口温度: T_{in}
- 2) 気化器底面から 1mm の高さの温度: T_1
- 3) 気化器底面から 3mm の高さの温度: T_3
- 4) LOX タンクの重量: W_t

5. 実験結果及び考察

本実験で得られた温度履歴の例を以下の Fig.7 に示す。Fig.7 より、タンク高さを High に設定すると、Low に設定したときに比べて LOX 流量が増加し、その結果、気化器出口付近の温度が低くなることが確認された。

また解析区間に関しては、温度データは T_3 が最大となる点から 3 秒前の計 3 秒分の平均温度を用いることとする。また、LOX 流量は T_3 が最大となる点から 20 秒前の計 20 秒分の平均 LOX 流量を用いることとする。

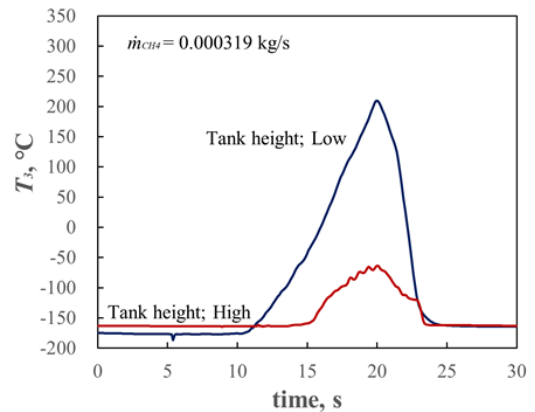


Fig.7 Time history of T_3 .

以上の方法で処理した各種平均データをプロットしたグラフを以下の Fig.8, Fig.9 に示す。

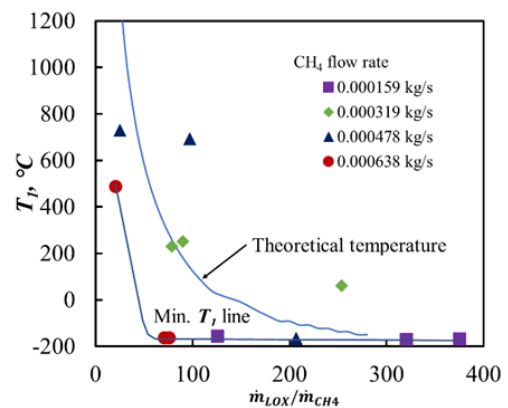


Fig.8 T_1 vs $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$

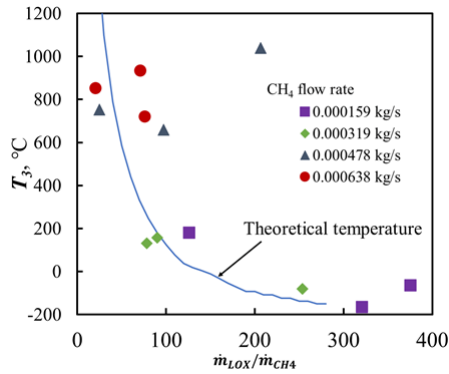


Fig.9 T_3 vs $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$

Fig.8より、 T_1 で取得したプロットの最小値は、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 80–400 のとき LOX 沸点付近の温度で一定で、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 80 以下のとき、プロットの最小値の温度が上昇する傾向がみられた。この結果から、 T_1 が LOX 沸点温度の場合、気化できていない LOX が気化器底面から 1mm の高さに存在していることから、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 80–400 のとき、供給された LOX の一部は気化できておらず、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 80 以下のとき、供給した LOX のほぼすべてが気化できていると考えられる。Fig.9 についても Fig.8 と同様にみると、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 320 付近のプロット以外、すべて LOX 沸点よりも温度が上昇していることがわかる。そのため、気化器底面から 3mm の高さにおいては $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 250 付近以下で LOX が完全に気化していると考えられる。

また、気化器底面からの高さを 3 段階に分けて計測した温度時間履歴の一例を以下の Fig.10 に示す。本実験では、 T_1 , T_3 に加え、気化器底面から高さ 6 mm の温度: T_6 を計測したが、 T_6 の位置での気化器内部温度が高く、熱電対が断線したため、 T_6 の計測は行わないこととした。

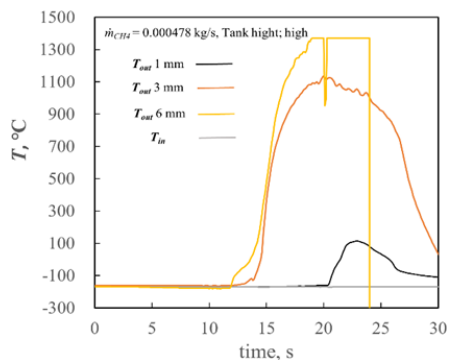


Fig.10 Temperature history.

Fig.10より、気化器底面からの高さによって大きな温度差があることがわかる。これより、気化器内部で気化した GOX が燃焼ガスと混合されにくい状態が示されていると考えられる。この問題が原因で、Fig.9, Fig.10 に示すように、気化器内部の理論燃焼温度よりも温度の高いプロットが存在していると考えられる。

また、出口温度を測定するための熱電対の先端位置は、実

験前に気化器の底面から 1mm と 3mm に調整し、コンプレッションフィッティングで固定を行った。しかし Fig.8, Fig.9 に示すように、一部の T_3 は T_1 よりも温度が低くなっている。これは、セット後に熱電対の先端が移動した可能性があると考えられる。また、本実験では作動時間を 15 s と設定しており、LOX 気化器内の温度が上がり切り定常となる前の時間履歴を解析区間として用いた。そのため、今後作動時間を延ばして定常温度を計測することで、本実験で取得した T_1 , T_3 温度よりも高くなることが予想される。

今後は、上述したガス同士の混合不良を改善すること、また、LOX 気化器の気化効率の取得のため、気化器出口で 1 つ孔に絞るための部品を取り付け、出口温度としてガス温度の計測を行う予定である。

6. まとめ

本研究では、新規開発した LOX 気化器に LOX を供給することで、気化器内での LOX 気化性能を確認するために燃焼試験を実施した。その結果、 $\dot{m}_{LOX}/\dot{m}_{CH_4}$: 80 以下のとき、気化器に供給された LOX はほぼ完全に気化することが確認された。本研究で得られた問題点を改善し、LOX 気化器の気化効率を取得するため、気化器の出口にガスを混合するための部品を取り付け、1 つの孔からガスを排出して、十分に混合された排ガス温度の計測を行うことを予定している。

参考文献

- 1) Yuasa, S., Shiraishi, N., Hirata, K.: Controlling Parameters for Fuel Regression Rate of Swirling-oxidizer-flow-type Hybrid Rocket Engine, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July – 01 August 2012, Atlanta, Georgia.
- 2) Ozawa, K., and Shimada, T., “Flight Performance Simulations of Vertical Launched Sounding Rockets Using Altering Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Motors,” 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2015-3832, 2015.
- 3) Ozawa, K., Kitagawa, K., Aso, S., and Shimada, T., “Hybrid Rocket Firing Experiments at Various Axial–Tangential Oxidizer-Flow-Rate Ratios,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 35, No. 1, 2019, pp. 94–108.
- 4) Nakagawa, I., and Kishizato, D., Koinuma, Y., and Tanaka, S., “Demonstration of an Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Function,” Journal of Propulsion and Power, 2020.
- 5) Kitagawa, K., and Yuasa, S.: Combustion Characteristics of a Swirling LOX Type Hybrid Rocket Engine, Vol.54, No.629, pp.242-249, 2006.
- 6) Altman, D and Holzman, A., “Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion,” Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, edited by M. J. Chiaverini, and K. K. Kuo, Vol. 218, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2007, pp. 1–35.
- 7) 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.
- 8) Watanabe, K., and Nakagawa, I.: Study of a LOX Vaporizer for an Altering-Intensity Swirling Oxidizer Flow Type Hybrid Rocket, AIAA SCIENCE AND TECHNOLOGY FORUM January 2021.
- 9) Gordon, S., McBride, B.J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications,” NASA RP-1311, 1994.