

Combustion of PMMA in Liquid Oxygen Flow

MITSUTANI Toru, RO Takaaki, and YUASA Saburo

Tokyo Metropolitan Institute of Technology

6-6 Asahigaoka Hino-City Tokyo, Japan

syuasa@cc.tmit.ac.jp

ABSTRACT

Our previous study showed that although the hybrid rocket engine with swirling gaseous oxygen had high performance, a direct injection of LOX with swirl into the combustion chamber of the hybrid rocket engine lowered the performance of the engine, compared to that with gaseous oxygen. In order to clarify this reason, combustion tests of a small PMMA combustor with an inner port diameter of 2 mm were conducted in liquid oxygen flow by comparison with gaseous oxygen flow. Although the oxygen mass fluxes of LOX were about two orders of magnitude larger than those of gaseous oxygen, the fuel regression rate of LOX were remarkably smaller than those of gaseous oxygen. For both liquid and gaseous oxygen, diffusion flames in the port of the grain controlled the combustion process of PMMA in oxygen flow. These results may be explained by the fact that only small amount of LOX vaporized and consumed in the combustion with PMMA while flowing through the port due to relatively larger latent heat of injected liquid oxygen compared to the heat of release by combustion which depended on the burning surface area of PMMA.

Key Word: Hybrid Rocket, Liquid Oxygen, PMMA, Combustion Characteristics, Fuel Regression Rate

1. はじめに

ハイブリッドロケットエンジンは、推進剤の貯蔵・供給システムが簡単であり、コスト・環境・安全性に優れた理想的なロケットエンジンである。しかし、燃料後退速度が遅い上に、それを任意にコントロールすることが非常に困難で、理論上の最高性能を達成するにはグレイン表面積を大きくせざるを得ないという欠点がある。この最大の欠点を解決するために、我々は酸化剤流に旋回を与え、火炎から燃料への熱流束の増加と酸化剤／燃料の混合を促進する研究を、気体酸素を用いて行ってきた^{[1][2]}。その結果、酸化剤旋回流方式は燃料後退速度の増加とそれに伴うエンジン性能の向上に非常に有効であることが分かった。

2001年にはそれまでの研究成果に基づいて

気体酸素/PMMA(Polymethyl Methacrylate)を推進剤とする推力 700[N]級小型ハイブリッドロケットを開発し、日本で初めての打ち上げに成功した^[3]。さらなる高高度へ打ち上げるためには、酸化剤を液体酸素へ変更することが必要であり、2001年度にそのシステムを構築した。そしてこれまでの燃焼実験の結果、安定した燃焼を確認することができたが、液体酸素に旋回を与えて直接燃焼室へ噴射しても、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジンの性能は気体酸素の場合に比べてかなり低いことが分かった^[4]。

この性能低下の原因として①酸化剤流の旋回が弱まっていることと②液体酸素が十分に気化していないため、という二つが考えられた。このうち②に関して、細い PMMA パイプの中に気体酸素、あるいは液体酸素を流して PMMA

を燃焼させ、それぞれの燃料後退速度や燃焼挙動などの基礎的な燃焼特性について調べ、比較検討を試みた。

2. 実験装置

a) 酸素供給装置

Fig.1 に酸素供給システムの概略図を示す。配管には断熱材を巻いて液体酸素が配管の途中で出来るだけ気化しないようにしてある。また、実験の際には予め配管を十分に冷却した。

タンクに充填された液体酸素は、上流の酸素ポンプからの気体酸素によって加圧されることで燃焼器に供給される。気体酸素を用いる場合、酸素は空の液体酸素タンクを通過しそのまま燃焼器へと供給される。供給した酸素流量は、オリフィス(φ1.6[mm])前後の差圧によって算出した。本供給装置には、燃焼用の酸素ライン以外に Fig.1 に示すように着火用の酸素ラインと消炎用の窒素ラインとを設けてある。

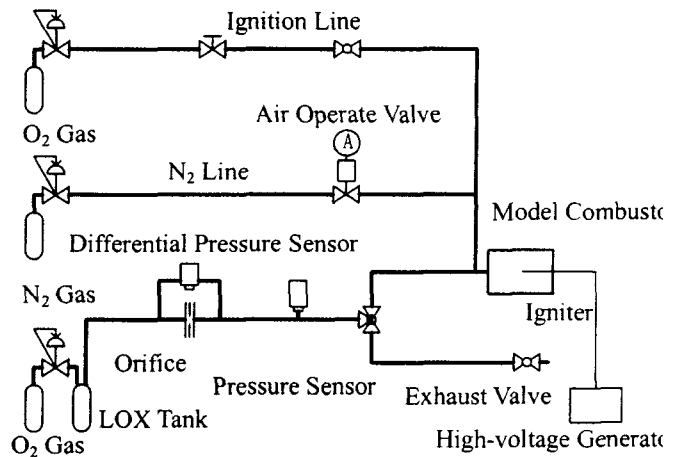


Fig.1 Schematic of O₂ Feed System

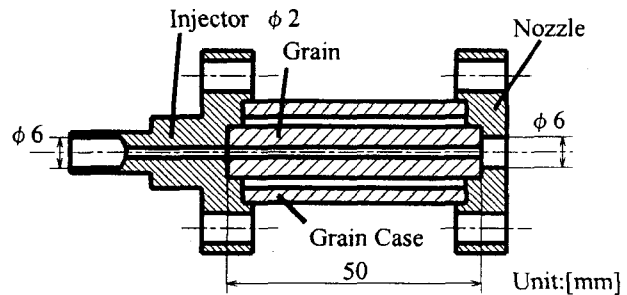


Fig.2 Schematic of Model Combustor

b) 燃焼器

Fig.2 に燃焼器の概略図を示す。燃焼器は、インジェクタ、グレイン、グレインケース、ノズルで構成される。インジェクタ孔径は2[mm]である。グレインは透明 PMMA でできており、外径 10[mm]でポート径はインジェクタ孔径と同様 2[mm]であり、長さは 50[mm]である。ポート内の火炎の様子を側面から観察するため、グレインと同様の透明な PMMA のグレインケースを使用した。また、燃焼が進みポート断面積が増大したときにポート内の流れ場がノズル部の影響を受けないように、ノズル孔径を 6[mm]としてポート径 2[mm]よりも大きくした。ノズル孔径を 6[mm]とポート径よりも大きくすることでグレインが終端において端面燃焼してしまうことが懸念されたが、燃焼後のグレインを観察したところ端面燃焼の形跡はほとんど見られなかった。この燃焼器によって、液体酸素がグレインポート内を満たしている状態、少なく

ともインジェクタ出口直後には液体酸素であると考えられる状態でグレイン表面を燃焼させ、液体酸素による燃焼と気体酸素による燃焼の様子を比較することができる。

c) 実験方法

液体酸素を用いる場合は、配管を十分に予冷し、着火前に予め設定した上流圧で液体酸素がグレインポート内を気化せずに流れていることを確認してから、燃焼実験を開始した。Fig.1 に示すような別系統の気体酸素ラインより酸素を小流量ポート内に流し、スパークによって着火を行なった。着火を確認後、着火用の気体酸素ラインを閉じ、液体酸素のラインを開き酸素を供給した。また、燃焼時間の終了と同時に、液体酸素ラインを止め窒素ラインを開き消炎を行なった。小流量酸素を使用した着火の際のグレインにおけるポート断面積の増加と重量の減少は、ほとんどないことも確認済みである。一定

時間燃焼させたのち、その前後の質量の変化を測定し、燃焼時の火炎の様子、反応前後のグレイン内面の様子を観察した。

3. 実験結果と考察

a) グレインの様子

Fig.3 に、液体・気体酸素それぞれを用いた場合の燃焼中のグレインの様子を示す。液体・気体酸素の両方においてパイプ上流部で輝炎の形成が観察でき、その長さは液体酸素の方が長かった。火炎そのものは、パイプの長さ方向になめらかに形成されているようであり、実機サイズの従来のもの^{[3][4]}に比べて乱れは少なかった。これは Re 数を比較すると実機のほうが一桁大きい値となっており、その影響であると考えられる。燃焼後のグレインの断面を Fig.4 に示す。本研究室の実機サイズのロケットエンジンの燃焼後のグレインとは異なり、上流部を除いて軸方向の燃料後退速度の減衰がなく、一様に燃焼しているのが確認できる。表面に黒い点が多数見える。これは、未燃の炭素とみられるが詳細は不明である。SEM による燃焼後のグレイン燃焼面の様子を Fig.5 に示す。両方のグレイン表面において、上流部では燃焼中の表面が融けて流れているように見えるのに対し、下流部では比較的滑らかで PMMA の気体が発生した気泡の痕が見られる。しかし、これらの様子において、液体と気体の違いは顕著ではなかった。

b) 平均燃料後退速度と酸化剤質量流束

Fig.6 に、酸化剤質量流束 G_o [g/mm^2s] と平均燃料後退速度 \bar{r} [mm/s] の関係を両対数軸で示す。横軸の G_o は単位流路面積あたりの酸化剤質量流量 m_o [g/s] であり、次式で表される^[3]。

$$G_o = \frac{m_o}{A} \quad (4-1)$$

A : 流路断面積 [mm^2]

本研究では流路断面積には平均ポート断面積を

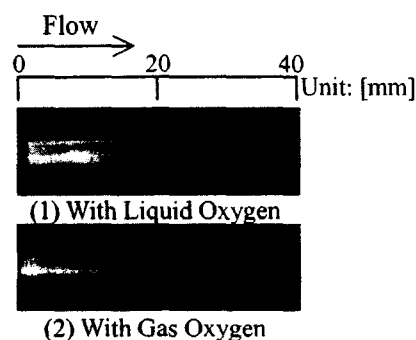


Fig.3 Burning Grains of PMMA

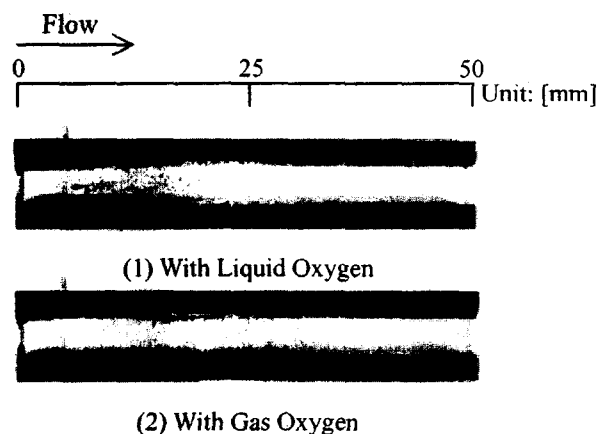


Fig.4 Cross-sections of Burned Grains

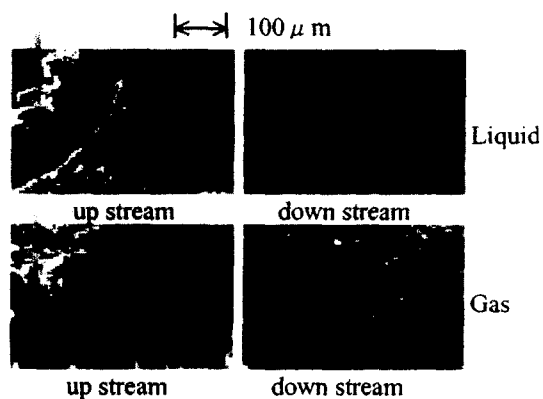


Fig.5 Surface Behavior of Burned Grains

用いた。この平均ポート断面積は燃焼前後のグレイン質量の差を測り、その質量で内径 2[mm]、長さ 50[mm]の円筒を考え、その円筒の質量がちょうど半分になるような内半径を平均ポート半径 r_{ave} [mm] とし、これより求めた。すなわち、

$$\pi(r_{ave}^2 - r_0^2)L\rho_f = \frac{1}{2}\Delta w \quad (4-2)$$

r_0 : 燃焼前グレインポート径 [mm]

L : グレイン長さ [mm]

ρ_f : 燃料密度 [g/mm³]

Δw : 燃焼前後のグレイン質量差[g]

より

$$r_{ave} = \sqrt{r_0^2 + \frac{\Delta w}{2\pi L\rho_f}} \quad (4-3)$$

また、縦軸の \bar{r} は、燃焼前後のグレイン質量差から燃焼後の軸方向に対する平均グレイン内径を算出し、燃焼前のグレイン内径との差を燃焼時間で除すことによって、以下の式で求めた。

$$\pi(\bar{r}^2 - r_0^2)L\rho_f = \Delta w$$

\bar{r}_i : 燃焼後グレインポート平均半径[mm]
より

$$\bar{r}_i = \sqrt{r_0^2 + \frac{\Delta w}{\pi L\rho_f}}$$

として

$$\bar{r} = \frac{\bar{r}_i - r_0}{t_b} \quad (4-4)$$

t_b : 燃焼時間 [s]
となる。

一般にハイブリッドロケットエンジンの燃焼において、燃料後退速度 \bar{r} と酸化剤質量流束 G_o の間には定数 a 、 n を用いて次式の関係が成り立つことが知られている^[5]。

$$\bar{r} = aG_o^n \quad (4-5)$$

今回の実験においても、Fig.6 から、ばらつきは大きいものの液体・気体酸素ともに(4-5)式の関係が成り立っていることがわかった。しかし、 n の値は理想的な境界層燃焼の場合に対して得られる値 0.8 の 1/2 程度である。また、気体酸素と比較して液体酸素の燃料後退速度は低く、あまり燃えていないことがわかる。この原因としては、細い PMMA パイプ

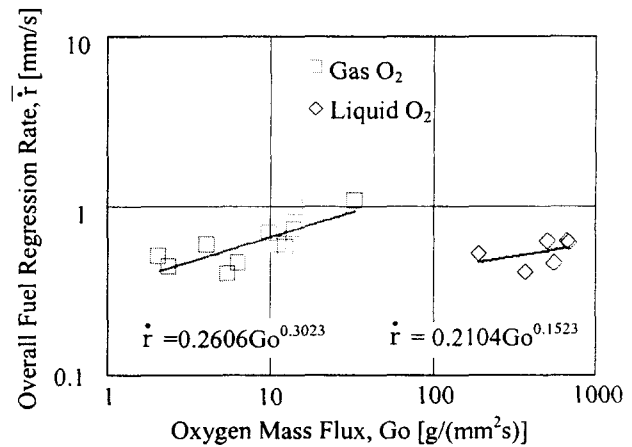


Fig.6 Overall Fuel Regression Rate versus Oxygen Mass Flux

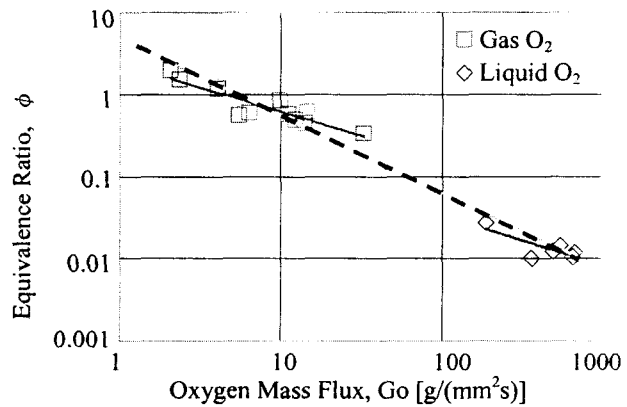


Fig.7 Equivalence Ratio versus Oxygen Mass Flux

に大流量の酸素を流したため、すなわち酸化剤質量流束が筆者らの実機サイズのハイブリッドロケットエンジンよりも2~4桁も大きいため、燃焼場が純粋な拡散律速支配ではなく、反応律速支配領域に入りかかっているためと考えられる^[6]。特に液体酸素の場合には蒸発過程が律速となり、殆ど酸素流束に依存しない結果となっている。

一方 Fig.7 に酸化剤質量流束 G_o と全体当量比 ϕ の関係を両対数軸で示す。ここで当量比は、

$$\phi \equiv \frac{F/O}{(F/O)_{st}} \equiv \frac{\dot{m}_f/\dot{m}_o}{(\dot{m}_f/\dot{m}_o)_{st}} \quad (4-6)$$

より導かれる。液体・気体酸素でそれぞれが Fig.6 の実線に対応して直線上に並びながらも、それ全体として一つの破線上に並んでいること

がわかる。しかもその傾きはほぼ

$$\phi \cdot G_o = \text{const} \quad (4-7)$$

を満たしている。(4-6)式と(4-3)より、

$$\begin{aligned} \phi \cdot G_o &= \frac{\dot{m}_{O_2}}{\frac{1}{2} \pi r_{ave}^2} \cdot \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{O_2} (F/O)_{st}} \\ &= \frac{2}{\pi (F/O)_{st}} \cdot \frac{1}{\frac{r_0^2}{\dot{m}_f} + \frac{t_b}{2\pi L \rho_f}} \\ &= \text{const} \end{aligned} \quad (4-8)$$

$$\therefore \frac{A_0}{\dot{m}_f} + \frac{t_b}{4L\rho_f} = \text{const}$$

$$\therefore \frac{A_0}{\dot{m}_f} = \text{const} \quad (4-9)$$

このことは Fig.7 における図中の破線上のデータでは G_o に依らずに \dot{m}_f が一定ということを示唆している。つまり、本実験の酸素の流量範囲では液体・気体を問わず、その燃焼機構に本質的に違いがないこと、すなわち、供給された液体酸素のうち蒸発した酸素の一部が気体酸素の場合と同様に燃焼することを示唆している。この推察は、以下の事実からも示すことができる。液体・気体酸素いずれの場合も拡散火炎のように $\phi=1$ において燃焼反応が最も活発に進行すると仮定すると、酸素と PMMA(モノマー)の総括反応は



で表され、実験の結果得られた燃料流量 $\dot{m}_{f,exp}$ に対する当量比 $\phi=1$ の拡散火炎において使用される酸素消費量 $\dot{m}_{O_2,diff}$ は

$$\dot{m}_{O_2,diff} = (O/F)_{st} \times \dot{m}_{f,exp} \quad (4-11)$$

で求められる。 $\phi=1$ のときの $\dot{m}_{O_2,diff}$ に基づく酸素質量流束 G_o' と \bar{r} の関係を、液体・気体酸素の両方に対して、Fig.8 に示す。どちらも同一直線上に乗ることが分かり、このことは上記の推察を支持しており、液体・気体を問わず、 $\phi=1$ の火炎が支配的な役割を果たしていることがわかった。

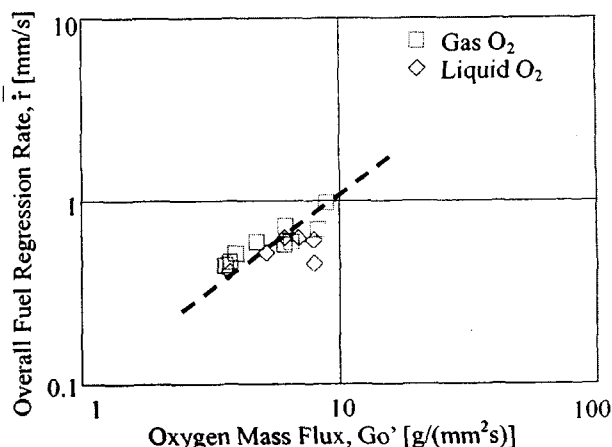


Fig.8 Overall Fuel Regression Rate versus Oxygen Mass Flux

本実験の範囲では、インジェクタ出口での液体・気体酸素の Re 数はともに $10^4 \sim 10^5$ 程度であり、さらに流速も $M < 1$ であるから流れ場に大きな違いはなかったと考えられる。しかし、液体の場合には、 \bar{r} に基づく総燃焼熱量と \dot{m}_{O_2} から求めた液体酸素の総蒸発潜熱とは殆ど同じオーダーであり、グレインの燃焼表面では蒸発した酸素の一部が気体酸素の場合と同様な燃焼をしているが、グレインの中心付近には未蒸発の液体酸素が存在していたと考えられる。事実、気体酸素の時には見られない、燃焼中に間欠的な液体酸素の蒸発に伴うであろう排気火炎の変動も観察されている。従って、液体酸素の場合には、酸素の質量流束は全体としては大きいものの実際に燃焼に寄与できる気化した酸素の量は少なく、 G_o' が大きいにもかかわらず \bar{r} も ϕ も低い値のままであった。これらの結果は、筆者らの実機のハイブリッドロケットエンジンにおいて液体酸素を直接燃焼室に噴霧する方法は、液体酸素を十分に気化させない限りは、いくら G_o' が大きくとって高い \bar{r} が得られないことを示している。

4. まとめ

液体酸素あるいは気体酸素を流して PMMA の細管の内面を燃焼させることによって、以下に示すように液体酸素と PMMA の燃焼過程を

明らかにできた。

- 液体酸素を用いる場合、酸化剤質量流束 G_o を大きくしても気体酸素のときと同様な燃料後退速度 \bar{r} を得ることはできない。
- 燃焼場は純粋な拡散律速支配ではなく反応律速に支配されており、特に液体酸素の場合には、蒸発過程が律速となっていて \bar{r} は、酸化剤質量流束に殆ど依存しない。
- 液体・気体を問わず、酸素/PMMA の燃焼において当量比 1 の火炎が支配的な役割を果たしている。

謝辞

本研究の遂行にあたり、文部省科学研究補助金・基盤研究(B)(平成 14～16 年度)ならびに宇宙工学コンソーシアム(UNISEC)(平成 15 年度一般プロジェクト)の補助を受けた。本実験を行うにあたり本学 4 年生の嶋田明洋、牧田雅之君の多大なる協力を得た。ここに記して感謝の意を表す。

参考文献

- [1] Yuasa, S., Tamura, T. and Yamamoto, K., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines," AIAA Paper, 99-2322, 1999.
- [2] Tamura, T., Yuasa, S. and Yamamoto, K., "Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets," AIAA Paper, 99-2323, 1999.
- [3] Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., Kitagawa, K. and Oowada, Y., "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," AIAA Paper, 2001-3537, 2001.
- [4] 北川 幸樹, 呂 貴明, 湯浅 三郎, "液体酸素旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性," 第 43 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2003.

- [5] Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., pp.502-522, 1992.
- [6] Ronald W, Humble., Gary N, Henry., Wiley J, Larson., "Space Propulsion Analysis and Design," The McGraw-Hill Companies, 1995.