

## AP系コンポジット推進薬の燃焼速度制御 -TiO<sub>2</sub>添加の効果-

松本 幸太郎<sup>\*1</sup>, 岩崎 祥大<sup>\*2</sup>, 羽生 宏人<sup>\*1</sup>

### Burning rate control of AP composite propellants -Effects of TiO<sub>2</sub> additive-

Kotaro Matsumoto<sup>\*1</sup>, Akihiro Iwasaki<sup>\*2</sup>, Hiroto Habu<sup>\*1</sup>

#### ABSTRACT

To improve the propulsion performance of third stage solid rocket motor, high-performance solid propellant is required. This propellant is needed to inhibit Al agglomeration on the combustion surface and decrease burning rate. In this study, Mg-Al particles are incorporated into the general solid propellants in order to reduce Al agglomeration since the agglomeration characteristics of Mg-Al are different to Al. However, the burning rate of propellants containing Mg-Al particles is higher than that containing Al. To control the burning rate solid propellants, the catalysts are generally added. In this study, the effects of titanium oxide as a catalyst to burning rate of AP composite propellants are obtained.

**Keywords:** Aluminum, Magnalium, Solid Propellant, Burning Rate, Titanium Oxide

#### 概 要

本研究の目的は、固体ロケットにおける人工衛星輸送能力を左右する第3段固体ロケットモータ用固体推進薬の高性能化である。第3段用固体推進薬の高性能化には、Al粒子の集塊抑制及び低燃焼速度化が要求される。本研究では、Al粒子と異なる集塊特性を持つMg-Al粒子を用いてAl粒子の集塊抑制を検討している。しかしながら、Mg-Al系推進薬はAl系推進薬と比較して燃焼速度が高い。低燃焼速度かつAl粒子の燃焼促進を図るために、燃焼負触媒を加える手法が挙げられる。本報告では、Al系推進薬及びMg-Al系推進薬にTiO<sub>2</sub>粒子を添加し、固体推進薬の燃焼速度に対するTiO<sub>2</sub>粒子添加の効果を取得した。

---

\* 平成27年12月9日受付 (Received December 9, 2015)

\*1 宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系  
(Division for Space Propulsion and Propellants, Institute of Space and Astronautical Science)

\*2 総合研究大学院大学 物理科学研究科 宇宙科学専攻  
(The Graduate University for Advanced Studies, School of Physical Sciences, Space and Astronautical Science)

## 1. はじめに

我が国の固体ロケット技術の象徴であるイプシロンロケットは、推進性能及びコスト面において非常に優れている。これは、イプシロンロケットの前身であるM-Vロケット時代に開発された固体推進薬が世界最高性能を誇ることに起因する。世界各国が盛んにロケット開発を行っている中で、固体ロケット技術を世界最高水準に保持していかなければならない。固体ロケットの総合性能を評価する指標の一つが衛星

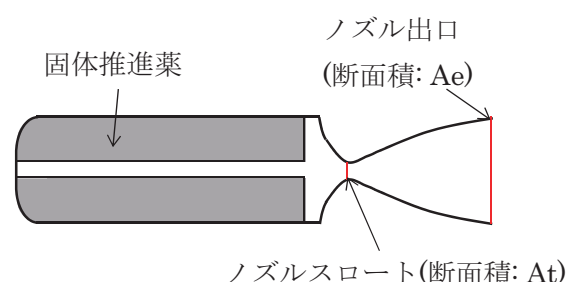


Fig.1 固体ロケットモータ概略図

輸送能力である。固体ロケットは、科学探査衛星を宇宙空間へ投入するために、固体ロケットモータ (Fig.1) を計3段用いている。3段式固体ロケットによる衛星輸送能力増強のカギとなるのが、第3段固体ロケットモータ用固体推進薬の高性能化である。

固体推進薬の高性能化に対して、解決しなければならない課題の一つとして、金属燃料であるアルミニウム (Al) 粒子の集塊が挙げられる。一般に、固体推進薬燃焼表面上では、金属燃料である Al 粒子が蓄積・凝集・集塊し、初期粒子径と比較してはるかに大きな集塊粒子を形成する<sup>1-2)</sup>。集塊 Al 粒子は、固体ロケットモータ内での燃焼完結度が低く、固体ロケットモータの推進性能に悪影響を及ぼす。本研究では、Al 粒子に対して、集塊特性の異なる Mg-Al 粒子の少量添加によって、この問題を解決する方策を検討している。Mg-Al 粒子を金属燃料とした固体推進薬の燃焼表面観察では、金属粒子の凝集・集塊が観察されないことが報告されており<sup>3)</sup>、添加された Mg-Al 粒子が Al 粒子の集塊を抑制することが期待できる。しかしながら、Mg-Al 粒子を金属燃料に用いた固体推進薬の燃焼速度は Al 系推進薬と比較して大きくなることが知られている<sup>3-4)</sup>。燃焼速度の増大は、固体ロケットモータノズル開口比 ( $A_e/A_t$ ) を小さくする。固体ロケットモータの代表的な推進性能である比推力 (Isp) は  $A_e/A_t$  に比例して増大するため、燃焼速度の増大は固体ロケットの Isp を低下させてしまう。このため、固体推進薬の低燃焼速度化が必要である。

固体推進薬の低燃焼速度化は、負触媒であるフッ化リチウム (LiF) やオキサミド ( $(H_2NOC)_2$ )、尿素 ( $CO(NH_2)_2$ ) を添加した研究が報告されている。LiF やオキサミドは固体推進薬に対して、2-5 parts 添加することで燃焼速度の低減効果が示されている<sup>5-6)</sup>。しかし、負触媒の添加は固体推進薬の理論推進性能を低下させてしまう欠点がある。また、尿素は 2 parts の添加で大幅に燃焼速度を低下させるが、固体推進薬の注型性や硬化が損なわれる<sup>6)</sup>。このため、1 parts 未満の少量添加で燃焼速度を低減することが可能な燃焼触媒が求められる。過去の研究例より、Mg-Al 系推進薬に酸化チタン ( $TiO_2$ ) 粒子を 0.3 parts 添加することで、燃焼速度が大幅に低下する知見が得られているが、添加量や粒子径の影響等の詳細は得られていない。

以上より、固体ロケットモータの推進性能を最大限に発揮させるためには、Al 粒子の集塊抑制及び固体推進薬の燃焼速度制御が必要となる。本報告では、金属燃料に Al 粒子及び Mg-Al 粒子を用いた固体推進薬の燃焼速度を取得し、 $TiO_2$  粒子添加の効果を取得した。

## 2. 燃焼速度測定実験

### 2.1 実験方法

将来の固体ロケットへの適用を目指すために、現行の固体ロケットに用いられている固体推進薬と同等の過塩素酸アンモニウム (AP) 系コンポジット推進薬組成 (Table 1) を用いて研究を行う。酸化剤である AP は 50, 400  $\mu\text{m}$  の粒子を 25 : 75 wt% の割合で組み合わせた。バインダには末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) を用いた。金属粒子には、Al 粒子 (5 $\mu\text{m}$ ) 及び Mg-Al 粒子 (50  $\mu\text{m}$ pass) を用いた。Mg-Al 粒子混合比は 0, 50, 100% とした。TiO<sub>2</sub> はアナターゼ型の粒子を外割で 0.3 parts 加えた。TiO<sub>2</sub> 粒子には 100-300 nm, 5  $\mu\text{m}$ pass の 2 種類の粒子径を用いた。固体推進薬は手捏和で製造し、真空中で脱泡処理を行った。ストランド試験片には 7×7 mm 高さ 70 mm の固体推進薬を用いた。燃焼実験には、チムニ型燃焼器を用いた (Fig.2)。燃焼速度はブレイクワイヤ法を用いて測定した。ヒューズ線径は 0.3 mm であり、10 mm 毎に配置した。燃焼器内圧力は 1-7 MPa で実験を行った。

Table 1 AP 系コンポジット推進薬組成

Sample	AP [wt%]	HTPB [wt%]	Al [wt%]	Mg-Al [wt%]
Prop. 1	68	14	18	0
Prop. 2	68	14	9	9
Prop. 3	68	16	0	16

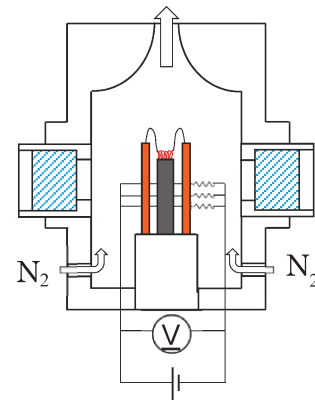


Fig.2 チムニ型燃焼器概略図

### 2.2 実験結果及び考察

Fig.3 に各組成における燃焼速度及び TiO<sub>2</sub> 粒子添加時の燃焼速度を示す。Fig.3 (a) より、Prop.1 に対して、Prop.2 の燃焼速度が大きいことから、Al 系推進薬の燃焼速度が Mg-Al 粒子の混合によって増大することが得られた。また、Prop.3 の燃焼速度は、Prop.1 と同等の値を示した。一般的に、AP/HTPB 系固体推進薬では HTPB 混合量の増加に対して燃焼速度が減少する。このため、固体推進薬の燃料成分である HTPB が 16 wt% であり、Prop.1 及び Prop.2 と比較して多いため、Prop.3 の燃焼速度が Prop.1 と同等となったと考えられる。Fig.3 (b) より、5 MPa における各組成の燃焼速度は、TiO<sub>2</sub> 無添加で 6.9 mm/s、TiO<sub>2</sub> 添加時には 6.9 mm/s (100-300 nm)、7.0 mm/s (5  $\mu\text{m}$ pass) となった。Fig.3 (c) より、TiO<sub>2</sub> 無添加時 (5 MPa) における燃焼速度は 7.9 mm/s となり、TiO<sub>2</sub> 添加時には、8.1 mm/s (100-300 nm) となった。Fig.3 (d) より、TiO<sub>2</sub> 無添加時 (5 MPa) における燃焼速度は 6.4 mm/s、TiO<sub>2</sub> 添加時には 8.0 mm/s (5  $\mu\text{m}$ pass) となり、金属燃料に Mg-Al 粒子を用いた固体推進薬の燃焼速度は TiO<sub>2</sub> の少量添加によって増大することが得られた。また、Fig.3 (b) より、Al 系推進薬に 0.3 parts 添加した時の TiO<sub>2</sub> 粒子径の影響はほとんどないことが得られた。

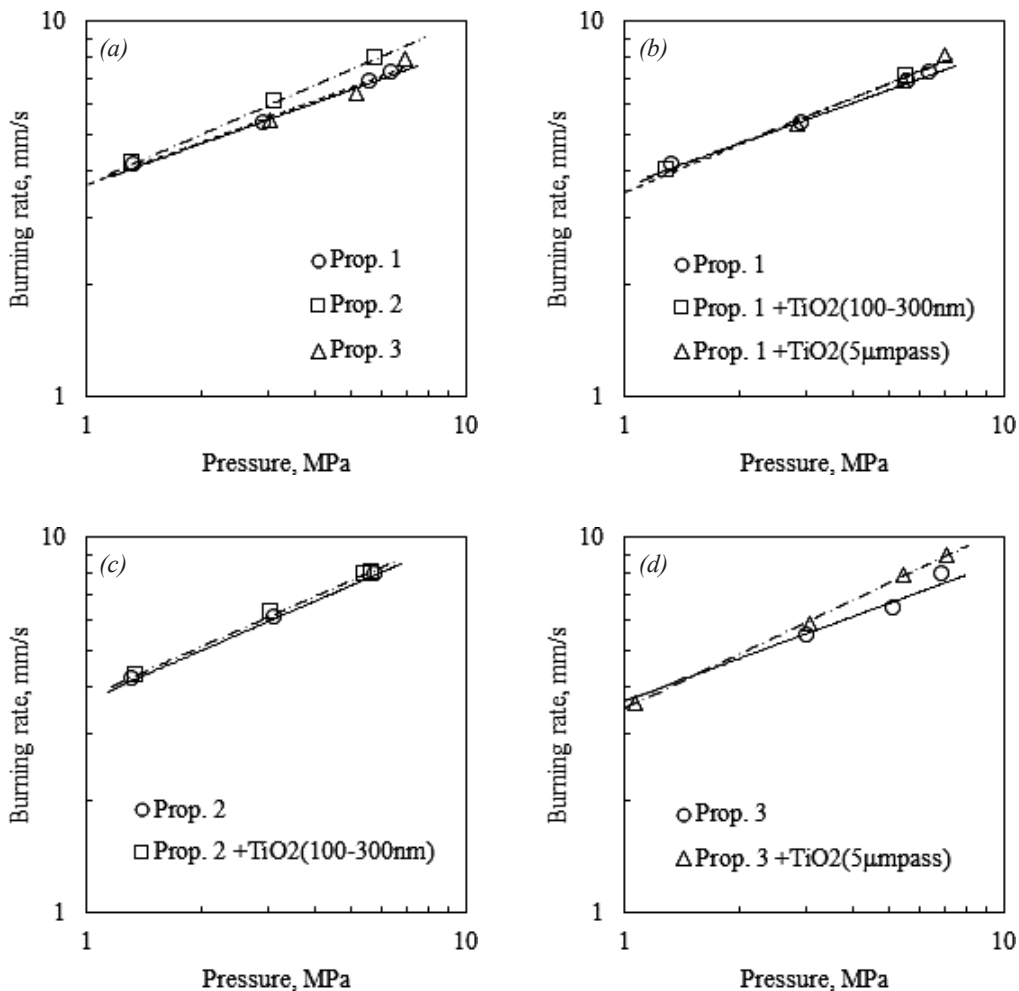


Fig.3 AP系コンポジット推進薬の燃焼速度

### 3. まとめ

TiO<sub>2</sub> 粒子を添加した AP 系コンポジット推進薬の燃焼速度測定実験より、0.3 parts 添加時には、Al 系推進薬の燃焼速度に変化は得られなかった。しかし、Mg-Al 系推進薬に対しては、正触媒として作用することが得られた。TiO<sub>2</sub> 粒子による負触媒効果は得られなかったが、TiO<sub>2</sub> 粒子が Mg-Al 系推進薬に対して有効な正触媒として作用することが得られた。今後は、TiO<sub>2</sub> 粒子径や添加量を変化させ、詳細な触媒効果を求める予定である。

## 参考文献

- 1) O. G. Glotov, and V. A. Zhukov, Evolution of 100- $\mu$ m Aluminum Agglomerates and Initially Continuous Aluminum Particles in the Flame of a Model Solid Propellant. I. Experimental Approach, Combustion, Explosion, and Shok Waves, Vol. 44, No. 6 (2008), pp. 662-670.
- 2) F. Maggi, and L. T. DeLuca, Pocket Model for Aluminum Agglomeration Based on Propellant Microstructure, AIAA Journal (2010).
- 3) 羽生宏人, “マグナリウムの固体ロケット推進薬への適用”, 軽金属, Vol.58, No.4 (2008), pp.162-166.
- 4) H. Habu, and K. Hori, The burning rate characteristics of magnalium(Mg/Al)-AP based solid propellant, Sci. Tech. Energetic Materials, Vol. 67, No. 6 (2006), pp.187-192.
- 5) N. Kubota, and N. Hirata, Inhibition Reaction of LiF on the Combustion of Ammonium Perchlorate Propellants, Twentieth Symposium on Combustion, The Combustion Institute (1984), pp. 2051-2056.
- 6) 新岡嵩, 三谷徹, 高橋守, 泉川宗男, 岸和男, 檜田敏寛, 上段用後方点火方式ロケットにおける推進薬の低燃速化(負触媒添加法), 航空宇宙技術研究所報告, TR-805 (1984).