

# 超高速衝突時の LPSO 型マグネシウム合金から噴出するイジェクタサイズの分布

名古屋工業大 西田政弘，石田魁人，鳥羽商船高専 林浩一，九州工業大 赤星保浩，

熊本大学 外本和幸，眞山剛，山崎倫昭，河村能人

## 1. 緒言

LPSO 型マグネシウム合金は、 $\alpha$ -Mg 相と長周期積層構造 (LPSO 構造) を持つ相 (LPSO 相) の二相合金である<sup>(1)</sup>。この合金は、LPSO 相が成形加工によってキンク変形することで強化され、超ジュラルミンに匹敵する強度を示すことが知られている<sup>(1)-(3)</sup>。また耐燃性を向上することもでき、熊本大学で開発された LPSO 型マグネシウム合金である「KUMADAI 不燃マグネシウム合金」では燃焼温度 1000~1050°C にも達する。このように LPSO 型マグネシウム合金は低比重で高強度かつ高耐熱性を有するマグネシウム合金である。ところで、宇宙構造材として、これまでアルミニウム合金が多く用いられているが、軽量の宇宙構造材として、LPSO 型マグネシウム合金が有望である。

宇宙構造材として利用するためには、強度、耐振動性、耐環境性などが大切であるが、最近では宇宙ゴミ (以下、スペースデブリと呼ぶ) の面からも材料選定を考えなければならない<sup>(4)</sup>。そこで、超高速衝突時の破壊特性およびイジェクタ挙動を解明するために、二段式ガスガンを用い、スペースデブリの衝突を模擬した衝突実験を行い、アルミニウム合金の結果と比較した。

## 2. 実験方法

JAXA 宇宙研の二段式軽ガス銃および名工大の二段式軽ガス銃を使用し、実験を行った。図 1 に示すように、150 mm×150 mm、厚さ 2 mm の検証板 (銅板 C1100P-1/4H) をターゲットの前方 50 mm に設置し、イジェクタの衝突痕を調べた。なお、飛翔体が通過するために、検証板には直径 30 mm の穴を開けている。スペースデブリを模擬して、飛翔体には直径 1.6 mm のアルミニウム合金 (A2017-T4) 球を、ターゲットには、KUMADAI 耐熱マグネシウム合金 (押出材  $Mg_{95.65}Zn_2Y_2La_{0.1}Al_{0.25}$ ) 製の円板 (直径 55 mm、厚さ 30 mm) を用いた。実験後は、ISO 規格 (ISO11227:2012)<sup>(5)</sup> に基づいた検証板によるイジェクタの評価を行った。また、比較のために、アルミニウム合金 (A6061-T6) をターゲットに用いた。

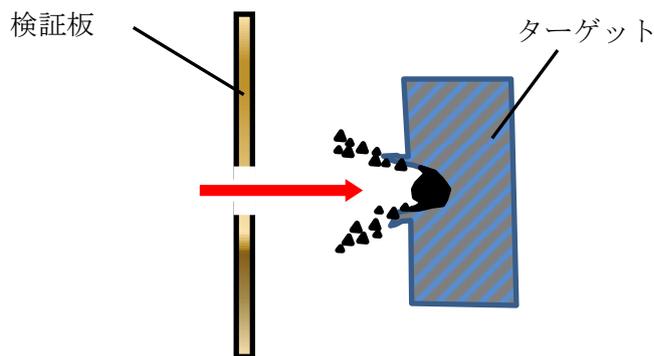
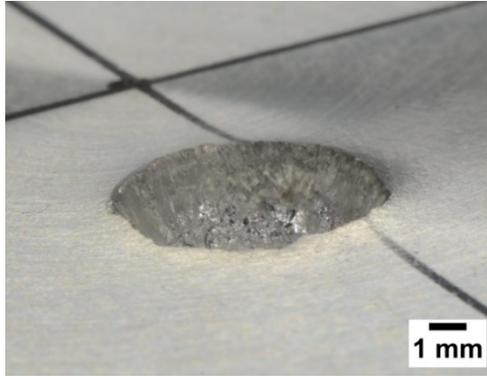


図 1 実験装置

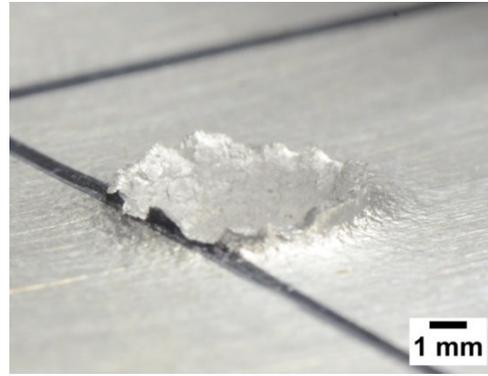
## 3. 実験結果

5 km/s で飛翔体が衝突した時にターゲット表面にできたクレータを図 2 に示す。比較のためのアルミニウム合金の結果と比べると、KUMADAI 耐熱マグネシウム合金では、成長したリップはほとんど観察できないことがわかる。図 3 に検証板の衝突痕分布を示す。アルミニウム合金ターゲットからのイジェクタで

は、リング状の衝突痕とリングから放射状に伸びている衝突痕が観察できる。それに対し、KUMADAI耐熱マグネシウム合金からのイジェクタでは、中央付近に集中しており、明確なリングや放射状の衝突痕は観察できない。

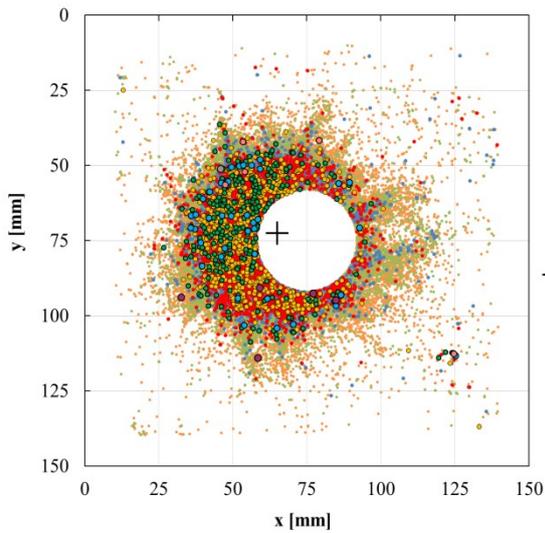


(a) KUMADAI 耐熱マグネシウム合金  
衝突速度 5.46 km/s

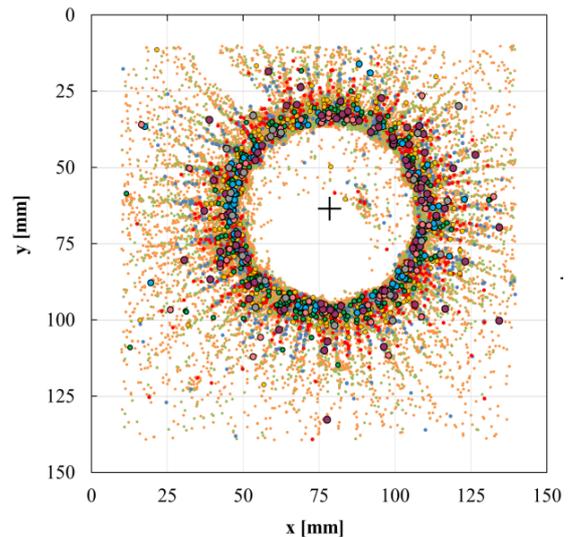


(b) アルミニウム合金 (A6061-T6)  
衝突速度 5.27 km/s

図2 クレータの写真



(a) KUMADAI 耐熱マグネシウム合金  
衝突速度 5.46 km/s



(b) アルミニウム合金 (A6061-T6)  
衝突速度 5.27 km/s

図3 検証板の衝突痕分布

#### 4. まとめ

スペースデブリの面から、新素材であるKUMADAI耐熱マグネシウム合金のイジェクタについて、超高速衝突実験により調べた。ISO規格 (ISO11227:2012) に基づいた計測により、検証板の衝突痕を比較したところ、KUMADAI耐熱マグネシウム合金の方が中央付近に集中しており、イジェクタの発生が大きく異なることがわかった。

最後に、本実験の遂行にあたり、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 スペースプラズマ共同研究設備を利用しました。ここに記して謝意を表します。

## 5. 参考文献

- (1) Kawamura, Y., Hayashi, K., Inoue, A. and Masumoto, T., *Materials Transactions*, 42 (2001), pp. 1172-1176.
- (2) Abe, E., Kawamura, Y., Hayashi, K. and Inoue, A., *Acta. Mater.*, 50 (2002), pp. 3845-3857.
- (3) Yoshimoto, S. Yamasaki, M. and Kawamura, Y., *Mater. Trans.*, 47 (2006), pp. 959-965.
- (4) 宇宙航空研究開発機構, 構造設計標準 JERG-2-320A (2011)
- (5) ISO 11227:2012, Space systems -- Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact (2012)