## ガスハイブリッドロケットに用いる Mg 粒子の蒸発特性

Evaporation Characteristics of Mg grain for Gas Hybrid Rockets

泉彰悟<sup>1</sup>,○谷佐衣子<sup>2</sup>,桑原卓雄<sup>3</sup> Shogo Izumi<sup>1</sup>, Saeko Tani<sup>2</sup>, Takuo Kuwaharra<sup>3</sup>

We approach a gas-hybrid rocket using  $H_2O$  as a liquid oxidizer and Mg as a fuel. Combustion characteristic of  $H_2O$  and Mg is not studied. Combustion time is one of the combustion characteristics and it needed to determine the evaporation rate constant. In this study, we determined a relationship between the evaporation rate constant and the pressure. As a result, the evaporation rate constant increases with increasing of the pressure.

1. 背景

国際宇宙探査ロードマップにおいて、将来人類が月 や火星で観測や人員・物資の輸送のために化学推進ロ ケットを打上げることが想定されている<sup>[1]</sup>.

化学推進ロケットを運用するためには燃料と酸化剤 が必要である.これまでの月・火星の探査結果から,そ の表面や地殻内にマグネシウム(Mg),アルミニウム (Al)などの金属や,水が存在することが分かっている. これらの金属や水はそれぞれガスハイブリッドロケッ トの燃料と酸化剤として有用である<sup>[1]</sup>.ガスハイブリッ ドロケットは,一次燃焼室で燃料の金属と結晶状の酸 化剤を混合した粉末であるパイロラントを燃焼させる ことで金属粒子を高温にし,二次燃焼室で液体酸化剤 と混合し燃焼することで推力を得る<sup>[2]</sup>.ガスハイブリッ ドロケットの構造図を Fig.1 に示す.



Figure 1. Gas hybrid rocket

燃料に用いる金属は水と反応しやすく, 燃焼熱が比較 的高い Mg に注目した. H<sub>2</sub>O を解離させるには高温で あることが必要である. パイロラントの組成は, 金属 を多量に含有でき, 金属を高温にできる Mg/Teflon ( $C_2F_4$ )<sub>n</sub>/Viton ( $C_2H_4O$ )<sub>n</sub>が適している<sup>[1]</sup>.

過去の研究で Mg と H<sub>2</sub>O が燃焼することは確認され ている<sup>[3]</sup>. そのため, ロケットモータを設計することを 考える. 二次燃焼室を設計するには燃焼室特性長  $L^*$ を 求める必要があり,  $L^*$ は次の式で与えられる.

$$L^* = \tau_c \frac{C_D P_C}{\rho_C} \tag{1}$$

 $\rho_c$ は燃焼室内の気体の密度,  $P_c$ は燃焼室圧力,  $C_D$ はノズ ル排出係数,  $\tau_c$ は滞留時間である. ある  $L^*$ の時の  $\tau_c$ が分 かっているとき,金属粒子の燃焼時間が  $\tau_c$ よりも短く なければならない. そこで金属粒子の燃焼時間を求め るために欠かせない蒸発速度定数 k 値を求める必要が ある.

## 2. 目的

H<sub>2</sub>O 雰囲気の Mg 粒子の蒸発速度定数 k 値と圧力の 関係を求める.

## 3. 実験方法及び装置

アルミニウムは D 二乗則  $(t = kD_0^2)$  により蒸発する. そこで、同様に Mg 粒子も D 二乗則に従うと仮定して 蒸発速度定数 k 値を求める.そのために回収実験を行 う.しかし、Mg/Teflon/Viton の推進薬は燃焼残渣が多く 回収が難しい.

そこで AP (NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>) /HTPB ( $C_{7.075}H_{10.65}O_{0.233}N_{0.063}$ ) /Mg を用いることで H<sub>2</sub>O 雰囲気下で実験を行う. 推進 薬組成は[AP/HTPB/Mg = 85/15/20], Mg 粒子の平均粒 子径が 32  $\mu$ m, 推進薬の大きさは $\phi$  10×13 mm のもの を用いた. その際の二次燃焼室内の生成物を化学平衡 計算ソフト NASA-CEA を用いて算出した<sup>[4]</sup>. その結果 の 主 な 生 成 物 を Fig. 2 に 示 す .



1:日大理工・学部・航宇 2:日大理工・学部・機械 3:日大理工・教員・航宇

擬できると考えられる.実験はN2雰囲気下で,初期温度 は293 K,初期圧力は0.1,0.4,0.6 MPaで行う.実験方法は Fig. 3に示すストランドバーナーを用いて推進薬を下向 きに燃焼させた時に出てくるMg粒子をシリコンオイル を入れたアクリル容器で回収する.



Figure 3. Experimental apparatus

推進薬表面からの距離が $\ell_{l}=100 \text{ mm}$ の時のMg粒子の平均粒子径を $D_{0l}$ とし、推進薬表面からの距離が $\ell_{2}=150 \text{ mm}$ の時のMgの平均粒子径を $D_{02}$ とする.回収した粒子は走査電子顕微鏡で観察し、面積投影法によって粒子径を算出する.

## 4. 実験結果・考察

回収した粒子の粒度分布を Figure 4, Figure 5 に示す. 点線は平均粒子径を表す.



**Figure 4**. Experimental results ( $\ell = 100 \text{ mm}$ )



**Figure 5**. Experimental results ( $\ell = 150 \text{ mm}$ )

0.1 MPaでの $D_{01}$ は55.1 µm,  $D_{02}$ は23.0 µm となった. また、0.4 MPa での $D_{01}$ は32.1 µm,  $D_{02}$ は14.7 µm となった. 0.6 MPa での $D_{01}$ は14.3 µm,  $D_{02}$ は7.58 µm となった. これらの $D_{01}$ ,  $D_{02}$ の結果より Mg 粒子の k 値を求める. 気相における Mg 粒子は噴流速度と同じ速度で落下すると仮定するためストークスの式に従うものとする. ここで気相における噴流の流速は

$$u = \frac{\rho_p}{\rho_g} r \tag{2}$$

となる. r は推進薬の燃焼速度 mm/s ,  $\rho_p$  は推進薬密 度 g/cm<sup>3</sup> , u は噴流速度 mm/s ,  $\rho_g$  は NASA-CEA<sup>[4]</sup> より算出したガス密度 g/cm<sup>3</sup> である. 求めた噴流速度 により, k 値を求める.  $\ell_1 = 100$  mm の時の落下時間を  $t_1$  ,  $\ell_2 = 150$  mm の時の落下時間を  $t_2$  とすると

$$t_1 = \frac{\ell_1}{u} , \quad t_2 = \frac{\ell_2}{u}$$
 (3)

$$k = \frac{-(t_1 - t_2)}{D_{01}^2 - D_{02}^2} \tag{4}$$

以上の式に各値を代入すると Table 1 の様に圧力が上 昇すると k 値が上昇するという結果が得られた.

 Table 1.
 Results of evaporation rate constant

	0.1 [MPa]	0.4 [MPa]	0.6 [MPa]
<i>u</i> [mm/s]	20.4	34.2	40.3
<i>t</i> <sub>1</sub> [ms]	4.90	2.92	2.48
<i>t</i> <sub>2</sub> [ms]	7.35	4.38	3.72
$k [\mathrm{ms}/\mathrm{\mu m}^2]$	0.0009	0.0018	0.0085

6. 結論

圧力を上昇させると蒸発速度定数 k 値は上昇する.

参考文献

- M. Kato. and T. Kuwahara., "Combustion Efficiency of Gas-Hybrid Rocket Using H<sub>2</sub>O and Mg-Al/Teflon/Viton", 44<sup>th</sup> International Annual Conference of the Fraunhofer ICT. vol30, pp1-8 (2013).
- [2]桑原卓雄, "ロケットエンジン概論", 産業図書, pp.53-55, 72-74, (2009).
- [3] T. Sasaki, K. Takahashi, and T. Kuwahara, "Combustion characteristic of solid propellants used H<sub>2</sub>O", AIAA 2015-0926, (2013).
- [4] Gordon S. and McBridge B, "Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Combustions and Applicants", NASA RP-1331, (1994).