K2-58

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¹,〇谷佐衣子²,桑原卓雄³ Shogo Izumi¹, Saeko Tani², Takuo Kuwaharra³

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^[1].

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[1].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[2].ガスハイブリッドロケットの構造図を Fig. 1 に示す.

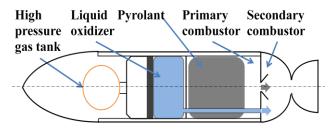


Figure 1. Gas hybrid rocket

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_2O 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 $(C_2F_4)_n/Viton$ $(C_2H_4O)_n$ が適している $^{[1]}$.

過去の研究でMgと H_2O が燃焼することは確認されている $^{[3]}$. 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.

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

 ρ_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, τ_c は滞留時間である。ある L^* の時の τ_c が分かっているとき、金属粒子の燃焼時間が τ_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_2O 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 (NH₄ClO₄) /HTPB ($C_{7.075}H_{10.65}O_{0.233}N_{0.063}$) /Mg を用いることで H_2O 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 $\phi 10\times 13~mm$ 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 (4). その結果の主な生成物を「Fig. 2」に示す.

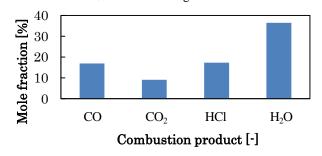


Figure 2. Combustion product

Fig. 2よりH₂Oの割合が最も高いのでH₂O雰囲気下が模

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。

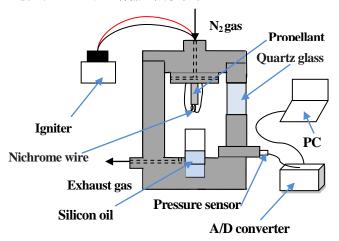


Figure 3. Experimental apparatus

推進薬表面からの距離が ℓ_I = 100 mm の時の Mg 粒子の平均粒子径を D_{0I} とし、推進薬表面からの距離が ℓ_2 = 150 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.

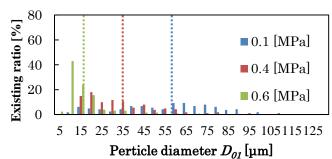


Figure 4. Experimental results ($\ell = 100 \text{ mm}$)

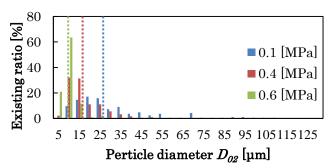


Figure 5. Experimental results ($\ell = 150 \text{ mm}$)

 $0.1 \,\mathrm{MPa}$ での D_{0I} は55.1 $\mu\mathrm{m}$, D_{02} は23.0 $\mu\mathrm{m}$ となった. また, $0.4 \,\mathrm{MPa}$ での D_{0I} は32.1 $\mu\mathrm{m}$, D_{02} は14.7 $\mu\mathrm{m}$ となった. $0.6 \,\mathrm{MPa}$ での D_{0I} は14.3 $\mu\mathrm{m}$, D_{02} は7.58 $\mu\mathrm{m}$ となった.これらの D_{0I} , 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 , ρ_p は推進薬密度 g/cm^3 , u は噴流速度 mm/s , ρ_g は NASA-CEA^[4] より算出したガス密度 g/cm^3 である. 求めた噴流速度 により,k 値を求める. ℓ_I = 100 mm の時の落下時間を t_1 . ℓ_2 = 150 mm の時の落下時間を t_2 とすると

$$t_1 = \frac{\ell_1}{\mu}$$
 , $t_2 = \frac{\ell_2}{\mu}$ (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
t_{I} [ms]	4.90	2.92	2.48
t_2 [ms]	7.35	4.38	3.72
$k \text{ [ms/µm}^2\text{]}$	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

- [1] M. Kato. and T. Kuwahara. , "Combustion Efficiency of Gas-Hybrid Rocket Using H_2O and Mg-Al/Teflon/Viton" , 44^{th} 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_2O ", AIAA 2015-0926, (2013).
- [4] Gordon S. and McBridge B, "Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Combustions and Applicants", NASA RP-1331, (1994).