

酸化剤に H₂O を用いたガスハイブリッドロケットの燃焼特性 -Mg-Al 粒子径の影響-

Combustion Characteristics of Gas Hybrid Rockets using H₂O as Oxidizer -Effect of Mg-Al Particle Size-

北野紘大, 佐藤 堯 (日本大学理工学部航空宇宙工学科)
 桑原卓雄 (日本大学理工学部)
 Kodai KITANO, Yutaka SATO
 Takuo KUWAHARA

1. 背景

近年, 惑星間探査で化学推進ロケットを用いた研究が進められている^[1]. しかし, 酸化剤と燃料の量によって探査できる距離が制限されてしまい, 長距離の探査が困難になる. そこで, 酸化剤と燃料を惑星現地で調達することにより長距離の運用を容易にする.

過去の研究において, 惑星現地で調達できる酸化剤に H₂O と燃料にマグナリウム(Mg-Al)を用いる化学推進ロケットの1つにガスハイブリッドロケットがある^[2].

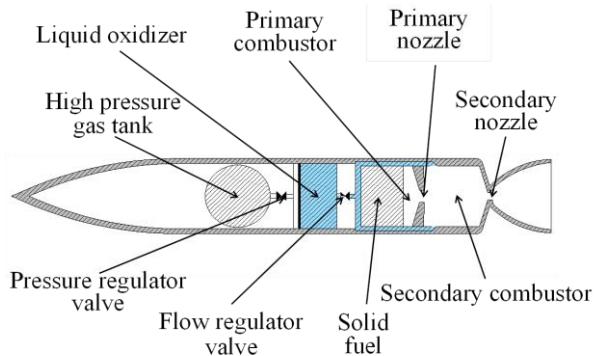


Figure 1 Gas hybrid rocket.

ガスハイブリッドロケットの構造図を Figure 1 に示す. また, ガスハイブリッドロケットの作動原理は 1 次燃焼室内で固体燃料を燃焼させ, 燃料過剰ガスを 2 次燃焼室内に噴射する. 2 次燃焼室内で液体酸化剤と混合, 燃焼することで推力を得る^[3].

1 次ノズルがチョークする場合は酸化剤流量と燃料流量, アンチョークの場合は酸化剤流量を調節することで推力の制御を行うことが可能である.

惑星現地で調達できる酸化剤に H₂O が挙げられる. H₂O は火星の地殻や月のクレーター, 他の惑星に存在が確認されており, H₂O の燃焼生成物と H₂O 自体に毒性がなく安全であるため, 取扱いが容易である^[4-5]. これらのことから H₂O が酸化剤として適している.

火星などの岩石惑星や月の表面に存在する元素の割合は, 地球と同様の傾向があると考えられている. 地球上の地表付近に存在する元素の割合は火成

岩の化学分析に基づいて測定した結果を質量パーセントで表したクラーク数で評価する^[3]. その結果, 存在する金属の割合が高いため, 燃料として金属を用いることが望ましい.

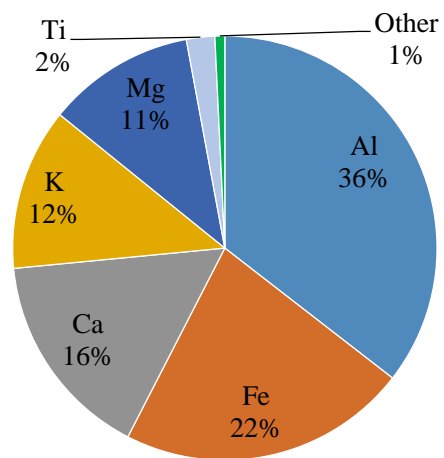


Figure 2 Abundance ratios of metals in the earth.

Figure 2 にクラーク数にある金属すべてに対して地球表面付近の存在する金属の割合を示す. Figure 2 よりアルミニウム(Al), 鉄(Fe), カルシウム(Ca), カリウム(K), マグネシウム(Mg), チタン(Ti)の順で存在する.

また, H₂O と金属を反応させるには H₂ と O₂ に解離させる必要がある.

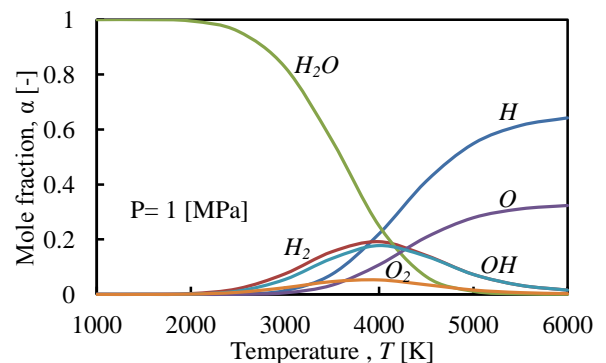


Figure 3 Dissociation temperature of H₂O.

Figure 3 に温度と H₂O の解離割合の関係を示す.

Figure 3 より H_2O の解離には 2000 K まで高温にする必要がある。

解離した O_2 と金属を反応させることで燃焼熱を得る。

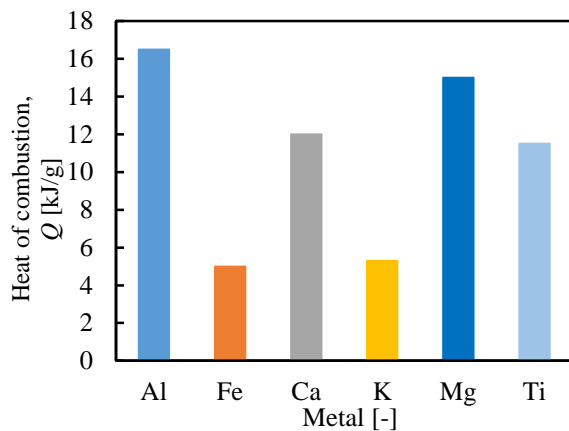


Figure 4 Heat of combustion of O_2 and metals.

Figure 4 に O_2 と金属の燃焼熱の関係を示す^[6]. Figure 2, 4 より存在する割合が高く、最も発熱量の高い Al が挙げられる。しかし、Al は着火しにくいいため、Mg の着火しやすい特性と Al の発熱量の高い特性を持つ合金である Mg-Al を燃料として選定した。

そこで2次燃焼室内を燃料過剰にするため燃料である Mg-Al を多量に含有でき、Figure 3 より H_2O を解離させるため高温の Mg-Al(液体)の生成が可能になるものとして Mg-Al/テフロン(Teflon, $(C_2F_4)_n$)/バイトン(Viton, $C_{2.74}F_{3.72}H_{2.06}$)がパイロラントとして適している。パイロラントとは金属と結晶状の酸化剤を混合したものである。Teflon は、フッ素を含むため、少量で高温の Mg-Al を生成する。そして、Mg-Al と Teflon のバインダーとしてフッ素を含む Viton を使用する。

Mg-Al/Teflon/Viton の組成比は 79.2/8.8/12 mass% にした。パイロラントの成形に 12 mass% の Viton が必要となる^[7]。

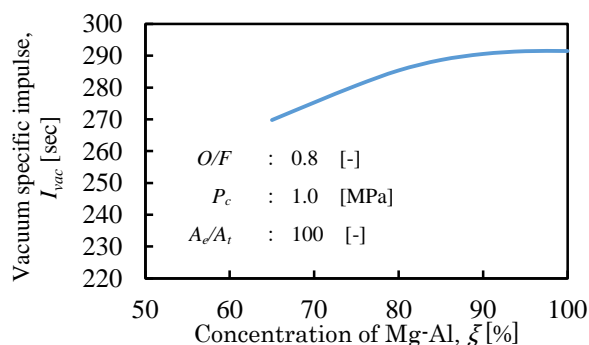


Figure 5 Relationship between concentration of Mg-Al and vacuum specific impulse.

Figure 5 に残り 88 mass% における Mg-Al の含有

割合と真空比推力の関係を示す。真空比推力は化学平衡計算ソフト NASA-CEA^[8]で求めた。Figure 5 より、Mg-Al と Teflon の比は最も真空比推力の高い 90 : 10 すなわち 79.2/8.8 にする^[2]。

過去の研究より、酸化剤流量と燃料流量の比 (O/F)が 1.0 以上の領域において、 O/F の増加につれて C^* 燃焼効率が 90% から 60% に低下していることが得られている^[2]。また、 H_2 発生割合も O/F が 1.0 以下の領域と比べ 1.0 以上の領域で低下していることが得られている^[2]。これらのことより O/F が 1.0 以上の領域において H_2O と Mg-Al が十分に反応していないと考えられる。

この原因の 1 つに H_2O の蒸発が考えられる。 H_2O の蒸発は H_2O と Mg-Al の反応する過程においてはじめに起きる現象である。そのため、 H_2O の蒸発時間が理論滞留時間より長いとガスもしくは液滴として燃焼室を出てしまう。そのため、十分に反応できないため、 C^* 燃焼効率が低下したと考えられる。そこで、過去の研究より H_2O の蒸発時間を算出した^[2]。このとき、 O/F による温度変化はないと仮定する。

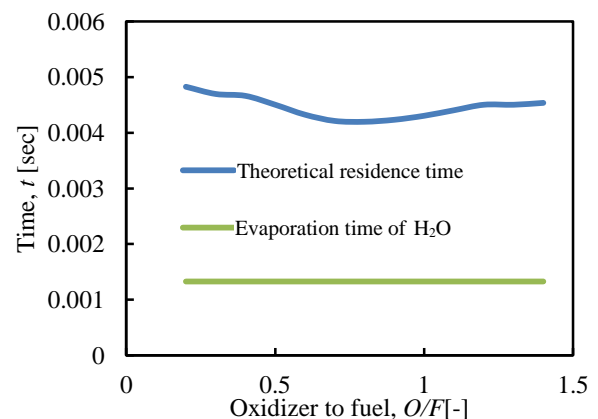


Figure 6 Theoretical residence time and evaporation time of H_2O .

Figure 6 に O/F と時間の関係を示す。Figure 6 から H_2O の蒸発時間は理論滞留時間より短い。従って、 C^* 燃焼効率の低下に H_2O の蒸発時間が影響しないと考えられる。

Figure 7 に H_2O ガスと Mg-Al の反応モデルを示す。Mg-Al 粒子は拡散燃焼する^[9]。そのため、 H_2O ガスと Mg-Al ガスの境界で燃焼する。反応層内では、 H_2O ガスが H_2 と O_2 に解離し O_2 と Mg-Al ガスが燃焼する。

そこで、Mg-Al ガスと H_2O ガスの火炎面積を増加させることで H_2O の反応を促す。火炎面積は Mg-Al ガスと H_2O ガスの接触面積と同値とする。そのとき、火炎面積が増加するにつれて比表面積は増加する。

また、比表面積 S は粒子径 D に反比例する。

$$S = \frac{\pi D^2}{\frac{\pi D^3}{6}} = \frac{6}{D} \quad (1)$$

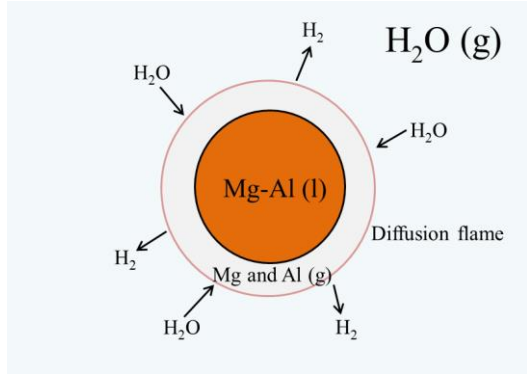


Figure 7 Model of diffusion combustion between H₂O gas and Mg-Al.

この組成比で燃料流量が一定の場合、Mg-Al 粒子径を $1/n$ ($n = 1, 2, 3, \dots$) 倍すると、比表面積は n 倍、粒子数は n^3 倍になる。以上より、比表面積が増加することで C^* 燃焼効率の低下を改善できると考えた。

比表面積を変えるために Mg-Al 粒子径を変化させる。

2. 目的

Mg-Al 粒子径と C^* 燃焼効率の関係を求める。

3. 燃焼実験

C^* 燃焼効率 η_{C^*} は次式で求める^[3]。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad (2)$$

C_{th}^* は特性排気速度の理論値であり、NASA-CEA で求めた。 C_{exp}^* は特性排気速度の実験値であり次式で求める^[3]。

$$C_{exp}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (3)$$

P_c は 2 次燃焼室内圧力、 A_t は 2 次ノズルスロート断面積、 \dot{m} は酸化剤流量と燃料流量の和である。

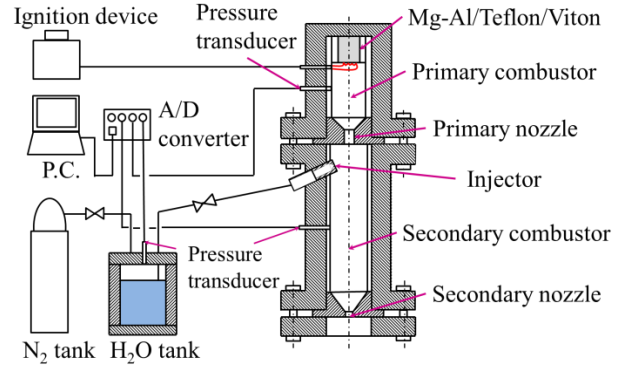


Figure 8 Combustion experimental apparatus.

燃焼実験の実験装置図を Figure 8 に示す。

N₂ ガスで H₂O タンクを加圧して 2 次燃焼室内に噴射する。次に Mg-Al/Teflon/Viton の表面を一様に着火させるため、黒色火薬を微量塗布し、ニクロム線を電氣的に加熱することで着火及び燃焼させる。そして、Mg-Al/Teflon/Viton の燃焼生成物を 2 次燃焼室に放出し、噴射されている H₂O と燃焼させる。

燃焼時の 1 次燃焼室、2 次燃焼室及び H₂O タンクそれぞれ内部の圧力を圧力センサーから A/D コンバータを介して P.C. に接続して圧力履歴を記録した。

実験条件を Table 1 に示す。また、Table 2 に実験で用いた Mg-Al 平均粒子径の比表面積を示す。

Table 1 Combustion experiment conditions.

Mg-Al/Teflon/Viton [mass%]	79.2/8.8/12
Mg : Al [mass%]	50 : 50
Mg-Al average particle sizes [μm]	40, 68, 98
H ₂ O average particle size [μm]	50
H ₂ O initial temperature [K]	300
Oxidizer to fuel ratio (O/F) [-]	1.3 - 1.4
Primary nozzle throat inner diameter [mm]	11
Secondary nozzle throat inner diameters [mm]	5.0, 6.2
Primary combustor inner diameter ϕ [mm]	38
Primary combustor height h [mm]	57
Secondary combustor inner diameter ϕ [mm]	44
Secondary combustor height h [mm]	154
Injector diameter [mm]	1.0

Table 2 Mg-Al particle specific surface area.

Mg-Al average particle size [μm]	Specific surface area [$\mu\text{m}^2/\mu\text{m}^3$]
98	0.061
68	0.088
40	0.15

4. 燃焼実験結果及び考察

Mg-Al 平均粒子径が 40 μm では C^* 燃焼効率は 80 % であり, Mg-Al 平均粒子径が 68 μm では 60 % , 98 μm では 46 % となる. これらのことから, Mg-Al 平均粒子径を小さくすると C^* 燃焼効率は増加すると考えられる.

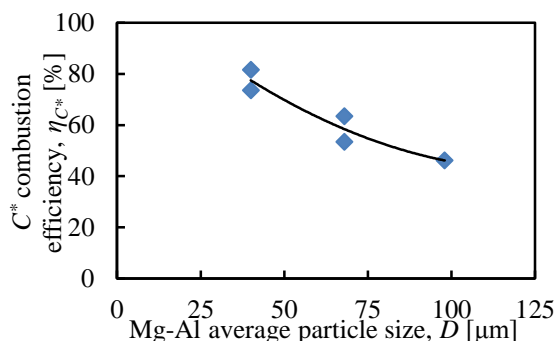


Figure 9 Relationship between Mg-Al average particle size and C^* combustion efficiency.

Figure 9 に Mg-Al 平均粒子径と C^* 燃焼効率の関係を示す. Mg-Al 平均粒子径を小さくしたとき, 粒子数が増加し, 比表面積も増加したことから火炎面積も増加した. そのため, C^* 燃焼効率が増加したと考えられる.

H_2O と Mg-Al が反応し, 燃焼したことを確認するため, 2次燃焼室内温度と Mg-Al と H_2O の混合温度を比較する.

H_2O の蒸発潜熱が H_2O の顕熱より大きいため, 混合温度は2次燃焼室内平均圧力での H_2O の飽和温度とする.

2次燃焼室内温度 T_c は次式の関係より求める^[3]. また, M は燃焼ガスの分子量である.

$$C^* \propto \sqrt{\frac{T_c}{M}} \quad (4)$$

Figure 10 に比表面積と温度の関係を示す. Figure 10 において混合温度より 2次燃焼室内温度が高い. 従って 2次燃焼室では H_2O は蒸発し Mg-Al と反応できたと考えられる. また, Mg-Al の比表面積を大

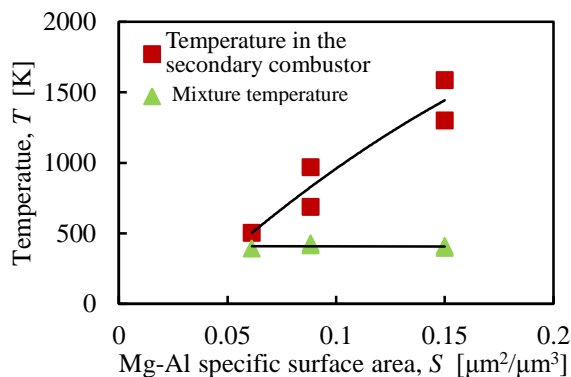


Figure 10 Temperature in the secondary combustor and mixture temperature.

きくするほど, 2次燃焼室内温度が増加している. 従って, 比表面積が増加することで Mg-Al と H_2O の火炎面積も増加する. このことより C^* 燃焼効率は増加することができたと考えられる.

5. 結論

Mg-Al 粒子径を小さくすると, C^* 燃焼効率は増加した.

参考文献

- [1] 荒川政彦 他, “イプシロンロケットを中心とした惑星 探査ミッションの将来像への提言—理学系—”, 日本惑星科学会将来計画委員会 小型惑星探査 WG 最終案, 2013.
- [2] 加藤美紀生, “酸化剤に H_2O を用いたガスハイブリッドロケットの燃焼特性”, 平成 25 年度日本大学大学院 理工学研究科航空宇宙工学専攻修士論文, 2014.
- [3] 桑原卓雄, “ロケットエンジン概論”, 産業図書, p.72, pp.116-117, pp.51-53, 2009.
- [4] Richard A. K. , “Planetary Science”, AAAS, p.1046, 2009.
- [5] Richard A. K. , “Planetary Science”, AAAS, p.571, 2010.
- [6] 久保田浪之介, “ロケット燃焼工学”, 日刊工業新聞社, p.97, 1995.
- [7] 桑原卓雄 他, “金属/テフロン(TF)パイロラントの燃焼及び感度特性”, 火薬学会誌 第 59 巻, p.18, 1998.
- [8] Gordon S. and McBride B. , “Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Combustions and Applicants”, NASA RP-1331, 1994.
- [9] プロペラント専門部会, “プロペラントハンドブック”, 社団法人火薬学会, pp.282-283, 2005.