

H₂O を添加した固体推進薬の燃焼特性

笹木 隆史, 松本 幸太郎 (日大・理工・院),
高橋 賢一, 桑原 卓雄 (日大・理工)

1. 研究背景

2011 年に世界各国の 14 の宇宙機関からなる国際宇宙探査協働グループ (ISECG : The International Space Exploration Coordination Group) によって国際宇宙探査ロードマップ (Global Exploration Roadmap) が作成された。国際宇宙探査ロードマップとは、月、地球近傍の小惑星、火星への実現可能な探査の進め方を定めるための国際的な取り組みを示すものである。その中で今後 25 年間の有人・無人宇宙開発は月・火星を目指し、将来人類が長期に渡って探査活動することを目標としている。それに伴い、観測や物資輸送の手段として固体ロケットを使用することが想定されている。

しかし、現行の H-2A ロケットで地球から燃料や酸化剤を輸送すると、1 回の打上げに 85~120 億円が必要とされ、莫大なコストがかかってしまう。宇宙輸送のコストは質量に依存するので、質量の削減は必須条件である。

コストを抑える方法として「その場資源有効利用 (ISRU : In-Situ Resource Utilization)」という概念が重要となってくる。つまり推進薬の原料を月・火星で現地調達し、地球から打上げるペイロードを極力減らして打上げコストを抑えてしまうというものである。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、H₂O の存在が有望視されており、これら現地の資源である金属及び H₂O を用いた固体ロケットが注目され始めている^[1]。現地に存在する金属を図 1 に示す。

しかし、H₂O を用いた固体推進薬に関する研究はほとんどなされておらず、H₂O が固体推進薬の燃焼特性に及ぼす影響は不明な点が多い。

よって本研究では固体推進薬中で H₂O がどのような役割を果たすかを明らかにすることを目的とし、ストランド燃焼器内で推進薬を燃焼させ燃焼速度を求めるとともに小型ロケットモーター型の燃焼器を用いて C*燃焼効率を求めた。

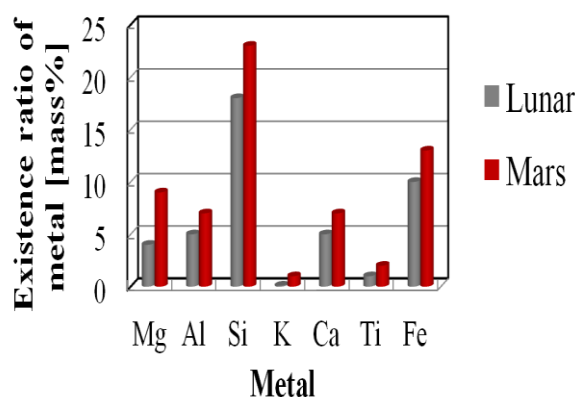


図 1. 月・火星に存在する各物質の存在率

2. 実験方法・実験装置

2.1 推進薬組成

本研究では現地で調達できる酸化剤と金属燃料として反応のしやすさからそれぞれ H₂O と Mg を選択した。しかし、H₂O と金属を反応させるためには金属を高温にする必要がある。そこで、従来から点火薬として用いられている金属/Teflon (C₂F₄) に注目し、これに H₂O を組み込む

Mg/Teflon/H₂O を基本組成として決定した。しかし Teflon 撥水性が非常に強く、そのままの状態では H₂O と混合することができない。そこで、親水性のポリマーであるポリエチレンオキサ이드 (PEO : (C₂H₄O)_n) を微量混入し、推進薬のバインダーとして使用する。表 1 に本実験で使用した推進薬の組成を示す。本実験では H₂O の質量比が燃焼速度や燃焼効率にどのように影響を与えるかを求めるため、Mg/Teflon/PEO の割合を固定し、H₂O の割合のみを外割で変化させた。Mg 粒子は月・火星での製造性を想定し、平均粒径 75μm の破砕品を使用した。

表 1. 推進薬組成 [parts]

Mg	Teflon	PEO	H ₂ O
80	19.4	0.6	0, 5, 10,15,20

2.2 燃焼速度

推進薬は表 1 の組成で質量約 1g, 直径 7mm, 高さ 16mm の円柱型になるように 1370N の力で 30s 間圧填して成型し、端面燃焼させるために側面に ABS 樹脂を塗布した。また、着火性改善のため上面に過塩素酸アンモニウム(AP)を微量添加し、作成した。

推進薬の上面に取り付けたニクロム線を用いて出力 30W で約 1s 間電圧をかけ、電氣的に加熱することにより着火した。燃焼時の状況は観察窓を通してハイスピードカメラで記録した。同時に燃焼器側面に取りつけられた圧力センサを A-D コンバータを介して PC に接続し、燃焼時の圧力履歴を取得した。次に燃焼速度 r の算出方法を示す。推進薬高さを h , 燃焼時間を t とすると燃焼速度は (1)式より算出できる。

$$r = \frac{h}{t} \quad [\text{m/s}] \quad (1)$$

燃焼時間は、ハイスピードカメラの映像より求める。さらに圧力指数は r を用いて Vieille の法則より、

$$r = aP^n \quad [\text{m/s}] \quad (2)$$

で求めることができる。ここで P は燃焼室圧力, n は圧力指数, a は推進薬の組成や初期温度に依存する定数であり、エンジン設計時には温度変化に対して一定性能が保持できるよう、圧力指数の低い推進薬が求められる。表 2 に実験条件を、図 2 に実験装置図をそれぞれ示す。

表 2. 実験条件

雰囲気ガス	N ₂
初期温度 [K]	293
燃焼室圧力 [MPa]	0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 1.0
撮影速度 [fps]	600
測定回数 [times]	3

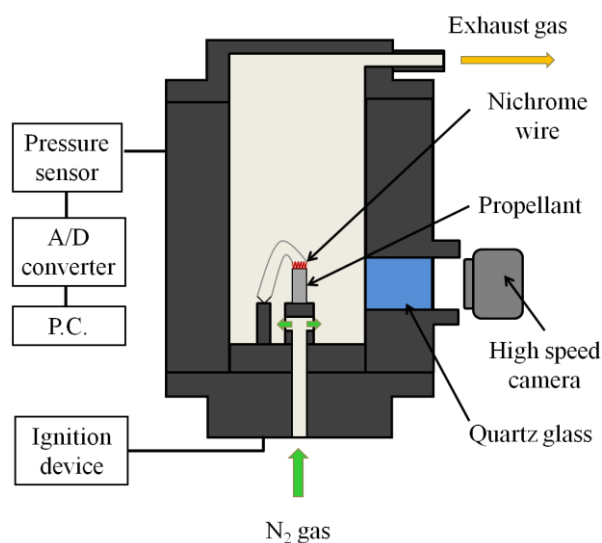


図 2. 燃焼速度測定装置図

2.3 C*燃焼効率

推進薬は表 1 の組成で直径 20mm, 高さ 15mm の円柱型になるように燃焼速度取得時と同様に成型した。端面燃焼させるために側面に ABS 樹脂を塗布し, ロケットモーターを模擬した実験装置を用いて燃焼効率を取得した。表 3 に実験条件を, 図 3 に実験装置図を示す。

C*燃焼効率 η_{C^*} は以下の(3)式を用いて導出される。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad [\%] \quad (3)$$

ここで, C_{th}^* は化学平衡ソフトを用いて求めた値を用い, C_{exp}^* は実験より求めた特性排気速度である。 C_{exp}^* は(4)式によって求める。

$$C_{exp}^* = \frac{A_t P_c}{\dot{m}} \quad [m/s] \quad (4)$$

ここで A_t はノズルスロート断面積, P_c は燃焼室内圧力, \dot{m} は燃焼ガスの質量流量を表す。

表 3. 実験条件

大気圧 [MPa]	0.1
推進薬径 [mm]	20
ノズルスロート径 [mm]	3
実験回数	3

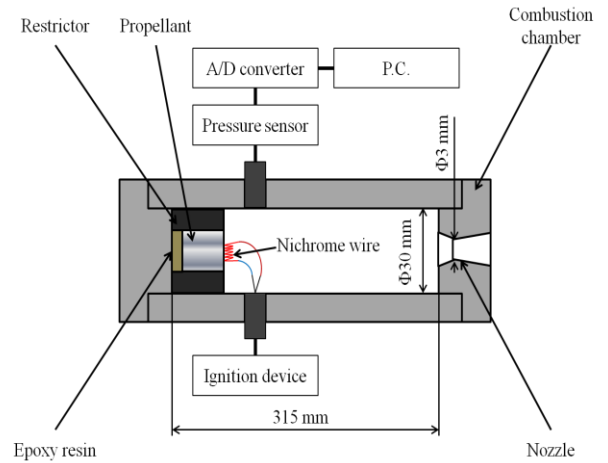


図 3. 実験装置

3. 実験結果

3.1 燃焼速度

推進薬の圧力指数を表 4, 燃焼速度を図 4 に示す。

表 4. 圧力指数

H ₂ O の添加量 [parts]	圧力指数 n [-]
0	0.12
5	0.37
10	0.23
15	0.29
20	0.62

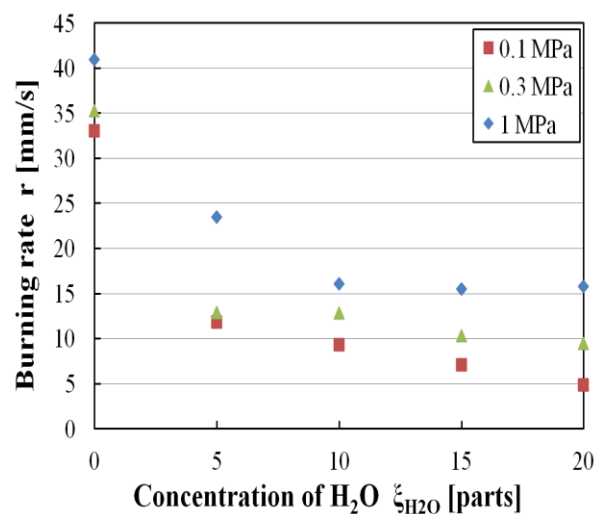


図 4. 各組成における燃焼速度

図 4 より，各組成において燃焼室圧力が高くなるにつれて燃焼速度が増加しており， H_2O が添加されていないときに最も高い値を示した．これは圧力増加に伴い，気相から燃焼表面への熱の流入量が増加したため，燃焼速度が増加したと考えられる．また圧力指数の値から， H_2O を混入した試料は混入していない試料よりも圧力依存性が高いことが分かった．

3.2 燃焼効率

C^* 燃焼効率を図 5 に示す．

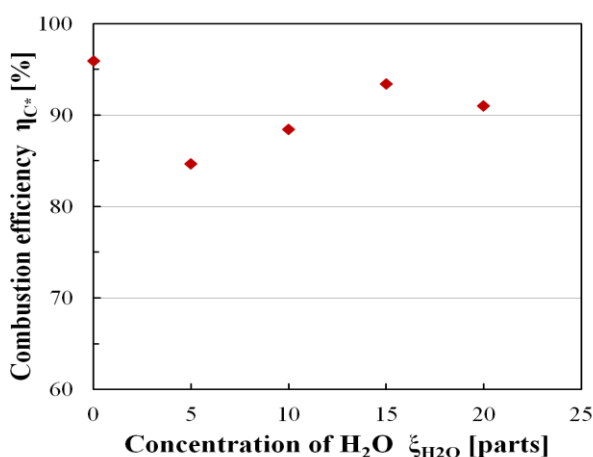


図 5. 各組成における C^* 燃焼効率

図 5 は，縦軸に燃焼効率 η_{C^*} ，横軸に H_2O の添加量をとっている．0parts のときは H_2O を添加していない時の燃焼効率を表わす．今回の実験から得た水を添加した際の燃焼効率は約 80～90%であることから，添加された H_2O は酸化剤として燃焼反応で用いられていると考えられる．

4. まとめ

- H_2O が増加すると燃焼速度が減少する．
- H_2O を用いた推進薬の圧力指数 n は 20parts で最大値 0.62 をとる．

- 添加した H_2O が増加すると燃焼効率は増加する傾向にある．

5. 参考文献

- [1] G. A. Risha: “Aluminum-Ice (ALICE) Propellants for Hydrogen Generation and Propulsion”, AIAA 2009-4877, 2009.
- [2] 加藤美紀生他, “酸化剤として 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 23 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2011-041, 2012.
- [3] 久保田浪之介, “マグネシウム/テフロン燃焼速度”, 技術研究本部技報, 1986-03, pp.1-7, 1985.
- [4] 久保田浪之介他, “プロペラントハンドブック”, 社団法人火薬学会, p.157, 2005.
- [5] Tyler D. Wood, Mark A. Pfeil, Timothee L. Pourpoint, Jhon Tsohas, and Steven F. Son “Feasibility Study and Demonstration of an Aluminum and Ice Solid Propellant”, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference AIAA 2009-4890, 2009.
- [6] M. Diwan, D. Hanna, E. Shafirovich, A. Varma “Combustion wave propagation in magnesium/water mixtures: Experiments and model”, *Chemical Engineering Science*, pp. 80-87, 2010.
- [7] Timothy F. Miller and John D. Herr, “Green Rocket Propulsion by Reaction of Al and Mg Powders and Water”, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2004-4037, 2004
- [8] R. Zubrin, B. Frankie, and T. Kito, “Mars In-Situ Resource Utilization Based on the Reverse Water Gas Shift: Experiments and Mission Applications” AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 1997-276, 1997.