

酸化剤に H₂O を使用したガスハイブリッドロケットの燃焼の促進Promoting combustion of Gas Hybrid Rockets using H₂O as oxidizer

浅野貴則¹, ○鈴木一希¹, 桑原卓雄²
Takanori Asano¹, *Ikki Suzuki¹, Takuo Kuwahara²

Abstract: The rocket that obtains fuel and oxidizer in planets is necessary to probe planet in the future. We have studied the gas hybrid rocket using H₂O as an oxidizer and Mg-Al as a fuel. However, high temperature of dissociating H₂O is needed. We mixed a small amount of HNO₃ in H₂O because of low dissociation temperature and high adiabatic flame temperature. Thus we obtained the combustion efficiency of C* by characteristic exhaust velocity. In conclusion, the combustion efficiency of C* was 80 - 85% in 1.1 - 1.25 of O/F. The combustion efficiency of C* was 70% in 1.25 - 1.5 of O/F.

1. 背景

現在の宇宙開発では、月や火星などの地球近傍の惑星での探査へ向けた研究が進められている。しかし化学ロケットは一度に持ち運べる燃料と酸化剤の量に限りがあり、運用距離が制限される。現地で調達できる燃料と酸化剤を使用する化学ロケットが開発されれば、より長距離での探査が可能になる。

月や火星などの惑星表面や地殻内には多量の金属や水が存在することが分かっている。そこで、燃料に固体の金属、酸化剤に液体の水(H₂O)を使用する。燃料に固体の金属、酸化剤に液体を使用できる化学ロケットとしてガスハイブリッドロケットがある。ガスハイブリッドロケットの構造図を Fig. 1 に示し、作動原理を以下に示す。

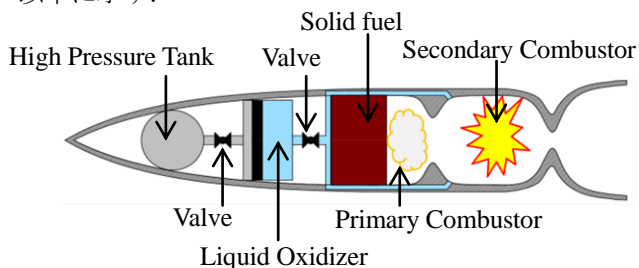


Figure 1. Gas Hybrid Rocket

まず、一次燃焼室で固体燃料を燃焼させ燃料過剰ガスを生成する。二次燃焼室で燃料過剰ガスと液体酸化剤を混合させ、燃焼することで推力を得る。酸化剤流量と燃料流量の比 (O/F) を変化させる事により推力制御が可能である。

固体燃料には、金属を多量に含んだパイロラント Metal/Teflon/Viton^[3]を使用する。惑星に存在する金属の中でマグネシウム(Mg)は着火しやすく、アルミニウム(Al)はH₂Oとの燃焼熱が高い。これらのことから Metalにはマグネシウムとアルミニウムの合金(Mg-Al)を選定した。テフロン(Teflon)は Mg-Al を多量に含めても燃

焼を継続させることが可能である。バイトン(Viton)はバインダーの役割を持つ。

ガスハイブリッドロケットの酸化剤にH₂O、固体燃料に Mg-Al/Teflon/Viton を用いたとき、O/F が 1.0 以上の領域においてC*燃焼効率が 95%から 70%に落ち込んでしまうことが過去の研究^[3]で得られている。C*燃焼効率が落ち込む原因として水の解離に着目した。H₂Oを酸化剤として使用するにはHとOに解離させる必要がある。しかし、H₂Oは高温(2000 K)で解離を開始する。そこで、H₂Oに断熱火炎温度が高く、分解温度が低い他の酸化剤を混合する。H₂Oに他の酸化剤を混合させることで、Mg-Al/Teflon/Viton との燃焼を促進させる可能性がある。

水溶性の高い酸化剤を選定し、Mg-Al と酸化剤の断熱火炎温度と酸化剤の分解温度を比較したものを Table 1 に示す。化学平衡計算ソフト NASA-CEA を用いて計算を行った。計算条件は燃焼室内圧力 1 MPa で、断熱火炎温度は最大値をとっている。Table 1 より断熱火炎温度が高く、分解温度が低い硝酸(HNO₃)を混合する酸化剤に選定した。

Table 1. Calculation results for each oxidizer

Chemical formula	H ₂ O	HNO ₃	H ₂ O ₂	NH ₃ OHNO ₃
Adiabatic flame temperature [K]	2754	4120	3871	3716
Decomposition Temperature [K]	2000	350	700	460

2. 目的

固体燃料に Mg-Al/Teflon/Viton、酸化剤にH₂O/HNO₃を使用し燃焼実験を行い、圧力履歴からC*燃焼効率に対するHNO₃の影響を求める。

3. 理論

C^* 燃焼効率(η_c^*)は以下の式で求めることができる。

$$\eta_c^* = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad (1)$$

ここで、 C_{th}^* は理論特性排気速度であり化学平衡計算ソフト NASA-CEA を用いて取得した。 C_{exp}^* は実験で得られる特性排気速度であり以下の式より求める。

$$C_{exp}^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (2)$$

ここで p_c は二次燃焼室圧力、 A_t は二次ノズルスロート断面積、 \dot{m} は燃料と酸化剤の質量流量である。

4. 実験装置と実験方法

実験はガスハイブリッドロケットを模擬した燃焼器を用いて行った。実験条件を Table 2, 実験装置を Fig. 2 に示す。

Table 2. Experimental conditions

Composition of pyrolant Mg-Al/Teflon/Viton	79.2/8.8/12 [mass%]
Composition of Mg-Al alloy Mg/Al	50/50 [mass%]
Composition of oxidizer H ₂ O/HNO ₃	80/20 [mass%]
Oxidizer to fuel ratio	1.1 - 1.5 [-]
Primary nozzle throat diameter	11 [mm]
Secondary nozzle throat diameter	5.0 [mm]
Temperature of oxidizer	296 [K]

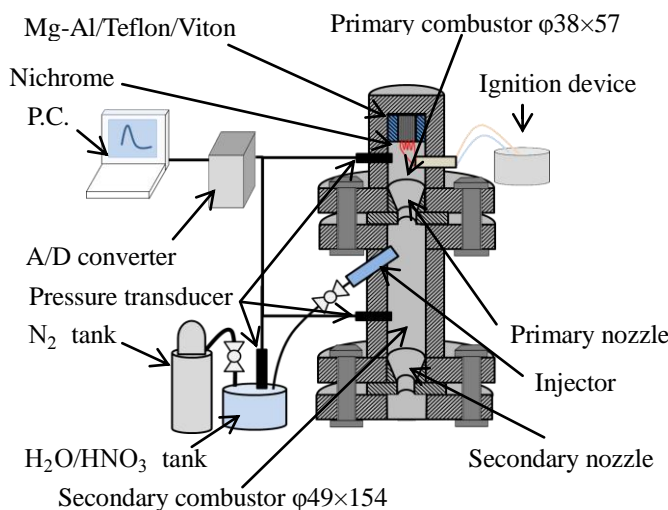


Figure 2. Experimental equipment

パイロラントの着火はニクロム線を電氣的に加熱し、行った。また、パイロラント表面に黒色火薬を少量塗

布している。燃焼器側面に取り付けられている圧力センサを P.C. に接続し、燃焼時の圧力を取得した。

5. 実験結果と考察

実験結果を Fig. 3 に示す。グラフの縦軸は C^* 燃焼効率 η_c^* 、横軸は O/F である。

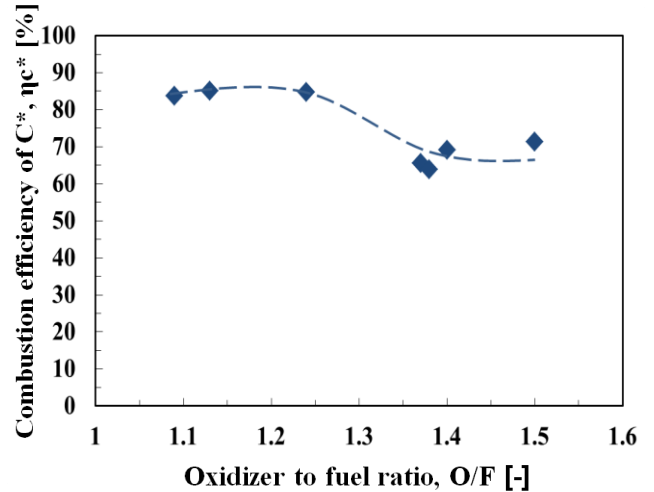


Figure 3. Experiment result

O/F が 1.1 - 1.25 までの領域においては、 C^* 燃焼効率が 80 - 85% になった。また 1.25 以上の領域においては C^* 燃焼効率が 70% まで減少した。H₂O 単体よりも C^* 燃焼効率を高く維持することが出来たが、1.25 以上の領域においては同様に C^* 燃焼効率が 70% しか得られなかった。このことから解離を開始する温度を得ることができなかったと考えられる。

6. まとめ

HNO₃ を酸化剤 H₂O に 20mass% 混合させた場合、パイロラント Mg-Al/Teflon/Viton (79.2/8.8/12 mass%) との燃焼では、O/F が 1.1 - 1.25 までの領域では C^* 燃焼効率が 80 - 85%、1.25 以上の領域において 70% まで減少した。

参考文献

[1] 桑原 卓雄：「ロケットエンジン概論」，産業図書，2009。
 [2] 久保田 浪之介：「ロケット燃焼工学」，日刊工業新聞社，1995。
 [3] 加藤 美紀生，桑原 卓雄：「ガスハイブリッドロケット用 H₂O/Mg-Al の燃焼効率」，第 56 回宇宙科学連合講演会，2012。
 [4] 鈴木 仁美：「窒素酸化物の辞典」，丸善，pp.198-241,1995。