

K2-13

## ガスハイブリッドロケット用 GAP/AP 系ガスジェネレータの燃焼速度特性

## Burning Rate Characteristics of GAP/AP Gas Generator for Gas Hybrid rocket

○佐藤祐貴<sup>1</sup>, 桑原卓雄<sup>2</sup>\*Yuki Sato<sup>1</sup>, Takuo Kuwahara<sup>2</sup>

Abstract: Gas-Hybrid-Rocket has two combustion chambers and gets thrust by combusting the mixed gas of fuel rich hot gas and an atomized liquid oxidizer. The fuel rich hot gas is produced by the solid propellant used as gas generator. For the reason, GAP/AP composite propellant is used for the gas generator. One of the most important parameter in the gas generator is burning rate. In the past study, the burning rate was changed by changing the concentration of AP. For one of the reasons of the change, we focus on the temperature on the burning surface. We obtain the relationship between the temperature of the burning surface and the concentration of AP, and discuss the changing of the burning rate in the temperature of the burning surface.

## 1. 背景

近年、月や火星など宇宙探査が積極的に行われている。これら宇宙探査を進めていく上で、地球からより離れた惑星の探査などが必要になってくると考えられる。そのために、宇宙空間で用いることのできる推進機関として様々な条件を満たす、ガスハイブリッドロケットに着目した。

図 1 にガスハイブリッドロケットの概念図を示す。一次燃焼室にて、自燃性を持つガスジェネレータから気体燃料を発生させ、一次ノズルを通して二次燃焼室に送る。また、液体酸化剤は、酸化剤の蒸気圧などを用いて、加圧し、二次燃焼室に噴霧する。二次燃焼室にて、燃料ガスと噴霧した酸化剤を混合・燃焼させることでガスハイブリッドロケットは推力を得る。

ガスハイブリッドロケットは、一度に大量に燃料ガスと酸化剤を燃焼させることから、推力はこれらの量に依存すると言える。酸化剤の二次燃焼室への流量はコントロールバルブなどを用いることで容易に調節可能だが、燃料ガスは一次燃焼室でのガスジェネレータの燃焼に依存するため、調節は難しい。

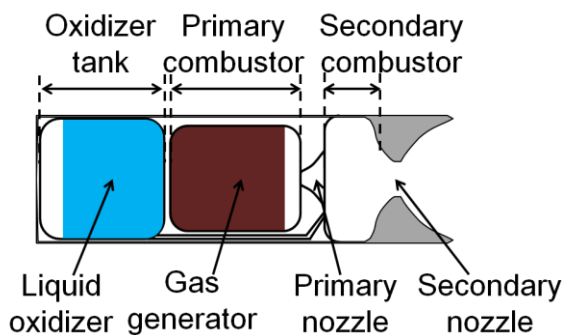


Figure 1. A fundamental structure of Gas Hybrid Rocket

このことからガスジェネレータの燃焼特性を知る必要がある。ガスジェネレータは、高燃焼効率・高比推力を得るために、燃料ガスと酸化剤を完全燃焼させるだけの温度を発生させなければならない。そこで、要求される条件として、一つ目は燃焼速度が高いこと、二つ目は、燃焼残渣が少ないこと、三つ目は、高温の燃料過剰ガスを発生させることが挙げられる。一つ目の条件からグリシジルアジ化ポリマー(GAP)に、二つ目と三つ目から添加物として過塩素酸アンモニウム(AP)に着目し、これらを組み合わせた GAP/AP 系ガスジェネレータを提案する。

ここで、GAP/AP 系ガスジェネレータを用いたガスハイブリッドロケットの推力など概算する上で、燃焼速度は重要なパラメータである。これまでの研究から、AP の添加量を変化させることで、燃焼速度が変化することは確認できている。燃焼速度は、以下の式で表される。 $r$ は燃焼速度、 $T_s$ は燃焼表面温度、 $Q_s$ は発熱量、 $\lambda_g \phi_{g,s}$ は気相から燃焼表面への熱の移動量、 $\rho_p$ は推進薬密度、 $c_p$ は推進薬の比熱である。

$$r = \frac{\lambda_g \phi_{g,s}}{\rho_p c_p (T_s - T_0 - Q_s / c_p)} \quad (1)$$

燃焼速度の変化の原因として、燃焼表面温度に着目し、本研究では、AP の添加量の変化に対する燃焼表面温度の変化を調べた。

## 2. 実験方法・実験装置

GAP/AP 系ガスジェネレータの燃焼表面温度を測定するためにストランド燃焼実験を行った。実験装置と実験条件を図 2、表 1 に示す。

Table 1. Experimental condition

Experimental condition	
Atmosphere temperature [K]	300
Pressure in a strand burner [MPa]	1
Atmosphere gas	N <sub>2</sub>
thermocouple	S type (wire diameter 12.5μm)
Composition of propellant (GAP/AP) [wt%]	100/0, 80/20, 60/40, 40/60

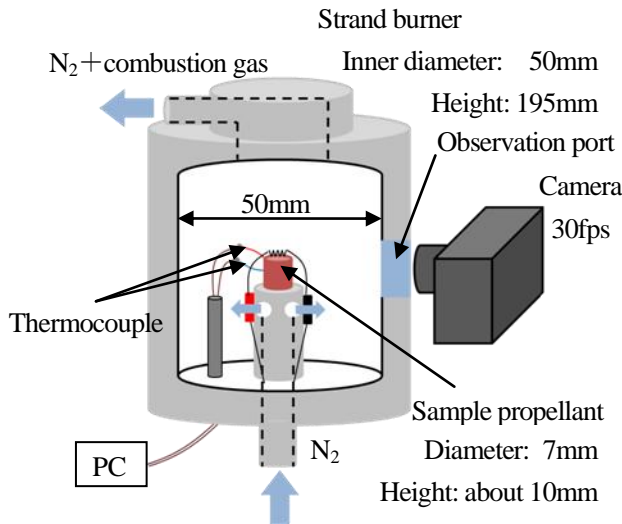


Figure 2. Experimental apparatus

窒素置換したストランドバーナー内で試料を燃焼させ、熱電対を用いて燃焼表面温度を測定する。同時に、試料高さから燃焼時間を測定し、燃焼速度も求める。

### 3. 実験結果

図 3 に AP 添加量と燃焼表面温度及び燃焼速度の関係を示す。燃焼表面温度は AP 添加量 20[wt%]の時に約 15% 上昇し、その後 AP 添加量の増加に伴って減少する。

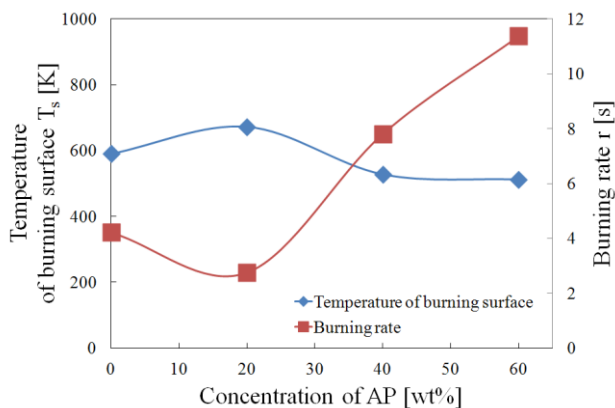


Figure 3. Relationship between the temperature of burning surface, burning rate and a concentration of AP

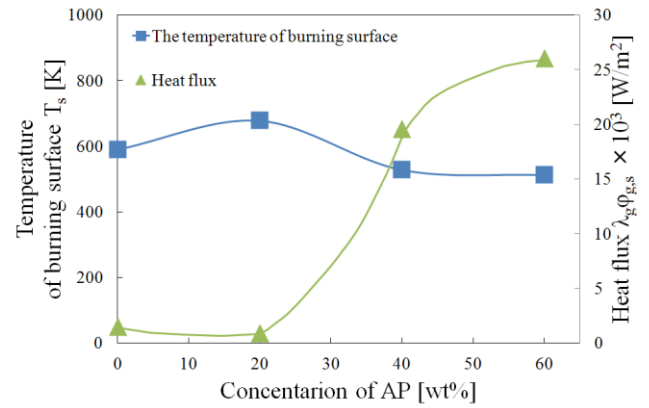


Figure 4. Relationship between the temperature of burning surface, Heat flux and a concentration of AP

また、燃焼速度は AP 添加量 20[wt%]のときに最小値を取り、その後、増加していく。

図 4 に AP 添加量と燃焼表面温度及び気相からの熱の流入量の関係を示す。気相からの熱の流入量  $\lambda_g \phi_{g,s}$  は式(1)から求めたものである。 $\lambda_g \phi_{g,s}$  は燃焼速度と同様、AP 添加量 20[wt%]の時に最小値を取り、その後増加していく。このことから、 $\lambda_g \phi_{g,s}$  が燃焼速度の変化の原因と考えられる。

燃焼表面温度の変化は GAP 単体と比較して、大きな差は見られなかった。また断熱火炎温度は AP 添加量 0 ~ 40[wt%]までの間は約 1300 ~ 1500[K]、AP 添加量 60[wt%]の時に約 2400[K]と、燃焼表面温度の変化と比較して、大きい変化が見られる。このことから AP が固相ではなく、気相で主に反応していると考えられる。したがって、燃焼表面温度にあまり変化が見られなかったと考えられる。

### 4. 結論

- AP 添加量 20[wt%]のときに燃焼表面温度が最大値を取る。
- AP 添加量 20[wt%]より増加させると、燃焼表面温度は減少する。

### 5. 参考文献

[1] 桑原卓雄：「ロケットエンジン概論」，産業図書，p.p72~76，2009。  
 [2] 社団法人火薬学会：「プロペラント・ハンドブック」，p.p299~335，2005。  
 [3] Yuki Sato and Takuo Kuwahara 「Burning rate Characteristics of GAP/AP Composite propellant for Gas-Hybrid-Rocket」，43<sup>rd</sup> International Annual Conference of the Fraunhofer ICT pp25-1~25-5，2012。