

一液性スラスタにおける GAP の噴霧燃焼特性

The Spray Combustion Characteristics of GAP Used as Liquid Monopropellant Thruster

林 孝治, 元井 健人(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)
Koji HAYASHI, Kento MOTOI
Takuo KUWAHARA

1. 研究背景

現在, 人工衛星や探査機などの宇宙飛行体では, 軌道修正, 姿勢制御の細かい動作が求められるため, 一液性スラスタが使用されている. 一液性スラスタとは, 一液性推進薬を使用し, 構造を単純化, 高信頼性を可能とする小型の推進機関である^[1].

この一液性スラスタの推進薬として一般的に使われているのがヒドラジン (N_2H_4) である. ヒドラジンは, 触媒で容易に分解し, 比推力も大きいという利点から長年用いられ, 高い信頼性を得ている. しかし, 毒性を有する発がん性物質であることや, 不純物との接触により空気中で自然発火することなどから, 取扱いが難しいことが問題となっている^[2]. そこで, 取扱いが容易な次世代一液性推進薬としてグリシジルアジ化ポリマー (GAP) が研究されている. GAP は自己熱分解特性を有する高エネルギー物質である. 常温常圧において液状であり, 化学的に安定した物質であることから, 次世代一液性推進薬に適していると考えられている. Table 1 に GAP の物理化学特性を示す^[3].

Table 1 Physicochemical characteristics of GAP.

Chemical formula	$C_3H_5ON_3$
Molecular weight, kg/mol	1.98
Density, kg/m ³	1.30×10^3
Adiabatic flame temperature, K (1 MPa)	1402

Figure 1 に GAP を推進剤として用いた一液性スラスタの構想図を示す. 気蓄器内の高圧ガスによって推進薬タンク内の GAP を加圧し, インジェクターによって燃焼器内に噴射する. 噴射された GAP はヒーターに接触することで加熱され, 分解し高温の N_2 ガスを発生させる. そして, 着火に至りガス化, 燃焼することにより推力を得る構造になっている.

GAP はヒドラジンに比べ密度が大きいので, 推進薬タンクの小型化が図れる.

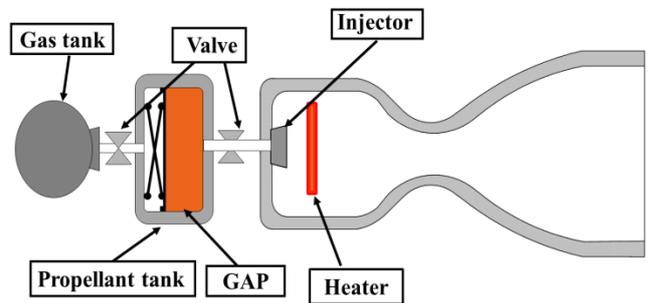


Figure 1 Fundamental structure of GAP monopropellant thruster.

スラスタを用いた推力制御をする際, 燃焼器内への噴射圧力を変化させて GAP の流量をコントロールする. このとき, 噴射圧力によって噴射される GAP の液滴径は変化する. 液滴径が変化することにより, GAP とヒーターとの接触面積が変化し, GAP に流入する熱量が変化するため, GAP の分解, 燃焼に影響を及ぼすと考えられる.

本研究では, GAP の噴射圧を変化させたときの液滴径が GAP の燃焼特性に与える影響を明らかにする. マイクロスラスタを用いて C*燃焼効率を取得し, 噴霧したときの平均液滴径と燃焼特性の関係を求めた.

2. 実験

2.1 液滴径・粒度分布測定

本研究では GAP の噴射圧を変える事により, 噴霧した GAP の液滴径を変化させた. この粒度分布の測定法には液浸法を用いた. シリコンオイルで満たしたシャーレに GAP を噴霧し, 補足した液滴を撮影, 画像を解析することで, 各噴射圧に対する平均液滴径と粒度分布を求めた. サンプル数は 150 個とした. Table 2 に各噴射圧に対する平均液滴径 d , Figure 2 に粒度分布を示す. 噴射圧を大きくすると, 平均液滴径は小さくなり, 分散は小さくなるのが分かる.

Table 2 Relationship between the injection pressure and the mean droplet diameter.

Injection pressure, MPa	Mean droplet diameter, d μm
0.4	27.4
0.6	25.3
0.8	22.4

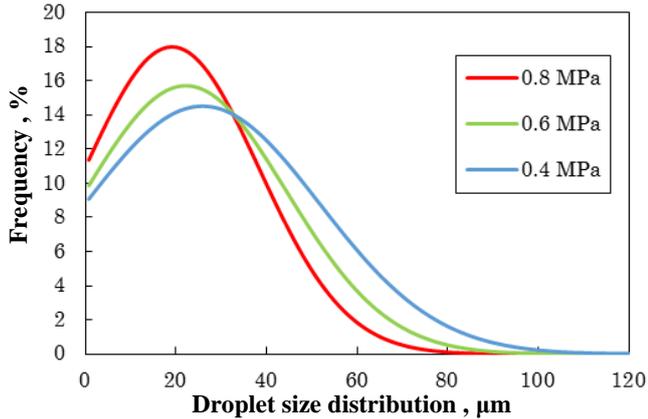


Figure 2 Distribution of each droplet diameter.

2.2 燃焼実験

マイクロスラスタを用いて燃焼実験を行い、 C^* 燃焼効率 η_c^* を求めた。

Figure 3 に実験装置を示す。また、Table 3 に実験条件を示す。

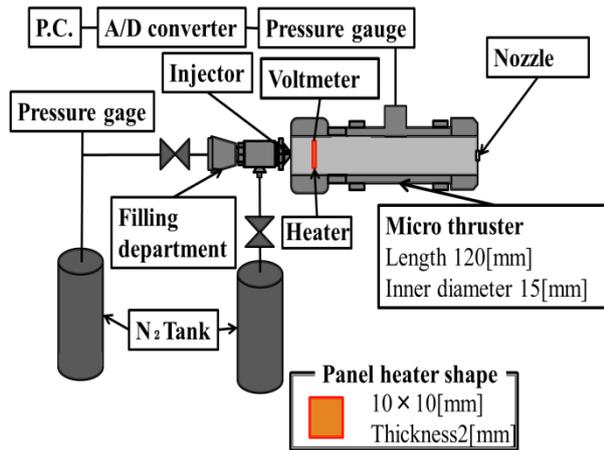


Figure 3 Experimental apparatus.

燃焼器特性長 L^* は、次式で与えられる。

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (2-1)$$

L^* は燃焼器の体積をノズルスロート断面積で除

したものである。一般的に液体ロケットに用いられる L^* は1 m 以下であることから、本実験におけるマイクロスラスタの L^* は1 m とした^[4]。

Table 3 Experimental conditions.

Ambient atmosphere	Nitrogen
Heater temperature, K	773
Characteristic length, m	1
Nozzle throat diameter, mm	3.1
Sampling frequency, kHz	1
Initial pressure, MPa	0.1

マイクロスラスタの燃焼器内は、大気圧下でインジェクターより窒素ガスを一定時間噴射することで窒素置換を行った。燃焼器内部に設置されたマイクロセラミックヒーターにGAPを噴霧し燃焼させる。GAP燃焼時における燃焼器内圧力を、圧力センサーを用いて取得し、A/Dコンバータを介しP.C.に記録した。

3. 解析方法

特性排気速度の実験値 C_{exp}^* は次式より求めた^[4]。

$$C_{exp}^* = \frac{A_t P_c}{\dot{m}} \quad (3-1)$$

ここで、 A_t はノズルスロート断面積、 P_c は燃焼器内圧力、 \dot{m} は質量流量である。 P_c は燃焼時間における燃焼器内の平均圧力とし、 \dot{m} は噴射した推進薬の質量から燃焼残渣の質量を引いたものを、燃焼時間で除したものとする。 C_{exp}^* はマイクロスラスタを用いて取得した。また、 C^* 燃焼効率 η_c^* は次式より求めた。

$$\eta_c^* = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad (3-2)$$

特性排気速度の理論値 C_{th}^* は化学平衡計算ソフトNASA-CEA^[5]を用いて求めた。

Figure 4 に燃焼器内の圧力履歴を示す。 t_b は燃焼時間を示している。燃焼開始はGAPの着火遅れ時間を考慮し、圧力履歴の時間微分が50%を超えた時刻とした。燃焼終了は圧力履歴の時間微分が最小値を取った時刻とした。

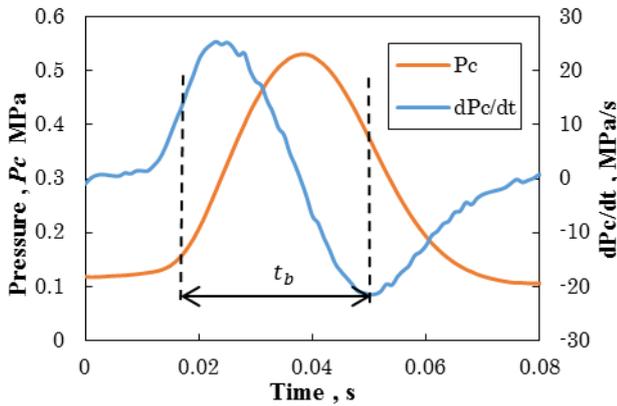


Figure 4 Pressure history of the combustion chamber.

4. 実験結果及び考察

Figure 5 に GAP をマイクロスラスト内に噴霧した時の平均液滴径 d に対する C^* 燃焼効率 η_{C^*} を示す。

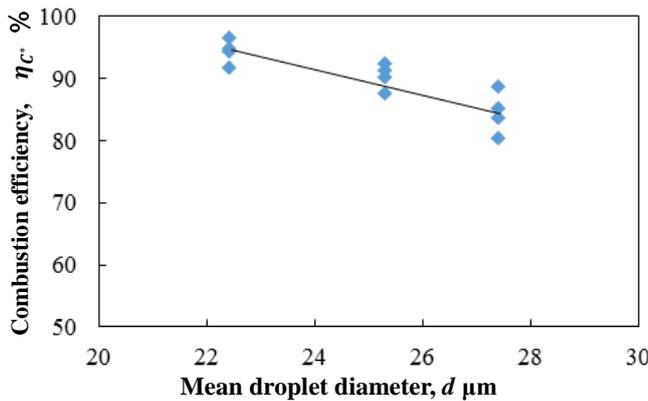


Figure 5 Relationship between η_{C^*} and d .

噴霧した時の平均液滴径が小さくなると、 C^* 燃焼効率が上昇していることが分かる。

液滴径が小さくなることにより、GAP とヒーターとの接触面積が変化する。Figure 6 に GAP 液滴がヒーターと衝突したときの様子を示す。 d は衝突前の液滴径、 d_a は衝突後の液滴径、 dx は衝突時の液滴の代表厚さである。

なお、この液滴速度は重力加速度による影響は無視し、噴射軸方向に進む液滴の速度を代表とした。

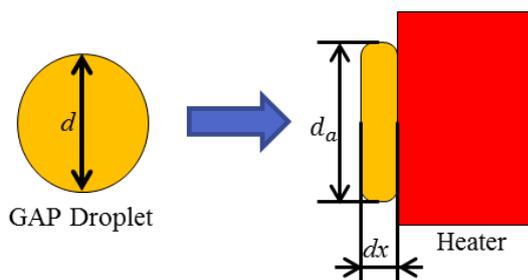


Figure 6 Behavior of GAP droplet at heater.

過去の研究より、GAP 液滴のウェーバー数に対するヒーター衝突時の液滴変形率が求められている^[6]。ウェーバー数 W_e とは、慣性力と表面張力の比を表す無次元数であり、次式で表される。

$$W_e = \frac{\rho d v^2}{\sigma} \quad (4-1)$$

ここで、 ρ は密度、 d は液滴径、 v は液滴速度、 σ は表面張力である。ウェーバー数は液滴の変形挙動に対する支配的なパラメータである。本実験での GAP 液滴の噴射圧に対する液滴速度、ウェーバー数、衝突時の水平方向の変形率 d_h 、衝突面積の変形率 A_h を Table 4 に示す。 d_h は衝突前の液滴の直径を 100 % として、衝突後に液滴の水平方向の長さが何%になるかを表す値であり、次式で表される。

$$d_h = \frac{dx}{d} \times 100 \quad (4-2)$$

A_h は、衝突前の液滴の投影面積を 100 % として、衝突後の液滴とヒーターとの接触面積が何%になるかを表す値であり、次式で表される。

$$A_h = \frac{d_a^2}{d^2} \times 100 \quad (4-3)$$

Table 4 Deformation rate of GAP droplet.

Injection Pressure, MPa	0.4	0.6	0.8
Injection velocity, m/s	17.4	21.3	24.6
Weber number	307	400	503
Horizontal displacement rate, d_h %	60	55	50
Contact area displacement rate, A_h %	100	110	120

d_h と A_h を用いて、GAP 液滴がヒーターに衝突した時の dx と接触面積を求める。

ヒーターから GAP への流入熱量 Q_{in} は次式で求めることが出来る。

$$Q_{in} = A t \lambda_g \frac{(T_h - T_g)}{dx} \quad (4-4)$$

ここで、 A は接触面積、 t は接触時間、 λ_g は GAP の熱伝導率、 T_h はヒーター温度、 T_g は液滴初期温度である。ヒーター温度は常に一定であり、液滴がヒーターと接触した瞬間、接触面の GAP はヒーターと同温度になると仮定し計算する。 dx と t は非常に小さいことから、液滴 1 つが 1 個のメッシュとしてみなせるため定常時の式を用いた。

GAP が着火するのに必要な熱量は過去の研究より求められており、11.9 kJ/kg である^[8]。

この値と(4-4)式より、液滴 1 つ当たりの接触時間 t_c を求めることが出来る。平均液滴径が 22.4 μm 、25.3 μm 、27.4 μm のとき、 t_c はそれぞれ 4.42×10^{-2} ms、 5.12×10^{-2} ms、 5.51×10^{-2} ms である。

次に噴射した GAP がすべてガス化する時間 t_g を噴射液滴の総数 n 、単位時間当たりの噴射液滴の個数 \dot{n} 、 t_c を用いて求める。 n は噴射した GAP がすべて平均液滴径の大きさになるとして求め、 \dot{n} は n を噴射時間で除すことで求めた。

次に、単位時間当たりの GAP の噴射量とインジェクターからヒーターまでの到達時間より、ヒーター面上に存在する GAP 液滴の質量 m_h を求める。よって、次式より発生ガス流量率 \dot{m}_g を求めることができる。

$$\dot{m}_g = \frac{m_h}{t_g} \quad (4-5)$$

(4-5)式より求めたそれぞれの液滴径に対する \dot{m}_g を Figure 7 に示す。

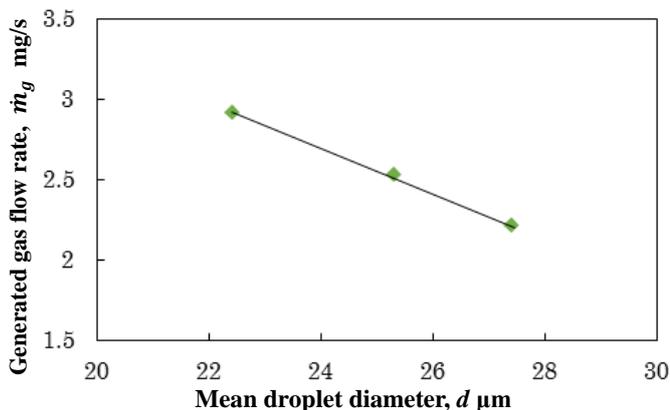


Figure 7 Relationship between \dot{m}_g and d .

液滴径が小さくなると、 \dot{m}_g は増加することが分かる。 \dot{m}_g が増加することで、単位時間当たりのガス発生量が増加するため、燃焼器内圧力が増加すると考えられる。

液滴径が 22.4 μm 、25.3 μm 、27.4 μm のとき、燃焼器内平均圧力は、それぞれ 0.37 MPa、0.30 MPa、0.25 MPa となっており、平均液滴径が小さくなると燃焼器内圧力は増加している。

よって、液滴径が小さくなることによる燃焼器内圧力の上昇が、 C^* 燃焼効率上昇の要因であると考えられる。

5. 結論

GAP を噴霧した時の液滴径を小さくすることにより、 C^* 燃焼効率は上昇する。

参考文献

- [1] ジョージ・P. サットン, “ロケット推進工学”, 山海堂, pp.204-206, p.228, 1992.
- [2] J. Lee, et al, “Development of a Liquid Propellant Rocket Utilizing Hydrogen Peroxide as a Monopropellant”, AIAA paper 2008-5110.
- [3] 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.299-311, 2005.
- [4] 桑原卓雄, “ロケットエンジン概論”, 産業図書, pp.51-55, 2009.
- [5] S. Gordon and B. MacBride, “Computer program for calculation of complex chemical equilibrium composition and Applications,” NASA RP-1311, 1994.
- [6] 柳沼高太 他, 一液性スラスタに用いる GAP の着火特性-衝突する液滴のウェーバー数と平板接触時間の関係-, 平成24年度日本大学 理工学部航空宇宙工学科卒業論文, pp.20-23, 2013.
- [7] 和田豊, GAP の燃焼に関する研究 - 燃焼機構の解明とハイブリッドロケットへの応用 -, 平成20年度総合研究大学院大学物理科学研究科宇宙科学専攻博士論文, p.33, 2009.
- [8] 田村五一 他, 次世代一液性推進薬の分解・燃焼特性に及ぼす圧力の影響 - GAP 液滴 -, 平成24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, p.44, 2013.