

Baffle plate の形状による燃焼効率と燃料後退速度へ及ぼす影響

神林裕太*1, 久米陸*1, 杉山翼*1, 高橋徹*2, 高橋賢一*3

*1 日本大学・学 *2 日本大学・院 *3 日本大学

Effect of shapes of Baffle plates on combustion efficiency and regression rate .

Yuta Kanbayashi*1, Riku kume*1, Tsubasa sugiyama*1, Akira takahashi*2, Kenichi takahashi*3

*1 Department of Aerospace Engineering, College of Science and Technology, Nihon University

*2 Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Science and Technology, Nihon University

*3 Nihon University

1. 研究背景

現在宇宙輸送には固体ロケット, 液体ロケットが使用されている。しかし 1986 年のチャレンジャー号の事故によりロケットの安全性が見直され, 安全性の高いロケットとしてハイブリッドロケットが注目されている。ハイブリッドロケットは, 固相の燃料と液相の燃料の相が異なる構造をしている。この構造により, もし燃料や酸化剤が接触しても, 爆発するなどといった危険性が低いと安全性が高いとされている¹⁾。また他の利点としては推力の調整ができることがあげられ, 有人飛行に適していると考えられており新世代のロケットとしての使用が期待されている²⁾。

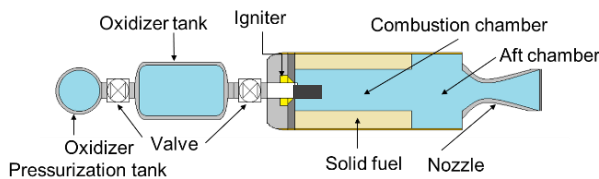


Figure 1 Hybrid rocket.

ハイブリッドロケットが未だ実用化されていない問題として境界層燃焼が挙げられる。ハイブリッドロケットの燃焼機構は境界層燃焼であり, 燃焼方式は拡散燃焼である。この拡散燃焼により使用されない燃料と酸化剤が発生し燃焼効率が低下している。また, 境界層内で形成される火炎から燃料表面までの距離が固体ロケットと比較すると大きく, 燃料表面での熱流束が小さくなり, 固体燃料の融解, 気化が進まないため, 未燃燃料が生じる。これら 2 つの要因から低い推進性能になっている。

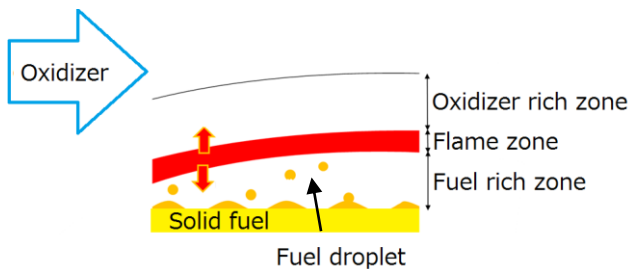


Figure 2 Boundary layer combustion.

これらを解決する方法として Baffle plate の利用があげられる。Baffle plate はチョークしない程度の穴が開いている構造になっているため未燃燃料が塞き止められ, ノズルから排出されるものを減少させる効果がある。Baffle plate は固体燃料とノズルの間の Aft chamber に配置する。これにより燃焼室での圧力及び燃焼室温度の上昇が見込まれることから燃焼効率 η_{C^*} の向上が見込まれる。燃焼効率は次のように定義される³⁾。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{ex}^*}{C_{th}^*} \quad (1)$$

C_{ex}^* : 特性排気速度 (実験値)

C_{th}^* : 特性排気速度 (理論値)

また特性排気速度 C_{ex}^* の算出する式は次式で表せる。

$$C_{ex}^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}} \quad (2)$$

P_c : 燃焼室圧力, A_t : ノズルスロート断面積

\dot{m} : 質量流量

これらの式から Baffle plate により燃焼室温度が上昇し圧力が上昇することにより燃焼効率向上が見込まれる。

さらに, Baffle plate による流れの乱流化, 流れの循環領域が生じることにより, 燃料と酸化剤の混合が促進される。

Figure 3 に概略図を記す。

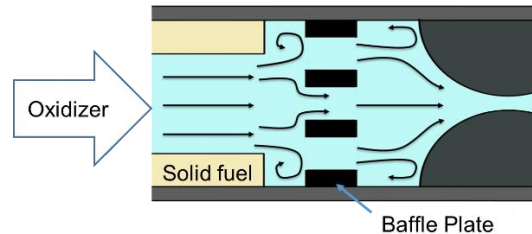


Figure 3 Baffle plate set up.

Figure 3 で記したような流れの乱流化や循環領域が発生することで未燃燃料の滞留時間が延長され, 燃焼が促進される。

本実験では, この Baffle plate の形状の変化が燃焼効率,

燃料後退速度に及ぼす影響を確認する。また、WAX 系固体燃料にアルミニウム粉末を添加し、着火を試みる。

2. 目的

Baffle Plate を用いた際の、穴の形状とアルミニウム粉末の着火による、燃焼効率と燃料後退速度に与える影響を調べる。

3. 実験装置

3.1 固体燃料

本研究では、マイクロクリスタリンワックス (WAX, 日本精蠟製) を選定した。本実験で使用したマイクロクリスタリンワックスの諸元を Table 1 に、写真を Figure 4 に示す。

Table 1 Properties of WAX.

Model number	Hi-Mic-2095
Number of carbon	30~60
Molecular weight	300~550
Melting point [°C]	101
Density* [kg/m ³]	780

*(Density is defined at 120°C)

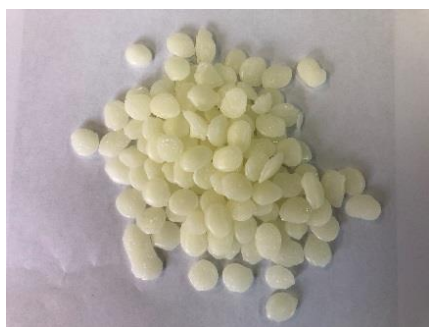


Figure 4 WAX.

3.2 金属粉末

添加する高エネルギー物質は、アルミニウム (Al) を選定した。選定理由としては、比較的高い燃焼熱を持ち、毒性が低く、また安価であることがあげられる。本研究で使用するアルミニウム粉末 (高純度化学製) の諸元を Table 2 に、写真を Figure 5 に示す。なお、製法は粉碎加工であり、形状は球状のものを使用した。粒子径は平均粒径30 μm を選定した。

Table 2 Properties of aluminum powder.

Purity [%]	99. 8~99. 9
Mean Particle size [μm]	30
Density [kg/m ³]	2. 7×10 ³
Manufacturing method	Atomize
Specific heat [J/g K]	0. 88



Figure 5 Aluminum powder.

3.3 試料

本研究では、WAX のみの固体燃料と WAX へアルミニウム粉末を 20 mass% 添加した燃料を製作した。20 mass% とした理由は、固体ロケットで 10 mass% ~ 20 mass% の間で使用された実績を考慮した。Figure 6 に使用した試料の写真を記す。

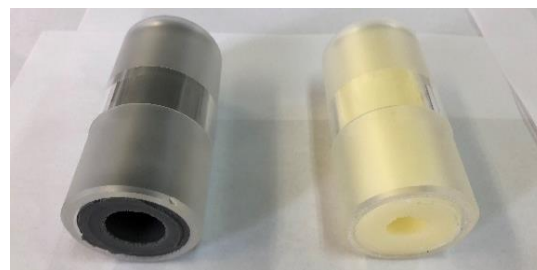


Figure 6 Samples.

3.4 燃焼器

本研究では、研究室で使用している燃焼器に、Baffle plate を組み込み、実験を行った。Baffle plate の前後にはスペーサーを用いた。ノズルはラバールノズルを用いた。燃焼実験に用いた燃焼器を Figure 7 に示す。

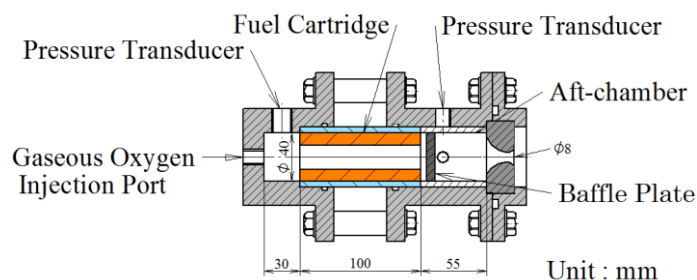


Figure 7 Combustion test equipment.

3.5 Baffle plate

Baffle plate の材質は、昇華熱が高いことによる高い耐久性から、グラファイトを選定した。また、使用した Baffle plate の形状は、BP1~BP3 の3つの形状を使用した。使用した Baffle plate の形状を Figure 8 に示す。

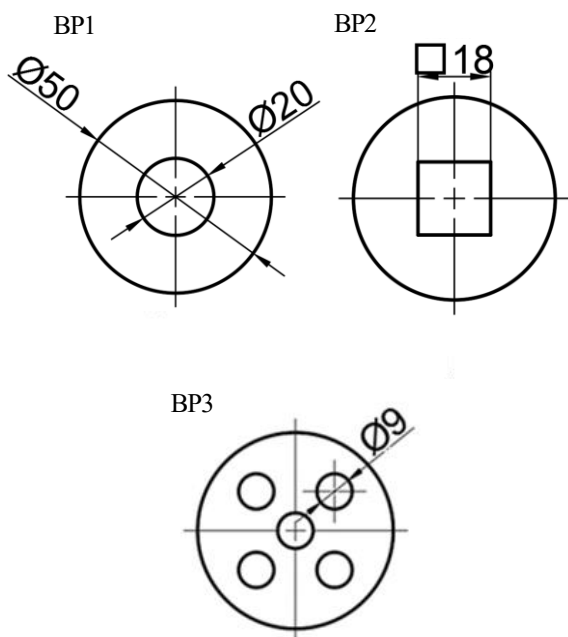


Figure 8 Baffle plates.

穴の総断面積は、3種類とも Baffle plate でチョークが起きない断面積で、ほぼ等しくしてあり、その断面積の中で円形、正方形、円形の穴 5つのものになっている。この形状とした理由としては、BP1は単純な構造とし Baffle plate に対する効果があるのかを確認するため、BP2では、角を与えることによって流れが円形よりも乱流化するのではないかと考えた。BP3では穴の総断面積は BP1, BP2 と等しく、流れのさらなる乱流化の効果の確認を目的とし穴の数を 5つ設けた構造になっている。BP3は、BP1, BP2 より穴の断面積が小さいがチョークが起こらない仕様となっている。

4. 燃焼実験

製作した試料を燃焼器に組み込み、燃焼実験を行った。まず Baffle plate の効果確認のため、WAX のみの試料で各 Baffle plate ごとに 3 回実験を行う。アルミニウム粉末を添加した試料で同様の実験を行った。燃焼実験の実験条件を Table 3 に示す。

Table 3 Experiment conditions.

Combustion time [s]	5
Oxidizer mass flow rate [g/s]	7~9
Fuel length [mm]	100
Nozzle throat diameter [mm]	8 (Expansion ratio 1.35)

5. 結果及び考察

まず燃料後退速度 \dot{r} の実験値は次式より求められる。

$$\dot{r} = \frac{D_2 - D_0}{2t_b} \quad (3)$$

ここで D_0 は固体燃料初期の内径、 D_2 は燃焼後の固体燃料内径であり、 t_b は燃焼時間である。また D_2 は燃料燃焼前後の燃料質量差 ΔM を用いて次式で表せる。

$$D_2 = \sqrt{D_0^2 + \frac{4\Delta M}{\pi\rho_f L}} \quad (4)$$

ここで ρ_f は燃料の密度、 L は燃料の長さである。

式(3)より求められた燃料後退速度を Figure 9 に、平均値を Table 4 示す。

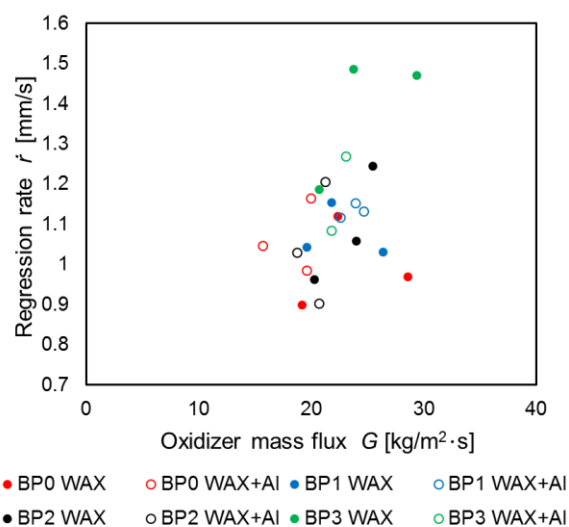


Figure 9 Regression rate.

Table 4 Regression rate.

	WAX	WAX + Al
Baffle plate 0 [mm/s]	1.00	1.07
Baffle plate 1 [mm/s]	1.08	1.13
Baffle plate 2 [mm/s]	1.09	1.05
Baffle plate 3 [mm/s]	1.19	1.18

*Baffle plate 0 (BP0) は Baffle plate なしである。

Figure 9 より WAX のみの BP3 が最も大きい値となっている。この原因としては、Baffle plate による循環領域により燃料後端部が溶けてしまった。これにより他と比べ溶け出した分、燃焼前後の質量差が大きくなったため、他より大きい値となっている。そのため、Table 4 では除いた値を記している。

Table 4 より WAX のみの結果より Baffle plate による効果は見られなかった。次に、WAX + Al での結果よりこちらも Baffle plate による効果は見られなかった。よって、Baffle plate による燃料後退速度の効果を得ることはできなかった。

次に、式 (1), (2) より求めた燃焼効率のグラフを Figure

10 に、平均値を Table 5 に示す。

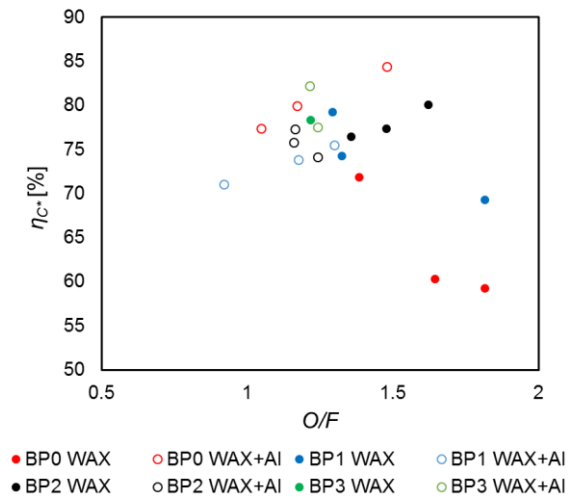


Figure 10 Combustion efficiency.

Table 5 Combustion efficiency.

	WAX	WAX + Al
Baffle plate 0 [%]	63. 8	80. 6
Baffle plate 1 [%]	74. 3	73. 5
Baffle plate 2 [%]	78. 0	75. 8
Baffle plate 3 [%]	78. 4	79. 9

Table 5 より WAX のみでは Baffle plate による燃焼効率の向上が確認できた。また、WAX + Al でも Baffle plate の形状に違いによって燃焼効率への影響が確認できた。この結果から燃焼効率が向上していることより Baffle plate の形状は丸より四角の際に、循環領域が大きくなると推測される。更に、形状は、単孔であるより多孔にすることで燃料と酸化剤の混合が促進され燃焼効率が向上すると結果より推測される。

Baffle plate による燃焼効率の向上は確認できたがアルミニウム粉末の影響は得ることができなかった。原因として考えられるのは燃焼時間と O/F 値が挙げられる。

まず、アルミニウム粉末単体での燃焼時間については十分な燃焼時間^[4]が確保されていると算出できたため WAX + Al での燃焼時間は十分に足りていると推測される。

次に O/F 値については、現在 1 ~ 1.5 領域の燃料過多状態である。それにより、アルミニウム粉末が着火するための酸化剤が不足しているため、燃焼が確認されなかったと推測される。よって、O/F を現在の領域からさらに大きくしていくことでアルミニウム粉末が着火し更なる燃焼効率の改善が見込まれると推測される。

次に実験で生じた未燃燃料について横軸に Baffle plate の種類、縦軸に未燃燃料を燃焼時間で割った値を Figure 11 に示す。なお、未燃燃料を時間で割った値については、今回実験において燃焼時間が各実験で異なっていたため均等化するために

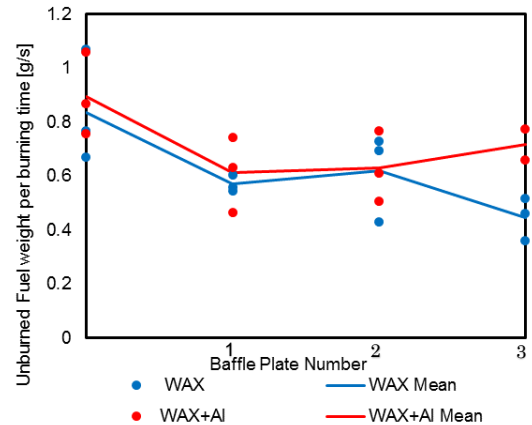


Figure 11 Unburned Fuel weight per burning time.

Figure 11 より Baffle plate による未燃燃料の低減化が確認された。しかし、WAX と WAX + Al での結果による差が確認されなかった。BP1 と BP2 で効果に差が見られなかった原因として、本来この二つでは角による乱流化を期待していた。しかし、製作上の都合により BP2 において角の製作できなかったため BP1 と BP2 での結果に差は見られなかったと推測される。

6. 結論

- Baffle plate によるアルミニウム粉末の添加による確認はできなかった。
- Baffle plate の形状は、円より四角、また単孔より多孔の際に燃焼効率が向上することがわかった。
- Baffle plate によって未燃燃料が低減した。

謝辞

この研究を遂行するにあたり、火薬工業技術奨励会研究助成金に対して、ここに謝意を表します。

参考文献

- [1] Chiverini, M. and Kuo, K., Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Vol. 218, 2007, pp1
- [2] Shimada, T., Annual Reserch Report of Hybrid Rocket Reserch Working Group, JAXA/ISAS, SES-TD-15-009 (2015), pp. 1-42 (in Japanese)
- [3] 桑原卓雄: ロケットエンジン概論, 産業図書, 2009, pp51-54.
- [4] M, W, Beckstead., A Summary of Aluminum Combustion, OMB No. 0704-0188, 2004