

Wax 系燃料ハイブリッドロケットにおける 燃焼特性に関する研究

○湯原 亮真 (東海大・院) 那賀川 一郎 (東海大・工)

Abstract

Using Wax fuel as a solid fuel for hybrid rockets helps to improve low regression rate and low thrust density. However, there are some problems in using Wax fuel. Especially, the unburned fuel component in the liquid phase generated during combustion significantly reduce engine performance. In this study, these components were collided and diffused by a device called a baffle plate, and the superiority of mounting the baffle plate and the sensitivity to combustion characteristics were investigated. It also the effect of combustion efficiency on the ratio of oxidizer flow rate to fuel flow rate, combustion chamber characteristic length(L*), amount of ablator loss due to combustion of internal components, and space heating rate in the combustion chamber. This document presents plans to improve combustion efficiency based on these relationships.

1. 緒言

近年では、低コストでの開発・運用や排気ガスの環境適合性の観点から、超小型ロケットや有人サブオービタルの推進システムとしてハイブリッドロケット推進が用いられることがある。しかし、主流となる液体推進系や固体推進系と比較すると、その使用実例は極めて少ないものとなる。その要因として考えられるのは、燃焼時、燃料後退速度が小さく、大推力化が難しい点や、液体推進や固体推進システムに比べて推力密度が低い点、燃焼効率が低いこと、さらには燃料質量流量が供給される酸化剤質量流量に大きく依存することに起因して生じる O/F シフトが挙げられる。本研究では、ハイブリッドロケットエンジンの性能向上を実現するために、燃料後退速度が高く大推力化が容易なワックス系の固体燃料を用いた場合、問題として取り上げられる低燃焼効率に注目し、その燃焼特性取得および効率改善を目的とした研究を実施している。一般にワックス系燃料を用いたハイブリッドロケットにおいては燃焼中、固体燃料は気相になる途中で液相の状態を経由する。そこで、燃焼器内部に流れる酸化剤流によってせん断力を受けた液相面は波打ち、さらに引きちぎられることによって、液滴として飛沫するエントレインメント効果が観測されている。この時発生した液滴は未燃燃料成分としてノズルより排出されてしまい、ロケットの低燃焼効率化を促す大きな要因となっている。この低燃焼効率化を改善するものとして、燃焼室容積を拡大することが良く知られている。しかし、燃焼室を拡大することはエンジンの重量過多を招くとともに、ロケットシステム全体としての性能低下を促してしまう。そこで本研究室では、燃焼促進デバイスと定義するバッフルプレート(以下 B.P)を燃焼器内部に導入することによって、燃焼室容積の拡大を抑えた上で、燃焼効率の向上に成功している。ただし、燃焼中における B.P の形状パター

ンや損耗量、さらには熱損失によって、効率向上の感度は様々であり、その程度を解明するまでには至っていない。そこで本研究ではこの B.P の孔径および配置パターンを変更したものをいくつか用意し、B.P の攪拌作用による後部での燃焼促進について比較し、さらに後部に配置された燃焼室までを燃焼容積としたモデルで、燃焼器内部での反応性や燃焼負荷の観点から燃焼効率への影響を調べることにした。

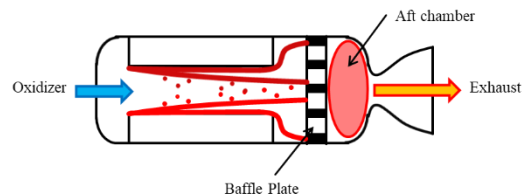


Fig.1 B.P 搭載型ハイブリッドロケット

2. 燃焼試験

2.1 燃焼試験供試体

今回使用した燃焼試験供試体は酸化剤供給ラインとハイブリッドロケットを主とした推力室とに大別される。まず酸化剤供給ラインに関して記述する。Fig.2 に、今回用いた酸化剤供給ラインのシステム図を示す。

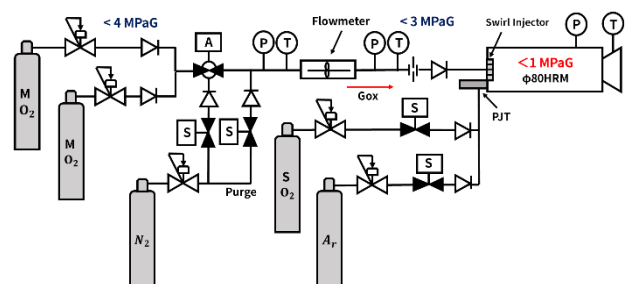


Fig. 2 酸化剤供給系システム図

本燃焼試験では、大流量の酸素を主燃焼用の酸化剤として使用するため、酸素ポンペを2本並列にして供給を行っている。主流路から供給される酸化剤の供給圧力はおよそ3 MPaで行っている。酸化剤流量はΦ3.6 mmのチョークオリフィスを用いて測定している。実際の酸化剤流量としては60 g/s程となる。また、予備燃焼用にもう1つ酸素ポンペを用意し、設定圧力を0.2 MPa、流量を25 L/minに調整し、少量の酸素を供試体へ供給している。また、点火には、推力室内部でプラズマを発生させ点火・着火原とするプラズマジェットトーチ(PJT)をバルクヘッド前方部に搭載している。燃焼時間は各試験通して3 secで設定されている。

次に推力室に関して記述する。本燃焼試験で用いた供試体は、Fig.3に示す当研究室で開発されたΦ80級ハイブリッドロケットモータ(通称Φ80モータ)である。このΦ80モータの外部構造はSUS304を材質として使用しており、バルクヘッド、シリンダ、ノズルカバの3つのコンポーネントから組み立てられている。また内部構造にはグレインカートリッジ、バッフルプレート、後部燃焼室、ノズルインレット、ノズルの5つで構成されている。この内、グレインカートリッジとノズル以外は断熱性を考慮してPL-FLE(フェノール樹脂)を用いたものとなっている。グレインカートリッジには、長さ135 mm、厚さ3 mmのPMMA製のパイプを使用しており、さらに長さ130 mmのWax系燃料を充填している。このWax系燃料の組成は、日本精蠟(株)製のマイクロクリスタリンワックスであるHi-Mic-2095を92.5 w%、ステアリン酸を7.5 w%としたものである。そしてノズルはグラファイト製を使用しており、その周囲は断熱用にPL-FLE製の層で覆われている構造となっている。酸化剤供給には軸流型のインジェクタを搭載している。

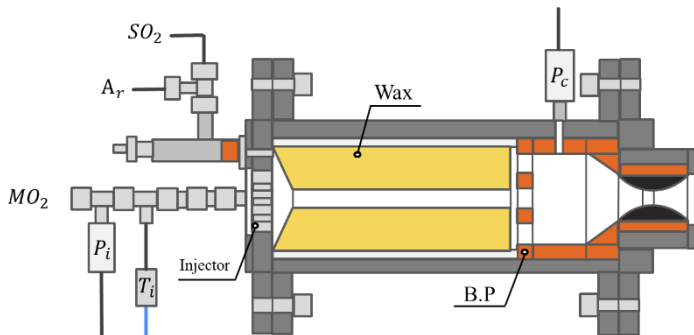


Fig.3 推力室概要図

2.2 パラメータ概要

ここで、B.Pの総穴断面積に対して流入する推進剤質量流量として、以下の式を用いて推進剤質量流束(G_{PL})を定義する。

$$G_{PL} = \frac{\dot{m}_p}{A_{baffle}} \quad (1)$$

G_{PL} : 推進剤質量流 (kg/s m²)

\dot{m}_p : 推進剤質量流量 (kg/s)

A_{baffle} : B.P 総穴断面積 (m²)

Fig.4に示すように、B.Pは多穴式であり、Φ8×5を基本形状として相対的に穴のP.C.Dを拡大させたもの(上段)、φ6×9, φ7×7, 加えて、材料比較用のグラファイト製B.P(下段)の計6パターンを形状を用意しており、いずれも近い総孔断面積になるように調整している。またB.Pの厚さは全て10 mmとなっている。一部のB.P形状では、単体孔の径を小さくしたことにより、そこでの流速を上げることも想定としており、B.P後部での攪拌効果をさらに促進させるとともに燃焼効率向上を狙っている。

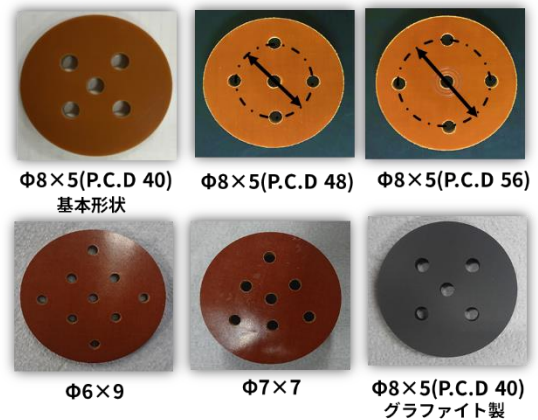


Fig.4 各種B.P形状パターン

またFig.5に示すように、流入する推進剤量が多く、B.P部での流束が高まると、損耗による浸食が大きくなり、結果として燃焼中にB.Pが破壊されてしまう。つまり、限られた燃焼容積の中で、長秒燃焼中での高燃焼効率水準を獲得し、B.P部での破壊の進行を低減できる形状パターンの検討が必要となってきている。



Fig.5 B.Pの破壊

さらに今回は、燃焼室容積、燃焼室圧力、推進剤質量流量といったパラメータを燃焼負荷率と呼ばれる新たな関数を導入することで集約を図った。燃焼負荷率は燃焼反応速度に対する圧力依存性を踏まえた上で、単位燃焼容積あたりの燃焼ガス流入速度(流入量)を表している、この燃焼負荷率と燃焼効率との関係を見出すことが狙いとなる。以下に燃焼負荷率の定義式を示す。

$$SHR = \frac{N}{V_c P_c^\alpha} \quad (2)$$

SHR(Space Heating Rate) : 燃焼負荷率
 N : 燃焼ガスの流入速度 (mol/s)
 (= 推進剤質量流量 m_p /分子量 M)
 V_c : 燃焼室容積 (m^3)
 P_c : 燃焼室圧力 (MPa)
 α : 総反応次数(= 0.5 と仮定)

3. 実験結果

今回の燃焼試験の解析手法として再現法を用いた。これは燃焼時間中での燃料質量流量を算出可能とするものであり、続けて燃焼効率の時間履歴までを取得することができる。まず Fig.6 には B.P 非搭載モデルと基本形状 B.P 搭載モデル(PL-FLE 製とグラファイト製) 3 つの場合における燃焼効率の時間履歴を示す。B.P 非搭載の試験での燃焼効率は燃焼時間を通して低いことがわかる。やはり発生した未燃燃料成分を衝突・微細化させる術がないため、燃焼ガスの混合が促進されないことから燃焼圧が上がらず、結果として燃焼効率が低く出たと考えられる。B.P 非搭載に比べやはり搭載モデルでの燃焼効率は燃焼時間中高い結果となり、約 10~15% の効率向上が見られた。特に PL-FLE 製 B.P の場合、材料の持つ高い断熱性・低熱伝導率により、熱損失を比較的抑えることができ、燃焼中を通して高燃焼効率を獲得している。また、グラファイト製 B.P の場合、燃焼初期での熱損失が著しく、効率は低下するものの熱平衡に近づくにつれて効率は回復する傾向にある。

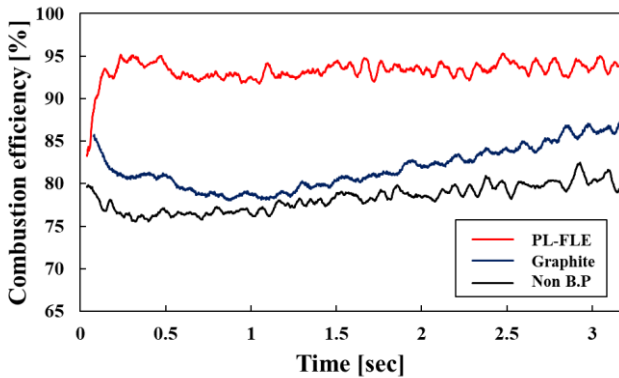


Fig.6 燃焼効率時間履歴

Fig.7 には B.P の材料の差異による推進剤質量流束に対する燃焼効率の関係を示す。PL-FLE 製の場合、推進剤質量流束が増加するにつれて若干の効率低下は見られるものの、ほとんど高い燃焼効率を持続できていることがわかる。前述したように B.P 部での熱のやり取りが少ないため、燃焼促進効果を十分に発揮することできていると考えられる。一方グラファイト製の場合、約 395 ($kg/s m^2$) 付近で効率の極大点を迎えている。これは B.P 部での熱損失の割合が燃焼促進効果を上回っていることを意味し、今回の燃焼室容積の場合、その点より高い流束領域では燃焼効率が低下していくことと

なる。ここでは材料の差異による燃焼効率寄与への優位性を示すとともに、エンジンシステムに搭載する上での実用領域を評価することができた。

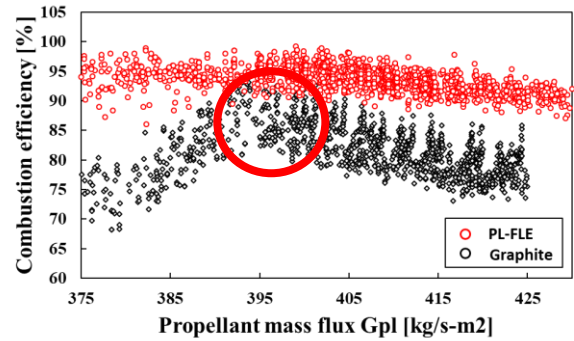


Fig.7 G_{PL} と燃焼効率との相関関係

次に、単体孔径および孔数を変更させた 3 パターンの形状について着目し、Fig.8 にその時の燃焼負荷率と燃焼効率との関係を示す。今回の燃焼室容積の場合、燃焼負荷率はおよそ 25000 ($mol/s m^3 MPa$) で極大点となっている。実用的な範囲としてはそれよりも右側である。そのためその範囲内で議論すると、燃焼負荷率が増大するにつれ、燃焼効率は低下していく傾向が見て取れた。今回燃焼負荷率は、B.P に流入する推進剤質量流量に対して後部での燃焼室圧力の増減感度を示しているため、B.P による混合の促進度合いを間接的に評価することができると考えている。この 3 パターンの場合、比較して大きな効率差は見取れないが、負荷率の増大に伴う燃焼効率の低下の傾きには違いが見受けられる。そのため、B.P 形状を変更した場合、各形状での衝突・拡散・攪拌効果には、ある程度の違いが生じていると考えられる。

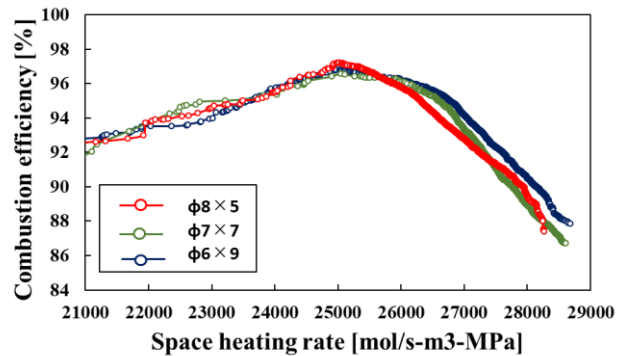


Fig.8 燃焼負荷率と燃焼効率との相関関係 1

次に上述されたパターンでの燃焼後の B.P の損耗状況を確認する。その様子を Fig.9 に示す。今回の試験において B.P の各損耗量に応じて燃焼効率が変化している傾向がわかった。燃焼器内部壁面からの B.P 穴配置距離・隣接する穴の数とその間隔によって、B.P の跳ね返りから壁面を経由した回り込みの様子も見取れる。また、より侵食度の高いエッジの効いた損耗面が B.P 前面に形成されることがわかった。このパターンの場合、B.P 部での熱のやり取りを行う機会を増やしてしまうかたちとなるため、結果として燃焼負荷率の増加に伴って燃焼効率は低下する傾向にあったと考えられる。

4. 結言

B.P を搭載したハイブリッドロケットの燃焼試験結果から以下のような知見を得た。

- B.P を搭載することにより燃焼時間中での燃焼効率水準を約 10~15%向上させることができた。また、その遷移の様子を時間履歴的に算出することができた。
- B.P の材料の違いが推進剤質量流束に対する燃焼効率の変化に影響を与えることが明らかとなり、熱損失による効率転換点を、測定全点を利用することで取得した。
- B.P の穴配置パターンによる衝突・拡散・攪拌での流れの変化を示唆し、形状の差異による B.P 部での損耗状況や熱損失の割合、ならびに燃焼負荷率に変化を生じさせていることが観測された。

今回の試験では、限られた B.P 形状を用いて実験的に燃焼特性を取得するものとなった。そのため、燃焼効率を向上させるアプローチとして、今後より多くの B.P 形状を検討するとともに、より高い燃焼負荷条件での試験実施が必要となる。また、燃焼中での当量比変化についても考慮することや、B.P の後部流れに関する検討も必要である。

参考文献

- Karabeyoglu M. A.; Cantwell B. J.; and Altman D.: DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET FUELS, 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit,2001
- 湯浅三郎, 下鳥翔子, 本田拓, 桜井毅司, 十河桜子: UMGT 用極小型燃焼器内での高負荷燃焼に対する一考察,2009
- 石黒隆史: ワックス燃料を用いたハイブリッドロケットの燃焼効率改善に関する研究,2011
- 原田潤一: WAX 系燃料ハイブリッドロケットにおけるバップルプレートの効果に関する研究,2014
- 永田晴紀: ハイブリッドロケットに関する燃焼技術,2017



Fig.9 燃焼による B.P の損耗 1

また、B.P の穴位置を相対的に変化させたパターンについて、その時の燃焼負荷率と燃焼効率との関係を Fig.10 に示す。このパターンの場合、正味の推進剤質量流量が供給環境的に増加していたため、それによる燃焼負荷率の増大が見られた。しかし、より高燃焼負荷な条件においても、安定した燃焼効率を記録しているとともに、この試験条件内であれば B.P 構造の健全性を保つことはできる。また、3 つの B.P 形状パターンを通して、同燃焼負荷率帯での燃焼効率の変動を確認することができた。このことは B.P の形状変化による燃焼促進効果を一部示唆すること、より高い燃焼負荷率においても、燃焼反応を安定させることが可能になっていると考えることができる。

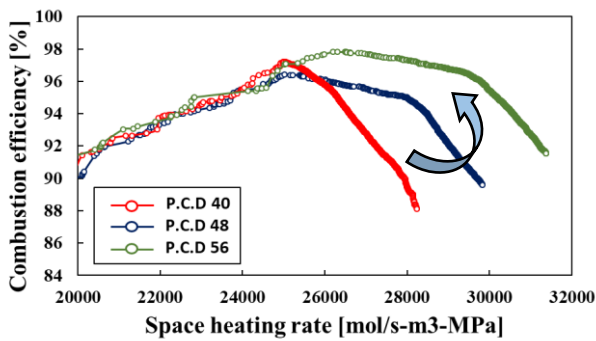


Fig.10 燃焼負荷率と燃焼効率との相関関係 2

次に上述のパターンにおける燃焼後の B.P の損耗状況を Fig.11 に示す。こちらの場合、穴間隔が相対的に大きくなったことにより、B.P 前面部での流れの合流部が少ない傾向にあった。穴位置を大きくすることは、燃焼器内部壁面に近づくため、流れの誘導に影響を与えていることは示唆できるが、B.P 部自体での熱のやり取りは小さく抑えることができ、燃焼時間を通して高い燃焼効率を獲得することに成功したと考えられる。また、従来の B.P 形状に比べて B.P 後方部での攪拌効果を促進させたことによる燃焼効率の向上も期待することができる。

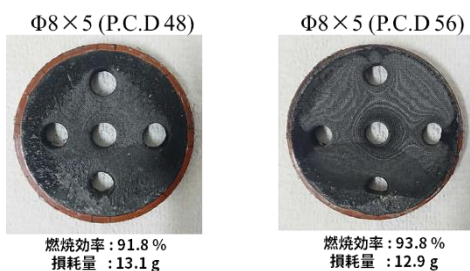


Fig.11 燃焼による B.P の損耗 2