

Wax 系ハイブリッドロケットの 燃焼効率向上に関する基礎研究

安田 昂生(東海大学大学院工学研究), 那賀川一郎(東海大学工学部航空宇宙工学専攻)

Wax hybrid rocket Basic research on improving combustion efficiency

Koki Yasuda(Tokai university Graduate School of Engineering), Ichiro Nakagawa(Tokai University Faculty of Engineering Department of Aerospace Science)

Abstract

We are conducting research on improvement of combustion efficiency of hybrid rocket (HR). In recent years, the demand for rocket launch has increased year by year in both private and government missions, and HR is attracting attention as a next generation rocket that realizes safe and cheap space transportation. HR is a type of chemical propulsion rocket that combines liquid oxidizer and solid fuel, it is safe, low cost and excellent in environmental compatibility, but problems such as lower thrust due to low fuel retraction speed (fuel consumption rate) It has not been put into practical use yet. As a solution to this problem, research has shown that the fuel retraction rate increases about 3 times by using Wax fuel, but confirms a new problem of lowering combustion efficiency due to liquid phase of Wax doing. This is clear from the visualization experiment of the flow, and if it can not secure the time to vaporize the fuel, most of it will be discharged unburned and it is considered not to add it to the thrust accordingly. Therefore, in this research, we aim at improving the combustion efficiency of HR by installing baffle plate (BP).

1. 緒言

近年、ロケット打ち上げの需要は民間ビジネス・政府ミッションの双方で年々増加傾向にある⁽¹⁾。一方、液体酸素やヒドラジン等を推進剤として使用されることが多く、貯蔵・使用において常に危険性が伴っているのが現状である。そのため、安全で安価な宇宙輸送を実現する次世代ロケットとしてハイブリッドロケット(HR)が注目されている。HRは液体酸化剤と固体燃料を併せた化学推進ロケットの一種で、安全かつ低コストで環境適合性において優れているという特徴を有している。

しかし、燃料後退速度の低さになどに起因した低推力密度などの課題から未だ実用化していない。燃料に Wax を使用することで燃料後退速度が約 3 倍の増加することが確認されているが、多量の未燃液相燃料が形成され、相当量が推力に寄与しないことによって燃焼効率が低下するという新たな課題が挙げられている。

そこで、本研究ではバッフルプレート(BP)を搭載によって HR の燃焼効率向上を目的とする。BP は燃焼室後方に搭載される多孔円盤形状の燃焼促進デバイスで、供給される未燃燃料を微細化・拡散し、⁽¹⁾次燃焼室で燃焼させ

ことで燃焼効率の改善を行う。先行研究では BP の熱伝導率の差異により取得される燃焼効率について検証が行われ⁽²⁾、当研究では新たな知見の獲得を目指す。

2. 燃焼解析

1)燃焼効率の定義

本研究の目的値である燃焼効率を式(1)で表す。 C_{ex}^* はノズルスロート面積、推進剤質量流量、燃焼室圧力により決定される推進剤の排気速度(特性排気速度)である。その特性排気速度の定義を式(2)に示す。 C_{th}^* は特性排気速度の理論値で、CEA(アメリカ航空宇宙局 NASA が開発した化学平衡計算プログラム)によって算出される。これら 2 つによる値の比が燃焼効率と定義され、本研究では BP の搭載の有無による特性排気速度効率 η (=燃焼効率)を比較することで BP の性能を評価する。燃焼効率を算出するハイブリッドロケット燃焼解析のフローチャートを図 1 に示す。燃焼解析によって取得された酸化剤供給圧力、燃焼室圧力などを初期データとして入力することで各パラメータを求め最終的に燃焼効率を算出する。

$$C_{ex}^* = \frac{P_c A_{throat}}{m_{propellant}} \quad (2)$$

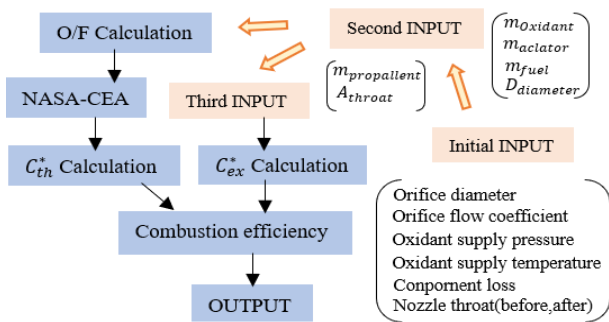


Fig. 1 Flow chart of Hybrid rocket combustion analysis

3. NASA-CEA による理論計算

本研究では燃焼効率を求めるため、NASA-CEA による特性排気速度の理論計算を行う必要がある。図 2 に NASA-CEA のアプリケーションとインプットデータを示す。インプットデータに燃料、酸化剤、燃焼室圧力、O/F を入力し、INP ファイルで出力することで、アプリケーションにて計算が行われ、理論特性排気速度が得られる。

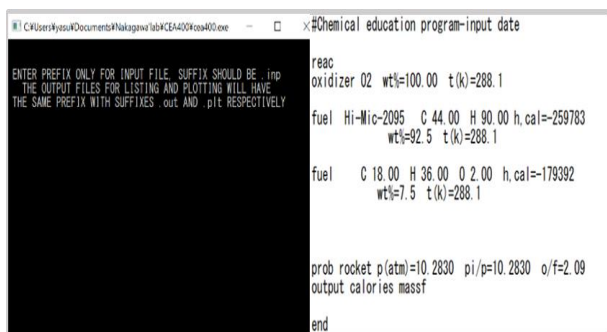


Fig. 2 CEA application and input data

3. 燃焼試験条件

BP が燃焼効率に及ぼす影響を検証するため、本研究では燃焼試験を実施した。実験システムにおける項目は推進剤、燃焼試験供試体、バッフルプレートの仕様、ベースコンフィグレーションの 4 つに大別される。本章では各実験項目について述べる。

1) 推進剤

推進剤は酸化剤と燃料の 2 つに分類される。本燃焼試験では酸化剤に GOX、燃料に HRF-5 を使用する。HRF-5 とは Hybrid-Rocket-Fuel の略語で本研究室にて作製された 5 世代燃料である。組成は Wax(Hi-Mic-2095)とステアリン酸が重量比 92.5:7.5 で構成される。創製手順としては、2 つの材質をビーカー内で加熱しながら攪拌する。その後、液体状態の HRF-5 を治具に内包し、遠心成型機を用いて 550[rpm]・1[hour] で成型する。次に、固体となっ

た HRF-5 を旋盤で所定の寸法に切削する。創製手順の模擬図を図 3 に示す。また、創製された HRF-5 を燃料カートリッジに充填した FGC に BP を搭載した外観図を図 4 に示す。表 1 に創製した HRF-5 の寸法値を示す。

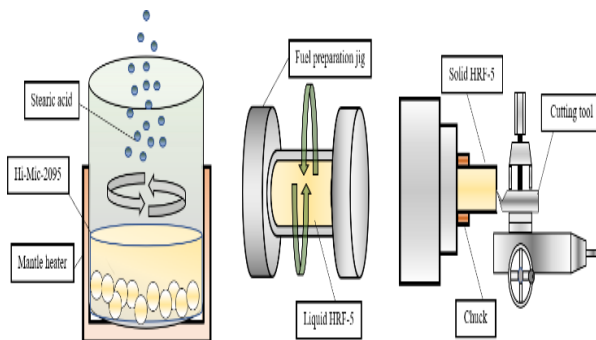


Fig. 3 Schematic diagram showing a series of fuel production



Fig. 4 External view of FGC plus BP

Table.1 Dimensions of HRF-5

Length	Out diameter	Port diameter
135[mm]	74[mm]	40[mm]

2) 燃焼試験供試体

燃焼試験供試体は酸化剤供給系を推力室系の 2 系統に分類される。図 3 に酸化剤供給システムを表した模式図を示す。燃料は自己発火性を有さないため、GOX による予備燃焼が行われる。その後、チヨークオリフィスを介して酸化剤供給が行われ本燃焼に移行する。本試験では約 3[Sec]の燃焼を行い、その間酸化剤が供給される。推力室は燃焼室外郭構造と燃焼室内コンポーネントで分別される。前者はインジェクタヘッド、シリンダ、ノズルカバーで構成され、前述した酸化剤供給系と直結している。後者は FGC(Fuel Grain Cartridge)、BP、ノズルインレット、アフトチャンバ、ノズルから構成され、燃焼によるエロージョン(機械的浸食)が進行するため、アプレータとして推進剤質量流量に加算され、使い捨て前提で使用される。推力室の規格値を表 2 に示す。供試体には各点に測定器が設置され、実測したデータを基に燃焼解析を進める。また、推力室の外観図を図 6 に示す。

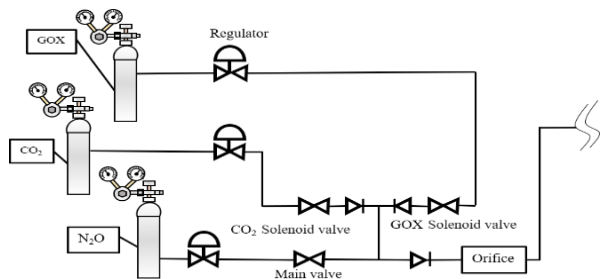


Fig. 5 Schematic diagram of the oxidant supply system

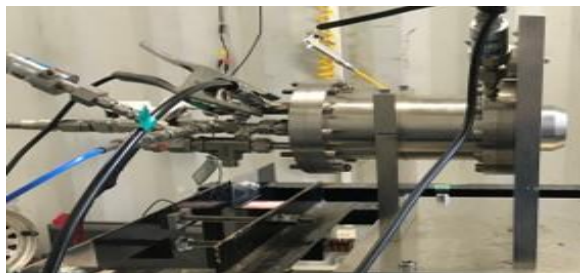


Fig. 6 Thrust chamber of this combustion test

Table2. Thrust chamber standard value

Thrust chamber Inner diameter	Thrust chamber full length	Nozzle throat diameter	Characteristic exhaust length(L [*])
Φ80[mm]	280[mm]	Φ14[mm]	0.7[m]

3)BP の仕様

今回の実験で使用された BP の図面を以下に示す。BP の形状が燃焼効率に及ぼす影響を検証するため、孔の配置・大きさを変数とした燃焼試験を実施した。また、使用した BP の特性を以下の表に示す。

Table3. Schematic diagram of solution preparation

Item	Baffleplate1	Baffleplate2
Number of holes	9	7
Diameter oh holes	6[mm]	7[mm]
Diamete	84[mm]	84[mm]
Total cross section	254.34[mm ²]	254.34[mm ²]
Thickness	10[mm]	10[mm]
Thermal conductivity	0.23[W/m-K]	0.23[W/m-K]
Material	phenolic resin	phenolic resin

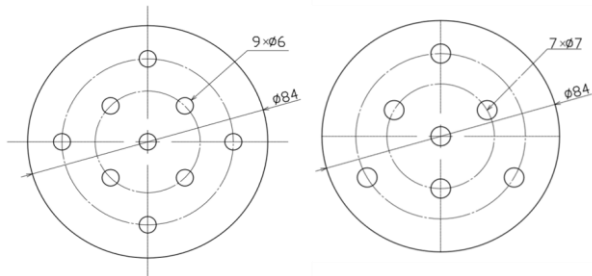


Fig. 8 Baffle plate drawing and appearance chart used in this combustion test

4)本燃焼試験におけるコンフィグレーション

表 5 に本燃焼試験で使用された各項目の性能を示す。実際の燃焼試験において何かしらの要因を孕まなければ、燃焼解析で以下の数値が獲得される。

Table4. Configuration in this combustion test

Base Configuration			
Item	Value	Item	Value
Oxidant mass flow rate	0.066[kg/s]	Burning time	3.0[sec]
Fuel mass flow rate	0.032[kg/s]	Combustion pcreure	1.031[MPa]
Propellant mass flow rate	0.098[kg/s]	O/F	2.093
Fuel retraction speed	1.773[mm/s]	Net thrust	194.573[N]
Gpl	388.766[kg/s-m ²]	Total thrust	583.720[N · sec]

3. 燃焼試験結果

燃焼試験前後の BP の外観図を図 9 に示す。図から、プレート表面が炭化し黒色となっていることが分かる。また、供給された Wax 燃料が付着し、突起していることを確認した。図 10 は圧力計により計測された酸化剤供給圧力および燃焼室圧力の時間履歴を示したものである。グラフから、それぞれ安定した立ち上がりを示しており、供給系による異常は発見されなかった。また、燃焼終了地点にほぼ同じタイミングで降下しており、フラット領域から収束までに約 1 秒間要していることが分かる。次に燃焼解析により得られた各値を表 5 に示す。酸化剤供給圧、燃焼室圧力はそれぞれ供給条件と同値となった。BP は約 3 秒間の燃焼によって 10[g]程損耗したが、熱応力等によるクラックは確認されず、外観図からも、使用において若干の余裕が見込まれると判断できる。また、燃焼効率はそれぞれ 89.3[%], 93.2[%]を示した。適正 O/F 混合比に近い数値を示す BP2 の燃焼効率が約 4[%]上回る結果となった。これは BP1 の孔径が BP2 と比較して小さいので、後部燃焼室で圧力損失を誘発したこと。また、BP2 の孔は中心寄りに配置されており、中心に液体要素を多く含んだ燃料が攪拌され、燃焼効率に差異を生んだと考えられる。



Fig.9 Appearance of baffle plate before and after burning (1)

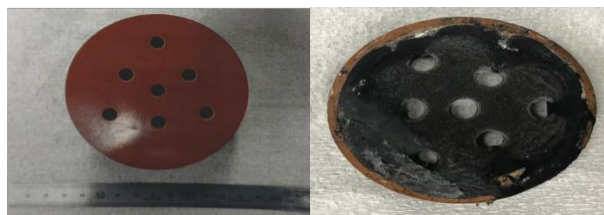


Fig.9 Appearance of baffle plate before and after burning (2)

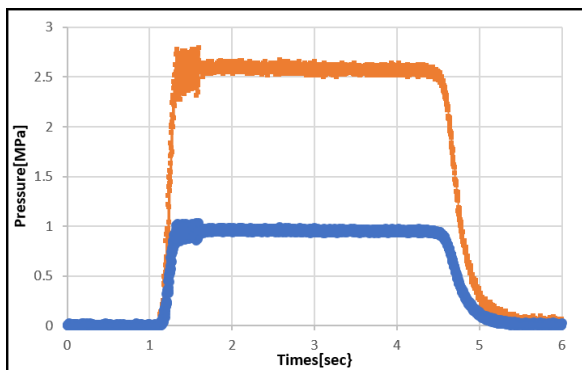


Fig.10 Time history of combustion pressure and oxidizing

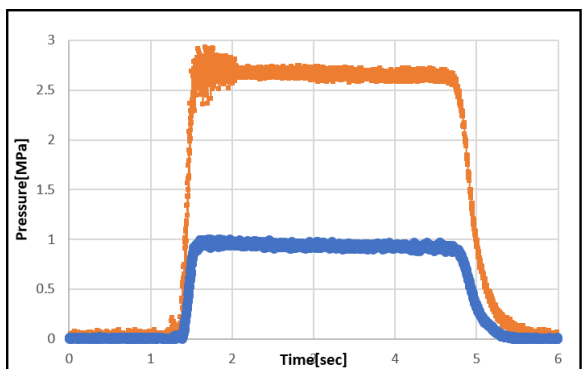


Fig.10 Time history of combustion pressure and oxidizing(2)

Table5. Each parameter obtained by combustion analysis is

Item	Baffleplate1	Baffleplate2
酸化剤供給圧力 [MPa]	3.51	3.43
燃焼室圧力 [MPa]	0.88	0.90
推力 [N]	168	169
燃焼時間 [Sec]	2.97	2.81
BP 損耗量 [g]	10.01	11.1
燃料後退速度 [mm/s]	2.08	1.72
推進剤質量流量 [Kg/s]	126	125
O/F [-]	2.18	2.11
Gp [Kg/s · m ²]	468.7	463.7
Isp [Sec]	207.0	212.0
C* [m/s]	1643.3	1675.7
C _η (燃焼効率) [%]	89.3	93.2

4 結言

ベークライト製 BP を用いたハイブリッドロケット燃焼解析を行った結果、以下の知見を得た。

- 1) エロージョンによる(機械的浸食)による浸食が進んだが、今回のコンフィグレーション下において、ベークライト製 BP は運用において余裕が見られた。
- 2) 最適 O/F 混合比に近い値が得られたが、燃焼効率は 90.3[%]を示し、ベースコンフィグレーションで予測された値より低い値を示した。

- 3) 燃焼室圧力、推力は定格性能に基づき作動したが、燃焼室圧力は若干低い値を示している。

5. 今後の展望

- 1) 再現法を用いた解析を実施することで燃料質量流量の時間履歴を算出し、O/F の時間履歴を取得する。
- 2) 内部コンポーネントをグラファイトに置換することでエロージョン(機械的浸食)によるアブレータ流出を抑制し、より正確な推力の測定を行う。
- 3) BP の形状が燃焼効率に及ぼす影響を定量かつ定性的に検証し、非搭載型と比較することで BP の優位性を検証する。

参考文献

- [1] <https://www8.cao.go.jp>
我が国宇宙輸送システムを検討する視点
- [2] 東海大学大学院 2014 年度修士論文
Wax 系燃料ハイブリッドロケットにおけるバッフルプレートの効果に関する実験的研究
- [3] George P Sutton Rocket propulsion engineering