

亜酸化窒素を用いたハイブリッドロケットの特性排気速度効率

内山 絵里香^{*1}, 清谷 優理香^{*1}, Landon Kamps^{*2}, 永田 晴紀^{*3}

c^* efficiency in nitrous oxide hybrid rockets

Erika UCHIYAMA^{*1}, Yurika KIYOTANI^{*2}, Landon KAMPS^{*2}, Harunori NAGATA^{*3}

ABSTRACT

Hybrid Rockets have advantages of low cost and high safety but there are few practical uses at the current state of the art. The combustion characteristics of N_2O , which is very useful oxidizer, have not been researched in particular. This study is the investigation to clarify the dependency of the c^* (characteristic exhaust velocity) efficiency η_{c^*} in nitrous oxide (N_2O) hybrid rockets on operating conditions through experimentation. Several firing tests were conducted using a 200N thrust class conventional hybrid rocket motor employing high density polyethylene (HDPE) as the fuel and liquid nitrous oxidizer as the oxidizer. The results reveal that there is no clear dependency of η_{c^*} on mixture ratio, pressure or characteristic length, suggesting that efficiency must be improved through other design parameters.

Keywords: Hybrid Rockets, Combustion Efficiency, Nitrous Oxide

概要

ハイブリッドロケットは安全性や低コストという利点を持っているが、実用化はあまりなされていない。特に有用な酸化剤である N_2O の燃焼特性は未だ詳しく調べられておらず、本研究は N_2O を用いたハイブリッドロケットの特性排気速度効率 η_{c^*} を実験的に調査したものである。

30N級のモーターを用いてHDPE燃料と N_2O 酸化剤の燃焼実験を行った。先行研究から、燃焼室圧力 P_c が η_{c^*} に影響すると思われ、結果を整理した。実験の結果を考察すると、 P_c が η_{c^*} に明らかに影響を与えるとは言えず、燃焼に関する他の要因が η_{c^*} を変えると考えられる。

1. はじめに

ハイブリッドロケットは現在研究されており、航空宇宙で使われる、低コストで小さなスケールの化学燃焼システムとして発展してきた。ハイブリッドロケットはその構造の単純さからコストが抑えられ、また安全性が高いため、民間での使用も期待されている。しかし、低燃焼効率、低推力という問題があり、実用化はあまりなされていないのが現状である。このように、エンジニアが直面している困難は、利点が多くありながらも実用化が難しいことである。

液体酸化剤の使用は、ハイブリッドロケットが比推力において固体ロケットをしのぐことを可能とする。例えば、タイタンIVの固体ロケットブースターは $I_{sp}=286$ sであり、CSDのハイブリッドロケットは $I_{sp}=400$ sである。

酸化剤が長期貯蔵可能であれば、そのハイブリッドロケットは深宇宙探査機用キックモータに使うことができる。具体的には、超小型探査機が静止遷移軌道 (GTO) まで主衛星に相乗りし、キックモータによって増速して深宇宙へ行くというものである。増速するタイミングは軌道上での位置に左右されるため、キックモータの酸化剤は長期保存が可能でなければならない。この場合において、室温で液体として貯蔵可能な亜酸化窒素は、特に有用な液体酸化剤であると考えられる。

亜酸化窒素を用いたハイブリッドロケットの論文は限られた数しかない。その先行研究のひとつ、

ナポリ大学のC.Carmicinoらが行った亜酸化窒素ハイブリッドロケットの実験結果から、特性排気速度(c^*)効率 η_{c^*} と燃焼室圧力 P_c との相関が見られた²⁾。彼らは論文でこの相関について触れておらず、実験結果のデータから我々が作成したグラフが以下の図1である。

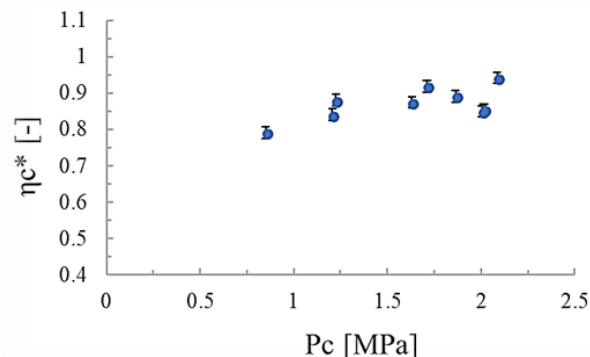


Figure 1. Experimental data by C.Carmicino

η_{c^*} は次の式で表される。

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{ex}^*}{c_{th}^*} \quad (1)$$

$$c_{ex}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f} = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_{ox} \left(1 + \frac{1}{O/F}\right)} \quad (2)$$

$$c_{th}^* = \frac{\sqrt{RT}}{\sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\kappa + 1 / \kappa - 1}}} \quad (3)$$

これらの式から、 P_c 、 O/F 、 T が η_{c^*} に影響すると考えられる。しかし、Carmicinoの実験では、 O/F は一定であり、 η_{c^*} に及ぼす影響はほとんどないといえる。

また、滞留時間の指標である L^* は、その値が小さい領域では η_{c^*} に影響するという先行研究もある³⁾。本研究においては、この研究を参考にし、影響を与えないと考えられる L^* の値の範囲で実験を行った。

この研究の目的は、亜酸化窒素を酸化剤として用いるハイブリッドロケットにおける、 η_{c^*} に対する燃焼室圧力 P_c の影響を明らかにすることである。

2. 実験

2.1. 実験方法

推力30N級のモータを使って実験を行った。酸化剤は液体亜酸化窒素 (N_2O)、燃料は固体高密度ポリエチレン (HDPE) である。図2に示すように、燃料は2つのブロックに分けられ、短いブロックは点火用コイルを保持するためのもの、長いブロックは燃焼室として働くものである。ノズルはグラファイトノズルを用いた。燃料の長さ L と初期ポート径(30mm)および初期ノズルスロート径 D を用いて L^* を計算した。

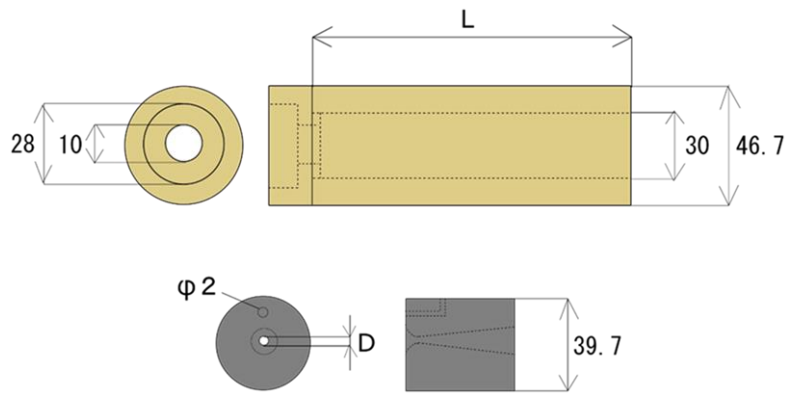


Figure 2. Fuel and Nozzle

図3に装置概略図を示す。酸化剤流量はオリフィスでの圧力損失から求めるため、オリフィスで二相流にならないようにする必要がある。この理由から、 N_2O は自己加圧供給も可能であるが、本実験では高圧のアルゴンによって加圧供給した。

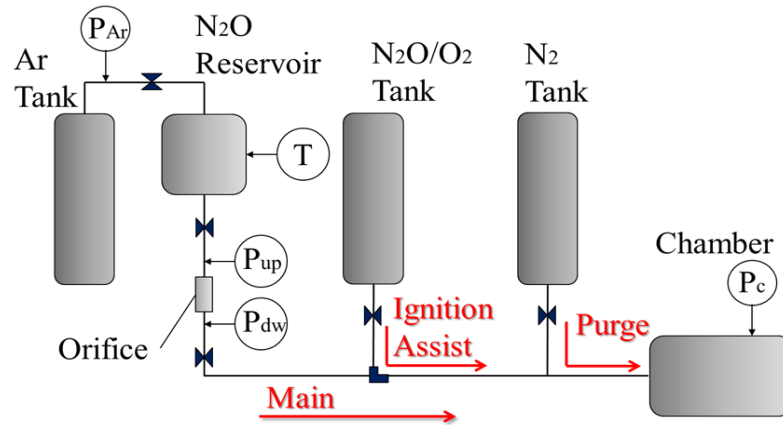


Figure 3. Experimental Apparatus

点火のためのガスに N_2O を用いたシリーズをAP、 O_2 を用いたシリーズをFTと名付けた。APシリーズでは $L^*=2.9$ 、4、4.2の3種類、FTシリーズの L^* は3.4であった。燃焼時間はいずれも5秒間である。

2.2. 実験方法

図4に示すように、 N_2O の密度および圧力は温度に依存する。リザーバー内温度を測定し、その値を用いて密度を求めた。燃焼室圧力 P_c はノズル前端面のポートから測定した。燃料質量 M_f 、ノズルスロート径 A_t は燃焼実験の前後でそれぞれ測定した。これらの値を用いて、特性排気速度の理論値 c_{th}^* と実験値 c_{ex}^* を計算し、各時刻における特性排気速度効率 η_{c^*} を得た(図5)。ここで、燃料流量は燃焼時間の平均値(一定値)とし、ノズルスロート面積は燃焼前後のノズルスロート径を用いてエンドポイント法により求めた。この方法により、図6に示すような η_{c^*} の時間履歴を得ることができる。定常状態の η_{c^*} の平均値をその燃焼試験の η_{c^*} とみなし、比較に用いた。

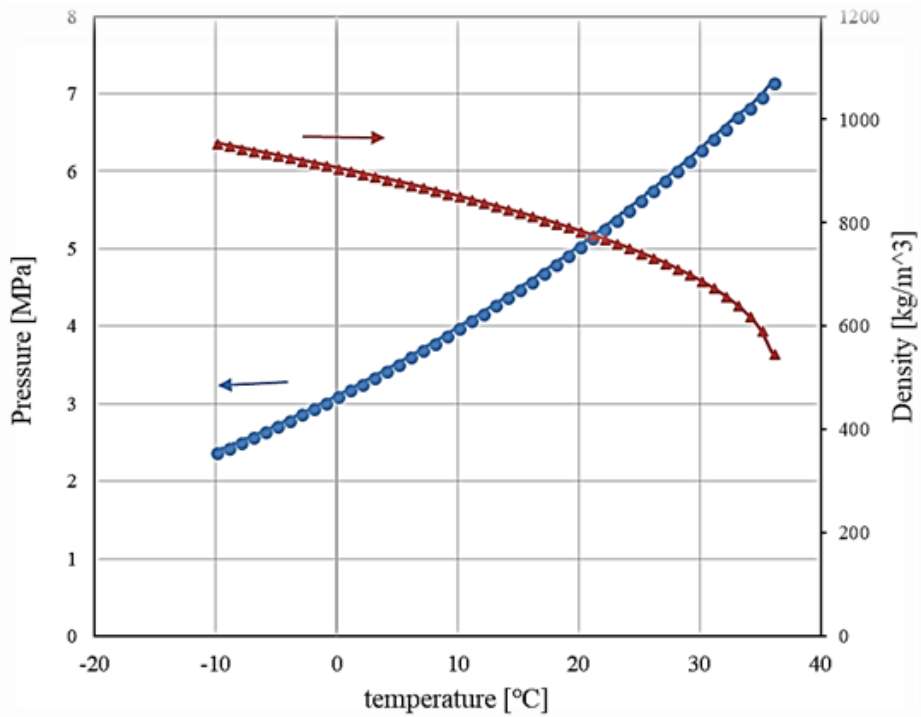


Figure 4. Vapor Pressure and Density vs. temperature of Liquid N2O

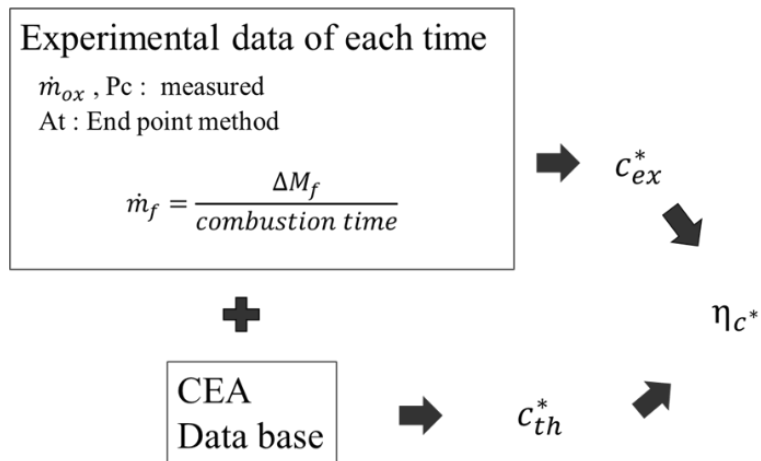


Figure 5. Analytical Flow

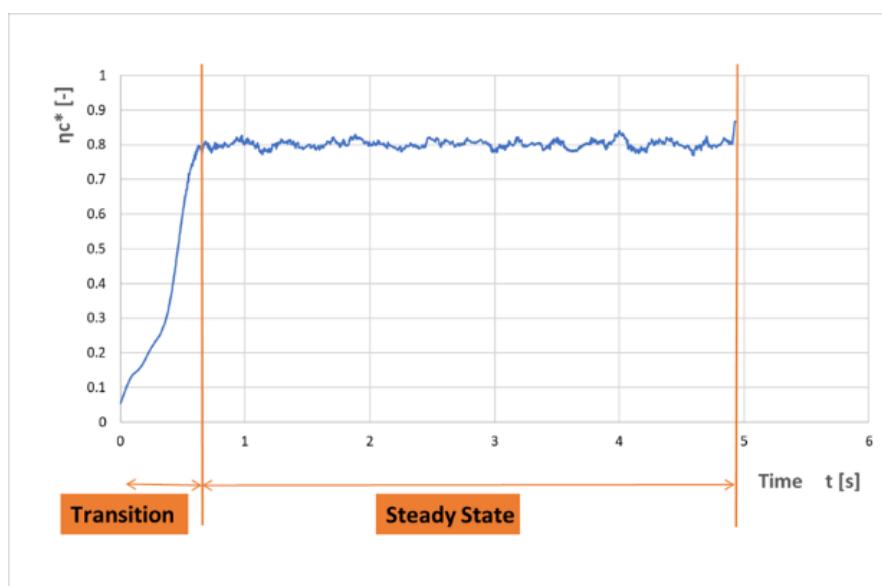
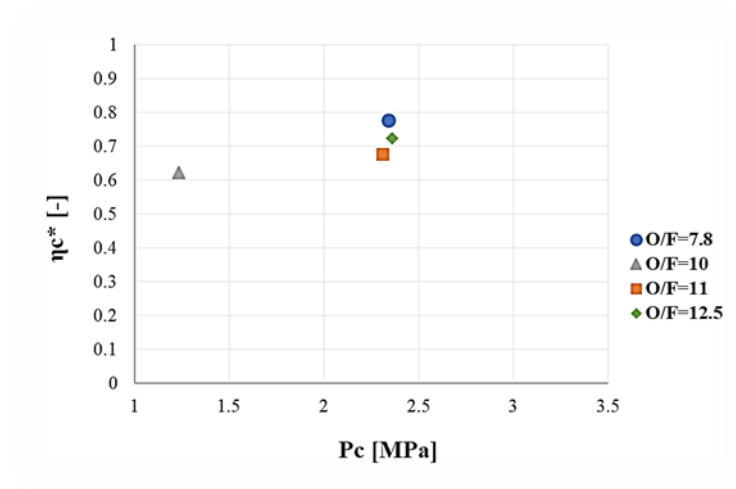


Figure 6. η_{c^*} History

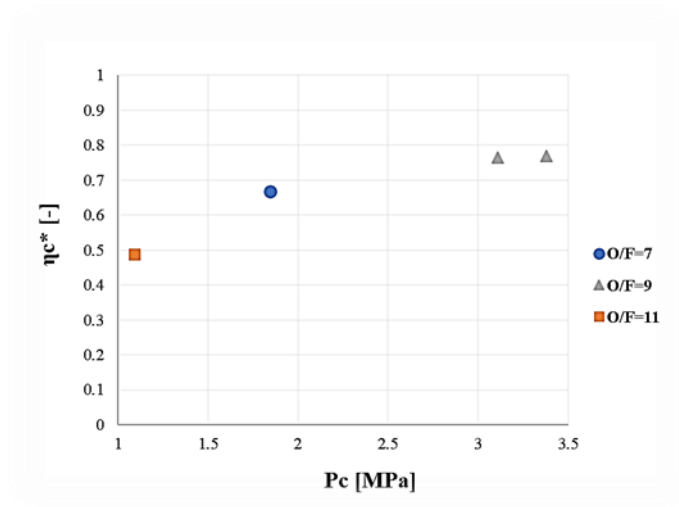
3. 結果

3.1. AP シリーズの結果

燃焼室圧力 P_c と特性排気速度効率 η_{c^*} で整理したAPシリーズの実験結果を、図7に示す。このグラフのそれぞれのマークは、時間平均のO/F（酸化剤/燃料の質量流量比）を表している。 P_c の増加に伴って η_{c^*} は増加するように見え、この傾向はCarmicinoの先行研究で見られたものと同じものである。



$L^* = 2.9$



$L^* = 4$ and 4.2

Figure 7. Results of AP series

3.2. FT シリーズの結果

図8はFTシリーズの結果である。 η_{c^*} は P_c に関わらず一定の値となり、両者の明らかな関連性は得られなかった。

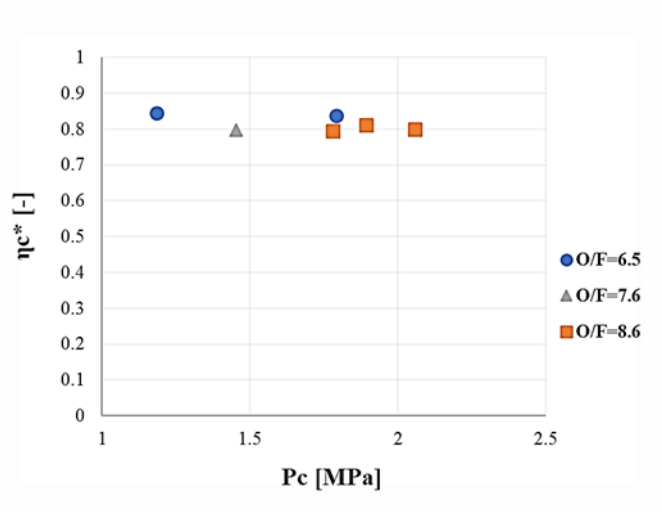


Figure 8. Result of FT series

4. 考察

実験結果の違いについて、考察を以下に述べる。 P_c と η_{c^*} は独立であると仮定する。しかし、APシリーズでは何らかの要因が存在し、その共通要因によって P_c と η_{c^*} が同様のふるまいを見せたのではないかという考えである。例えば、その要因としては温度が考えられる。温度が下がると、燃焼反応が鈍くなるので η_{c^*} が小さくなり、 P_c も小さくなる。その結果として、実際には独立しているにも関わらず、 P_c が η_{c^*} に影響するよう見えた。一方FTシリーズでは、その要因が取り除かれた又はすべての燃焼試験で同じ条件となったため、 P_c と η_{c^*} が独立して動いたと推察される。

5. 結論

P_c が η_{c^*} に直接影響を与えるとは結論づけられない。燃焼に関する他の要因が、 P_c による影響よりも支配的かもしれない。しかし、ロケットの実用化の観点から η_{c^*} を上げる必要があり、本研究の実験結果から、少なくとも P_c を増加させることは有効な手段ではないと判断できる。今後の課題は効率を向上させるための要因を見つけることであり、それは性能の良いロケットを設計することにつながる。

参考文献

- (1)Space Propulsion Group.Inc, Hybrid Rockets History, http://www.spg-corp.com/News_12.php, 2018/7/7
- (2)C.Carmicino, Trade-off between paraffin-based and aluminium-loaded HTPB fuels to improve performance of hybrid rocket fed with N_2O , ELSEVIER Aerospace Science and Technology, 37, 2014,81-92
- (3)遠藤瞳, 低レイノルズ数域におけるCAMUI型固体燃料の燃料後退特性, 北海道大学修士論文, 2015

-
- *1 北海道大学大学院工学院,修士課程 (Department of Mechanical and Space Engineering, Hokkaido University, Master student)
 - *2 北海道大学大学院工学院,修士課程 (Department of Mechanical and Space Engineering, Hokkaido University, Master student)
 - *3 北海道大学大学院工学院,博士課程 (Department of Mechanical and Space Engineering, Hokkaido University, Doctor student)
 - *4 北海道大学大学院工学研究科,教授 (Faculty of Engineering, Department of Mechanical and Space Engineering, Hokkaido University, Professor)