

K7-47

## ハイブリッドロケットエンジンの燃料小型化による燃焼効率高性能化

## Improving performance of miniaturized hybrid rocket engine

○齊藤方軌<sup>1</sup>, 落合宏紀<sup>1</sup>, 加藤啓太<sup>1</sup>, 高橋賢一<sup>2</sup>Masaki Saito<sup>1</sup>, Hironori Ochiai<sup>1</sup>, Keita Kato<sup>1</sup>, Kenichi Takahashi<sup>2</sup>

Abstract: It is presumed that it will become normal to mount thrusters on micro satellites in the future. Therefore, paying attention to the safety and ease of handling of the hybrid rocket engine, it can be thought that as a hybrid thruster by downsizing it can be one option to be mounted on a micro satellite. In this research, by reducing the port diameter of the fuel compared with the previous research, we compare it with the result of the previous research and investigate the change of properties in miniaturization and evaluate the ability as thruster for the micro satellite.

## 1. 背景

近年、超小型衛星の打ち上げが活発化してきており、大学や研究機関、企業が開発を行っている。しかし、その殆どすべての超小型衛星が主衛星を打ち上げるためのロケットに、相乗り方式で打ち上げを頼っている。従って搭載される超小型衛星のスラスタには、衛星本体のサイズが制限されているため小型で軽量であること、一つの打ち上げにかかるコストを抑え、多数の超小型衛星による編隊飛行での観測に用いることを期待されているため安価であること、学生も超小型衛星の開発に参画することが多いため、また主衛星の任務を阻害しないためにも高い安全性と取り扱いの容易さが求められている。スラスタを搭載するには上記のような課題があるものの、任務に多用性を持たせる動きや、衛星のデブリ化を問題視する声が上がっているため、今後超小型衛星にスラスタを搭載する事が常態化することが推測される。従ってハイブリッドロケットエンジンの安全性、取り扱いの容易さに着目し、小型化すること、超小型衛星に搭載される一つの選択肢となりうると考えられる。

本研究では以前の研究よりも燃料のポート径を小さくすることで、以前の研究の結果と比較し、小型化における性質の変化について検討しスラスタとしての能力について評価する。

## 2. 実験装置

## 2.1 実験装置

使用した WAX 及び実験器具を以下に示す。

## (1) WAX(日本精蠟製)

WAX の諸元を Table 1 に示す。

Table 1. Specification of WAX

型番 [-]	Hi-Mic-2095
融点 [°C]	101
密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	780
内径 [mm]	9.90
外径 [mm]	29.56
長さ [mm]	102.57
重さ [g]	54.6

## (2) アクリルパイプ

本実験で使用したアクリルパイプの諸元を Table 2 に示す。

Table 2. Specification of Pipe

内径 [mm]	9.90
外径 [mm]	29.56

## (3) 酸化剤

酸化剤は、ガス酸素(GOX)を選定した。選定理由としては、扱いやすさ、毒性の低さがあげられる。

3. 実験結果及び考察

実験条件を Table 3 に示す。

Table 3. Condition

気温 [°C]	22.4
気圧 [kPa]	100.7
湿度 [%]	85

また実験データから求めた燃焼器内の圧力を Figure 1 に示す。

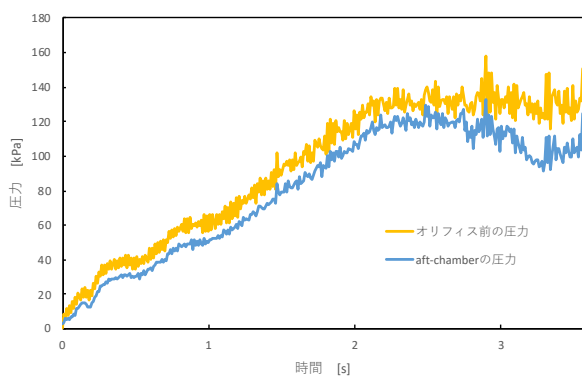


Figure 1. Pressure of aft-chamber

Figure 1 より、燃焼中の圧力が 100 kPa 付近な事がわかる。また Figure 1 より求められた実験結果を Table 4 に示す。ここで特性排気速度  $C^*$  の理論値は NASA-CEA を用いて計算した。

Table 4. Result

燃焼時間 [s]	3.56
平均酸化剤流量 [g/s]	14.18
燃料質量流量 [g/s]	3.82
燃焼器前の圧力 [kPa]	131.51
燃料後退速度 [mm/s]	0.583
$C^*_{th}$ [-]	1693
$C^*_{ex}$ [-]	648.50
燃焼効率 [%]	38.3

今回の実験において、ポート径の内径を小さくし燃

料の小型化を行った。その際の aft-chamber 内の圧力を Figure 1 に示した。本来 aft-chamber 内の圧力は安定しているはずである。しかし、Figure 1 を見ると右上がりのグラフになっている事がわかる。原因として、人の手によって目標値としている酸素流入圧力 0.2 MPa まで調整した事が考えられる。本来なら、酸素流量圧力を 0.2 MPa 以上で実験を行いたかったが、0.2 MPa 付近でチョークと考えられる現象が確認できたため、それ以上酸素流量圧を増やす事ができなかった。その結果、本実験では燃焼器内部の圧力が 100 kPa 付近に収束してしまった。また既存のポート系 15mm の場合で行なった実験データと比較した時、理論上では燃焼器内圧力は高くなると考えられるが、今回の実験結果では明らかに低くなってしまった。これも酸素流入圧の低下が原因と考えられる。この酸素流入圧の低下の源因として、ポート径の内径を従来のものより細くしたことにより、燃焼時にポート内に流す酸素量が制限されてしまい、燃焼器内の圧力が下がってしまったと事が挙げられる。その結果、Table 4 から分かるように特性排気速度  $C^*$  の実験値が理論値よりも、かなり低い値をとってしまった。燃焼効率を見ても 38.3 % と低い値になっている。改善点として、酸素量の調整を正確にやる事で aft-chamber 内の酸素流量を一定に保つ事、ポート径の内径は従来のものと同じにし、燃料カートリッジの長さを短くする事などの方法が挙げられる。

4. 結論

ポート径が 9.90 mm において、酸素の流入圧力が 0.2 MPa でチョークが確認できた。

ポート径の内径を細くすることによる小型化は、十分な燃焼器内の圧力が得られないため燃焼効率が下がってしまう。

参考文献

[1] : 「宇宙利用の拡大へ 超小型衛星用スラスタ」, IHI 技報, Vol.57, No.3, 発行年 2017