

ロケットエンジンの排熱再利用 Reuse of exhaust heat by rocket engines

○藤田隆之¹, 福田晃司¹, 松本圭太¹, 高橋賢一²

*Takayuki Fujita¹, Koji Fukuda¹, Keita Matsumoto¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: The combustion heat of a rocket engine has been only considered as the exhaust heat. Therefore, in this research, we aim to reuse of the exhaust heat and determine the destination of the exhaust heat as electric power. Using a thermoelectric power generating element that generates an electromotive force due to a temperature difference, an experiment was performed by securing the low temperature side with a cold insulator and the high temperature side with exhaust heat. The result showed that power can be generated by exhaust heat from the combustor. In the future, we will dig into ensure of the low temperature side with a view to more practical application.

1. 研究背景

一般的にロケットエンジンの燃焼時間は数分～数10分である^[1]。さらにその時に排出される燃焼ガスの温度は約2000～3500 Kにもなる^[2]。現在、これだけの熱を液体ロケットでは再生冷却として利用されているが、固体ロケットとハイブリッドロケットにおいては排熱としてしか考えられていなく、利用されていない。^[3]もしこの熱をエネルギーとして有効利用できればロケットエンジンの排熱に付加価値が生まれる。

発電環境としては大きく二つが考えられる。発射台に発電装置を取り付ける方法とロケットに発電装置を取り付ける方法である。前者では地上で使用する電力として発電することになるが、地上での電力は既存の供給系統が十分に整っているためこれ以上の電力供給に対しては需要が低いと考える。ミッション中のロケットに対し電力を供給する方法の選択肢を増やすことができるのでミッションの自由度を上げることが可能である。

排熱エネルギーから電気エネルギーへの変換方法として、原子力発電や火力発電のようなタービンを使用して熱から電気へと変換する方法がある。この場合、ロケットに取り付けることを考えると、発電装置が大掛かりになることで質量が重くなる。そこで今回有効であると考えたのが、温度差によって起電力が生じ発電することができる熱電発電の方法である。この方法では熱から電気へ直接変換できるためタービンのような仲介機関が必要ないことから他の発電方法よりも軽量化が見込める。

熱電発電では、発電素子の両端で温度差をつくり発電する。片側のみ高温であったとしても次第に反対側も高温になってしまい温度差が減少していく。そのた

め本研究での大きな課題として高・低温側を確保することが挙げられる。

よって本研究では、排熱を利用して電力に変換することを目的として、高温側を排熱、低温側を保冷剤によって確保し、燃焼実験での熱電素子の性能の評価を行う。

2. 実験装置及び実験方法

2.1 実験装置

本実験で使用した熱電素子と WAX の諸元を以下に示す。また、Figure 1 に実験装置の概略図を示す。

(1) ペルチェ素子 ((株) フェローテック)

型番:R-4S

寸法:39.7×39.7 mm

最大吸熱量:80 W

電圧:17.5 V

最大電流:8.5 A

(2) マイクロクリスタリンワックス (日本精蠟 (株))

型番:Hi-Mic-2095

融点:101 °C

密度:780 kg/m³ (120°C)

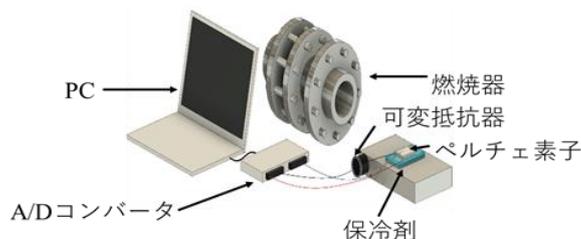


Figure 1. Test equipment

2.2 実験方法

本実験では燃焼実験中のロケットエンジンの火炎を利用し、ペルチェ素子の高温側を火炎の輻射熱に曝し、低温側に保冷剤を設置することで温度差を発生させた。また、A/D コンバータを用いて電圧と温度を計測し、オームの法則を用いて電流を算出した。

3. 実験結果及び考察

ペルチェ素子 1 個のときの実験結果を Figure 2 に示す。

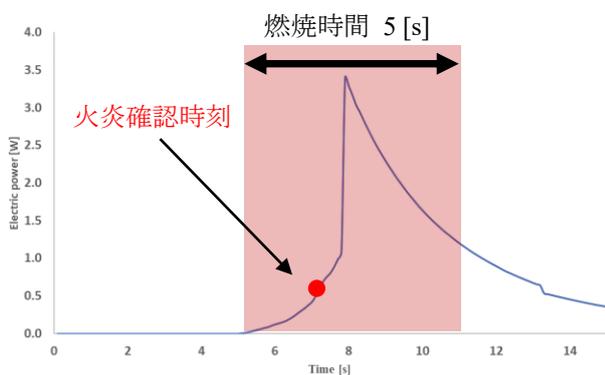


Figure 2. Theoretical calculation results

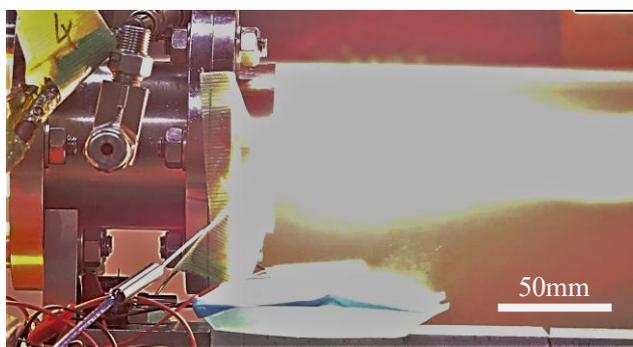


Figure 3. Flame of immediately after ignition

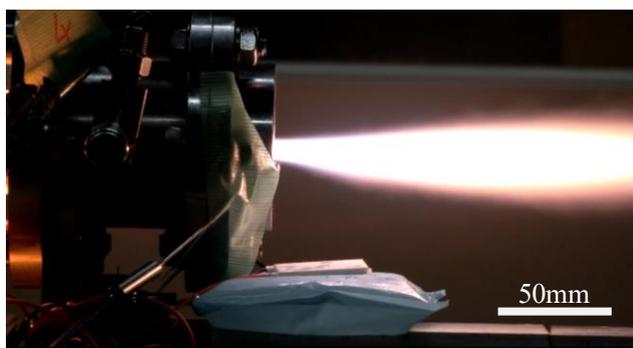


Figure 4. Stable flame

Figure 2 での実験条件及び結果を Table 1 に示す。

Table 1. Experimental conditions and results

室温 [°C]	29.4
高温側最高温度 [°C]	976
低温側平均値 [°C]	10.0
可変抵抗器の抵抗 [Ω]	10.0
最大電圧 [V]	5.83
最大電流 [A]	0.583
最大電力 [W]	3.40

Figure 2 より、火炎が排出されるのを確認してから一気に電力が高くなっているのが確認できた。これは、Figure 3 のように火炎が出る瞬間、火炎の領域が一瞬大きくなったことで急な温度変化が生じたためであると考えられる。また、その後電力が緩やかに減少しているのは火炎が安定すると Figure 4 のように素子と火炎との間隔が開くため、電力もそれに伴い減少したと考えられる。

Figure 2 より、最大電力 3.4 W を発電することができた。具体例として、一般に豆電球を発光させるのに約 0.45 W、CCD カメラを起動させるのに約 2.5 W 必要である。本実験の結果から上記の物を起動させるのに必要な電力を賄えることが確認できた。

本実験では低温側を保冷剤で確保したが、時間とともに溶けていくため、温度を一定に保つのが難しい。低温側の温度を一定に保つことが発電能力の向上に繋がると考える。

4. 結論

燃焼器の排熱によって発電可能であることが分かった。今後の課題として、低温側の安定した温度の確保が必要である。

5. 参考文献

- [1] 木村逸郎:「ロケット工学」, 養賢堂, pp.9~12, 1993
- [2] 渡邊大輝, 真子弘泰, 恩河忠興, 田村貴史, 池田和史, 磯野充典:「H3 ロケット 1 段用 LE-9 エンジンの燃焼安定性向上」三菱重工技報 Vol.53, No.4, pp.36~43, 2016
- [3] 中村桂朗, 鈴木弘一:「ロケットエンジン」, 森北出版株式会社, pp.67, 2004