K7-55

WAX 系ハイブリッドロケット固体燃料への AI 粒子の利用 Characteristics of Aluminized WAX-based Hybrid Rocket Fuels

○小森勇気¹, 佐藤裕樹 ¹, 髙橋賢一 ²
*Yuki Komori¹, Hiroki Sato¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: Aluminum particles are known as additive in propellants of solid rockets for heat source to burning surface because aluminum particle combusts in high temperature. Therefore, aluminum particles are expected of improving combustion characteristics of solid fuels of hybrid rocket. This paper evaluated physical characteristics of adding aluminum particles to WAX-based fuels.

1. 背景

ハイブリッドロケットは一般に固体燃料と液体または 気体の酸化剤との燃焼によって推力を得ており安全性が 高く,再着火や推力の制御が可能である. ハイブリッド ロケット用固体燃料は取り扱いが容易で, 反応生成物に 劇物を含まず環境への負荷が低い. これらの理由でハイ ブリッドロケットは活発に研究されている.[1][2][3]

しかし、ハイブリッドロケットの燃焼は境界層燃焼によるもので、火炎領域から固体表面までの距離が数 mm程度と考えられており、固体ロケット用コンポジット推進薬の数十 μmに比べて遠いことから燃焼表面への熱流束が少なく、結果として燃料後退速度が低くなる.これを増加させる方法の一つとして金属粒子の利用が考えられる.アルミニウム(AI)のような金属粒子は気相燃焼で粒子径よりも大きな影響径を形成し、周囲の固体燃料と酸化剤の反応を促進させることができる. AI 粉末の添加に関する研究は、物理的特性や燃焼中の挙動など未知な部分が多く重要な研究課題となる.

本研究では、HTPB に比べ 3~4 倍の燃料後退速度を示した個パラフィン系燃料よりも良好な機械的性質を有する WAX 系燃料に AI 粉末を添加した際のハイブリッドロケット用の固体燃料の物理的性質について評価する.

2. 実験方法及び実験装置

2.1 固体燃料の製作

使用した WAX 及び AI 粉末を以下に示す.

(1) WAX (日本精鑞製)

型番:Hi-Mic-2095

融点:101 ℃

密度:780 kg/m³(120℃)

(2) Al 粉末(高純度化学製)

平均粒径:30 μm

純度:99.8%以上99.9%未満

密度:2700 kg/m³(20°C)

溶融した WAX と AI 粉末は単に混合するだけでは密度 の差から AI 粉末が底面に沈殿してしまう. そこで, 攪拌した後, 超音波洗浄機(国際電気製:CLEAN MATIC UA50)上で加振させながら常温にて冷まして固体燃料の製作した. 作成した試料の組成を Table 1 に示す.

Table 1. Composition of sample [wt%]

sample name	WAX	Al
Al 0	100	0
Al 5	95	5
Al 20	80	20

2.2 熱伝導率

熱伝導率λ[W/m·K]は以下の式を用いて算出する.

$$q = \lambda \cdot \Delta T / \Delta x \left[W / m^2 \right] \tag{1}$$

 ΔT は温度差、 Δx は測定部の厚さ、q は熱流束を表す.これを書き直すと

$$\lambda = q \cdot \Delta x / \Delta T \quad [W/m \cdot K] \tag{2}$$

となる. また実験装置を Figure 1 に示す.

^{1 :} 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

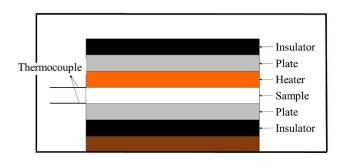


Figure 1. Experimental apparatus of measurement for thermal conductivity

熱伝導率が既知の試料を実験装置に組み込み,温度差及び厚みを計測して,装置の熱流束を決定する.測定結果を Table 2 に示す.

Table 2. Sample property

Property	
Thermal conductivity[W/m· K]	164
Thickness [mm]	1.74
Temperature difference [°C]	1.1

これより装置の熱流束は式(1)を用いて,

Table 3. Heat flux of experimental apparatus

Heat flux [kW/m ²]	103.7
Heat Hux [K W/III]	103.7

3. 実験結果及び考察

Table 3 の熱流束を各試料に付加し、温度差及び厚みを 測定し式(2)より熱伝導率を求める. 各試料の測定結果は、

Table 4. Measurement results of propellant samples

	Al 0	Al 5	Al 20
Thickness [mm]	5.95	3.35	3.11
Temperature difference [°C]	3.1	2.4	3.0

Table 4 から得られた数値より各試料の熱伝導率を Figure 2 に示す.

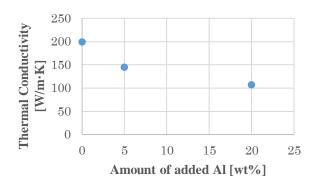


Figure 2. Thermal conductivity of propellant sample

Figure 2 に試料の Al 粉末添加量に対する熱伝導率の関係を示す. Al 0では199.0 W/m·K, Al 5では144.7 W/m·K, Al 20では107.5 W/m·K という結果が得られた. 純粋なアルミニウムの熱伝導率は220 W/m·K であるから熱伝導率の向上が予想されたが、結果はFigure 2のようになった. 原因として, 燃料の均質性が挙げられる. 製作した燃料は超音波加振器の性能上 Al 粉末を燃料全域にわたって均質に混合することは難しい. 加振時に下面であった面では Al 粉末の沈殿が確認された.振動によって粒子にかかる加速度は発生周波数に依存する. 使用した超音波加振器の発生周波数では Al 粉末を十分に加速できず混合しなかったことが推測される. 熱伝導率の低下は沈殿によって形成される沈殿層と比較的均質な混合層の2層の間での不連続面で熱の移動が妨げられたことが考えられる.

4. 結論

- ・アルミ粉末の添加によって WAX 燃料の熱伝導率は低下した.
- ・十分に均質な燃料の製作ができず計測結果に影響した.

参考文献

- [1] ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ「ハイブリッドロケット研究WG成果報告書」, JAXA宇宙科学研究所 SESデータセンター 2014.
- [2] H. Kawai, J. Harada, J. Oguro, A. Banno, and I. Nakagawa, "Launch of Hybrid Rockets with Wax Fuel", AIAA 2013-4138, 2013.
- [3] 彦根智, 那賀川一郎「ハイブリッドロケット用パラフィン燃料の後退速度と燃焼メカニズムに関する研究」、東海大学紀要工学部, vol.50, No2, pp.169-174, 2010.
- [4] M.A. Karabeyoglu, D. Altman, and B.J. Cantwell, Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1. General theory, J. Propuls. Power 18, 3, 2002.