

**ハイブリッドロケット事故発生時の爆風圧力伝播特性についての研究**  
**ハイブリッドロケット推進薬の安全性**  
**Study of blast pressure propagation characteristics during hybrid rocket accidents**  
**Safety of hybrid rocket propellants**

鈴木祥央<sup>1</sup>, 高橋晶世<sup>2</sup>  
 Shouei Suzuki<sup>1</sup>, Akiyo Takahasi<sup>2</sup>

Hybrid rocket engines are considered to be safer than solid rocket engines or liquid rocket engines. However, it is necessary to evaluate the safety of hybrid rocket engines in case of accidental combustion of solid fuel due to the application of energy to the solid fuel and dust formation. Therefore, in this study, we analyzed the evaluation of the safety distance for the combination of wax-based fuel and oxygen, which has been widely used in the research and development of hybrid rockets in recent years, using a mathematical model. Since blast data from blasting experiments using wax and gaseous oxygen have been obtained in previous studies, the mathematical model is verified by comparing the experimental results with the output results of the mathematical model.

### 1. 研究背景

ハイブリッドロケットエンジンとは従来の固体ロケットエンジンや液体ロケットエンジンよりも高い安全性を持つとされるエンジンの事である。しかし、事故等によって固体燃料にエネルギーが印加し、固体燃料が粉じん化することで燃焼を起こした場合を考えるとその場合を考慮した安全評価を行う必要がある。先行研究にて安全評価基準値が提示されているが<sup>[1]</sup>, その値は特定のハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率でありその他の組合せに基準値を流用することが適切かどうかは改めて評価しなければならない。このような背景から、当研究室では多様な組合せのハイブリッドロケット推進薬に適用可能な安全評価方法を構築すべく、実験や解析に取り組んでいる。これまでに、ハイブリッドロケットの事故が発生した際の爆風に対する保安距離を求める数理モデルが作製された。その先行研究<sup>[2]</sup>では、複数のハイブリッドロケット推進薬の組合せに対する保安距離が評価されたが、実験結果による検証まで実施されたのは N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> と PBAN の組合せのみである。

### 2. 研究目的

本研究では、近年ハイブリッドロケットの研究開発に多く採用されているワックス系燃料と酸素の組合せに対する保安距離の評価を行う。

先行研究<sup>[1]</sup>にてマイクロクリスタリンワックス (WAX) と気体酸素を用いた発破実験による爆風データが取得されているため、その実験結果と数理モデルの

出力結果を比較することにより、数理モデルの検証を行う。

### 3. 圧力伝播モデル

爆風に対する保安距離を評価するために、二流体球対称一次元非定常圧縮性流体力学の4つの保存則を解く圧力伝播計算を実施する。取り扱う流体は爆心における反応物からなる高温高压の気体と周囲の大気(空気)の2種類である。以下に保存則の式を示す。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r)}{\partial r} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_r}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r u_r)}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial r} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 H \rho u_r)}{\partial r} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho Y}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho Y u_r)}{\partial r} = 0 \quad (4)$$

ここで、 $\rho$ [kg/m<sup>3</sup>]は混合気密度、 $r$ [m]は半径方向の距離、 $u_r$ [m/s]は半径方向の混合気速度、 $p$ [Pa]は混合気圧力、 $E$ [J/kg]は混合気全エネルギー、 $H$ [J/kg]は混合気全エンタルピーを示す。爆心における気体の状態・化学組成は NASA-CEA<sup>[4]</sup>の uv 計算結果を用いる。

Figure 1 は先行研究<sup>[2]</sup>における圧力伝播計算の実行例である。縦軸は圧力、横軸は爆心からの距離を示している。水色の線が大気圧を示している。我が国では爆風に対する保安距離を定めるための基準爆風圧  $\Delta P$  が 1.073 kPa (インパルス  $\geq 400$  Pa · s のとき) と定められ

ている。[4]よって、グラフの圧力値と大気圧との差、 $\Delta p$  を考えることで保安距離を考えることができる。

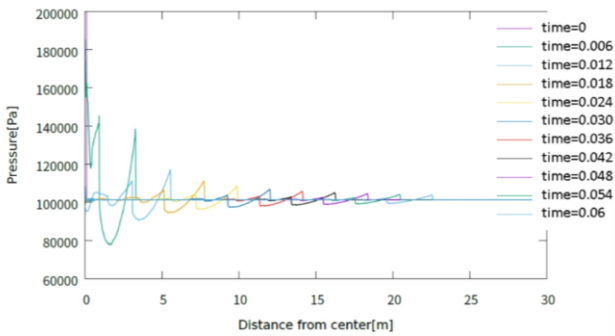


Figure 1. Specimen installation diagram<sup>[2]</sup>

#### 4. 昨年度実験の再現

昨年度の実験では印加エネルギーが爆薬の開放エネルギーになっており、印加エネルギーは(5)式で表される。また、Table 1 に示した昨年度の供試体の特性値を用いて計算を行うと、粉塵質量は 0.02 g と求まる。

$$W = RE \times m_{\text{explosive}} \times 4.148 \text{ [J]} \quad (5)$$

$$\Pi_1 \left( 1 + \frac{743.829}{\Pi_2^{1.00418}} \right) = 1 \quad (6)$$

$$\Pi_1 = \frac{m}{M} \quad (7)$$

$$\Pi_2 = \frac{W}{K_c' V_f} \quad (8)$$

また、ここでの各文字はそれぞれ  $m$  は粉じんの質量、 $M$  は供試体の質量、 $W$  は爆薬のエネルギー、 $K_c'$  は靱性、 $V_f$  は供試体の体積を示す。

Table 1. Calculation conditions, Results

Data	Value
$M_{\text{explosive}}$ , [g]	2
Re, -	1.6
W, [J]	13300
M, [g]	20
$K_c'$ , [J/m <sup>3</sup> ]	15000
$V_f$ , [m <sup>3</sup> ]	$2.14 \times 10^{-5}$
$m$ , [g]	0.02

#### 5. NASA-CEA による UV 計算結果

昨年度の実験で粉塵と酸化剤がすべて燃焼したとし、

その結果発生する爆心の状態を NASA-CEA<sup>[5]</sup>を用いて uv 計算した。爆心の状態は O/F と密度が分かれば求めることができるので、(9)、(10)式より求める。

$$O/F_{\text{center}} = \frac{m_{\text{oxidizer}_{ef}}}{m_{\text{dust}_{ef}}} \quad (9)$$

$$\rho_{\text{center}} = \frac{m_{\text{dust}_{ef}} + m_{\text{oxidizer}_{ef}}}{V_{\text{tank}_{ef}}} \quad (10)$$

ここでの  $m_{\text{oxidizer}_{ef}}$  は粉塵質量、 $m_{\text{oxidizer}_{ef}}$  は酸化剤質量を示す。Table 2 は CEA 計算の結果を示したものである。結果、3.19 MPa の爆心が発生したことが分かる。

Table 2. CEA calculation results

Date	Value
Pressure[bar]	31.9
Temperature[K]	2685.3
Specific heat ration	1.25
Product composition	CO, 0.481
	H <sub>2</sub> , 0.433
	H <sub>2</sub> O, 0.068
	CO <sub>2</sub> , 0.011

#### 6. 結論

昨年度の実験では 0.02 g の粉塵が発生し 3.19 MPa の爆心が発生した可能性があること計算結果より分かった。今後は流体解析を実施して保安距離を算出する。

#### 7. 参考文献

- [1] U. S. Air Force : AFMAN91-201, Explosives Safety Standards, 2020
- [2] 高橋晶世:「ハイブリッドロケット推進薬に係る 保安距離の定量評価に関する研究」, 東京大学博士論文, 2018
- [3] 石井波哉斗, 松沢春輝:「ハイブリッドロケットエンジンの固体燃料の安全評価についての研究 固体燃料破碎の圧力伝播特性(N<sub>2</sub>・O<sub>2</sub>)」, 日本大学理工学部卒業論文, 2023
- [4] 宇宙開発利用部会:「ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全対策の評価基準(改定)」, 2016
- [5] Gordon, MacBride : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA RP-1311, 1994