

# ハイブリッドロケット推進薬の爆風に対する保安距離の定量評価

高橋晶世<sup>\*1</sup>, 北川幸樹<sup>\*2</sup>, 嶋田徹<sup>\*2</sup>

## Quantitative evaluation of safety distance for blast of hybrid rocket propellants

Akiyo TAKAHASHI<sup>\*1</sup>, Koki Kitagawa<sup>\*2</sup>, Toru Shimada<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

We model physical phenomenon leading to blast of hybrid rocket propellants. We identify indefinite parameters of the model by reproduction of experimental data of previous research. Our objective is to evaluate safety distance for blast of non-explosive hybrid rocket propellants quantitatively, because adoption of them for engine has been shown possibility to be effective for improving safety of space transportation system. By the parameters identification, we obtain numerical values consistent with the past experimental data and confirm effectiveness of the model. We assume fuel crushing is the key to blast generation of hybrid rocket propellants. We build a model that crushed fuel contributes to blast generation. We apply the model to hybrid rocket propellants which are widely used in recent years. It is found that safety distance changes depending on fuel toughness or O/F dependence of oxidant performance.

**Keywords:** Quantity distance, Propulsion, Launch, Range safety, CFD

### 概要

非爆発性ハイブリッドロケットの採用が宇宙輸送システムの安全性向上に有効である可能性が示されていることを背景に、ハイブリッドロケット推進薬の爆風に対する保安距離を定量的に評価することを目的として、爆風発生に至る物理現象をモデル化した。そのモデルを使って先行研究による実験の再現を行い、モデルの不定パラメータを同定した。その結果既往の実験データに矛盾しない数値を得、モデルの有効性を確認した。ハイブリッドでは燃料粉塵化が爆風発生キーであると推測し、粉塵化した燃料が爆風発生に寄与するとしてモデルを構築した。このモデルを近年多用されているハイブリッドロケット推進薬に適用したところ、靱性の低い燃料において保安距離が大きくなることや、酸化剤性能の O/F 依存性によって保安距離が変化することがわかった。

### 1. 背景

宇宙政策委員会が発行した宇宙輸送システム長期ビジョン<sup>1)</sup>では、低軌道領域における将来宇宙輸送システムは航空機並みの安全性と運用性を兼ね備えるべきとしている。しかしながら、宇宙輸送システムの安全性(図1)と航空機の安全性は現状かけ離れている<sup>2-3)</sup>。宇宙輸送システムと航空機の差を把握するためハザード解析を実施すると、宇宙輸送システムの中でロケット推進系のリスクが高く、またロケットと航空機の推進系では爆発・破裂関連リスクに違いがある<sup>4)</sup>。

先の長期ビジョン<sup>1)</sup>や文献<sup>5)</sup>では、推進系安全化の対策として冗長を提案しているが、いかに推進系の冗長を実現しても、機体喪失率を低減するためにはハザードの発生するタイミング・場所等に制約が存在している。仮に、ロケット推進系がそもそも爆発・破裂ハザードを有さない場合には、機体喪失率低減の可能性が高まる。そこで、非爆発性の推進系を採用するという解決策が生じる<sup>4), 6)</sup>。

推進薬を非爆発性にし得ることから、ハイブリッドロケットの安全性は複数の研究者が主張している<sup>7-8)</sup>。一方でAFMAN91-201火薬類安全標準<sup>9)</sup>の示すTNT換算率(表1)によると、ハイブリッドは固

体と同じ規模の爆風被害を発生し、かつ、ある条件で液体よりも被害が大きいことになって既往の研究家の認識に反してしまうため、TNT換算率の値や評価方法の再検討が必要である。AFMANの数値の元となったWiltonの研究成果<sup>10)</sup>では、ハイブリッド推進薬に関する安全性評価を目的としてN<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/PBAN+AlやClF<sub>3</sub>/PBAN+Alについて各種試験を実施して爆風による圧力変動データを取得した。重要なデータが取得され、非常に参考にできるが、試験結果を再現できるようなモデルの構築や、推進薬種類や推進薬の内訳の変更に対応するための考え方やモデルの構築に課題が残っている。

以上より本研究では、爆風の既往実験データを使ってハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザード時の爆心状況を評価するためのモデルパラメータを同定し、さらにそれらを用いて爆風に対する保安距離の定量的な評価法を構築することを目的として研究を実施する。

既往の実験データに基づいて数理モデルを構築し、そのモデルを用いて新たな推進薬の保安距離を評価するという方法をとる。具体的には、まず爆風発生に至る事故シナリオを設定して、シナリオにある物理現象（印加エネルギー、燃料破砕、燃焼現象等）のモデリングを実施する。これらのモデリングによって推進薬の燃焼が周囲にもたらす圧力変動値を算出できるようにする。圧力変動値が許容範囲内にまで低減した位置をもって保安距離とする。モデルの全体像を図2に示す。

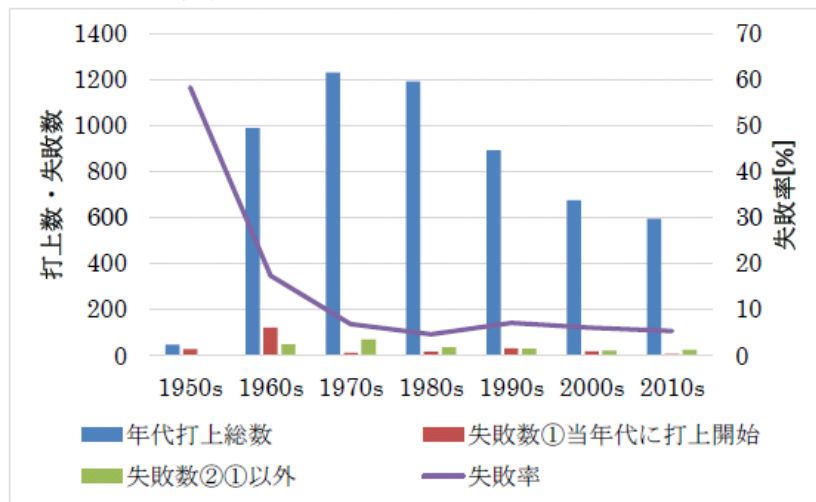


図 1 世界の年代別衛星打上げ失敗率

表 1 安全評価基準<sup>11)</sup>および AFMAN<sup>9)</sup>の TNT 換算率(抜粋)

推進薬種別	TNT 換算率[-]
固体推進薬	0.05
LO <sub>2</sub> /LH <sub>2</sub>	$6.7 \times w_p^{2/3}$
ハイブリッド (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /PBAN+Al)	0.15 0.05 <0.0001

※  $w_p$  は推進薬質量

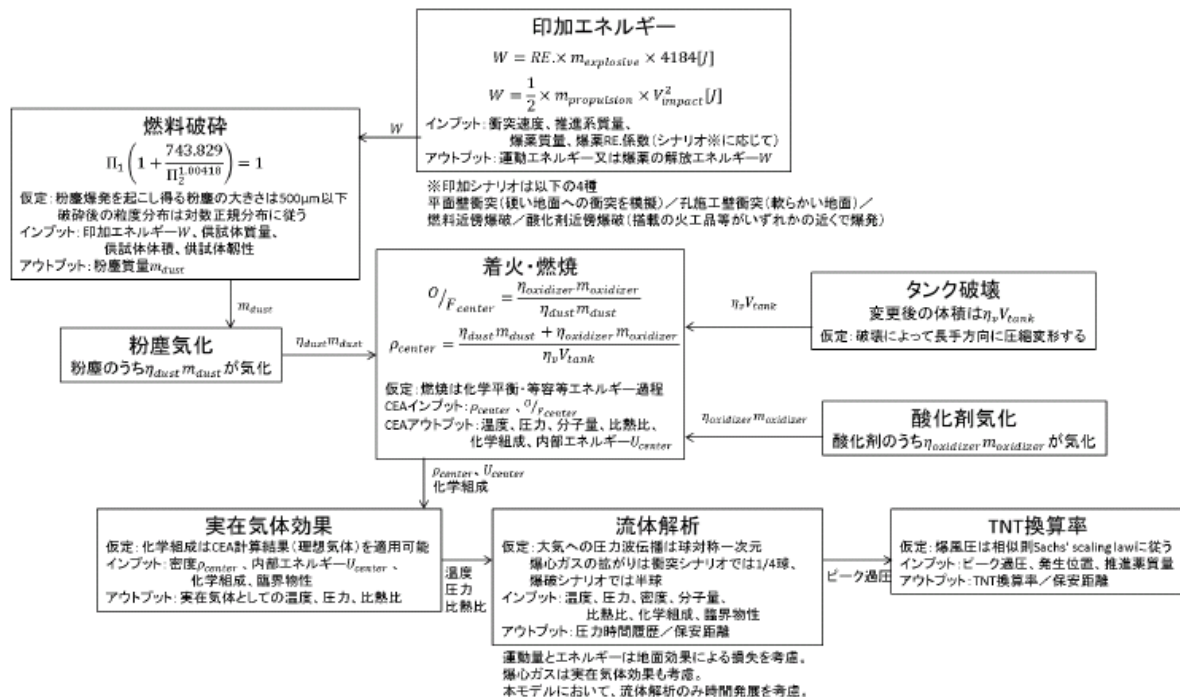


図2 数理モデルの全容

## 2. 数理モデルの構築

### 2.1. 爆発ハザードに至るシナリオ

非爆発性のハイブリッドロケットが爆発ハザードを発生するシナリオとして、Wiltonの試験内容をもとに、平面壁衝突・孔施工壁衝突・燃料近傍爆破・酸化剤近傍爆破を定める。それらに共通する物理現象は①推進系へのエネルギー印加②推進薬を保持するタンク類の破壊と酸化剤の漏洩・燃料の破碎③酸化剤と燃料粉塵の混合④混合気の着火・燃焼ガスの生成⑤燃焼ガスによる周囲の空気内の圧縮波の伝播である。この現象に沿って印加エネルギー、燃料破碎、可燃性粉塵雰囲気形成、燃焼現象、大気中への圧力伝播、実在気体効果のモデリングを行う。

### 2.2. 印加エネルギーのモデリング

火薬・爆薬類によって推進系に印加するエネルギーは以下である。 $RE$ は使用する火薬・爆薬のRE係数、 $m_{\text{explosive}}$ は使用する火薬・爆薬の質量[g]、定数4184はトリニトロトルエン (TNT火薬) 1gの解放エネルギー[J]である。

$$W = RE \times m_{\text{explosive}} \times 4184 [J]$$

高速衝突によって推進系に印加するエネルギーは以下である。 $m_{\text{propulsion}}$ は推進系の質量[kg]、 $V_{\text{impact}}$ は衝突速度[m/sec]である。

$$W = \frac{1}{2} \times m_{\text{propulsion}} \times V_{\text{impact}}^2 [J]$$

### 2.3. 燃料破碎のモデリング

爆薬類を用いて密閉チャンバで樹脂材料を破碎し、破碎片の粒度分布を得たという既往研究の成果<sup>12)</sup>(試験実施の様子を図3に示す) を整理して、燃料破碎モデル(以下の式および図4)を作成した<sup>13)</sup>。

$$\Pi_2 \rightarrow 0 \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 0$$

$$\Pi_2 \rightarrow \infty \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 1$$

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



(a) 試験前のチャンバ内・中心が供試体 (b) 試験後のチャンバ内・破砕された供試体  
図3 破砕試験実施の様子

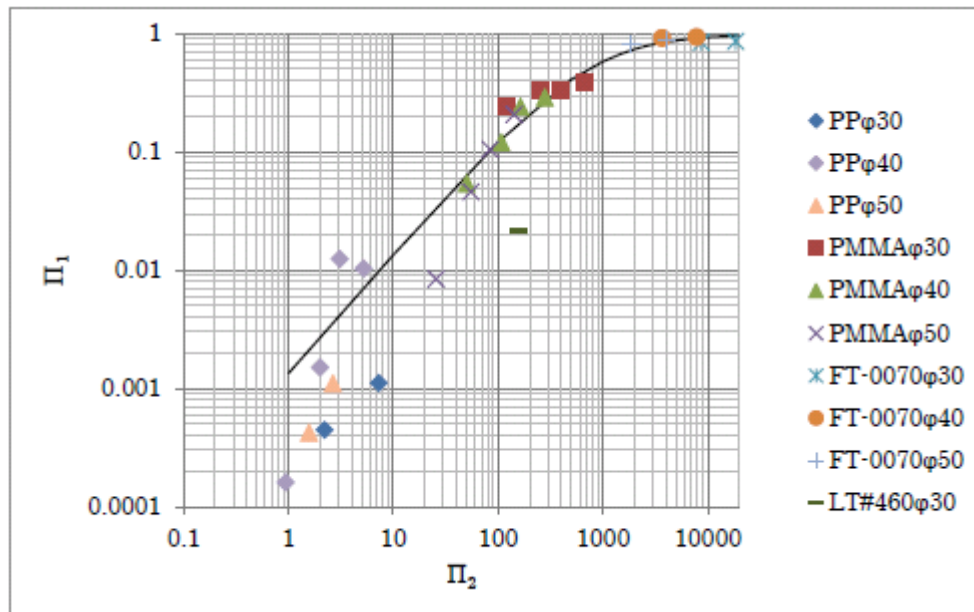


図4 燃料破砕モデル

$\Pi_1$ は粉塵 $m_{dust}$ と供試体 $M$ の質量比、 $\Pi_2$ は供試体への印加エネルギー $W$ と破壊までに吸収するエネルギー $K_c'V_f$ の比である。

$$\Pi_1 = m_{dust}/M$$

$$\Pi_2 = W/K_c'V_f$$

$K_c'$ は燃料の靱性、 $V_f$ は燃料の体積である。過去に粉塵爆発実験データを積み重ねてきた上での経験則で、粉塵爆発を発生し得る粉塵の大きさは $500\mu\text{m}$ からとされている<sup>14)</sup>ので、本研究では $500\mu\text{m}$ 以下の質量を粉塵質量 $m_{dust}$ とする。

#### 2.4. 燃焼現象のモデリング

タンクの破壊、粉塵の気化、可燃性粉塵混合物の形成、可燃性粉塵混合物の着火、燃焼が瞬時に進むという理想化を行う。事故を発生する供試体に印加するエネルギーは、燃料破砕や粉塵・酸化剤の気化、タンク変形といったシナリオ中の物理現象に分配されるが、ロスも存在する。分配のエネルギー効率は粉塵気化過程、酸化剤気化過程、タンク変形過程で不明となっており、この三つのエネルギー効率 $\eta_{dust}$ 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 $\eta_v$ をパラメータとしてWiltonの実験データとのフィッティングを行い、シナリオ毎にパラメータを同定する。燃焼によって生じる爆心ガスの状態はNASA/CEAのuv計算によって求めるが、このときのO/Fと密度は以下である。 $m_{oxidizer}$ は酸化剤質量、 $V_{tank}$ はタンク容積である。

$$O/F_{center} = \frac{\eta_{oxidizer} \times m_{oxidizer}}{\eta_{dust} \times m_{dust}}$$

$$\rho_{center} = \frac{\eta_{dust} \times m_{dust} + \eta_{oxidizer} \times m_{oxidizer}}{\eta_v \times V_{tank}}$$

## 2.5. 大気中への圧力伝播のモデリング

爆心の拡がりによる大気中への圧力伝播は、二流体非定常圧縮性流体力学の基礎方程式に支配される。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。空間次元は球対称次元とする。方位角方向に対称で、かつ両偏角方向の速度成分ゼロを前提とする2流体圧縮性非定常球対称次元の流体力学方程式系は以下で表される。

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

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

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho H u_r)}{\partial r} = Loss_{heat}$$

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

$\rho$ [kg/m<sup>3</sup>]は混合気密度、 $r$ [m]は半径方向の距離、 $u_r$ [m/sec]は半径方向の混合気の流れ速度、 $p$ [Pa]は混合気圧力、 $Loss_{mom}$ [N/m<sup>3</sup>]は地面表面積に働く摩擦による単位体積あたりの運動量損失、 $Loss_{heat}$ [W/m<sup>3</sup>]は地面表面積への熱流による単位体積あたりのエネルギー損失、 $E$ [J/kg]は混合気的全エネルギー、 $H$ [J/kg]は混合気的全エンタルピー、 $Y$ は混合気における爆心気体の質量分率[-]、 $m_{center}$ は爆心ガスの質量、 $m_{air}$ は大気の質量である。これらの式に基づいて与えられた初期状態からの時間発展シミュレーションを実施し、指定の地点 $x_1$ 、 $x_2$ 、 $\dots$ での圧力時間履歴 $p(x_1, t)$ 、 $p(x_2, t)$ 、 $\dots$ を評価し、ピーク過圧 $p_{over}$ と過圧インパルス $I_{over}$ を算出する。ピーク過圧とは、爆風による大気圧 $p_{air}$ に対する過圧の最大値である。過圧インパルスは過圧分と時間 $t$ の積分で、その時間間隔は、圧力波が測定位置に到達 ( $t = t_1$ ) してから過圧が0に戻る ( $t = t_2$ ) までである。

$$p_{over}(x_1) = MAX\{p(x_1, t)\} - p_{air}$$

$$I_{over}(x_1) = \int_{t_1}^{t_2} \{p(x_1, t) - p_{air}\} dt$$

なお、当該プログラムは計算条件に応じて実在効果を考慮する。また損失項は流れの層流・乱流の別に対応する。衝撃波解析における解析値と理論値<sup>15)</sup>、実在効果の解析値とNISTデータ<sup>16)</sup>を比較(図5-6)し、自作したプログラムの健全性を確認した。

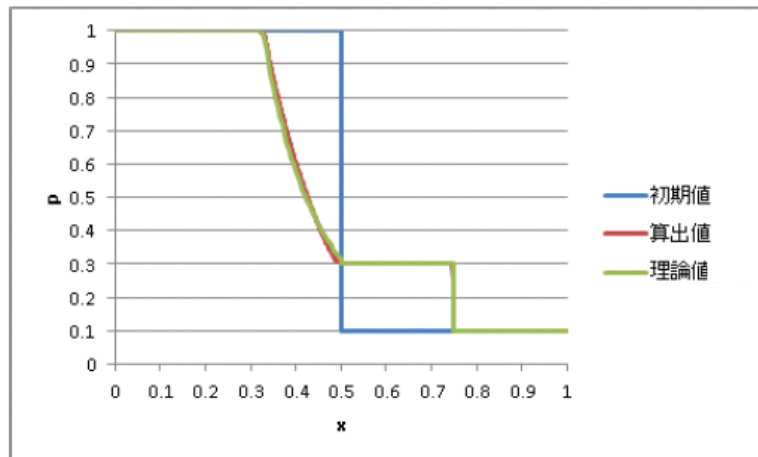


図5 衝撃波解析による健全性確認

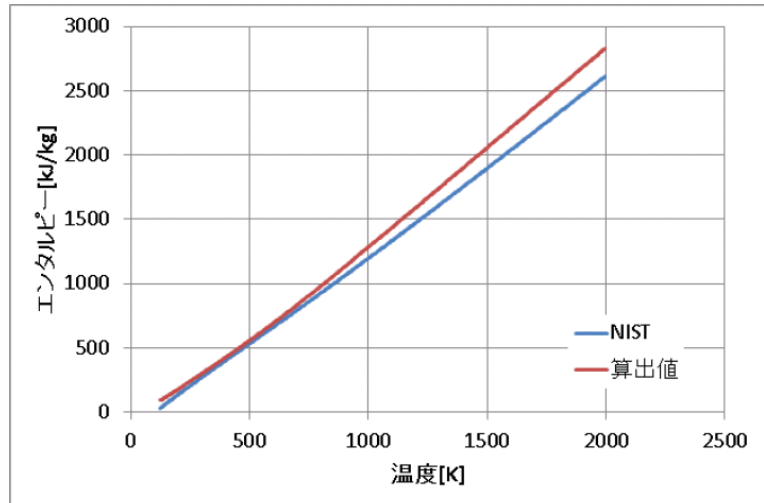


図6 NISTデータとの比較による健全性確認

### 3. フィッティングパラメータの同定

#### 3.1. 基本的考え方

数値モデルの計算結果（ピーク過圧、過圧インパルス）と Wilton の実験データと相対誤差から求める二乗平均和が、設定した誤差範囲内（パラメータに対する二乗平均和の挙動より判断）に収まる時、同定とする。

#### 3.2. 衝突試験

推進薬（ $N_2O_4/PBAN+Al$ 燃料）を充填したタンクをレール上で加速し、壁に衝突させる Wilton 試験のフィッティングを行う。壁は二種類で平面と孔施工壁がある。まず平面衝突について、三つの  $\eta$  を 0.25~1 の範囲で分割し 64 ケースの計算を行うと、三つとも 0.25 のときに二乗平均和が最小となる。そこでさらに 0.001~0.1 の範囲で 20 ケースの計算を実施すると下記が得られる。

$$E_r = 0.639$$

ただし

$$\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$$

この結果によって指定誤差範囲  $< 1.0$  とする。このときの算出値と実験値の比較を図7、解析の出力例を図8に示す。

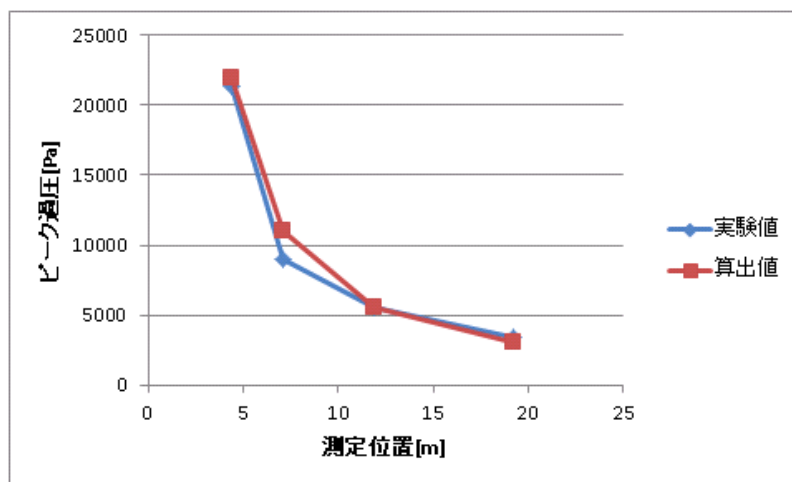


図7 ピーク過圧の算出値と実験値の比較例

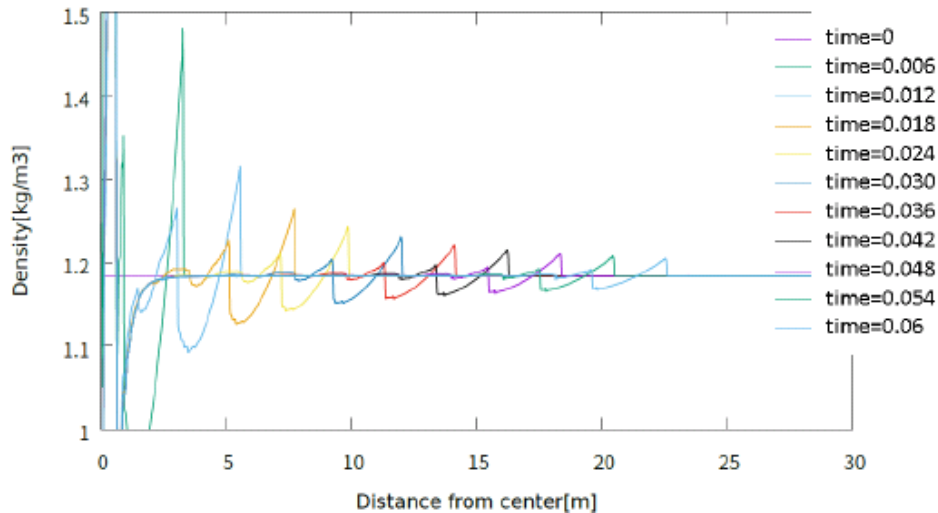


図8 流体解析出力例（密度分布）

孔施工壁衝突でも同様の計算により以下を得る。

$$E_r = 0.917$$

ただし

$$\eta_{fuel} = 0.05, \eta_{oxidizer} = 0.01, \eta_v = 0.05$$

### 3.3. 爆薬試験

衝突試験とほぼ同様のタンクを縦置きにし、タンクの上にコンポジションB爆薬を設置し、爆薬を爆発させるWilton試験のフィッティングを行う。タンクのセッティングには、上部に燃料あるいは酸化剤という二種類がある。まず燃料が爆薬に近いタンク上部にある燃料近傍爆破については以下である。

$$E_r = 0.464$$

ただし

$$\eta_{fuel} = 0.25, \eta_{oxidizer} = 0.75, \eta_v = 1$$

酸化剤がタンク上部にある酸化剤近傍爆破も同様に

$$E_r = 0.424$$

ただし

$$\eta_{fuel} = 0.25, \eta_{oxidizer} = 0.5, \eta_v = 0.75$$

### 3.4. モデルの有効性確認

数理モデルの有効性は、酸化剤や衝突速度がパラメータ同定と異なるケースの実験データ（ $\text{ClF}_3/\text{PBAN}+\text{Al}$ 燃料の孔施工壁衝突試験、 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{PBAN}+\text{Al}$ 燃料の落下試験と孔施工壁衝突試験）との比較により確認する。二つの孔衝突試験では3.2項末尾のパラメータ（以下）を用いてピーク過圧・インパルスを算出し、二乗平均和を得る。

$$\eta_{fuel} = 0.05, \eta_{oxidizer} = 0.01, \eta_v = 0.05$$

$\text{ClF}_3$ の試験で二乗平均和0.751、 $\text{N}_2\text{O}_4$ で0.666となり指定誤差範囲である(図9)。落下試験は、Wiltonによれば明確な圧力変動の測定ができず、測定に用いている機器で圧力測定ができない場合に考えられる上限の圧力値でTNT換算率を検討し、 $<0.01\%$ とした。そこで落下試験のピーク過圧を算出してTNT換算率を求めると0.01%以下の値が得られた。ただしこのときの効率は以下である。

$$\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$$

以上より酸化剤の変更や衝突速度の変更に対するモデルの有効性が確認された。

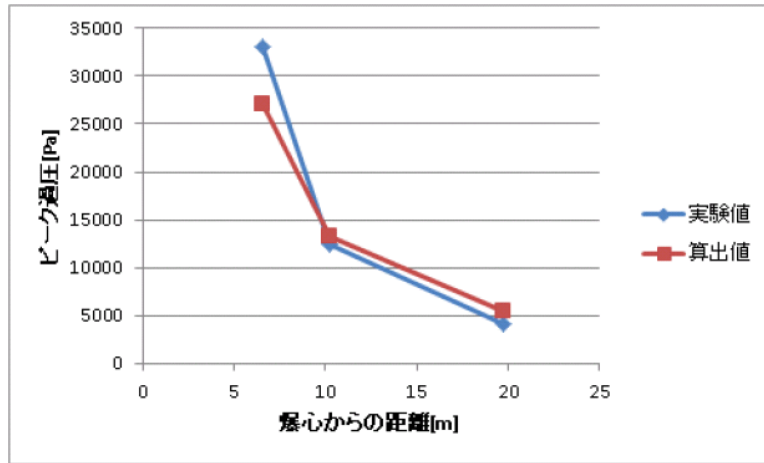


図9 有効性確認例 (CIF<sub>3</sub>試験)

#### 4. その他の推進薬への適用

##### 4.1. 基本的考え方

我々の数理モデルは、部分的な有効性の確認が得られたが、Wiltonが使用した推進薬とは異なる組み合わせのハイブリッド推進薬を定量的に評価可能とするためには、さらなる実験データの充実と、そのデータとモデルとの比較評価が必要である。これ以降の記述は、本モデルをPBAN+Al/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>・ClF<sub>3</sub>以外の推進薬に適用した場合の圧力値の変動傾向を推測するものである。

ここでは非爆発性となるハイブリッドロケット推進薬のうち、近年多く採用されている燃料であるHTPB、ワックス、ポリエチレンと、酸化剤LO<sub>2</sub>の組合せを主に取り上げる。

##### 4.2. ピーク過圧および過圧インパルス

Wiltonのコンフィギュレーションに合わせてピーク過圧を算出すると、LO<sub>2</sub>/HTPB、LO<sub>2</sub>/ポリエチレンでは全てのシナリオでN<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/PBAN+Alよりも値が小さくなった。一方LO<sub>2</sub>/ワックスでは特に爆破シナリオにおいてN<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/PBAN+Alよりも値が大きくなった。ここでのワックスはFT-0070という炭化水素系合成ワックス（株日本精蝋）で、他の燃料に比べ靱性に劣る。その結果粉塵質量が他より大きく算出され、燃焼質量が大きくなったことが原因と考えられる。

さらに酸化剤の比較では、LO<sub>2</sub>、N<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>のうちN<sub>2</sub>Oのピーク過圧が最大となった（図10）。これは、O/Fに対してC\*変化が少ないという性能面ではプラスに働くN<sub>2</sub>Oの特性が、安全面では逆効果となっていることを示す。

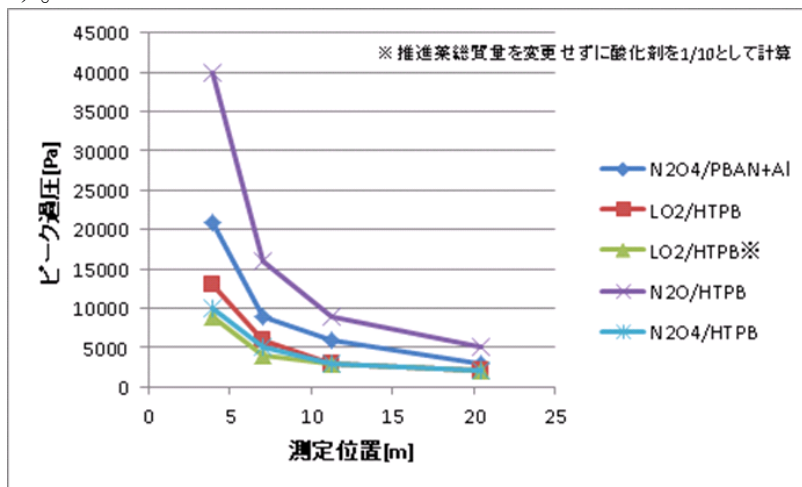


図10 平面壁衝突条件による酸化剤比較



## 5. 結論

既往研究の実験データに基づいてハイブリッドロケット推進薬の保安距離を算定するための数理モデルを構築した。燃料破碎モデルは、質量比とエネルギー比の二つの無次元数の関係式として構築された。ハイブリッドロケット推進薬の種類やサイズが異なっても、無次元数が同じであれば相似の破碎現象であり、粉塵質量の評価が可能である。LO<sub>2</sub>/FT-0070の検討結果により、非爆発性ハイブリッドロケット推進薬の燃料の安全性にとって、固体燃料の靱性が重要な物性であることが示唆された。N<sub>2</sub>Oの検討結果により、O/FがC\*等に対して最適から外れる領域では、性能と安全のトレードオフが必要になることが示唆された。

想定するシナリオ・搭載推進薬質量・O/Fによって発生する粉塵の質量が異なるため、我々のモデルでは、推進薬の組み合わせやシナリオに対して一つのTNT換算率を与えることが困難である。

## 謝辞

科研費JP16H04594およびJAXA宇宙研と国内大学の研究者からなるハイブリッドロケット研究WGのサポートを受けました。

## 参考文献

- (1)宇宙政策委員会, 宇宙輸送システム長期ビジョン, 2014年4月発行,  
<http://www8.cao.go.jp/space/committee/kettei/vision.pdf>, accessed October 2, 2017
- (2) Kyle, Ed., Space Launch Report, last updated December 2017,  
<http://www.spacelaunchreport.com/logdec.html>, accessed July 25, 2018
- (3) International Air Transport Association, Safety Report 2016, published April 2017,  
<http://skybrary.aero/bookshelf/books/3875.pdf>, accessed October 2, 2017
- (4) 高橋晶世, 嶋田徹, 宇宙輸送におけるレジリエンス・エンジニアリング, 日本機械学会2017年度年次大会講演論文集, No.17-1
- (5) 山中龍夫, 有人宇宙システムの安全, MACRO REVIEW, Vol.4, No.2, 1991, pp.37-40
- (6) Takahashi, A. and Shimada, T., Essentially Non-explosive propulsion Paving a Way for Fail-Safe Space Transportation, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, ISTS Special Issue, Vol.16, No.1, 2018, pp.1-8
- (7) Chiaverini, Kuo, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, (2007)
- (8) Ciezki, et.al., A Short Discussion on Performance, Safety and Environmental Aspects of Gel and Hybrid Rocket Propulsion Systems, ISTS2017, Matsuyama, 2017
- (9) US Air Force, Explosives Safety Standards, AFMAN91-201, 2011
- (10) Wilton, C., Investigation of the Explosive Potential of the Hybrid Propellant Combinations N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / PBAN and CTF / PBAN, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, AD/ A-003 595, 1967
- (11) 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),  
[http://www.mext.go.jp/component/b\\_menu/shingi/toushin/\\_icsFiles/afieldfile/2016/07/04/1372959\\_4.pdf](http://www.mext.go.jp/component/b_menu/shingi/toushin/_icsFiles/afieldfile/2016/07/04/1372959_4.pdf), accessed October 2, 2017
- (12) Kitagawa, K., Nakayama, Y., Matsumura, T., Wakabayashi, K., Toda, R., Morita, T. and Shimada, T., Experimental Study of Fragmentation of Hybrid Rocket Fuel, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, ISTS special issue, Vol.12, No.29, 2014, pp. Pa\_15-Pa\_20.
- (13) Takahashi, A., Shimada, T., Evaluation of Energy for Detonation Occurrence of Space Propulsion System, Asia Pacific Symposium on Safety 2017, Kokura, 2017
- (14) Hurley, M.J., et.al., SFPE Handbook of Fire Protection Engineering, Springer, 2015.
- (15) 山下和之, CANSIDモデルパッケージmd\_shktb衝撃波管, [http://www.astro.phys.s.chiba-u.ac.jp/netlab/cans/cans1d/md\\_shktb/Readme.pdf](http://www.astro.phys.s.chiba-u.ac.jp/netlab/cans/cans1d/md_shktb/Readme.pdf), accessed February 25, 2018
- (16) Linstrom, P.J. and Mallard, W.G. Eds., NIST Chemistry WebBook, NIST Standard Reference Database Number 69, National Institute of Standards and Technology, 2018

\*1 日本大学  
(Nohon university)

\*2 宇宙科学研究所/宇宙航空研究開発機構  
(ISAS/JAXA)