# 法政大学学術機関リポジトリ

### HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-07-13

## 数値解析による固体ロケットモータースラグ の空隙形状と衝突痕形状の関連性

外山, 紘大 / SOTOYAMA, Kodai

(出版者 / Publisher) 法政大学大学院理工学研究科 (雑誌名 / Journal or Publication Title) 法政大学大学院紀要.理工学研究科編 (巻 / Volume) 65 (開始ページ / Start Page) 1 (終了ページ / End Page) 7 (発行年 / Year) 2024-03-24 (URL) https://doi.org/10.15002/00030633

## 数値解析による固体ロケットモータースラグの空隙形状と 衝突痕形状の関連性

#### RELATIONSHIP BETWEEN VOID SHAPE AND IMPACT SCAR SHAPE OF SOLID ROCKET MOTOR SLUGS BY NUMERICAL ANALYSIS

#### 外山紘大

Kodai SOTOYAMA 指導教員 東出真澄

#### 法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

Space debris generated by the combustion of solid rocket motor fuel has voids inside due to combustion gases. Through hypervelocity impacts experiments and numerical analysis, we are investigating the impact scar shape and penetration depth of slag depending on the arrangement of the voids.

Key Words : Space Debris, Slag, Voids

#### 1. 緒言

スペースデブリは年々増加しており、衛星打上げ頻度 の高い地球低高度軌道に、特に多く存在している.デブ リは超高速で衝突するため、運用中の宇宙構造物に衝突 すると甚大な被害を与え得る.直径数 mm の微小デブリ であっても、衝突箇所によってはミッション遂行を妨げ る損傷となる.低高度軌道に存在する代表的な微小デブ リには、流星物質、宇宙機へのデブリ衝突で生じたイジ ェクタ、固体ロケットモータのスラグ等がある<sup>1)</sup>.本研究 では固体ロケットモータのスラグに着目した.

一般的な固体ロケットモータには、燃焼を安定させる ため、燃料にアルミ粉末が含まれている.これが燃焼の 過程で酸化アルミとなり、宇宙空間に放出されることが 知られている.定常燃焼で放出される酸化アルミは直径 数µmの非常に微小な粒子で、宇宙機へ衝突した際の損傷 リスクは高くない.しかしながら、燃焼末期には数 mm サイズの酸化アルミが放出される場合あることがわかっ ている<sup>2)</sup>. ESA のデブリ環境モデル MASTER に倣い、本 研究では、燃焼末期に生成される後者をスラグ(SRM) と呼ぶ.スラグは空隙を有していることが、固体ロケッ トモータの地上燃焼試験によってわかっている(図1).こ の空隙は、燃焼終了時に溶融アルミナ内に溶け込んでい る燃焼ガスが膨張することで生成されると考えられてい る.現在 JAXA では、スラグを減らす固体ロケットモー タの研究も進められている<sup>3)</sup>.

微小デブリ内部に空隙が含まれる場合に宇宙機に生じ

る損傷については、未だ十分に調べられていない.過去 に、球殻形状の酸化アルミ飛翔体がアルミ合金板に衝突 した場合に生じる衝突痕形状について、数値解析によっ て調べている<sup>4)</sup>. その結果、衝突速度 15 km/s 程度におい ては、空隙率に関わらず、衝突エネルギーと衝突痕体積 が比例するが、衝突速度 2 km/s では、空隙率が大きいと、 衝突痕体積が減少する傾向が見られた.このため、本研 究では、衝突速度 2 km/s の SRM スラグ試験結果と解析結 果の比較を行い、衝突痕体積とスラグの空隙率について 着目した.

本研究の目的は,飛翔体内部の空隙分布が衝突痕形状 に与える影響について調べることである.本研究では、 JAXAで実施した小型固体ロケットモータの地上燃焼試 験で回収したスラグ<sup>3)</sup>から直径約1mmで空隙率を有する 球形状の粒を用いて,九州工業大学にて高速衝突実験を 実施した.その結果と数値解析を比較する.更に,スラグ 内部の空隙形状を変化させた数値解析を行った.

#### 2. 超高速衝突試験

#### (1) 実験したスラグ

小型固体ロケットモータの低真空燃焼試験で、モータ ーケース内よりスラグを回収した.回収したスラグの中 から、球形状に近く、直径1mm程度のものを衝突試験サ ンプルとして選んだ(図2).本スラグの重量は0.7 mg で、代表径は1.0 mmである.密度3.95 g/cm<sup>3</sup>の直径1 mm 球と比較して空隙率を算出すると、空隙率は59.2%とな った.

#### (2) 衝突試験

本スラグは脆く,加速中に壊れてしまう可能性が高い ため、九州工業大学でリバースインパクト法を使った実 衝突試験を実施した5.装置概要を図3に示す.構造物を 模擬したアルミ円柱(図4)を二段式軽ガス銃で加速する. 図 4(b)に示すように、円柱の片側は凹形状に加工されて おり、この底部にスラグを衝突させる.図3の Impact Position に、図5に示すレール状に設置した発泡スチレン 前方に供試体である SRM スラグを固定しておく. Launch Tube 出口にはガイドレールが接続されている. 二段式軽 ガス銃によって加速された円柱は、レールの中を通過す る. レールによって円柱の姿勢をコントロールし、スラ グと衝突させる. Impact Position より下流側では、ガイド レールの内径は緩やかに小さくなっており、円柱は摩擦 によって減速される. 最終的に, チャンバ内に発泡率の 異なるスチレンシートの積層物によって、円柱は軟回収 される.本試験では速度計測にピックアップコイルは使 用せず, Impact Position 直後に設置されたワイヤーによっ て速度計測を行った.



図1 スラグ内部 3)





(a)ロケットモータの内部
 (b) SRM スラグ
 図 2 衝突実験で使用された SRM スラグ





(a)外側 (b)構図 図4 アルミ円柱

#### (3) 試験結果

リバースインパクト法の実験にて回収されたアルミ円 柱を図 6 に示す.青丸は衝突痕を示している.衝突速度 は 2.13 km/s であった.衝突痕を X 線 CT で観察した結果 を図 7 に示す.衝突痕は、中央部分が盛り上がった形状 をしていた.衝突痕直径は 1.40 mm で,衝突痕深さは最 大 0.58 mm,最小 0.28 mm と,0.3mm ほどの違いが見ら れた.

#### 3. Lagrange 法による数値解析

#### (1)解析モデル

数値解析には ANSYS AUTODYN ver.2022R2 を用いた. リバースインパクト法の実験を再現するために,作製し たモデルを図 8 に示す.ソルバーは 3D ラグランジェの 1/4 対称を使用した.スラグは,中央に空隙が集中してい る酸化アルミの球殻を仮定した.状態方程式は Polynominal,構成則と破壊則は Johnson Holmquist を適用 し,最大引張強度は 29 MPa とした.アルミ円柱は厚さ 2 mm の板でモデル化し,状態方程式は Tillotson,構成則は Stainberg Guinan,破壊則は Plastic Strain を適用し,破壊ひ ずみは 0.4 とした.また,解析ではスラグの方を加速して 衝突させた.



(a)側面(b)正面, 上面図5スラグ固定



図6アルミ円柱のクレーターの



図7 アルミ円柱のX線CT衝突痕写真の



図8数値解析モデル

表1 解析条件		
スラグ形状	球殻	中実
空隙	あり	なし
直径[mm]	0.94	
重量[mg]	0.7	1.7
速度[km/s]	2.13	

#### (2) 解析結果と考察

#### a)結果

解析結果を図 9 に示す.緑は弾性域,水色は塑性域, 赤は破壊領域である.矢印は X 線 CT から測定した実験 値を示す.衝突痕直径は実験と解析がおおよそ一致した. 衝突痕深さも,実験値の範囲が広いが,おおよそ一致し ていると言える.中央の盛り上がりについても,実験値 とおおよそ一致した.

#### b)中実モデルと比較

空隙の影響について考察するために、スラグを中実に した解析を実施した.解析条件を表1に示す.中実スラ グの解析では、中央の盛り上がりは見られなかった.貫 入中の様子を図10に示す.中実の場合は、貫入面が一様 に変形しているが、球殻の場合、空隙部分に圧縮力が加 わらないため、アルミ板が球殻内部に入り込むように変 形していることがわかる.



図9数値解析結果





(a)球殻モデル (b)中実モデル図 10 材料状態図比較



図11 球殻モデルの状態図変化

球殻について、衝突から 0.04~0.10 µs までの材料状態 図を図 11 に示す. 衝突してから 0.1 µs までは、球殻の陥 入に伴って外側に破壊領域が広がった. 0.13 µs 以降はア ルミ内部の破壊領域が面内方向に繋がり、中央部の盛り 上がりが発生していた. これが、アルミ板にリング状の 凹みが生じた原因と考えられる.

#### c)空隙分割モデルの解析

空隙を2分割し,形状の影響を評価した.空隙を衝突 軸に対して平行方向に分割したモデルと,垂直方向に分 割したモデルを作製した(図12).仕切りを製作したた め、3章のモデルよりも球殻厚さが減少している. 解析結果を図13に示す.空隙を分割したモデルの衝突痕 深さは,分割前よりも浅くなった.これは球殻の厚さが 薄くなった影響と考えられる.また,空隙分割モデルで は、中央の盛り上がり部分の内側に、凹部が見られた. 空隙が衝突軸に平行に分布する場合では、軸上に存在し ている仕切りの衝突によって、中央に大きな陥入が発生 した.球殻と仕切りの陥入が同時に起こるため、盛り上 がり部分の断面は三角形状になったと考えられる.空隙 が衝突軸に垂直に分布する場合について、貫入過程を図 14に示す.衝突してから 0.22 µs までは球殻と同様に破壊 が進み、中央部の盛り上がりが生成された. 0.28 µs 以降 は盛り上がり部分に仕切りが衝突し、衝突軸上に凹部が 生成された.仕切りの衝突が終わると凹部は広がらなか ったため、空隙が平行に分布する場合と異なり、盛り上 がり部分の断面形状は三角形にならなかった.

#### d)実験で使用したスラグの空隙分布推測

X線CTで観察された衝突痕形状から,衝突試験で使用されたスラグの空隙分布を推測する.衝突痕がリング状であることから,スラグは球殻形状であると考えられる. 衝突痕深さは不均一であることから,球殻厚さは不均一





(a)平行モデル (b)垂直モデル 図 12 空隙分割モデル

であると考えられる.中央の盛り上がり部分に凹部が ほとんど見られなかったことから,空隙は中央に集中し ているか,垂直方向に分布していると考えられる.した がって,実験で使用したスラグは,空隙が中央に集中し た球殻で,その厚さが不均一であったと推測される.

#### (3) 衝突速度の影響

内部形状の与える影響の速度の範囲を考察する. その ために球殻モデルと衝突軸に対して空隙が水平に分布す る垂直モデルを用いて,速度を 2~10 km/s の範囲で変化 させた解析を行った. 衝突速度 10 km/s の結果を図 15 に 示す. 内部形状による衝突痕形状の差はほとんどなくな っていることがわかる. 垂直モデルの衝突痕形状を球殻 モデルの衝突痕形状で除した値を図 16 に示す.





図16 衝突痕比率



#### 図 17 Slag04のX線CT画像<sup>4)</sup>



(a) 球殻(b) 平行(c) 垂直図 13 空隙形状の影響

図14 垂直分布の陥入過程

縦軸は1 に近いほど,飛翔体内部形状の差による衝突痕 の違いがないと判断できる.図16より,衝突速度が上昇 すること縦軸の値が1 に近づいて,衝突痕差異が減るこ とがわかった.また,衝突痕直径より深さの値に,内部形 状の影響が表れることがわかった.

#### 4. SPH 法による数値解析

#### (1) 解析モデルの製作手順

低真空燃焼試験で回収されたスラグのうち,2章で使用 したサンプルと近い大きさのスラグについて,X線CTに よる内部構造の観察を行った. 観察したスラグの直径は 0.8mm,空隙率が28.7%であり,密度は3.95g/cm<sup>3</sup>である. 観察結果を図17に示す.この結果,スラグの内部では,空 隙が複数に分かれた様子が見られ,3章で製作したモデル よりも形状が複雑であることがわかった.

形状が複雑になると Lagrange 法でのモデル製作が困難 になるため, Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) 法で 製作した. 複雑化な SPH モデルを製作するため, Solidworks でモデルを作製し, LS-Prepost でモデルの外殻 を作製, Autodyn 上に出力し SPH 粒子を外殻に流し込む 手順を確立した(図 18).

(2)解析モデル

内部の空隙配置の違いを見るために空隙を分布したモ デルと,空隙を中央部に集めたモデル(球殻モデル)を制 作し比較した.(図 19)

図 19(a)の空隙を分布させたモデルの空隙配置より,衝 突後の衝突痕形状を3章の結果を用いり推測する.図20 の分布モデル内にある2つの仕切りに注目して推測をし た.予測結果を図21に示す.図20に含まれる2つの仕 切りは多少傾きがあるものの,①は平行分布,②は垂直 分布の仕切りと同じ役割を果たすと仮定できる.平行方 向に分割したモデルは図13(b)のように中央部の仕切りに



(a)Solidworks

ks (b)LS-Prepost 図 18 モデル製作手順





#### 図 19 空隙分布比較

より局所的に集中的な損傷が発生し、盛り上がり部分の 断面が三角形状となった.したがって衝突軸と①の間の 空隙部分には三角形の陥入が発生すると推測される.軸 の反対方向にも①と同じ仕切りがあるため、両サイドか らの仕切りの衝突により、より鋭角な三角形の陥入が発 生すると考える(図21のA).また、垂直方向に分割し たモデルでは図16(c)のように中央にある仕切りにより広 い面積に損傷を与えるため、平べったい台形型の陥入が 発生した.①と②の間の空隙部には①と②の両方の仕切 りの影響が与えられるため、衝突中心側が三角形の陥入、 外側に行くにつれ平べったい陥入になると考えられる (図21のB).更に、③の仕切りがこの部分に衝突するた め、段差のような形状が生成されると推測できる(図21 のC).これらを統合すると、図21のような大きさの違 う3つの陥入が発生すると考えられる.



図 20 空隙分布の仕切りの位置



図 21 予想衝突痕形状



(a)空隙分布 (b)空 図 22 SPH 解析結果



図23 解析結果の衝突痕

#### (3) 解析結果と考察

解析結果の比較を比較するため,図 22 に空隙分布モデルと空隙集中モデル(球殻モデル)の解析結果を示す.

(a)の空隙分布モデルの衝突痕は小さい陥入が複数連な り出現し,(b)の空隙集中モデルは中央部の陥入と周囲の リング状の凹みが発生した.

また,3章の予測結果を用いり予測した飛翔体内部形状 による衝突痕形状と解析の衝突痕を比較した.解析の衝 突痕を図23に示す.

推測した程の凹凸は観られなかったが、三角形状ものと、 三角形と台形を合わせたような形状ものと、平べったい 形状の大きさの違う 3 つの陥入が発生したため、推測は 正しかったと言える.

凹凸が推測よりも現れなかった原因に関して,図 24(a) に示すように衝突時中盤には、予想した衝突痕形状が生 成されていた.しかし、ここから時間が経過すると、白 い破線部で示す部分が衝突痕内部に放射状に衝突するた め、散布した飛翔体部分が全体の凹凸を減らし、最終的 に図 24(b)の形状になったと考える.



(a) t = 0.4463 µ s
(b) t = 1.0 µ s
図 24 放射状に散布している様子

#### 5. 結言

飛翔体内部に存在する空隙分布が衝突痕形状に与える 影響を調べるためにスラグの衝突試験と数値解析を行った.

地上燃焼試験で回収したスラグを使用した衝突実験を し、数値解析を実施した.その際,スラグを球殻と仮定し モデル化した結果,衝突痕直径,深さ,中央部の盛り上が りの高さが実験の値とおおよそ一致した.

より再現性を上げるためにスラグ内部の空隙分布を変 化させ数値解析を実施した.その結果,球殻の厚さと衝 突痕の深さに相関がある事がわかった.また,空隙が衝 突軸に対して平行に分割されている場合,中央に大きな 陥入が発生することがわかった.

空隙分布を変化させた結果を元に衝突したスラグの内 部空隙分布を推測した.衝突痕形状より,空隙が中央に集 中した球殻状で上側の球殻が厚く,下側が薄い形状にな っていると推測することができた.

衝突速度を変化させた内部空隙の同じ飛翔体同士を比 較した結果,速度が上るにつれ内部空隙の影響が減少す ることが推測できた.また,衝突痕直径よりも深さの値 の方が内部空隙の影響を受けていることがわかった.そ のため,速度が上昇しても内部形状の影響を考慮した方 がいいことがわかる.今後は他の空隙率の場合の速度に よる影響を調べようと考える.

内部形状の判明しているモデルの数値解析を実施した 結果,衝突痕から飛翔体内部の様子を確認できることが わかった.

#### 謝辞

本研究を行うにあたり法政大学の東出真澄専任講師に ご指導いただき,実験では JAXA の仁田工美様,酒見慶 太様,池田博英様は大変お世話になりました.心より御 礼申し上げます.

#### 参考文献

- S. Flegel, J. Gelhaus, and M. Möckel. Maintenance of the ESA MASTER model. Final Report, ESA contract 21705/08/D/HK, 2011.
- 2) Horstman, M., Mulrooney, M., An Analysis of the Orbital Distribution of Solid Rocket Motor Slag, Acta Astronautica, Vol. 64, pp. 230-235, 2009.
- 3)木下昌洋,他,固体ロケットモータから発生するスラ グ低減に向けた国内の取り組みについて,第10回スペ ースデブリワークショップ, pp.41-52, 2023年.
- Fujii, M., et al., Study on Hypervelocity Impact of SRM Slag with Voids, 16th Hypervelocity Impact Symposium, 2022.
- 5)赤星保浩,他,模擬 SRM スラグ飛翔体を用いた超高 速衝突実験計画,第8回スペースデブリワークショッ プ,pp.383-404,2019年.
- 6) 関谷翔琉, 固体ロケットモータスラグを模擬した空隙 を有するデブリの衝突シミュレーション, 法政大学 2021 年度卒業論文, 2022.