# 放射線照射がポリイミド樹脂/繊維強化複合材料の

# 衝撃破壊メカニズムに与える影響

### Effects of Irradiation on Impact Fracture Mechanism of Polyimide/ Fiber Reinforced Composites

西田政弘#,A),本江晶絵 A),高原秀征 A)

Masahiro Nishida <sup>#,A)</sup>, Akie Hongo<sup>A)</sup>, Hideyuki Takahara<sup>A)</sup>, Masumi Higashide <sup>B)</sup> <sup>A)</sup> Department of Electrical and Mechanical Engineering, Nagoya Institute of Technology

#### Abstract

Coating/carbon fiber reinforced plastic (CFRP) plates were proposed as strong materials against space environment and space debris impact. The effects of gamma-ray radiation and electron beam radiation on fracture behavior of coating/CFRP plates were examined. Spherical projectiles made of aluminum alloy 2017-T4 stuck CFRP plates at approximately 2 km/s using two stage light gas gun.

Keyword: Space debris, Hypervelocity impacts, CFRP, Gamma ray, Electron beam

## 1. はじめに

宇宙環境では、放射線、原子状酸素、熱サイクル、 高真空などが材料の剛性や強度に影響を与える可能 性があり、宇宙構造物に多く使われている炭素繊維 強化複合材料(CFRP)の実用化に当たり、多くの研 究が行われてきた[1].宇宙環境の中でも、宇宙ゴミ は急激な増加のため、大きな問題となっている.特 に低周回軌道上では、その平均衝突速度は10km/s程 度と推測されており、衝突時には、破損や破砕、そ の破片の飛散が起きる.そこで、宇宙ゴミの軌道予 測、増加予測、発生防止、防御などの研究が行われ ており、非常に速い衝突速度における破壊メカニズ ムを解明することは大切である[2,3].多くの研究グ ループが、非常に速い衝突速度における破壊メカニ ズムを調べている[4-5]が、これまでの研究で対象と する材料はアルミニウム合金が主である.

CFRP を宇宙構造物に用いるために,非常に速い衝突速度における衝突実験が行われ,貫通限界速度,破壊メカニズム,温度の影響などが明らかになっているが,未だ不明な点も多い.特に,宇宙環境がCFRPの高速衝突時の破壊メカニズムに与える影響について,詳しく研究した例は少なく,今後,人工衛星の寿命が延びていくことが予想される中,宇宙環境がCFRPの剛性や強度に与える影響は,ますます重要になってくる.当研究グループは,これまで,超高速での飛翔体衝突で,ガンマ線[6]および電子線[7]により,CFRPの貫通孔径が大きくなることを明らかにしている.

本研究では、CFRP にコーティングを施すことで、 宇宙環境に対し強度が向上し、宇宙ゴミに対する衝 撃強度も向上すると考えた.そこで、コーティング を施した CFRP に放射線を照射させた試験片を準備 し、宇宙ゴミの衝突を模擬したアルミニウム球をそ の試験片に衝突させ、破壊特性を調べる.

#### 2. 実験方法

ターゲット材料として,疑似等方に積層した CFRP (東レ P9052F-7,炭素繊維 M40JB/樹脂#2500,16 ply,厚さ1.0 mm),配向[45°/45°/0°/0°/-45°/-45°/90 °/90°]sを用いた.図1に示すように,試験片サイズ は75 mm ×100 mm とし,積層の向きは図に示す向 きとした.高崎量子応用研究所の一号加速器で電子 線照射を行い,照射線量率は2kGy/sで,照射時間は 15000秒(照射線量 30 MGy)で照射した.

電子線の照射においては、空気の影響を避けるため、CFRPを真空チャンバー内に設置し、チャンバー 内を 2~3 Pa の真空にし、.照射中は、真空チャンバー 内の試験片を設置する台に水を通して冷却しながら 照射を行った.照射後は、空気の影響を避けるため、 CFRPを真空のガラスアンプル中に封入して、保管した.







Figure 2. Photograph of two stage light gas gun.

超高速での飛翔体衝突実験には、図2に示すよう な二段式軽ガスガンを用いた.飛翔体には, ISO に 準拠するように,アルミニウム合金 A2017-T4 製の球 を用いた.

### 3. 実験結果

#### 3.1 予備実験

図3に予備実験の結果を示す. アルミニウム合金 A2017-T3の飛翔体 3.2 mm を衝突速度 2.3 km/s で実 験を行ったときの結果である. ターゲットに貫通孔 が生じ、その周りの拡大写真を示す.飛翔体の衝突 側と衝突裏側からの写真である. 最表面層の損傷は, 最表面層の炭素繊維方向である 45°方向に大きく広 がっており,貫通孔より大きな範囲で,表層がはが れている様子が観察できる.これは、一昨年の報告 書[8] で述べたように, CFRP は強度に異方性がある ためである. 試験片の写真から, 画像解析(フリー ソフトウエア ImageJ) により、貫通孔の面積を算出 した結果を表1に示す.飛翔体の直径に比べ,貫通 孔の最大長さは1.7倍で,飛翔体の投影面積に比べ, 貫通孔の投影面積は 1.9 倍となっており、大きな貫 通孔であることがわかる.また,実験前後における ターゲットの質量変化を表2に示す. ターゲットの 貫通孔に相当する分、明確に減少していることもわ かる.この程度のサイズの貫通孔径であれば、質量 によっても損傷量を評価できそうであることもわか った.



(a) Impact side



(b) Rear side Figure 3. Photograph of penetration hole

Table 1 Penetration hole

飛翔体	衝突	貫通孔の	貫通孔の
直径	速度	最大長さ	投影面積
[mm]	[km/s]	[mm]	[mm <sup>2</sup> ]
3.2	2.3	5.3	15

<b>m</b> 11	<b>^</b>		•	
- Lobic		1 hongo	1 1 10	maga
ганн	• Z.	<b>U</b> HAII9E		111/2/88
I GOIG	_	Chiunge	·	mabb
		<u> </u>		

実験前のターゲ	実験後のターゲ	損失質量			
ット質量 [g]	ット質量 [g]	[mg]			
11.949	11.877	72			



(a) Front side (b) Rear side Figure 4. Photograph of coating specimens before irradiation





(a) Front side irradiation (30.8 MGy)

(b) Rear side Figure 5. Photograph of coating specimens after



Figure 6. Temperature during irradiation

[18003]

3.2 コーティング材への照射

両面に耐 AO コーティングを施した炭素繊維複合 材料を準備し,電子線照射を行った.電子線照射前 の写真を図4に,照射後,ガラスアンプルに封入し た際の写真を図5示す.ガラスアンプルの封入によ り,耐 AO コーティングが剥がれている様子が分か る.図6に,電子線照射中の温度変化を示す.温度 の上昇が影響しているとも考えられ,今後,原因を 明らかにする必要がある.

両面の耐 AO コーティングでは不具合が見つかっ たので、片面の耐 AO コーティングを行い、同様の 照射を行った.照射後、ガラスアンプルに封入した 際の写真を図7示す.ガラスアンプルに封入しても、 変化が見られず、コーティング材に電子線照射でき たことがわかる.図8に、電子線照射中の温度変化 を示すが、図6と同様の温度の変化にも関わらず、 図5に示した不具合が解消された.不具合が見つか り、電子線照射をやり直してしまい、衝撃時の評価 を現在、行っている.急ぎ、解析をすませ、結果を公 表していく.



(a) Front side(b) Rear sideFigure 7. Photograph of coating specimens after irradiation (30.8 MGy)

## 4. まとめ

衝撃実験については、予備実験を行い、評価項目 および手法について、確認を終えた. コーティング 材の電子線照射については、片側のコーティングを 行うことにより、不具合を解消することができた. 不具合の解消にとても時間がかかってしまったが、 急ぎ、衝撃実験を行い、解析をすませ、結果を公表 していく.



Figure 8. Temperature during irradiation

### 参考文献

- 平出哲也,"宇宙航空用繊維強化樹脂の放射線劣化機構 およびその評価法に関する研究",博士論文,1991 http://dl.ndl.go.jp/info:ndljp/pid/3085572
- [2] 八坂哲雄, 宇宙のゴミ問題―スペース・デブリ, 裳華 房, 1997.
- [3] 木部勢至朗, "宇宙の厄介者:スペースデブリ", 航空 と文化, 106, 2013.
- http://www.aero.or.jp/web-koku-to-bunka/2013\_04/201304. html
- [4] Eric L. Christiansen, Ed Cykowski, Javier Ortega, "Highy oblique impacts into thick and thin targets", International Journal of Impact Engineering, 14(1-4), 1993, 157-168.
- [5] V.S. Hernandez, L.E. Murr, I.A. Anchondo, "Experimental observations and computer simulations for metallic projectile fragmentation and impact crater development in thick metal targets", International Journal of Impact Engineering, 32(12), 2006, 1981–1999.

http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0734743X 05000928

[6] Masahiro Nishida, Akie Hongo, Yasuyuki Hiraiwa, Masumi Higashide, Effects of gamma ray irradiation on penetration hole in and fragment size from carbon fiber reinforced composite plates in hypervelocity impacts, Composites Part B: Engineering, 169, 2019, 229-238.

https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359836 818335224

- [7] 本江晶絵,西田政弘,東出真澄,超高速衝突によるCFRP の破壊挙動と放射線の関係性,第43回複合材料シンポ ジウム講演論文集(2018)
- [8] 西田政弘,平岩泰幸,東出真澄,放射線照射が繊維強化複合材料の破壊メカニズムに与える影響, 平成 28 年度原子力機構施設利用共同研究 一般 共同研究 成果報告