

エンボス加工 MLI の微小デブリ防御性能

○東出 真澄, 平井 隆之, 黒崎 裕久, 長谷川 直, 松本 晴久 (JAXA)

higaside@chofu.jaxa.jp

1. はじめに

デブリ環境の悪化に伴いデブリ衝突リスクを考慮した人工衛星の設計が必要になっている。デブリ環境モデルで解析すると、低高度軌道では、運用中の衛星に直径 1 mm 以下の微小デブリ衝突が 1 回以上発生する。衛星構成要素に対する微小デブリの衝突試験例や数値解析結果は世界的にみてほとんど発表されておらず、デブリ防護設計を実行するためのデータが不足している。そこで JAXA では、人工衛星のデブリ防護設計の考え方やその実行手順に関する基準書の策定と共に、衛星構造要素や防御材の損傷例をマニュアルとして整備しているところである¹⁾。本活動のなかで実施された、衛星構造要素に対する衝突試験や数値解析によって、JAXA 衛星によく用いられる電力ハーネスは直径 0.2 mm 以上のデブリ衝突で故障を起こすリスクがあり、構体に使用されるハニカムサンドイッチパネルは直径 0.3 mm 以上のデブリを防護できないことがわかった^{2,3)}。デブリ衝突による損傷リスクが許容できないと判断された要素には、何らかの防護材を付与することになる。

国際宇宙ステーションに使用されている防護構造は、搭載実績があり信頼性が高い。しかし主材料はアルミ合金で、衛星に搭載すると重量増加の影響が大きくなってしまふ。そこで、高強度繊維織布の微小デブリ防護効果について調べた⁴⁾。高強度繊維織布は形状が柔軟な上に、多層に重ねると高いデブリ防護性能を有することがわかったが、放射線に対する脆弱性や温度環境による劣化等、適用可能条件に制約が大きいこともわかった。そこで本研究では、ほとんどの衛星外表面に断熱の目的で設置されている多層断熱材 (MLI: Multi-Layer Insulation) の持つデブリ防護性能に着目した。MLI で微小デブリ防護が可能なのであれば、新規に防護材を探す必要がなく簡便に防護対策が実施できる。過去に Lambert⁵⁾によって、MLI の衝突エネルギー吸収効果が調べられている⁵⁾。この研究では、厚さ 2 mm のアルミ板上に 22 層の MLI を配置して、直径 1 mm 前後のアルミ球を 6 km/s で衝突させる実験を行った。MLI で防護されたア

ルミ板は、MLI がいない場合と比較して、貫通に必要なエネルギーが 9 J から 25 J に増加した。MLI による防護性能向上が確認されている。衛星への衝突が懸念されている微小デブリは更に小さく、デブリ直径と MLI の層厚が近づけば、更なる防護効果が期待できる。

また、最近では図 1 に示すエンボス加工フィルムが MLI に用いられるようになってきている。エンボス加工 MLI は、耐熱温度が高い。これは、フィルムの凹凸によって層同士の接触面を小さくでき、通常層間に配置する樹脂メッシュ製スペーサを省略できるためである。更に、エンボス加工 MLI は取り扱いやすく加工性が高いというメリットもある。しかし、エンボス加工費用で MLI としての金額が高く、まだ広くは用いられていない。エンボス加工フィルムの持つ凹凸で 1 層当たりが厚く、MLI 全体の厚みは通常の MLI と比較すると 2 倍以上になる。この凹凸によって生まれる層間空間は、デブリが MLI 表層に衝突して破片化すれば、デブリ破片を拡散する効果を持つと考えられる。したがって、エンボス MLI は通常の MLI より高いデブリ防護性能を持つ可能性が高い。

本研究の目的は、微小デブリに対する MLI の防護効果を調べることである。低高度軌道衛星に良く用いられる MLI とエンボス加工フィルムを用いた MLI の防護性能を、衝突試験によって評価した。

2. 一般的な MLI

一般的な衛星用 MLI は、表面がアルミ蒸着されたポリイミドやポリエステルフィルムを、10 層程度積層した

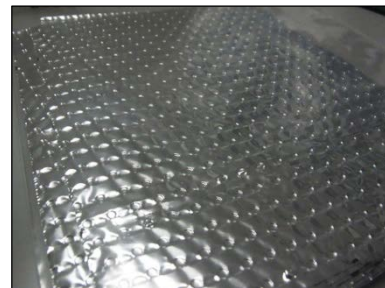


図 1 エンボス加工フィルム

表 1 試験に使用した MLI

	ID	MLI-I	MLI-II	MLI-III	MLI-IV	MLI-V
最外層	材料	片面アルミ蒸着ポリイミド	両面アルミ蒸着ポリイミド	片面アルミ蒸着ポリイミド	両面アルミ蒸着ポリイミド	片面 ITO 片面アルミ蒸着ポリイミド
	厚さ	50 μm	25 μm	25 μm	25 μm	50 μm
中間層	材料	両面アルミ蒸着ポリエステル				
	厚さ	6 μm	6 μm	12 μm	6 μm	6 μm
	層数	10 層	10 層	10 層	6 層	10 層
最内層		両面アルミ蒸着ポリイミド, 25 μm				
	重量	268 g/m^2	229 g/m^2	315 g/m^2	154 g/m^2	268 g/m^2

構造になっている。宇宙に面する最外層の表面には、放射線や原子状酸素の保護コーティング等が施されている場合もある。中間層には、断熱のため両面がアルミ蒸着されたフィルムを使用する。フィルム同士の接触を防ぐため、通常は各層間に樹脂繊維メッシュが挿入される。MLI 全体の厚さは 1~2 mm 程度になる。

本研究ではまず、表 1 に示す 5 種類の一般的な MLI の防護性能を調べた。最外層の材料はポリイミド、中間層はポリエステルに統一した。全てのスペーサには同一のポリエステルメッシュを使用した。MLI-II を基準として比較すると、MLI-I は最外層の厚さが 50 μm と厚い。MLI-III は中間層の厚さが 2 倍になっており、重量も最も大きくなっている。MLI-IV は中間層の層数が少なく、重量は最も軽い。MLI-V では、ITO (インジウムすず酸化物) 膜を持ったフィルムを最外層に配置した。ITO 膜は表面電位を低く抑えたい場合に用いられるコーティングである⁶⁾。

3. 超高速衝突試験

MLI 設置図を図 2 に示す。MLI は通常、衛星構体表面に面ファスナで固定されている。これを模擬するため、150 mm 角に切断した MLI の四隅をアルミ合金板上に両面テープで固定した。したがって、MLI とアルミ合金板は密着していない。衝突試験は JAXA 宇宙科学研究所の二段式軽ガス銃で実施した。低高度軌道におけるデブリ平均衝突速度は 10 km/s であるが、直径 1 mm 以下の固体を 10 km/s で安定射出するのは非常に難しい。本研究ではアルミ球が 10 km/s で衝突した時に生じる衝撃圧を模擬するため、密度の高い鋼球を模擬デブリとして使用し、6 km/s で MLI に衝突させた。鋼球の直径は 0.1, 0.3 mm の 2 条件試験した。模擬デブリは散弾法を用い

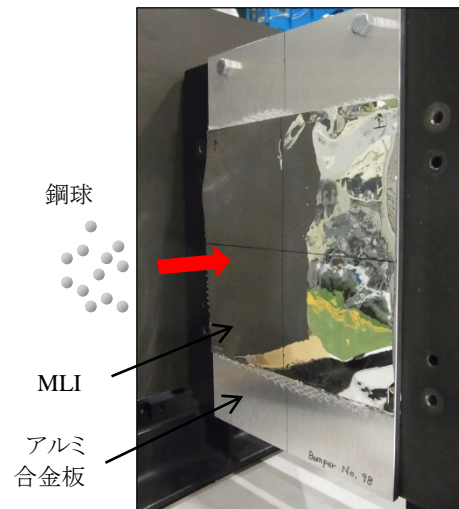


図 2 MLI 設置図

て射出し、複数個を同時に衝突させた。試験チャンバの真空度は 1~10 Pa に設定した。

4. 試験結果

直径 0.3 mm の模擬デブリは 5 種類の MLI 全てを貫通した。直径 0.1 mm の模擬デブリは、MLI-III のみ貫通しなかった。これは、MLI-III が最も面密度が高かったことが理由と考えられる。直径 0.1 mm の模擬デブリが貫通した他の MLI について、裏面に生じた貫通穴の光学顕微鏡観察を実施した。結果例を図 3 に示す。模擬デブリ貫通後の裏面には、MLI-I, II, IV では衝突面よりも大きい貫通穴が生じた。模擬デブリが MLI 貫入中に破碎され、損傷範囲が広がったと考えられる。層数の少ない MLI-IV が、最も裏面の損傷面積が大きかった。一方で、MLI-V は他の MLI とは異なり、微小な貫通穴が複数固まって存在した。これは、破碎された模擬デブリのうち、エネルギーの小さい破片は MLI 中で捕獲されたことを示し

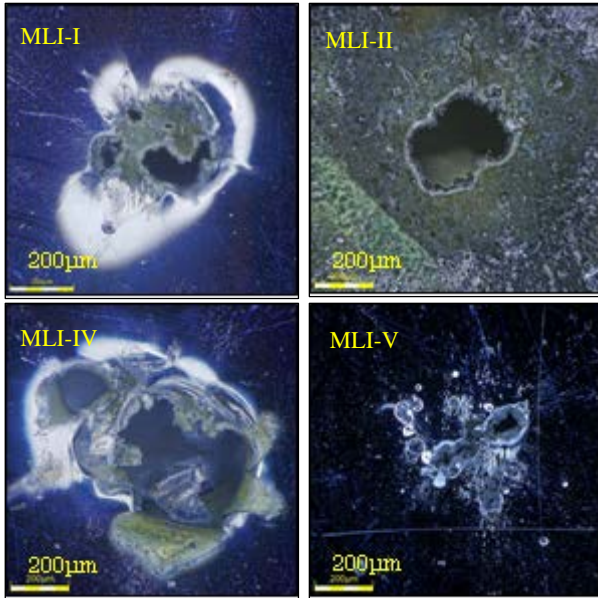


図3 直径 0.3 mm の模擬デブリ貫通後 MLI 裏面に生じた貫通穴

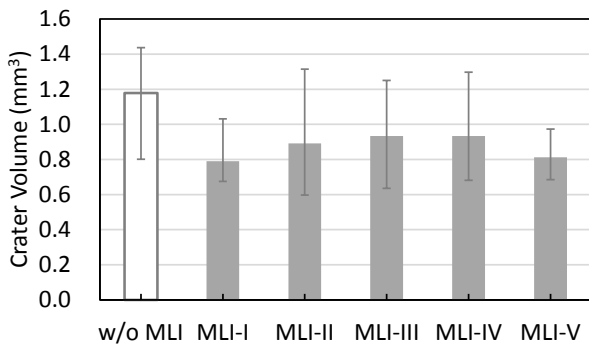


図4 MLI 背後のアルミ板に生じたクレータの体積

ている。表層の ITO 膜がデブリの微細化に貢献することがわかった。

直径 0.3 mm の模擬デブリ衝突後、MLI 背後に設置したアルミ合金板上に生じたクレータの体積を測定した。結果を図 4 に示す。左の棒グラフは、MLI のないアルミ合金板に直接模擬デブリが衝突した場合のクレータ体積を表している。棒グラフはクレータ体積の平均値、エラーバーは実験データの最大最小値を表す。各条件で 10 点以上のデータを取得できたが、MLI-V のみ 3 点しかデータが得られていない。MLI の有無で比較すると、MLI によってクレータ体積が平均で 2 割程度減少されることがわかった。誤差範囲が広い理由は、飛翔体直径のバラツキが 20%程度存在するためであると考えられる。

5. エンボス加工 MLI の評価

MLI-II の中間層をエンボス加工フィルムに置き換えた

表 2 試験したエンボス加工 MLI

ID		MLI-II	MLI-E
最外層		両面アルミ蒸着ポリアイミド, 25 μm	
中間層	材料	両面アルミ蒸着ポリエステル	エンボス加工両面アルミ蒸着ポリエステル
	厚さ	6 μm	約 700 μm
	層数	10 層	
スペーサ	材料	ポリエステルメッシュ	n/a
	厚さ	約 160 μm	
	層数	11 層	
最内層		両面アルミ蒸着ポリアイミド, 25 μm	
重量		229 g/m²	287 g/m²

供試体を製作した。エンボス加工 MLI の構成を表 2 に示す。エンボスフィルムの重量は、規格 (NASDA-QTS-1048A) で定められた最大値を使って計算したため、実際の重量より少し大きい。

MLI-E にも、MLI-I~V と同条件で衝突試験を実施した。その結果、直径 0.3 mm の模擬デブリは他の MLI と同様貫通したが、直径 0.1 mm の模擬デブリは非貫通であった。MLI-E の実際の面密度は表 2 で示した値よりも小さいと考え、面密度の近い MLI-I と MLI-V は直径 0.1 mm のデブリを貫通したため、エンボス加工の凹凸によって防御性能向上が向上したと考えられる。今後、詳細解析を行っていく。

6. まとめ

6 種類の MLI に微小デブリ衝突試験を実施し衝突耐性を調べた結果、MLI は微小デブリ防護効果を持つことが確認できた。直径 0.1 mm の模擬デブリを、厚さ 12 μm の中間層フィルムで作られた MLI で防護することができた。直径 0.3 mm の模擬デブリは全ての MLI を貫通したが、MLI 背後に配置したアルミ合金板のクレータ体積測定によって、MLI はデブリ衝突エネルギーを 2 割程度低減できることがわかった。また、ITO 膜によってデブリの破砕が進行することが衝突痕から示されたが、実験数が少なくエネルギー吸収効果について評価できなかった。今後追加試験を実施する予定である。エンボス加工フィルムの適用によって、MLI のデブリ防護性能を向上できる可能性が示唆された。今後詳細な解析を実施し、その効

果について定量的に評価していく。

謝辞

本研究は、JAXA 宇宙科学研究所スペースプラズマ共同利用(超高速衝突実験施設)を用いて実施されました。

JAXA 研究開発部門第二研究ユニットの畠中龍太氏に、MLI 供試体の構成についてご助言受け、エンボスフィルムを提供いただきました。本研究の実施にあたり JAXA デブリ防護設計標準 WG・熱設計標準 WG 委員の皆様にご助言いただきました。感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 松本晴久, デブリ防護設計標準 WG, デブリ防護設計標準(WG3)の活動状況, 第4回スペースデブリワークショップ, 2011 年.
- 2) Nitta, K., et al., Discharge of Spacecraft Solar Panels by Hypervelocity Impact, Trans. JSASS, Space Tech. Japan, Vol. 8, No. ists27, pp. Pr_2_55-Pr_2_62, 2010.
- 3) Higashide, M., et al., Sub-millimeter Debris Impact Damage of Unmanned Spacecraft Structure Panel, Procedia Eng., Vol. 58, pp.517-525, 2013.
- 4) 東出真澄, 他, 微小粒子衝突に対する高強度繊維織布の防御性能評価, 日本惑星科学会誌, 第 24 巻, 第 3 号, pp. 263-268, 2015 年.
- 5) Lambert, M., Hypervelocity impacts and damage laws, Adv. Space Res., Vol. 19, No. 2, pp. 369-378, 1997.
- 6) 木田隆, 他, 人工衛星と宇宙探査機, 宇宙工学シリーズ 3, コロナ社, 2001 年.