

スペースデブリシールド構成材料の積層順序 の検討

中神, 正智 / 片山, 雅英 / 新井, 和吉 / NAKAGAMI,
Masatomo / KATAYAMA, Masahide / ARAI, Kazuyoshi

(出版者 / Publisher)

法政大学情報メディア教育研究センター

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学情報メディア教育研究センター研究報告

(巻 / Volume)

20

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

4

(発行年 / Year)

2007-03-20

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00002012>

スペースデブリシールド構成材料の積層順序の検討

中神 正智

法政大学院工学研究科機械工学専攻

片山 雅英

伊藤忠テクノソリューションズ(株)

新井 和吉

法政大学工学部機械工学科

本研究では、スペースデブリ衝突を防護する宇宙構造物用の耐衝撃性複合シールドの開発を目的としている。スペースデブリシールド構成材料として、現在宇宙構造物のシールド材として主に用いられているアルミニウム合金(A6061-T6)および高分子材料の中でも特に高い耐衝撃性を有しているポリカーボネート(PC)を用いた。それぞれの材料を積層させ、高速衝突実験および数値シミュレーションを行うことで、積層順序による衝突の微視的な変形挙動および破断形状の違いについて検討を行った。

1. はじめに

現在、国際宇宙ステーションの運用を始めとし、人類の新たな資源・エネルギー確保にともなう宇宙活動が活発化している。しかしながら宇宙空間上には、スペースデブリ(space debris)と呼ばれるロケットや人工衛星の残骸等の人工的な軌道上残存物が存在する。これらは低軌道では約 7.5km/s に達する速度で軌道上を周回し、地球周回軌道上の宇宙ステーションや人工衛星、スペースシャトル等の宇宙大型構造物に衝突した場合には、甚大なダメージを与える可能性がある^[1]。このため、宇宙構造物にはスペースデブリの衝突を防御するためのバンパの設置が必須となっている。

スペースデブリ衝突を防護する宇宙構造物用の耐衝撃性複合シールドの開発を目的とし、これまで、宇宙構造物構成材料表面へのスペースデブリやメテオロイドの衝突を想定した数値シミュレーションと、解析結果の可視化を行うことにより、材料の変形・破壊メカニズムを解明し、その防止策と設計指針の検討を行ってきた^{[2]~[6]}。

本研究では、宇宙構造物のシールド構成材として主に用いられているアルミニウム合金(A6061-T6)、および高分子材料の中でも特に高い耐衝撃性を有しており将来シールド構成材料として有望なポリカーボネート(PC)を用い、これらの材料を積層させた場合のスペースデブリ衝突現象を想定した高速衝突実験および数値シミュレーションを行った。数値シミュレーションの妥当性の検討を行い、それぞれの積層ターゲット衝突の微視的な変形挙動および破断形状の違いについて検討を行った。

2. シールドおよびスペースデブリ材料

宇宙構造物用シールド構成材料として A6061-T6(板厚 1mm)と PC(板厚 1mm)を使用し、積層順序を変えたターゲットを用いた。スペースデブリを模擬した飛翔体には、バンパ材料がデブリ化した場合を想定し、主にバンパ材として用いられている A6061-T6 を使用した。

3. 数値解析法および高速衝突試験

3.1 適用解析コードおよび解析法

衝突現象の数値シミュレーションには、衝撃解析コード AUTODYN-2D / 3D(伊藤忠テクノソリューションズ(株))

を用い、解析法は前報^{[4],[6]}と同じである。

3.2 状態方程式および材料構成則

状態方程式には、高速衝突現象を想定しているため、Mie-Grüneisen 型 Shock Hugoniot モデルを用いた。スペースデブリおよび宇宙構造物シールド構成材料を模擬したターゲットの構成則として A6061-T6 には加工硬化、温度依存性を考慮した Steinberg-Guinan モデルを、PC には加工硬化を考慮した Piecewise-Linear モデルを用いた^{[4],[6]}。

材料破壊モデルとしては、高速衝突現象でのターゲット貫通時における巨視的な破壊メカニズムとして、衝突圧により生じる相当塑性ひずみが限界に達することによる破壊を想定した。

3.3 解析条件および評価方法

ターゲットは、直径 100mm とし、A6061-T6 と PC を積層させ、周囲を完全拘束とした。飛翔体は形状を先端半球型円柱とし、直径を 9.5mm、質量を 3.0g と一定とした。衝突角度は 90°の垂直衝突とした。

数値シミュレーションの妥当性の評価方法としては、飛翔体の衝突前後の速度変化および貫通限界速度の比較を行った。貫通限界速度は衝突前後の速度のグラフから衝突後速度が 0 となる衝突速度を内挿し用いた。

3.4 高速衝突試験

数値シミュレーションの妥当性を検討するために、数値シミュレーションと同一の条件において高速衝突実験を行った。高速衝突実験には、本研究室で開発中の超臨界流体ガン^[7]を用いた。衝突前後の飛翔体の速度測定には、高速度ビデオカメラ((株)フォトン、FASTCAM-ultima)を使用した。

4. 結果および考察

これまでの結果より^{[4],[6]}、A6061-T6 および PC 単体において、解析結果と実験結果との衝突前後速度の比較から、解析結果の妥当性は示された。それぞれ破断形状は Fig.1 で示すように A6061-T6 はプラグ(破片)を発生させるプラグングの破断形状を、PC ではプラグが発生しないペタリングの破断形式を示す。

4.1 数値シミュレーションの評価

Fig.2はA6061-T6の後方にPCを積層したターゲットにおける衝突前後の飛翔体速度の解析結果と実験結果との比較を示す。衝突前後の速度の解析結果は実験結果と概ね良い一致を示していることが分かる。貫通限界速度の比較においても、解析値では155.0m/s、実験値が156.2m/sであることから、数値シミュレーションの妥当性を示すことができた。

ついで、PCの後方にA6061-T6を積層したターゲットにおける衝突前後の飛翔体速度の実験結果と解析結果(2Dと3D)の比較をFig.3に示す。実験結果と3Dの解析結果は概ね一致しており、また、貫通限界速度も解析値が184.9m/s、実験値が185.2m/sとなり、この積層順序においても数値シミュレーションの妥当性が示すことができた。

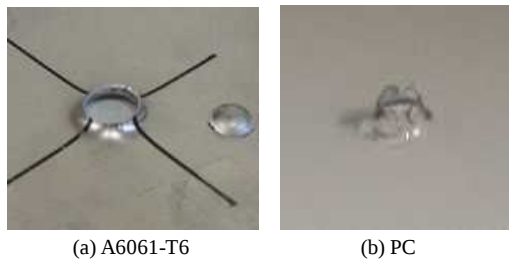


Fig.1 Back view of target (target thickness=1mm).

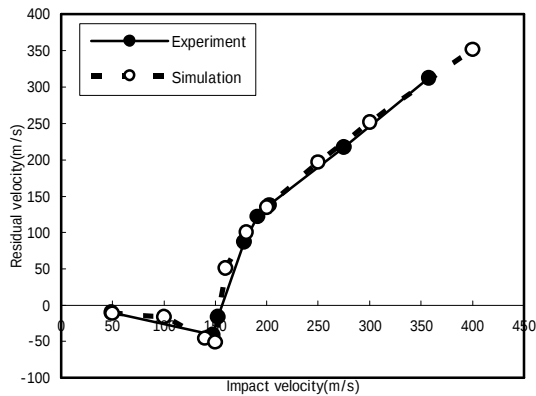


Fig.2 Comparison of calculation and test results (Al+PC).

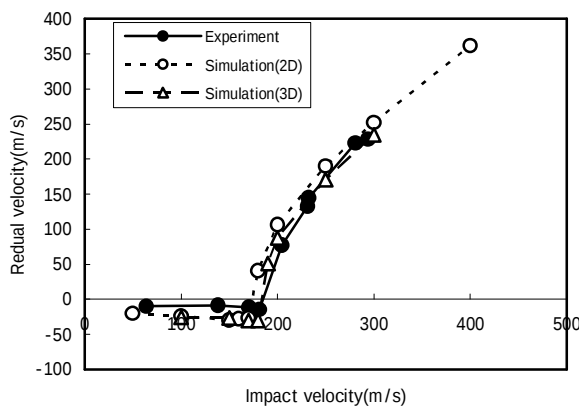


Fig.3 Comparison of calculation and test results (PC+Al).

4.2 A6061-T6 および PC の積層順序による影響

Fig.4に前面の材料単体の場合とその後方に別の材料を積層した場合の貫通限界速度の比較を示す。Fig.5には積層ターゲットの理論エネルギー吸収量と実験およびシミュレーションにより求めたエネルギー吸収量を示す。ここで、理論エネルギー吸収量とは各材料の単体時の貫通限界速度におけるエネルギー吸収量を足したものであり、エネルギー吸収量とは積層した材料の実際の衝突実験またはシミュレーションから貫通限界速度において飛翔体の持つ運動エネルギーをどれだけ吸収できたかを表わしたものである。

A6061-T6の後方にPCを積層した場合は、Fig.4(a)より、積層することでA6061-T6単体に比べ貫通限界速度はあまり上昇しないことが、また、Fig.5(a)より理論エネルギー吸収量よりも積層ターゲットのエネルギー吸収量は小さくなることからわかる。Fig.6には、衝突時の破壊過程のシミュレーション結果を示す。飛翔体衝突時に、前面のA6061-T6により発生したプラグが、後方のPCに接触するためプラグの端面角部によりPCが応力集中を受け、その部分からせん断破壊をしている。実験後のターゲットもFig.7で示すようにPCがせん断破壊によりプラグを発生していることがわかった。これらのことから貫通限界速度はA6061-T6単体の場合と比べあまり上昇せず、積層による効果は小さい。

PCの後方にA6061-T6を積層した場合は、Fig.4(b)より、積層することでPC単体に比べ貫通限界速度は上昇する

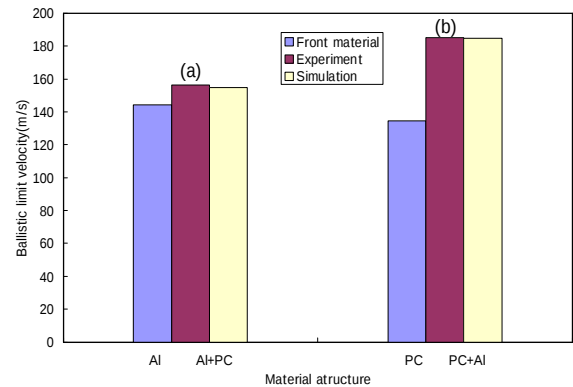


Fig.4 Comparison of ballistic limit velocity with laminated materials.

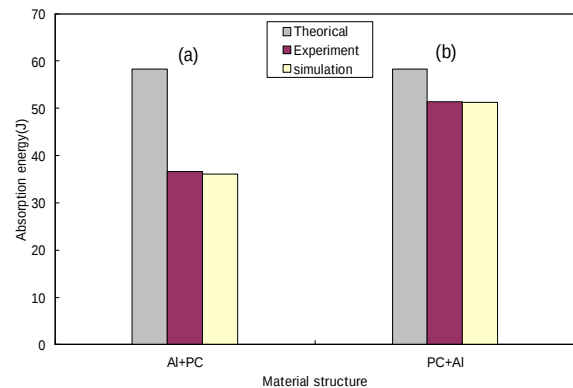


Fig.5 Comparison of amounts of energy absorption with laminated materials.

ことが、また、Fig.5(b)より理論エネルギー吸収量は積層ターゲットのエネルギー吸収量にほぼ近くなることがわかる。また、Figs.8 および 9 には、それぞれ、PC と A6061-T6 の損傷形状を示す。前面の PC はペタリングで破断しており、また後方の A6061-T6 もペタリングで破断している。さらに、A6061-T6 は単体の場合(Fig.1(a))と比べ、前面に PC がある場合(Fig.9)には、大きく変形すなわちたわんでいることがわかる。このことから、前面に PC があることによって A6061-T6 のたわみが飛翔体の衝突エネルギーを分散したものと考えられ、積層による効果が得られる。

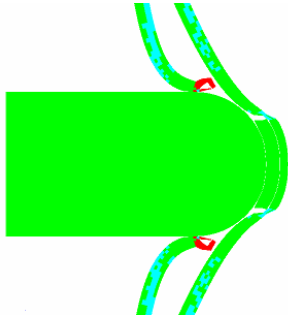


Fig.6 Simulation of failure process of target(Al+PC).

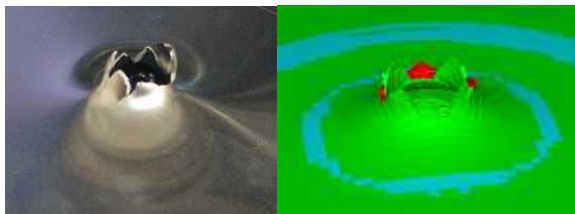


Fig.7 Back view of target(Al+PC).



Polycarbonate

Fig.8 Back view of PC target(PC+Al).



(a)Experiment

(b)Simulation

Fig.9 Back view of Al target(PC+Al).

5. おわりに

宇宙構造物構成材料表面へのスペースデブリ衝突を模擬し、シールド材料の積層順序による影響の検討を行うため、A6061-T6 と PC の積層順序を変化させたシミュレーションを行い、各ターゲットの貫通限界速度や破壊メカニズムの検討を行った結果、以下のことがわかった。

1. A6061-T6 の後方に PC を積層した場合、前面の A6061-T6 によって発生したプラグによって後面の PC が影響を受けて破断してしまうため、貫通限界速度はあまり上昇せず、積層による効果は小さい。
2. PC の後方に A6061-T6 を積層した場合、前面の PC の影響を受け後方の A6061-T6 がペタリングにより損傷する。このため A6061-T6 は単体での衝突に比べ大きくたわむことができ、衝突エネルギーを分散することができるため、貫通限界速度が上昇し、積層による効果が得られる。

【謝辞】本研究は、法政大学情報メディア教育研究センターの 2007 年度研究プロジェクトとして遂行したものであり、同センターに感謝の辞を表します。

参考文献

- [1] 八坂哲雄, “宇宙のゴミ問題 - スペースデブリ”, 装華房, 1997
- [2] 新井和吉, 福島恵太, 増田望, 安田雄治, “静止軌道における耐スペースデブリ衝撃材の貫通破壊実験と数値シミュレーション”, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 1E2, pp.292-297, 2003
- [3] 新井和吉, 金本健吾, 加納学, 福島恵太, 増田望, “超臨界流体銃を用いた耐スペースデブリ用シールドの貫通破壊実験”, 平成 15 年度衝撃波シンポジウム講演論文, C15-5-2, pp.263-266, 2004
- [4] 福島恵太, 片山雅英, 田中豊, 新井和吉, “静止軌道におけるスペースデブリ衝突の数値シミュレーション-デブリの質量と形状の影響-”, 法政大学計算科学研究センター研究報告, 17, pp.61-64, 2004
- [5] 春日直樹, 金本健吾, 加納学, 新井和吉, “超臨界流体銃を用いた耐スペースデブリ用バンパ材料の貫通限界速度”, 平成 16 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 17-cC2-2, pp.117-118, 2005
- [6] 中神正智, 片山雅英, 新井和吉, “耐スペースデブリ用バンパ構成材料の高速衝突数値シミュレーション-デブリの衝突角度とバンパの材質による影響-”, 法政大学計算科学研究センター研究報告, 19, pp.7-11, 2006
- [7] 新井和吉, 増田望, 福島恵太, 吉良和弘, “超臨界流体を用いた飛翔体発射装置の開発”, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 1E1, pp.288-291, 2003

キーワード.

スペースデブリ、アルミニウム合金、ポリカーボネート、積層順序、貫通限界速度

Summary.

Lamination Order of Composition Material of Space Debris Shield

Masatomo Nakagami
Graduate school, Hosei University

Masahide Katayama
ITOCHU Techno-Solutions Corp.

Kazuyoshi Arai
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

The purpose of this study is to develop a lightweight small compound shield for the space structure, which defends the space debris impact. Aluminum alloy(A6061-T6)and polycarbonate as shield composition materials were used, and impact tests were conducted for laminated shields of these materials. The effects of a lamination order on the ballistic limit velocity of the shield were investigated considering the plate bending deformation.

Keywords.

Space Debris, Aluminum Alloy, Polycarbonates, Lamination Order, Ballistic Limit Velocity