

耐スペースデブリバンパ材料 (A6061-T6) の貫通限界速度

金本健吾

法政大学大学院工学研究科機械工学専攻

片山 雅英

(株)CRC ソリューションズ

新井 和吉

法政大学工学部機械工学科

本研究では、宇宙構造物用耐スペースデブリ衝撃材の創製を目的とし、デブリを模擬した飛翔体の先端形状を変化させて、現在宇宙構造物用バンパの最外層として使用されているアルミニウム合金 A6061-T6 の貫通限界速度や破壊メカニズムおよび数値シミュレーションの妥当性を検討した。また、A6061-T6 の板厚を変化させた数値シミュレーションおよび高速衝突実験も行い、貫通限界速度や破壊メカニズムに及ぼす耐デブリバンパ材料の板厚の影響も検討した。

1. はじめに

現在、地球の周回軌道には、ロケットや人工衛星の残骸等の人工的な軌道上残存物すなわちスペースデブリが存在し、急激にその数を増やしている。直径数 cm といったデブリであっても、その速度は数 km/s に及ぶ高速なため、人工衛星やスペースシャトル等の宇宙構造物はスペースデブリ衝突に対する防護策が肝要となる。

そこで著者らは、宇宙構造物用耐衝撃新素材の創製を目的とし、スペースデブリに関する研究の中でも報告事例の少ない 1km/s 以下のデブリ衝突速度域において、バンパ材料とデブリの衝突数値シミュレーションおよび実験を行っている^{[1]-[4]}。

本研究では、現在宇宙構造物用バンパの最外層に使用されているアルミニウム合金 (A6061-T6) 板の貫通限界速度と破壊メカニズムの解明を目的に、デブリを模擬した飛翔体の先端角度および A6061-T6 板の板厚を変化させて、貫通限界速度や破壊メカニズムの検討を行った。また、数値シミュレーション結果と高速衝突実験結果の比較から数値シミュレーションの妥当性も検討した。

2. 数値シミュレーション

2.1 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 (株)CRC ソリューションズ) を用い、解析法は前報^[3]と同じである。

2.2 材料破壊モデル

飛翔体先端形状の影響を検討する際には、高速衝突現象での A6061-T6 板 (以下、ターゲット) の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],[4]}。規定した限界相当塑性ひずみ値は、予備計算における飛翔体の形状が先端半球型円柱の場合において実験値とよい一致を示している 0.5 と 0.6 を用いてそれぞれ検討を行った。

2.3 解析条件

飛翔体およびターゲットはアルミニウム合金 A6061-T6 とし、飛翔体先端角度の影響を検討する際には、飛翔体の先端形状を 45°、90°、120°、135°、150°、180° に変化させた。ターゲットは、直径 100mm、厚さ 1.0mm とし、周囲を完全拘束とした。

ターゲットの板厚の影響を検討する際には、ターゲットの板厚を 0.5mm、1.0mm、1.5mm、2.0mm、3.0mm と変化させた。直径 100mm とし、周囲を完全拘束とした。飛翔体は先端半球型円柱とし、質量を 3.0g 一定とした。

3. 高速衝突実験

数値シミュレーション結果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^[5]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) フォトロン、FASTCAM-ultima) を使用した。

4. 結果および考察

4.1 数値解析評価および飛翔体先端角度の影響

数値シミュレーション結果の妥当性を検討するために、衝突速度 50~500m/s において、高速衝突実験結果との比較検討を行った。Fig.1 に実験から得られた飛翔体先端角度を変化させた場合の飛翔体衝突速度と衝突後速度の関係を、Fig.2 および Fig.3 には限界相当塑性ひずみ値を 0.5 および 0.6 とした場合の飛翔体衝突速度と衝突後速度のシミュレーション結果をそれぞれ示す。また、Fig.4 には異なる飛翔体先端角度に対するターゲットの貫通限界速度のシミュレーションと実験結果の比較を示す。限界相当塑性ひずみ値を 0.5 とした場合においては飛翔体先端角度 135°で貫通限界速度が最大値を示しているのに対し、限界相当塑性ひずみ値を 0.6 とした場合においては飛翔体先端角度 120°で貫通限界速度が最大値を示しており、実験値と一致している。限界相当塑性ひずみ値を 0.5、0.6 と変化させた場合において実験値と顕著な違いが表れた

のは貫通限界速度付近のみであり、このことから、限界相当塑性ひずみ値を 0.6 とすることにより本研究における衝突速度域において A6061-T6 の巨視的貫通破壊メカニズムを検討できることがわかった。

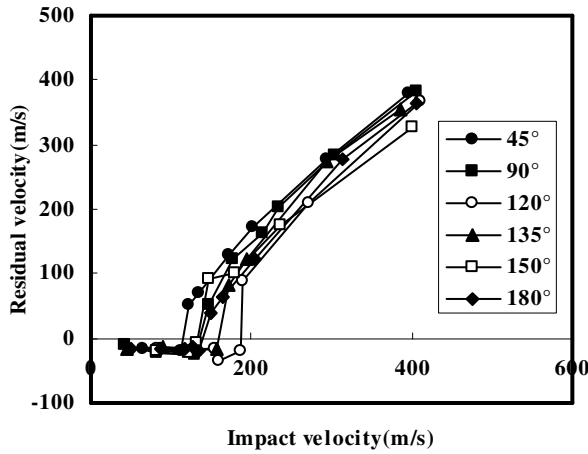


Fig.1 Impact test results for various nose-shaped projectiles.

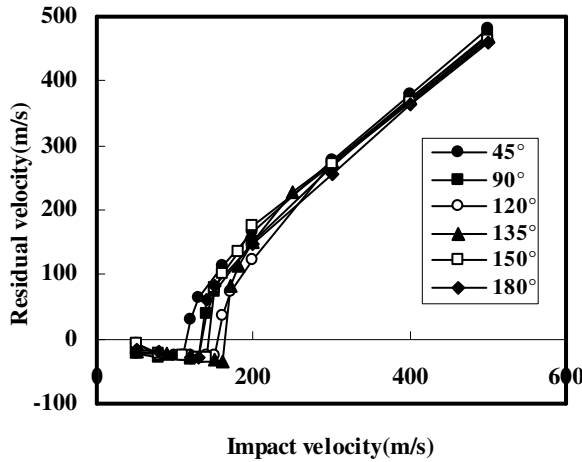


Fig.2 Simulation results for various nose-shaped projectiles. (Effective Plastic Strain=0.5)

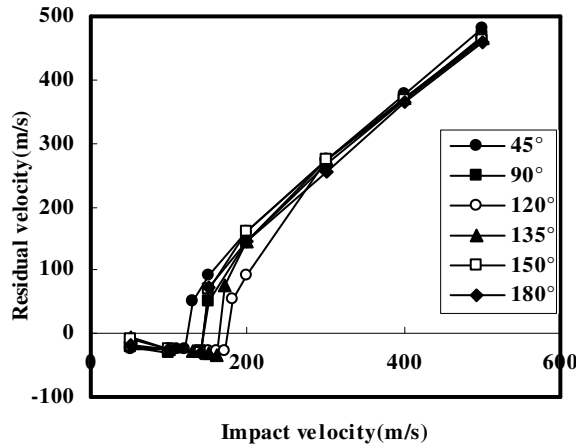


Fig.3 Simulation results for various nose-shaped projectiles. (Effective Plastic Strain=0.6)

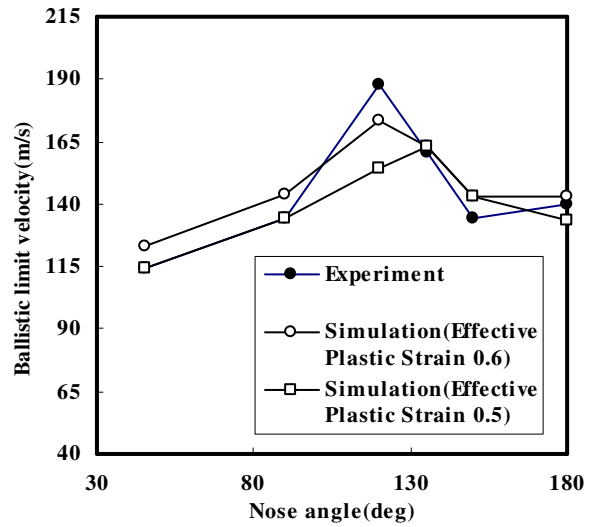


Fig.4 Effect of projectile nose angles on ballistic limit velocity.

次に飛翔体先端角度による貫通限界速度の相違についてターゲットの破壊メカニズムの相違の面から検討を行った。Fig.5 に各先端角度の飛翔体におけるターゲットの貫通破壊様式のシミュレーション結果の一例を示す。飛翔体先端角度 45°、90°の場合には、衝突直後の衝突圧によりターゲット中央から瞬間的に破断し、飛翔体の侵徹に伴いターゲットは飛翔体先端形状に沿うように背面に変形し、貫通破壊している。飛翔体先端角度 150°の場合には、飛翔体とターゲットの接触部は飛翔体の端面角部に集中し、その部分からせん断破壊している。この破壊形式は飛翔体先端角度 180°にも見られた。これらに対し、飛翔体先端角度 120°、135°の場合には、飛翔体の侵徹に伴いターゲットの中央部と飛翔体端面部の両方の接触部にそれぞれ引張り応力とせん断応力が生じ、最終的には端面角部の接触部からせん断破壊していた。この飛翔体衝突時の応力分散は、先端角度 135°に比べて 120°の方がより広範囲であるため、貫通限界速度が最大値を示すことがわかった。

4.2 ターゲットの板厚の影響

ターゲットの板厚を変化させた場合の飛翔体衝突速度と衝突後速度の関係の実験結果およびシミュレーション結果をそれぞれ Fig.6 および Fig.7 に示す。ターゲットの板厚が 2mm と 3mm の場合には、ターゲット貫通後の飛翔体速度のシミュレーション結果は、実験値よりもやや高い値を示している。これは、実験においては完全垂直衝突ではないため、板厚が増加するにつれてターゲットと飛翔体の衝突時の接触時間が増加し、わずかながら飛翔体進行方向に偏向が生じるためであると考えられる。しかし、ターゲットの破壊メカニズムは、Fig.8 および Fig.9 に示すように実験、解析とも破片生成を伴うプラグングの破壊形式をとり、貫通限界速度は概ね一致した。また Fig. 10 に示すターゲットの板厚と貫通限界速度の関係から、本研究における飛翔体速度域においては、板厚に比例して貫通限界速度が増加していくことがわかった。

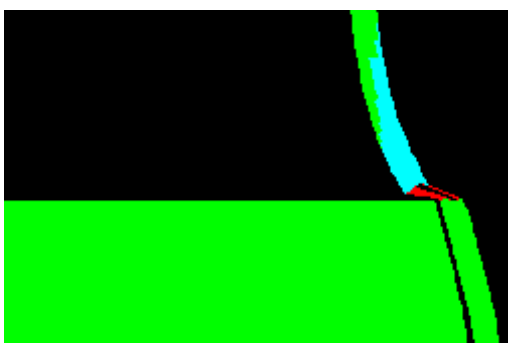
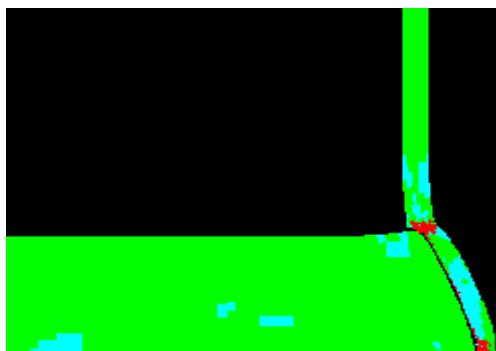
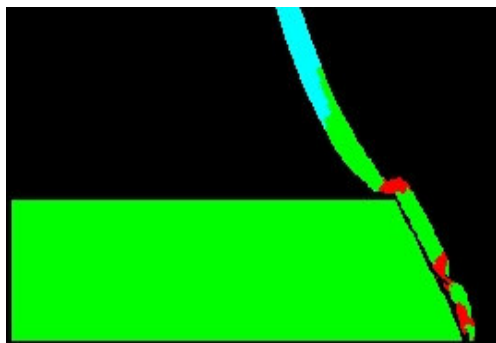
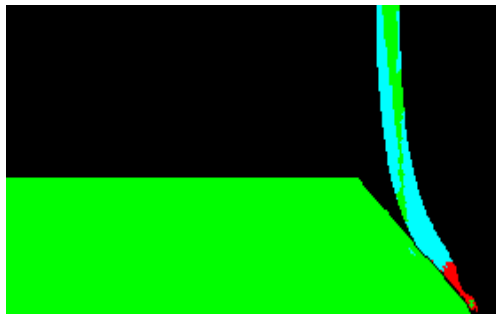


Fig.5 Simulations of failure process for various nose-shaped projectiles.

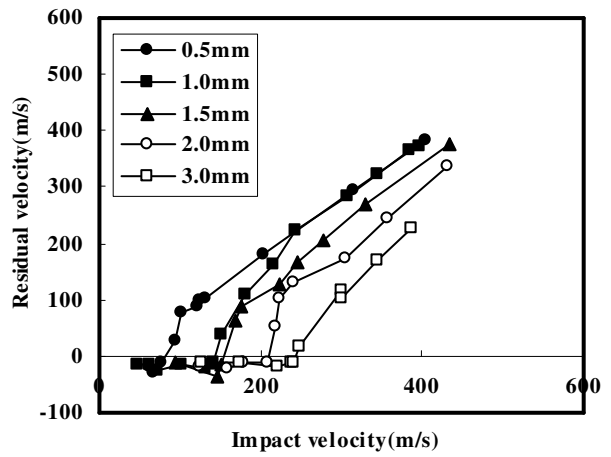


Fig.6 Impact test results for various target thickness.

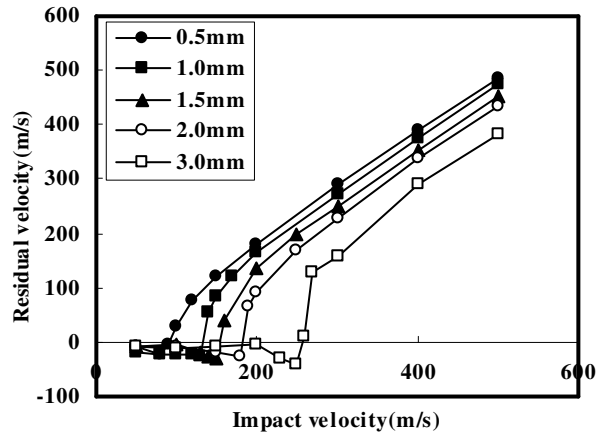


Fig.7 Simulation results for various target thickness.

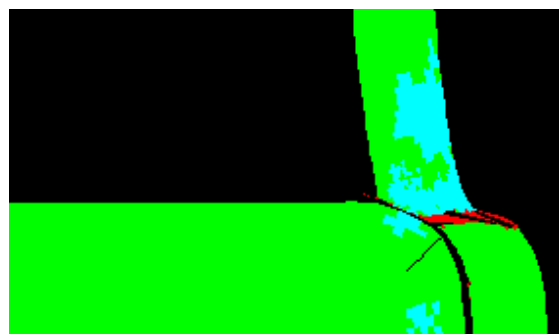


Fig.8 Simulation of failure process for hemispherical projectile. (Target thickness=3mm)



Fig.9 Back view of target. (target thickness=3mm)

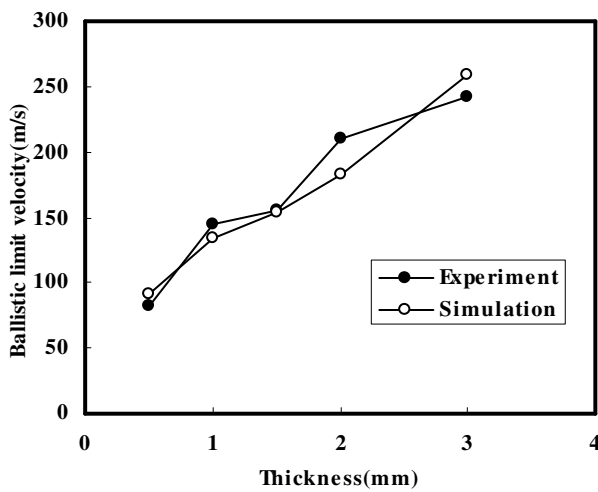


Fig.10 Effect of target thickness on ballistic limit velocity.

5. おわりに

飛翔体の先端角度およびターゲット(A6061-T6)の板厚を変化させて、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 の貫通限界速度は飛翔体先端角度 120°において最大値を示す。これは、飛翔体衝突時の応力が飛翔体先端部と端面部において最も広範囲に分散されるためである。
2. A6061-T6 3mm までの板厚では、飛翔体先端形状が先端半球型円柱の場合、破片生成をともなうプラグングの破壊形式をとる。また、A6061-T6 の貫通限界速度は 500m/s までの飛翔体衝突速度域において、板厚にほぼ比例して増加していく。

【謝辞】本研究は、法政大学計算化学研究センター、2004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] 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, 1E2, pp.292-297, 2003
- [2] 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集, pp.263-266, 2004
- [3] 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
- [4] 安田雄治, 増田望, 福島恵太, 片山雅英, 新井和吉, 田中豊, “静止軌道上におけるスペースデブリ衝突の数値シミュレーションと高速衝突実験”, 法政大学計算科学研究センター研究報告, 16, pp.17-20, 2003
- [5] 特許公開 2003-014398

キーワード.

スペースデブリ、アルミニウム合金、貫通限界速度、デブリ先端形状、バンパ厚さ

Summary.

Ballistic Limit Velocity of Debris Bumper Shield Material (A6061-T6)

Kengo Kanemoto
Graduate school, Hosei University

Masahide Katayama
CRC Solutions Corp.

Kazuyoshi Arai
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

The ballistic limit velocity and failure mechanism of aluminum alloy A6061-T6, which is outer bumper of Whipple shield, are investigated at space debris impact velocities of 1km/s or less. Numerical simulations using Autodyn 2D hydrocode and perforation tests are carried out using various nose-shaped projectiles and debris bumper shields with various thickness.

Keywords.

Space Debris, Aluminum Alloy, Ballistic Limit Velocity, Nose-Shaped Projectile, Debris Bumper Shield Thickness