

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

中神 正智

法政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、現在宇宙構造物のバンパ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)の静止軌道におけるスペースデブリ衝突現象を想定している。飛翔体に A6061-T6 を使用し、高速衝突実験および数値シミュレーションを行った。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い数値シミュレーションの妥当性の検討を行った。また、飛翔体の衝突角度を変化させた場合の衝突の微視的な変形挙動およびそれぞれの材料の衝突による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はじめとし、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や微小隕石(メテオロイド)等が存在する。これらは秒速 10km/s にも達する速度で飛来し、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]。

本研究では、宇宙構造物表面に用いられる耐衝撃新素材の創製を最終目的としている。そのため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いる^{[2]-[6]}。地球周回軌道の中で通信・放送衛星が非常に多数存在する静止軌道において、宇宙構造物とのデブリ衝突を想定した場合、本来同じ軌道上を周回しているため衝突は起こらないはずだが、デブリは摂動により、軌道傾斜角が最大 15 度まで増大する。そのため、静止している衛星とは 15 度で交わることとなり、このときの相対速度は約 800m/s になる^[1]。このことから、宇宙構造物のバンパは様々な角度での衝突が考えられ、それらを想定した実験・解析を行う必要がある。

本研究では、宇宙構造物のバンパ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バンパ構成材料として有望なポリカーボネート(PC)の静止軌道における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、飛翔体の衝突角度を変化させた場合の衝突の微視的な変形挙動およびそれぞれの材料の衝突による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

宇宙構造物用バンパ構成材料として、ターゲットに A6061-T6 板と PC 板を用いた。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((株)CRC ソリューションズ)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バンパ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 には加工効果を考慮した Piecewise-Linear モデルを用いた^[4]。

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、厚さ 1.0mm とし、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。さらに、衝突角度 α を変化させるため、ターゲットの設置角度を 30°、45°、60°、75°、90°(垂直衝突)と変化した。

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)フォトロン、FASTCAM-ultima)を使用した。

4. 結果および考察

4.1 数値シミュレーションの評価

高速衝突現象でのターゲットの破壊メカニズムには、材料破壊モデルにおける限界相当塑性ひずみの値が影響する。そこで、この値を変化させて解析結果と高速衝突試験結果の比較検討を行った。Fig.1 はターゲットに A6061-T6 板を用い、限界相当塑性ひずみを 0.5、0.6 とした場合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の一例を示す。限界相当塑性ひずみを 0.5 とした場合、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、相当塑性ひずみを 0.5 とした場合の解析値では 144.2m/s となり、実験値が 144.9m/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、ターゲットに PC 板を用い、限界相当塑性ひずみを 2.0 とした場合における衝突前後の飛翔体速度の実験結果と解析結果の比較を Fig.2 に示す。PC 板においても実験結果と解析結果は概ね一致しており、また、貫通限界速度も実験値が 130.2m/s、解析値が 127.0m/s となり、PC 板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。

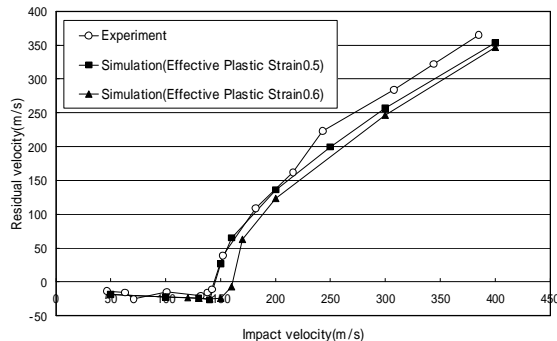


Fig.1 Comparison of calculation and test results (A6061-T6).

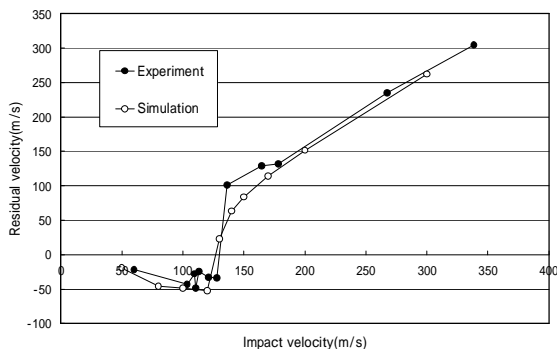


Fig.2 Comparison of calculation and test results (PC).

4.2 A6061-T6 板の衝突角度による影響

ターゲットに A6061-T6 板を用い、衝突角度を変化させた場合の衝突後速度の実験結果および解析結果をそれぞれ Figs.3 および 4 に示す。非貫通時には、実験結果と解析結果に多少の相違があるものの、貫通時にはほぼ良い一致を示している。

Fig.5 には貫通限界速度の実験結果、解析結果および理論値との比較を示した。理論値は次式により、垂直衝突時の貫通限界速度の実験結果 $V(90^\circ)$ から、各衝突角度での貫通限界速度 $V(\alpha)$ を推測した値である。

$$V(\alpha) = \frac{V(90^\circ)}{\sin \alpha}$$

衝突角度 60° 以上の高衝突角度では、解析値および理論値ともに実験値と良い一致を示している。しかし、衝突角度 45° 以下の低角度側では、解析値および実験値は理論値よりも低い貫通限界速度で貫通している。Fig.6 には、衝突角度 30° における飛翔体衝突時の挙動の解析結果を示す。本研究で使用した飛翔体は先端半球型円柱形であるため重心位置が円柱部分にあり、衝突の際に飛翔体が回転し、特に低衝突角度ではこの回転力が大きいため、飛翔体後方部分の衝突がターゲットの損傷に大きな影響を与えている。このため、低角度側の貫通限界速度は理論値と一致しなかったものと考えられる。すなわち、飛翔体の重心位置によっては衝突時の飛翔体の回転が影響し、特に低衝突角度側において垂直衝突の結果から斜め衝突の貫通限界速度を推測することができない可能性があることがわかった。

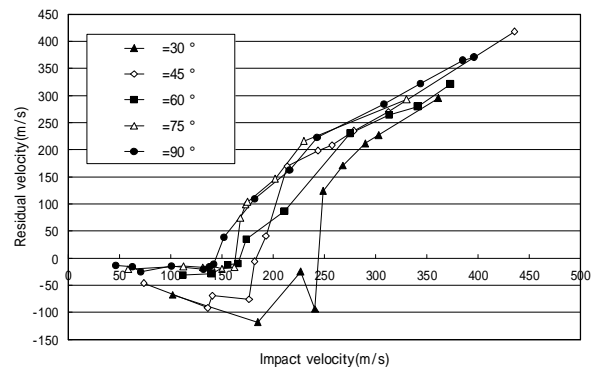


Fig.3 Effect of impact angle on residual velocity (Experiment).

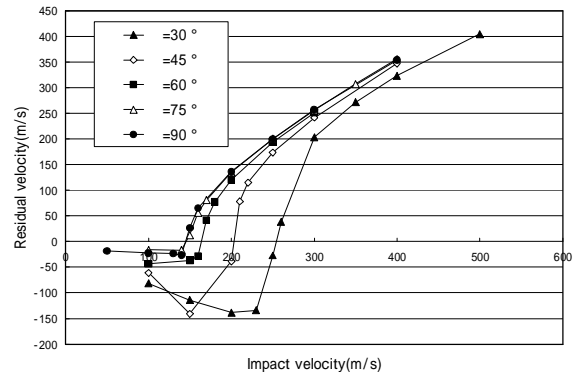


Fig.4 Effect of impact angle on residual velocity (Simulation).

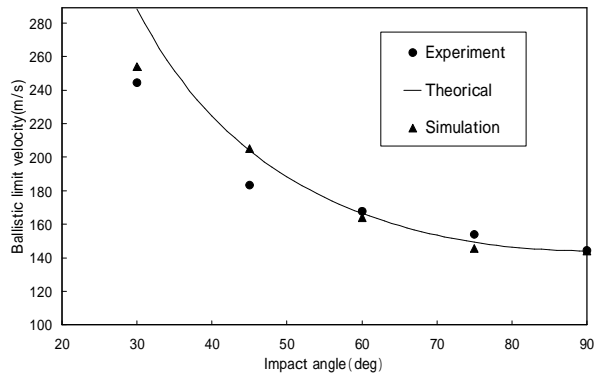


Fig. 5 Comparison of theory value of ballistic limit velocity.

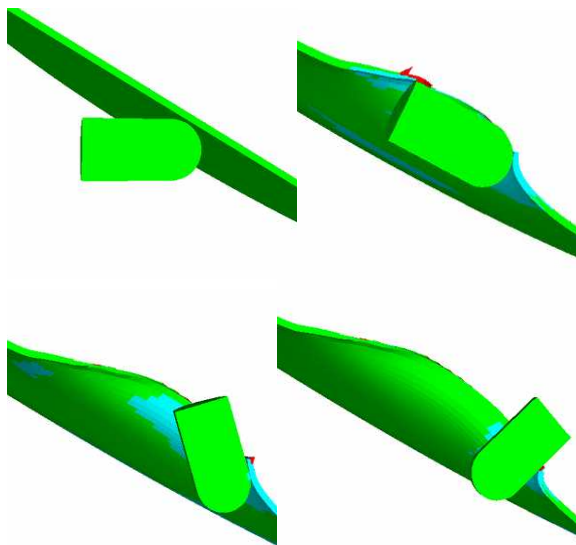


Fig. 6 Numerical simulation of failure process.

4.3 A6061-T6 板と PC 板の貫通時破断形状の比較

飛翔体貫通時のターゲットの破断形状について、A6061-T6 と PC の比較検討を行った。それぞれのターゲットの貫通時の写真($\alpha=0^\circ$)を Fig. 7 に示す。A6061-T6 板ではプラグを発生させるプラグギングの破断形状を示している。一方、PC 板ではプラグが発生しないベタリングの破壊形式を示している。

数値シミュレーションによる破断プロセスの一例を Fig. 8 に示す。A6061-T6 板では衝突の際、先端半球における飛翔体中心軸から 30° 付近の接触部でひずみが限界塑性ひずみに達し、貫通破壊が生じている。一方、PC 板では衝突によってターゲットが大きくたわみ、飛翔体先端中心の接触部でひずみが限界塑性ひずみに達し、貫通破壊が生じている。以上のことから、2つの材料の破断形状の相違はターゲットの限界塑性ひずみの発生位置が異なるためであることがわかった。

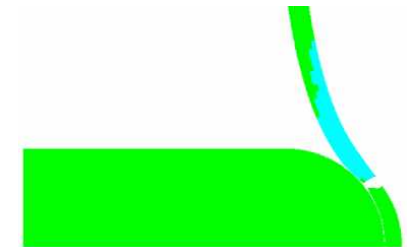


(a) A6061-T6



(b) Polycarbonate

Fig. 7 Back view of target (target thickness=1mm).



(a) A6061-T6



(b) Polycarbonate

Fig. 8 Simulation of failure process of target.

5. おわりに

静止軌道上におけるスペースデブリ衝突を模擬し、ターゲットに A6061-T6 板を用いて衝突角度を変化させたシミュレーションと、ターゲットに PC 板を用いた垂直衝突の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 板の衝突角度の検討から、低角度側における貫通限界速度の解析値は理論値よりも低くなった。これは、飛翔体が衝突する際に回転することで後方部分が衝突し、特に低角度においては後方部分の衝突がターゲットの損傷に大きく影響を与えるためである。
2. 飛翔体貫通時のターゲットの破断形状は、A6061-T6 板ではプラグギング、PC 板ではベタリングの破断形状を表わす。これは衝突の際、ターゲットの限界塑性ひずみの発生位置の相違によるものである。

【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2005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-”，裳華房，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] 金本健吾，片山雅英，新井和吉，“耐スペースデブリバンパ材料(A6061-T6)の貫通限界速度”，法政大学計算科学研究センター研究報告，18，pp.13-17，2005.
- [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、数値シミュレーション、アルミニウム合金、ポリカーボネート、貫通限界速度、衝突角度

Summary.

**Numerical simulation in high velocity impact of bumper composition material
for space debris
—Effects of impact angle of debris and materials of bumper -**

Masatomo Nakagami
Graduate school, Hosei University

Masahide Katayama
CRC Solutions Corp.

Kazuyoshi Arai
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

The space debris impact phenomenon of an artificial satellite on the Geostationary Earth Orbit was assumed, and impact numerical simulations and tests of aluminum alloy (A6061-T6) and Polycarbonate were carried out at various impact angles and velocities. The effects of the impact angle on failure mechanism of A6061-T6 and the difference of failure shape of A6061-T6 and Polycarbonate were discussed using the results of numerical simulation and impacts test.

Keywords.

Space Debris, Numerical Simulation, Aluminum Alloy, Polycarbonates, Ballistic Limit, impact angle