

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 -

福島 恵太

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

田中 豊 新井 和吉

法政大学工学部機械工学科

人工衛星等の耐スペースデブリ用シールドとして多く用いられているアルミニウム合金 (A6061-T6) の、静止軌道上のスペースデブリ衝突速度域における貫通限界速度や破壊メカニズム等の検討を行った。デブリを模擬した飛翔体にも A6061-T6 を用い、飛翔体の質量を 4 種類に変化させて衝突現象の数値シミュレーションおよび実験を行い、ターゲットの貫通限界速度や変形挙動等の検討を行った。さらに、飛翔体の先端形状を 4 種類に変化させた場合の数値シミュレーションおよび実験を行い、飛翔体形状による貫通限界速度や破壊メカニズムの検討も行った。

1. はじめに

近年、ほとんどの通信衛星や放送衛星が静止軌道に打ち上げられているため、静止軌道は最も混雑している軌道となっている^[1]。それに伴い、衛星やロケット等の残骸、破片といったスペースデブリが増加し、それらは地球を高速度で周回しているため人工衛星等への衝突が問題となっている。

そこで本研究では、宇宙構造物用耐衝撃新素材の創製を目的として、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静止軌道上でのスペースデブリ衝突速度域において、人工衛星等の耐スペースデブリ用シールドとして多く用いられているアルミニウム合金 (A6061-T6) の貫通破壊実験と数値シミュレーションを行った。デブリを模擬した飛翔体の質量や形状を数種に変化させることで A6061-T6 シールドの貫通限界速度や破壊メカニズム等の検討を行った。

2. シールドおよびスペースデブリ

人工衛星等の耐スペースデブリ用シールドを模擬したターゲットには、アルミニウム合金 (A6061-T6) 板を用い、スペースデブリを模擬した飛翔体には、シールドがデブリ化した場合を想定し、ターゲットと同一の A6061-T6 とした。

3. 数値解析

3.1 数値解析法^[2]

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、2

次元軸対称系によりモデル化した。基礎方程式の立て方には、Lagrange の方法を使用し、連続体力学に基づき、質量、運動量、エネルギーの 3 つの保存則を表す基礎式と、物質の熱力学的特性を規定する状態方程式を連立させ、さらに、物質の強度を規定する構成則も連立させた。

状態方程式には、高速衝突現象を想定しているため、広範な物質の衝撃特性を模擬している Mie-Grüneisen 型 Shock Hugoniot モデル^[3]を、また、ターゲットおよび飛翔体の構成則には加工硬化、温度依存性等を考慮した Steinberg-Guinan^[4]モデルを用いた。

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。

3.2 解析条件

ターゲットは、直径 100 mm、厚さ 1.0 mm とし、周囲を完全拘束とした。

飛翔体は、全て直径を 9.5 mm 一定とし、質量による影響を検討する場合には、形状を先端半球型円柱とし、円柱部の長さを変化させることにより質量を 1.5 g、3.0 g、4.5 g、6.0 g の 4 種類に変化させた。また、先端形状の影響を検討する場合には、先端円錐型円柱の飛翔体を用いて、質量を 3.0 g 一定とし、その先端角度を 45°、90°、135°、180° の 4 種類に変化させた。

4. 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衝突実験を

行った。衝突実験装置には、本研究室で開発中の飛翔体発射装置^{15,6)}を使用した。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およびFASTCAM-MAX)を使用した。

5. 結果および考察

5.1 飛翔体質量の影響

Figs. 1および2に、飛翔体質量を変化させた場合の、飛翔体衝突速度と衝突後速度との関係の実験および数値シミュレーション結果を示す。実験結果とシミュレーション結果は、ターゲット貫通後の飛翔体速度やターゲットの貫通限界速度(横軸切片の速度)が、良い一致を示している。

飛翔体質量とターゲットの貫通限界速度および貫通限界エネルギーの関係を Fig. 3 に示す。質量が増加するに伴い、貫通限界速度は減少している。一方、ターゲットを貫通破壊するのに必要な飛翔体の貫通限界運動エネルギーは、質量が増加するに伴って増加しており、飛翔体の材質と先端形状が同一でも、質量によって貫通に要する運動エネルギーには相違があることが分かった。

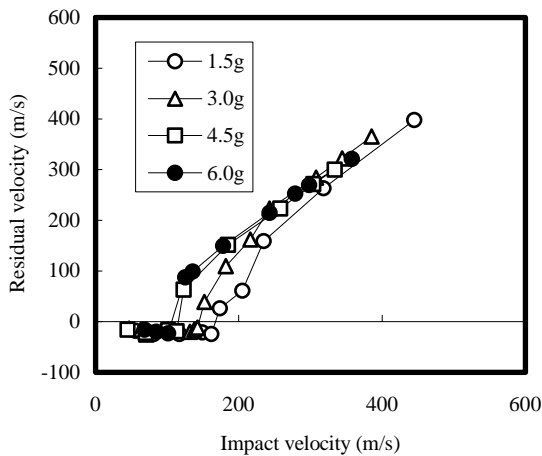


Fig. 1 Impact test result for different projectile mass.

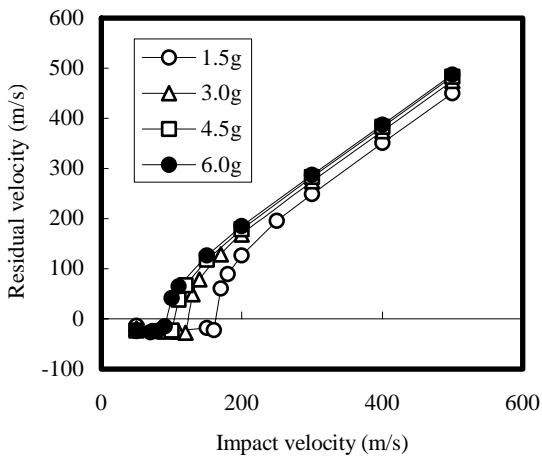


Fig. 2 Simulation result for different projectile mass.

Fig. 4 には、飛翔体の質量を変化させた場合の、衝突運動エネルギーとターゲットの変形量(h)の関係を示す。ここで、ターゲットの変形量には、Fig. 5 に示すターゲットの変形量(h)を用いた。Fig. 4 から、同一衝突運動エネルギーでは、質量が増加するほどターゲットの変形量は増加しており、特に、貫通限界エネルギー近傍ではその差が大きく表れている。このことから、飛翔体の質量が大きくなるほど、衝突時の飛翔体の運動エネルギーの一部がターゲットの塑性変形に費やされるため、貫通限界運動エネルギーが増加するものと考えられる。

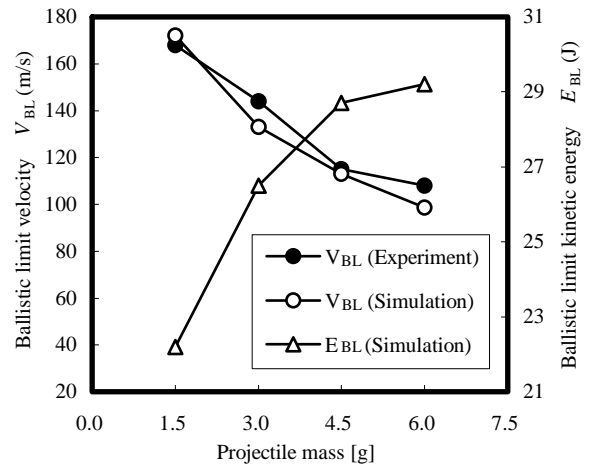


Fig.3 Test and simulation results for different projectile mass.

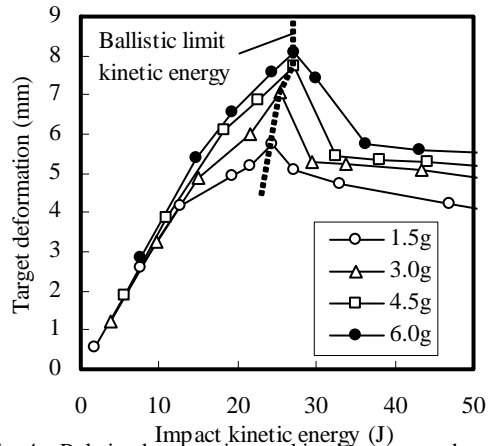


Fig. 4 Relation between impact kinetic energy and target deformation.

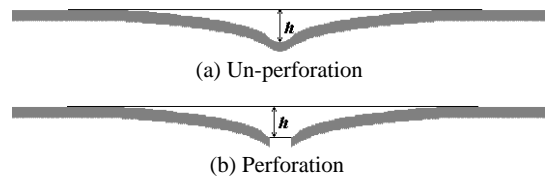


Fig. 5 Target deformation.

5.2 飛翔体先端形状の影響

Fig. 6 には、飛翔体の先端角度とターゲットの貫通限界速度の関係を示す。実験結果とシミュレーション結果は良い一致を示し、貫通限界速度は先端角度 135° において最大値を示すことが分かった。この貫通限界速度の先端角度依存性は、飛翔体衝突時のターゲットの破壊メカニズムの相違によるものと考えられる。そこで、Figs. 7~9 に、各先端角度の飛翔体におけるターゲット貫通破壊様式のシミュレーション結果の一例を示す。Fig. 7 の先端角度 45° 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。先端角度 180° の場合には、Fig. 9 に示すよ

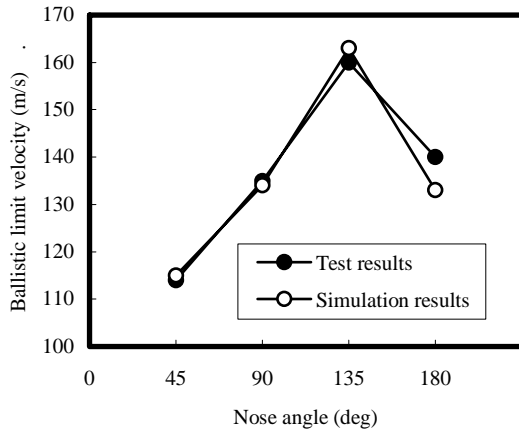


Fig. 6 Relationship between the different projectile nose angle and ballistic limit velocity.

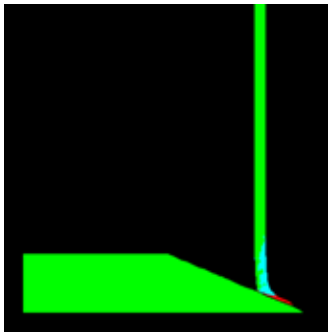


Fig. 7 Numerical simulation of failure process for 45° nose angle.

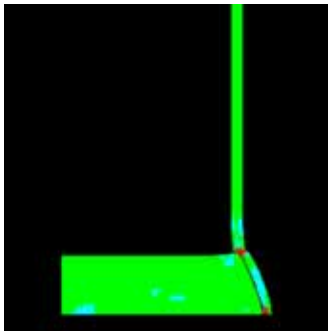


Fig. 8 Numerical simulation of failure process for 135° nose angle.

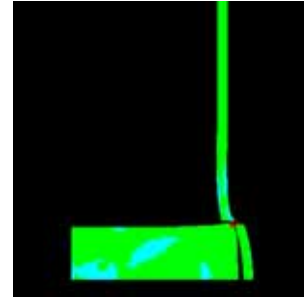


Fig. 9 Numerical simulation of failure process for 180° nose angle.

うに、衝突直後の衝突圧によって飛翔体前面のターゲットは飛翔体から離れ、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。これらに対し、Fig. 8 に示す先端角度 135° の場合には、飛翔体の侵徹に伴い、ターゲットは飛翔体先端部に接触した状態で変形し、ターゲット中央部と飛翔体の端面角部の接触部にそれぞれ引張応力とせん断応力が生じ、最終的に飛翔体の端面角部の接触部からせん断破壊している。これらのことから、先端角度 135° の飛翔体が最も高い貫通限界速度を示したのは、衝突時の応力が分散されたためであることが分かった。

6. おわりに

ターゲットおよび飛翔体に A6061-T6 を用いて、飛翔体の質量と先端角度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、以下のことが分かった。

- 1) 飛翔体の質量が増加するに従い、衝突時の飛翔体の運動エネルギーがターゲットの変形に消費されるため、貫通限界速度が増加する。
- 2) 貫通限界速度は、飛翔体の先端角度 135° において最大値を示し、これは、飛翔体衝突時の応力が、ターゲットの中央部と飛翔体の端面角部の接触面に分散されるためである。

【謝辞】本研究は、法政大学計算化学研究センター、2003 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, pp.25-26(1997)
- [2]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, 17-20, 2003
- [3]S. P. Marsh (Ed.), “LASL Shock Hugoniot Data”, ISBN 0-520-04008-2, University of California Press(1980)
- [4]Steinberg, Cochran, and Guinan, “A Constitutive Model For Metals Applicable At High-strain Rates”, J. Appl. Phys., 51, 3, March 1980
- [5]特許公開 2003-014398
- [6]新井和吉, 増田望, 福島恵太, 吉良知弘, “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, 288-291, 2003

キーワード.

スペースデブリ衝突、静止軌道、貫通限界、飛翔体質量、飛翔体先端形状

.....

Summary.

**Numerical Simulations of Space Debris Impact on Geosynchronous Earth Orbit
- Effects of Debris Mass and Nose Shape -**

Keita Fukushima
Graduate school, Hosei University

Masahide Katayama
CRC Solutions Corp.

Yutaka Tanaka Kazuyoshi Arai
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

The ballistic limit and failure mechanism of aluminum alloy A6061-T6 using as material against space debris impact of an artificial satellite were investigated at projectile velocities typical of space debris impact on Geosynchronous Earth Orbit. The effects of the projectile mass and nose shapes on the ballistic limit and failure mechanism of A6061-T6 were discussed using the results of numerical simulations and impacts tests.

Keywords.

Space Debris Impact, Geosynchronous Earth Orbit, Ballistic Limit, Projectile Mass, Projectile Nose Shapes