大型宇宙構造物のスペースデブリ衝突損傷に関する研究

Evaluation of Debris Impact Damage to Large Space Structures

○非 根元 翔, 高橋 諒 (東北大院), 正 榎原 幹十郎 (東北大)

Kakeru NEMOTO, Tohoku University Grad.

Ryo TAKAHASHI, Tohoku University Grad.

Kanjuro MAKIHARA, Tohoku University

Key Words: Space Debris, SPH, Electro-Dynamic Tether, Survivability

1. 緒言

宇宙開発の活発化に伴い宇宙空間に排出された人工物は、スペースデブリとなって軌道上を周回する。デブリは低軌道で約 7km/s という高速度で移動しているため、運用中の人工衛星や国際宇宙ステーションに衝突すれば甚大なダメージを与える。従って、デブリの軽減措置は次世代において安全に宇宙開発を行う上で必要不可欠である。

デブリ軽減措置に関する研究の一つとして、導電性テザーシステム^[1]が考案されている。テザー衛星は親衛星と子衛星が金属上の紐で結ばれ、普段は子衛星とテザーは親衛星に収納される。デブリに子衛星を密着させテザーを伸ばすと地球の磁場の中を金属テザーが移動することによって電流が流れ、電流と磁場の相互作用でローレンツ力が発生し、進行方向逆向きに力が加わる。減速によって、遠心力よりも重力の方が勝るようになりデブリは軌道を下げる。この時に子衛星をデブリから切り離すことによって、デブリをそのまま大気圏へ落下させることができる。しかし、テザーは非常に細く長い大型構造物であり、微小なデブリとの衝突によっても切断されてしまうため、その脆弱性が問題視されている。過去の研究では、衝突デブリの大きさがテザー直径の 1/3 を超えると、テザーが切断され、更なるデブリの増加を引き起こすとされている。

本研究では、二次元 SPH 法を用いて展開後の導電性テザーとデブリとの詳細な衝突挙動を求め、ミッション期間中の導電性テザーの生存確率について述べる。

Fig. 1 Electro-Dynamic Tether System

2. 二次元 SPH 法による数値解析

2.1 SPH 法

テザーと微小デブリとの超高速衝突について、SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) 法を用いて二次元数値解析を行った。SPH 法は、ラグランジュ法と同様に物体を分割しその素片 (粒子) の運動を追跡する手法であり、広義的にはラグランジュ法に分類される。しかし計算格子は必要とせず、計算領域内の任意の点における物理量を、その点の近傍に存在する複数の粒子が持つ物理量から補間することにより得るという特徴を持つ。このため、計算格子が不要であり、混相問題や大変形問題の解析に多く用いられる。

2.2 二次元数値解析

解析モデルを Fig. 2、衝突後のテザー断面の様子を Fig. 3 に示す。Fig. 2 において、 A_T はテザーとデブリとのオフセット距離を表す。また、Fig. 3 においては、デブリの粒子は除き、テザーを構成する粒子のみを表示している。

Fig. 3 をみると、SPH 法を用いたことにより、詳細な破壊現象をとらえることが出来る。テザーはデブリとの衝突によって、中心方向に挟まれるように破壊が行われることがわかる。つまり、デブリの通過領域よりも更に大きくテザー断面の破壊が進展している。

衝突後のテザー残留径を R_T としたとき、テザー切断の評価基準にはこの R_T を用いる。すなわち、テザーの臨界切断直径を D_{TC} とすると、 $R_T = D_{TC}$ となったときにテザーは切断されると仮定する。過去の研究では衝突後の破壊進展までは考慮しておらず、残留径を過大評価していたことになる^{[2][3]}。そこで、本研究では衝突後に破壊が進展する距離を α とおき、この α を考慮してミッション中のテザー破壊確率を求める。

Fig. 2 Model of Numerical Simulation

Fig.3 Cross-Sectional Surface of Tether after Collision with Debris
($V=6.0\text{km/s}$, $d=0.33\text{mm}$)

3. テザー破壊確率

3.1 導電性テザーの軌道降下時間

導電性テザーはエミッターで電子を放出し、電流を流すことで、軌道移動を可能にする。そこで、軌道移動にかかる時間の見積もりを行う。本研究ではデブリ除去のミッションに於いて空気抵抗が十分に働かない高度を想定している。つまり、テザーによって空気抵抗の働く高度まで下げることが出来れば空気抵抗によりデブリは燃え尽きる。テザーは単純下降を行うと仮定し、その仮定の下ではテザーにかかる力は万有引力とローレンツ力のみと単純化した。以下に軌道降下時間計算に用いたパラメータを表す。

Table 1. Parameter for Calculating De-orbit Time of EDT

テザー長さ L_T	1.0×10^3	m
磁束密度 B	3.0×10^{-5}	T
万有引力定数 G	6.7×10^{-14}	$\text{m}^3/\text{s}^2 \cdot \text{g}$
地球質量 M	6.0×10^{27}	g
宇宙機質量 m	3.0×10^6	g

これらを用いて、導電性テザーへの印加電圧に対してテザーが高度 500km から 200km まで降下するのに要する時間を計算した。電圧が増加すれば、軌道降下時間は短縮される傾向にある。また、現在想定されている電圧が約 50V であり、この場合の軌道降下時間は約 130 日程度であった。

3.2 テザー破壊確率

Fig. 4 に示すように、テザーは、デブリの一端がテザー中心から距離 $D_{TC}/2$ 以内に衝突したら、切断されると仮定する。また、テザーの破壊確率の計算には、テザーの有効衝突断面積 $A_\alpha(d)$ を用いる。有効断面積とは、Fig. 4 に示す色のついた領域を表しており、有効衝突断面積内にデブリが衝突したときにテザーが切断されるものとする。ここで、2.2 節で述べたテザー直径の新たな評価基準 α を用いて有効衝突断面積を定式化すると、以下の式 (1) のようになる。

$$A_\alpha(d) = L_T \{ D_{TC} + 2\alpha + d \} \quad (1)$$

過去の研究から $D_{TC} = 0.7D_T$ とする。

以上より、テザーのミッション期間中における破壊確率を求めた。結果を Fig. 5 に示す。ただし、実験結果と数値解析から $\alpha = 0.11d$ として計算を行った。

Fig. 4 Effective Cross-sectional Area

Fig. 5 Failure Probability

Fig. 5 より、従来の評価手法よりも新評価手法の方がテザーの破壊確率は大きくなっており、従来の手法がテザーの生存率を過大評価していたことが分かる。また、導電性テザーに 50V の電圧を印加した時の軌道降下時間はおよそ 130 日程度であるため、この期間内ではテザーはほぼ生存することができない。従って、テザーの構造や材料等の選定によってテザーの生存率を高める必要がある。

4. 結論

現実的な破壊に至る有効衝突面積を求め、シングルテザーにおける破壊確率を示した。その結果、数日から数十日で破壊確率は 100% に近づく。そのため、更なるテザー降下速度の増加、もしくはテザー寿命の延命が必須であり、後者を目指すことが現実的であると考える。

5. 参考文献

- [1] M.L. Cosmo and E.C. Lorenzini, *Tethers in Space Handbook. Third Edition*, Smithsonian Astrophysical Observatory, NASA Marshall Space Flight Center (1997)
- [2] G.L. Gittins, G.G. Swinerd, H.G. Lewis, and D.N. Williams, *A Study of Debris Impact Collision Probabilities to Space Tethers*, Advances in Space Research (2004) 1080-1084
- [3] I. Kim, H. Hirayama, T. Hanada, *Practical Guidelines for Electro-Dynamic Tethers to Survive from Orbital Debris Impacts*, Advances in Space Research 45 (2010) 1292-1300