導電性テザーによるデブリ除去のリスク評価^{*1} Risk Assessment of Orbital Debris Removal Using Electro-dynamic Tether

堤 祐 樹^{*2}・平 山 寛^{*3}・花 田 俊 也^{*3,*4}
Yuki TSUTSUMI, Hiroshi HIRAYAMA and Toshiya HANADA

Key Words: Tether Satellite, Debris, Collision Risk

Abstract: This paper focuses on a collision risk of a tether system against other satellites. The tether system in this paper means a spacecraft for orbital debris removal using an electro-dynamic tether, and is expected to prevent the population growth of orbital debris in the low Earth orbit region. However, the tether system may encounter a high collision risk because of its thin and long configuration. Therefore, there is a possibility that the tether system collides with other orbiting satellites when the tether system conducts a mission of orbital debris removal. This paper estimates the collision probability and the success rate until the orbital debris removal mission is over and describes factors contributing to the reduction in the mission success rate.

記 号 の 説 明

- P : 衝突率
 σ : 誤差領域
 x', z' : 他衛星の位置
 r_A : 衝突断面積の半径
 R : 生存率
 n : 接近回数
 i : 自然数

1. 背 景

1957年にスプートニク1号が打ち上げられて以降、宇宙開発は著しい発展を遂げてきた。しかし、その一方でスペースデブリ（以下、デブリと呼ぶ）という負の財産も残してきたといえる。デブリ数は年々増加傾向にあり、2007年の中国衛星破壊実験および2009年の米露通信衛星衝突事故後にはさらなる増加が確認されている。高度2000 km以下の低軌道においては、特に高度700 kmから1000 kmと、1400 kmから1500 kmにデブリが多数存在している。デブリの増加は、人工衛星や国際宇宙ステーションといった宇宙開発の脅威となるため、早急な対策が望まれている。そこで現在対策として、運用を終了した衛星やロケットを有用な軌道域から移行するPMD（Post-mission Disposal）というデブリ低減策が推奨されており、低軌道においては25年以内に自然に落下する軌道への移行、静止軌道においてはより高い墓場軌道への移行が推奨されている。しかしながら、このような低減策だけではデブリの増加は抑制でき

ず、今後も増え続ける一方であることが宇宙航空研究開発機構（JAXA）と九州大学の研究¹⁾やNASAによる研究^{2,3)}によって明らかにされている。

低軌道におけるデブリ除去効果について第1図に示す。赤の実線はこれから打ち上げる衛星に対してPMD（成功率90%）を実施した場合の軌道上物体数推移を示しているが、PMDを実施するだけではデブリの増加を抑止できないことがわかる。この事実は現況がすでに不安定であること、すなわち地球を周回する人工物体の衝突による自己増殖が始まっていること、を意味する。一方、PMDに加え能動的デブリ除去（ADR = Active Debris Removal）を実施した場合（年間2個、または5個取り除く）は、緩やかな増加は見られるものの、デブリ増加の抑止が確認できる。そのため、今後のデブリ対策は低減だけでは不十分であり、積極的にデブリ除去を実施していく必要があると指摘されている。

第1図 低軌道のデブリ除去効果³⁾

^{*1}©2012 日本航空宇宙学会

平成24年4月2日原稿受付

^{*2}九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3}九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門

^{*4}国際宇宙天気科学・教育センター

第 2 図 導電性テザーを用いたデブリ除去機概念図³⁾

具体的な手段として、JAXA が研究開発を進めている導電性テザー (EDT = Electro-dynamic Tether) を用いた除去機が挙げられる (第 2 図)。本機はデブリを捕獲し、地磁場を利用して導電性のテザーにローレンツ力を発生させることにより軌道高度を降下させ、大気圏に落下させてデブリを除去する⁴⁾。しかしながら、本機のテザー長さは数 km から数十 km になると想定されており、その長さゆえ軌道上を周回する衛星と衝突するリスクを伴う。そこで本論文ではテザー衛星と他衛星との衝突リスクの計算法を導き、軌道伝播の計算と合わせて、デブリ除去ミッションを終了するまでの生存確率を検証する。そしてシミュレーション計算例をとおり、生存率を悪化させる原因を考察する。

2. 計算手法

2.1 計算の流れとパラメータ 導電性テザー (EDT) 衛星との衝突率の計算に至るまでの流れを第 3 図に示す。まず、EDT 衛星とカタログ物体の軌道計算を行い、それぞれの位置から二物体間の接近距離を計算する。接近距離が設定した閾値より近い場合は衝突率の計算に進み、遠い場合は再び軌道伝播、接近距離の計算に戻る。接近距離の閾値は 25 km とする。計算で使用するパラメータを第 1 表に示す。本計算において、テザー長さは 10 km、直径 1.98 mm のシングルテザーとし、テザーは常に動径方向に固定されていると仮定する。EDT 衛星の軌道は、通常の宇宙機で考慮する軌道摂動の他に IGRF (国際標準地球磁場)、IRI (電離圏プラズマ密度分布モデル)、二次元 OML 理論⁵⁾を用いてローレンツ力を計算し、このローレンツ力を抗力として加味して軌道計算をする。除去の対象は JAXA のケーススタディでも使用されている ADEOS2 とする。ADEOS2 は日本の環境観測技術衛星であり、2002 年に H-IIA ロケットで打ち上げられたが、翌 2003 年に異常が発生しすでに運用を停止している。軌道は高度 800 km の太陽同期軌道であり、第 4 図からわかるように軌道上物体の空間密度が高い軌道を周回している。その他の諸元については第 1 表に示す。除去対象デブリを ADEOS2 とし、ローレンツ力を加味して EDT 衛星の軌道計算をした結果、ADEOS2 が高度 300 km に達するまでに約 180 日間要した。また、シミュレーション期間中は新規打上げおよびデブリの自己増殖は考慮しない。

第 3 図 計算の流れ

第 4 図 2008/5/1 から 2009/5/1 における 10 cm 以上の軌道上物体の空間密度分布

第 1 表 計算で使用するパラメータ

除去対象	ADEOS2
	サイズ: 6 by 4 by 4 m (Solar Array Paddle 3 by 24 m)
	質量: 3680 kg
	軌道: 太陽同期準回帰軌道
	高度 802.92 km
	傾斜角 98.62 deg.
ベアテザー	長さ: 10 km
	直径: 1.98 mm
エンドマス	サイズ: 0.5 by 0.5 by 0.5 m
	質量: 50 kg

2.2 衝突率、生存率の計算 二物体間の衝突率の計算は数値解法を用いる。衝突率の計算は、計算時間を短縮するため、最も衝突リスクが高い最接近点 (第 5 図) 近傍のみで行うこととする。EDT 衛星の位置誤差は速度方向に大きく、標準偏差 σ_x, σ_z の楕円体のガウス分布をしていると仮定する。本解析では楕円体の半長軸を 1 km、半短軸を 0.1 km とする。これに伴い、EDT 衛星の有する位置誤差は導電性テザーを含む EDT 衛星全体を覆うものではなく、他衛星との最接近点のみで考慮されるものとなる。したがって、衝突断面積は第 6 図に示す斜線部で表される。ただし、他衛星の大きさは一律で直径 10 m とする。衝突率の計算は Alfano の式(1)を用いて行い⁶⁾、その時の EDT 衛星上の最接近点と他衛星の位置関係を第 7 図に示す。

第5図 最接近点

第6図 衝突断面積

第7図 二物体の位置関係と記号

$$P = \frac{1}{2\sqrt{2\pi}\sigma_{x'}} \int_{x_p' - r_A}^{x_p' + r_A} e^{-x'^2/2\sigma_{x'}^2} \left\{ \begin{aligned} & \operatorname{erf} \left[\frac{z_p' + (r_A^2 - (x' - x_p')^2)^{1/2}}{\sqrt{2}\sigma_{z'}} \right] \\ & + \operatorname{erf} \left[\frac{-z_p' + (r_A^2 - (x' - x_p')^2)^{1/2}}{\sqrt{2}\sigma_{z'}} \right] \end{aligned} \right\} dx' \quad (1)$$

ただし、 P は衝突率、他衛星の位置は x_p', z_p' を使って表している。式(1)および第7図は質点と他衛星との衝突を表すものであるが、本解析ではテザー上の最接近点を考えるので常に $z_p' = 0$ である。式(1)で与えられる最接近点との衝

突確率に、第6図の衝突断面積を考慮し、誤差楕円中のテザー線分との衝突確率を計算し、これを i 番目の接近衛星との衝突確率を P_i とする。複数の衝突確率に対する、EDT衛星の生存率はそれぞれの衝突を独立した事象として考え、式(2)により計算する。

$$R = \prod_{i=1}^n (1 - P_i) \quad (2)$$

3. 結 果

3.1 衝突リスクの傾向 第8図に、2020年1月1日0時を除去開始時刻とした時の高度300kmに達するまでの接近距離と高度の関数として接近頻度を示す。接近頻度の傾向として、主に高度700kmから800kmの区間に集中している。その中でも特に760kmから800kmは最も接近回数が多く、25km以内の接近を数えると約2000回の接近が見られた。一方、700km以降は接近回数が激減していることがわかる。すなわち、軌道上物体数の多い軌道や高度を降下する際に、いかに衝突リスクを抑制できるかによりEDT衛星の生存率は左右されるといえる。

第8図 高度300kmまでの二物体の接近距離と高度の分布

3.2 除去開始日の変更によるリスク変移 除去開始日を変更させたときに生じる生存率の変化について解析を行った。除去開始日を初期値として与えて軌道計算をしているため計算結果で得られる生存率が除去開始日に依存することは明確であるが、本計算により開始日の間に相関性があるかどうかを確認することができ、またEDT衛星の平均生存率の評価をすることができる。リスク変移の時間依存性を解析するにあたり第2表のケースを用意する。

第2表 解析ケース

Case 1	1年間に1カ月刻み
Case 2	1日間に4時間刻み

Case 1 の解析結果: 第9図に各月の EDT 衛星の生存率を示す。最も生存率が高いのは8月の99.6%, 最も低いのは7月の98.4%である。第9図より, 除去開始時刻による相関性はないといえる。また, 赤色の実線は平均生存率, 破線は標準偏差(1σ)を示す。12カ月の平均生存率は99.1%であり, 7月と12月を除いて 1σ 以上である。

次に, 第10図に接近距離が3 km 以内の接近回数と生存率の関係を示す。生存率が99.5%を超える2月, 6月, 8月, 10月に共通していることは, どの月も1 km 以内の接近が一度もないことである。逆に, 1 km 以内の接近回数が最も多い7月の生存率が最も低い。また, 二番目に生存率が低い12月をみると, 1 km 以内の接近回数は11月と変わらないのに生存率は低いことがわかる。しかし, 12月は2 km 以内の接近回数が全体で二番目に多いことより, 生存率の低下は主に2 km 以内の接近に起因していると考えられることができる。

第9図 1カ月刻みの生存率

第10図 各月別3km 以内の接近回数

Case 2 の解析結果: Case 1 と同様に EDT 衛星の生存率, 接近距離とその回数について第11, 12図に示す。ほとんどの場合, 生存率は Case 1 で求めた 1σ 以内に入っている。しかし, 24 時のケースは生存率が大きく低下している。0時から20時までは一見安定した結果に見えるが, 20時と24時を見てわかるように全体的には除去開始時刻による相関性はないといえる。また, 1 km 以内の接近が一度もない20時のケースが最も高い生存率を示しており, 生存率が最も低い24時のケースが1 km 以内の接近回数が最も多い。

第11図 4時間刻みの生存率

第12図 4時間ごとの3km 以内の接近回数

また, 24 時のケースの急激な生存率低下の原因を調べるため, 時間軸に沿った衝突率を第13図に示す。この図より, ある短い期間において連続したような接近が見られることがわかる。そこで, この接近が生存率を低下させている要因と考え, この期間で EDT 衛星と接近している他衛星を抽出し, EDT 衛星との接近について詳細に解析を行った。その結果, EDT 衛星は同一の他衛星 (ORBVVIEW-2) と軌道周期および位相が同期し, 周期的に接近を繰り返していることがわかった (第14, 15図参照)。周期的な接近は総接近回数が増加するため EDT 衛星のリスクが大きくなるが, 生存率に大きな影響を及ぼすのは接近距離であることより, 接近距離しだいによっては生存率低下に直接結びつかないことも推測できる。しかし, EDT 衛星にとっては他衛星と

遭遇すること自体がリスクと考えられるため、周期的な接近は EDT 衛星にとって脅威となる。さらに、本ケースにおいては 3 km 以内の周期的な接近が 1 回しか見られなかったが、この回数が増加する、あるいは周期的に接近する他衛星の数が増加することにより EDT 衛星のリスクは大幅に増大することが予想される。

第 13 図 Case 2 の衝突率履歴

第 14 図 ORBVUE-2 との周期的な接近(1)

第 15 図 ORBVUE-2 との周期的な接近(2)

仮に EDT 衛星が ORBVUE-2 と遭遇しない時の生存率は第 16 図のようになる。これは、EDT 衛星の軌道制御を実施した軌道を用いての生存率計算でなく生データから ORBVUE-2 との接近のみを取り除いたものであるため、ORBVUE-2 との接近を取り除くことで生存率が向上するとは一概には言えないが、第 16 図より、周期的な接近を繰り返すことが EDT 衛星の生存率を低下させる脅威となることがわかる。

第 16 図 ORBVUE-2 との遭遇を取り除いた場合の生存率

4. 結 論

本論文では、EDT 衛星の位置誤差領域を、EDT 衛星全体をカバーする領域ではなく他衛星との最接近点のみにもたせてリスク解析する方法を導いた。これに EDT の発生する電磁力を考慮した軌道伝播を合わせ、デブリ除去ミッション開始から大気圏突入までの、他衛星との衝突リスクを評価できるようになった。

ADEOS2 を例にした計算の結果、二物体の接近頻度は特に軌道上物体の混雑した高度で多いが、これらの高度を通過して以降の接近頻度は急激に減少する。また、EDT 衛星の生存率低下の要因は、主に 2 km 以内の接近回数によるもの、および同一の他衛星と周期的に接近を繰り返すこと、衝突リスクは減速開始の時刻に依存し大きく変化することがわかった。

以上を踏まえ、本論文を纏める。

1. 高度 700km から 800km の物体が密集した領域を通過する際は、2km 以内の接近距離は回避し、リスクを減少するために接近回数も最小限に抑制する必要がある。
2. 同一物体との周期的な接近は、接近回数を増加させ断続的に衝突リスクを保持することであるため、このような接近は回避する必要がある。
3. 生存率は除去開始時刻に大きく依存するが、時刻との相関性は低く、生存率悪化を与える除去開始時刻は短い時間幅で起こっている。つまりこのような接近が事前に予測できるなら、除去開始時刻を数時間前後させれば回避可能であることを意味する。
4. ある物体を避けた結果、他の物体との衝突リスクが増加する可能性もあるが、悪条件を与える時間の幅は短いこ

とから、複数衛星でも同時に回避できるような開始時刻の選択の余地はじゅうぶんある。

5. 除去ミッション中も接近予測を更新しながら運用する。
そして新たな衝突リスクを発見したら、EDTの減速駆動を数時間休止することで回避できる。これはその時刻を新たな初期条件として、本論文の手法で計算することに相当する。

参 考 文 献

- 1) 眞庭 知成, 花田 俊也, 河本 聡美: 環境推移モデルによるスペースデブリの長期環境推移について, 宇宙航空研究開発機構特別資料 第4回スペースデブリワークショップ講演資料集, 2011, pp. 135-144.
- 2) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Current LEO Debris Environment and What Needs to be Done to Preserve it for Future Generations, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008.
- 3) Liou, J.-C.: An Update on LEO Environment Remediation with Active Debris Removal, NASA Orbital Debris Program Office, Orbital Debris Quarterly News, **15**, 2 (2011), pp. 4-6.
- 4) 河本 聡美, 池田 哲平, 大川 恭志, 西田 信一, 北村 正治: 導電性テザーのダイナミクスとその応用例について, 低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集, 2008, pp. 69-75.
- 5) Tahara, H., Nishio, H. and Onishi, T.: Basic Study of Electron Collection by a Bare-tether Satellite, The 4th International Symposium on Applied Plasma Science, Vol. **73**, No. 3-4, 2004, pp. 455-460.
- 6) Chan, F. K.: Spacecraft Collision Probability, AIAA, The Aerospace Press, El Segundo, 2008, p. 84.