

宇宙デブリ回収・除去技術の研究

Research and Development of Active Removal System for Space Debris

宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group)

西田信一郎、河本聡美、大川恭志、吉村庄市、中島厚、北村正治

Shin-ichiro Nishida, Satomi Kawamoto, Yasushi Ohkawa, Shoichi Yoshimura, Atsushi Nakajima and Shoji Kitamura

Abstract

Since the number of satellites in Earth orbit is steadily increasing, space debris could eventually pose a serious problem to near-Earth space activities, and therefore effective measures to mitigate it are important⁽¹⁾. End-of-life de-orbiting and orbital lifetime reduction capability of each satellite could be an effective means for reducing the number of debris by lowering the probability of the collisions between objects. This research and development is for an active removal system of space debris and the retrieval of failed satellites as to be other measures.

1. はじめに

地球周回軌道上のスペースデブリの増加が問題となっている。地上から観測・カタログ化されている10cm以上のサイズの大きなものだけでも9000個以上有り、中型衛星で500年に1回は1cm以上のデブリが衝突する衝突確率となっている。衛星残滓の爆発やデブリ衝突により多数の小デブリが発生し、スペースデブリの数は、今後加速度的に増加する⁽¹⁾。IADC、ISOなどでスペースデブリの発生防止義務の法制化が検討・議論されている。本研究では、スペースデブリの発生および増加を防止するため、有用な軌道からの衛星残滓のアクティブな回収・除去システムロケット上段の終末処理システムの検討および重要な要素技術の研究・開発を行っている⁽²⁾⁽³⁾。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

- (i) デブリ回収・除去システム、導電性テザーシステムおよび軌道上実証システムの検討
- (ii) 導電性テザー装置および電子放出部の試作・試験
- (iii) デブリ捕獲技術の解析・試験

3. 回収・除去システムおよび軌道上実証システムの検討

寿命の尽きた衛星や衛星を打ち上げたロケットの上段が有効な軌道からの適切な除去処理が行われるケースは、一部であり、大半は軌道上に放置され、残留している。衛星残滓やロケット上段の爆発やデブリ衝突により多数の小デブリが発生し、スペースデブリの数は今後加速度的に増加すると見積もられている。そこで、大型の衛星残滓を有用な軌道上から回収・除去するシステムの研究・開発を進めている。

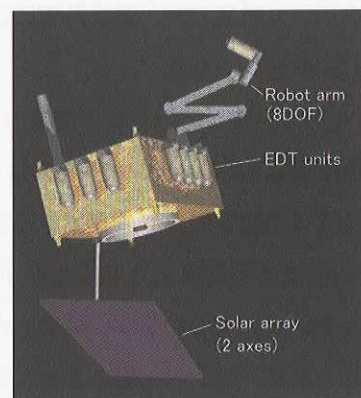


Fig.1 Concept of debris removal vehicle

3.1 回収・除去の対象

デブリ衝突確率を考慮すると、地球観測に有効な低軌道(特に太陽同期軌道)が最も逼迫した軌道である。そこで、低軌道衛星残滓の除去(軌道高度を650km以下に低下)に重点を置いたデブリ除去衛星システムの検討を実施した。

3.2 デブリ回収システムのミッションシナリオ 予め NORAD 情報や地上観測で選定した複数の対象に順次ランデブ・接近して回収・除去作業を行う。対象は、デブリなので衛星として機能しておらず捕獲用の取っ手やターゲットを持たない非協力対象であり、非姿勢制御状態である。主として光学航法により対象を捕捉し、ランデブ・接近する。

3.3 回収作業機の構成

低軌道衛星残滓の回収作業機として Fig.1 に示す構成と以下に示す特徴を想定する。なお、捕獲機構と EDT の一体化により、捕獲と同時にテザー取付が完了する。この装置を複数搭載して各デブリに取り付け・伸展・リリースする。

「テザーユニット取付によるデブリ除去」1機で複数(目標:10)のデブリを除去「イオンエンジン等による軌道変換」

3.4 軌道上技術実証システムの検討

本デブリ回収・除去システムの重要技術である導電性テザーの軌道上実証システムの検討を進め、機会が多いと考えられるロケット上段部を用いた実証システムと小型衛星を用いた部分技術実証システム検討した。小型衛星を用いたベアテザーの部分実証システムの構成例を Fig.2 に示す。

4. 導電性テザーシステムの検討・解析

4.1 動力学シミュレーションと制御⁽⁴⁾

軌道変換能力やテザーの安定性を評価するため、詳細数値シミュレーションを行った。テザーは重量や柔軟性を考慮するため離散質点をバネ・ダンパで接続したものとモデル化し、質量中心を原点とする地球周りの回転座標系で数値計算を行った。ベアテザーによる電子収集のモデルは 2 次元 OML (Orbital Motion Limit)、プラズマ密度は IRI2001 (International Reference Ionosphere)、磁場は IGRF 2000 (International Geomagnetic Reference Field) (10*10 次)、大気モデルは NRLMSISE-00 (NRL Mass Spectrometer, Incoherent Scatter Radar Extended Model)、地球重力ポテンシャルは EGM96 (Earth Gravitational Model) (10*10 次)を用いた。ローレンツ力等による軌道の摂動はガウスの惑星方程式を用いて計算した。温度計算には、太陽輻射、アルベド、地球赤外輻射、ジュール熱、電子収集による発熱、空力加熱を考慮した。

Fig.3 はシミュレーション結果の例である。初期軌道は高度 300km、軌道傾斜角 52 度の円軌道とし、ロケット上段は重量 3400kg、エンドマスは重量 50kg とした。テザーは非導電部 5km、導電部 5km とした。プラズマ密度や地磁場の変動により収集できる電流は大きく変動するが、平均して 0.1N 程度のローレンツ力が発生しており、10 日弱で大気圏突入させることができる。母衛星としてロケット上段を用いる場合、母衛星と子衛星の重量比が大きいと重心がテザーの中心からずれ、EDT のスラストによりトルクが発生し、テザーが傾く。柔軟な構造であるテザーは面内・面外ともに振動するが、面外振動の周期は軌道周期の 1/2 であり、磁場や空気抵抗など軌道周期で変化する要素があると長期的には不安定になる。テザーを安定化させるために非導電性テザーを接続することも考えられるが、オンオフ電流制御により、数ヶ月のスパンにわたって発散させずに運用できることも確認した。テザー温度は太陽からの熱が支配的で、そのときのテザーの傾きによっても大きく変動するが、温度変化によりテザーが伸縮するだけでなく、EDT では温度による導電率の変化によって電子収集性能が大きく変化するので考慮する必要がある。その他、母・子衛星の姿勢運動も考慮した安定性の検討や、テザー伸展時

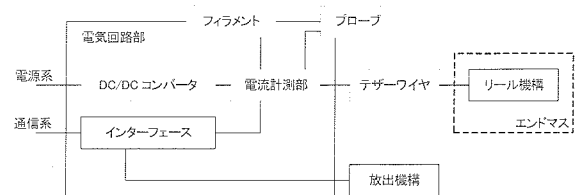


Fig.2 Constitution of an EDT flight demonstration system

のシミュレーションも行っている。

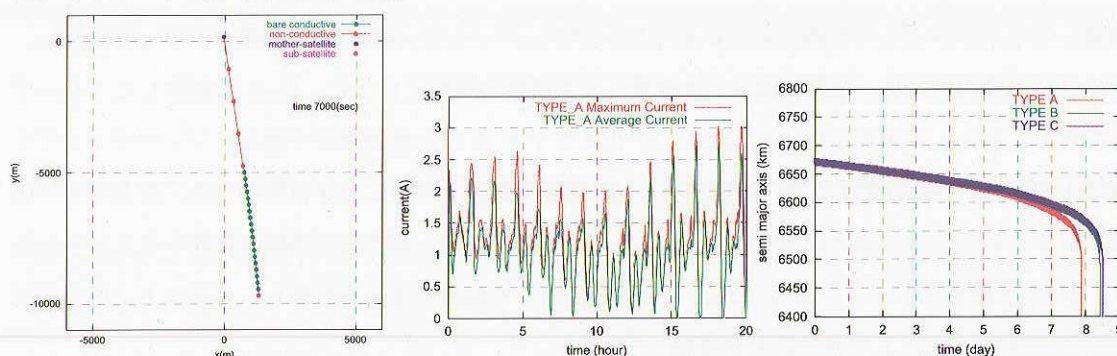


Fig.3 Simulation results of EDT motion, current and altitude by using of a discrete mass model

3.2 EDT システムの電位状態

EDT システムの動作イメージを明確にするために、その概略図および予想される電位状態を Fig.4 に示す。導電体が地磁気を横切ることによって発生する誘導起電力により、テザー部には図のような電位傾斜が生じる。この状態で電子エミッタから電子を放出することにより、この誘電起電力が「内

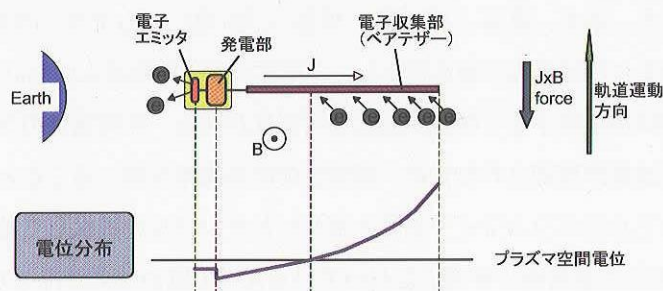


Fig.4 Electric potential on EDT system

部抵抗を含む電池」の役割をし、テザーに電流が流れる。宇宙プラズマからの電子収集は、図中の正電位部分のベアテザーが請け負う。また、誘導起電力に余裕がある場合には、図のように発電部を設けて電力回収をすることも可能である。EDT システムの運用で考慮しなければならない重要な問題の一つは、この電位分布が一定でない点である。宇宙プラズマの数密度や地磁気の大きさ、テザーの姿勢等は、軌道周回中に刻々と変化するため、それに応じて誘導起電力や電子収集量が変動し、したがって、テザー電流および発生推力も変動する。実際の運用では、この時間変動に対応した電流電圧制御方式を用いなければならない。また動作条件によっては、テザー端は宇宙プラズマに対して最大±500V 程度の高電位差を持つ可能性があるため、テザーと宇宙機（図中には示されていないが、ベアテザー側には親機がある）との接続方法や異常放電発生防止対策などについても検討する必要がある。

4. 導電性テザー装置の試作・試験

導電性テザー装置全体の構成概念を Fig.5 に示す。早期に軌道上で実証実験を行うことを目標に各部分の試作・試験を進めている。

4.1 導電性テザーワイヤー⁽⁴⁾

導電性ベアテザーは、重量、強度、電気抵抗、熱光学特性、電子収集特性、柔軟性、繰り出し摩擦等を考慮して構成を決定する必要がある。まず、軽量化のため導体はアルミニウムとし、他の高強度繊維と編むことにより強度・剛性とも向上させる。ベアテザーは周辺プラズマから電子収集するために表面が導体である必要があるが、表面がアルミニウムのみだとその熱光学特性により高温となり電子収集性能が低下するため、高強度

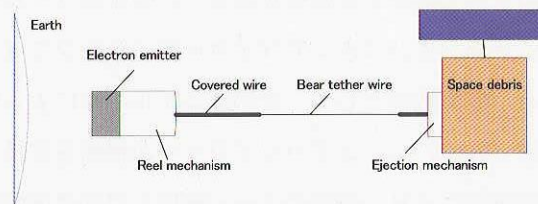


Fig.5 Constitution of an EDT for space debris removal

繊維も表面に露出させ熱を放射させることにした。またテザー形状については、ミクロンサイズ、ミリサイズのデブリが衝突してもテザーとして切断されないように、ブレードイング、網などの長寿命テザーを検討し、アルミワイヤの合金の種類や太さ、強度繊維などを変更して数種類の試作を行った。Fig.6 は試作したブレードイングテザーであり、例としてA1070-0、 $\phi 0.15\text{mm}$ のアルミワイヤ 32 本と炭素繊維で編んだブレードイングテザーの線密度は 1.98g/m 、引張強度は 300N 程度であり、 5A 程度の電流を流すことが可能である。なおテザーにかかる張力は、シミュレーションでは数～十数 N である。計測した重量・剛性などの値は数値シミュレーションに反映した。また ORDEM2000 デブリフラックスモデルを使用して軌道上寿命を計算し、ロケット上段での試験については生存確率 99.9% 以上であることを確認した。

テザーの試験としては、高温および低温下での熱膨張係数および強度計測、放電試験、電子収集試験を行っている。まず、高温 (300°C)、低温 (-90°C) でもテザーの強度や形状など問題がないことを確認し、熱膨張係数および強度の計測を行った。導電性テザーは軌道上において $\pm 2\sim 300\text{V}$ の電位を持つが、負側では非導電性の部位が存在すると放電が起こる可能性がある。非導電性のケブラー®を強度繊維としたテザーでは、 -200V 付近で放電が確認されたため、導電性の炭素繊維を用いることとした。正側の電位での電子収集性能は、強度繊維とアルミニウムワイヤを組み合わせたサンプルを提供して基礎データの取得を行った。放電試験、電子収集試験はEDT検討会に参加いただいている大学の協力により行っている。



Fig.6 Prototype of EDT (Braded type, Mesh type) and electron

4.2 リール機構・放出機構

(1) 放出機構の試作・試験

重力傾度による安定性の向上のため、エンドマス側にある程度の質量を配置する必要がある。このためリール機構側を放出し、テンションによってワイヤーがパッシブにほどける形態を採る。放出機構として、まずはコイルバネによる原理モデルを試作 (Fig.7) し、エアパッドでリール機構を支持した形態での放出試験により、所期の 2m/秒 以上の初速度が得られることを確認した。



Fig.7 Prototype of tether reel mechanism

(2) リール機構の試作

テンションにより伸展する固定リール式の伸展機構は、構成がシンプルであるが、伸展の完了段階の伸びきり時に慣性による衝撃力が発生することが問題となる。これまでのテザー装置試作事例では、ワイヤーの摩擦制御によりテンションを制御する方式が採られている場合が多いが、構成が複雑になると同時に伸展時の摩擦が大きめになり、ワイヤーにもストレスが加わるという問題があった。そこで、制動リールを内蔵し、ワイヤ

一の終端部では制動機能を持った回転式のリールにより伸展速度を低減し、衝撃力が生じない機構方式を新規に開発した。制動には渦電流方式のパッシブな粘性制動要素を用いることにより、表面特性の変動などに影響されない安定的な制動機構を構成した。

4.3 EDT用電子源の試作・試験^{(5),(6)}

EDT 用の電子放出源として、カーボンナノチューブ (CNT) を用いた電界放出型カソード (Field Emitter Array Cathode: FEAC) の試作および試験を進めている。FEAC は作動ガス不要

でかつ比較的低電力での運用が可能であるため、EDT のように簡潔な機器構成が要求されるシステムへの適用性が高い。また、CNT を用いることにより、従来のスピント型と呼ばれる FEAC よりも高い耐久性が期待できる。

平成15年度までの検討では、数種の CNT カソードを試作し、それらの基本的な電子放出特性を測定するとともに、FEAC に適した CNT (アーク放電法により製作した CNT) の選定を行った。今年度は、これを継続する形で、EDT システムへの搭載を想定した機器構成での FEAC の試作および試験を中心に検討を実施した。FEAC を電子放出源とした場合の EDT システム構成概念の一例を Fig.8 に示す。図中左側の Cathode および Grid と標記している機器が FEAC アセンブリであり、宇宙プラズマ中に電子を放出するためには、Grid と Cathode (CNT) との間に電圧を印加して強電界を作る必要がある。今年度の研究では、この Grid 電極付き FEAC の試作および試験に重点を置いた。

Fig.8 に示されるように、CNT カソードから放出された電子は、そのすべてが Grid 電極を通過して宇宙空間に放出されることが望ましい。Grid 電極への電子の流入は、図中の電源の消費電力を増大させるために電力効率の低下を招くとともに、電子衝撃により Grid 電極が過熱状態となり、同電極が熱変形を起こす可能性がある。したがって、この Grid 電極への電子流入を抑制することが FEAC 開発の重要なポイントの一つとなる。

今年度試作した Grid 付き FEAC の一例を Fig.9 に示す。同図中に見られる十字の部分の部分が Grid 電極であり、その背後に CNT カソードがある。CNT カソード部分の直径は約 4 mm である。このように、CNT カソード面積に対する Grid 電極面積の割合を小さくし、さらに CNT カソード上にも Grid 電極と類似形状の加工を施すことで、Grid 電極への電子流入を以前より大幅に低下させることに成功した。その結果の一例を Fig.10 に示す。同図より、高電圧を印加した場合でも、Grid 電極への電子流入割合はエミッション電流の 3 %以下に抑えられていることが分かる。ただし、現段階では電極加工の精度が十分でなく、試作品の性能に個体差があるため、今後の改良が必要である。また、今年度は、上記に加え、CNT の接着方法改良による耐久性向上検討、および上記 Grid 付き FEAC のアレイ化による最大 14 mA の電子放出実験を実施した。次年度以降は、耐低軌道環境性の評価、プラズマ露出電位の低下、電流電圧制御方式の検討、大電流化に向けた電極構造の検討などを実施の予定である。

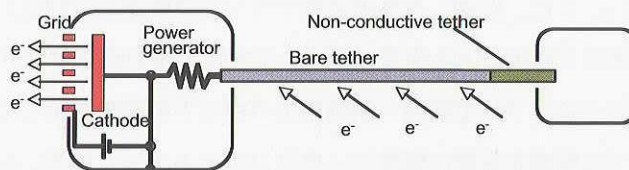


Fig.8 Function of FEAC



Fig.9 Prototype of FEAC with grid

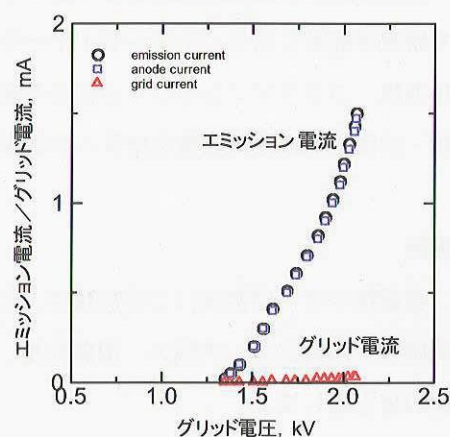


Fig.10 FEAC current v.s. grid potential characteristic

5. スペースデブリ捕獲の検討⁽⁷⁾⁽⁸⁾ スペースデブリは、事前に何らかの角運動量低減作業を行っても低速回転が残留する。また、捕獲用の取っ手や視覚マーカを持たない非協力ターゲットであり、質量特性も正確には判らない。また、計測した相対運動やランデブ制御には誤差が含まれる。このような状況での捕獲では、捕獲時の予測困難な運動による衝撃の緩衝や捕獲後の制動動作がロボットアームに要求される重要な機能となる。そこで、スペースデブリの捕獲・制動用のロボット制御方式として、高い応答性で良好な制御特性が得られる関節仮想デプス制御を新規に開発し、小型ロボットアームを用いた地上実験により、捕獲時のデブリ運動の制動への有効性を確認した (Fig.11)。

6. まとめ

加速度的に増加する低軌道スペースデブリの状況から、回収・除去技術の開発が急務である。本研究では、デブリ除去システム検討と並行して、キー要素技術である導電性テザーの開発および軌道上実証などに重点を置いて研究を進めており、テザーワイヤーやリール機構、プラズマコンタクタの試作や具体的な実証計画の立案を実施した。今後は、これら試作機の詳細な試験・評価や軌道上実験機会確保への提案活動の強化を図る。

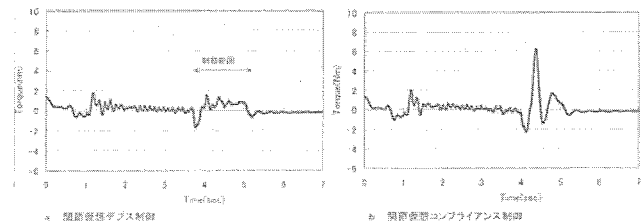


Fig.11 Testing results of breaking force on a 2D arm using joint virtual depth control and joint impedance control respectively

謝辞

導電性テザー研究会にご参加頂き、ご支援・ご協力を戴いた九州工大：趙先生、都立科技大：竹ヶ原先生、静岡大：山極先生、大阪大：田原先生、および、ロボット制御に関して御指導を戴いた京都大：吉川先生に感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 本部：”地球軌道を取り巻くデブリ環境の現状”，SICE 計測と制御 Vol.41-8, 2002
- [2] 西田，照井，河本：”デブリ除去技術へのアプローチ”，SICE 計測と制御 Vol.41-8, 2002
- [3] S.Kibe, S.Kawamoto, Y.Okawa, F.Terui, S.Nishida, G.Gilardi: ”R&D of The Active Removal System for Post-mission Space System”, IAC-03- IAA.5.4.07, 2003
- [4] S.Kawamoto, Y.Okawa et.al: ” Electro-dynamic Tether Systems for Debris Removal”, The 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- [5] 北村，井関，大川，” 導電テザー推進用電界放出アレイ型陰極の試作，” 第 48 回宇宙科学技術連合講演会，1G06，2004.
- [6] Y. Okawa, S.Kitamura, and Y. Iseki, ”Preliminary Testing of Carbon-Nanotube Field Emission Cathodes for Electro-dynamic Tethers,” The 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- [7] S.Nishida, T.Yoshikawa, ”Space debris Capture by Joint Compliance Controlled Robot”, AIM2003, 2003
- [8] 西田，吉川：”関節力覚制御アームによる衛星捕獲”，日本航空宇宙学会論文集 Vol.52, No.612, 2005