

デブリ軌道変更衛星

防衛大学校 航空宇宙工学科 安平 浩義, 渡邊 貴敏, グエン バ タイン ロン

1. 開発背景

1.1 スペースデブリの現状

今、低軌道及び静止軌道で地上から観測できているスペースデブリは約16000個であり、そのうち運用されている衛星は約900個とされている^[1]。さらに数十億個のミリ未満の単位のかげらが低軌道では秒速7~8km/sで、36,000kmの静止軌道では秒速 約3km/sで、飛び交っている。

スペースデブリは、機能停止したペイロード、オペレーショナル・デブリ、分裂（破砕）デブリ、微細物質の4 種類に分類することができる。スペースデブリは地上からの宇宙観測の妨げにもなり、将来的にスペースデブリが自己発生し、コントロール不能になるというケスラーシンドロームと呼ばれる現象についても、その可能性が懸念されている。すなわち、デブリの空間密度が高くなるとデブリ同士の衝突が活発になり、デブリが際限なく増加する。その結果、地球全体がデブリに覆い尽くされ人類が宇宙を利用できなくなってしまう状況になりかねない。そのため、現在の宇宙開発においてはスペースデブリの発生を抑える工夫が進められているが、現存するスペースデブリを除去することも大きな課題である。

なお、スペースデブリと見なされる運用停止した日本の人工衛星のうち、観測され軌道上にある衛星としては、たんせい、しんせい、たんせい3、きょっこう、じきけん、さきがけ、すいせい、はるか、のぞみ、あかり、みどり 2、などがある。^[3]

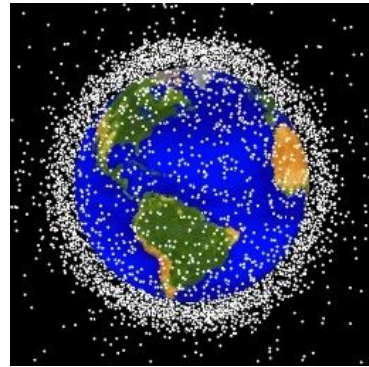


図1 低軌道のデブリ静止画^[2]

2. 開発計画

2.1 ミッション目的

本衛星の目的は、導電性テザー（Electrodynamic Tether : EDT）を用いて、故障した衛星を地上約 200 kmまで軌道を変更することによって、スペースデブリをより少ない日数で大気圏に突入させ、スペースデブリを排除することにある。本衛星の特徴として、2種類のテザーシステムを利用する。まず EDT テザー（テザー1）を伸展させ、その後テザー（テザー2）付の金属弾を対象衛星に打ち込む。打ち込み後は EDT システムを利用し対象衛星の軌道を変更する。

2.2 ミッション概要

本ミッションでは小型相乗りクラスの衛星を利用して、高度約 800 km上にある故障またはミッションを終えた衛星を大気圏へ突入させる。本ミッションの概要を図2に示す。本ミッションでは次の4段階を通してスペースデブリの除去を行う。

(1) 相乗り衛星として目的の軌道に入り、目的衛星に近づく。

(2) 次に、フォーメーションフライトを行って、目的衛星の外観を把握する。

(3) EDT テザーを伸展させた後、特殊に加工を行った金属弾を対象衛星に打ち込む。

(4) EDT の効果によって大気圏まで軌道を変更していく。

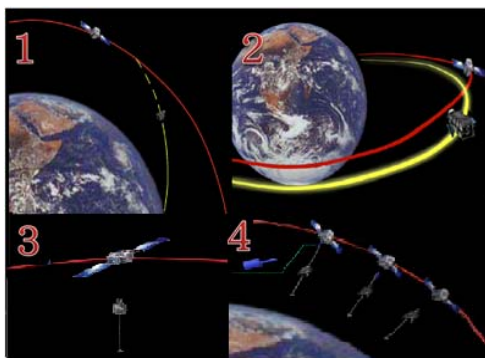


図2 ミッション概要図

2.3 期待される社会的効果

現在、運用されていない人工衛星では、能動的に軌道を修正する機能を持っていない、又はシステムエラーなどによりコントロールできず、軌道上をさまよっているものが多い。現在までこのようなスペースデブリは年々増えてきている。この対策として、能動的に運用停止した衛星の軌道を変え、大気圏に突入させることによって運用の終わった衛星を処理する必要がある。本ミッションは我々が検討を進めている独自のドッキング方法と、これまで研究が進んでいる導電性テザー (Electrodynamic Tether : EDT) ^[5-8]を用いることで、故障またはミッションを終えた衛星の処理を従来より容易かつ安全に行うことができる。

2.4 導電性テザー (Electrodynamic Tether : EDT)

EDT とはテザーに流す電流と地球磁場とによって衛星の速度方向とは逆の方向に力(ローレンツ力)を発生させる装置である。推力は小さいが、推進のための燃料が不要であるため従来の推進系より比較的容易に使用できる。EDTシステムの概念図を図3に示す。

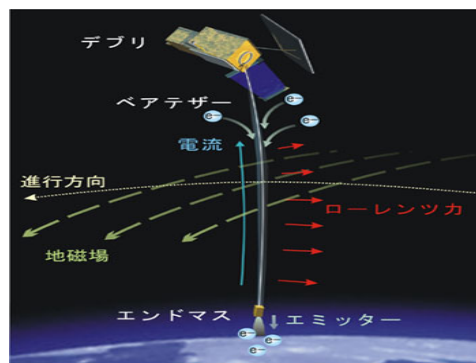


図3 EDTシステムの概念図^[4]

2.5 本衛星の特徴

これまで、EDT やテザーを利用した衛星の計画は多くあるが^[5-8]、本衛星は以下の点において他の衛星と異なる。

- (1) 対象衛星の捕獲にアームなどを使うことがないため、厳密な対象衛星の運動推定が不要で、姿勢制御も容易である。
- (2) 対象衛星との接触を金属弾だけにすることによって、絶縁処理が容易となり、帯電によるシステムダウンの可能性が低い。
- (3) 小型相乗り衛星クラスの衛星によるデブリ除去が可能であるため、低コストである。
- (4) EDT テザーを進展させた後に金属弾を打ち込むので、打ち込み時に発生する衛星の回転運動を重力傾斜トルクで安定化できる。

2.6 衛星の諸元

衛星の外観を図4に示す。

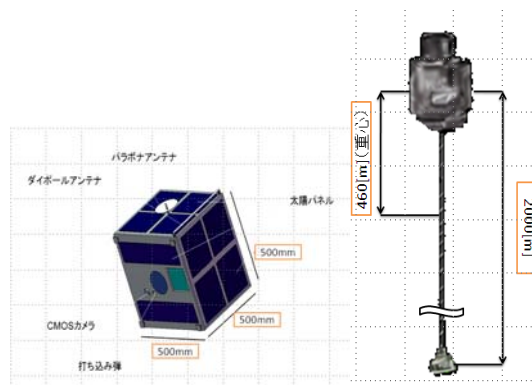


図4 衛星の外観

本ミッションで使用する衛星の諸元を以下の表1に示す。なお、本衛星は H-II A ロケットに相乗りする小型副衛星での実現を目指す。

表1 衛星諸元

寸法、質量	50cm×50cm×50cm 約 50kg (テザー m=20 kg)
ミッション 機器	CMOS カメラ(外部観測) 打ち込み機構(ドッキング)
通信系	φ10cm パラボラアンテナ ダイポールアンテナ
電源系	太陽光電池
金属弾射出	バネによる射出

2.7 対象とする衛星

本システムで軌道から除去できる衛星としては、小型相乗り衛星から 3~4ton 級の大型衛星まで幅広く対応できると考える。本ミッションでは一例として日本が打ち上げた衛星で運用が停止されている、みどり 2 (ADEOS II) を対象とした。対象衛星の軌道要素を以下に示す。

表2 ADEOS II の軌道要素^[9]

名称	MIDORI II (ADEOS-II)
軌道傾斜角	98.355
昇交点赤経	18.491
離心率	0.0001121
周期	1h 40m 57s (100.95 分)
近地点高度 × 遠地点高度	803 × 805 km

2.8 フォーメーションフライト

本ミッションでは運用の初期段階において、対象衛星の状況、姿勢などを観察する。小型の本衛星より、スラスタを使用せずに目的衛星の外観を観察するために、フォーメーションフライト軌道を用いる。今回想定するフォーメーションフライト軌道を用いた場合の、ADEOS II から見た本衛星の軌道を図5に示す。本衛星は ADEOS II の地心軸方向に 90 度下約 500m の位

置を通り、ADEOS II から見て上下に移動しながら軌道上を飛行している。この図における衛星間距離は、ターゲット衛星と本衛星の重心間の距離である。本衛星ではテザー伸展後の主衛星は重心より約 460m 上方にあるため、最接近時(約 500m)には主衛星はターゲット衛星より約 40m の距離に位置する。

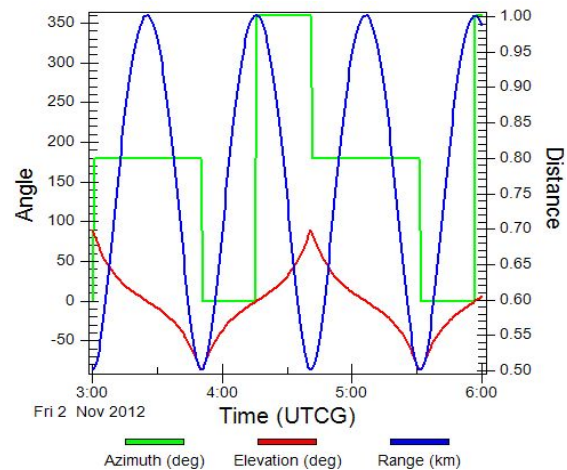


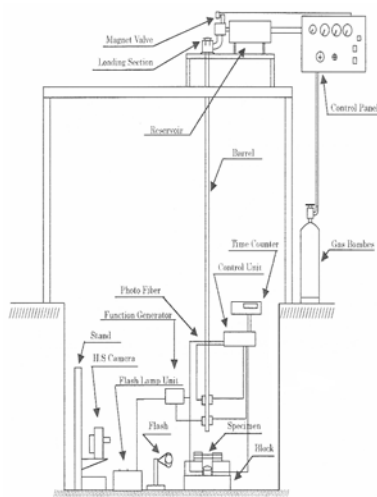
図5 ADEOS II から見た本衛星の軌道

2.9 打ち込み

2.9.1 打ち込み試験概要

本衛星ではテザーの付いた金属弾を対象衛星に打ち込むことで、対象衛星にEDTシステムを結合する。そこで、まず金属弾の衛星構造への打ち込み、及び引き抜き強度実験を行った。なお、本衛星ではバネを用いた金属弾の射出を想定しているが、本試験では既存の試験装置を利用するため空気銃式の打ち込み試験装置を利用している。

まず、衛星構造に広く用いられているハニカムサンドイッチ構造への金属弾打ち込み試験を行い、本手法の実現可能性を検証した。本試験では、空気銃式衝撃試験装置を用いて金属弾をハニカムサンドイッチ板試験片に打ち込む。試験装置の概要と外観を図6に示す。試験に用いた試験片は、表皮厚さ 1mm、全厚さ 15mm で 25cm 角のアルミニウム製ハニカムサンドイッチ板である。打ち込み速度は射出管先端に 10cm の距離を離して設置した 2 対の光スイッチとカウンターより算出することができる。



(a) 概要図



(b) 外観



(c) 固定治具

Tilt angle: 45 [degree]

図6 試験装置の概要と外観

2.9.2 本ミッションに使用する金属弾

本ミッションではテザーの付いた金属弾を、構体パネルを貫通することなく適切に固定する必要がある。そのため用いる金属弾は、貫通を避けるため後端が太く、さらに、貫入後の引き抜き強度を上げるため、先端の軸部の一部が細い形状となっている。金属弾先端の角度は45度(弾A)、60度(弾B)とした2種類を用いる。また、打ち込み試験の一部では、後に行う引き抜き強度試験のため金属弾に加工を施し、金属弾の後端側にネジ穴を追加している(弾A', 弾B')。鉄製で重量約210gの金属弾を作成し、実験に使用した。金属弾概念図を図7に示す。

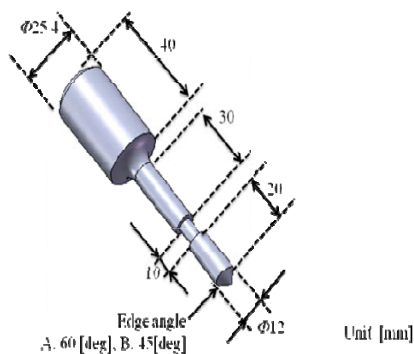


図7 金属弾形状の概念図

2.9.3 打ち込み試験結果

打ち込み試験における試験条件を表3に示す。試験では相対姿勢が不明な大型デブリへの撃ち込みを想定し、対象となるハニカムサンドイッチ試験片の設置角度を0, 30, 45度と変えた試験と、設定角度は0度でハニカムサンドイッチにアルミ板または金属製のボックス(衛星内部のコンポネットボックスに相当)を取り付けた試験片を用いた試験を実施した。その際に金属弾で破壊されて出てくる金属破片を計測するために、ハニカムサンドイッチ試験片の周囲にビニール袋を取り付けている。射出速度に関しては、本試験の前に予備試験を実施し、試験片を貫通することなく金属弾先端部の貫入が可能なガス圧力を求め、そのガス圧力を用いて本試験を実施した。設定圧力の際の金属弾の射出速度は約20m/秒である。なお、予備試験より射出速度が30m/秒に近い場合には金属弾が試験片を貫通することが分かっている。本試験の結果、試験片の設置角度によらず、後端の直径拡大部が試験片に留まるかたちで金属弾の先端部が貫入

する適切な貫入状態が得られた。また、アルミ板や金属製ボックスを設置している試験を行ったところ、発射速度が約 30m/秒の場合でも金属弾は貫通することはなかった。打ち込み時の高速度カメラ画像を図 8 に、試験後の打ち込み状況の例を図 9 に、打ち込み後発生した金属破片を図 10 に示す。

この試験結果から、適切な打ち込み条件により、金属弾がハニカムサンドイッチ板を貫通することなく、適切な状態での固定が可能であることを確認した。また、打ち込みによって発生する金属破片は少量 (0.25g 程度) かつ全て衛星内に相当する側に集まっており、衛星外に出る可能性は低いと考えられる。

表 3 金属弾打ち込み試験－試験条件

Test Case	金属弾タイプ	打ち込み速度 [m/s]	試験片の取り付け角 [deg.]
1	A	22.48	0
2	B	21.92	0
3	A	18.58	30
4	B	24.47	30
5	A	19.95	45
6	B	24.08	45
7	A'	27.2	0
8	B'	計測できず	0
9	B'	32.1	0
10	B'	27.8	0

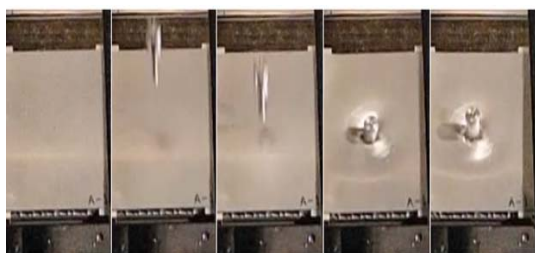


図 8 打ち込み時概要 (Tese case - 1)



図 9 打ち込み状況の例

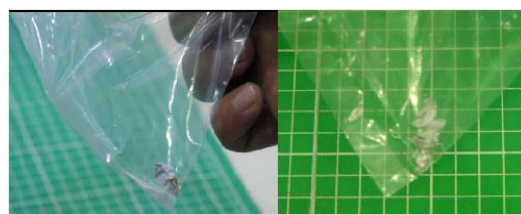


図 10 打ち込み実験時に発生した金属片

2.9.4 引き抜き強度試験

打ち込みによる金属弾の衛星構体への固定の強度を調べるため、貫入した金属弾の引き抜き試験を行った。試験構成を図 11 に示す。本試験では、打ち込み試験 ケース 7,8 の結果得られた試験片を用いて、その引き抜き強度を調べた。試験結果を図 12 に示す。本試験では試験ケース 8 の場合に最大で 200[N]程度の引き抜き強度が得られており、ケース 7 の試験片では 1000[N]の荷重負荷においても引き抜きができなかった。

EDT などのテザーを用いたデブリの除去の場合、テザーの展開時に十数[N]の張力がテザーに負荷されることが報告されており^[10]、本研究で検討した金属弾の打ち込みによる固定法は、テザーを用いたデブリ除去におけるテザー固定方法として十分な引き抜き強度を有していることが確認できた。

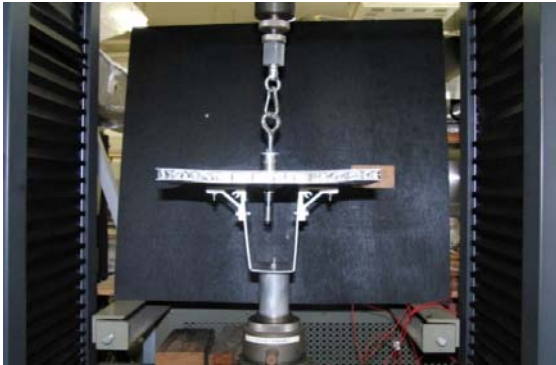


図 11 金属弾の引き抜き強度試験概要

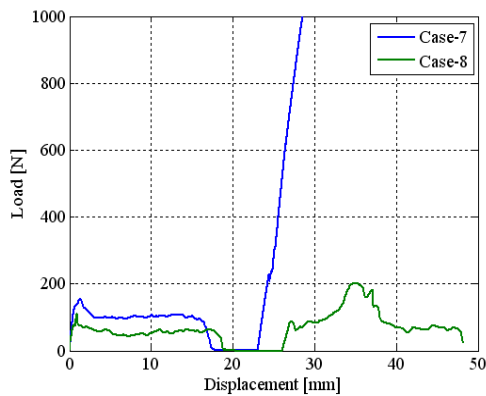


図 12 引き抜き強度試験結果

2.10 テザー伸展方法

まず EDT テザー（テザー 1）の伸展を行う。テザー 1 の伸展方法としては、研究がなされている既存の方法^[10]で行う。その後金属弾に取り付けてあるテザー（テザー 2）を伸展させる。テザー 2 の伸展において、対象衛星に到達した際に約 25m/s の速度が必要であることが、前節の実験よりわかっている。そこで必要な初速を計算する。まず、リール摩擦力 F はリールの積極的な送りだしがない場合、参考文献^[10]より

$$F(t) = 0.038V(t) + 0.005 \quad (1)$$

と求められている。

また、運動方程式は

$$d^2x/dt^2 = F(t)/m \quad (2)$$

である。金属弾を 0.21 kg、本衛星から対象

衛星までの距離を 40m として、必要な初速を求めると 32.3m/s であり、その初速を得るために必要なばね定数は 490.3N/mm である。また、本衛星から金属弾は約 2 秒後に対象衛星に到達する。

2.11 デブリの除去能力

本衛星は小型相乗り衛星であるので重量や寸法に制限がある。そこで、線密度 8.48 g/m で、アルミニウム製のテザーを 2km 使用することにした。テザーの重量は約 20kg、体積は 0.18m³ であり、小型相乗り衛星に搭載可能である。ここでこの程度の長さのテザーによる衛星除去能力を検証すると、過去の研究より、地上約 800km にある衛星である ADEOS なら、2km のテザーで 300w の電力を流すと、約 1 年半で大気圏（高度 200km）に突入することが予想される（図 13）ので^[11]、本衛星でも故障した衛星の処理能力は十分であると判断できる。

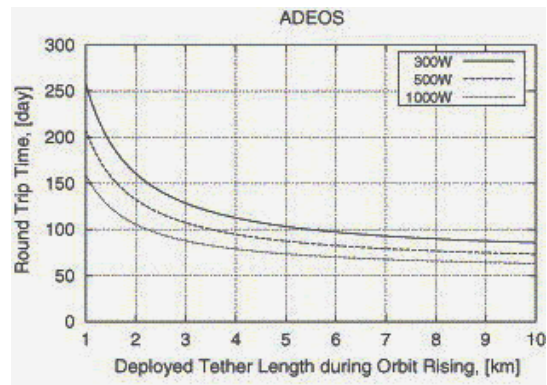


図 13 テザーの長さとお道変更日数（高度 800km→630km へ変更）^[11]

3 結言

現在、宇宙空間では故障した衛星などのスペースデブリが非常に問題となっている。そこで我々は、故障した衛星の除去の対策として、EDT と新たなテザーの固定・伸展

方法を利用した小型相乗り衛星を提案した。現在、多くの国がスペースデブリ対策を考え、実行しようとしている。その目的は宇宙環境を良くして、宇宙開発をもっと盛んにすることにある。また我々は、スペースデブリの除去は今後、新しいビジネスにも成り得ると考えている。世界に先駆け、本衛星によりスペースデブリ除去システムを確立することは、日本の宇宙産業の活発化に寄与し、落ち込んでいる日本経済を持ち直すことも可能であると考え。

4 参考文献

[1]http://www.isas.jaxa.jp/home/rikou/kogata_eisei/symposium/1st/koto/019_kimura.pdf

[2]<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photogallery/beehives.html#leo>

[3]<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>

[4]<http://www.ard.jaxa.jp/research/mitou/mit-edt.html>

[5]スペースデブリ除去技術の研究 研究開発本部 未踏技術研究センター

[6] S. Nishida, S. Kawamoto, Y. Okawa, F. Terui, S. Kitamura, "Space debris removal system using a small satellite", *Acta Astronautica*, 65 (2009), pp.95-102.

[7] M.M. Castronuovo, "Active space debris removal - A preliminary mission analysis and design", *Acta Astronaut*, 69 (2011), pp. 848-859.

[8] S. Kawamoto, T. Makida, F. Sasaki, Y. Okawa, S. Nishida, "Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system", *Acta Astronautica* 59 (2006), pp.139-148.

[9]<http://celestrak.com/>

[10] 壹岐賢太郎, 河本聡美, 森野美樹, "離散質点モデルを用いた導電性テザー伸展シミュレーションによる伸展ダイナミクスの検討", 第20回スペース・エンジニアリング・コンファレンス,D3 (2012)

[11] Y. Ishige, S. Kawamoto, S. Kibe, "Study on electrodynamic tether system for space debris removal", *Acta Astronaut*, 55 (2004), pp. 917-929.