

導電性テザーのダイナミクスとその応用例について

河本 聡美*, 池田 哲平**, 大川 恭志*, 西田 信一郎*, 北村 正治*

Dynamics and Applications of Electrodynamic Tethers

By

Satomi KAWAMOTO *, Teppei IKEDA **, Yasushi OHKAWA *,
Shin-ichiro Nishida * and Shoji KITAMURA *

Abstract : 導電性テザー推進とは、導電性のテザー（紐）に流れる電流と磁場との干渉で発生するローレンツ力を推力として利用する推進技術であり、微小推力であるがほとんど燃料を必要としない高効率推進であるため、さまざまな利用が期待されている。本論文では、まず導電性テザーの原理、構成や特徴について述べ、次に数値シミュレーションにより検討した導電性テザーのダイナミクスについて紹介する。また、導電性テザーの使用が提案されている応用例として、デブリデオービットや発電、大型宇宙機の軌道保持、惑星での利用についても紹介する。

Key words : Electrodynamic tether, Debris

1. はじめに

導電性テザー（Electrodynamic Tether, EDT）推進は、まだ軌道上における推力の発生は確認されていないが、高効率推進技術として期待されており、各国で研究開発が進められてきた。JAXA/IATにおいてもデブリ発生防止研究の中で、デブリデオービットのための推進系として有望であると考え、導電性テザーの構成要素試作・試験を含む研究開発を行ってきた。本論文では主に導電性テザーのダイナミクスについて記述する。またデブリデオービット以外の応用例についても簡単に述べる。

2. 導電性テザー

2.1. 原理と特徴

導電性テザーの原理を図1に示す。宇宙機から伸展された導電性のテザーには、地磁場を横切って地球を周回することにより誘導起電力が生じる。そこで、テザーの一端で地球周辺のプラズマから電子を収集し、もう一端で電子を放出することにより、回路が構成されテザーに電流が流れる。テザーに電流が流れると、地磁場との干渉でテザーにローレンツ力が発生する。このローレンツ力は速度方向と逆向きであり、宇宙機の軌道を降下させることが可能である。また同時に発電することができ、電力を搭載機器に使用可能である。このように導電性テ

* The Institute of Aerospace Technology (IAT) /JAXA

** Shizuoka University

ザーは、ほとんど燃料を使うことなく軌道変換が可能であり、デブリのデオービットのような高効率推進系を必要とするミッションに有望であると考えられている。また微小推力であるため、今既に軌道上に存在しているデブリに取り付ける際にも容易であるという利点がある。

逆に、搭載電源系を用いて誘導起電力に打ち勝って逆向きに電流を流せば、そのときのローレンツ力はシステムを加速させる向きであり、軌道高度を上昇させることができる。そのため、大型宇宙機の軌道保持や軌道間輸送システムなどにもその利用が提案されてきた。また、磁場とプラズマが存在すれば使用可能であるため、地球周回軌道だけでなく、木星などの惑星探査などにも使用できると考えられている。

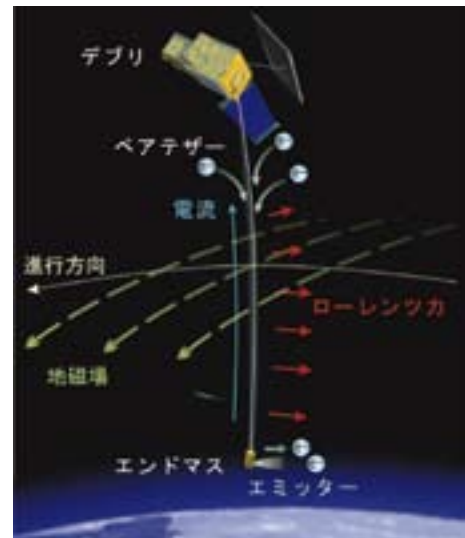


図1 導電性テザーの原理（デブリデオービットの例）

2.2. これまでのテザー実験

導電性テザーの実験は、1980年代には ISAS で観測ロケットを用いた実験が行われていたが、近年は、1996年に NASA とイタリアの共同で、スペースシャトルから約20km のテザーを伸展し、テザー先端の球状コレクタから電子を収集、シャトル搭載のホローカソードから電子を放出してテザーに電流が流せることを確認した TSS-1R 他、主に米国で実験が行われてきた。導電性ではないが、小型のスプールリールから約20km のテザーを振動制御しながら伸展した SED-1および2、あるいは4 km のテザー形状を工夫することにより10年間切断されずに軌道周回した TiPS などもあり、宇宙空間で数 km から10km 程度のテザーを利用することは不可能ではないことは確認済みであるが、まだ導電性テザー推進として推力が確認されたことはなく、その実証が期待されている。

2.3. 構成

導電性テザーの主な構成要素は図2の通りである。まず、導電性テザーシステムには周辺プラズマと電子の授受を行うためのプラズマコンタクトが両端に必要となる。電子を放出するためのエミッターとしては、電子銃やホローカソード、電界放出型電子源（FEC）が、電子収集には球状コレクタやホローカソード、ベアテザー（被覆無し導線）が提案されている。FEC をエミッターに、ベアテザーをコレクタに使用すると、作動流体が不要であるため小型軽量の導電性テザーシステムを構成することができる。電界放出型電子源としては、本研究では、低真空領域での耐久性が高いと期待されるカーボンナノチューブ（CNT）を利用したタイプを採用している [10]。ベアテザーは被覆無し導線のテザー自体を電子収集に用いるというアイデアで、球状プラズマコンタクトよりも電子流入効率がよいという利点を持つ [12]。テザーのリールはシンプルな繰り出しのみのリールとし

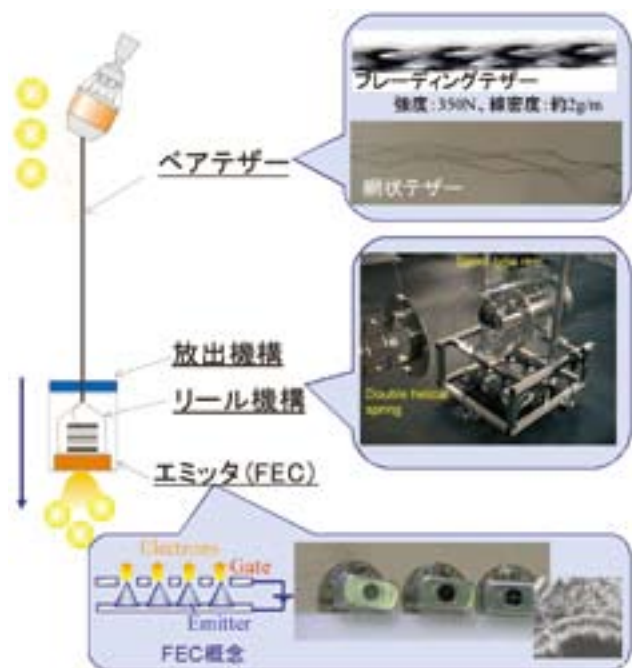


図2 導電性テザーの構成

テザーの回収は行わない。現在 JAXA/IAT ではこれら構成要素の試作・試験を実施しており (FEC [1] [8] [10], ベアテザー [3] [4] [5], リール [9] など) 下記に述べるシミュレーションに反映している。

3. 数値シミュレーション

3.1. モデル

導電性テザーのダイナミクス、推進系としての性能を明らかにするために、数値シミュレーションを実施した [4] [5]。テザーは離散質点をバネ・ダンパで接続したものとモデル化し (図 3)、重心を原点とする回転座標系 (ヒルの座標系) で数値計算を行った。テザーには誘導起電力により、周辺プラズマとの電位差が生じるが、電位が高い部分で電子収集が行われ、電位が等しくなる点以降は一定電流となる。この電子収集のモデルは、2次元 OML (Orbital Motion Limit) を用いた。その他、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、空気抵抗、および地球重力ポテンシャル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。テザーのパラメータは、試作したブレイディングテザーを参考に、直径 1.98mm、線密度は 1.98g/m、弾性率 1.4×10^{14} N/m²、電気抵抗は 0.0485 Ω /m とした。

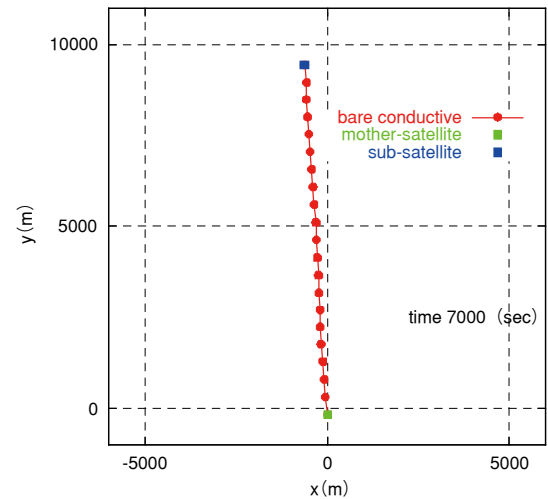


図 3 離散質点モデルでのシミュレーション例

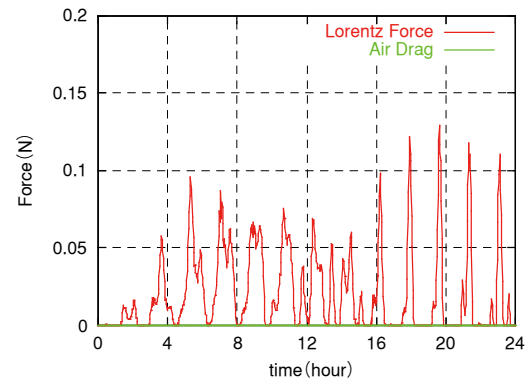


図 4 ローレンツ力と空気抵抗の変化

3.2. シミュレーション結果

例として、高度 800km、軌道傾斜角 98 度にて 10km の導電性テザーを使用した場合の推力の変化を図 4 に示す。収集される電流およびその結果としての推力はプラズマ密度や地磁場およびテザーの振動、温度などにより大きく変化する。推力は電流と磁場方向により決まり、軌道速度方向成分以外の方向成分も有するため、軌道高度のみでなく、離心率、傾斜角も変化する。電流量制御によりある程度制御可能だが効率が落ちる上複雑である [2]。

3.2.1. テザーダイナミクス

テザーは重力傾斜力により鉛直方向に安定する方向の力を受けるが、様々な外力を受け、面内・面外振動、縦振動、たわんだ状態での回転など複雑な運動が生じる。特に、母衛星を重量の大きなデブリ、子衛星をエンドマスとした場合など、母衛星と子衛星の重量が大きく異なると重心は母衛星付近にあり、テザーに分布して作用するローレンツ力はトルクとなるため、テザーが傾く。その結果、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約 $1/2$ 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振動が増大し、回転状態に至る。そのため、長期的に使用する場合には、振動を抑制するための電流制御などが検討さ

れており、その有効性が確認されている。また、逆にテザーを回転させて使用するアイデアもある。またアルミワイヤを編んだようなテザーは、テザー温度により大きく伸縮する。温度は太陽からの入熱が支配的で、地球の食の前後でテザー温度および長さが大きく変動する。この伸縮によりテザーダイナミクスが不安定になることはないが、温度による導電抵抗の変化は電子収集性能に大きな変動をもたらす。

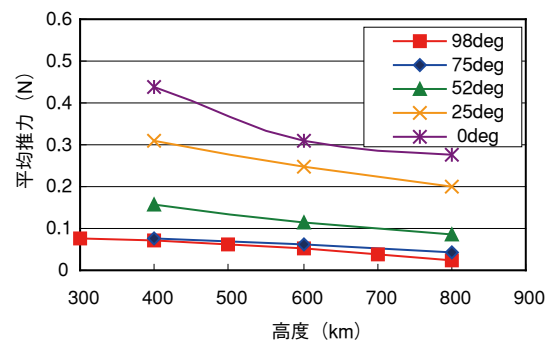


図5 軌道による平均推力の変化

3.2.2. 軌道による推力の変化

10km テザーを使用した場合、軌道傾斜角、軌道高度による平均推力は図5の通り。軌道傾斜角が高いほど、高度が高いほどプラズマ密度・磁場共に小さくなるため、推力は小さくなる。しかし、高軌道傾斜角でも、磁場の極は自転軸に対し傾いた状態で地球と共に回転している効果もあり、ある程度の推力が期待できる。

3.2.3. テザースペックによる推力の変化

テザーの長さを変化させる場合、ほぼ二乗に比例して推力が変化する。テザー太さを変化させた場合、ほぼ比例して推力が変化する。テザースペックを変化させる場合、推力の他、重量、体積、デブリ切断確率、テザー安定性なども影響を受けるため、総合的に判断する必要がある。

3.3. その他のシミュレーション

その他、端衛星の姿勢も考慮したテザー伸展 [6] や、安定性に関する検討等をシミュレーションにより実施している。なお、電子収集に関しても、粒子シミュレーションなどを実施しており [1], 今後 OML 理論に変わりダイナミクスシミュレーションに反映していく予定である。

4. 導電性テザーのミッション例

これらのダイナミクスを考慮した上で、導電性テザー推進に適すると考えられるミッションをいくつか述べる。

4.1. デブリデオービット [8]

軌道要素やテザー間距離などに要求がなく、高効率で高度を低下させる必要があるデブリのデオービットは、導電性テザーの応用例として最も有望であると考えられている。

地球を取り巻くデブリは年々急増中であり、近年衝突事例が相次いでいるように、デブリが密集した低軌道では、デブリ衝突率はコンポーネントの故障率と比較しても既に無視できないレベルに達している。宇宙開発における脅威となっているデブリについて対処するため、各国は発生防止のための規格を制定しており、JAXA もデブリ発生防止標準 JMR-003として制定している。その他打ち上げ手段を有する11の国・機関の代表からなる国際機関間デブリ調整会議 (IADC) において2002年に、国連宇宙平和利用委員会 (UNCOPUOS) では2007年に、デブリ低減ガイドラインが制定された。また、ISO でも低減規格を審議中である。このように、国際的な組織でも、デブリ発生防止のための取り組みが要求されているが、これらのデブリ低減ガイドラインおよびデブリ発生防止標準では、低軌道 (2000km 以下) の宇宙機はミッション終了後に軌道寿命が25年以内の軌道へのデオービットが必要と規定されている。今はまだ努力義務だが、静止軌道のリオービットは現在ほぼ定着しており、また米国は2006年には全ての宇宙機をデブリ低減ガイドラインに適合させたとの報告もあり、数年のうちには低軌道衛星

のデオービットの実施が実際に要求される見通しは高い。デオービットが要求されれば、大型の衛星やロケット上段の場合、大量の燃料が必要となる他、現在は推進系を持っていない小型衛星などは、推進系を搭載することを検討するあるいは、軌道寿命が25年以下の軌道でしか運用できなくなる。また、NASAの報告によれば、デブリが密集している高度約1000km、約1500km付近では、今後打ち上げがおこなわれなかったとしても、今すでにあるデブリ同士の衝突によりデブリの数が指数関数的に増加すると予測している [6]。すなわち、今後打ち上げる宇宙機のデオービットだけではデブリ対策として不十分で、今あるデブリを除去しないと今後の宇宙活動は継続できないということになる。このように、今後デブリを発生させないためのミッション終了後のデオービット、および今すでに軌道上に存在しているデブリの除去共に、高効率の推進系が不可欠となっている。

4.1.1. デブリデオービット用導電性テザーの設計例

デブリ発生防止標準では宇宙機はミッション終了後軌道寿命25年以内とする必要があるが、そのためには大きな ΔV が必要である。軌道寿命25年以下の軌道とは、平均的な体積重量比 Area-to-Mass 0.01の宇宙機で高度約630kmである。例として ADEOS (3400kg @800km, 98deg) は、軌道寿命25年の軌道へデオービットするためには ΔV で約80m/s、約130kg以上の燃料を必要とする。今後のデブリの状況によっては、ミッション終了後すぐの除去も要求される可能性があるが、その場合300kg以上の燃料が必要とされる。導電性テザーなら、最長10km、30kg程度で1年以内に大気圏突入まで可能（投棄軌道まで100日、大気圏突入200日）である。別の例として、多数衛星からなるコンステレーションである Globalstar (450kg @1400km, 52deg) は、投棄軌道まで20日、大気圏突入30日でデオービット可能である。このように対象衛星、軌道により必要時間は異なるものの、最大10km程度の導電性テザーによりデオービットが可能であると見積もられている。

導電性テザーの問題点として、微小なデブリによる切断が懸念されるが、テザーを網状にするなどのテザー形状を工夫することにより、数ヶ月なら運用可能と、デブリフラックスモデルを使用し評価により見積もられている。またデブリ除去の場合、今軌道上に浮遊しているデブリを捕獲して推進系を取り付けなくてはならず、大推力の推進系を取り付けるのは固定精度やスピニアップの必要性などから難易度が高いが、導電性テザーであれば微小推力であるため、デブリへの取り付けが容易というメリットもある。

4.2. 発電

導電性テザーでは、軌道エネルギーを電気エネルギーに変換することができるため、軌道降下と共に発電が可能であるとされている。図6の赤線が発電した場合、黒線が発電しない場合であり、発電部での電圧降下と電流の積だけ発電することができるが、発電しない場合に比べ電流すなわち軌道降下率は減少する。環境により変動するが数kmのテザーで平均約数十Wの発電が可能である。

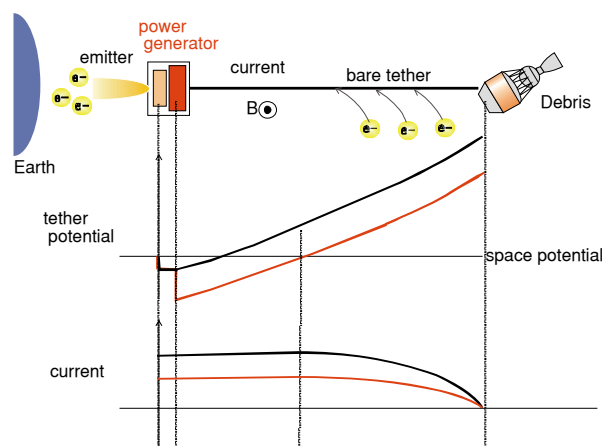


図6 発電した場合の電位・電流分布

4.3. 軌道上昇

逆に誘導起電力に打ち勝つ電力を供給すれば、電力を軌道エネルギーに変換すなわち軌道上昇も可能である。そのため大型宇宙機の軌道保持 [14] や軌道間輸送システム [11] などとして検討されてきた。軌道上昇の場合には、プラズマコンタクトとして電子放出・収集ともホローカソードを使用する案が提案されているが、ここでは、上記と同一のベアテザーを使用した場合のシミュレーション結果を示す。軌道上昇の場合には、図

7のように電流の向きはデオービットと逆向きになり、エミッタも宇宙側に搭載する必要がある。またエミッタ付近のテザーは被覆して電子収集ができないようにする必要がある。被覆する長さの割合などもパラメータとなるが、図8は、1:1の割合で被覆した場合の5kmのテザーで発生できる推力を示す。最大電力として3kW、5kW、10kWの電源系を使用した場合、必要電力はその時のプラズマ密度・磁場強度によって変動し、実際には平均1.4kW～3.1kW程度の電力が必要であった。その結果、高度400km以上であれば空気抵抗より大きな推力を発生することができる。

4.4. 惑星探査

導電性テザーは、地球低軌道以外でも、磁場・プラズマが存在する惑星で使用可能である。例として木星は、地球の約2万倍の磁場を持ち、イオ ($R_j = 5.9$) からの豊富なプラズマ供給もあり、木星周回軌道への投入や発電、軌道上昇、降下のための推進系として導電性テザーの使用可能性が研究されている [13]。図9は磁場をダイポールで近似した場合の木星周回軌道各高度における誘導起電力である。特徴的な点として、木星は高速 (9.925h) の自転をしているため、木星半径の約2.2倍以上の高度では磁場の速度が軌道速度を上回り、誘導起電力の向きが地球周回の場合とは逆になる。そのため、燃料を使用せずに軌道上昇することになる。

5. おわりに

導電性テザーについて、その原理、特徴、構成、ダイナミクスを紹介した。またその応用先として、デブリデオービットや発電、大型宇宙機の軌道保持、惑星での使用について簡単に紹介した。

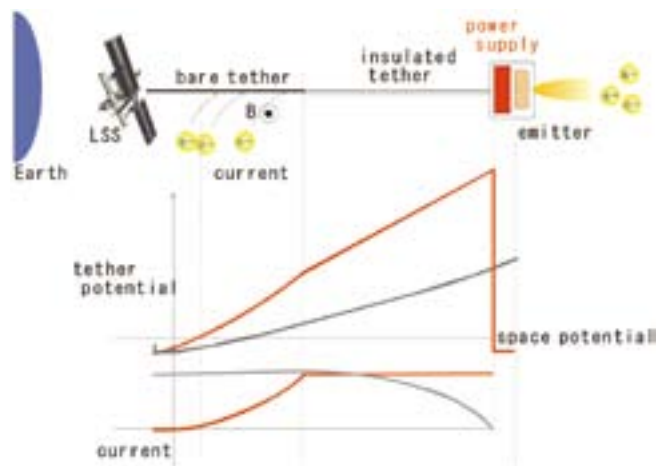


図7 軌道上昇する場合の電位・電流分布

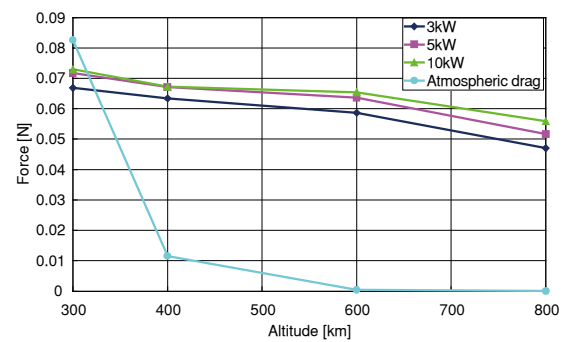


図8 軌道上昇する場合の推力

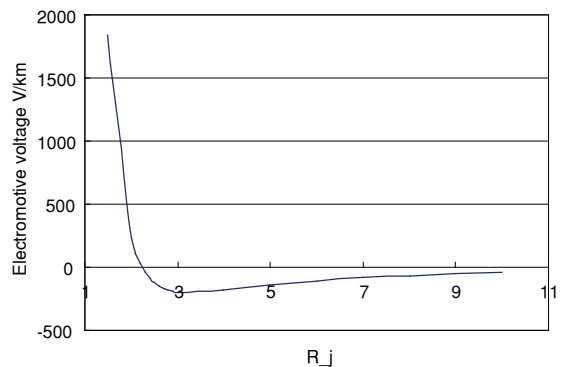


図9 木星周回軌道における誘導起電力

参考文献

- [1] Ikeda, Y., Nakamura, Y., *et.al.*, “Multiple Bare Tethers for Electrodynamic Tether Propulsion”, International Electric Propulsion Conference (IEPC), 2007
- [2] Ishige, Y. Kawamoto, S. and Kibe, S., “Study on Electrodynamic Tether System For Space Debris Removal”, *Acta*

Astronautica, Volume 55, Issue 11, December 2004

- [3] Kashiara, K., Qu, D., *et al.*, "Simulation of Plasma Environment around a Bare Tether", Proc. Of International Symposium on Space Technology and Science(ISTS), 2006
- [4] 河本, 佐々木他, "デブリデオービット用導電性テザーの設計", 第49回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- [5] Kawamoto, S., Makida, T., Sasaki, F., *et al.*, "Precise Numerical Simulations of Electrodynamic Tethers for an Active Debris Removal System" *Acta Astronautica* Volume 59 pp.139-148, 2005
- [6] 小林, 山極他, "エレクトロダイナミックテザー伸展時のダイナミクスに関する研究", 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007
- [7] Liou, J.-C. "A Statistical Analysis on the Future Debris Environment" IAC-05-B6.2.02, 2005.
- [8] 中邨, 池田他, "カーボンナノチューブカソードの宇宙プラズマ中における電子放出性能", 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007
- [9] Nishida, S., Kawamoto, S., *et al.*, "Space debris removal system using a small satellite" IAC-06-B6.4.02, 2006
- [10] Okawa, Y., Kitamura, S., *et al.*, "An Experimental Study on Carbon Nanotube Cathodes for Electrodynamic Tether Propulsion", International Electric Propulsion Conference (IEPC), 2007.
- [11] Pearson, J., Carroll, J., *et al.*, "Overview of the electrodynamic delivery express(EDDE)", AIAA 2003-4790, 2003
- [12] Sanmartin, J.R., Martinez-Sanchez, M., and Ahedo, E., "Bare wire anodes for electrodynamic tethers", *J. of Propulsion, Power*, pp.353-360, 1993.
- [13] Talley, C., Moore, J., *et al.*, "Propulsion and power from a rotating electrodynamic tether at Jupiter", AIAA 2000-0326, 2000
- [14] Vas, I., Kelly, T. and Scarl, E. "Application of an Electrodynamic Tether System to Reboost the International Space Station" NASA/CP-1998-206900, Tether technology interchange meeting, pp.305-334, 1997