

宇宙プラズマ環境を用いた地球接近小天体の 軌道変更手法の提案と検証

山口 皓平¹⁾・ 山川宏²⁾

¹⁾ 名古屋大学航空宇宙工学専攻 ²⁾ 京都大学生存圏研究所

Study on the Techniques to Deflect Near Earth Asteroids Exploiting Space Plasma Environment

Kohei YAMAGUCHI¹⁾ and Hiroshi YAMAKAWA²⁾

Abstract

Asteroid deflection techniques exploiting space plasma environment are presented and investigated in this paper. An electric solar wind sail which accelerates the spacecraft using solar wind dynamic pressure is used to yield high crush velocity of the projectile against the target asteroid. It can yields higher impact velocity and larger deflection distance compared with the traditional propulsion system. A Coulomb force attractor, which tows the asteroid by using electrostatic attraction between the charged spacecraft and the asteroid. The mutual electrostatic force extends the deflection distance especially for small asteroid in an orbit with small value of the eccentricity.

Key Words: Asteroid Deflection Missions, Electric Solar Wind Sail, Electrostatic Tractor

1 Introduction

地球接近小天体(Near Earth Asteroid :NEA)の衝突問題は、これまで多く取り上げられてきた。既に16,000個以上のNEAが発見され、1,400個以上が潜在的に地球との衝突確率が大きい小天体(Potentially Hazardous Asteroid :PHA)に分類される(図1)¹⁾。小天体と地球との衝突事例で最も有名なものの1つとして、恐竜絶滅の原因となった直径約10 kmの小天体が挙げられる。この規模の小天体衝突が発生することは稀であり、その頻度は10億年に一度とされる²⁾。NEAを発見・カタログ化する取り組みにおいても、直径1 km以上の小天体の発見数は年々減少している。一方で、直径140 m以下の小天体は、毎年500以上新たに発見される状況が続いている。この規模の衝突例である、ロシアのツングースカに衝突した直径約60 mの小天体(1908年)は、約2,000 m²の森林を破壊した^{3,4)}。この規模の小天体衝突は、およそ1000年に1度程度とされる²⁾。また、2013年にロシアのチェリャビンスクに衝突した小天体は直径20 m未満であったが、爆発による衝撃波は建物の窓ガラスを破壊し、1,500人以上のけが人が生じた⁵⁾。小規模であっても重大な被害を発生させる小天体の衝突問題に対し、その軌道を予め変更し、地球衝突を防ぐ方法の検討が必要である。本研究で検討するのは、宇宙プラズマ環境を利用した小天体の軌道変更手法で

ある。1つ目の手法として、高速のプラズマ流である太陽風を高電位の導電性テザーで受け止めて推進する帯電セイルで宇宙機を加速し、小天体に衝突させることで軌道を変更する手法(Kinetic Impactor :KI)について検討する。太陽風を用いた燃料レス高効率加速を利用し、従来の燃料噴射型推進システムよりも効果的な衝突効果を達成することを目指す。2つ目の手法として、小天体と宇宙機を人工的に帯電させ、両者の間に働くクーロン力で小天体を牽引し軌道変更するクーロン力・アトラクタについても検討する。小天体と宇宙機の間働く万有引力のみを用いる重力トラクタと比較して、用いる宇宙機質量の低減や、より強力な力で効果的に小天体を牽引することが狙いである。

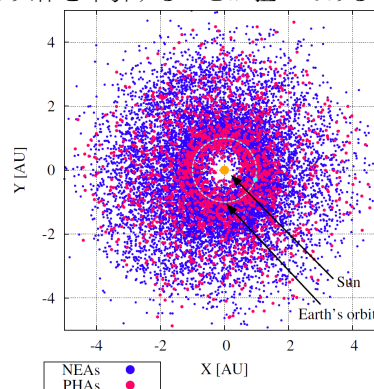


図 1. 地球周囲の NEA, PHA 分布¹⁾.

2 シミュレーションモデル

本研究に用いるシミュレーションモデルについて述べる。

2.1 帯電セイルの軌道計算モデル

本研究において、宇宙機は初期状態において半径1 auの円軌道にあるものとする。また、太陽重力、太陽風動圧の力が支配的であり、その他が無視できるほど小さいと仮定することで、宇宙機-太陽の2体問題として扱う。運動方程式は、次の式(1)である。

$$\dot{r} = v \quad (1)$$

$$\dot{v} = -\frac{\mu}{r^3} + a \quad (2)$$

ただし r 、 v は宇宙機の位置、速度ベクトル、また a は推力による加速度ベクトルであり、帯電セイルによる加速が反映される。

本研究で推進システムに仮定する帯電セイルは、太陽風を利用したシステムであり2004年に提案された⁶⁾。宇宙機は、本体のスピンによって長さ数kmのテザーを100本程度放射状に展開する。それぞれのテザーは本体に設けられた電子銃と電気的に接続され、その動作によって正に帯電する。テザーが高速のプラズマ流である太陽風中の陽子と干渉する事によって推力を得る事ができる。帯電セイルの姿勢と推力の関係を表すモデルには、図2を用いる。これは、太陽と宇宙機を結び太陽と反対方向を正とする r' 軸、宇宙機の軌道平面に垂直な p 軸、それらの外積方向にある $p \times r'$ 軸を定義し、2つの姿勢角 α 、 δ によって帯電セイルの姿勢を表すものである。まず、帯電セイルの各テザーが同一平面上に展開していると仮定し、この平面の法線ベクトル n と r' 軸が成す角を α 、 n の $p' \times r'$ 平面への射影と p' 軸が成す角を δ とする。また、 r' に対して推力方向がなす角を α_T で表すものとする。 α と α_T の関係は、姿勢と推力の関係を解析した結果⁷⁾を用いている。太陽風速度の変動が小さく一定であると仮定した場合、帯電セイルの推力が $(1/r)^\eta$ に比例する事を用いると、 r' 、 $p' \times r'$ 、 p' 方向の各推力成分 S, T, W は次の式(3)である。

$$\begin{aligned} S &= \tau a_0 \left(\frac{r}{r_0}\right)^\eta \gamma(\alpha) \cos \alpha_T(\alpha) \\ T &= \tau a_0 \left(\frac{r}{r_0}\right)^\eta \gamma(\alpha) \sin \alpha_T(\alpha) \sin \delta \\ W &= \tau a_0 \left(\frac{r}{r_0}\right)^\eta \gamma(\alpha) \sin \alpha_T(\alpha) \cos \delta \end{aligned} \quad (3)$$

ただし、 a_0 は $r = r_0 (= 1 \text{ au})$ において $\alpha = 0^\circ$ とした時

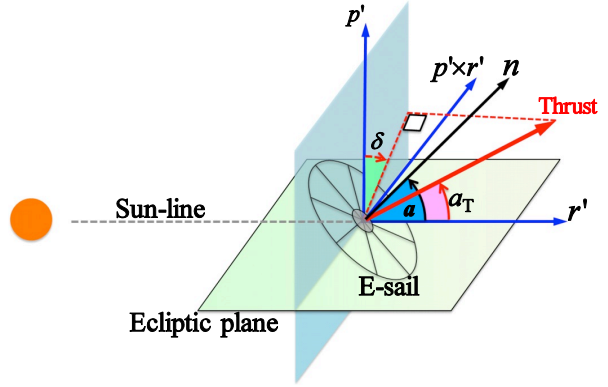


図2 帯電セイルの推力モデル。

の加速度、 $\gamma(\alpha)$ は姿勢による推力値の大きさの変動を表している。また、 τ は推力値の変動をモデル化するスイッチングパラメータと呼ばれるものであり、通常は離散値 $\tau \in \{0, 1\}$ で推力の電気的なON/OFFを表す。また、 η は推力値の太陽からの距離 r への依存性を示すものであり、本検討では $\eta = 1$ を採用する⁸⁾。また、本検討では、帯電セイルの姿勢を慣性空間に対して固定し、推力値(τ)の値のみを変化させる制御手法⁷⁾を採用する。本手法では、数km規模のシステムとなる帯電セイルの姿勢変更を用いることを仮定した従来手法と比較して、姿勢変更を用いるエネルギーを大幅に削減することが可能である。

2.2 クーロンカアトラクタの計算モデル

帯電した小天体と宇宙機の間に働くクーロン力 F_d は、次の式(4)で表される⁹⁾。

$$F_d = -\frac{\Phi_{ast} r_{ast} Q_{sc}}{r} \exp\left(-\frac{r-r_{ast}}{\lambda}\right) \left[\frac{1}{r} - \frac{1}{\lambda}\right] \quad (4)$$

ただし、 Φ_{ast} は小天体の表面電位、 r_{ast} は小天体半径、 Q_{sc} は宇宙機の帯電容量、 r は小天体の質点から宇宙機までの距離、 λ は有効遮蔽長と呼ばれ、有限の大きさを持った帯電物周囲のプラズマ環境が準中性となる距離を表す。小天体と宇宙機の運動は、小天体の初期軌道に固定され、その運動と共に回転する回転座標系 (x, y, z) において考える。回転座標系を図3に示す。宇宙機の数 N とすると、小天体の運動方程式は次の式(5) - (7)となる。

$$\ddot{x} = 2\omega\dot{y} + \sum_{i=1}^N \left[\frac{Gm_{sci}(x_i-x)}{r_i^3} + \frac{F_d(x_i-x)}{M_{ast}} \right] \quad (5)$$

$$\ddot{y} = -2\omega\dot{x} + 3\omega^2 y + \sum_{i=1}^N \left[\frac{Gm_{sci}(y_i-y)}{r_i^3} + \frac{F_d(y_i-y)}{M_{ast}} \right] \quad (6)$$

$$\ddot{z} = -\omega^2 z + \sum_{i=1}^N \left[\frac{Gm_{sci}(z_i-z)}{r_i^3} + \frac{F_d(z_i-z)}{M_{ast}} \right] \quad (7)$$

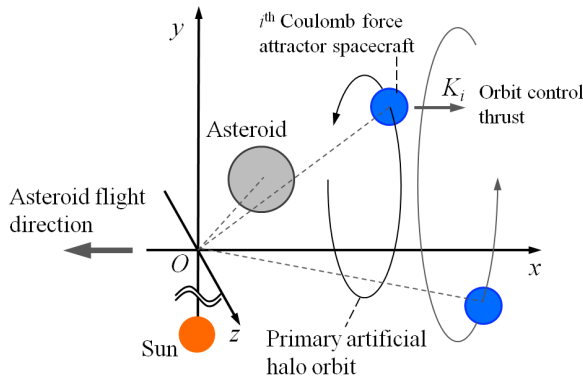


図3 クーロン力・アトラクタのための回転座標系.

ただし、 ω は小天体の公転角速度、 m_{sci} は*i*番目の宇宙機質量、 M_{ast} は小天体質量、 G は万有引力定数である。また、宇宙機の運動方程式は次の式(8) - (10)となる。

$$\ddot{x}_i = 2\omega\dot{y}_i - \frac{GM_{ast}(x_i-x)}{r_i^3} - \frac{F_d(x_i-x)}{m_{sci}} + \sum_{j=1}^N \frac{F_d(x_i-x_j)}{m_{sci}} + \frac{K_i}{m_i} \quad (8)$$

$$\ddot{y}_i = -2\omega\dot{x}_i + 3\omega^2y_i - \frac{GM_{ast}(y_i-y)}{r_i^3} - \frac{F_d(y_i-y)}{m_{sci}} + \sum_{j=1}^N \frac{F_d(x_i-x_j)}{m_{sci}} \quad (9)$$

$$\ddot{z}_i = -\omega^2z_i - \frac{GM_{ast}(z_i-z)}{r_i^3} - \frac{F_d(z_i-z)}{m_{sci}} + \sum_{j=1}^N \frac{F_d(x_i-x_j)}{m_{sci}} \quad (10)$$

ただし、 K_i は*i*番目の宇宙機推力である。これらの定義は、参考文献¹⁰⁾により詳しい。

3 シミュレーション結果

シミュレーションによる軌道変更手法の検討結果について述べる。

3.1 帯電セイルKI

帯電セイルは、太陽から1 auの位置において、 $a_0 = 0.5 \text{ mm/s}^2$ の性能を持つものとし、小天体に衝突させるインパクタの質量を1000 kgと仮定する。軌道変更のターゲットとする小天体は、2015RN35、2016AY193の2種類とする。これらは、実際のNEAの軌道要素を元に作成した架空の衝突天体である。これらの軌道図を、図4に示す。また、各種のパラメータを表1に示す。

軌道最適化に当たっては、まず宇宙機の飛行時間を100個の時間セグメントに分割した。それぞれに対してスイッチングパラメータ τ_i ($i = 1, \dots, 100$)を定義し、宇宙機の制御開始時刻、初期姿勢、飛行時間を変数とす

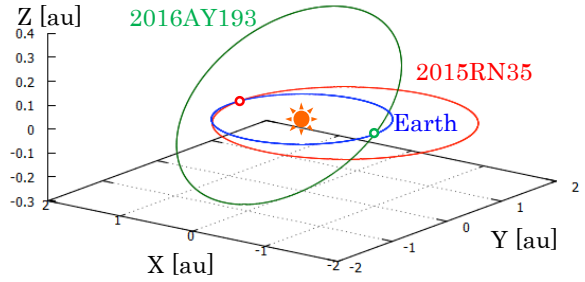


図4 帯電セイル KI の軌道変更対象小惑星.

る多変数の最適化問題を、逐次二次計画法(11)を用いて最適化した。小天体の地球接近距離の変化 $\Delta\zeta$ に関する最適化の条件を、次の式(11)にまとめる。

$$\begin{aligned} &\text{Maximize: } \Delta\zeta \\ &\text{Subject to: } 0 \leq \tau \leq 1 \\ &\quad -90^\circ \leq \alpha(t=0) \leq 90^\circ \\ &\quad 0^\circ \leq \delta \leq 180^\circ \end{aligned} \quad (11)$$

表1 架空衝突天体のパラメータ

	2015RN35	2016AY193
半長径 [au]	1.476	1.281
離心率	0.3417	0.2330
軌道傾斜角 [deg.]	0.2593	14.00
直径 [m]	85	150
地球衝突時刻	3 Dec. 2099	23 Jun. 2095

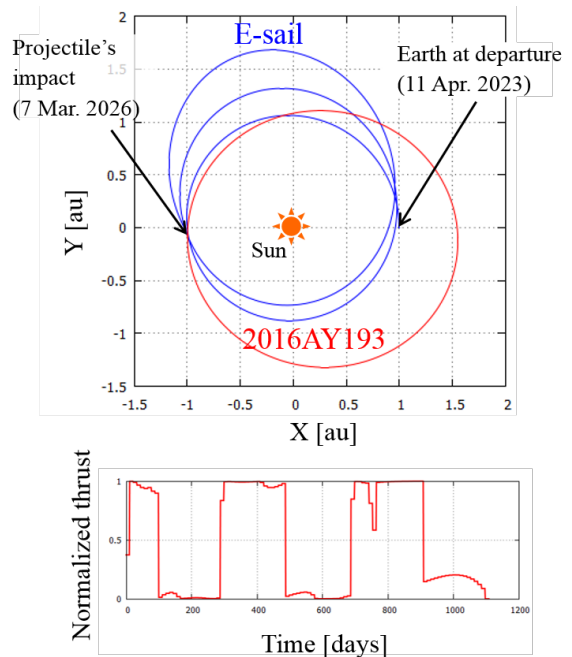


図5 帯電セイル KI の衝突軌道例.

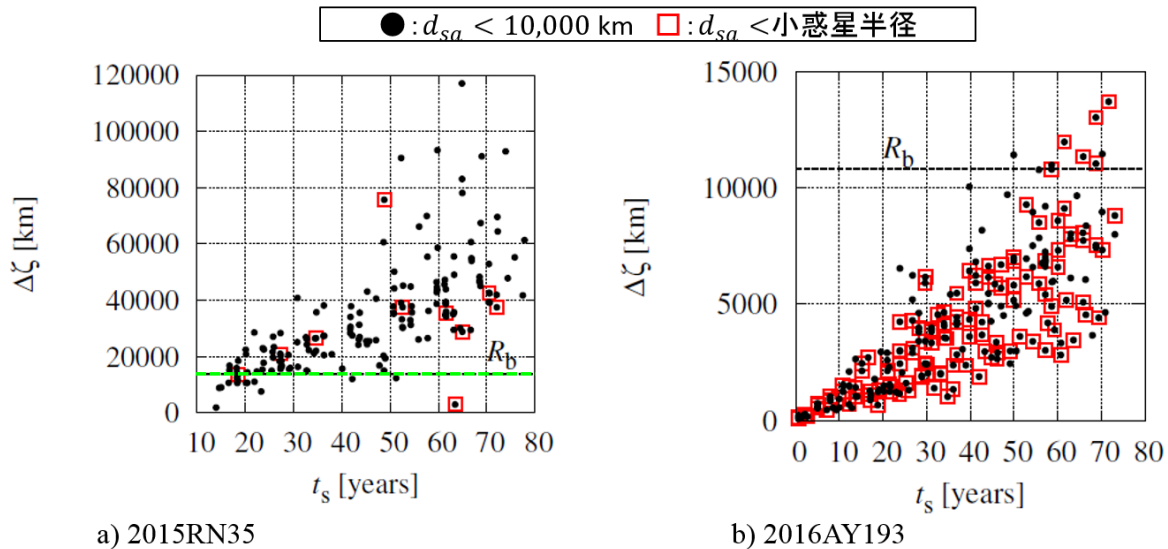


図6 帯電セイルKIのシミュレーション結果まとめ。

衝突軌道の設計結果の一例を図5に示す。図5では、宇宙機は2023年4月11日に制御を開始され、1108日間飛行した後、2026年3月7日に小天体に衝突している。この時の衝突相対速度は19.06 km/sであり、McInnesが指摘した、燃料噴射型システムの限界である15 km/s¹²⁾を超える値となった。また、最終的に達成される軌道変更距離は $\Delta\zeta = 13720$ kmであり、地球半径と比較しても十分大きな値となった。ただし、本研究において $\Delta\zeta$ はb-plan¹³⁾における値である。「なお、図5下図から分かるように、無次元化した推力値 τ が拘束条件を満たしており、解が収束していることが分かる。

2つの小天体に対して得られた軌道変更距離の結果を図6にまとめる。ただし図中の t_s は、宇宙機を昭和癖に衝突させてから小天体が地球に最接近するまでの残り時間を表す。なお図6では、帯電セイルの軌道制御のみで小天体の重心から宇宙機までの距離 d_{sa} を10000 km以下とすることが可能なものを黒いドット、終端誘導を用いて小天体の重心と宇宙機の距離が小天体の半径未満に待ったものを赤いスクウェアで囲むことで表現している。また、 R_b はb-plane上に射影した地球半径である。帯電セイルKIを用いることで、いずれの小天体に対しても、地球半径を超える軌道変更距離を達成することが可能である。また、2015RN35の半径は2016AY193の半径の3分の1程度であり、終端誘導による小天体への衝突可能な数が少なくなった。これは、異なる条件の小天体に対して同じ条件での終端誘導をシミュレーションしたためであり、それぞれに対して最適化を行う事で、結果を改善することが可能であると考えられる。

3.2 クーロン力・アトラクタの結果

クーロン力・アトラクタのシミュレーション結果に

ついて説明する。検討に当たり、仮定した小天体 (Virtual Asteroid: VA)の軌道を図7、各パラメータを表2に示す。

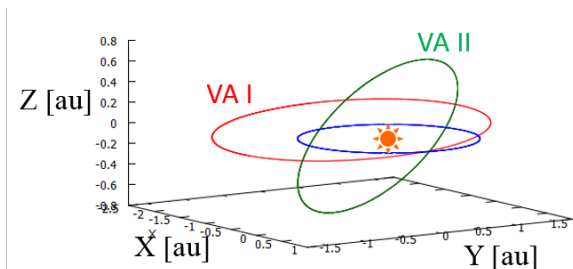


図7 VAの軌道。

VA IはVA IIと比較して半長径が約0.6 au大きく、離心率も0.24大きい楕円軌道にある。また、半径においても、VA IIはVA Iの10倍に設定されている。これらに対してクーロン力・アトラクタによって達成される地球接近距離の変化 $\Delta\zeta$ を数値シミュレーションによって計算する。なお、宇宙機の質量を500 kg、表面電位を20 kV、帯電量を12.51 μC とし、小天体の表面電位を-20 kVとしている⁹⁾。また、VA I及びIIはいずれも球形で、炭素で構成されるC型、または金属で構成されるM型的小天体であると仮定し、人工的な帯電が可能であるとす。

VA Iに対する結果を図8、VA IIに対する結果を図9に示す。比較のため、重力のみを用いた場合も計算し、波線で記載している。図8及び9のa)は、小天体を牽引する時間に対する $\Delta\zeta$ の変化を示しており、牽引時間が

表2 VAの各パラメータ

	VA I	VA II
半長径 [au]	1.646	1.054
離心率	0.4459	0.2044
軌道傾斜角 [deg.]	4.597	4.070
半径 [m]	100	10

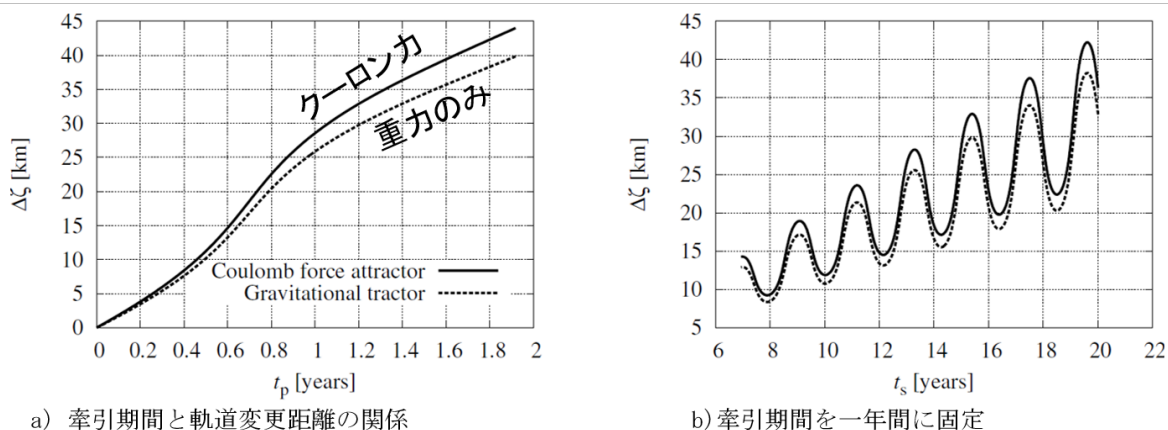


図8 VA I に対する軌道変更シミュレーションの結果.

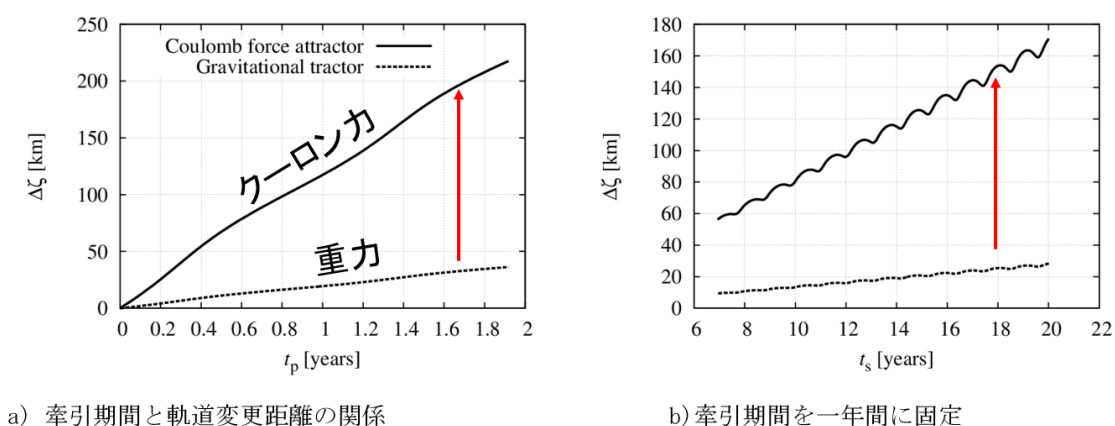


図9 VA II に対する軌道変更シミュレーションの結果.

長いほど軌道変更距離が大きくなる事が分かる。またb)は、牽引時間を約1年間に固定したまま、牽引を開始するタイミングをx軸にとり、 $\Delta\zeta$ との関係を解析したものである。この時、 $\Delta\zeta$ が周期的に変化している。これは、小天体の飛行速度が遠地点と近地点で異なるためであり、近地点付近で長時間牽引可能なタイミングで牽引を開始することで、軌道変更距離を増大することが可能である。VA IIはVA Iと比較して半径、質量が大きいため、宇宙機と小天体の間に働く万有引力も増大する。一方クーロン力は電気的な力であることから、小天体のサイズには依存しない。結果として、VA IIにおいては万有引力による牽引の効果が卓越し、クーロン力を導入するメリットが小さいと言える。また、VA IはVA IIと比較して離心率の大きな軌道にある小天体であり、図8b)から、近地点における長時間の牽引が可能のように牽引開始のタイミングを工夫することで、効果的な $\Delta\zeta$ の増大が可能である。一方、図9に示すVA IIは、VA Iと比較して質量が小さいために、万有引力が小さくなる。結果として、クーロン力を導入することで、 $\Delta\zeta$ の大幅な増大が可能である事が分かる。また、軌道についても、離心率が低いことにより、

近地点と遠地点における小天体の飛行速度の差がVA Iと比較して小さいという特徴がある。このため、図9b)から分かるように、牽引開始のタイミングが $\Delta\zeta$ に与える影響がVA Iと比較して小さい。よって、クーロン力による牽引力の増大が非常に効果的であることを示す結果が得られた。

4 図まとめ

本研究では、宇宙プラズマ環境を利用した効果的な小天体の軌道変更手法を提案し、その効果を数値シミュレーションによって検証した。宇宙機を太陽風の動圧によって加速する帯電セイルを用いることで、夕来よりも大きな衝突相対速度と軌道変更距離が達成可能であることが示された。クーロン力・アトラクタに関しては、クーロン力を導入することで軌道変更距離が増大することが確認された。また、万有引力が小さくなる低質量な小天体に対して、特に効果的であることが示された。また、小天体の軌道に関しても、低離心率であることから、牽引開始のタイミングによる軌道変更距離の増大が困難な小天体の軌道に対して特に効果的な軌道変更が可能であることが示された。

参考文献

- 1) NASA, Jet Propulsion Laboratory, CNEOS homepage, <https://cneos.jpl.nasa.gov/> (Retrieved on 27 April 2017).
- 2) Morrison, D., et al., The Impact Hazard, University of Arizona Press, Chapter Hazard Due to Comets and Asteroids, pp. 59 - 91, 1994.
- 3) Chyba, C. F., et al., The 1908 Tunguska Explosion: Atmospheric Disruption of a Stony Asteroid, Nature, Vol. 361, 1993, pp. 40 - 44.
- 4) Vasilyev, N. V., The Tunguska Meteorite Problem Today, Planet Space Science, Vol. 46, No. 2/3, 1998, pp. 129 - 150.
- 5) Popva, O. P., et al., Chelyabinsk Airburst, Damage Assessment, Meteorite Recovery, and Characterization, Science, Vol. 342, No. 6162, 2013, pp. 1069 - 1073.
- 6) Janhunen, P., Electric Sail for Spacecraft Propulsion, Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 4, 2004, pp. 763 - 764.
- 7) 山口皓平, 山川宏, 推力スイッチングによる帯電セイル宇宙機の軌道制御に関する研究, 航空宇宙技術, Vol. 12, 2013, pp. 79 - 88.
- 8) Janhunen, P. Increased Electric Sail Thrust through Removal of Trapped Shielding Electrons by Orbit Chaotisation Due to Spacecraft Body, Annales Geophysicae, Vol. 27, No. 8, 2009, pp. 3089 - 3100.
- 9) Murdoch, N., et al., Electrostatic Tractor for Near Earth Object Deflection, in proceedings of 59th International Astronautical Congress, Glasgow, paper IAC-08-13.I.5, 2008.
- 10) Yamaguchi, K and Yamakawa, H., Orbital Deflection of Potentially Hazardous Asteroids by Using Coulomb Force Attractor, The 29th ISTS Special Issue of Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 29, 2014, pp. 27 - 33.
- 11) 茨木 俊秀, 福島雅夫, FORTRAN 77 最適化プログラミング, 岩波コンピュータサイエンス, 1991.
- 12) McInnes, C. R., Deflection of Near-Earth Asteroids by Kinetic Energy Impacts From Retrograde Orbits, Planetary and Space Science, Vol. 52, No. 3, 2007, pp. 870 - 873.
- 13) Izzo, D., Optimization of Interplanetary Trajectories for Impulsive and Continuous Asteroid Deflection, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 30, No. 2, 2007, pp. 401 - 408.

(2017年4月27日受付, 2017年5月10日受理)