

天体の地球衝突回避方法

山口 皓 平

〈京都大学生存圏研究所 〒611-0011 京都府宇治市五ヶ庄〉
e-mail: kouhei_yamaguchi@rishi.kyoto-u.ac.jp



地球接近小天体の発見数は年々増加し、2016年現在で14,000個を突破している。2013年に発生したチェリャビンスクの事例は記憶に新しいが、これまでに発生した数多くの小惑星の地球衝突事例からもその重要性は明らかであり、その軌道変更、ひいては地球衝突を回避する手法が、長年研究されてきた。本稿では、これまでに提案・検討されてきた小惑星の衝突回避手法について紹介し、各々の特徴について説明する。また、筆者らがここ数年取り組んできた小惑星の軌道変更手法についても詳しく解説する。これらは、太陽風や帯電現象といった宇宙環境を積極的に利用することで、既存の手法の効果を高めるといったものである。

1. はじめに

毎年発見される地球接近小天体の数は、2016年現在で14,000個を突破している。さらに、その中の1,700個以上が潜在的に地球衝突の可能性を持つものに分類され、小惑星の地球衝突問題も自ずと注目されるトピックとなっている。地球と小惑星の衝突事例はこれまでにいくつも報告されているが、2013年2月のチェリャビンスクにおける衝突事例は特に記憶に新しく、我々に問題の重要性を再認識させた。この事例では、小惑星の爆発による窓ガラスの損傷などが発生し、負傷者約1,500人が治療を受ける事態となった。また、1908年のツングースカにおける衝突事例では、約2,000 m²の範囲にある樹木がなぎ倒される大規模な被害が発生している。小惑星の衝突は、決して映画や小説で描かれるサイエンスフィクション世界のみのものでなく、実際に起こりうる大規模災害の一つとして捉えるべき事象であることは疑いようがない。

自然な流れであるが、このような小惑星の地球衝突問題に対しては、早くからその対処手法が提

案されてきた。加えて、それらの性能、つまりは地球衝突危機の回避能力についても、かなり具体的に評価されている。そこでまず、これまでに提案されてきた小惑星の衝突回避手法について紹介していくことにしたい。

2. 小惑星の衝突回避手法

小惑星の衝突回避手法というと、爆発物による小惑星の破壊という手段が真っ先に浮かぶ方もいるかもしれない。しかし、破壊された小惑星の破片が地球の広範囲に落下してしまう可能性から、このような手法は逆に被害を拡大させてしまう危険性が指摘されている。現実的な手法として実際に議論が盛んなものは、小惑星の軌道を変更することによる地球衝突の回避である。

2.1 小惑星衝突機

小惑星に対して宇宙機の一部を衝突させ、運動量を伝えることで軌道を変更する手法が小惑星衝突機 (Kinetic Impactor; KI) である。小惑星に対して衝突させる宇宙機はインパクトタなどと呼ばれ、メインの推進システムを有する宇宙機とともに、軌道制御の過程で加速される。その後、イン

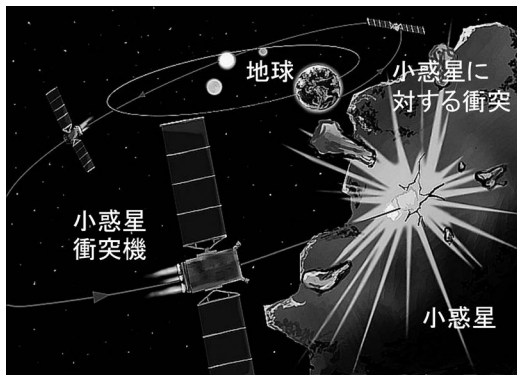


図1 小惑星衝突機を用いた軌道変更の概念。

パクタ部分は終端誘導によって小惑星に向かい、衝突することで小惑星の軌道を変更する（図1）。KIは、最も軌道変更能力の高い手法の一つであるとされ、すでにさまざまな検討がなされている。例えば、インパクタの衝突によって発生する小惑星の破片は、主にインパクタの衝突速度と逆方向に放出され、KIの効果を増大させることがわかっている¹⁾。また、比較的小さなターゲットに対してインパクタを衝突させる技術も確立されつつある。ミッションの目的は異なるものの、NASAの宇宙探査機であるDeep Impactは、KIのターゲットより一回り大きな 7.6×4.9 kmサイズの彗星Tempel 1への宇宙機衝突を2005年に達成した実績がある²⁾。また、実際の効果を検証する目的で、欧州宇宙連合がドン・キホーテと呼ばれるミッションを計画した³⁾。以上のことから、比較的高い実現可能性が見込まれる手法である。

しかし、KIの軌道変更能力は、インパクタの質量及び衝突相対速度に依存する。従来の燃料噴射型の推進システムによって得られる衝突速度の限界は10-15 km/s程度であるとの指摘がなされており⁴⁾、数百m以上の比較的大きな小惑星への効果が十分でないケースも存在する。また、対象とする小惑星の構成物質の種類や内部の構造といった性質にも、軌道変更の効果が大きく左右される。2010年、HAYABUSAが世界初の小惑星からのサンプルリターンを成功させていることから

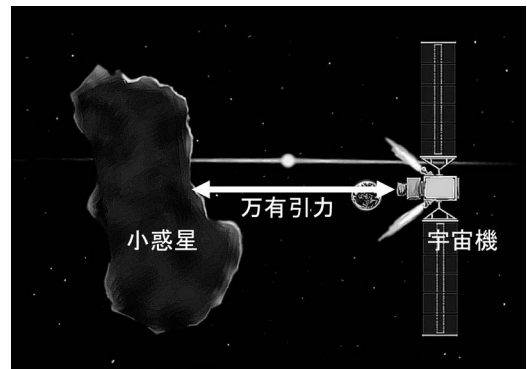


図2 重力トラクタを用いた軌道変更の概念。

も、今後のさらなる調査によってKIの解析に必要なパラメータが明らかになっていくことが期待できる。

2.2 重力トラクタ

さて、KIにおける小惑星の軌道変更は、インパクタの衝突の瞬間に運動量を伝えるという、極めて短い時間で実行されるものであった。それに対して、小さな力を小惑星に対して作用させ、長い時間をかけてその軌道を少しずつ変更し、目標とする軌道変更量を達成する手法もいくつか存在する。ここで紹介する重力トラクタとは、宇宙機を小惑星の近傍に停留させ、小惑星と宇宙機との間に生じる万有引力によって小惑星を牽引する手法である⁵⁾（図2）。重力トラクタにおいて、宇宙機は小惑星に着陸する必要がなく、一定の距離を保ったまま飛行するのみで良い。また、弱い力で小惑星の軌道を緩やかに変化させる性質上、KIのような手法と比較して、小惑星の軌道をより詳細に制御可能である。このような性質から、小惑星の微小な軌道変更が求められるミッションに対して、重力トラクタが特に有用であると考えられている。例としては、小惑星が地球に接近する際に、キーホールと呼ばれる特定の領域を通過することを防ぐミッションが挙げられる。このキーホールを小惑星が通過すると、地球重力の影響で小惑星の軌道が変化し、次回以降の接近時に地球と衝突する確率が增大する。仮に、2004年に発

見された小惑星Apophisがキーホールを通過する場合、これを防ぐために必要な接近位置の変更はせいぜい数km程度であり、重力トラクタで十分実現可能であると見積もられている⁶⁾。

一方で、ある程度の牽引力を確保するために、大質量の宇宙機が必要となる点が問題として指摘されている。例えば、衝突の20年前に発見された直径200 mの小惑星を重力トラクタによって回避する場合を考える。牽引の期間を小惑星の発見直後から1年間とした場合、必要な宇宙機の質量は約20トンに及ぶ⁵⁾。また、対象とする小惑星の質量が小さい場合、重力も同様に小さくなることから、得られる効果はさらに小さくなる。

2.3 その他の小惑星軌道変更手法

先に述べたKIおよび重力トラクタ以外にも、数多くの軌道変更手法が提案されている。ここでは、それらについてももう少し触れていきたい。

マス・ドライバ⁷⁾という手法は、小惑星表面を掘削する機能を有した小型の宇宙機を用いるものである。これらを複数機小惑星に着陸させ、掘削した少量の破片をレールガンなどで宇宙空間に高速で打ち出すことで小惑星の速度を変更する。宇宙機に搭載した燃料を噴射する代わりに小惑星の破片を用いることから、燃料の噴射を用いない小惑星の加速、つまりは軌道変更が可能であるとされている。

イオンビームシェパード⁸⁾は、宇宙機の電気推進に用いられているイオンビームを小惑星に対して照射し、軌道を変更する手法である。イオンビームが小惑星に与える力は小惑星の質量と無関係のため、特に小質量の小惑星をターゲットとする場合、重力トラクタよりも有利であるとされている。ただし、イオンビームの照射によって宇宙機自体の軌道も変化するため、その影響を打ち消すための推進システムが別に必要となる。

同じように小惑星へのビーム照射を利用する概念として、レーザー・アブレーション⁹⁾を用いる手法も検討されている。レーザーが照射された

小惑星表面の物質が気化することを利用し、そのガスの噴出による推力で小惑星の軌道を変化させる。本手法の軌道変更能力は、レーザーの投入電力およびビーム径の関数として見積られる。例えば2.4 kWのレーザーを仮定し、小惑星から500 m離れた地点から直径3 mmのビーム照射を行えば、直径50 mの小惑星を5年間で十分な距離だけ軌道変更可能であるとされる¹⁰⁾。

そのほかに、核兵器の爆発を利用する手法の改善案も存在する。小惑星からある程度離れた地点において核兵器を爆発させることで、小惑星が破壊される危険を減らすと同時に、制御性と軌道変更の効果を高めることが可能とされた¹¹⁾。さらに、意図しない小惑星の破片生成のリスクと爆発の誤差を低減する目的で、複数の核兵器を用いる手法とその効果も具体的に検討されている¹²⁾。ただし、宇宙空間における核兵器の使用に関して社会からの理解を得られるかなど、技術的な部分以外でもクリアすべき問題が多そうである。

2.4 まとめ

これまでに数多く提案されてきた小惑星の軌道変更手法であるが、そのうちのいくつかについて本節で紹介した。これらは大まかに、小惑星の軌道を短い時間で変更するインパルス的な手法と、弱い力で長時間にわたって軌道変更を行うスロープッシュ的な手法に分けることができる。それぞれの手法の有効性は定量的に評価され、具体的な軌道変更能力も明らかになりつつある。その一方で、それぞれの手法が抱えるある種の限界なども明らかになりつつある。例えば、KIにおけるインパクトの衝突速度などは、推進に用いる燃料の搭載量に制限される。次章では、このような問題を解決するための筆者らのアプローチについて紹介していこうと思う。

3. 宇宙環境を積極的に利用した小惑星の軌道変更手法

前章で説明した軌道変更手法は、既存の宇宙推

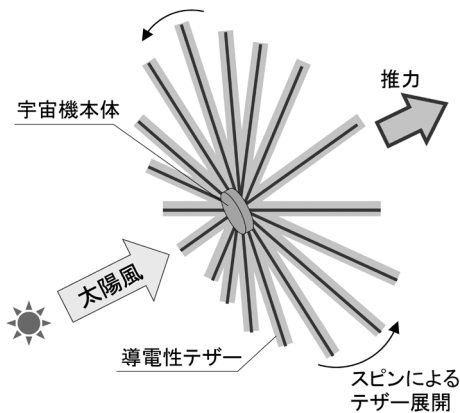


図3 帯電セイルの概念図.

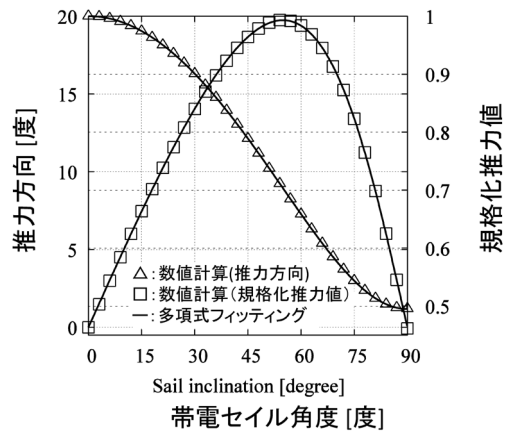


図4 帯電セイルの推力と姿勢の関係.

進システムの使用を前提としたものであった。また、重力トラクタで利用される万有引力は小惑星の質量に依存する力であり、宇宙機の質量または小惑星と宇宙機の距離を変更する以外にアクティブな制御が不可能である。このような点の改善のため、筆者らは、宇宙環境由来の力を小惑星の軌道変更用いるというアプローチで検討を続けてきた。具体的には、太陽から吹き出す高速のプラズマ流である太陽風の動圧、帯電現象によって発生するクーロン力といったものである。本章では、これらの取り組みについて紹介する。

3.1 帯電セイルを用いたKI

帯電セイル(図3)とは、宇宙機本体から導電性のテザーを多数展開する推進システムである。本体は電子銃を備えており、その動作によってそれぞれのテザーは正の高電位に帯電する。テザー周りに展開された電場は太陽風中のプロトンの運動を阻害し、その運動量を宇宙機の推力に変換するというのが推力発生原理である。概念の提案は2004年¹³⁾と比較的新しいが、現在までにさまざまな検討がなされ、2016年にはNASAも検討を開始した¹⁴⁾。ポイントは、自然力を利用した燃料レス・高効率推進が可能であるという点である。先に紹介した小惑星の軌道変更手法であるKIの効果は、宇宙機の衝突速度に依存する。そこで、これまで搭載燃料の制限を受けていたこの

衝突速度を、帯電セイルの高効率推進の効果で増大させる狙いである。

この取り組みでまず行ったのは、太陽風による推力が帯電セイルに対してどのように作用するか(つまり、大きさや方向)の検討であった。帯電セイルの構造上、太陽風の大部分は隣り合ったテザーの間を通り抜けるように流れるため、その推力の性質は複雑である。各テザーに働く力を個別に計算し足し合わせる方法により、宇宙機全体に働く推力の方向及び大きさが、その姿勢に対して非線形に依存することを明らかにした(図4)。

次に問題となるのは、どのように帯電セイルの軌道を制御し、小惑星まで飛行させるか、ということである。宇宙機の規模が小さければ、その姿勢を変更することで推力方向を変えることも可能であろう。しかし、帯電セイルは最大で20 kmのテザーを用いる大規模システムであり、自在な姿勢変更技術自体が未確立である。そこで、太陽を中心とする慣性空間に対して、帯電セイルの姿勢を一定に固定することを考案した。そのうえで、適切なタイミングにおいてテザーを帯電させることで推力を発生させ、軌道を制御する手法を提案した。

さて、以上の検討で帯電セイルの軌道計算の準備を整えた後、数値シミュレーションによって軌

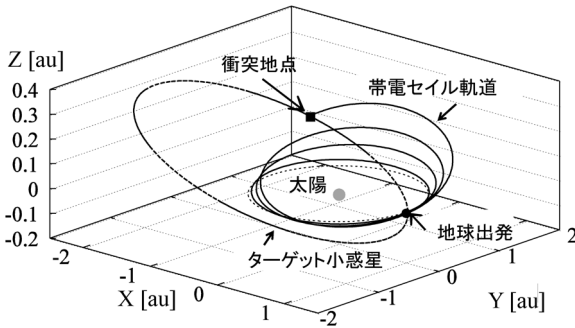


図5 帯電セイルの衝突軌道例.

道変更の効果を確認した. 今回示すのは, 実際に発見された地球接近小天体の軌道要素を調整することで作成した, 架空のターゲット小惑星に対する計算結果である. なお, 小惑星は質量約百万トン, 直径100 mの球形としており, 発見から15年後に地球と衝突するように調整されている. また, インパクトの質量は1,000 kgとし, 帯電セイルの推力は太陽から1 auの地点において 0.5 mm/s^2 という, 先行研究¹⁵⁾ で用いられた値を採用している. 図5は, 衝突軌道の一例である. この例では, 帯電セイルが1,445日間飛行した後, 小惑星への衝突を行っている. 最終的に得られる衝突相対速度は 21.27 km/s であり, 燃料噴射型システムを利用した際の限界と指摘されていた 15 km/s を上回る結果が得られた. 太陽風中に含まれるプロトンの密度は太陽に接近するに従って増大するため, 帯電セイルは太陽付近でより大きな推力を使用することが可能となる. 帯電セイルが周回ごとに太陽との最少距離を縮めていることから, その恩恵が結果に現れることとなった. また, 衝突相対速度の増大によって地球接近距離の変化も地球半径の約2.1倍と, 十分な値が得られる結果となっている.

3.2 クーロン力・アトラクタ

スロープッシュな手法についても, 宇宙環境由来の力を用いた改善を試みている. ベースとなるアイデアは, 重力トラクタである. 重力トラクタで用いられる万有引力は, 宇宙機と小惑星の質

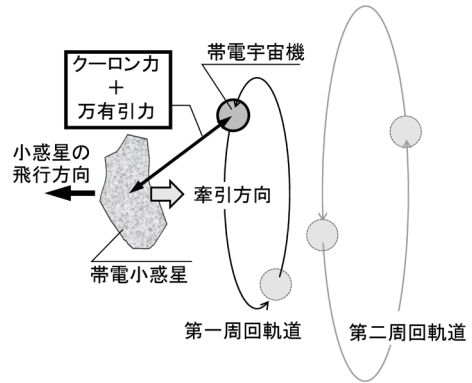


図6 複数宇宙機による小惑星の牽引.

量に依存し, 牽引力を増大させるために自然と重い宇宙機が必要になる. この点を改善する手法として, 宇宙機と小惑星の両者を人工的に帯電させ, 両者の間に働くクーロン力を小惑星の牽引力として新たに加えようというアイデアが, クーロン力・アトラクタである. この手法は2008年に提案され, 宇宙機および小惑星の帯電の可否, さらには発生するクーロン力の定式化などが行われた¹⁶⁾. 筆者らはそれらをさらに発展させ, 帯電した宇宙機周りの電位構造や小惑星と宇宙機のダイナミクスの定式化, さらには, 数値シミュレーションを用いた軌道変更効果の確認を行っている.

小惑星の牽引力の増大は, 達成される軌道変更距離を増大させることに直接結びつく. そこで, クーロン力による牽引力増大のメリットを最大限に活用するため, 牽引用の宇宙機を複数同時に運用し, さらに牽引力を増大することを想定した. 図6はこの概念を示しており, 小惑星からある距離を保って円を描くような周回軌道を用いることで, 複数の宇宙機による同時牽引を行うものである. ここで問題となるのは, それぞれの宇宙機間の相互作用である. ここでいう宇宙機は帯電しており, 条件によってはクーロン力を及ぼし合っており, 互いの軌道を乱す恐れがある. この点に関しては, 帯電した宇宙機と周囲のプラズマとの相互

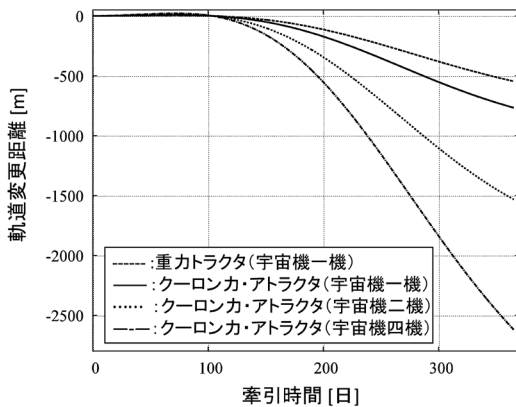


図7 クーロン力による軌道変更効果の増大.

作用を考慮し、宇宙機の周囲に展開される電位の構造を解析することで対処した。宇宙機の電位は、周囲のプラズマによって遮蔽されるため、宇宙機同士を適切な距離だけ離すことで影響を軽減できる。また、宇宙機のダイナミクスは、太陽周囲を公転する小惑星の質量中心に固定され、その運動とともに回転する座標系において定式化した。

軌道変更効果の確認は、数値シミュレーションによって行っている。結果の例を図7に示す。この例では、帯電セイルKIの例と同じく質量約百万トン、直径100 mの小惑星を仮定し、その電位を -20 kVとしている。また、宇宙機質量は一機当たり質量500 kg、帯電部の電位を $+20$ kVを仮定した。まず、無帯電の宇宙機を一機用いた場合と比較して、クーロン力を加えることによって軌道変更距離が増大していることがわかる。クーロン力の大きさは小惑星と宇宙機の距離に応じて指数関数的に減少するが、適切な距離を保つことでその効果が小惑星の軌道変更に発揮されるためである。また、周回軌道に投入する宇宙機を増やすことによって、同じく軌道変更の効果が増大していることもわかる。同一の周回軌道にある宇宙機は、互いの距離が最大となるよう対角に配置されている。そのため、宇宙機同士の距離を適切に維持することによって互いの軌道を乱すことを防

ぎつつ、軌道変更の牽引力を増大させている。

4. まとめと今後の展望

地球接近小天体の衝突問題は、古くから重要なトピックとして認識され、その対処手法がいくつも提案されてきた。また、それらの手法は定量的に評価され、それぞれが発揮する軌道変更の能力はかなり詳細に明らかになってきている。また筆者らは、それらの手法の能力をさらに高めるために宇宙環境由来の力を利用するアプローチをとり、効果の改善を確認している。同時に、これらの手法の実現は、帯電セイルの実証実験や小惑星および宇宙機の帯電技術の習熟などといったものを数段経た後に可能となるものである。今後この研究が継続されれば、より現実的な条件を考慮した数値シミュレーションによる詳細な検証、または実証実験による検証と理論の修正といったステップに移っていくものと思われる。

太陽風や太陽光圧といった自然力の研究は常に進展しており、小天体の衝突回避分野への応用が進めば、さらなる手法の発展が期待できる。近い将来、地球へ衝突する小天体が発見される確率は決して否定できない。同様に、衝突によってもたらされる未曾有の大災害を、人類自らの手で回避する日もそう遠くないかもしれない。

謝辞

本稿において紹介した筆者らの研究成果は、2013から2016年にかけて発表した投稿論文^{17)–20)}に基づいて執筆されており、科学的内容はそちらにより詳しい。本稿執筆の貴重な機会をご紹介いただき、貴重なコメントをいただいた吉川真氏、編集をご担当いただいた奥村真一郎氏、研究の指導教員および論文共著者を務めていただいた山川宏氏に、この場を借りて御礼を申し上げたい。

参考文献

- 1) Walker D. J., et al., 2013, International Journal of Impact Engineering 56, 12
- 2) Taylor J., et al., 2005, JPL DESOANSO, Article 9
- 3) Galvez A., 2004, Planetary Defense Conference, AIAA Paper 2004, 1425
- 4) McInnes C. R., 2004, Planetary and Space Science 52, 587
- 5) Lu E. T., et al., 2005, Nature 438, 177
- 6) Izzo D., 2007, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 30, 401
- 7) Olds J. R., et al., 2007, Proceedings of Planetary Defense Conference, Washington, D.C., 3-7
- 8) Bombardelli C., et al., 2013, Acta Astronautica 90, 98
- 9) Vasile M., et al., 2014, Acta Astronautica 103, 382
- 10) Thiry N., et al., 2016, Proceedings of IEEE Aerospace Conference, MONTANA, 1-13
- 11) NASA, 2007, Report to Congress
- 12) Vasile M., et al., 2016, Advances in Space Research 57, 1805
- 13) Janhunen P., 2004, Journal of Propulsion and Power 20, 1
- 14) Engineering notebook in Aerospace America, April, 2016, 12
- 15) Mengali G., et al., 2008, Journal of Spacecraft and Rockets 45, 122
- 16) Murdoch N., et al., 2008, Proceedings of International Astronautical Congress, Paper IAC-08-A3.I.5
- 17) 山口皓平, 2013, 航空宇宙技術 12, 79
- 18) Yamaguchi K., et al., 2016, The Journal of the Astronautical Sciences 63, 1
- 19) Yamaguchi K., et al., 2014, ISTS Special Issue of Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, 27-33
- 20) Yamaguchi K., et al., 2014, ISTS Special Issue of Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, 14, 119-126

Asteroid Manipulation Techniques

Kohei YAMAGUCHI

*Research Institute for Sustainable Humanosphere,
Kyoto University, Gokasho, Uji, Kyoto 611-0011,
Japan*

Abstract: A threat posed by the asteroids around the Earth has been well recognized. Here, some of asteroid manipulation and deflection techniques are briefly explained. Their characteristics are also emphasized. In addition, asteroid manipulation strategies using space environment are also provided. Solar wind dynamic pressure, and Coulomb force generated by artificially charging both the asteroid and the spacecraft are used to extend the achievable deflection distance.