

Jxiv

[ジェイカイク / dʒeikaiv]

Title	
Author(s)	
Citation	<p>Journal title (Repository name etc.), Volume, Issue, Pages (Article number) etc. ・ ジャーナル名 (刊行物・サイト名) ・ 巻号 ・ ページ (その他論文番号等) :</p> <p>・ DOI (URL)</p> <p>Publication Date: yyyy/mm/dd ・ 出版日 : 年 月 日</p> <p>Publisher ・ 出版者 :</p>
Declaration	<p>This preprint is the _____ of the above. ・ 本プレプリントは、上記論文の _____ である。</p> <p>All necessary permissions from the publisher have ・ ジャーナル (出版者) から必要な許諾を</p>
Notes	

深宇宙コンステレーションによる地球接近小惑星即応型フライバイ探査構想*1

Rapid Response Flyby Exploration of Near-Earth Asteroids by Deep Space Constellation

尾崎 直哉*2*3
Naoya OZAKI

Key Words: Planetary Defense, Deep Space Constellation, Micro Spacecraft, Rapid Response Flyby, Asteroid Flyby Cyclor

Abstract: 近年の技術発展に伴う小惑星発見数の増加を受けて、プラネタリーディフェンスに対する国際的な関心が高まっている。今後10年で、小惑星発見数が更に増加することが予想されており、小惑星衝突の危機が顕在化するようになる。こうした危険小惑星が発見された際に、速やかに対応策を模索するために、危険小惑星に対する即応型フライバイ探査が注目されつつある。本解説では、複数の探査機を小惑星フライバイサイクラー軌道という特殊な軌道に待機させておき、即応型フライバイ探査を実現する深宇宙コンステレーション構想の概要を説明する。本構想では、即応型フライバイ探査だけでなく、超高頻度小惑星マルチフライバイ探査も可能であり、地球接近小惑星に対する統計的な情報収集の観点でも、プラネタリーディフェンスに貢献する。また、ある探査機の喪失を他の探査機群で補うことができるため、より挑戦的な技術を継続的に実証していく機会としても有効であり、宇宙工学の飛躍的な発展に寄与する。

1. はじめに

近年の技術発展に伴う小惑星発見数の増加を受けて、小惑星衝突から地球を守るプラネタリーディフェンスに対する国際的な関心が高まっている。2022年に発表された米国の惑星科学・アストロバイオロジーに関する「10ヵ年計画 (Decadal Survey)」¹では、プラネタリーディフェンスの重要度が格上げされ、年間1~2億ドルの予算を投じた対策が講じられ始めている²。特に、2025年夏にVera C. Rubin天文台が本格稼働され始め、2028年に太陽・地球L1ラグランジュ点に打上げ予定の宇宙望遠鏡「NEO Surveyor」³が設置・運用されると、小惑星発見数が更に増加し、小惑星衝突という危機が顕在化するようになる。こうした危険小惑星は突然発見されるため、発見された直後に即応的な対策が求められる。

地球への小惑星衝突を防ぐために、これまでプラネタリーディフェンスの分野で小惑星衝突の回避手法が研究されてきた。その中で最も実用的な回避手法が、探査機を小惑星に高速衝突させて、ビリヤードのように運動量を伝達するキネティック・インパクト方式である。この方式は、2022年にNASAの「DART」ミッションで軌道上実験に成功している⁴。このような回避ミッションを確実に成功させるためには、小惑星の形状・衛星の有無・重心・質量等の情報を事前に把握しておく必要がある。一方で、地上望遠鏡によ

る小惑星観測では、通常、小惑星を点光源としてしか観測することができず、把握できる情報に限界がある。実際にNASAの「Lucy」ミッション⁵では、地上望遠鏡では点光源でしか見えていなかった小惑星を訪れたところ二重小惑星であることが発覚した。もしこれが衝突回避ミッションだったなら、衝突回避に失敗してしまう可能性もある。プラネタリーディフェンスにおいて確実な衝突回避策を講じるためには、危険小惑星の発見後に、なるべく早く偵察を行う即応型フライバイ探査が必要である¹。

即応型フライバイ偵察ミッションを実現するアプローチの1つは、予め開発・製造された探査機を地上で保管し、危険小惑星の発見後速やかに探査機を打ち上げ、危険小惑星にフライバイさせるという方式である。本方式は、開発された探査機を、いつでも運用できる状態で維持しなければならないだけでなく、いつでも速やかに打上げ可能なロケットが必要であるため、日本をはじめとした多くの国々にとって参入障壁の高いアプローチである。もう一方のアプローチは、予め探査機を軌道上で待機させておき、危険小惑星の発見後速やかに待機している探査機の軌道を変更し、危険小惑星にフライバイさせるという方式である。本方式は、待機軌道の選び方に自由度があり、太陽・地球のラグランジュ点で待機させる方式^{6,7}や地球スイングバイが可能な軌道で待機させる方式^{8,9}が検討されている。

本解説では、探査機を小惑星フライバイサイクラー軌道⁹という特殊な軌道に待機させておき、危険小惑星の発見後に即応型フライバイ探査を実現する「深宇宙コンステレーション構想」の概要を説明する。小惑星フライバイサイクラー軌道とは、地球スイングバイと小惑星フライバイを交

*1 © 2025 日本航空宇宙学会

本論文は、日本航空宇宙学会誌特集「プラネタリーディフェンス：天体の地球衝突問題に対処する」にて掲載されたものである。

*2 宇宙航空研究開発機構

*3 責任著者 (Corresponding author): ozaki.naoya@jaxa.jp

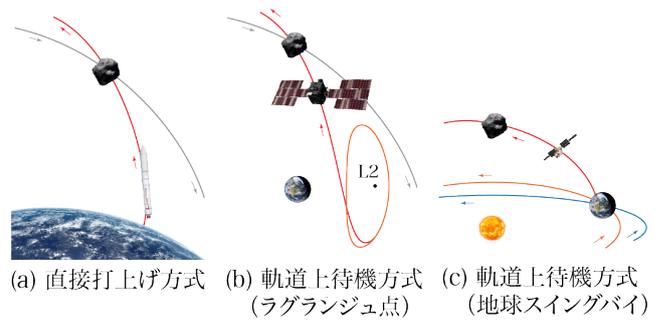
互に繰り返す軌道であり、定期的に地球スイングバイおよび小惑星フライバイできる軌道である。定期的に地球スイングバイできる特性を活かし、この軌道上に複数機の探査機コンステレーションを組むことで、地球スイングバイを活かした即応型フライバイ探査を実現することが可能となる。また、それぞれの探査機が、定期的に小惑星をフライバイできる軌道を採用することで、高頻度（例えば、1ヶ月に1回）な小惑星フライバイができ、宇宙科学や宇宙資源探査にも大きく貢献する。

2. 即応型フライバイ探査のアプローチ

2.1 小惑星衝突に関する想定シナリオ 2030年4月13日にNASAの「NEO Surveyor」が地球衝突のリスクの高い小惑星2030 XY12を発見するという仮想的なシナリオを考えてみよう。2030 XY12は、20年後に1%の確率で地球に衝突すると予想されており、小惑星の推定直径は140mである。直径140mの小惑星が1%以上の確率で衝突するリスクは、100年に1回の頻度と言われており、衝突した場合は数kmのクレータを形成し、有史以来最悪な死者数の大規模自然災害を引き起こしうる¹⁰。こうした140m級小惑星全体のうち90%以上を発見できるように、「NEO Surveyor」の開発が進められている。そのため、この仮想的なシナリオは、「NEO Surveyor」が打ち上げられる2028年以降で実際に起こりうる現実的なシナリオである。

さて、2030 XY12の発見後に、人類はどのような対策を打つべきか？まずは地上・宇宙望遠鏡を用いて2030 XY12を十分な時間だけ観測し、小惑星の軌道決定精度・地球衝突確率の正確な評価が行われる。しかし、望遠鏡による観測には限界があり、現時点の情報では、これ以上高精度に地球衝突確率を評価できない状況になる。また、早速、小惑星衝突を回避する探査機を打ち上げようとしても、素性のわからない小惑星（形状は？衛星の有無は？）に対する有効な手段が分からない。そもそも衝突確率が1%であるため、地球に衝突しない可能性の方が高い。一方で、衝突する場合は、いち早く対策を打たなければ手遅れになってしまう。既知の脅威を傍観して、結果的に有史以来最悪の大規模自然災害を起こしてしまったら、もはや最悪の人災とも言えてしまう。そこで、取るべき現実的なアクションプランは、なるべくコストを掛けずに、2030 XY12の素性を知るための偵察ミッションを立ち上げることであろう。そこで、人類は急遽2030 XY12を偵察するべく即応型フライバイ探査ミッションを立ち上げる。

2.2 即応型フライバイ探査のアプローチ 即応型フライバイ探査を実現するアプローチを第1図に示す。1つのアプローチは、地上から即応的に探査機を打ち上げて、小惑星をフライバイする「直接打上げ方式」である。この場合、予め開発・製造された探査機を長期間地上で保管するか、速やかに探査機の製造・組上げができる仕組みが必要となる。また、いつでも速やかに打ち上げられるロケットが必要となるため、日本をはじめとした多くの国々にとって参入障壁の高いアプローチである。他のアプローチは、探



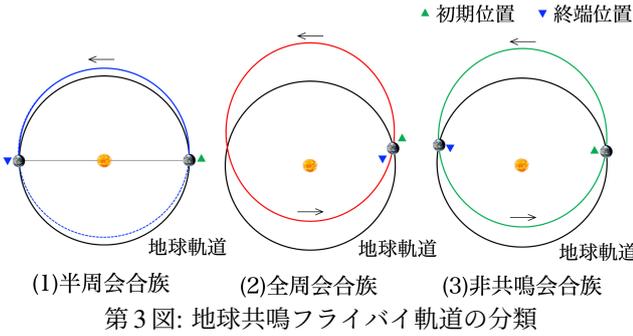
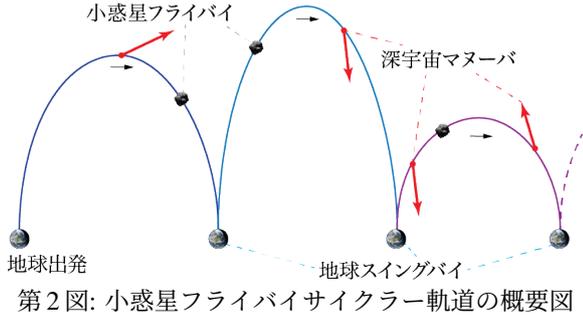
第1図: 即応型探査のアプローチ

査機を軌道上で待機させておいて、探査すべき小惑星が発見されたタイミングで即応的に軌道修正を行なって、小惑星をフライバイする「軌道上待機方式」である。探査機を待機させる軌道の選び方に自由度があるが、ラグランジュ点で待機させる方式（第1図の(b)）^{6,7}や地球スイングバイ可能な軌道に待機させる方式（第1図の(c)）^{8,9}が検討されている。ラグランジュ点待機方式は、小惑星に到達するためにkm/s級の大きな ΔV を伴う軌道修正が必要であり、中規模な探査機が必要である。地球スイングバイ方式は、出発時期が地球スイングバイできるタイミングに制約されるため、いつでも即応型探査できる状況を作るためには、複数の探査機を配置しておくことが必要である。本研究で着目する地球スイングバイ方式では、探査機は1年周期で地球と繰り返し会合する「小惑星フライバイサイクラー軌道」に投入される。この軌道を用いることで、探査機に必要なタイミングで地球スイングバイさせて、目的地に向かわせることができる。このように、予めエネルギーの高い軌道に探査機を配置しておけば、軌道修正時には、ほとんど ΔV を掛けずに小惑星に到達することが可能であり、超小型探査機を利用した即応型フライバイ探査が可能である。そこで本論文では、地球スイングバイ方式を用いた深宇宙コンステレーション構想の概要を説明する。

3. 深宇宙コンステレーションのアーキテクチャ

本論文で概説する深宇宙コンステレーション構想では、地球スイングバイ方式で軌道上待機している間に「小惑星フライバイサイクラー軌道」⁹という特殊な軌道を用いることで、軌道上待機中も小惑星をフライバイすることが可能である。そのため、即応型フライバイ探査を実現する方式であると同時に、超高頻度な小惑星フライバイ探査も実現可能である。

3.1 小惑星フライバイサイクラー軌道 小惑星フライバイサイクラー軌道⁹とは、地球共鳴フライバイ軌道の1種であり^{11,12}、地球と小惑星を交互にフライバイする軌道である（第2図）。地球フライバイ時には、地球重力の影響で軌道を大きく変更でき（＝地球スイングバイ）、わずかな燃料消費でターゲットとなる小惑星への軌道変更が可能である。尚、小惑星フライバイ時の小惑星重力の影響は、ほとんど無視できるため、探査機の軌道は、太陽重力の影響を受けながら定期的に地球スイングバイを行う共鳴フラ



イバイ軌道で表現できる。

地球共鳴フライバイ軌道の特徴に関して、C-W 方程式 (Clohessy-Wiltshire Equations) を用いた考察を行う¹³。地球が太陽の周りを円軌道 (公転の角速度 ω) で運動していると仮定する。また、太陽から地球方向に x 軸、地球の速度方向に y 軸、地球軌道の角運動量ベクトル方向に z 軸をとった回転座標系を考える。地球を中心とした探査機の位置ベクトルを $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ としたとき、太陽重力の影響のみで支配される探査機の運動は、地球近傍で線型化することが可能であり、以下の C-W 方程式で表現される。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - 3\omega^2x = 0 \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \omega^2z = 0 \end{cases} \quad (1)$$

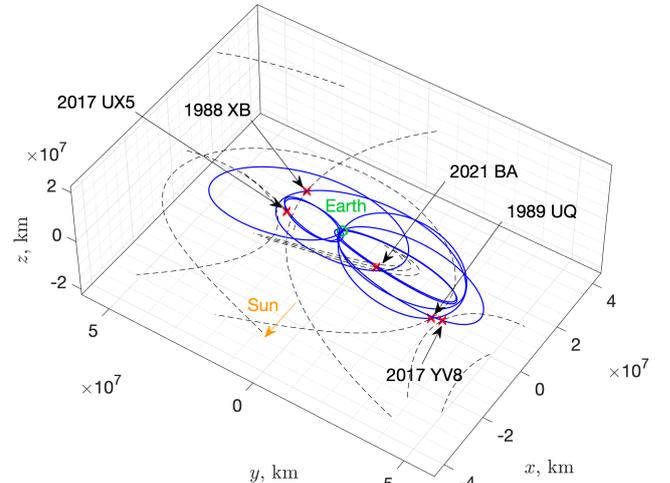
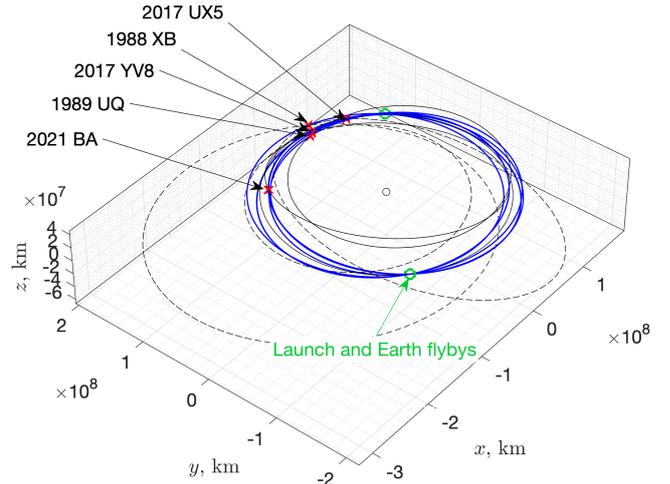
地球共鳴フライバイ軌道は、地球から出発して、地球へ帰還する軌道であるため、初期時刻 0 および終端時刻 t_f において、

$$\begin{cases} x(0) = x(t_f) = 0 \\ y(0) = y(t_f) = 0 \\ z(0) = z(t_f) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

である必要がある。C-W 方程式の一般解から

$$\begin{bmatrix} s\omega & 2(1-c\omega) & 0 \\ -2(1-c\omega) & 4s\omega - 3\omega t_f & 0 \\ 0 & 0 & s\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}(0) \\ \dot{y}(0) \\ \dot{z}(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

という初期速度 $\mathbf{v}(0) = [\dot{x}(0) \ \dot{y}(0) \ \dot{z}(0)]^T$ に対する線型方程式が得られる。ただし、 $s\omega := \sin \omega t_f$, $c\omega := \cos \omega t_f$ と



定義する。この線型方程式が非自明解を持つためには、

1. 半周会合族 (Half Revolution Free-return Family) :

$$\sin \omega t_f = 0 \Leftrightarrow \frac{n}{2} [\text{yr}], \quad n \in \mathbb{N} \quad (4)$$

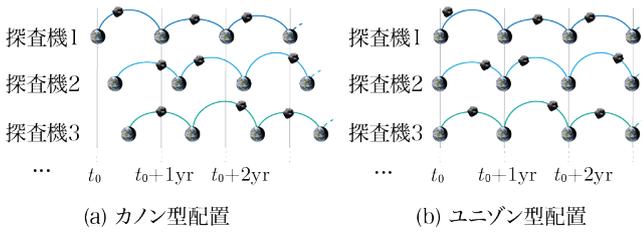
2. 全周会合族 (Full Revolution Free-return Family) :

$$\sin \frac{\omega t_f}{2} = 0 \Leftrightarrow n [\text{yr}], \quad n \in \mathbb{N} \quad (5)$$

3. 非共鳴会合族 (Non-resonant Free-return Family) :

$$\tan \frac{\omega t_f}{2} = \frac{3}{8} \omega t_f \Leftrightarrow 1.407, 2.445, \dots [\text{yr}] \quad (6)$$

の3種類の条件が導かれる (第3図参照)。それぞれの会合族に関して初期速度 $\mathbf{v}(0)$ を求めると、全周会合族は2自由度、半周会合族と非共鳴会合族は1自由度を有することがわかる。例えば、地球出発時の速度の大きさ (=地球スイングバイにおける V_∞ の大きさ) を拘束した場合、全周会合族は1自由度、半周会合族・非共鳴会合族は一意 (=0自由度) に初期速度 $\mathbf{v}(0)$ を計算することができる。小惑



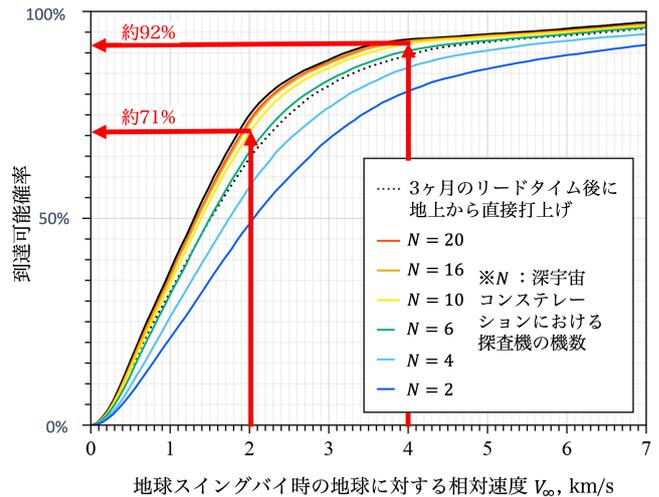
第6図: 深宇宙コンステレーションの探査機配置例

星フライバイサイクラー軌道では、地球から地球へ遷移するまでの間に小惑星フライバイを行うため、全周会合族が有する1自由度を用いることで小惑星フライバイに必要な ΔV を大きく節約することが可能となる。したがって、小惑星フライバイサイクラー軌道では、凡そ n 年ごとに（すなわち、最短で1年ごとに）小惑星フライバイが可能であると考えて良い。

小惑星フライバイサイクラー軌道は、「CONTOUR」¹⁴「Lucy」⁵「DESTINY+」¹⁵といった実際の探査ミッションでも採用されている。尾崎らは、機械学習を用いて「地球→小惑星→地球」の遷移軌道をサロゲートモデル化し、探査可能な小惑星を効率的に探索する手法を確立した⁹。提案手法を用いて、得られた軌道の例を第4図、第5図に示す。小惑星フライバイサイクラー軌道を網羅的に探索した結果、1小惑星あたり「10m/s程度の ΔV 」かつ「1年の航行年数」を掛ければ、探査可能な対象天体が数多く存在することが分かった。すなわち、 $\Delta V = 100\text{m/s}$ の能力を有する探査機が5年程度の航行をすることで、5つの小惑星をフライバイすることができるということになる。超小型探査機PROCYON^{16,17}と同じ仕様の超小型イオンスラスタを用いると $\Delta V = 370\text{m/s}$ の軌道制御量、EQUULEUS^{18,19}と同じ仕様の水レジストジェットを用いると $\Delta V = 80\text{m/s}$ の軌道制御量が得られるため、探査機の寿命の課題が解決できれば、超小型探査機でも技術的に十分実現可能である。

3.2 深宇宙コンステレーション設計 近年、地球周回低軌道において、低コストで開発可能な超小型衛星を活用した衛星コンステレーションが発展している。同様の超小型探査機を小惑星フライバイサイクラー軌道上に配置し、深宇宙空間上に探査機コンステレーションを構築することで、超高頻度な小惑星探査を実現することが可能となる。小惑星フライバイサイクラー軌道では、それぞれの探査機が、1年に1つ小惑星をフライバイすることができるため、 N 機構成の探査機コンステレーションが構築できると、 $1/N$ 年に1つの小惑星探査を実現できる。2025年3月現在、人類が直接探査した小惑星の数は全体で17個であるため、10機体制で2年間運用することができるだけで、これまでの人類の累積探査数を上回ることができる。

深宇宙コンステレーションにおいて想定される代表的な探査機配置パターンを第6図に示す。各探査機が地球スイングバイをするタイミングを少しずつずらした配置パターンを「カノン型配置」と呼び、地球スイングバイをするタイミングが同じ配置パターンを「ユニゾン型配置」と呼ぶ



第7図: 突発的に発見された危険小惑星に到達できる確率

ことにする。深宇宙コンステレーションを構築する観点では、同じタイミングに地球から打ち上げる「ユニゾン型配置」の方が容易に構築できうる。ただし、今後商業月面輸送サービス（CLPS）等で増加する月遷移軌道相乗り機会を用いて打ち上げる場合は、月スイングバイを駆使して、地球からの脱出タイミングを調整することで、効率的に「カノン型配置」も十分に構築可能である。また、「カノン型配置」が構築できると、ほとんど定常的に地球スイングバイする探査機が存在する状況ができるため、突発的に発見される新しい天体に向けて、数週間程度の短いリードタイムで探査機を出動させることができるようになる。

「カノン型配置」の深宇宙コンステレーションが構築された状態で、突発的に発見された危険小惑星に対して即応型フライバイ探査を行うシナリオを考える。想定される全ての危険小惑星の統計分布内、何%の小惑星に到達できるかを解析した結果を第7図に示す⁸。ここでは、小惑星発見後、速やかに地球スイングバイを行い、3年以内の小惑星をフライバイするシナリオを想定する。この「3年以内」という数字は、米国の「10ヵ年計画（Decadal Survey）」でも想定されている代表的な条件である。現実的な打上げシナリオで想定される地球スイングバイの V_∞ は2~4km/s程度であるため、この条件下においては、10機構成のコンステレーションが構築できると71~92%の危険小惑星に対応可能である。そのため、深宇宙コンステレーションによって、十分なカバレッジで、即応型フライバイ探査を行うためには10機以上の構成で探査機を配置することが求められる。また、本アーキテクチャは危険小惑星のみならず、突発的に発見される恒星間天体・長周期彗星にも対応可能である²⁰。

4. 実現のためのキー技術

深宇宙コンステレーション構想を実現するために必要なキー技術は「探査機システム技術」「自律運用・ネットワーク運用技術」「フライバイ誘導制御技術」の3種類である。本章では、これらのキー技術に関する現状と課題を示す。

4.1 探査機システム技術 コンステレーションを構築する探査機システムは、PROCYON (50kg 級超小型宇宙機) および EQUULEUS (6U CubeSat) で実証されたバス技術によって実現可能である。深宇宙コンステレーションでは、探査機の寿命がフライバイ可能な小惑星の総数に直結するため、長寿命化のための技術開発が必要となる。地球周囲の超小型衛星では、10年以上生存している衛星システムも存在するものの、深宇宙を航行する超小型探査機においては、そのほとんどが1年未満で喪失している。本構想では、仮に1機喪失したとしても、他の探査機群でミッションを補える特徴を持っているため、継続的実証機会による超小型探査機の長寿命化実証にとっても非常に有効である。

技術的にハードルの高い超小型推進系に関しては、年間数十 m/s の ΔV でミッションが遂行できるため、レジストジェット・化学推進・電気推進・ソーラーセイル等の様々な推進系で対応可能であり、また、実証機会としても有効である。仮に推進系の能力が不十分だった場合、その出来高に応じて、探査可能な対象天体が選べるのも、本構想の特徴である。更に、ソーラーセイルのように光子加速で半永久的に軌道制御できる探査機が実現できると、半永久的に小惑星フライバイ探査を続けることが可能である²¹。

4.2 自律運用・ネットワーク運用技術 本構想を実現する上での最大の技術課題が、複数の深宇宙探査機を運用するリソースを削減するための技術である。探査機が数機航行している状態であれば、従来通りの地上局に強く依存した運用を実施することが可能であるが、10機以上の探査機が航行している状態では、全ての探査機に対して十分な地上局リソースを割り当てて運用することが難しくなる。2022年にアルテミス1号と共に打ち上げられた10機のCubeSatでは、NASAの深宇宙ネットワークの運用リソースが逼迫し、地上局リソース不足が大きな課題であることが認識された。そのため、地上局を介することなく、探査機自身がオンボードで運用される自律運用技術*の研究開発が求められている。また、そうした自律運用される探査機群を束ねて、効率的に地上局リソースを配分するネットワーク運用技術も同時に必要となる。

探査機運用においては、探査機が航行している軌道を把握するための軌道決定が必要となる。現在の深宇宙ミッションでは、大型地上局を介した電波航法が主流となっている。地上局への依存度を下げるためには、自律的な軌道決定が求められるものの、地球周囲コンステレーションと異なり、GPSが使用できないという課題が存在する。そのため、地上局への依存度を軽減した準自律的な軌道決定技術（惑星光学航法、衛星間測距、電波航法等の複合的方法）が必要となる^{22,23}。これらの技術が十分に成熟した先には、1年に1回の地球スイングバイ近傍で探査機と地上局が通信し

*地球周囲衛星コンステレーションで、地上局は経由するものの運用者（人間）を介さず自律的に運用するための技術が発達しており、こうした技術も「自律運用技術」と呼ぶ。深宇宙コンステレーションでは、地上局との通信リソースを削減する必要があり、地上局すらも介さず自律的に運用する技術が求められる。

て、テレメトリ・コマンド運用および観測データのダウンリンクを行い、その他の期間は完全自律的に運用が行われる世界が拓かれる。

4.3 フライバイ航法・誘導・制御技術 これまで人類が探査してきた小惑星は全て直径140m以上の天体であるが、プラネタリーディフェンスでは、直径140m未満の小惑星が興味の対象となる。こうした直径の小さな小惑星は、ごく近傍に接近するまで、その小惑星の実体を観測することができない。特に、フライバイで観測するためには、数時間前に初めて実体を捉えた後、素早く・精度良く望遠鏡を小惑星方向に指向できるような高度な航法・誘導・制御（Guidance, Navigation, and Control, GNC）技術が求められる。また、超小型探査機に搭載可能な望遠鏡で、小惑星の形状・表面地形・地質等を高分解能で観測するためには、小惑星の表面すれすれの高度をフライバイする必要がある。そのため、姿勢制御・望遠鏡制御のみならず、自律的な軌道制御技術も必要となり、PROCYON^{16,17} DESTINY⁺¹⁵ Comet Interceptor⁷ Hayabusa2²⁴等の探査ミッションのGNC技術の更なる発展が求められる。

5. 深宇宙コンステレーション構想の波及効果

プラネタリーディフェンスは、全世界が一体となって取り組むべき課題である。一方、大型望遠鏡やDARTのような探査機を開発できる国は、ごく一部に限られる。深宇宙コンステレーション構想は、低コストな超小型探査機を用いてプラネタリーディフェンスに貢献できるため、超小型探査機の開発を通じたキャパシティビルディングを行いながら、各国が開発した探査機を持ち寄って、世界共通の課題解決を目指すことが可能である。また、本構想は、プラネタリーディフェンス以外にも、「宇宙科学」「宇宙資源探査」「宇宙工学」の分野にも波及効果を生み出す。

「宇宙科学」分野に関しては、超高頻度に小惑星をフライバイ観測することで、小惑星に関する統計的情報を取得することが可能となる。更に深宇宙コンステレーションというインフラを活かした即応型探査により、恒星間天体という前人未達の天体を探査できる可能性があり、観測できた暁には、第一級のサイエンス成果が得られる。

「宇宙資源探査」分野に関しては、小惑星資源に関する統計的なカタログ情報を収集することが可能となる。その結果、経済合理性の高い小惑星資源探査の計画立案ができるようになる。

最後に「宇宙工学」分野に関しては、コンステレーションの原理で、個々の探査機の失敗を許容できるだけでなく、継続的な探査機の開発機会が得られるため、挑戦的な技術の開発が促進される。従来の探査機開発は、ウォーターフォール型開発が主流であったが、本構想では、アジャイル開発による探査機開発が可能である。そのため、深宇宙コンステレーションが完成した暁には、深宇宙探査において、現在の技術では想像できない世界が拓かれるだろう。

6. おわりに

本解説では、小惑星フライバイサイクラー軌道という特殊な軌道に探査機を待機させることで実現できる「深宇宙コンステレーション構想」の概要を説明した。深宇宙コンステレーションでは、超高頻度（例えば、1ヶ月に1回）な小惑星フライバイ探査や即応型フライバイ探査が可能であり、危険小惑星の事前偵察の観点で、プラネタリーディフェンスに貢献できる。超小型探査機 PROCYON 等の既存技術が利用できるため、技術的実現性は十分に高いと考えられる。更に、「探査機システム」、「自律運用・ネットワーク運用」、「フライバイ航法・誘導・制御」に関するキー技術の開発を進めることで、より高度なプラネタリーディフェンスの要求に応えることが期待される。

参考文献

- 1) National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. *Origins, Worlds, and Life: A Decadal Strategy for Planetary Science and Astrobiology 2023-2032*. The National Academies Press, Washington, DC, 2022.
- 2) National Aeronautics and Space Administration. Fiscal Year 2025 Full Budget Request, 2025. <https://www.nasa.gov/fy-2025-budget-request/> [2025年2月28日アクセス].
- 3) A. K. Mainzer, J. R. Masiero, et al. The Near-Earth Object Surveyor Mission. *The Planetary Science Journal*, Vol. 4, No. 12, p. 224, dec 2023.
- 4) Andrew S. Rivkin, Nancy L. Chabot, et al. The Double Asteroid Redirection Test (DART): Planetary Defense Investigations and Requirements. *The Planetary Science Journal*, Vol. 2, No. 5, p. 173, aug 2021.
- 5) Jacob A. Englander, Kevin Berry, et al. Trajectory Design of the Lucy Mission to Explore the Diversity of the Jupiter Trojans. *Proceedings of the International Astronautical Congress (IAC)*, No. 1, pp. 1–9, 2019. IAC-2019-C1.2.11.
- 6) Anabel Soria-Carro, Sonia Hernandez, et al. Rapid Response Missions to Interstellar Objects using Lyapunov Wait-in-Orbit Constellations. In *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Big Sky, MT, 13–17 August 2023. AAS-211.
- 7) Geraint H. Jones, Colin Snodgrass, et al. The Comet Interceptor Mission. *Space Science Reviews*, Vol. 220, No. 1, p. 9, Jan 2024.
- 8) Naoya Ozaki, Ryuki Hyodo, et al. Rapid Response Flyby Exploration Using Deep Space Constellation Deployed on Asteroid Cyclers. In *8th IAA Planetary Defense Conference*, Vienna, Austria, April 2023.
- 9) Naoya Ozaki, Kanta Yanagida, et al. Asteroid Flyby Cycler Trajectory Design Using Deep Neural Networks. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 45, No. 8, pp. 1496–1511, 2022.
- 10) The Planetary Society. Asteroid Danger by the Numbers. <https://www.planetary.org/space-images/the-hazard-by-the-numbers> [2025年2月28日アクセス].
- 11) Ryan P. Russell and Cesar A. Ocampo. Geometric Analysis of Free-Return Trajectories Following a Gravity-Assisted Flyby. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 1, pp. 138–151, 2005.
- 12) Ryan P. Russell and Nathan J. Strange. Cycler Trajectories in Planetary Moon Systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, pp. 143–157, 2009.
- 13) Yuichi Tsuda, Takanao Saiki, et al. Trajectory Design for Japanese New Asteroid Sample Return Mission Hayabusa-2. In *23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*, Pasadena, California, 29 October–2 November 2012.
- 14) J. Veverka, R. W. Farquhar, et al. Comet Nucleus Tour. *Acta Astronautica*, Vol. 35, pp. 181–191, 1995.
- 15) Naoya Ozaki, Takayuki Yamamoto, et al. Mission Design of DESTINY+: Toward Active Asteroid (3200) Phaethon and Multiple Small Bodies. *Acta Astronautica*, Vol. 196, pp. 42–56, 2022.
- 16) Ryu Funase, Takaya Inamori, et al. One-year Deep Space Flight Result of the World's First Full-Scale 50kg-class Deep Space Probe PROCYON and Its Future Perspective. In *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, 6–11 August 2016. SSC16-III-05.
- 17) Stefano Campagnola, Naoya Ozaki, et al. Low-Thrust Trajectory Design and Operations of PROCYON, the First Deep-Space Micro-Spacecraft. In *66th International Astronautical Congress*, Jerusalem, Israel, 12–16 October 2015. IAC-15,C1,1,8,x28941.
- 18) Ryu Funase, Satoshi Ikari, et al. Mission to Earth–Moon Lagrange Point by a 6U CubeSat: EQUULEUS. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 35, No. 3, pp. 30–44, 2020.
- 19) Isamu Moriai, Aoma Fujimori, et al. A Water Resistojet Propulsion System on a 6U CubeSat EQUULEUS: Demonstration of Reaction Control in Deep Space. *Acta Astronautica*, Vol. 227, pp. 114–125, 2025.
- 20) Benjamin P.S. Donitz, James F. Bell, et al. *Enabling Fast Response Missions to Near-Earth Objects (NEOs), Interstellar Objects (ISOs), and Long-Period Comets (LPCs)*. Keck Institute for Space Studies, July 2024.
- 21) 藤尾秩寛, 高尾勇輝, 他. 超小型ソーラーセイルによる小惑星マルチフライバイ探査構想とその軌道設計. 第68回宇宙科学技術連合講演会, 兵庫県姫路市, 2024年11月. 4105.
- 22) 尾崎直哉, 菊地翔太, 他. 月近傍および深宇宙ミッションのための準自律的な軌道決定手法に関する研究. 第65回宇宙科学技術連合講演会, オンライン開催, 2021年11月. 2108.
- 23) Hosei O and Naoya Ozaki. Evaluating Observability and Information Flow in Dynamic Inter-Satellite Laser Networks for Cooperative Navigation in Deep Space. In *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Kaua'i, HI, 19–23 January 2025. AAS25-475.
- 24) Yuya Mimasu, Shota Kikuchi, et al. Extended Mission of Hayabusa2. In Masatoshi Hirabayashi and Yuichi Tsuda, editors, *Hayabusa2 Asteroid Sample Return Mission*, pp. 557–571. Elsevier, 2022.