

## 第29回衛星設計コンテスト

### アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

#### 1. 作品情報・応募者情報

作品名 (20文字以内)
Comet Interception from eArth retrOgrade orbIT viA Lunar gravIty Assist
副題 (自由記入)
CIAO ITALIA
学校名
広島工業大学 工学部 機械システム工学科

#### 2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

今回提案するミッションでは、月以遠へのアクセスが良い新たな中継軌道の工学的実証と、内太陽系に初めて飛来した彗星のフライバイ観測を主目的とする。欧州宇宙機関が提案している Comet Interceptor のように、探査目的となる彗星が発見されるまで中継軌道で待機し、その間は地球-月系に飛来する宇宙塵や流星物質の量や頻度を観測する。さらに、中継軌道に投入前に多周回するラグランジュ点  $L_5$  周辺においても宇宙塵の検出を目指す。中継軌道を出発後は、短期間で月スイングバイを実施し、燃料を節約しつつ彗星に早く到達することで、太陽熱の影響を受ける前の彗星の原始的な情報を獲得できることが期待される。

#### 3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

##### (a) 目的

- ・ 月以遠の宇宙空間(深宇宙)へのアクセスが良く、待機に要する燃料消費が少ない中継軌道を提案し、その有用性を実証すること。
- ・ まだ近日点を通過していない彗星(Dynamically New Comet)をフライバイ観測すること。
- ・ 目指す彗星が見つかるまで待機する中継軌道上において、宇宙塵や流星物質を観測すること。
- ・ 地球-月系の安定なラグランジュ点  $L_5$  周辺に存在すると期待されている宇宙塵を検出すること。

##### (b) 重要性・技術的、社会的意義等

従来の彗星探査ミッションでは、近日点を複数回通過して太陽熱の影響を受けた後の彗星を探査していた。一方、今回提案するミッションでは Dynamically New Comet の原始的な情報を得ることで、長周期彗星の故郷とも言われるオールの雲の理解にもつながる可能性がある。また、地球から中継軌道に遷移する過程で多周回する  $L_5$  周辺や、探査目的の彗星が発見されるまで待機する中継軌道上において、宇宙塵や流星物質を検出し、それらが地球-月系に飛来する量や頻度を解明することで、近未来の月近傍における活動促進の一助とする。

工学的には、探査機のエネルギーを増加させる月スイングバイを短期間で実施可能な、深宇宙へのアクセスが良い中継軌道の有用性を実証することで、深宇宙探査の敷居を下げる点において宇宙開発への貢献が期待できる。

#### 4. ミッションの具体的な内容

##### (a) システム

本ミッションでは、探査目標となる Dynamically New Comet が発見されるまで、地球まわりを逆行する図1(上段左)の中継軌道上に探査機はあらかじめ投入され、待機することとなる。解析書に述べるように、中継軌道として提案するこの周期軌道は、初期条件に誤差を与えても長期安定性を示すことから、十分小さな燃料消費によって軌道保持可能と考えられるため、軌道保持の詳細な解析は行っていない。

地球から中継軌道への投入においては、図1(上段右)のように地球から順行軌道で打ち上げ、太陽の重力を利用することで逆行軌道に変換し、燃料を節約して逆行軌道に投入する。なお、遷移の過程で地

球-月系のラグランジュ点  $L_5$  周辺を多周回しており、安定な  $L_5$  近傍に存在が期待されている宇宙塵の検出を目指す。

中継軌道上において待機している間は、宇宙塵や流星物質の検出を行うことで、それらの地球-月系に飛来する量や頻度を調べる。探査目標が決まったら、図1（下段）のように中継軌道上の遠月点において速度変更 ( $\Delta V$ ) を実施し、月の近傍を通過して探査機のエネルギーや運動方向を変化させる手法である月スイングバイを二度利用することで、燃料を節約して十分な脱出エネルギーを獲得し、地球の重力圏から脱出する。Dynamically New Comet に到達後はフライバイ観測を実施し、彗星を撮影しつつ彗星表面を構成する物質の観測を行う。

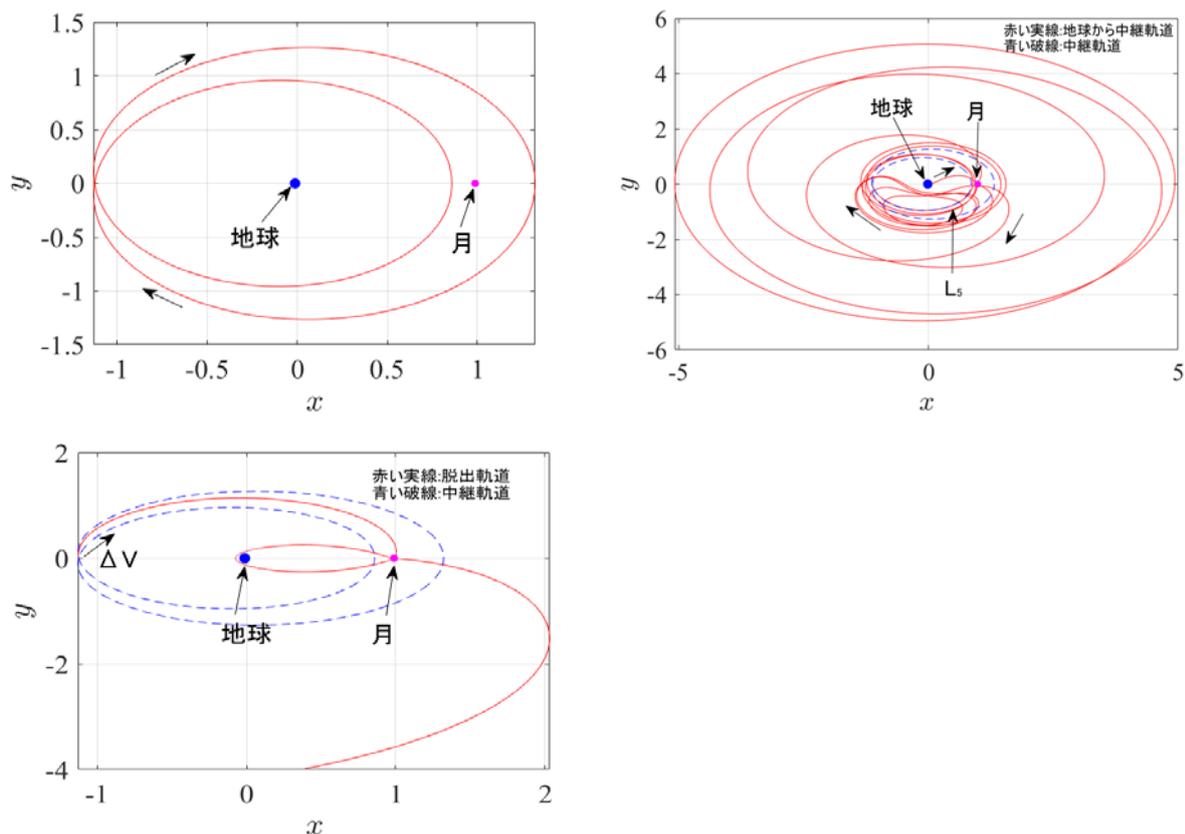


図1. 地球と月を  $x$  軸に固定した回転座標系における（上段左）本ミッションで地球から深宇宙への中継軌道として提案する、地球まわりを逆行する周期軌道、および（上段右）地球から月スイングバイと太陽の重力を利用して中継軌道に遷移する軌道、および（下段）中継軌道から二重月スイングバイによって地球重力圏を脱出する軌道例。

なお、本ミッションでは、目標天体に到達するまでの時間を短縮するため、短時間で大きな速度変更が可能な化学推進エンジンを用いる。また、彗星のフライバイ観測のための高い解像度を持つカメラ、ダストの組成や質量、速度、運動方向を調べるためのダスト分析器を搭載する。

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

具体的な実現方法としては、打ち上げコストを削減するため、深宇宙へ向かうより大型の宇宙機との相乗り機会を利用することが考えられる。特に、わが国を含む世界各国において現在計画が進んでいる月軌道プラットフォームゲートウェイの建設に伴う打ち上げ機会を利用して、月近傍から自力で中継軌道に遷移することを想定した軌道の設計・解析を今後行っていきたい。

課題としては、Dynamically New Comet をフライバイ観測する際の姿勢制御を含む近傍運用に関する解析や、中継軌道から仮想的な彗星への遷移軌道設計、従来の打ち上げ方法やラグランジュ点周辺の中継軌道を利用する場合との詳細な比較について、今後行っていく必要がある。

## 5. 主張したい独創性や社会的効果

### (a) 主張したい本ミッションの独創性

本ミッションは、従来のミッションで利用されたことのない地球まわりの逆行軌道を深宇宙への中継軌道として提案しており、その特性から工学・理学両面の独創的な成果を達成し得る。

具体的に述べると、中継軌道から離脱後に、逆行軌道であることを活かして短時間で強力な二重月スイングバイを実施できる。月スイングバイによって高い脱出エネルギーを獲得することで、探査機の限られた積載量の中でも燃料を節約しつつ、地球から離れた場所を通過する Dynamically New Comet に到達できる。また、地球-月系の安定なラグランジュ点  $L_5$  近傍には宇宙塵の集団が存在すると言われて久しいが、その存在の有無に関する議論には決着がついていない。本ミッションでは、地球から中継軌道に遷移する過程において  $L_5$  周辺を多周回するため、 $L_5$  周辺で宇宙塵を検出できれば地球-月系のダスト環境に関する知見が大きく広がるであろう。さらには、探査目的の彗星が発見されるまでの間、待機している中継軌道上において宇宙塵や流星物質を検出することも期待されるため、無駄のない効率的なミッションであると言える。

### (b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

近年、恒星間天体や地球のミニムーンの発見など、未踏の小天体への興味が世界中で高まっている。しかしながら、Dynamically New Comet をはじめとして、これらの小天体は発見後に探査可能な期間が短いにもかかわらず、宇宙ミッションの計画・準備には長い期間を要することが、探査の実現のボトルネックの一つと考えられる。

本ミッションで提案する中継軌道の有用性を実証することで、探査が従来困難であった上述のような小天体の探査が加速することが期待される。生命の起源が宇宙にあったという仮説も議論されており、従来のミッションでは探査されたことのないタイプの彗星や小惑星の原始的な情報を得ることができれば、小天体ひいては生命の起源の理解の深化にもつながることが期待される。

以上

## 第 29 回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

### Comet Interception from eArth retrOgrade orbIT viA Lunar gravlTy Assist (CIAO ITALIA)

広島工業大学 工学部 機械システム工学科 4年

村上湧斗 桑田怜輝 丸岡凱 山田可清

#### 1. 背景

Dynamically New Comet<sup>1)</sup>と称される内太陽系に一度も飛来したことの無い彗星は、太陽熱の影響を受けていないため、形成時の原始的な情報が保存されていると考えられている。Dynamically New Comet を含む長周期彗星は、太陽系の外縁部に位置するオールトの雲から飛来するとされているが仮説の域を脱しておらず、Dynamically New Comet を直接探査できれば、彗星の起源への理解が大きく広がるであろう。

従来の彗星探査ミッションにおいて探査された彗星は、近日点を通過後のものであった<sup>2)</sup>。彗星が内太陽系に飛来して近日点を通過すると、太陽熱の影響により氷やダストが溶出することで組成が変化し、彗星形成時の情報が失われる。しかしながら、典型的な Dynamically New Comet は発見されてから数カ月～1年程度で近日点を通過するため<sup>2)</sup>、Dynamically New Comet を発見後にミッションの立案・準備・打ち上げを行ってからは、近日点を通過する前の Dynamically New Comet を探査することは困難となる。

この問題を打破するため、欧州宇宙機関は最近 Comet Interceptor ミッション<sup>2)</sup>を提案し、現在計画を進めている。Comet Interceptor では、探査目標となる Dynamically New Comet が発見される前にあらかじめ探査機を打ち上げておき、太陽-地球系のラグランジュ点  $L_2$  まわりで Dynamically New Comet を「待ち伏せ」することに大きな特徴がある。いったん探査目標が決定されれば、Comet Interceptor は  $L_2$  近傍から大きな速度変更 ( $\Delta V$ ) を実施し、Dynamically New Comet が黄道面を通過する点に向かう。この  $\Delta V$  を低減するため、いったん月近傍に戻って月スイングバイを実施する案<sup>3)</sup>も検討されているが、太陽-地球系の  $L_2$  近傍から月スイングバイまでに6ヶ月程度を要する<sup>4)</sup>ため、Dynamically New Comet が近日点を通過するまでに探査するという主目的に相反することとなる。

Dynamically New Comet 以外にも、地球を周回する小惑星「ミニムーン」<sup>5)</sup>や太陽系外から飛来する恒星間天体<sup>6)</sup>といった、興味深い小天体の発見が近年相次いでいる。これらが探査可能な領域を通過するタイミングは限定されているため、Comet Interceptor のような「待ち伏せ」型の探査形態の重要性は今後高まっていくと予想される。しかしながら、上述のように、太陽-地球系の  $L_2$  まわりの軌道のような既知の待機軌道を用いると、月スイングバイまでに長い期間を要するため、遷移時間の観点から大きな燃料消費量を避けがたいという問題点が挙げられる。

#### 2. 本ミッションの目的と意義

本ミッションでは、前章に挙げた問題点を解決するため、短期間で強力な月スイングバイを実施可能な新しい中継軌道を提案し、Comet Interceptor のように Dynamically New Comet をはじめとする未踏の小天体の探査に応用する。工学・理学両面の具体的な目的としては、以下の4点が挙げられる：

A) 月以遠の宇宙空間（深宇宙）へのアクセスが良く、待機に要する燃料消費が少ない中継軌道を提

案し、有用性を実証すること。

- B) Dynamically New Comet をフライバイ探査し、彗星を撮影しつつ彗星表面を構成する物質の観測を実施すること。
- C) 探査目標が決定するまで待機する中継軌道上において、宇宙塵や流星物質の検出を行うこと。
- D) 地球-月系の安定なラグランジュ点  $L_5$  近傍の宇宙塵が存在するか探査すること。

上述の目的に対応した、本ミッションの意義としては、以下の4点が挙げられる：

- A) 深宇宙へのアクセスが良い新たな中継軌道の有用性を実証することで、通常的手法では探査困難な小天体を「待ち伏せ」する探査形態を促進すること。
- B) Dynamically New Comet を探査することで、彗星の起源に迫る情報を獲得すること。
- C) 宇宙塵や流星物質が地球-月系に飛来する量や頻度を解明し、近未来の月近傍における活動の促進につなげること。
- D) 地球-月系の  $L_5$  近傍に宇宙塵が存在するか明らかにすること。

### 3. 解析モデル

本解析では、地球と月が互いの重心まわりを円運動し、地球-月の重心と太陽が互いの重心まわりを円運動する仮定の下、探査機の軌道運動を記述する bicircular モデル<sup>8)</sup> (円制限四体問題) を用いた。図1に bicircular モデルの概念図を示す。なお、簡単のため地球、月、太陽は同じ軌道面上を運動するとし、探査機の運動は軌道面内のみを考慮する平面問題を扱った。

$x$  軸に地球と月を固定した回転座標系において、無次元化された平面 bicircular モデルの運動方程式は、

$$dx/dt = v_x$$

$$dy/dt = v_y$$

$$dv_x/dt = 2v_y - \bar{U}_{4BP}/\partial x$$

$$dv_y/dt = -2v_x - \partial \bar{U}_{4BP}/\partial y$$

ただし、有効ポテンシャル

$$\bar{U}_{4BP} = \bar{U}_{3BP} - \frac{m_s}{r_3} + \frac{m_s}{a_s^2} (x \cos \theta_s + y \sin \theta_s) \quad (2)$$

$$\bar{U}_{3BP} = -\frac{1}{2}(x^2 + y^2) - \frac{1-\mu}{r_1} - \frac{\mu}{r_2} - \frac{1}{2}\mu(1-\mu) \quad (3)$$

であり、

$$r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2} \quad (4)$$

$$r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2} \quad (5)$$

$$r_3 = \sqrt{(x - a_s \cos \theta_s)^2 + (y - a_s \sin \theta_s)^2} \quad (6)$$

はそれぞれ地球-探査機間、月-探査機間、太陽-探査機間の距離を表す。また

$$\theta_s = \theta_{s0} + \omega_s t \quad (7)$$

は図2に示すように地球-月回転系における太陽の位相角である。ただし、 $t$  は時間、 $\theta_{s0}$  は初期時刻  $t=0$  における太陽の位相角を表す。

表1に、本解析で用いたパラメータ<sup>9)</sup>を示す。本解析

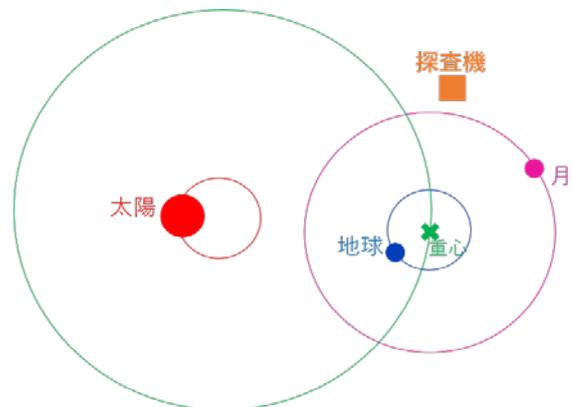


図1. Bicircular モデルの概念図。

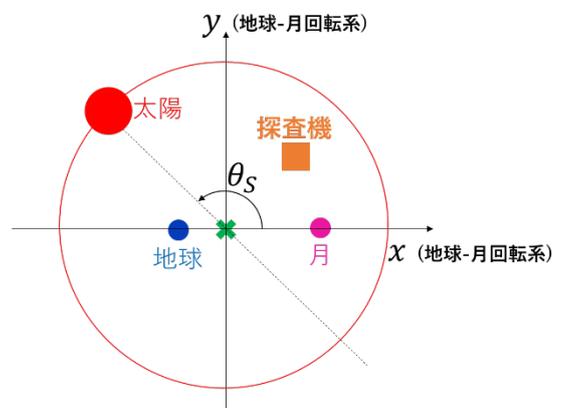


図2. 地球-月回転座標系における bicircular モデルの概念図。

では、(1)式の運動方程式を数値積分することで、軌道計算を実施した。数値積分では、数値計算ソフトウェア MATLAB に実装されている可変ステップのルンゲ・クッタ法に基づくソルバーode45を使用した。

表 1. 本解析で用いた bicircular モデルのパラメータ<sup>9)</sup>。

記号	値	単位	意味
$\mu$	0.0121506683	無次元	月質量/(地球質量+月質量)
$L$	384405.000	km	無次元化に用いた距離のユニット
$V$	1.02323281	km/s	無次元化に用いた速度のユニット
$T_{em}$	4.34811305	days	無次元化に用いた時間のユニット
$R_e$	6378.00000	km	地球半径
$R_m$	1738.00000	km	月半径
$m_s$	$3.28900541 \times 10^5$	無次元	太陽質量/(地球質量+月質量)
$a_s$	$3.88811143 \times 10^2$	無次元	地球-月重心から太陽までの距離
$\omega_s$	-0.925195985	無次元	地球-月回転系における太陽の角速度

#### 4. 解析結果

本ミッションでは、図 3 (左) に示す地球まわりを逆行する周期軌道を、地球と深宇宙をつなぐ中継軌道として利用する。探査機はあらかじめ中継軌道上に待機しておき、探査目標となる Dynamically New Comet が発見されるまで、地球-月系に飛来する宇宙塵や流星物質の検出を行う。

この逆行周期軌道を用いる利点として、後述の月との大きい相対速度を活かした強力なスイングバイを実施可能な点とともに、軌道の長期安定性が挙げられる。すなわち、図 3(右)のように多少の誤差が発生しても、探査機を元の周期軌道の近傍に長期間保持できる。Comet Interceptor や本ミッションのような「待ち伏せ」型の探査形態のミッションにおいては、探査目標が決定するまで中継軌道上に待機する必要があるため、従来多く利用されてきたラグランジュ点まわりの不安定な軌道<sup>8)</sup>と比較して、ここで提案する長期安定性を示す中継軌道は、軌道保持に要する  $\Delta V$  や運用の観点から望ましいと考えられる。

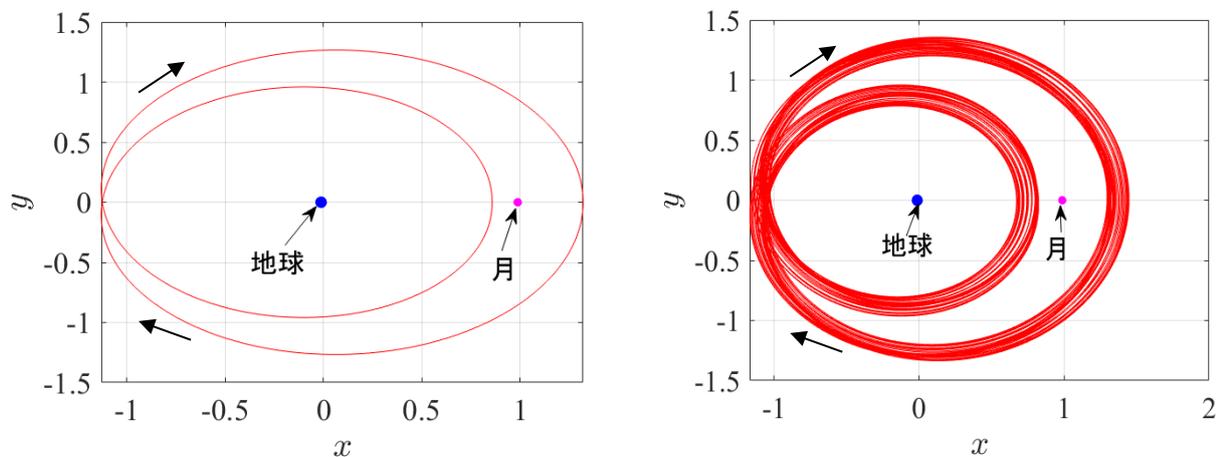


図 3. 回転座標系における (左) 地球まわりを逆行する周期軌道 および (右) 周期軌道の  $x$  座標に 10000 [km] の誤差を与えて、3 年間数値積分した軌道。

また、地球まわりを逆行する中継軌道に到達する方法として、図4のように地球から順行軌道で打ち上げた後、太陽重力の影響により逆行軌道へと変換<sup>14)</sup>することで、 $\Delta V$ を節約して中継軌道に投入する。この軌道の投入 $\Delta V$ は約54(m/s)である。打ち上げ時のエネルギー $C_3$ は約 $-2.1(\text{km}^2/\text{s}^2)$ であり、月に到達するのに必要な最小 $C_3$ と同程度<sup>10)</sup>であるため、既存の技術で十分実現可能と考えられる。

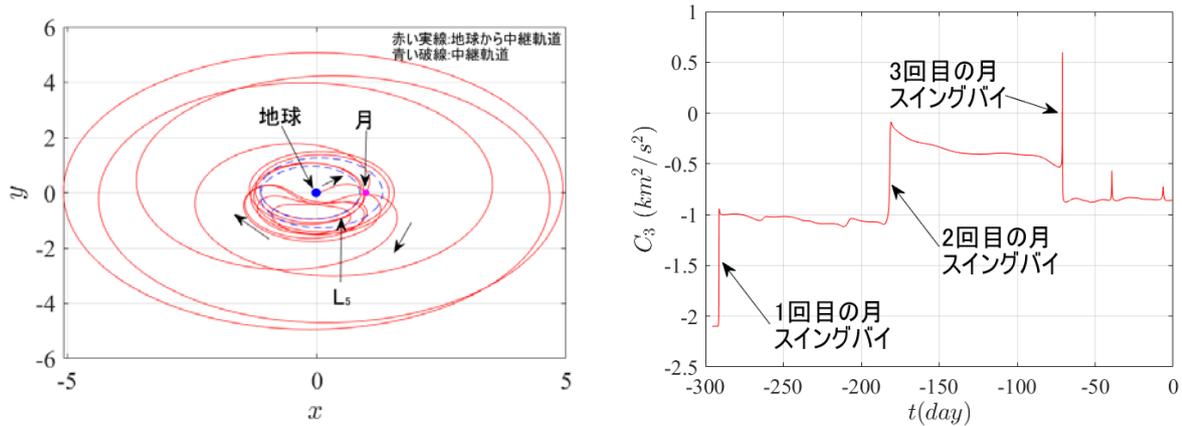


図4 回転座標系における（左）地球から順行軌道に打ち上げ、地球まわりの逆行軌道（破線）へ遷移する軌道（実線）および（右）対応する $C_3$ の時間発展.

図4（左）に示すラグランジュ点 $L_5$ は線形安定な平衡点であり、その周辺には宇宙塵が存在する可能性が指摘されている。しかし、HITEN ミッションにおいて $L_4$ および $L_5$ 近傍を飛行した際には、宇宙塵は検出されなかった。その理由の候補として、HITENは $L_4$ および $L_5$ まわりをそれぞれ1周回しか探査しなかったことが挙げられている<sup>11)</sup>。図4（左）の軌道には、 $L_5$ 周辺を多周回する区間があるため、提案するミッションにおいて地球から中継軌道に向かう間に、 $L_5$ 周辺に宇宙塵が存在するかどうか探索できると期待される。

中継軌道に投入後、探査目標が決定するまで探査機は中継軌道上で待機する。探査目標が決まった後、探査機は中継軌道上で $\Delta V$ を実施し、地球重力圏を脱出して彗星へ向かう。本解析では、中継軌道上の $v_x < 0$ となる遠月点においてインパルス的に $\Delta V$ を実施すると仮定し、 $\Delta V$ の大きさおよび方向について網羅的な探索を行った。表2に探索条件を示す。

表2.  $\Delta V$ の探索条件.

パラメータ	意味	最小値	最大値	グリッド数
$\Delta V_x$	回転座標系の $x$ 方向の $\Delta V$	-100 [m/s]	100 [m/s]	500
$\Delta V_y$	回転座標系の $y$ 方向の $\Delta V$	-100 [m/s]	100 [m/s]	500

探索の結果、図5（左）および図6（左）に示す脱出軌道の候補が見つかった。両軌道とも、月近傍を二度通過する二重月スイングバイを実施する軌道であった。図5の脱出軌道は、比較的大きな $\Delta V = 127$  [m/s]を要するが、二度目の月スイングバイまでに要する期間は12 [日]と非常に短い。一方で、図6の脱出軌道の $\Delta V$ は71 [m/s]と比較的小さい代わりに、二度目の月スイングバイまでに30 [日]の期間を要する。

また、図5（右）および図6（右）には、それぞれの軌道に対応する $C_3$ の時間発展を示す。地球-月回転系座標を用いて、 $C_3$ は

$$C_3 = (v_x - y)^2 + (v_y + x + \mu)^2 - 2 \left( \frac{1 - \mu}{r_1} \right) \quad (8)$$

と表され、月スイングバイ時に増加していることがわかる。本解析では、地球に対する無限遠速度

$$v_{\infty} = \sqrt{C_3} \quad (9)$$

の式を用いて、二度目の月スイングバイ実施後、月から約 40 万 [km] 離れた地点において  $v_{\infty}$  を算出した。図 5 の脱出軌道は  $v_{\infty} = 1.48$  [km/s]、図 6 の脱出軌道は  $v_{\infty} = 1.23$  [km/s] の無限遠速度を獲得しており、地球重力圏の脱出に十分な値となっている。本ミッションで提案する中継軌道は地球まわりを逆行する軌道であるため、月との相対速度が大きいことが強力な月スイングバイを実施可能な理由であると推察される<sup>12)</sup>。

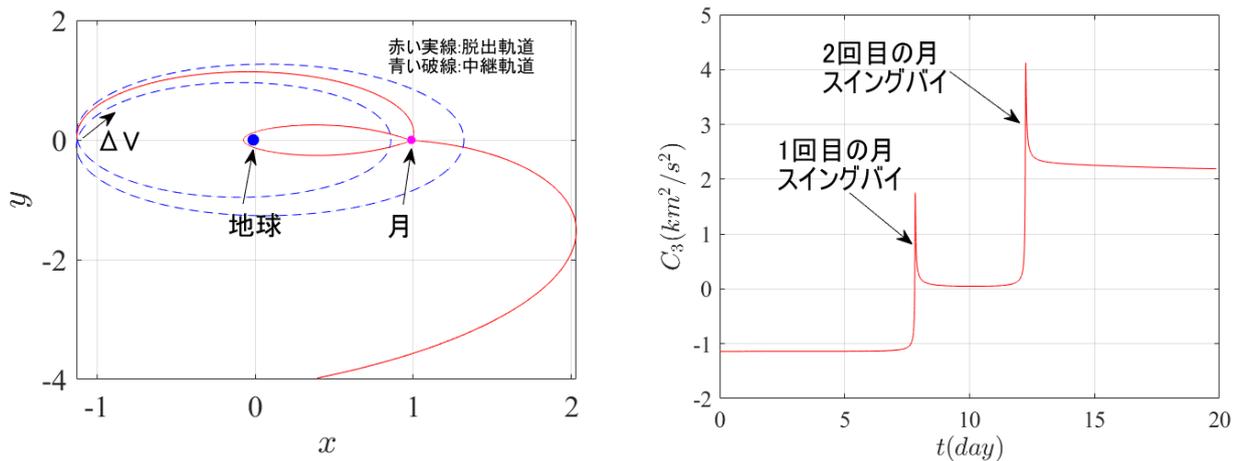


図 5. 脱出軌道の第一候補. (左) 回転座標系における脱出軌道 および (右)  $C_3$  の時間発展.

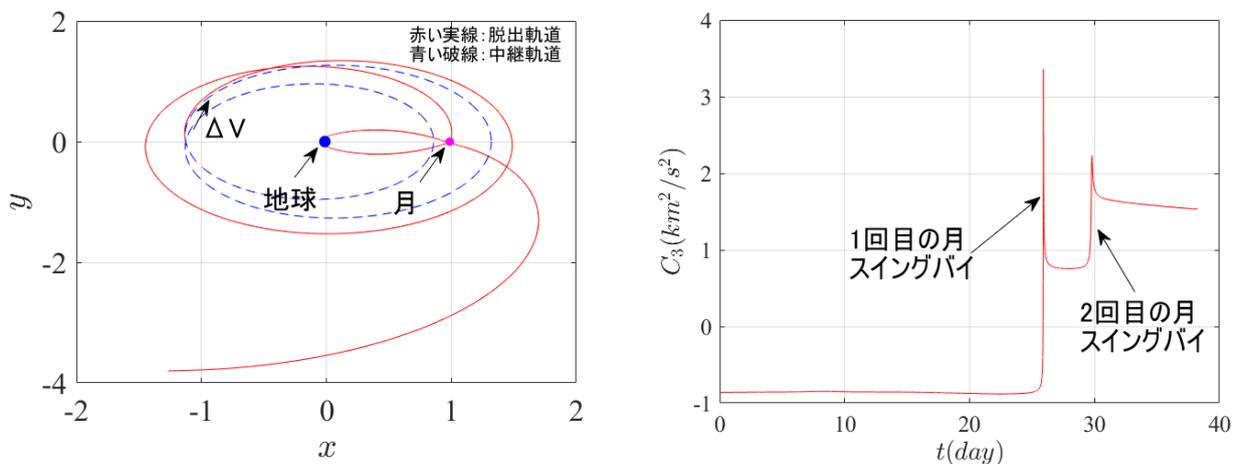


図 6 脱出軌道の第二候補. (左) 回転座標系における脱出軌道 および (右)  $C_3$  の時間発展.

比較として、Comet Interceptor ミッションは、太陽-地球系の  $L_2$  まわりの軌道から月近傍に戻って月スイングバイを実施する検討も行っているが、獲得できる最大の無限遠速度は約  $v_{\infty} = 1.25$  [km/s]<sup>3)</sup> となっており、図 6 の脱出軌道に近い値である。ただし、太陽-地球系の  $L_2$  まわりの軌道から月近傍に到達するまでに 6 ヶ月程度を要する<sup>4)</sup>ことを考慮すると、上述のように本ミッションで提案する中継軌道から二度目の月スイングバイまでの期間ははるかに短く、逆行軌道の「待ち伏せ」型ミッションにおける中継軌道としての有用性が示唆される。

また、NASA の ISEE-3/ICE ミッション<sup>13)</sup>では、月スイングバイを実施して地球重力圏を脱出し、

ジャコビニ・ツィナー彗星が黄道面を通過時にフライバイ探査を行った。地球重力圏を脱出時の無限遠速度は  $v_{\infty} = 1.67$  [km/s] と報告されており、図5の脱出軌道より少し大きい値となっている。スイングバイは初期条件に鋭敏であるため、今後の展望としては月スイングバイ条件の最適化や、近地点において $\Delta V$ を実施するパワード地球スイングバイ<sup>14)</sup>を導入することで、より広範な小天体を探査可能な脱出エネルギーの獲得を目指す。

## 5. 本ミッションの課題・具体的な実現方法

具体的な実現方法としては、打ち上げコストを削減するため、深宇宙へ向かうより大型の宇宙機との相乗り機会を利用することが考えられる。特に、わが国を含む世界各国において現在計画が進んでいる月軌道プラットフォームゲートウェイ<sup>7)</sup>の建設に伴う打ち上げ機会を利用して、図7に示す概念図のように、月近傍から自力で中継軌道に遷移することを想定した軌道の設計・解析を今後行う予定である。

課題としては、Dynamically New Comet をフライバイ観測する際の姿勢制御を含む近傍運用に関する解析や、中継軌道から仮想的な彗星への遷移軌道設計、従来の打ち上げ方法やラグランジュ点周辺の中継軌道を利用する場合との詳細な比較について、今後行っていく必要がある。

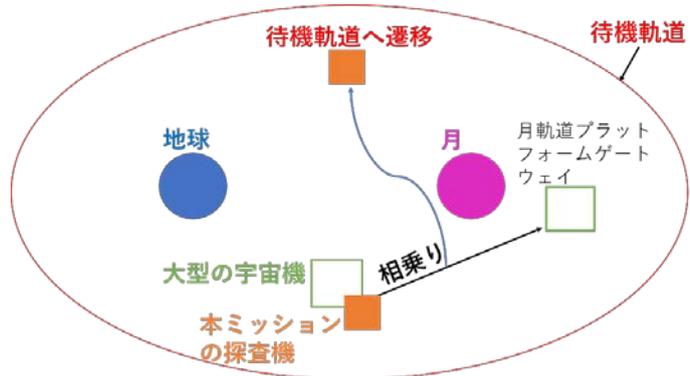


図7. 月軌道プラットフォームゲートウェイに向かう宇宙機との相乗り機会を利用して、本ミッションで提案する待機軌道に遷移する軌道の概念図。

## 6. 本ミッションの独創性・社会的効果

本ミッションは、従来のミッションで利用されたことのない地球まわりの逆行軌道を深宇宙への中継軌道として提案しており、その特性から工学・理学両面の独創的な成果を達成し得る。

具体的に述べると、中継軌道から離脱後に、逆行軌道であることを活かして短時間で強力な二重月スイングバイを実施できる。月スイングバイによって高い脱出エネルギーを獲得することで、探査機の限られた積載量の中でも燃料を節約しつつ、地球から離れた場所を通過する Dynamically New Comet に到達できる。また、地球-月系の安定なラグランジュ点  $L_5$  近傍には宇宙塵の集団が存在すると言われて久しいが、その存在の有無に関する議論には決着がついていない。本ミッションでは、地球から中継軌道に遷移する過程において  $L_5$  周辺を多周回するため、 $L_5$  周辺で宇宙塵を検出できれば地球-月系のダスト環境に関する知見が大きく広がるであろう。さらには、探査目的の彗星が発見されるまでの間、待機している中継軌道上において宇宙塵や流星物質を検出することも期待されるため、無駄のない効率的なミッションであると言える。

近年、地球のミニムーンや恒星間天体の発見など、未踏の小天体への興味が世界中で高まっている。しかしながら、Dynamically New Comet をはじめとして、これらの小天体は発見後に探査可能な期間が短いにもかかわらず、宇宙ミッションの計画・準備には長い期間を要することが、探査の実現のボトルネックの一つと考えられる。

本ミッションで提案する中継軌道の有用性を実証することで、探査が従来困難であった上述のような小天体の探査が加速することが期待される。生命の起源が宇宙にあったという仮説も議論されており、

従来のミッションでは探査されたことのないタイプの彗星や小惑星の原始的な情報を得られれば、小天体については生命の起源の理解の深化にもつながることが期待される。

## 参考文献

- 1) Capria, M. T., Migliorini, A., Massironi, M., Rognini, E.: Surface characteristics and activity of a dynamically new comet. EPSC-DPS Joint Meeting, 2019.
- 2) Snodgrass, C., Jones, G. H.: The European Space Agency's Comet Interceptor lies in wait. *Nat Commun* 10, 5418, 2019.
- 3) Ranuschio, D.: Comet Interceptor: optimisation of quasi-ballistic departure opportunities by means of a lunar swing-by. M. S. Thesis, Politecnico di Milano, 2020.
- 4) Nakamiya, M., Kawakatsu, Y.: Transfer trajectories from the Moon to Sun-Earth halo orbits. *J. Guid. Control Dyn.* 37, 1000-1003, 2014.
- 5) Jedicke, R., Bolin, B. T., Bottke, W. F., Chyba, M., Fedorets, G., Granvik, M., Jones, L., Urrutxua, H.: Earth's minimoons: opportunities for science and technology. *Frontiers in Astronomy and Space Sciences* 5, 13 pages, 2018.
- 6) Fitzsimmons, A., Snodgrass, C., Rozitis, B. et al.: Spectroscopy and thermal modelling of the first interstellar object 1I/2017 U1 'Oumuamua. *Nat Astron* 2, 133-137, 2018.
- 7) Haws, T. D., Zimmerman, J. S., Fuller, M. E.: SLS, the Gateway, and a lunar outpost in the early 2030s. 2019 IEEE Aerospace Conference, pp. 1-15, 2019.
- 8) Koon, W. S., Lo, M. W., Marsden, J. E., Ross, S. D.: *Dynamical Systems, the Three-Body Problem and Space Mission Design*. Marsden Books, Wellington, 2011.
- 9) Topputo, F.: On optimal two-impulse Earth-Moon transfers in a four-body model. *Celest. Mech. Dyn. Astr.* 117, 279-313, 2013.
- 10) Parker, J. S., Anderson, R. L.: *Low-Energy Lunar Trajectory Design*. John Wiley & Sons, Hoboken, 2014.
- 11) Uesugi, K.: Results of the MUSES-A "HITEN" mission. *Adv. Space Res.* 18, 69-72, 1996.
- 12) Broucke, R. A.: The celestial mechanics of gravity assist. AIAA/AAS Astrodynamics Conference, AIAA Paper 88-4220, Minneapolis, Minnesota, Aug. 1988.
- 13) Farquhar, R. W.: The flight of ISEE-3/ICE: origins, mission history, and a legacy. *J of Astronaut Sci* 49, 23-73, 2001.
- 14) Kawaguchi, J., Yamakawa, H., Uesugi, T., Matsuo, H.: On making use of lunar and solar gravity assists in Lunar-A, Planet-B missions. *Acta Astronaut.* 35, 633-642, 1995.