

中条 俊大 (JAXA), 久保 勇貴, 大橋 郁, Javier Hernando-Ayuso (東大・院), 川口 淳一郎 (JAXA), 菅原 佳城 (青学)

ミッション設計と投入軌道

<ミッション設計>

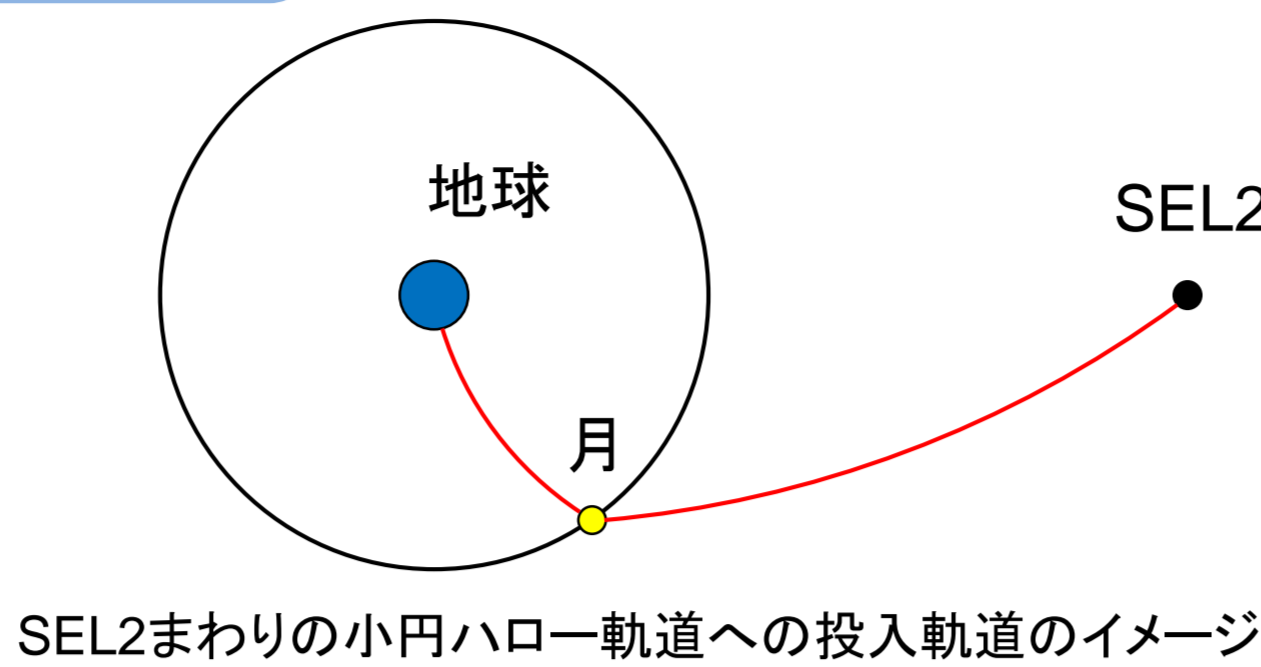
可変構造宇宙機のミッションシーケンスは次の通り。

- イプシロンロケットにより打ち上げ
- 月スイングバイを経て太陽-地球L2点 (SEL2) 周辺へ到達
- SEL2まわりの人工周期軌道 (小円ハロー軌道) へ投入
- 小円ハロー軌道上で小天体の赤外観測

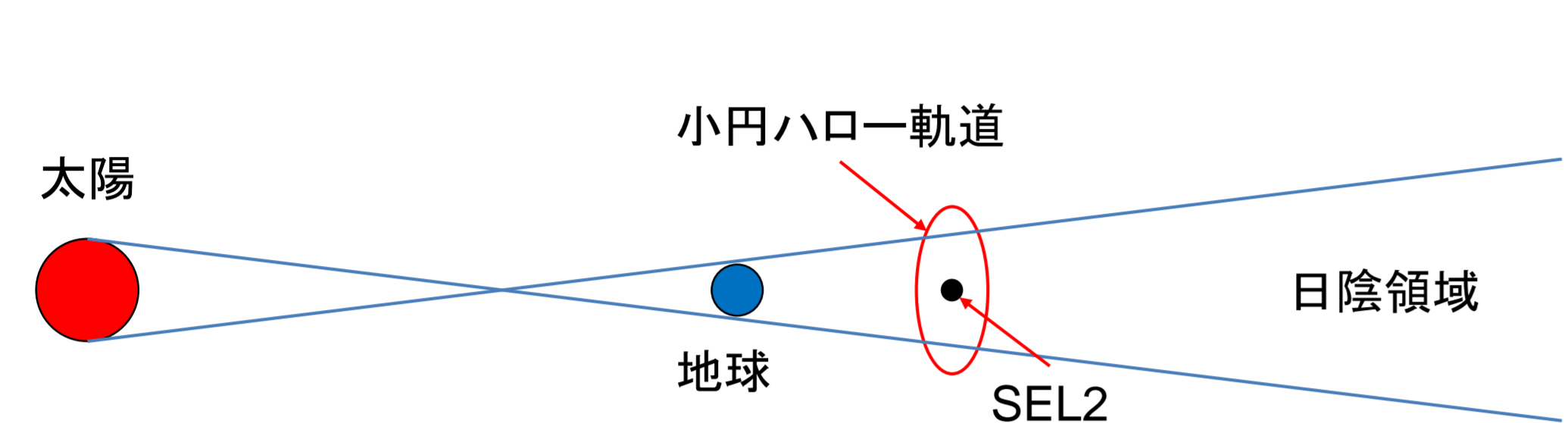
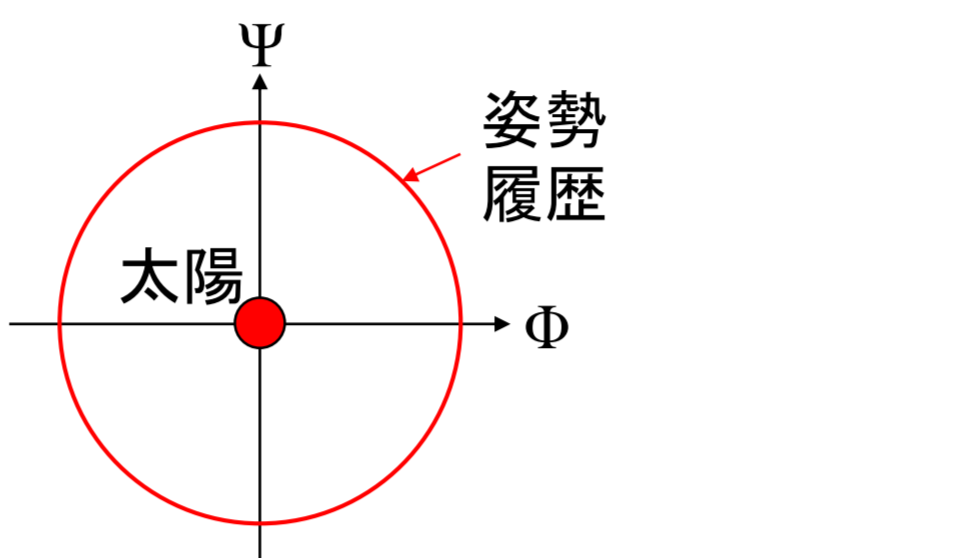
<新しいアストロダイナミクス>

上記ミッションの遂行により, 新しいアストロダイナミクスが実現される。

- 月スイングバイを経て, 安定多様体により $\Delta V \approx 0\text{m/s}$ で太陽-地球L2点 (SEL2) 周辺へ到達
- 可変構造を利用した推進剤不要のノンホロノミック姿勢制御
- ノンホロノミック姿勢制御を利用した, 太陽輻射圧を用いたSEL2まわりの小円ハロー軌道の制御
- ノンホロノミック姿勢制御を含む, 赤外観測のための高精度姿勢制御



SEL2まわりの小円ハロー軌道への投入軌道のイメージ

SEL2まわりの小円ハロー軌道のイメージ
地球による日陰領域に入らない程度に軌道半径を小さくできる小円ハロー軌道維持のための姿勢履歴のイメージ
軌道維持のための輻射圧制御のために姿勢制御が必要

<SEL2まわりの小円ハロー軌道への投入軌道>

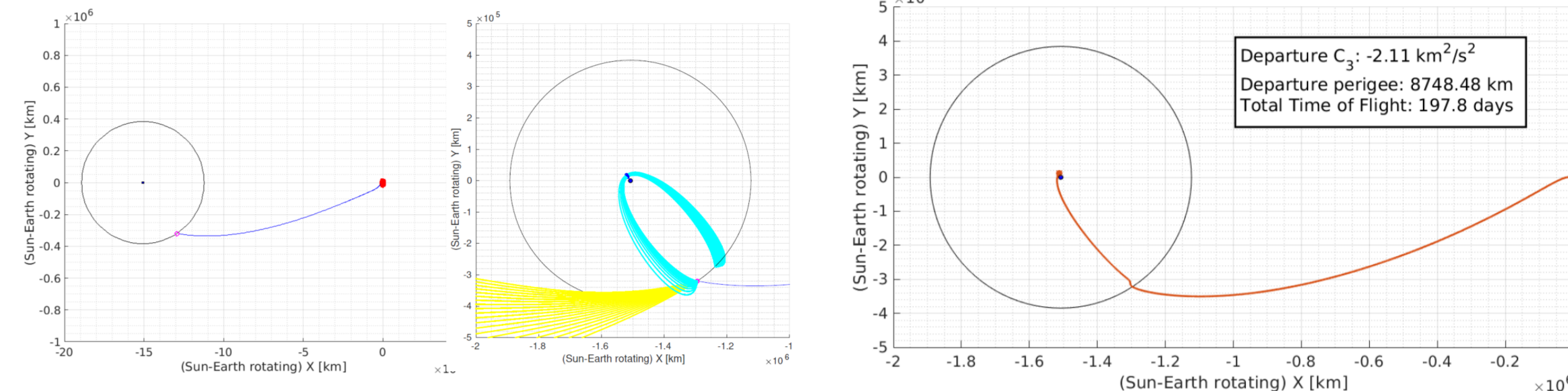
小円ハロー軌道を維持するための推力 (輻射圧) 制御をやめると軌道は発散し、遠方へ飛び去ってしまうが、一方で小円ハロー軌道を時間方向に逆伝搬すると、小円ハロー軌道に投入される軌道群 (安定多様体) ができる。

安定多様体を利用すれば、飛行時間はかかるが $\Delta V \approx 0\text{m/s}$ で小円ハロー軌道に投入できる投入軌道が設計できる。

地球からのSEL2まわりの小円ハロー軌道への直接の投入は難しいため、月スイングバイを併用する。

軌道設計の流れ

1. 太陽-地球系の円制限三体問題により安定多様体を求める
2. 月軌道と交差する (距離が近い) ものを抽出
3. 地球近傍から月軌道へ至り, 月スイングバイ条件を満たす軌道を求める
4. 得られた解を初期解として, 太陽-地球-月系 (四体問題) にて最適化する。



安定多様体の軌道のうち、月スイングバイ条件の中から適切なものを探す

軌道を接続し、四体問題にて最適化する

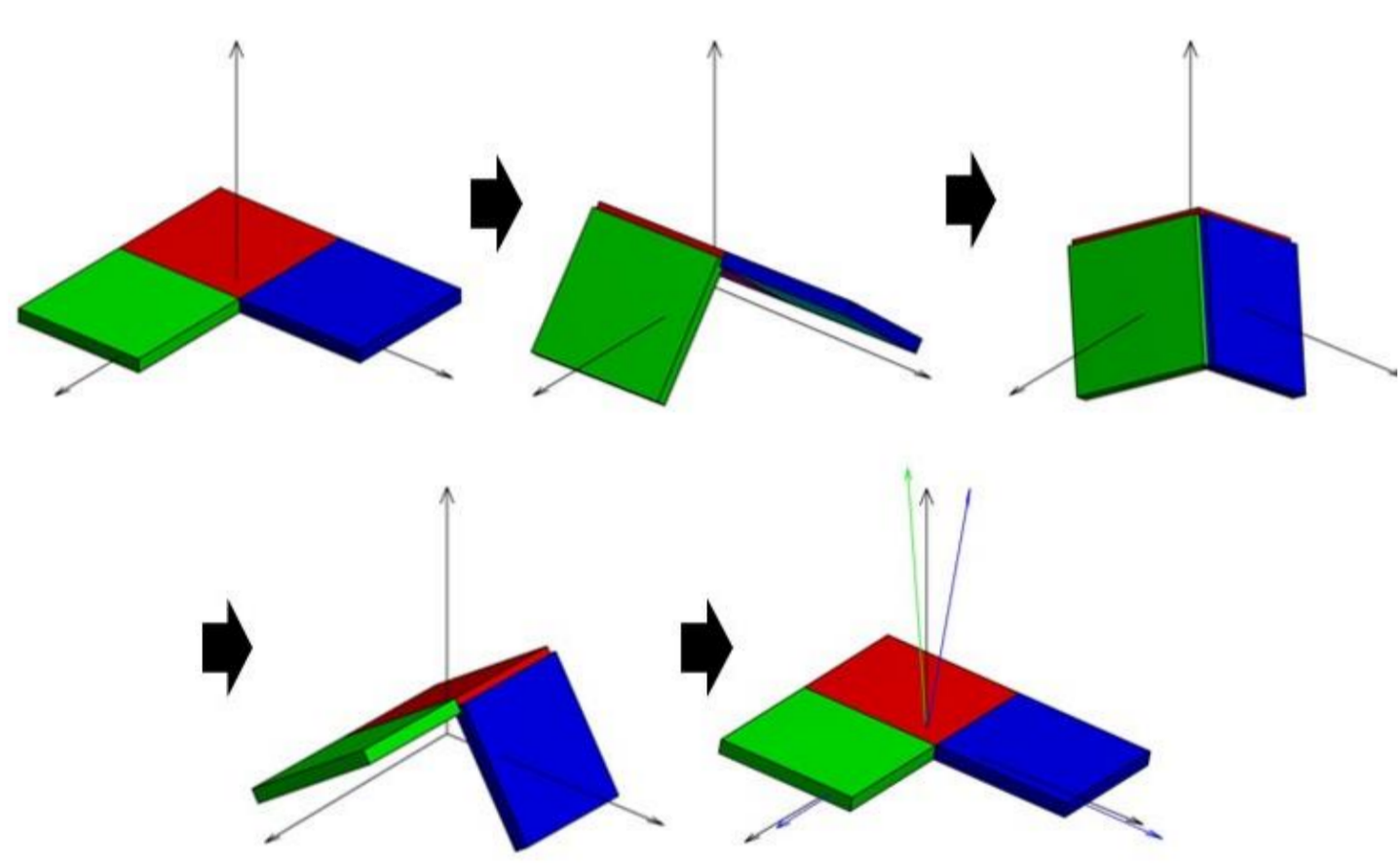
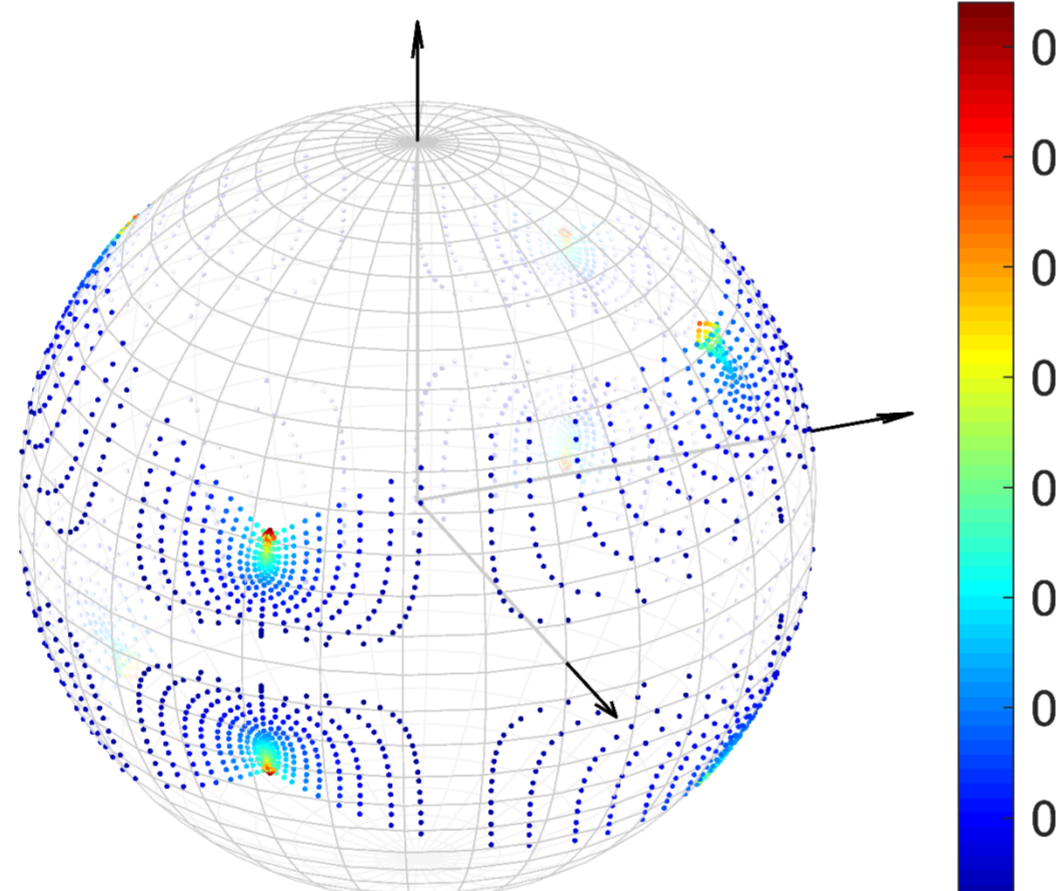
推進剤不要のノンホロノミック姿勢制御

<ノンホロノミック・ターン—構造の可変性を活かした姿勢運動>

左下図のように、ヒンジを交互に $\alpha \rightarrow \beta \rightarrow -\alpha \rightarrow -\beta$ 回転させると、宇宙機の形状は元に戻る一方、慣性系に対する宇宙機の姿勢は変化する。この姿勢変化は系のノンホロノミック性によるものであり、ヒンジを動かす前後の姿勢変化がある軸周りの回転と見なせる (図では緑色軸) ことから、ノンホロノミック・ターンと呼ぶ。これは内力のみによる、推進剤不要の姿勢運動である。動かすヒンジの順番と、ヒンジの角度 (α , β) の値によって最終的な姿勢は変わる。

<ノンホロノミック・ターンによる回転軸方向>

右下図は α , β を $-90^\circ \sim 90^\circ$ まで5度刻みで振って計算した、1回のノンホロノミック・ターンによる姿勢変化の回転軸方向を、単位球上にプロットしたもの*。回転角度は回転軸方向によって異なり、カラーバーは回転の効率を表している。これらのターンをうまく組み合わせることで、任意の姿勢マヌーバが可能となる。*各パネルは縦・横1m, 高さ0.1m, 重さ10kgとした。

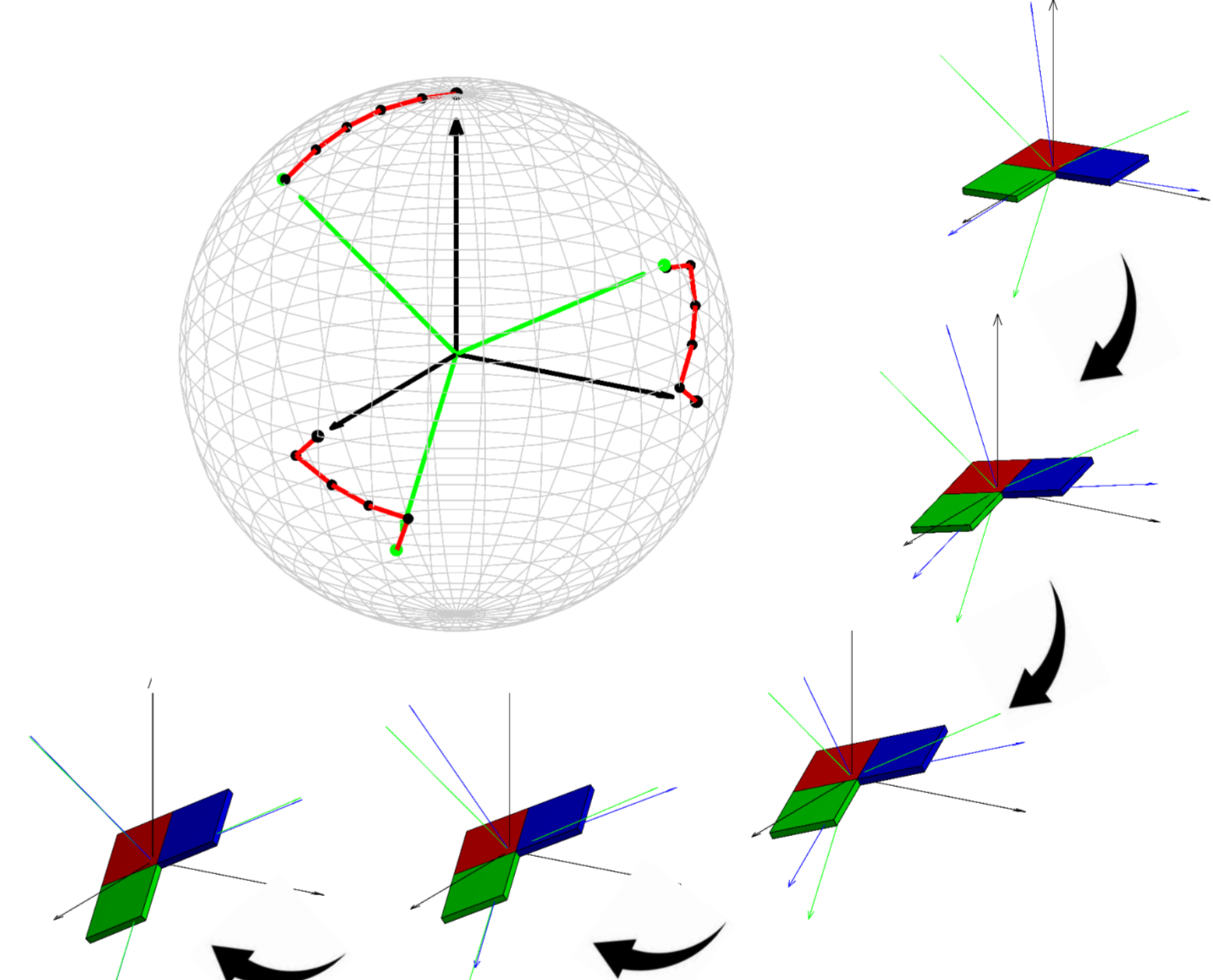
ノンホロノミック・ターンの例
青色軸がターン後の姿勢を表す。緑色軸は実質的な回転軸。

ノンホロノミック・ターンによる回転軸方向

<遺伝的アルゴリズムを用いた最短姿勢移行計画>

ある所望の姿勢に移行するためのノンホロノミック・ターンの組合せは一意とは限らない。姿勢移行に要するコスト (ここでは総ヒンジ回転角度とする) を最小とする組合せを見つける姿勢移行計画は、一種の組合せ最適化問題と考えることができ、遺伝的アルゴリズム (GA) 等の手法を用いることで解くことができる。

下図に、ある姿勢マヌーバに対してGAによって得られた最短経路を、表にその経路に対応するノンホロノミック・ターンのパターン、およびマヌーバのシミュレーション結果を示す。各ステップにおいて1回のノンホロノミック・ターンが行われており、宇宙機は毎回の形状に戻っている。ここでは最も単純で自由度が小さいモデルで原理確認を行った。実際の宇宙機の形状はより複雑であるが、自由度は大きくなるため同様のノンホロノミック姿勢制御が可能である。

GAにより得られた経路と姿勢移行過程。
緑色軸が目標姿勢、赤線が経路を示す。青軸は各ステップでの姿勢。
各ステップで左図で示したノンホロノミック・ターンが行われている。

ノンホロノミック・ターンの履歴

ステップ	順序	α [deg]	β [deg]
1	II	85	-85
2	I	-90	90
3	I	-90	85
4	I	-85	90
5	II	90	-90

I: $\alpha \rightarrow \beta \rightarrow -\alpha \rightarrow -\beta$, II: $\beta \rightarrow \alpha \rightarrow -\beta \rightarrow -\alpha$

マヌーバの結果

X軸誤差	0.34 [deg]
Y軸誤差	0.72 [deg]
Z軸誤差	0.74 [deg]
ターン数	5
コスト	1,760 [deg]

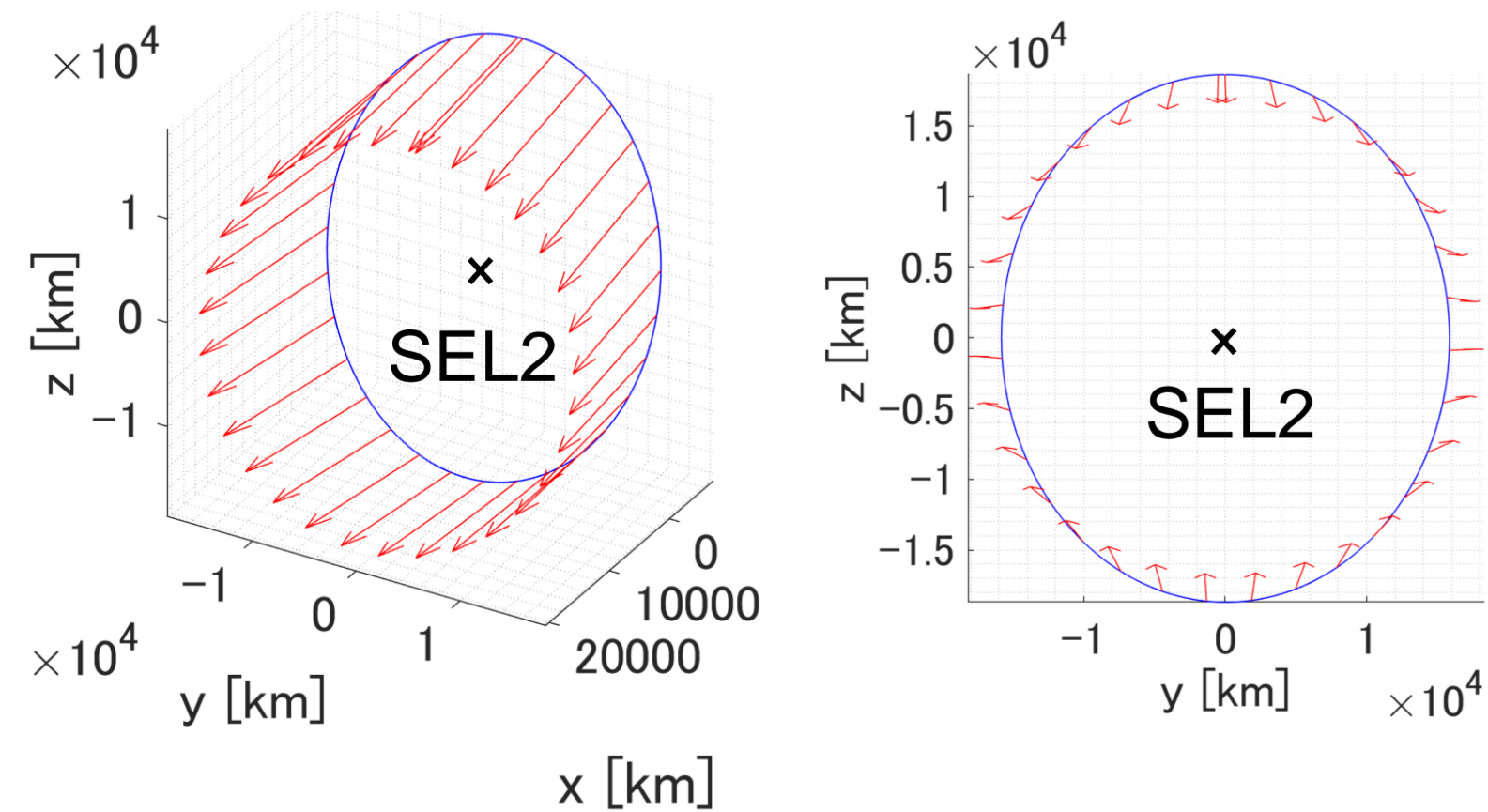
小円ハロー軌道と運用

<小円ハロー軌道>

SEL2近傍の有力な滞在軌道候補として「小円ハロー軌道」という人工周期軌道が検討されている。この軌道の特徴は以下の通り。

1. 地球による日陰を回避する最小限の軌道半径 (半径15,000 km) を有する。
 - 通常のハロー軌道よりも太陽・地球との幾何学関係をより一定に保つ。
2. 必要な外力は宇宙機表面に作用する太陽光圧と同程度である。

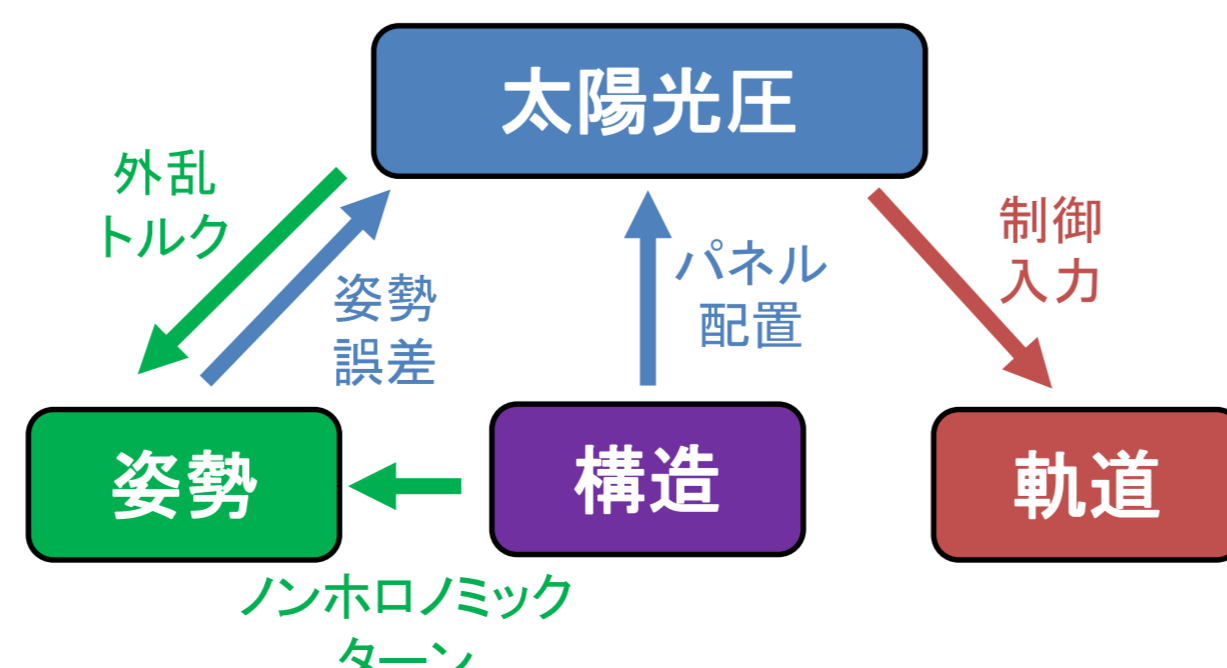
特に1.の特徴は太陽・地球からの入熱量/入熱方向を一定に保つことにつながり、赤外観測のために機体温度を極低温に冷やす必要のある本ミッションの熱設計要求を大幅に緩和する。また2.の特徴から、宇宙機の姿勢を適切に制御することで太陽光圧を用いて推進剤不要の軌道維持が実現可能である。下図は小円ハロー軌道の例であり、日陰を回避する軌道半径を有し、軌道周期は約半年である。

小円ハロー軌道例。軌道周期181日、
y方向軌道半径約15,000 km左: 全体図, 右: SEL2から太陽方向へ見た図。
赤矢印が太陽光圧の方向を表す。

<系の特徴>

考える系は軌道・姿勢・構造の運動が太陽光圧を介してカップリングした複雑な系となる。右図はその関係を示しており、姿勢や構造の変化が太陽光圧を介して軌道運動に影響することを表している。

このように複雑な系において、構造の可変性を活かした推進剤不要の姿勢・軌道同時制御を達成しているという点で本制御方式は工学的に非常に価値が高い。



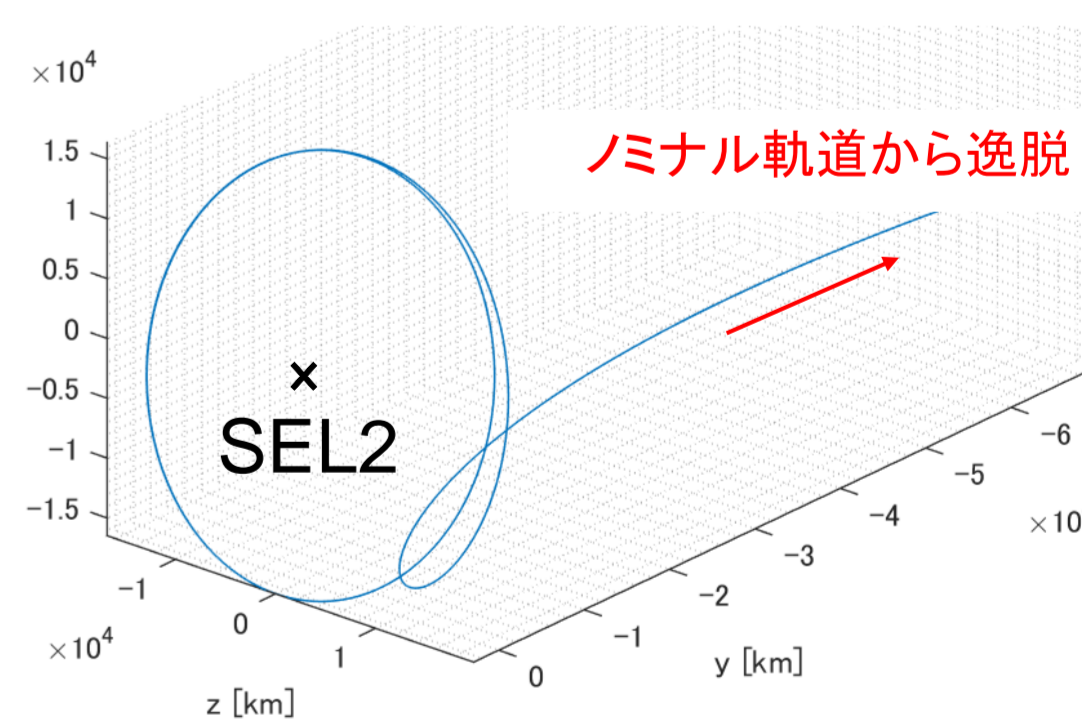
軌道・姿勢・構造のカップリング関係

<運用方針>

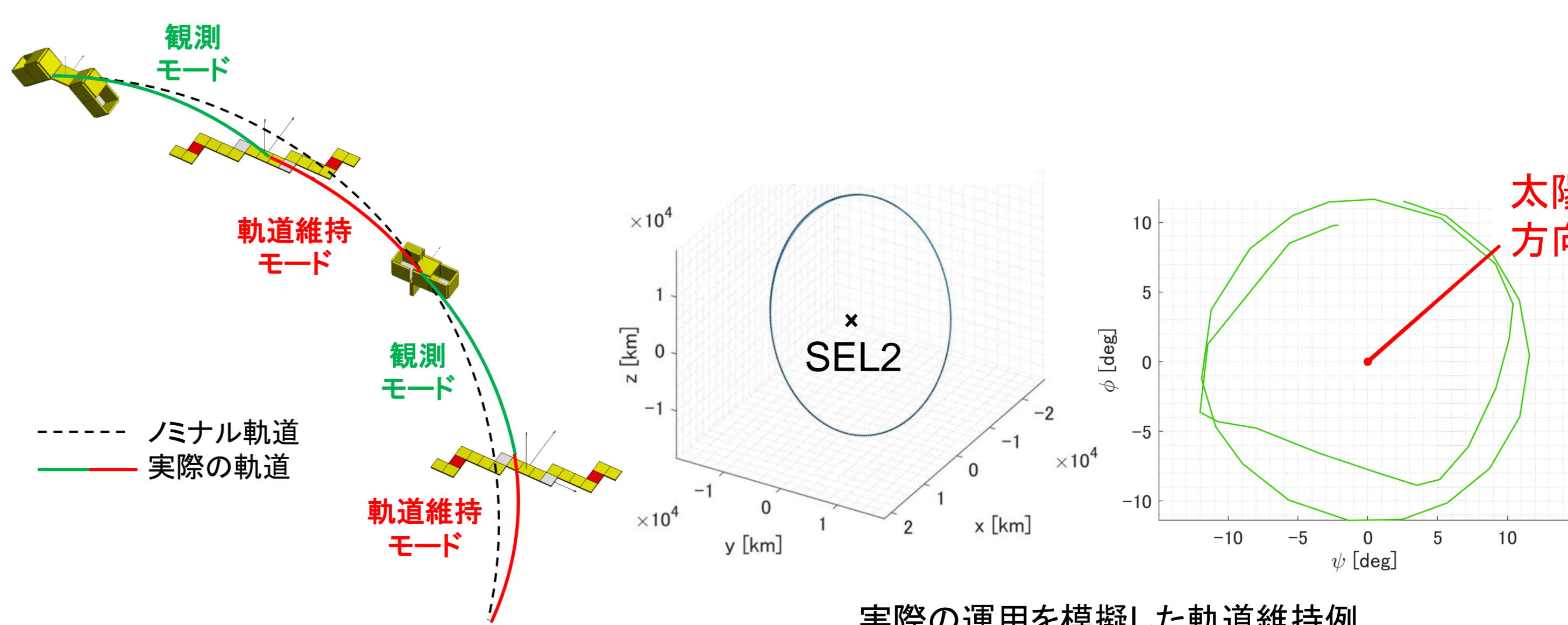
SEL2は不安定平衡点であるため、右図のように長時間軌道伝播を行うとノミナル軌道から大きく逸脱する。また左下図のように、観測モード中は適切な光圧を受けられないため、ノミナル軌道からの誤差は拡大していく。よってノミナル軌道に滞在し続けるためには定期的に軌道修正マヌーバを行う必要がある。

また、実際の運用を考えると連続的に姿勢を制御するのではなく、数日に一度の間隔で姿勢を離散的に変更するという方式が現実的である。現状、宇宙機は数日ごとの姿勢変更のタイミングで、次の数日後の目標状態量との差を最小にする姿勢を計算し、姿勢変更を行う方針である。

右下図は実際の運用を模擬した軌道維持シミュレーション例である。この例では10日ごとに姿勢制御を行うことで、ノミナル軌道に約1年間滞在することに成功している。



軌道逸脱の例



軌道維持運用のイメージ図

実際の運用を模擬した軌道維持例
左: 軌道図, 右: 横軸Azimuth, 縦軸Elevationの姿勢履歴