

# 実ミッションにおけるMATLABを活用した宇宙機 の軌道設計および運用事例

○川端洋輔（東京大学）  
[kawabata@space.t.u-tokyo.jp](mailto:kawabata@space.t.u-tokyo.jp)

EQUULEUSプロジェクトチーム

## はじめに

- MATLABは宇宙分野でも幅広く活用されている
  - 豊富なツールボックス
  - 手軽にデータの可視化が可能などにより研究や検討を迅速に進める事を可能とする
- 今回は宇宙機の軌道設計を例にMATLABの活用例を紹介する

# EQUULEUSイントロダクション

6U CubeSat EQUULEUSはNASA SLSにより打ち上げられ、地球・月系のラグランジュ点を目指す。

- 打ち上げ日：2022年11月16日
- 10機のCubeSatのうちの1機



## 4つのミッション:

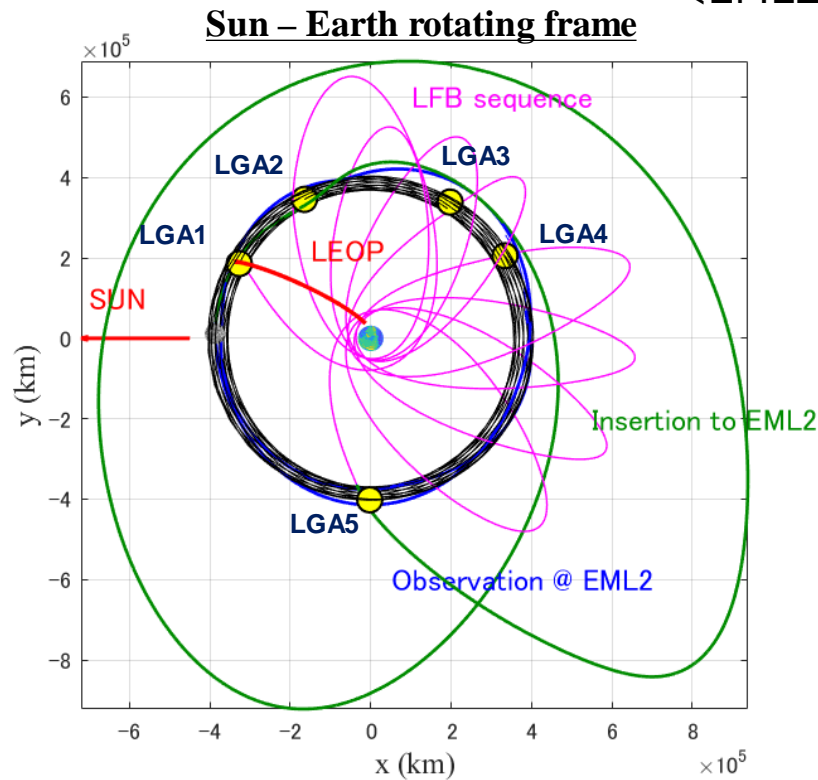
1. 工学：**地球-月のラグランジュ点(Earth-Moon L2 point, EML2)への航行を通じて、超小型深宇宙探査機としては世界初となる太陽-地球-月圏での軌道操作技術を実証**する
2. 理学1：地球から離れたポイントから磁気圏プラズマの全体像を観測し，ERGと共にジオスペースの包括的理解を目指す
3. 理学2：EML2点から月の裏側の発光現象を常時観測し，小サイズのメテオロイドの月面衝突フラックスを明らかにする
4. 理学3：ダスト検知器により月周辺のダスト環境をモニタする

# 主ミッション：太陽-地球-月系における軌道操作技術の実証

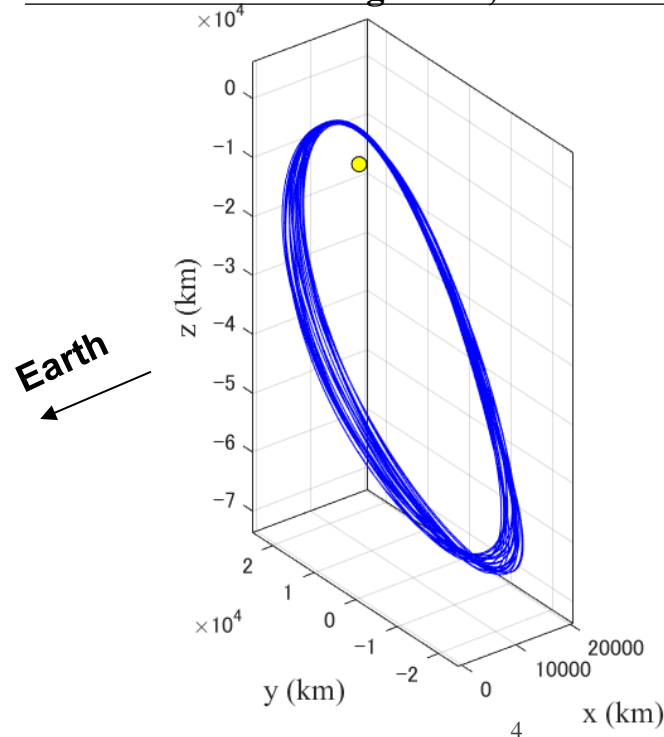
**月の重力アシスト（スイングバイ） / 太陽潮汐力**を利用した太陽-地球-月圏での効率的な軌道操作技術を実証する。

**半年～1年程度以上の飛行期間**はかかるが、**数10m/s程度の小さなDV** (deterministic)でEML2へ飛行することが可能。

<EML2への軌道設計例>



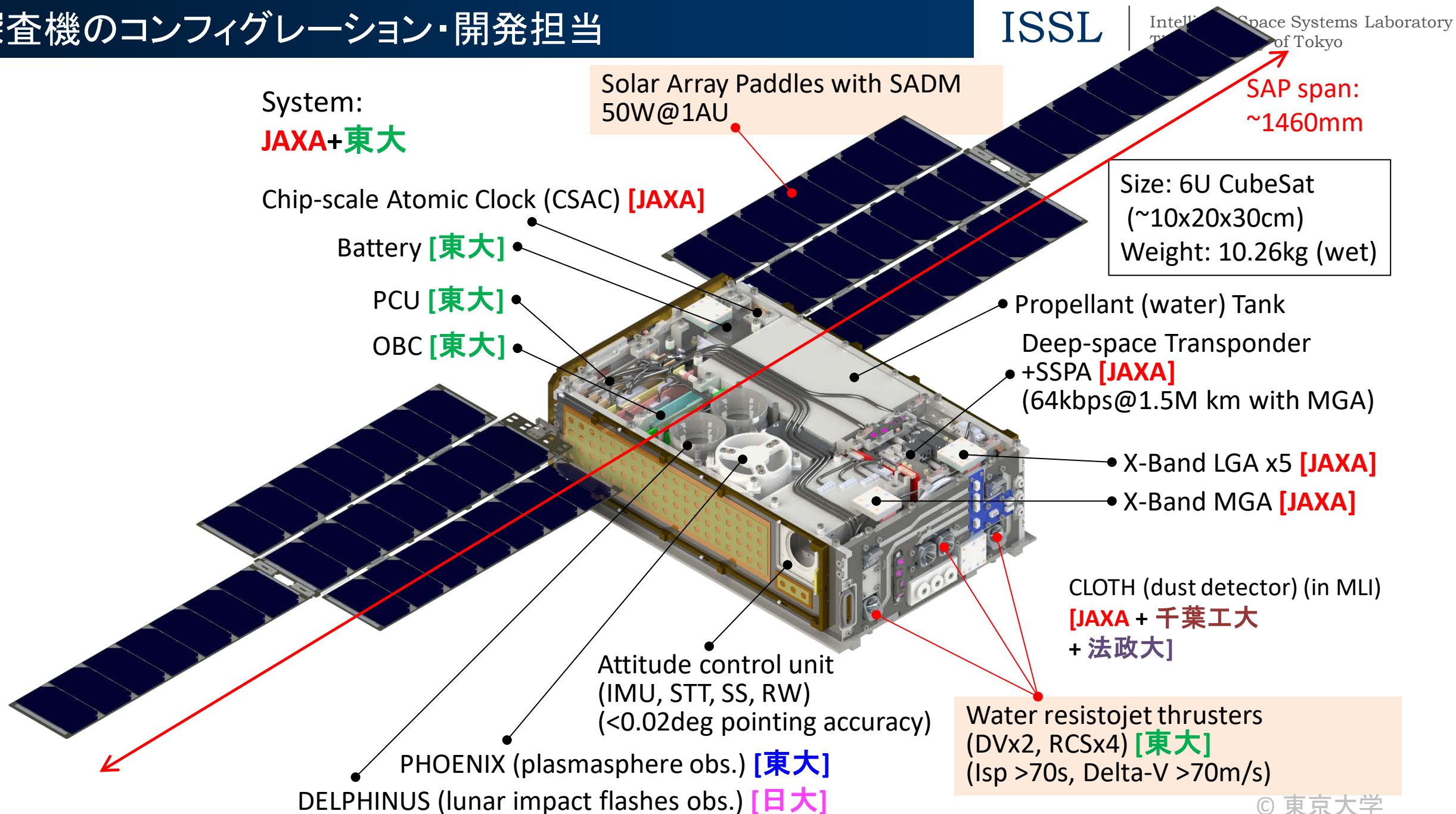
**Earth – Moon rotating frame, Moon centered**



\*LGA: Lunar Gravity Assist, EML2: Earth-Moon L2 point

<ミッションシーケンス>

1. SLSにより月遷移軌道へ投入  
(約5日で月最接近)
2. DV1により適切に月スイングバイ条件を調整
3. 複数回のDVおよびスイングバイを駆使し遷移する
4. EML2への軌道投入
5. EML2での科学観測



# Trajectory design method & Results

# 軌道設計条件

## 打ち上げ前の軌道設計条件

Name	Setting
Celestial body	Sun, Earth, Moon (JPL DE430)
Spherical harmonics	Earth: 2 x 2 (GGM02C)
	Moon: 2 x 2 (GL900D)
Solar radiation pressure	Canon ball model

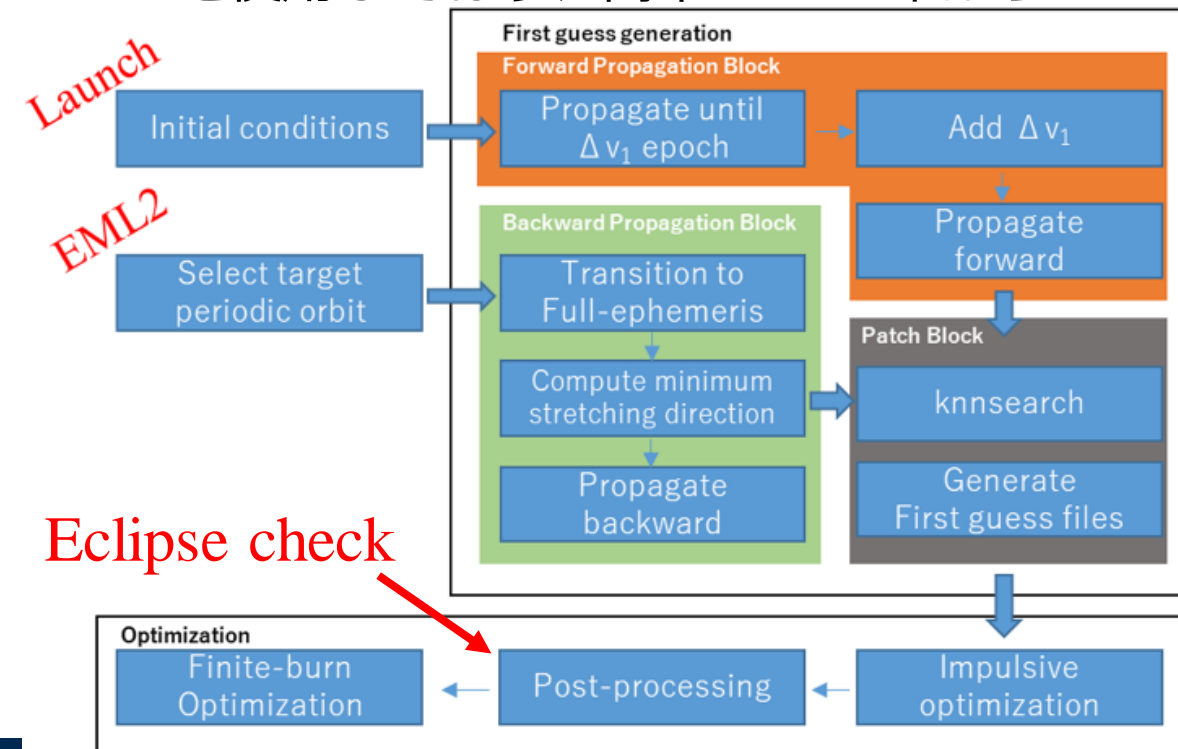
## 打ち上げ後の軌道設計条件

Name	Setting
Celestial body	Sun, Mercury, Venus, Earth, Moon, Mars, Jupiter, Saturn, Neptune, Uranus, Pluto (JPL DE440)
Spherical harmonics	Earth: 50 x 50 (JGM3)
	Moon: 100 x 100 (GL900D)
Solar radiation pressure	Canon ball model



# EQUULEUSの軌道設計手法概要

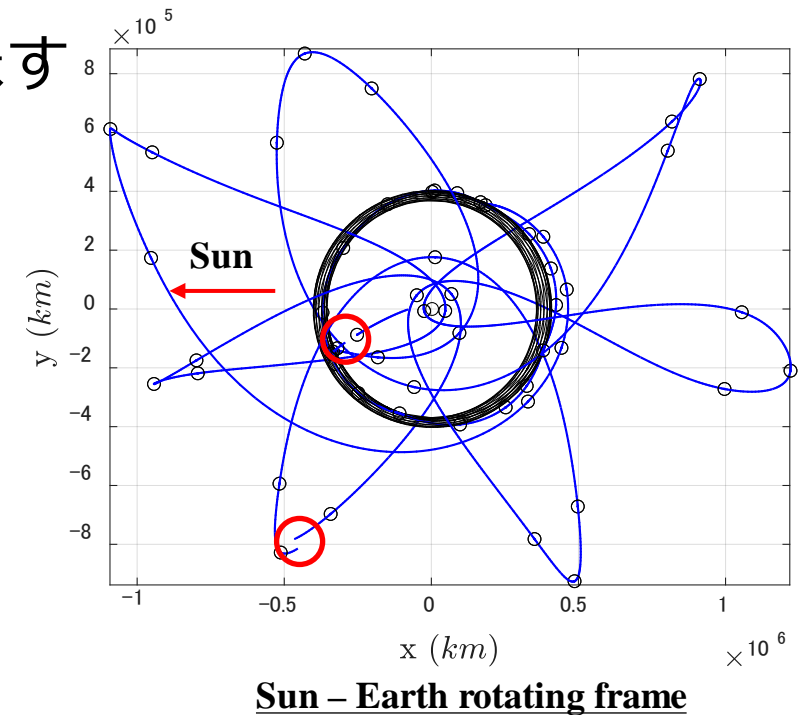
- 「打ち上げ時からの順方向軌道伝播結果」と「EML2投入軌道からの軌道逆伝播結果」との遠地点でパッチングを行う
  - Forward trajectory: 分離から約40時間後のDV1の大きさを全球的に振って軌道伝播を行う
  - Backward trajectory: EML2投入軌道の時期、位相を振ったものを逆伝播する
- データベース（DB）のパッチにはMATLABのknnsearchを使用しており、簡単にDBの中から適切な最近傍点のペアを抽出している
- 軌道最適化後、日陰制約により結果のフィルタリングを行う
- 打ち上げ以降では、上記手順で事前に設計した軌道の初期ノードを最新の軌道決定値で書き換えたものを初期解として最適化





## 軌道最適化

- パッチによって得られた軌道（右図例）は赤丸で示すように完全には繋がっていない
- 得られた軌道を初期解としてパッチ部分の接続は制約条件に組み込み、軌道全体を消費燃料が最小となるように最適化を行う
- EQUULEUSの軌道の最適化計算にはSNOPTというツールを使用
  - MATLAB関数にも「fmincon」をはじめとする強力な最適化ツールがあり、さまざまな場面で活用

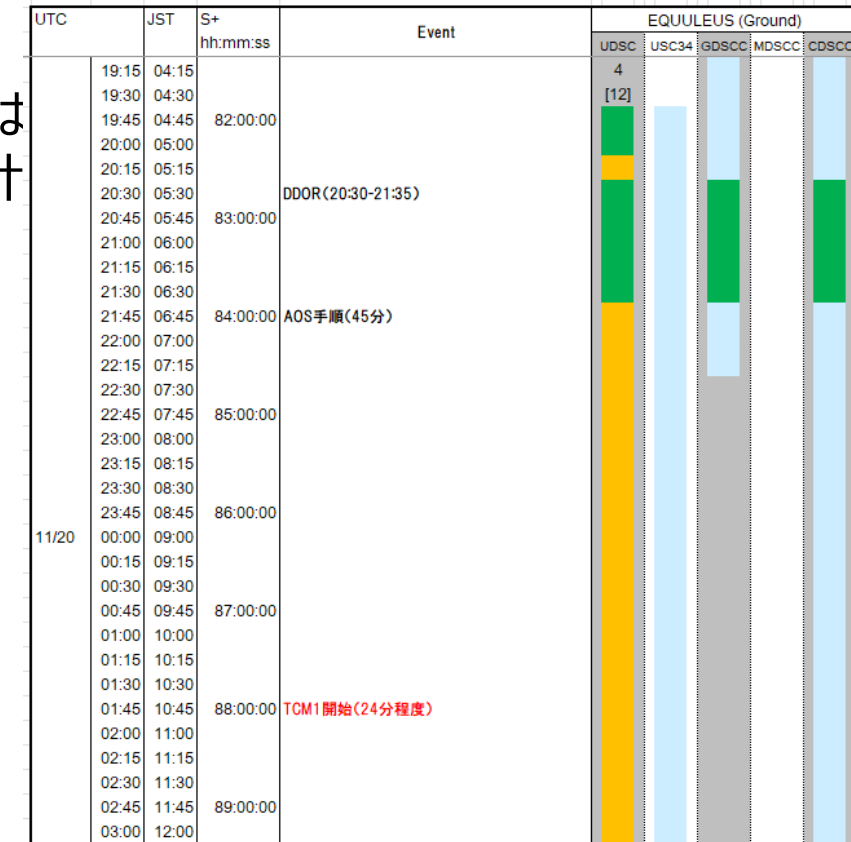


# MATLABの計算速度

- 軌道伝播の計算コスト
  - 軌道の不確定性や多くの初期条件を扱うため、計算速度の向上が重要
  - 計算速度向上手段
    - MEXファイルの活用
      - CコードなどをMEXファイルに変換し、それを活用
      - MATLABコードをMEXファイルに変換し、それを活用
      - MATLAB Coderを使う事で簡単に作成可能
      - ※ EQUULEUSの例ではFortranコードを共有ライブラリ（shared library）にコンパイルして活用
    - 並列計算
      - Parallel Computing Toolboxを活用する事で手軽に並列計算を実現

# 実運用に伴う軌道条件

- パス中でのマヌーバタイミング
  - 推進系準備・熱・時間制約の観点から基本的にマヌーバタイミングは3.5 or 4時間後（パス時間は7時間程度は確保する）として設計
- 運用が複雑になることを避けるため、一回のマヌーバではdV方向は固定で姿勢変更はしない
- 推力によってdV量が変わるため、推進系・姿勢系との調整・イタレーションが必須
  - dV量の合わせ込み（手動）およびアンローディングのためのスラスト選択なども加味した時間平均推力をI/Fとしている
  - 各ノードでの推力を調整結果に合わせて設定

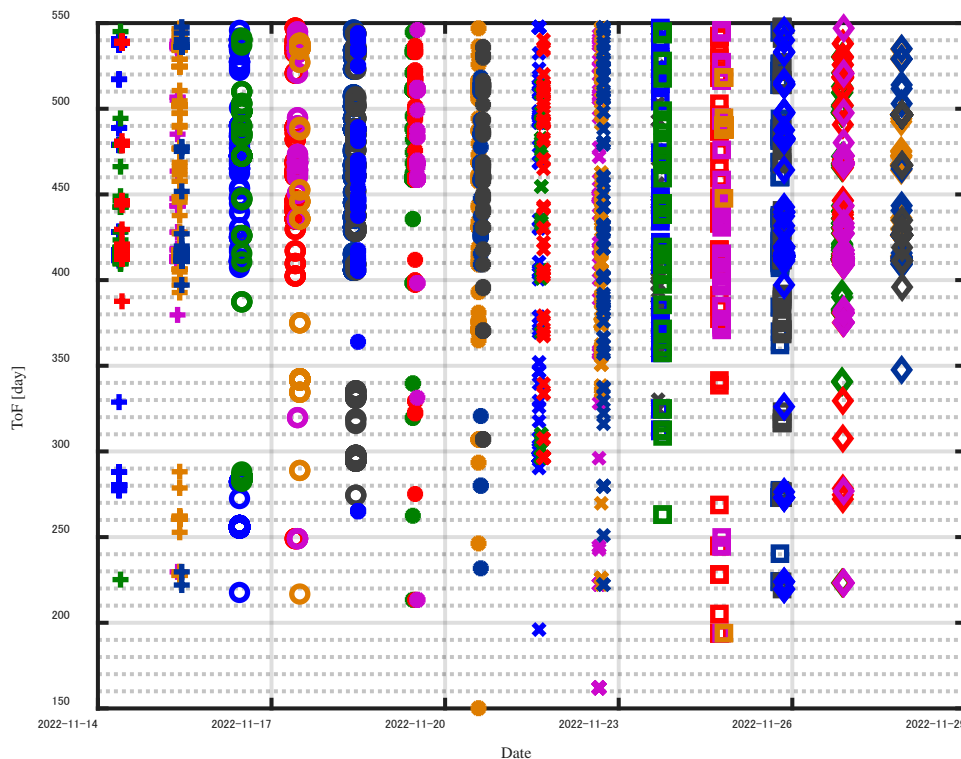


水色 : 可視時間  
 緑色 : TLMのみ  
 橙色 : CMD、TLM

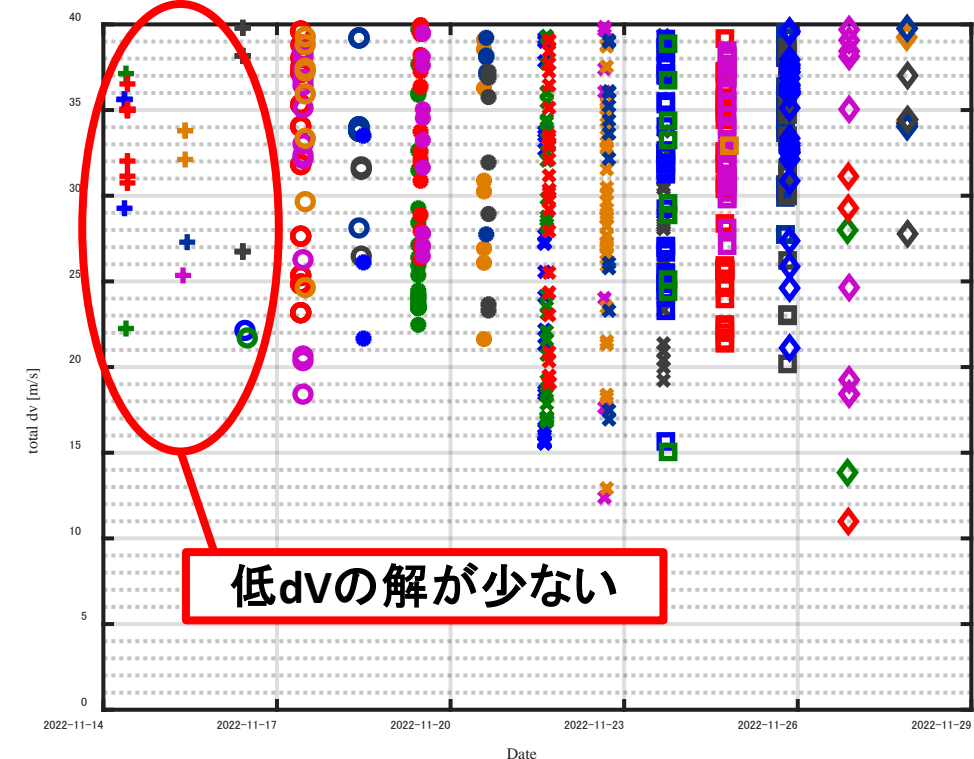
## それぞれの軌道条件を用いて設計した軌道の結果

- 打ち上げ期間（1か月あたり2週間ほど）中の各日付の打ち上げ条件に対して、‘Open’、‘Middle’、‘Close’を抽出し、EML2までの軌道を設計 (3 x 15 = 45 conditions)

### ToF



### Total DV



## 軌道設計結果サマリー（LP28:2022年11月打ち上げ条件）

- すべての打ち上げ条件に対して現実的な解を得ることができた

L W	UTC Time		DV1 [m/s]	Total DV [m/	ToF [day]	Eclipse Feasibility
2	2022 NOV 14	open	11.48	29.27	413.0	1
	2022 NOV 14	middle	10.33	22.25	413.0	1
	2022 NOV 14	close	11.20	34.98	413.0	1
3	2022 NOV 15	open	17.33	25.35	229.7	1
	2022 NOV 15	middle	16.66	33.80	229.7	1
	2022 NOV 15	close	17.45	27.29	229.7	1
4	2022 NOV 16	open	16.70	26.74	490.2	1
	2022 NOV 16	middle	16.39	22.14	490.2	1
	2022 NOV 16	close	15.85	21.70	490.2	1
5	2022 NOV 17	open	12.96	23.17	535.4	1
	2022 NOV 17	middle	13.60	18.42	535.4	1
	2022 NOV 17	close	14.31	24.64	535.4	1
6	2022 NOV 18	open	15.12	28.12	405.8	1
	2022 NOV 18	middle	15.15	26.47	405.8	1
	2022 NOV 18	close	14.91	26.11	405.8	1
7	2022 NOV 19	open	13.06	22.47	213.4	1
	2022 NOV 19	middle	13.33	26.35	213.4	1
	2022 NOV 19	close	13.80	27.80	213.4	1

L W	UTC Time		DV1 [m/s]	Total DV [m/	ToF [day]	Eclipse Feasibility
10	2022 NOV 22	open	5.97	12.39	222.3	1
	2022 NOV 22	middle	6.86	12.92	222.3	1
	2022 NOV 22	close	7.62	36.04	222.3	1
11	2022 NOV 23	open	10.45	28.35	357.6	1
	2022 NOV 23	middle	9.27	15.66	357.5	1
	2022 NOV 23	close	9.95	15.05	357.5	1
12	2022 NOV 24	open	8.55	31.85	193.9	1
	2022 NOV 24	middle	9.20	31.97	193.9	1
	2022 NOV 24	close	10.18	32.92	193.9	1
13	2022 NOV 25	open	8.21	27.74	273.1	1
	2022 NOV 25	middle	9.04	22.99	273.1	1
	2022 NOV 25	close	9.82	27.37	273.1	1
14	2022 NOV 26	open	8.13	13.84	467.4	1
	2022 NOV 26	middle	8.27	10.99	467.4	1
	2022 NOV 26	close	8.48	18.43	467.3	1
15	2022 NOV 27	open	8.81	34.33	426.2	1
	2022 NOV 27	middle	10.51	34.04	426.2	1
	2022 NOV 27	close	8.73	27.78	426.2	1

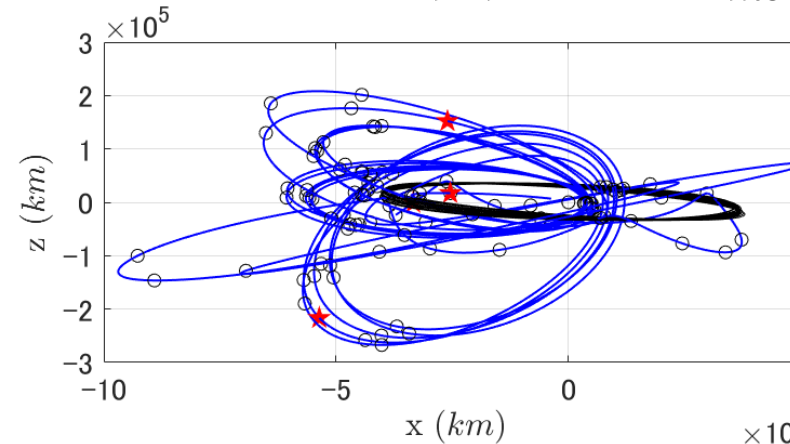
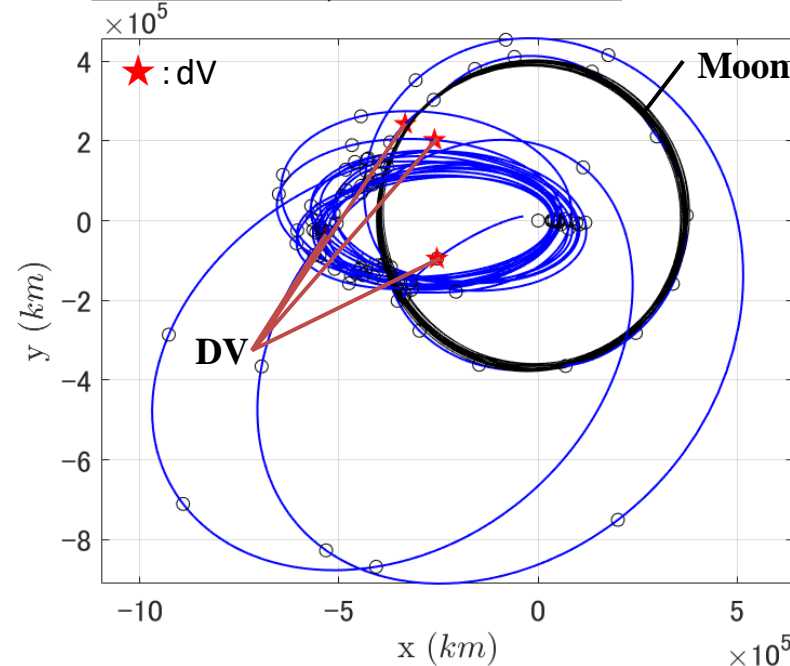


LWの赤は高い打ち上げ可能性を意味する

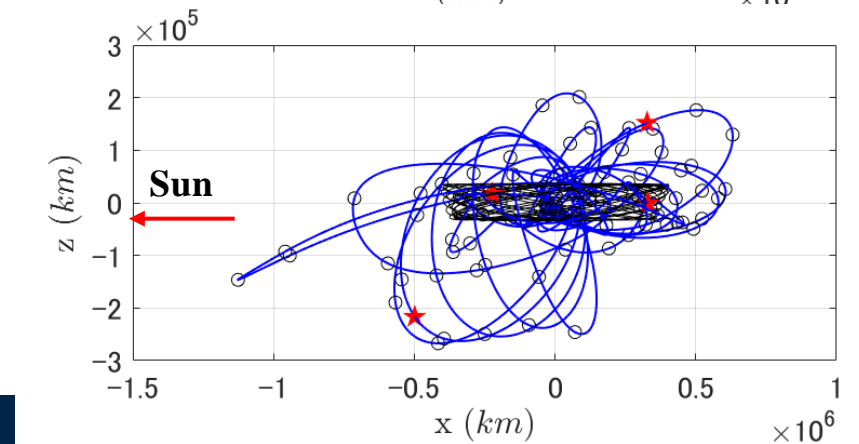
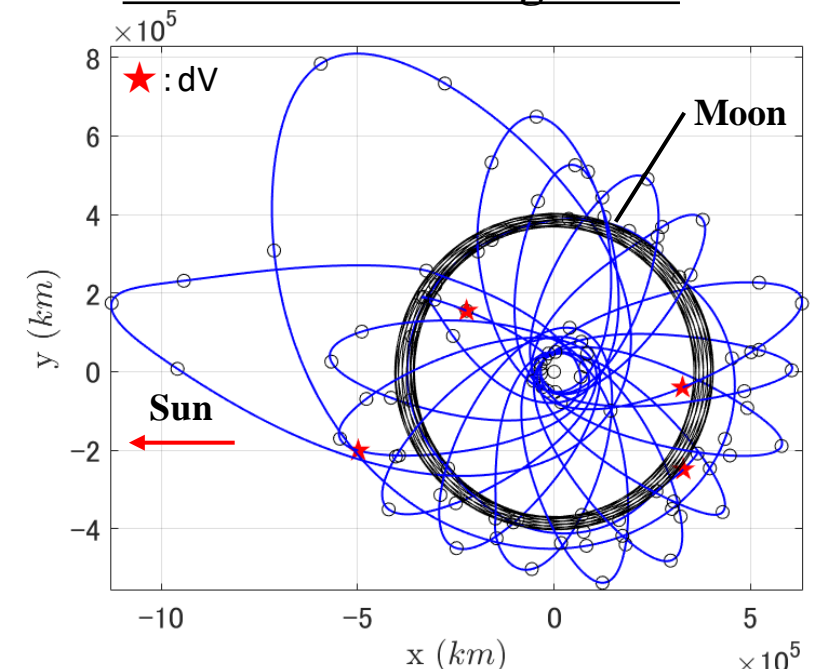
# 実際の打ち上げ日の軌道設計結果 (LW4, open)

- Launch: Nov. 16th
- Total DV : 26.74 m/s
- DV1: 16.70 m/s
- ToF: 490.2 days

ECLIPJ2000, Earth centered



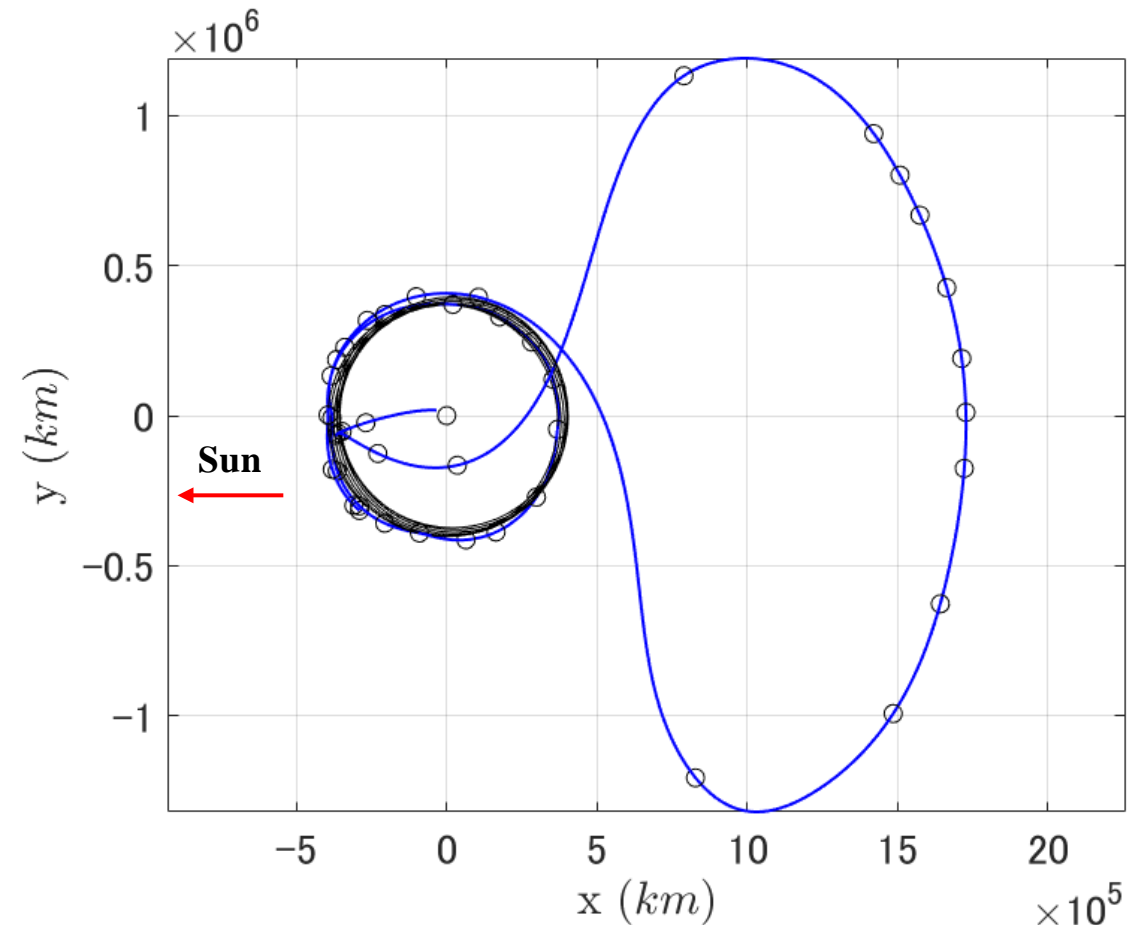
Sun – Earth rotating frame



## 他の軌道設計結果の例 (LW7, open)

- Launch: Nov. 19th
- Total DV : 22.47 m/s
- DV1: 13.06 m/s
- ToF: 213 days

Sun – Earth rotating frame

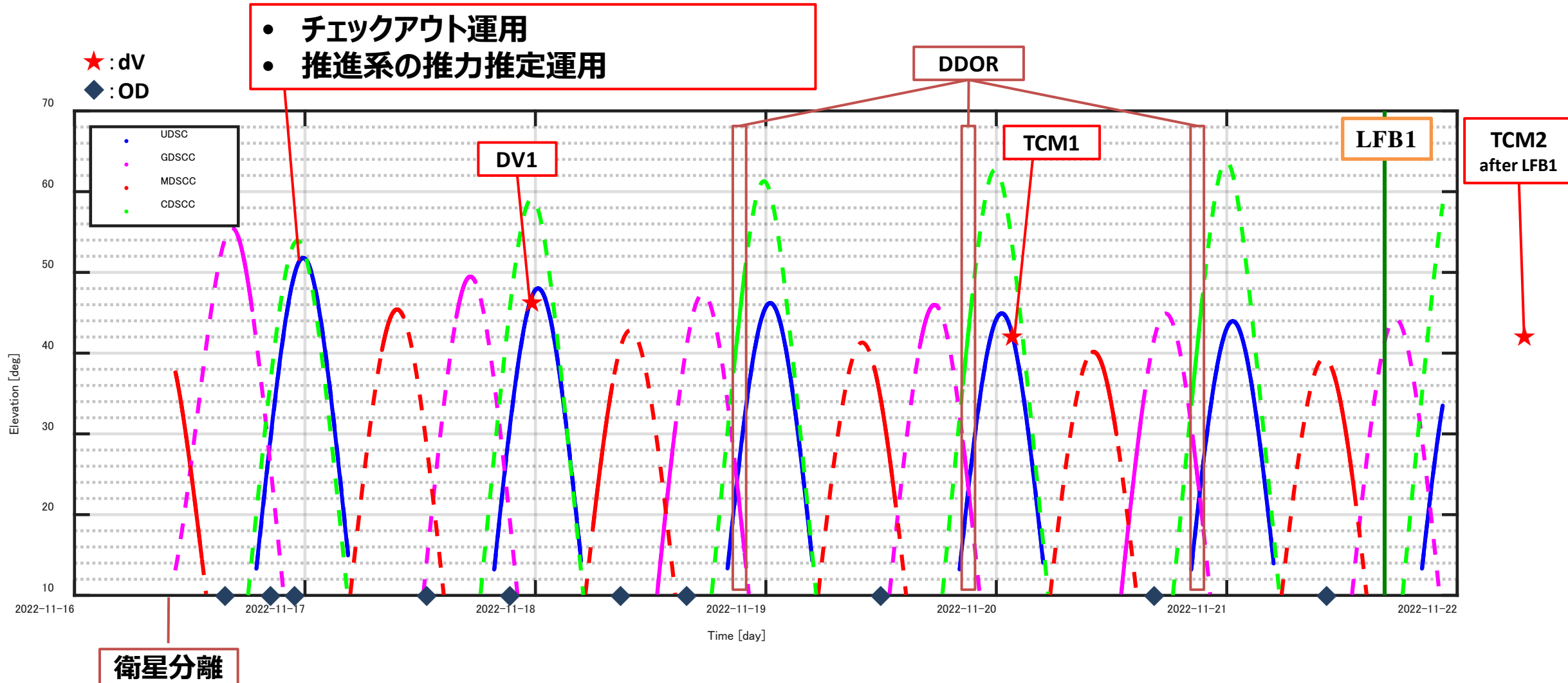


打ち上げ条件次第で半年程度の  
時間でEML2に到達できる

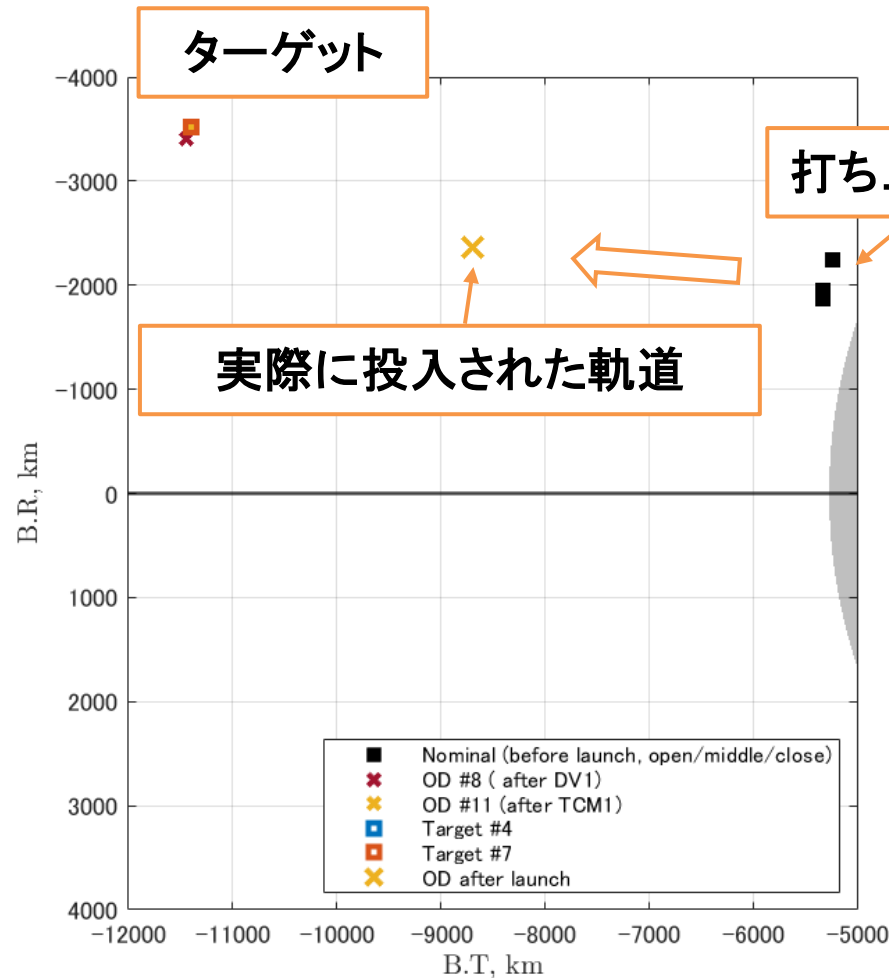


# Flight results

# 初期運用時の可視時間および重要イベント

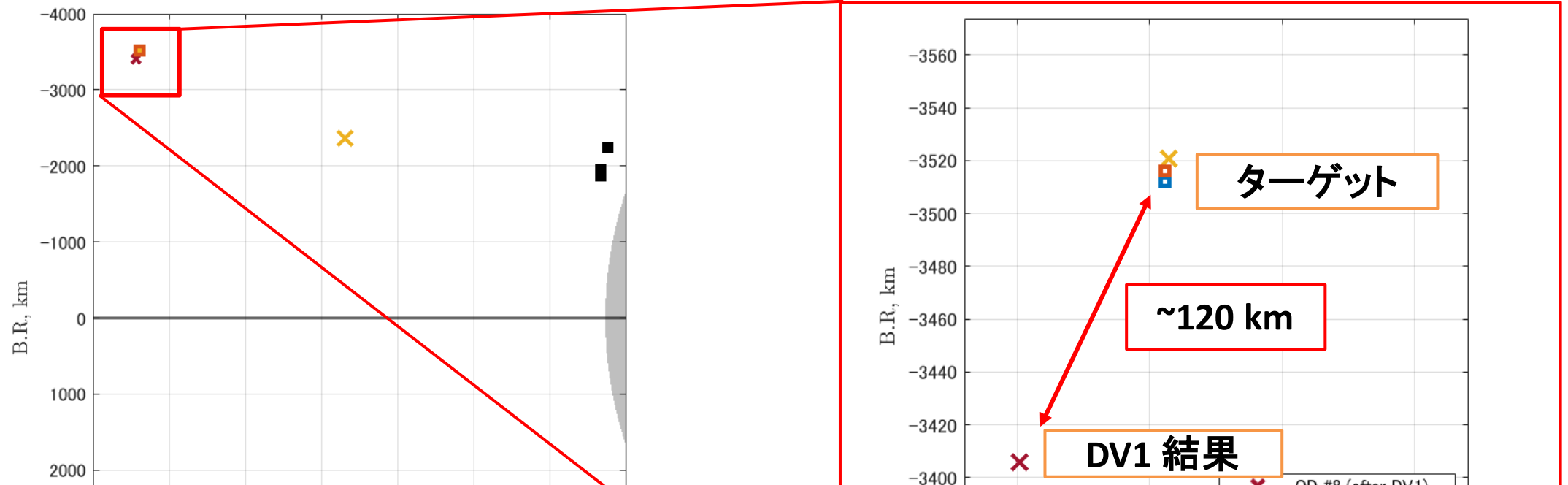


# 月B平面上での投入軌道およびターゲットポイント



投入軌道がターゲットに近く、想定より良いものであった。  
ただし、軌道上での衛星の状態は良く、想定通りの投入軌道でも問題はなかったと考えられる。

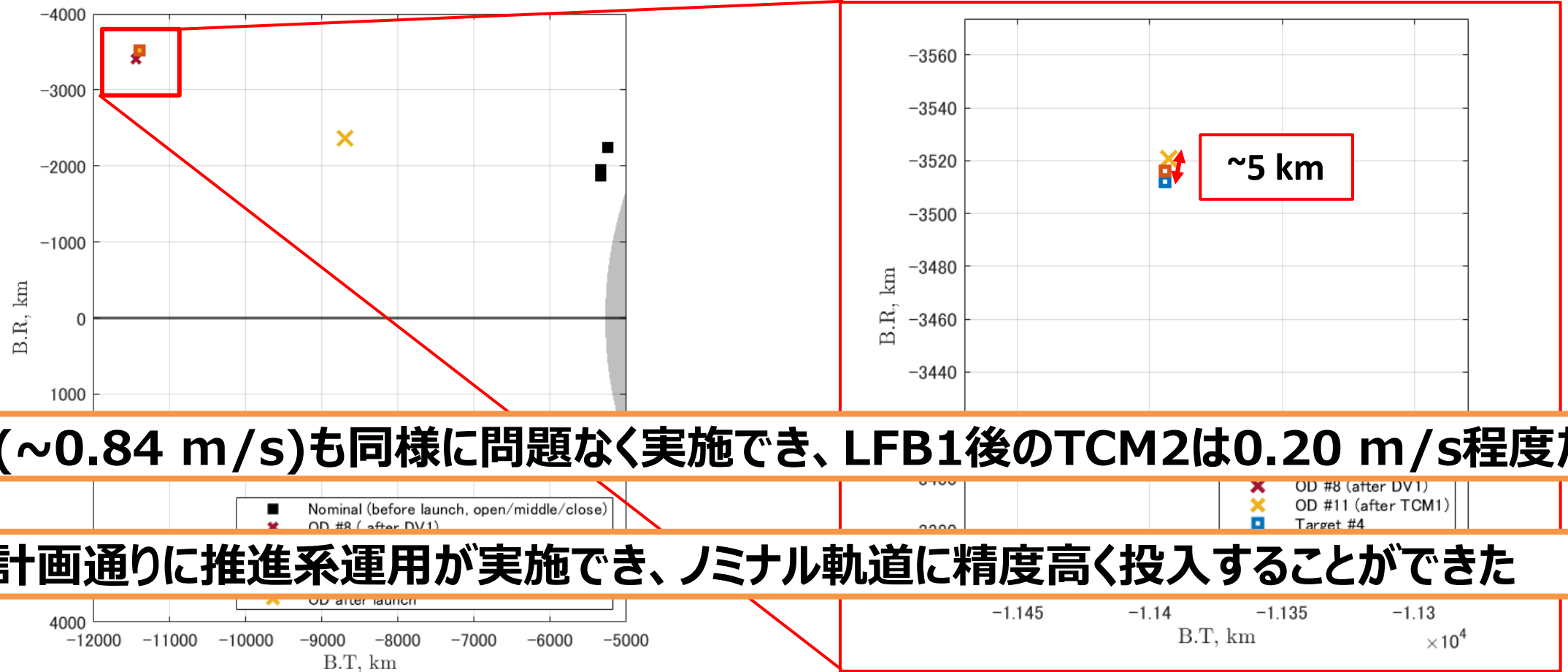
## 月B平面上でのDV1結果



DV1 ( $\sim 6.4$  m/s) は問題なく実施できたが、月B平面上で距離誤差は約120 km程度

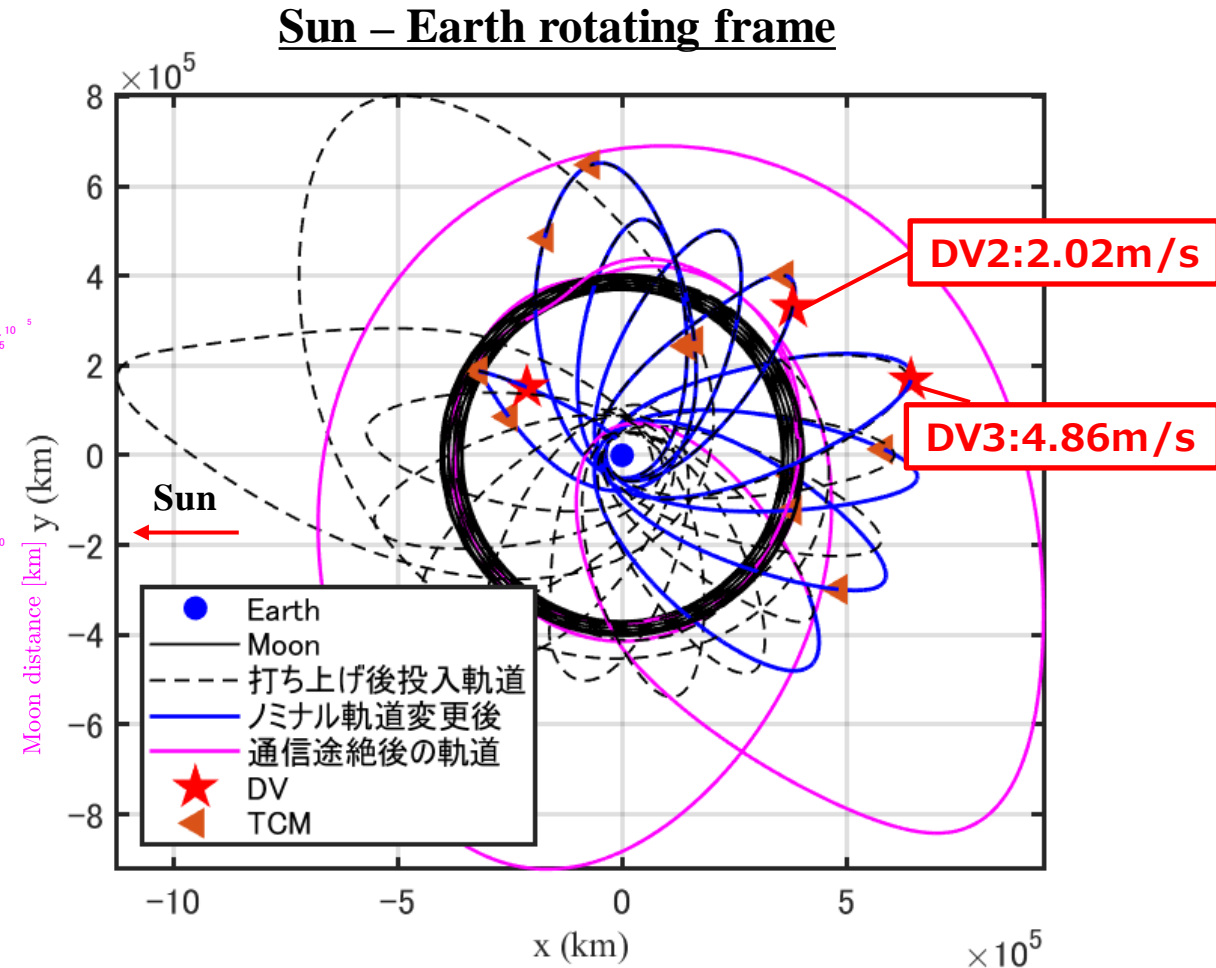
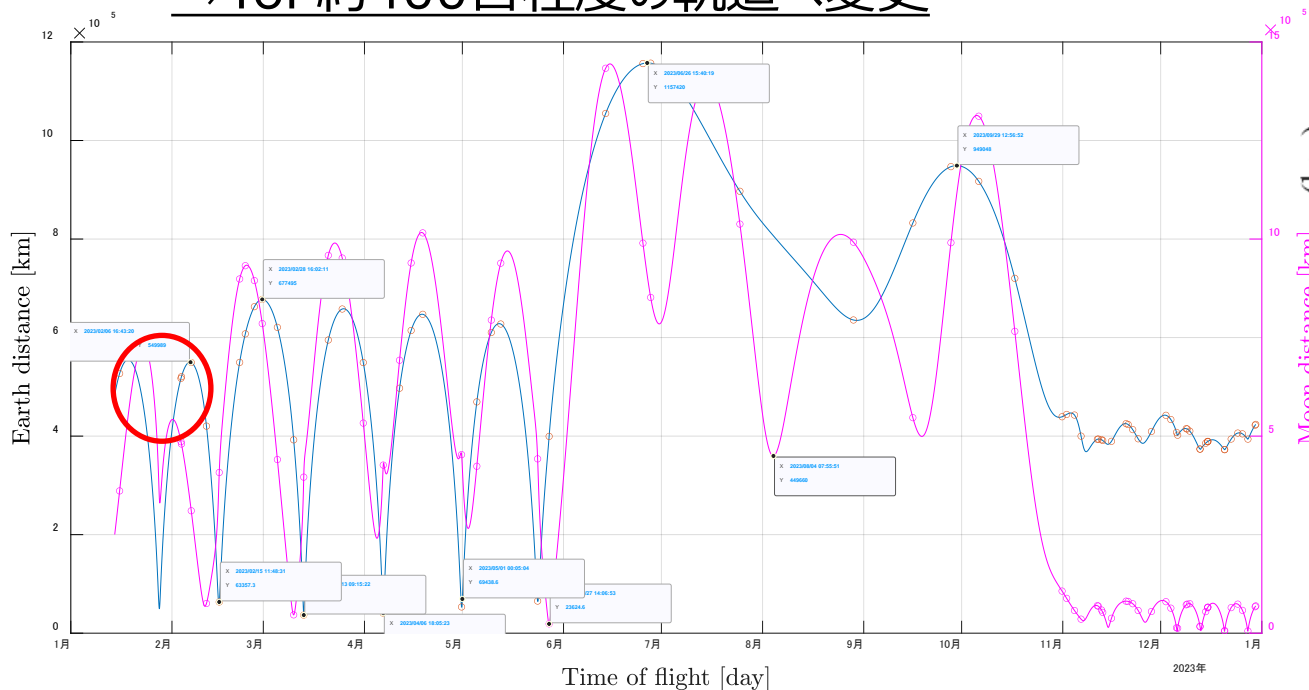
DV1直前の少量のテストマヌーバをDV1計画に考慮することができなかったため

## 月B平面上でのTCM1の結果

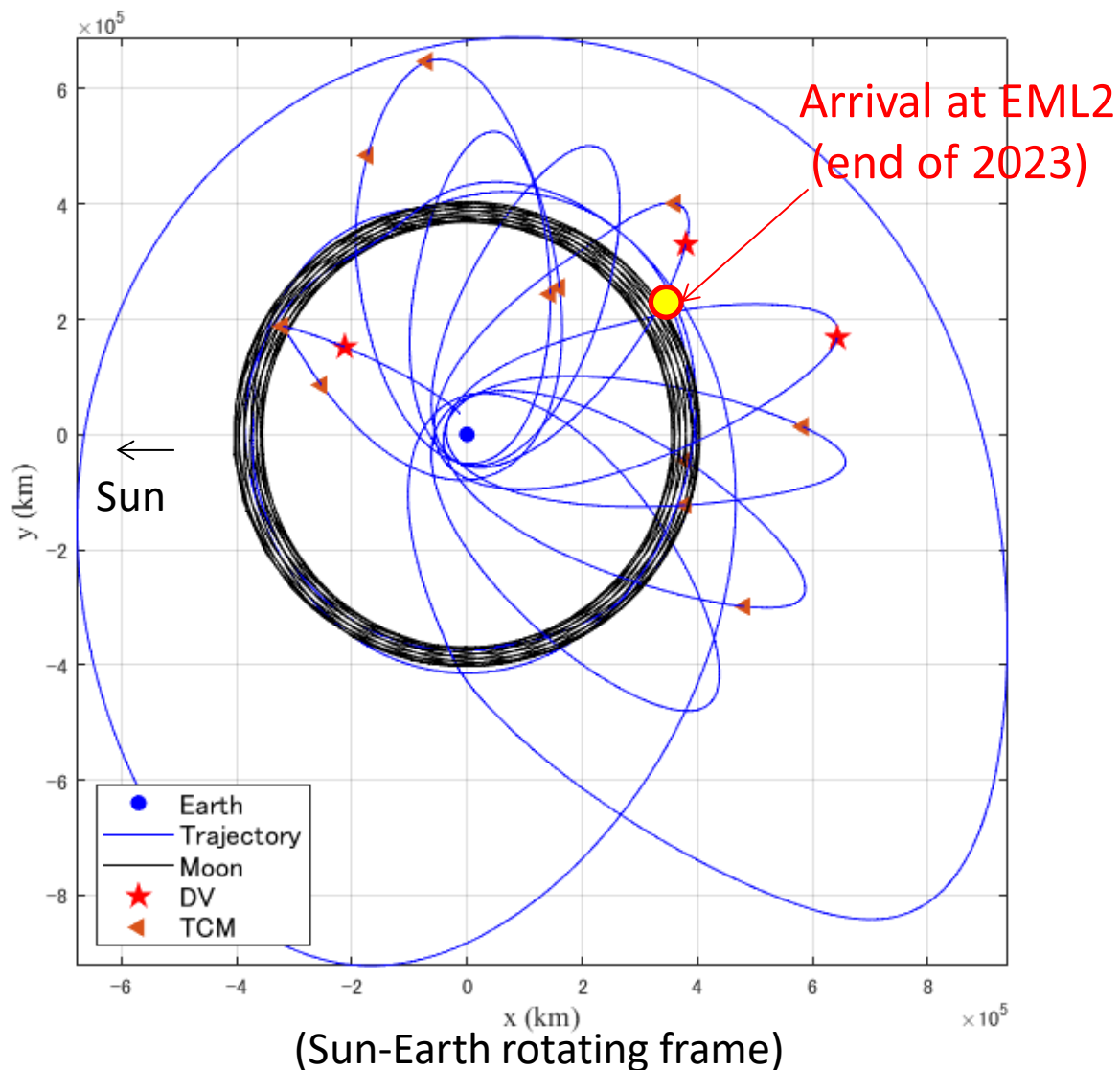


# ノミナル軌道の変更

- 11/16打ち上げの軌道はToFが長い (~490days)
- 地球・月へ約1か月周期で近付く事を利用し、  
ノミナル軌道を変更した。
  - 下記の地球・月接近前のいくつかの点を初期解に  
ノミナル軌道設計と同様の手順で設計
- ⇒ToF約400日程度の軌道へ変更



**計3回のDVおよび11回のTCMを高い精度で実施できた。**  
**EML2投入時や摂動の影響を打ち消すためのマヌーバ以外はすべて実施できた。**



Event	Date and time (UTC)
DV1	2022/11/17 23:14
TCM1	2022/11/20 1:45
TCM2	2022/11/23 0:30
TCM3	2022/11/27 16:30
TCM4	2022/12/9 19:30
TCM5	2022/12/15 21:00
TCM6	2022/12/23 20:45
DV2	2023/2/3 18:30
TCM7	2023/2/7 18:30
DV3	2023/2/27 16:30
TCM8	2023/3/16 15:30
TCM9	2023/3/30 15:30
TCM10	2023/4/13 11:30
TCM11	2023/4/27 14:00

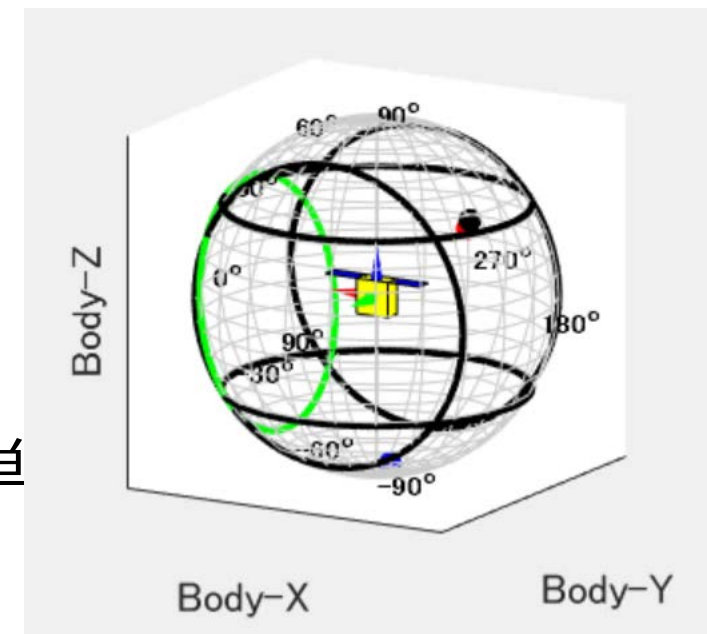
(No further deterministic DV planned)

EML2 insertion	end of 2023 (planned)
----------------	-----------------------



## その他の運用活用事例

- 推進系作動時の姿勢情報生成および確認
  - 軌道上でのミスはリカバリーが大変であるため、事前の確認が非常に大切である
  - 右図のように機体座標系上で想定通りの姿勢であるか簡単かつ直観的に確認できるため、ミス低減に繋がっていた
- ※ 赤丸：太陽、青丸：地球、黒丸：月
- 軌道生成結果および衛星データの各担当者への共有が必要不可欠
  - MATLABは豊富なファイル読み込み、書き込み関数を備えており、迅速にI/Fファイル作成のコード開発が可能
    - 各運用での運用情報提供
    - 衛星の軌道決定のための姿勢、推進系作動状況など情報提供



## まとめ

- EQUULEUSの軌道は主にMATLABを使っており、「打ち上げ時からの順方向軌道伝播結果」と「EML2投入軌道からの軌道逆伝播結果」との遠地点でパッチングおよびその軌道最適化計算を行う事で設計される
  - その他、運用に必要な情報や姿勢の可視化・確認などMATLABをベースに行われた
- EQUULEUSは2022/11/16に打ち上げられ、フルサクセスを達成することができた
  - 初期運用ではDV1、TCM1、TCM2の3回のマヌーバを計画することで高い精度でノミナル軌道に投入できた
  - LFB1時の**月B平面上での軌道投入精度は約5kmの高い精度を達成**した
- 11/16打ち上げ時に投入されたEQUULEUSのノミナル軌道はEML2到達までの時間は長かったが、ノミナル軌道を変更することで400日程度に低減することができた