

## 火星衛星探査計画 MMX の軌道設計\*1

### Trajectory Design of Martian Moons Exploration Mission

尾崎直哉\*2\*3, 井上博夏\*2, 尾川順子\*2, 池田人\*2,  
バレス・ニコラ\*4, 川勝康弘\*2

Naoya OZAKI, Hiroka INOUE, Naoko OGAWA, Hitoshi IKEDA, Nicola BARESI, Yasuhiro KAWAKATSU

**Key Words:** MMX, Phobos, Trajectory Design, Sample Return, Robust Orbit Insertion

**Abstract:** The Martian Moons eXploration (MMX) mission is JAXA's M-class mission to be launched in the 2020s. MMX will explore the Martian moons, retrieve a sample from Phobos, and bring it back to the Earth. This paper presents the overall trajectory design of MMX in the pre-project phase. In the nominal roundtrip trajectory design, we introduce an extended porkchop plot for each inbound/outbound trajectory and search globally optimal solutions satisfying mission constraints such as the Earth entry condition. We also propose two new algorithms; a new robust orbit insertion algorithm using a general tangential maneuver shows the global characteristic of the robust orbits; a new flyby algorithm uses a non-resonant transfer between two resonant flyby orbits and enables the almost whole-surface observation of Deimos.

#### 1. 序 論

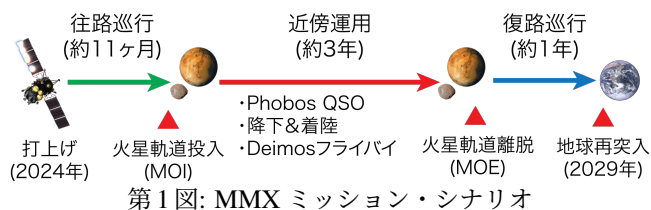
火星衛星の起源・形成の理解を深めるべく, JAXA は 2020 年代の打上げを目指した火星衛星探査計画 MMX (Martian Moons eXploration) ミッションを検討している.<sup>1</sup> 現在, MMX は擬周回軌道 (Quasi Satellite Orbit: QSO) にて火星衛星を観測し,<sup>2,3</sup> Phobos に着陸してサンプルを採取し, 地球に帰還するシナリオで検討を進めている. 火星探査は 1960 年代から国際的に盛んに行われてきたが,<sup>4</sup> 火星圏に対する往還は世界初の試みであり, 工学的にも挑戦的である. また, MMX は国内の深宇宙探査ミッションとして最大規模の中型計画であり, 軌道設計・ミッション解析の観点でも十分なトレードオフ解析によって, 科学的成果を最大化するための方針を決定している.<sup>5-7</sup> 更に, JAXA の宇宙科学・探査計画の新しい試みとして, MMX ではプリプロジェクト段階で深く踏み込んだ検討を進めている.

本論文では, MMX のプリプロジェクト・フェーズでの軌道設計検討結果を包括的に示す. 第 2 章に, ミッション・シナリオに沿ったノミナル軌道設計結果を示す. 第 3 章にトレードオフ解析として, 搭載  $\Delta V$  へ大きな影響を与え得る, 「ロバスト軌道投入 (軌道投入に失敗する可能性を事前に見越した軌道投入則) に関する検討」および「Deimos 観測のためのミッション解析に関する検討」の結果を示す.

#### 2. ノミナル軌道設計

火星衛星 Phobos からのサンプル・リターンを実現するための探査機コンフィグレーションとして, 3 モジュールから構成される総重量 3800kg の探査機を想定する. 化学推進・電気推進のトレードオフ解析の結果<sup>5</sup>, 化学推進のみを利用した軌道制御方式を採用している. 図 1 に 2024 年打上げを想定したミッション・シナリオを示す. MMX は H3-24L で火星遷移軌道に直接打上げられ, 約 1 年かけて火星に到達し, 3 年間の火星衛星近傍運用・サンプル採取の後に, 1 年かけて地球に帰還することを計画している. 尚, 主要な軌道制御は火星軌道投入 (Mars Orbit Insertion: MOI) と火星軌道離脱 (Mars Orbit Escape: MOE) であり, MMX 搭載の総  $\Delta V$  は約 5km/s となる予定である.

**2.1 往路軌道設計** MMX は, 種子島宇宙センター (約 30°N) から新型ロケット H3-24L によって, 火星遷移軌道に直接打上げられる予定である. H3-24L は 3800kg の探査機に対して  $C_3 = 15.8\text{km}^2/\text{s}^2$  の打上げ能力がある. 30°N に位置する打上げ地点から最も効率的な真東方向に打ち上げた場合, 投入軌道の地球赤道面座標系での軌道傾斜角  $i$  は 30° となる. 打上げ時刻・パーキング軌道でのコースティング時間を可変とした場合であっても, 地球出発時の無限



第 1 図: MMX ミッション・シナリオ

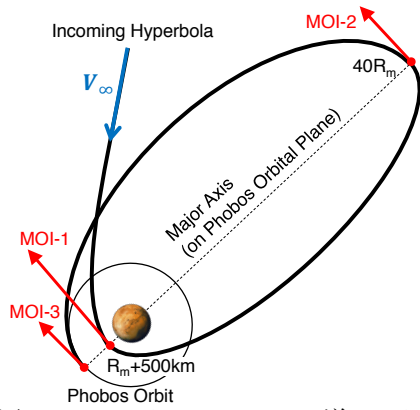
\*1 © 2018 日本航空宇宙学会

本論文は, 2018 年 10 月 24 日に第 62 回宇宙科学技術連合講演会 (福岡県久留米市) にて発表されたものである (発表番号 1C04).

\*2 宇宙航空研究開発機構

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

\*4 サリー大学



第2図: MOI シーケンス (MOE は逆シーケンス)

遠相対速度  $V_\infty$  の赤緯  $\delta_\infty$  は  $|\delta_\infty| \leq 30^\circ$  に制限される。<sup>4,8</sup>

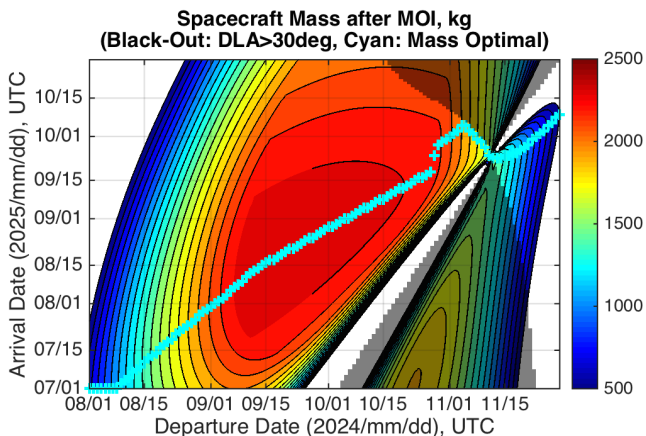
火星軌道投入時は、 $\Delta V$  の総量を抑えるために、3インパルスの双楕円遷移 (Bi-elliptic Transfer) を採用する (図2参照)。特に、最終的に Phobos 軌道に投入するためには、軌道半径・位相を合わせるだけでなく、軌道面変更マヌーブが必要である。一般に、速度ベクトルの小さい点での面変更が効率的であるため、楕円の長軸方向を Phobos 軌道面に合わせ、MOI-2 で軌道面変更を行う。尚、各 MOI における  $\Delta V$  量は、火星到着  $V_\infty$  と到着時刻が与えられると解析的に計算可能であり、具体的な計算方法は A.1 に示す。

各出発・到着時刻において、Lambert 問題<sup>9</sup> を解くことで地球出発・火星到着  $V_\infty$  が計算可能である。H3-24L の打上げ能力から  $C_3$  に対する打上げ可能質量  $m_0$  が、更に火星到着  $V_\infty$  から MOI で必要な総増速量  $\Delta V_{MOI}$  が計算できるため、ロケット方程式から MOI 終了後の質量  $m_f$  を下式のように評価できる。

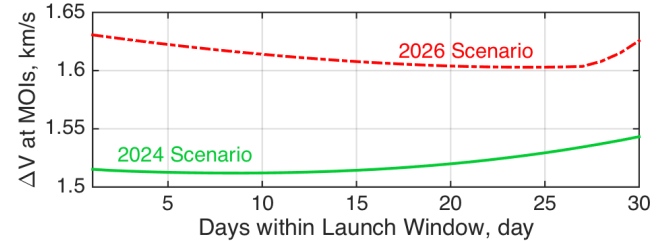
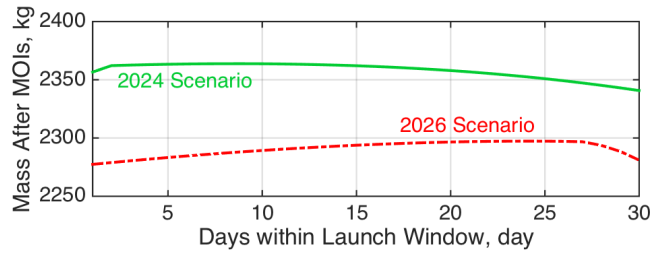
$$m_f = m_0 \exp\left(-\frac{\Delta V_{MOI}}{g_0 I_{sp}}\right) \quad (1)$$

ただし、 $g_0 = 9.8\text{m/s}^2$ ,  $I_{sp} = 325\text{s}$  と仮定している。

地球出発  $V_\infty$  に関する赤緯に関する制約条件も加えると、図3に示すように、MOI 終了後質量  $m_f$  に関するポーク



第3図: 往路軌道に関するポークチャップ図 (2024年)



第4図: 最適軌道群における  $m_f$  と  $\Delta V_{MOI}$

第1表:  $\Delta V$  最悪の軌道例 (打上げ質量  $m_0$ : 3800kg)

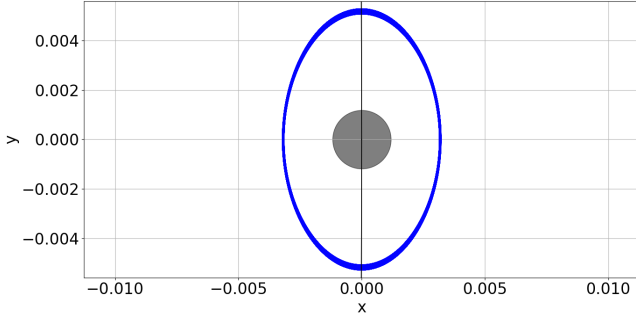
	2024年最悪値	2026年最悪値
地球出発日	2024/10/8	2026/10/7
火星到着日	2025/9/3	2027/9/1
地球出発 $V_\infty$	3.384 (km/s)	3.638 (km/s)
RLA $\alpha_\infty$	97.314 (deg)	144.793 (deg)
DLA $\delta_\infty$	15.433 (deg)	18.407 (deg)
MOI-1 $\Delta V^*$	683 (m/s)	764 (m/s)
MOI-2 $\Delta V$	75 (m/s)	81 (m/s)
MOI-3 $\Delta V$	787 (m/s)	787 (m/s)
$\Delta V_{MOI}$	1545 (m/s)	1632 (m/s)

チャップ図を描くことができる。これによって、往路軌道に関して、MOI 終了後質量  $m_f$  という1つの目的関数で評価することが可能となる。

30日の打上げ (地球出発) ウィンドウ幅を確保し、その内の最悪ケースが最良になるようにウィンドウを設定すると、打上げウィンドウ最速日は2024年9月9日 (ノミナル・シナリオ)、2026年10月7日 (バックアップ・シナリオ) が選ばれる。それぞれのシナリオにおける地球出発日毎の最適軌道群の  $m_f$  と  $\Delta V_{MOI}$  を図4に、 $\Delta V$  最悪日の軌道例を表1に示す。表1では、日単位の粗い出発時刻が示されているが、実際には種子島宇宙センターの経度・地球の自転を考慮した軌道解析によって、打上げ時刻が決定される。<sup>4,8</sup> 2024年10月8日を例に挙げると、打上げ時刻 00:45:23 (Short Arc)、16:28:59 UTC (Long Arc) の2種類の打上げ軌道が選定され、打上げロケットが投入すべき軌道情報を正確に決定することができる。これらの打上げ直後の軌道に対する可視解析・日照条件は重要な確認項目の一つである。

**2.2 近傍運用軌道設計** MOI シーケンスにより火星軌道投入後の近傍運用では、約3年間時間を掛けて、火星衛星 Phobos, Deimos を観測し、Phobos に着陸・サンプル採取を行う計画を立てている。MOI-3 終了後、MMX は Phobos

\* 全ての軌道をパッチで繋ぐ際に必要な  $\Delta V$  を加味して、実際の  $\Delta V$  バジェットでは 5m/s 上乗せしている。



第5図: Phobos の擬周回軌道 (Quasi-Satellite Orbit; QSO)

に対する共軌道 (Co-Orbit) に載って火星を周回する。尚、共軌道投入時の Phobos に対する初期位相差 (真近点離角の差) は、最大 2m/s 程度の  $\Delta V$  を加え、Lambert 問題の飛行時間・MOI-2 時の軌道高度を微調整することで調整可能である。共軌道投入後は、地球周回衛星のランデブーと同様の手法で、位相差を縮めて行き、最終的に Phobos 近傍の擬周回軌道 (Quasi-Satellite Orbit: QSO) に投入する (図 5)。近傍運用や QSO の安定性解析等の詳細<sup>3,10</sup>については、本論文では割愛する。また、Deimos を観測するための軌道設計の詳細は第 4 章に記述する。

**2.3 復路軌道設計** 復路軌道設計は、往路軌道設計と同様に Lambert 問題を解き、図 2 の逆シーケンスで  $\Delta V$  を加えて火星軌道を離脱し、地球に帰還する (MOE  $\Delta V$  の評価方法は A.1 を参照)。往路軌道設計との大きな違いは、サンプルリターンカプセル (Sample Return Capsule: SRC) の地球突入条件 (加熱条件・幾何学的条件) が制約となることである。そこで、SRC の地球突入条件を加味したポークチョップ図を描画し、設計点を探索する。

Lambert 問題の結果から地球帰還時の  $V_\infty$  が与えられているものとする。また、SRC の地球突入条件として、高度 200km を突入 (Entry) 点とし、その点における経路角  $\gamma_E$  と突入速度  $v_E$  の上限値が与えられているものとする (本例題では  $\gamma_E = 12.0^\circ$ ,  $v_E \leq 11.8\text{km/s}$ )。

まず突入点 ( $r_E = R_\oplus + 200\text{km}$ ) における (慣性系での) 軌道速度は

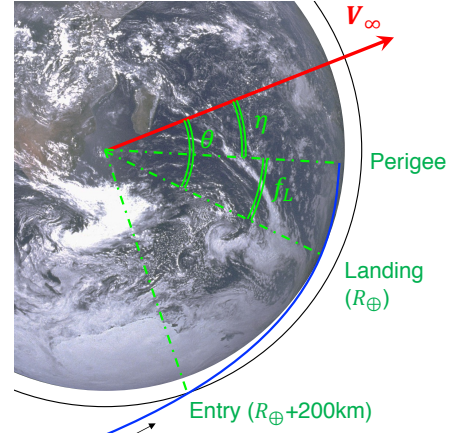
$$v_{Ei} = \sqrt{\|V_\infty\|^2 + \frac{2GM_\oplus}{r_E}} \quad (2)$$

で計算される。一方、SRC の加熱条件に影響を与える突入速度  $v_E$  の上限値は (地球自転・風速を考慮した) 対気速度であることに注意が必要である。同様に経路角  $\gamma_E$  も地球固定回転座標系で定義されるものである。

いま地球自転の影響を無視し、SRC の地球突入条件から経路角  $\gamma_E$  が与えられているとすると、双曲線軌道の角運動量  $h$  は

$$h = r_E v_{Ei} \cos \gamma_E \quad (3)$$

で計算される。その結果、双曲線軌道の形状を決める軌道要素  $a, p, e$  は下記のように計算される。



第6図: 地球突入軌道の幾何学的関係

$$a = -\frac{GM_\oplus}{\|V_\infty\|^2} \quad (4)$$

$$p = h^2/GM_\oplus \quad (5)$$

$$e = \sqrt{1 - p/a}. \quad (6)$$

SRC の軌道を一意に決めるためには、「着陸時刻」と「 $V_\infty$  軸周りの回転」の 2 つの自由度が残っている。「着陸時刻」を自由に選べるとすると、地球自転を用いて着陸経度を自由に選ぶことができる。そこで、「 $V_\infty$  軸周りの回転」を自由に選べるとして、着陸可能な最大・最低緯度の評価を行う。<sup>5</sup>

本解析では大気圏突入後以降の抗力を無視し、着陸まで二体問題の弾道飛行すると仮定する。図 6 に示す  $\eta$  および  $f_L$  を計算し、 $V_\infty$  方向と着陸点方向のなす角  $\theta$  を導くことを考える。

$$\eta = \pi - f_\infty = \cos^{-1}(1/e) \quad (7)$$

$$f_L = -\cos^{-1}\{(p/R_\oplus - 1)/e\} \quad (8)$$

ここで、近点半径が  $R_\oplus$  以下のときのみ、 $\cos^{-1}(\cdot)$  が定義でき、 $f_L$  が存在する。したがって、

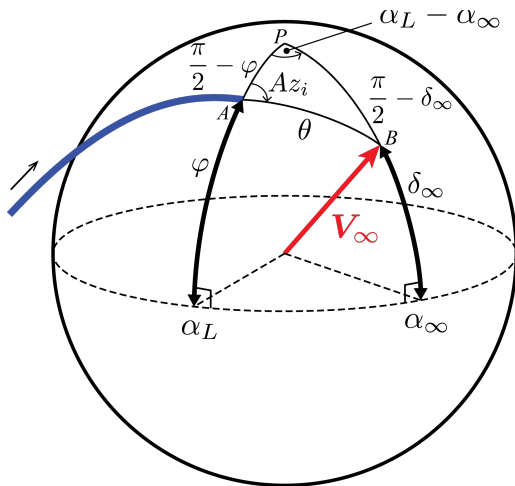
$$\theta = \eta - f_L. \quad (9)$$

すなわち、最大緯度  $\delta_\infty + \theta$ 、最低緯度  $\delta_\infty - \theta$  の範囲で着陸可能である。Utah ( $\varphi \simeq 40^\circ$ )、Woomera ( $\varphi \simeq -30^\circ$ ) 等の着陸点の緯度  $\varphi$  が  $[\delta_\infty - \theta, \delta_\infty + \theta]$  に収まれば、幾何学的に着陸可能である。<sup>5</sup>

更に着陸可否を判定するためには、着地点分散が立入制限区域内に収まる必要がある。着地点分散は通常、航法・誘導誤差の広がりにより速度方向誤差が大きくなる。そのため、図 7 に示す方位角  $Az_i$  を適切に選び、着地点分散を立入制限区域内に収めなければいけない。図 7 の  $\triangle PAB$  に対して球面三角法の余弦定理を適用することで、北方向から測定した方位角が計算される。

$$Az_i = \cos^{-1}\left(\frac{\sin \delta_\infty - \cos \theta \sin \varphi}{\sin \theta \cos \varphi}\right) \quad (10)$$





第7図: 着陸方位角  $Az_i$  と着陸点赤緯  $\alpha_L$  の幾何学的関係

ここで、 $\theta$  は式 (9) から計算され、 $\varphi$  は着陸点緯度である。 $Az_i$  は慣性系における方位角であり、着地点分散解析においては地球固定・回転座標系における方位角が重要であることに注意されたい。また、ある緯度  $\varphi$  に着陸可能な軌道の方位角は2種類存在するが、地球固定・回転座標系における突入速度  $v_E$  を小さくするためには  $Az_i$  は  $[0, \pi]$  の範囲から選ぶべきである。

最後に、 $\triangle PAB$  に対して球面三角法の正弦定理を適用し、着陸点赤緯を求める。

$$\alpha_L = \alpha_\infty - \sin^{-1} \left( \frac{\sin \theta \sin Az_i}{\cos \delta_\infty} \right) \quad (11)$$

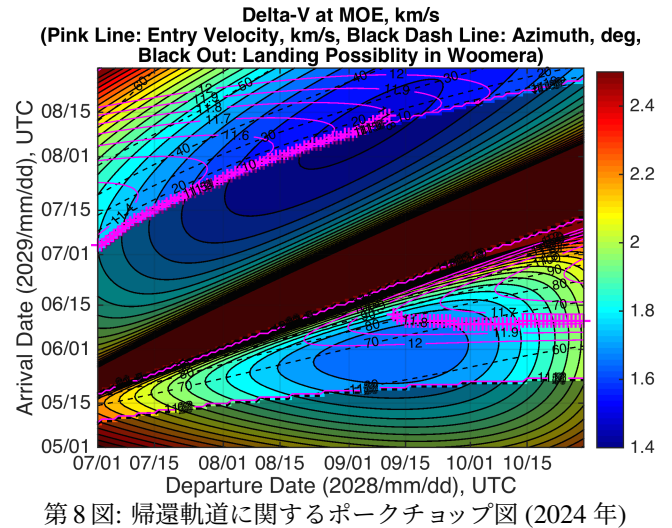
したがって、着陸点経度  $\lambda$  が着陸点赤緯  $\alpha_L$  と一致する着陸時刻を選ぶことで、地球突入軌道を一意に定めることができる。最終的に、着陸点経度・緯度・高度  $(\lambda, \varphi, H)$  に着陸するための突入軌道は、地球固定・回転座標系における方位角  $Az$ ・経路角  $\gamma_E$ ・突入速度  $v_E$  を用いて、 $(\lambda, \varphi, H, Az, \gamma, v_E)$  の6要素で表現できる。

火星出発時刻・地球到着時刻毎に Lambert 問題を解き、MOEに必要な  $\Delta V$  を計算し、着陸可否・突入速度に関する制約条件を考慮することで、図8に示すような MOE  $\Delta V$  に関するポークチョップ図を描くことができる。これによって、各火星出発時刻に対して、 $\Delta V$  最適な帰還軌道を求めることができる。

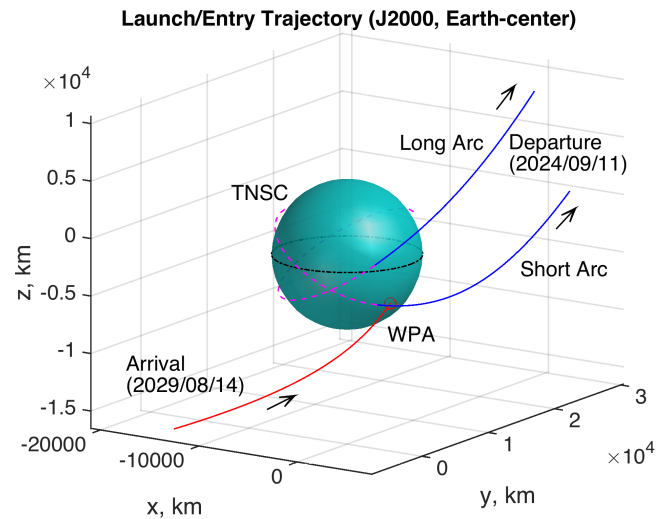
**2.4 往還軌道設計例** 以上の解析により設計された往還軌道例を図9~11に示す。これらの軌道を初期予想軌道として、精密力学系を含む軌道最適化によってパッチで繋ぎ合わせることで、ノミナル軌道を設計している。尚、往路軌道については、約  $5\text{m/s}$  の  $\Delta V$  増減で全体をパッチで繋ぎ合わせることが可能である。

### 3. トレードオフ解析

本章では、 $\Delta V$  総量に最も大きな影響を与えるロバスト軌道投入則と Deimos 探査軌道設計に関するトレードオフ解析を示す。



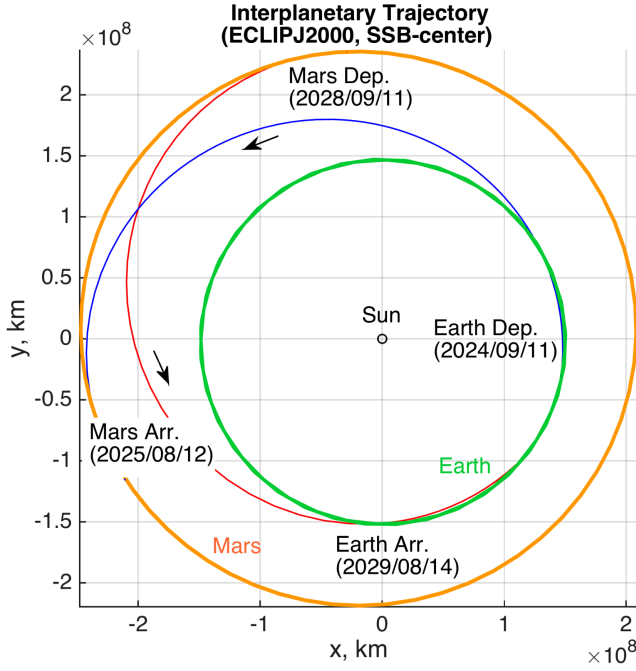
第8図: 帰還軌道に関するポークチョップ図 (2024年)



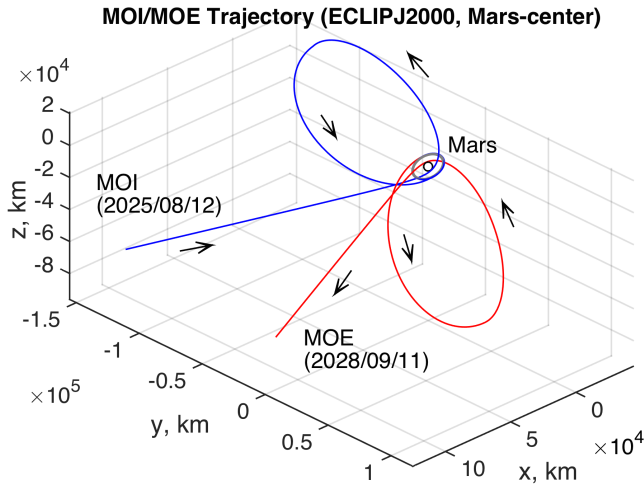
第9図: 地球近傍軌道例 (2024年ケース)

**3.1 ロバスト軌道投入則** 金星探査機あかつきの軌道投入失敗を受けて、軌道投入失敗リスクが問題視されている。特に、MMXのような中型計画では、軌道投入失敗によるミッション継続不能は何としても避けなければいけない。そこで、もし火星軌道投入に失敗したとしても、1火星年後に火星と再会合できるようなロバスト軌道投入則が提案されている。<sup>6,11</sup> ロバスト軌道投入則では、予め  $\Delta V$  最適ではない軌道投入則を用いてノミナルの  $\Delta V$  で損をする代わりに、最悪ケースの  $\Delta V$  で得をする設計を目指している。以下では、MOI-1で全く減速できなかったケースを想定し、火星再会合できるような軌道投入則を探索する。また、「中途半端な減速をしてしまったケース」や「軌道投入失敗後に  $\Delta V$  を加えて火星再会合するケース」を含むロバスト軌道投入則は将来研究とする。

MOI-1に失敗した際に探査機が航行する軌道は、火星への接近  $V_\infty^{in}$  と近火点 (あるいは B 平面上の点) で一意に定まる。1火星年後に再会合するためには、火星フライバイ後の探査機の軌道周期が火星軌道周期に一致していれば良



第10図: 惑星間軌道例 (2024年ケース)



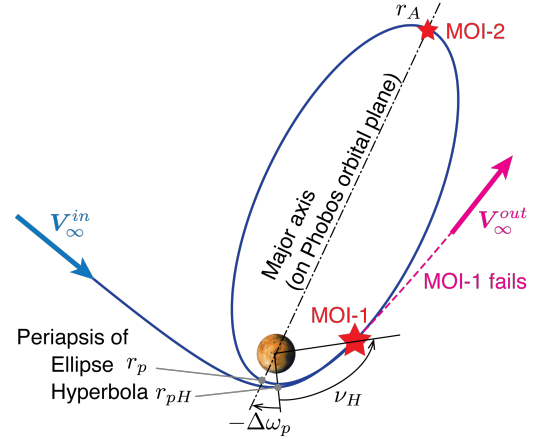
第11図: 火星近傍軌道例 (2024年ケース)

い。軌道周期は軌道長半径の関数であり、軌道長半径は軌道エネルギーの関数である。更に火星作用圏が十分に小さいとすると、火星フライバイ後の探査機速度と火星公転速度の大きさが一致していると、再会合可能である。

先行研究<sup>6</sup>では、MOI軌道投入則 (A.1 参照) は維持したまま、火星到着時刻を変えることで火星接近  $V_\infty^{in}$  に自由度を与え、ロバスト軌道投入を実現している。具体的には、 $V_\infty^{in}$  と A.1 の軌道投入則から火星離脱  $V_\infty^{out}$  が計算されるため、下記の制約条件が満たされる火星到着時刻を選べば良い。

$$\|v_{Mars} + V_\infty^{out}\| = \|v_{Mars}\| \quad (12)$$

但し、 $v_{Mars}$  は MOI-1 失敗時刻における火星公転速度ベクトル、 $(v_{Mars} + V_\infty^{out})$  は探査機速度ベクトルである。



第12図: 接線方向  $\Delta V$  による一般化ロバスト軌道投入則

本研究では、A.1 の MOI 軌道投入則を一般の接線方向マヌーバへ拡張し (図 12 参照)、ロバスト軌道投入則を大域的に探索した。本拡張により、特定の火星到着時刻でなくともロバスト軌道投入が可能となる。

まずシングバイ軌道設計で用いられるポンプ角  $\alpha$  とクラック角  $\kappa$  を導入し、<sup>12</sup> 火星離脱  $V_\infty^{out}$  を下記のように表現する。

$$V_\infty^{out} = V_\infty \sin \alpha \cos \kappa \hat{q}_1 + V_\infty \cos \alpha \hat{q}_2 - V_\infty \sin \alpha \sin \kappa \hat{q}_3 \quad (13)$$

但し、 $\hat{q}_2$  は火星速度方向、 $\hat{q}_3$  は火星軌道面外方向、 $\hat{q}_1$  は右手系をなすように定義される基底である。上記の定義と式 (12) によって、1 火星年後に再会合するための条件として、

$$\alpha = \cos^{-1}(-V_\infty / (2v_{Mars})) \quad (14)$$

が得られる。ここで、 $V_\infty = \|V_\infty^{in}\| = \|V_\infty^{out}\|$  および  $v_{Mars} = \|v_{Mars}\|$  である。すなわち、再会合可能な軌道は  $\kappa$  の 1 自由度しか持たないということである。

ある  $\kappa$  が与えられた時、双曲線軌道は一意に定まるため、双曲線の最接近距離  $r_{pH}$  が求められる。また、双曲線軌道面と Phobos 軌道面の交線が決まるため、図 12 に示す  $\Delta\omega_p$  を求めることができる。

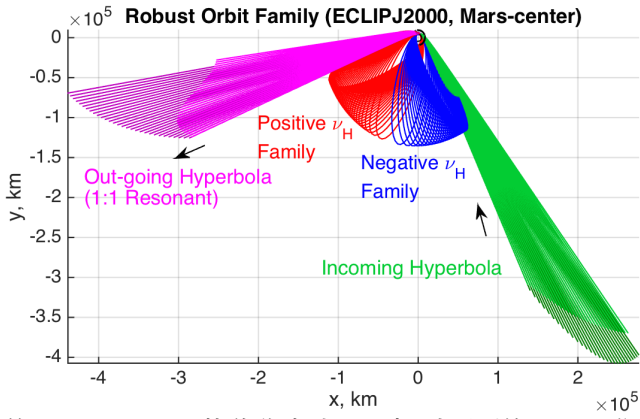
楕円軌道の近点半径  $r_p$  (=最接近距離) は  $(R_m + 500\text{km})$ 、遠点半径  $r_A$  (=ノミナル最遠距離) は  $40R_m$  と与えられるとき、双曲線軌道の真近点離角  $\nu_H$  で楕円軌道と双曲線軌道が交わるためには、

$$r_H = \frac{r_{pH} \left(2 + \frac{r_{pH} V_\infty^2}{GM_M}\right)}{1 + \left(1 + \frac{r_{pH} V_\infty^2}{GM_M}\right) \cos \nu_H} \quad (15)$$

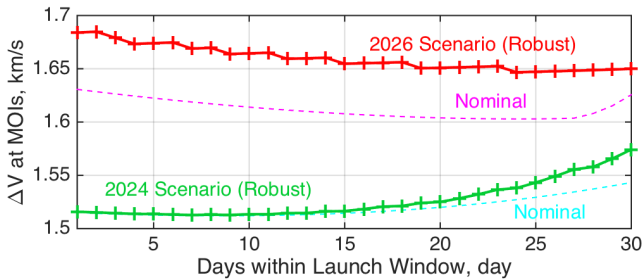
$$r_E = \frac{2r_A r_p}{(r_A + r_p) + (r_A - r_p) \cos(\nu_H - \Delta\omega_p)} \quad (16)$$

が互いに等しければ良い ( $\therefore r_H = r_E$ )。

更に接線方向マヌーバで双曲線軌道から楕円軌道に移るためには、交点での半径方向速度



第13図: ロバスト軌道群(打上日固定・火星到着日30日分)



第14図: ロバストMOIに必要なΔV(30日ウィンドウ分)

$$v_{rH} = \sqrt{\frac{GM_M}{r_{pH} \left(2 + \frac{r_{pH} V_\infty^2}{GM_M}\right)}} \left(1 + \frac{r_{pH} V_\infty^2}{GM_M}\right) \sin \nu_H \quad (17)$$

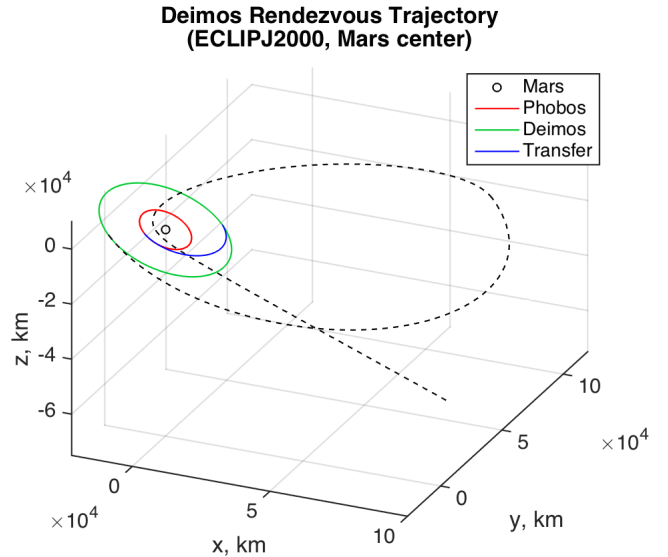
$$v_{rE} = \sqrt{\frac{GM_M(r_A + r_p)}{2r_A r_p}} \left(\frac{r_A - r_p}{r_A + r_p}\right) \sin(\nu_H - \Delta\omega_p) \quad (18)$$

が互いに等しければ良い(∴  $v_{rH} = v_{rE}$ ).

上式の  $r_{pH}$  と  $\Delta\omega_p$  は  $\kappa$  の関数であるため、独立変数  $\kappa, \nu_H$  に対して、これらの非線形方程式を解くことで、ロバスト軌道群を求めることができる。地球出発日を固定し、火星到着日30日分についてロバスト軌道を求めた結果を図13に示す。各火星到着日において、2種類のロバスト軌道族( $\nu_H$  正・負)が存在することが確認された。また、多くのケースにおいて、 $\nu_H = 0$  が  $\Delta V$  最小のロバスト軌道投入則になっているようであり、その結果は先行研究に一致している。<sup>6</sup>

ロバスト軌道投入則を利用した場合にMOIに必要な  $\Delta V$  の大きさを図14に示す。2024年ケースについては32m/s、2026年ケースについては54m/sの  $\Delta V$  を追加することで、MOI-1で全く減速できない可能性を想定したロバスト軌道投入則を利用することが可能である。MOI-1の  $\Delta V$  の不確定性モデルを確率的に考慮したロバスト性の評価は、尾崎他の論文<sup>13</sup>を参考されたい。

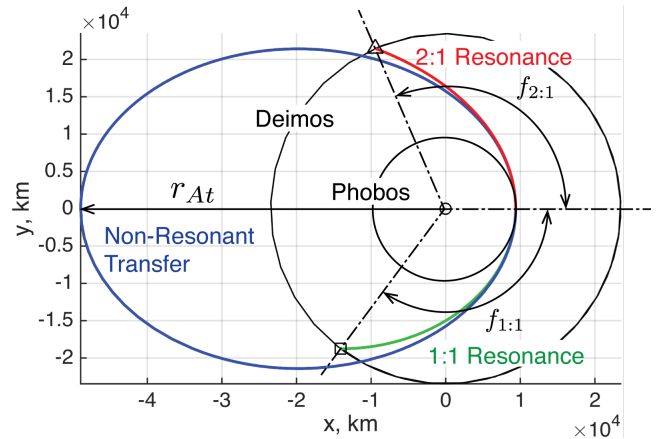
**3.2 Deimos 探査軌道設計** 現在MMXでは火星衛星Phobosをサンプルリターンの対象天体として選んでおり、火星衛星Deimosに関してはシステムの制約を逸脱しない範



第15図: Deimos ランデブー軌道設計

囲で探査する計画を立てている。図15に示すように、MOE前にDeimosをランデブー探査する場合、Deimosを探査しない場合と比較して、約550m/sの  $\Delta V$  が追加が必要となる(MOE  $\Delta V$  が削減される事も考慮した数値)。そこで、Deimosをフライバイ探査するための軌道を設計し、それらのトレードオフを示す。

フライバイ探査する場合、Deimosを複数回フライバイできる方が理学的に望ましい。ある天体に対して複数回フライバイするためには、公転周期が整数比となる同期軌道が有効である。具体的には、 $n:m$  同期軌道は、Deimosが  $n$  周・MMXが  $m$  周後に元の位置に帰ってくる軌道であり、再会合(再びフライバイ)が可能となる。しかし、Deimosは(Phobosと同様に)自転と公転の周期が一致したフェーズ・ロック状態にあるため、同じ位置でフライバイする場合、ほとんど同じ面しか観測できないことが理学的に問題である。火星が太陽を公転している影響で、1日当たり約  $0.5^\circ$  ずつ日照方向が変化していくが、3ヶ月観測で  $45^\circ$  日照面が変わるだけであり、全球観測には及ばない。



第16図: 非同期軌道遷移を利用した交点切替



先行研究では、火星の扁平性 ( $J_2$ ) による近点摂動でフライバイ位置を変えていくアイデアが提案されている.<sup>7</sup> この場合、1日当たり最大  $0.5^\circ$  ずつ近点回転していくが、それでも全球観測には及ばない. そこで、本論文では非同期軌道を利用することで、同期軌道の交点を約  $120^\circ$  切り替える方法を提案する.

提案手法では、図 16 に示すように、1:1 同期軌道 (交点は  $\square$ ) を出発し、近点で接線方向に加速  $\Delta V$  を与え、非同期軌道に載ることでタイミングを調整し、再び近点で接線方向に加速  $\Delta V$  を与えることで 2:1 同期軌道 (交点は  $\triangle$ ) に遷移する. 本提案手法では、近点で接線方向に加速  $\Delta V$  を与えているだけであり、MOE-1 の  $\Delta V$  を分割しているだけである. そのため、フライバイ位置を微小に操作するための TCM  $\Delta V$  を除けば、Deimos 探査のために  $\Delta V$  を追加する必要はない.

提案手法における非同期軌道遷移は、図 16 に示す遠点半径  $r_{At}$  を決めることで設計可能である. そこで、遠点半径  $r_{At}$  を決定する方法を説明しよう. Deimos の軌道長半径を  $a_d$  としたとき、 $n:m$  同期軌道の軌道長半径  $a_{n:m}$  は

$$a_{n:m} = a_d \cdot (n/m)^{2/3} \quad (19)$$

と計算できる. また、近点半径  $r_p$  は Phobos の軌道長半径と一致しているとする、離心率  $e_{n:m}$  は

$$e_{n:m} = 1 - r_p/a_{n:m} \quad (20)$$

である. したがって、Deimos 軌道との交わる位置での真近点離角  $f_{n:m}$  は、軌道方程式から

$$f_{n:m} = \pm \cos^{-1} \left\{ \frac{1}{e} \left( \frac{a_{n:m}(1 - e_{n:m}^2)}{a_d} - 1 \right) \right\} \quad (21)$$

となる. 離心近点離角  $E_{n:m}$  も同様に計算できるため、Kepler 方程式から  $n:m$  同期軌道上の交点から近点までの所用時間  $\Delta T_{n:m}$  が計算できる.

図 16 に示す 1:1 同期軌道から 2:1 同期軌道への軌道遷移を考えよう. Deimos の平均運動を  $n_d$  とすると、交点  $\square$  から交点  $\triangle$  まで移動する所用時間  $T$  は

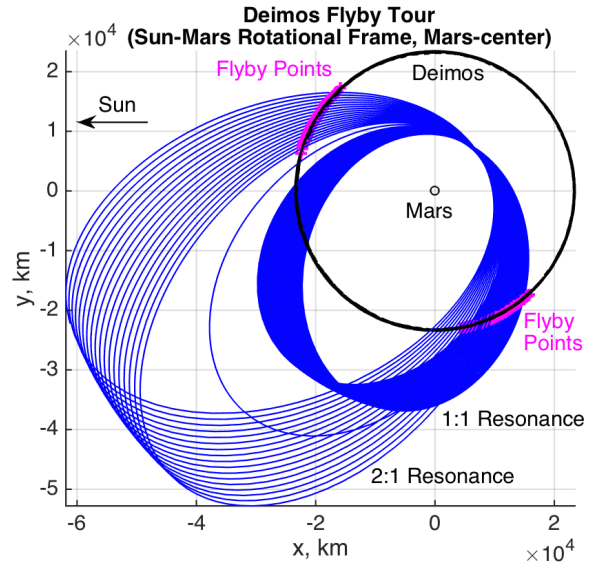
$$T = (f_{1:1} + f_{2:1} + 2\pi N)/n_d \quad (22)$$

但し、 $N$  は整数であり、非同期軌道遷移中の Deimos の周回数 ( $f_{1:1}$ ,  $f_{2:1}$  文は除外) である. 図 16 では  $N = 2$  として計算している. 故に非同期軌道の周期  $T_{nt}$  が

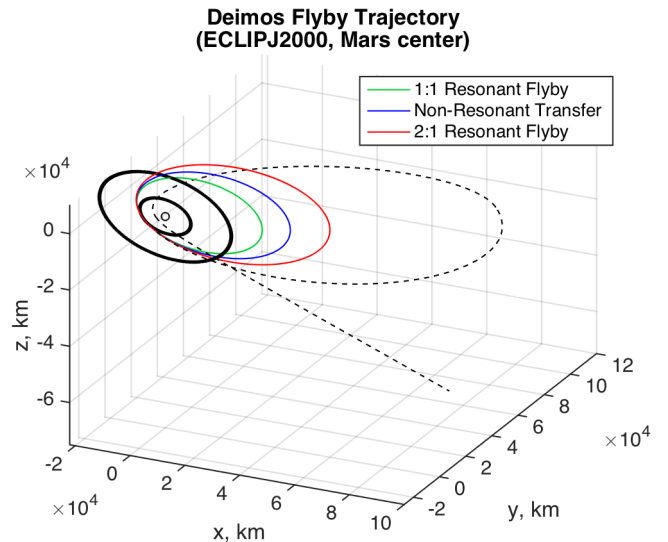
$$T_{nt} = (T - \Delta T_{1:1} - \Delta T_{2:1})/M \quad (23)$$

となるような軌道長半径  $a_{nt}$  及びその遠点半径  $r_{At}$  を選べば良い. 但し、 $M$  は整数であり、非同期軌道遷移中の MMX の周回数である. 図 16 では  $M = 1$  として計算している.

非同期軌道遷移を利用したフライバイ軌道設計結果を図 17 に示す. 太陽-火星固定回転座標系で 3ヶ月間 Deimos フライバイ運用を続けた場合、日照方向を約  $174^\circ$  回転させることが可能であり、ほとんど全面観測が可能である. また、MOE 前に Deimos フライバイ探査をする場合の全体の軌道図を図 18 に示す.



第 17 図: Deimos フライバイ・ツアー



第 18 図: Deimos フライバイ軌道設計

#### 4. 結 論

本論文では、MMX のプリプロジェクト段階における軌道設計検討を包括的に示した. 特にノミナル往還軌道設計に関しては、往路・復路をそれぞれ1つのポークチョップ図に描画することで、ミッション制約を満たす最適軌道を大域的に探索した. また、軌道設計におけるトレードオフ事項として、ロバスト軌道投入則および Deimos 探査軌道設計について議論した. ロバスト軌道投入則については、一般の接線方向  $\Delta V$  による軌道投入則を提案し、火星到着日に関して広範囲にロバスト軌道が存在することを示した. また、Deimos 探査軌道については、非同期軌道遷移を利用した交点切り替えにより、ほとんど全球観測が可能なフライバイ軌道を示した.

## A.1 軌道投入・離脱のための $\Delta V$ 評価

本章では、図2に示す MOI/MOE シーケンスで必要となる  $\Delta V$  の計算式を与える。  $\Delta V_1$  (MOI-1/MOE-3) は近点半径  $r_p$  の位置で  $V_\infty$  の双曲線軌道と遠点半径  $r_A$  の楕円軌道を接続するように与えられる。  $\Delta V_2$  (MOI-2/MOE-2) は遠点半径  $r_A$  の位置で角度  $i_\Omega$  分の面変更と近点上げ/下げを合わせて加えられる。  $\Delta V_3$  (MOI-3/MOE-1) は遠点半径  $r_A$  の楕円軌道と Phobos 軌道 (半径  $a_p$ ) を接続するように与えられる。それぞれの値は下記の式で計算される。

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{2GM_M}{r_p} + V_\infty^2} - \sqrt{\frac{GM_M}{r_p}} \sqrt{\frac{2r_A}{r_p + r_A}} \quad (\text{A1})$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{GM_M}{r_A}} \sqrt{\alpha + \beta - 2\sqrt{\alpha}\sqrt{\beta} \cos i_\Omega} \quad (\text{A2})$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{\frac{GM_M}{a_p}} - \sqrt{\frac{GM_M}{a_p}} \sqrt{\frac{2r_A}{a_p + r_A}} \quad (\text{A3})$$

但し、  $\alpha = \frac{2a_p}{a_p + r_A}$  および  $\beta = \frac{2r_p}{r_p + r_A}$  である。また、軌道傾斜角  $i_\Omega$  は、球面三角法の正弦定理から下記の式で計算される。

$$i_\Omega = \sin^{-1} \left( \frac{\sin \delta_\infty}{\sin f_\infty} \right) \quad (\text{A4})$$

ここで、  $\delta_\infty$  は無限遠速度ベクトル  $V_\infty$  の Phobos 面に対する角度であり、  $f_\infty$  は双曲線軌道の無限遠方向の真近点離角であり、

$$f_\infty = \cos^{-1} \left\{ \left( 1 + \frac{r_p V_\infty^2}{GM_M} \right)^{-1} \right\} \quad (\text{A5})$$

で与えられる。

## 参考文献

- 1) Yasuhiro Kawakatsu, Kiyoshi Kuramoto, et al. Mission Concept of Martian Moons eXploration (MMX). In *68th International Astronautical Congress*, Adelaide, Australia, September 2017.
- 2) Hitoshi Ikeda, Shinji Mitani, et al. Orbital Operations Strategy in the Vicinity of Phobos. In *26th International Symposium on Space Flight Dynamics*, Matsuyama, Japan, June 2017.
- 3) 池田人, 中村智樹, 他. サイエンス運用ワーキングチームによる MMX 科学観測計画の検討. 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 久留米, 福岡, 10 月 2018 年.
- 4) Andrey B. Sergeevsky, Gerald C. Snyder, and Ross A. Cunniff. Interplanetary Mission Design Handbook, Volume I, Part 2. Earth to Mars Ballistic Mission Opportunities 1990-2005. *JPL Publication 82-43*, 9 1983.
- 5) Stefano Campagnola, Chit Hong Yam, et al. Mission Analysis for the Martian Moons Explorer (MMX) Mission. *Acta Astronautica*, Vol. 146, pp. 409–417, 2018.
- 6) Naoko Ogawa, Yuichi Tsuda, et al. Orbit Design for Martian Moons Explorer. In *26th International Symposium on Space Flight Dynamics*, Matsuyama, Japan, June 2017.
- 7) Kyosuke Tawara, Yasuhiro Kawakatsu, and Naoko Ogawa. Deimos Observation Trajectory Options for Phobos Sample Return Mission. In *27th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, San Antonio, Texas, January 2017.
- 8) 半揚稔雄. ミッション解析と軌道設計の基礎. 現代数学社, 2014.
- 9) Dario Izzo. Revisiting Lambert's Problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Vol. 121, pp. 1–15, 2015.
- 10) Elisabet Canalias, Laurence Lorda, and Julien Laurent-Varin. Design of realistic trajectories for the exploration of Phobos. In *2018 Space Flight Mechanics Meeting*, Kissimmee, FL, January 2018.
- 11) Shota Takahashi. General Characteristics of Robust Orbit Insertion and Trajectory Design with MOI Robustness in MMX Mission. In *31st International Symposium on Space Technology and Science*, Matsuyama, Japan, June 2017.
- 12) Brent Buffington, Nathan Strange, and Stefano Campagnola. Global Moon Coverage via Hyperbolic Flybys. In *23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*, Pasadena, CA, November 2012.
- 13) Naoya Ozaki, Takuya Chikazawa, Kota Kakihara, Akihiro Ishikawa, and Yasuhiro Kawakatsu. Extended Robust Planetary Orbit Insertion Method Under Probabilistic Uncertainties. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 57, No. 6, pp. 1153–1164, 2020.