

令和 5 年 6 月 5 日現在

機関番号：82645

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2020～2022

課題番号：20K22406

研究課題名（和文）衛星の擬周回軌道設計及びその誘導制御に関する研究

研究課題名（英文）Study on Design and Guidance of Quasi-satellite Orbit

研究代表者

大木 優介（Yusuke, Oki）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員

研究者番号：70882760

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 2,200,000円

研究成果の概要（和文）：本研究では、惑星の衛星探査で注目される擬周回軌道、QSOの実用的な設計・誘導制御方法を提案し、数値解析により有用性を実証した。フルエフェメリスによる摂動下でも安定的にQSOに滞在するための設計手法、また軌道維持するための誘導則を導いた。はやぶさ2の周回運用解析を通して低軌道の不安定性への知見も深めるとともに、QSOの特定の低高度帯で見られる不安定性を解決する軌道遷移方法も考案して、運用安全性を評価した。最後に、軌道安定性と電力を同時最適化する、軌道力学のみならず探査機システムも含めたQSO誘導則も実証し、多角的に実用的なQSO活用の方策を示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究の学術的意義は、円制限三体問題下で定義される第2天体回りの周回軌道、QSOを、実際の天体の摂動を考慮した上で維持できるよう拡張している点である。天体力学を精緻化することで起こる、QSO維持や遷移での不安定性の問題の解決策を提示し、数値的に実証した。また今後探査の機会増加が見込まれる火星衛星や木星衛星における滞在方法を、QSOの力学的安定性、探査機システム安全性、省燃料性、観測性の観点で整理した点において、社会的意義がある。

研究成果の概要（英文）：In this study, we proposed practical design and guidance control methods for quasi-satellite orbit, QSO, which are attracting attention in planetary satellite exploration, and demonstrated their usefulness by numerical analysis. Design methods and guidance of orbit maintenance for stably staying in QSO even under perturbation by full ephemeris were derived. Through the analysis of orbital operation of Hayabusa2, we deepened our knowledge of instability in low-altitude orbit, and also devised an orbit transition method to solve the instability in a specific low-altitude region of QSO, and evaluated operational safety. Finally, we demonstrated the QSO guidance law including not only the orbital dynamics but also the spacecraft system, which simultaneously optimizes the orbital stability and power, and presented a multifaceted and practical QSO utilization policy.

研究分野：アストロダイナミクス

キーワード：Distant retrograde orbit 軌道保持 軌道遷移 軌道安定性

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属します。

1. 研究開始当初の背景

太陽系や生命の起源を解き明かすには、小惑星・彗星や惑星の衛星といった小天体探査が必要不可欠である。2019年、小惑星探査機「はやぶさ2」が2度の小惑星着陸成功を収め、我が国は小天体探査技術を大きく躍進させた。そして次なる探査領域として注目されるのは、小型の衛星探査である。探査機が衛星近傍に長く滞在するには、省燃料・観測性の観点から衛星を周回すべきである。衛星の重力圏は非常に小さく、主天体の重力が支配的であるので、周回のためには **Quasi-Satellite Orbit (QSO)** の利用が有力である。QSO は主天体を周回しつつ、見かけ上衛星を周回できる擬周回軌道であり、その有用性が示唆されている(図1)。しかし、実際に QSO 上で探査機を運用し、衛星を周回したことは世界に例がなく、実運用を想定し安全性・観測性を目的関数として QSO を設計した研究や、安定的に長期間軌道を保つため誘導制御する研究の報告は乏しい。その上、低高度では衛星のデコボコな形状によるいびつな重力場の外乱が大きく、より周回の難易度が上がる。一方で、はやぶさ2によりいびつな小惑星リュウグウ付近での豊富な運用データが得られた。この実績が、いびつな衛星重力場が低高度軌道に与える影響を解明する手掛かりになるのでは、と期待できる。よって本研究では、「衛星近傍における周回軌道上に、省燃料・安全に長時間滞在して科学観測するには？」という問いを解決することを目指す。

各国における深宇宙探査の動向を図2に図示する。衛星探査という観点では、NASAの木星探査機 Galileo や土星探査機 Cassini などにより、木星衛星エウロパや土星衛星エンケラドゥスなどの観測を行っているが、これらは天体の付近を横切るフライバイ探査であり、QSOにより長期間にわたって観測できていない。月以外の衛星探査においては、周回探査を行った例はかつてない。天体を周回して探査した例は、そのほとんどが惑星探査や、小惑星探査 Dawn など対象天体重力が大きく、単純なケプラー運動で解ける軌道を用いている。重力が弱い小天体の周回を成功させた希少な例は、2019年に2例誕生した。NASAの小惑星探査機 OSIRIS-Rex が探査機自身を周回軌道に投入した例と、はやぶさ2が行った、ローバー等の周回軌道投入実験である。はやぶさ2と OSIRIS-Rex が、微小重力の小天体や衛星における周回探査の可能性を切り開いた。本研究は、この2つのミッション成果の「深化」と「拡張」と位置づけられる。本研究は、はやぶさ2の実データや OSIRIS-Rex の報告を活用し、いびつな重力場と低高度軌道の関係を深掘りして、その成果を QSO 軌道設計・誘導制御法に適用することで、周回軌道上での実用的な探査機運用方法を、衛星重力場までに拡張している。QSO 上での実用的な長期滞在方法を確立することで、我が国は天体近傍運用技術を、小天体に加え衛星まで包括的に得られることとなる。さらに本研究成果を、MMXへ提言し、実用化を目指す。このように、小天体・衛星・周回の3要素がオーバーラップした未踏領域の探査技術を、実証を持って確立できる点において、国際的に大きなインパクトを与えることができる。



図1. Quasi-Satellite Orbit (QSO)

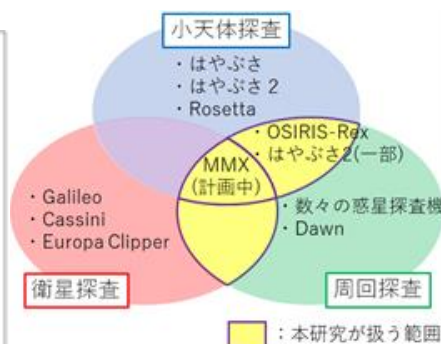


図2. 各国における深宇宙探査の動向

2. 研究の目的

(1)の背景を踏まえ本研究では、衛星近傍に安全に長期滞在できる QSO の設計・誘導制御方法を確立する。具体的には、火星-衛星系を例に取った数値シミュレーションにより、確立した QSO 設計・誘導制御方法の有用性を実証する。その際、はやぶさ2運用データも活用し、いびつな小天体の重力場推定の高精度化とともに、理論研究に終始せず、安全性・観測性・軌道維持など、実運用の観点で不可欠な要素を考慮する。実用的な軌道設計・誘導制御法を確立する点は、既存研究と異なる点である。

3. 研究の方法

まずは外乱が少なくかつ次元が低い高高度 2D-QSO に着目する。実際の摂動下では QSO は振動し、天体衝突リスクが高まる。そこで振幅を最小化する非線形最適化問題を求解することで長期間安定化する QSO 設計・軌道保持方法を確立する。具体的には、航法・物理モデル誤差などを入れた統計的シミュレーションにより、衝突や離脱可能性から安全性を評価し設計パラメータを導出する。得られた 2D 解を初期解として 3D に拡張し、3D-QSO の解空間を精査して安定度の高い軌道を抽出する。その後、2D と同様に設計・軌道保持法の衝突・離脱の可能性を評価する。また衛星の観測カバー率を目的関数とした解も求解し、衛星観測性と安全性、軌道保持頻度のトレードオフを行う。またははやぶさ 2 で得られた、小惑星を周回したローバーの実測値を解析し、従来手法の小惑星を密度一定として形状から計算する重力・軌道推定値と比較検討することで、衛星の低高度 QSO の設計に示唆を与える。高高度および低高度両方の 2D,3DQSO の設計法、誘導制御法を確立した後には、それらの高度間を遷移する方策を提案し、同様に省燃料性、安全性の観点で体系立てる。

4. 研究成果

1) 2D-QSO および 3D-QSO の設計法

まず安定性の高い 2D-QSO の設計方法を提案した。本手法ではまず、火星-フォボス-宇宙機の 3 体問題下で得られる閉軌道である QSO の初期状態量を用いて、火星・フォボスの重力高次項、太陽重力、太陽輻射圧などの摂動を考慮した力学系にて軌道伝播を行う。得られた軌道の CRTBP 座標における Y 軸を通過するブレ幅を目的関数とし、これを最小化することで、摂動下でも安定的な 2D-QSO の設計方法を確立した(図 3)。また、2D-QSO を初期値とし、面外方向へ速度を与えることで、3D-QSO の解空間を探索した。ここで、モノドロミー行列を用いた安定性指標も活用し、安定性・2D から 3D への遷移にかかる ΔV 、天体の観測性の観点で解空間を整理した。図 4 にも示す 3D-QSO 解空間表は、実ミッションで 3D-QSO を選定する際にも非常に有用である。

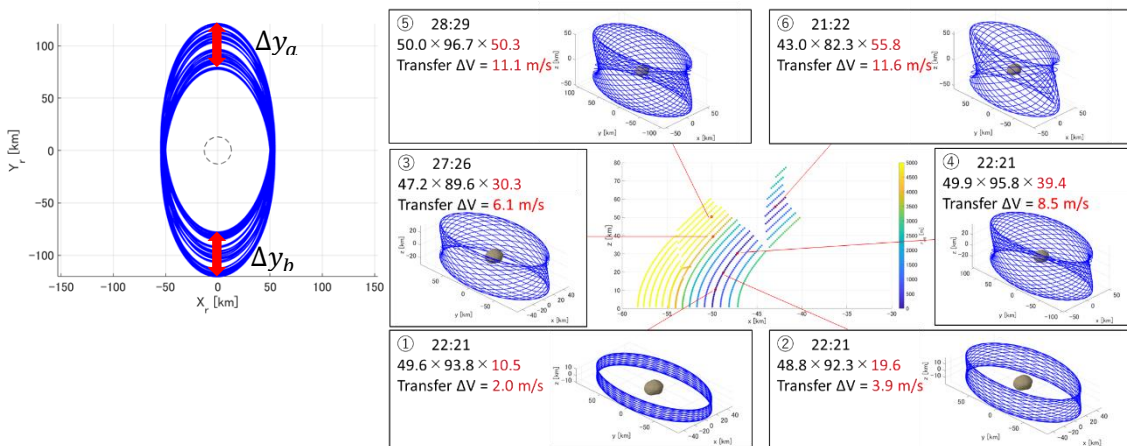


図 4. 3D-QSO の解空間

2) 低高度軌道解析および低高度 QSO の保持方法の確立

小天体低軌道といびつな小天体形状の関係を解析するため、はやぶさ 2 ローバーおよび着陸用マーカー周回運用の実測値と計画値を比較検討し、低高度軌道の小天体重力推定に与える影響評価を実施した。探査機光学カメラに映った画像から軌道を復元し、探査機の投入精度が設計値以内であり、投入条件がローバー投下直後の画像と比較し確からしいことを解明するとともに、小惑星自転方向と軌道方向が同方向のとき、逆方向のときよりも小惑星の重力場の偏りに対して軌道感度が高く、また軌道推定精度も高いことを明らかにした(図 5)。

低高度 QSO においては、まず安定性マップを作成することにより(図 6)、フォボス重力場の不均一性よりも、火星重力とフォボス重力が拮抗する、フォボス中心距離 28,29km 帯で非常に不安定化することを明らかにした。この結果は先行研究とも整合しており、特に不安定な高度でも安全に運用できるような QSO 保持アルゴリズムを新たに提案した。本アルゴリズムでは、X 軸を通過時の Y 値におけるリファアレンス軌道との差分を最小化することで、ノミナル QSO に沿った誘導制御を実施している。摂動や実際に想定される軌道決定誤差、 ΔV 誤差を含んでも、1 か月の長期間安定的に低高度 QSO を保持できることを、モンテカルロシミュレーションによって実証した。また、QSO 保持運用の安全性を高めるため、 ΔV をスキップした際の衝突余裕を新たな指標として評価したところ、近フォボス点にて軌道制御するときもっとも衝突指標が下がり安全であることを初めて実証した。

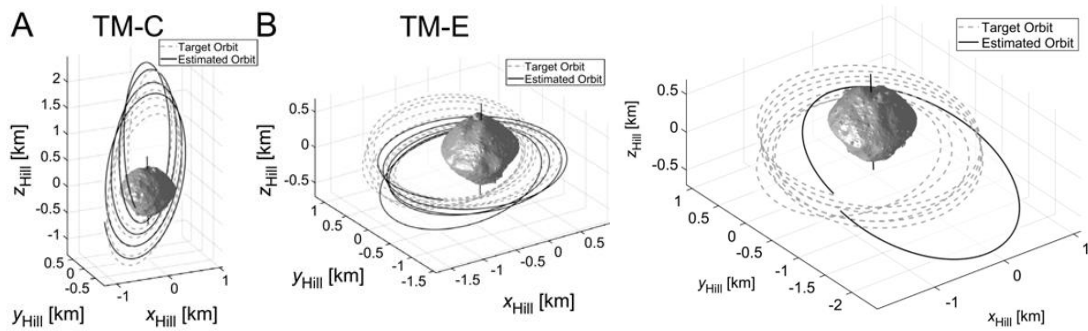


図 5. リュウグウを周回するローバーおよびマーカーの計画値と推定値

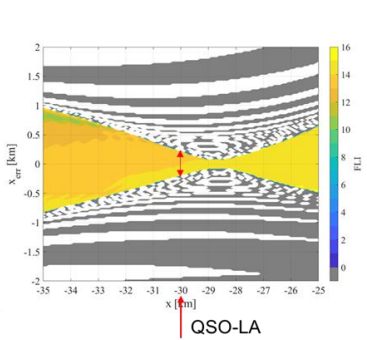


図 6. 安定性 Map

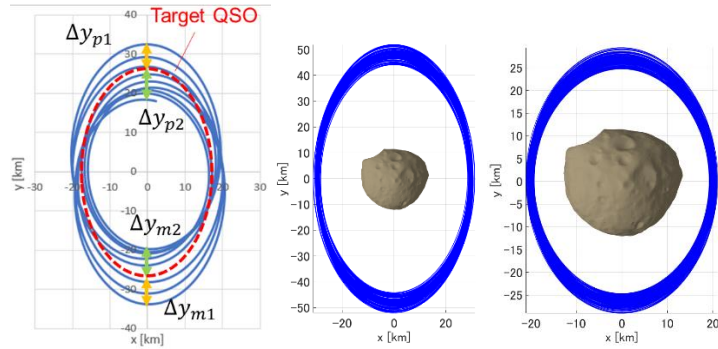


図 7. 低高度 QSO の保持アルゴリズムと保持結果

3) 新たな QSO 間遷移方法の確立

異なる高度の QSO 間の遷移方法には、単周回遷移や swing QSO を用いた遷移、多周回 QSO を活用した遷移などの先行研究があった。しかし、(2)で発見した不安定高度帯を通過する遷移では、軌道決定誤差を考慮すると、先行研究の方策ではフォボスへの衝突確率が高く安全性が低いことを明らかにした。そこで新たに2つの遷移方法「多周回マルチインパルス遷移」と「3D 遷移」を提案し、(2)と同様にモンテカルロシミュレーションによって有用性を評価した(図 8)。両方策と既存研究の衝突リスク安全性を解決しており、総消費燃料の観点では多周回マルチインパルス遷移が、遷移時間においては 3D 遷移の方が優位であり、ミッション目的に応じて使い分けられるようトレードオフを整理した。

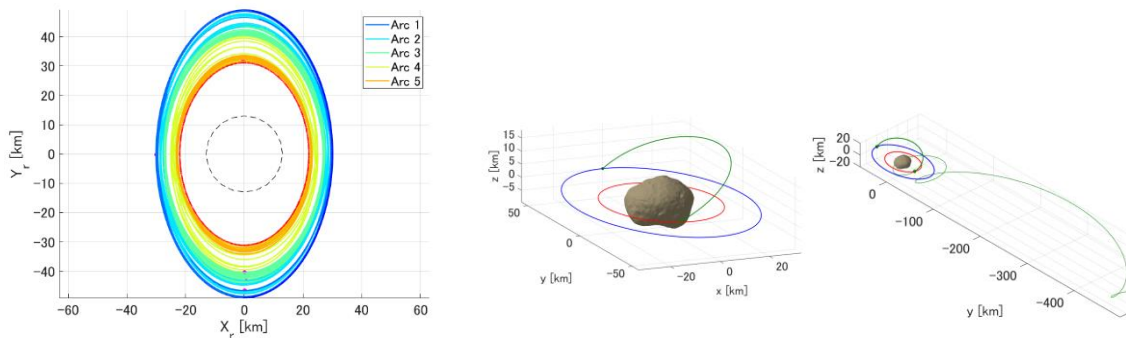


図 8. 異なる高度の QSO 間を遷移する「多周回マルチインパルス遷移」と「3D 遷移」

4) 軌道安定性および電力の同時最適化手法の構築

実際の QSO 運用上では、軌道力学の視点のみならず、探査機システムとして安全に運用できるかが非常に重要である。特に QSO では、フォボスのみならず火星の蝕が発生するため、通常の惑星探査機に比べて電力環境が過酷である。そこで、多領域最適化手法を取り入れ、軌道の安定性と電力のバッテリー指標を同時最適化する手法を新たに提案した。"Aspiration level method"により2目的関数を同時最適化することで、安定的に QSO 保持 ΔV を算出できる。これにより、従来、蝕の時間が長くバッテリー放電が設計値を超えるため低高度 QSO に滞在できなかった期

間も、QSO 位相を調整することで安定的かつ電力システムも成立させながら低高度 QSO に滞在できることを数値シミュレーションにより実証した。

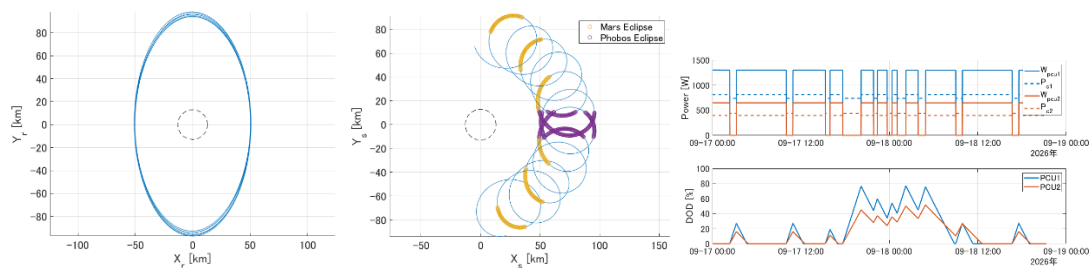


図 9. 軌道安定性と電力を同時最適化した際の軌道図(火星—フォボス固定座標および太陽—フォボス固定座標と発生電力とバッテリー放電深度の推移

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件/うち国際共著 1件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Yusuke Oki, Kent Yoshikawa, Yuto Takei, Hiroshi, Takeuchi, Hitoshi Ikeda, Shota Kikuchi, Naoko Ogawa, Takanao Saiki, Yuichi Tsuda, Manabu Yamada, Toru Kouyama, Shingo Kameda	4. 巻 Chapter 16
2. 論文標題 Orbiting experiment of artificial objects deployed from Hayabusa2	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Hayabusa2 Asteroid Sample Return Mission	6. 最初と最後の頁 313, 340
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/B978-0-323-99731-7.00016-7	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Oki Yusuke, Yoshikawa Kent, Takeuchi Hiroshi, Kikuchi Shota, Ikeda Hitosi, Scheeres Daniel J., McMahon Jay W., Kawaguchi Junichiro, Takei Yuto, Mimasu Yuya, Ogawa Naoko, Ono Go, Terui Fuyuto, Yamada Manabu, Kouyama Toru, Kameda Shingo, Yoshida Kazuya, Nagaoka Kenji, Yoshimitsu Tetsuo, Saiki Takanao, Tsuda Yuichi	4. 巻 4
2. 論文標題 Orbit insertion strategy of Hayabusa2's rover with large release uncertainty around the asteroid Ryugu	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Astrodynamics	6. 最初と最後の頁 309 ~ 329
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1007/s42064-020-0080-y	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 該当する

〔学会発表〕 計7件（うち招待講演 0件/うち国際学会 4件）

1. 発表者名 Yusuke Oki, Hitoshi Ikeda, Kazuma Nishimura, Masaya Nakano
2. 発表標題 Operational Safety Analysis on Quasi-Satellite Orbits for Martian Moon eXploration Mission
3. 学会等名 International Symposium on Space Technology and Science（国際学会）
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Yusuke Oki, Hitoshi Ikeda, Kazuma Nishimura, Masaya Nakano
2. 発表標題 A Study on Design of Quasi-Satellite Orbit around Martian Moon
3. 学会等名 Astrodynamics Symposium（国際学会）
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 大木優介、池田人、西村和真、中野将弥
2. 発表標題 複合領域最適化による火星衛星回りの疑周回軌道設計
3. 学会等名 自動制御連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 大木優介、池田人、西村和真、中野将弥
2. 発表標題 運用安全性を考慮した疑周回軌道間の遷移軌道
3. 学会等名 宇宙科学連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 大木優介、吉川健人、竹内央、池田人、菊地翔太、武井悠人、佐伯孝尚、津田雄一、山田学、神山徹、亀田真吾
2. 発表標題 はやぶさ2による小惑星周回人工衛星の実現とその軌道解析
3. 学会等名 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 N. Kazuma, Y. Yamamoto, N. Shoya, I. hitoshi, O. Yusuke, O. Naoko
2. 発表標題 Design and operational safety assessment of Quasi-SatelliteOrbits around Phobos for the Martian Moons eXplorer (MMX)mission
3. 学会等名 Astrodynamics Symposium (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 0. Yusuke
2. 発表標題 Orbit Design and Operation Result of The Orbiting Operation of Hayabusa2 ' s Rover and Target Marker
3. 学会等名 Astrodynamics Symposium (国際学会)
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関