

第31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) 衛星捕獲・輸送システム「OCTAS」
副題 (自由記入) Orbital Capture and Transportation System (OCTAS) with Tether and Electromagnet Technologies
学校名 渋谷教育学園渋谷高等学校

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

大型軌道上プラットフォームを拠点とした持続的な衛星サービス提供に向け、プラットフォームから放出された小型輸送機が推進剤に過度に依存せずに協力的衛星を捕獲・輸送するシステムを提案する。システムの実現には、テザーとクライマーと磁石を用いた革新的ランデブードッキング技術を使用する。具体的なミッションとして、運用終了の低軌道衛星を捕獲し、プラットフォームに輸送してメンテナンスと部品交換のサービスを提供し、新たなミッションを与えてリロケーションする。

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

ISS等の大型軌道上プラットフォームを拠点とし、協力的サービス対象衛星(ターゲット)を継続して修理・管理するには、毎回プラットフォームが軌道変換することなく、放出された小型輸送機が衛星の捕獲・輸送を担当するシステムが必要となる。この衛星捕獲・輸送システムの根幹をなす、ターゲットの捕獲・輸送には、自律的、持続的、安全、かつ低コストな新ランデブードッキング(RVD)技術の開発が重要になる。具体的には、持続性・再利用性といったサステナビリティの観点から、テザーと磁石を活かしたRVD技術を提案する。よって、本ミッションの目的は、テザーを使用することでランデブーに必要な推進剤を大幅に削減し、磁石で標準化された安全なドッキングを保証し、化学推進系(RCS)でテザーを用いた最終接近精度を向上するRVDシステムを活用した輸送機が協力的衛星を捕獲し、プラットフォームに輸送し、サステナブルな軌道上サービスの提供を実現することである。

(b) 重要性・技術的、社会的意義等

本ミッションの技術的意義は、持続的な軌道上サービスに必要な衛星捕獲・輸送システムを実現させる、テザーと磁石の特徴を活かしたRVD技術の確立である。具体的には、テザー単体で張力を制御するRVDだと、操作量の自由度不足で目標値追従精度が低いためRCSによる3自由度制御が必要であるが、消費推進剤が多く、接近に長時間を要するため困難だとシミュレーションから判明した。この問題を解決するべく、プラットフォーム、クライマー衛星、エンドマスの3基の衛星をテザーで繋ぎ、クライマーと磁石でターゲット衛星とドッキングするテザーシステムを開発した。プラットフォームを拠点とした2本のテザーが上下に張られるクライマーとテザー先端にあるエンドマスを上昇下降させると発生するコリオリ力を利用し、テザーの振り子運動を作ってクライマーをターゲットと位置速度を合わせ、張力とRCSの協調制御によりターゲットに最終接近し、極近傍域において電磁石でドッキングする。2本のテザーの張力を活かして、ランデブーによって生じたテザーの軌道面内外の角度・角速度を0にし、テザーを巻き取ることで衛星を帰還させる。衛星へのサービス提供後の新軌道へのリロケーションも、同様の方法でテザーを伸展させて、リリースする。この技術により、全行程で化学推進機を用いた推進系ベースのRVDミッションに比べ、推進剤の劇的な削減効果がシミュレーションから確認できた。

また、本研究の意義として、RVDの制御シミュレーションにより、RVDミッション・衛星の設計妥当性と、運用時間や推進剤消費量等のシステムパラメータを評価・決定し、本ミッション全体のフィージビリティを検証することで実用性を裏付けている。

社会的意義は、上記のRVD技術は、RCSの使用を大幅に抑えた、代替的でサステナブルな衛星捕獲・輸送手段になるということである。このRVD技術を採用した軌道上プラットフォームを設置することで

協力的衛星の再利用、修理、組み立て、燃料補給等の衛星サービスが継続的に低コストで提供することが可能になり、実現すれば、いずれ宇宙空間の衛星エコシステムを形成することも可能になる。また、民間による責任ある宇宙利用・開発の促進が期待される。

4. ミッションの具体的な内容

(a) システム

提案するシステムはプラットフォーム、プラットフォームとテザーAで連結されるクライマー、クライマーとテザーBで連結されるエンドマスで構成され、運用シーケンスはフェーズ①～⑤に図1のように分類される。

①遠距離接近：クライマーはプラットフォーム、エンドマスはクライマーから1[m/s]で地球半径方向(R-bar)に放出される。プラットフォームはテザーAを伸展し、クライマーをターゲット軌道まで移動させ、エンドマスはテザーBをテザーAと同じ長さだけ伸展させる。プラットフォームに対してR-barのターゲット軌道上のランデブー地点においてテザーの面内外角度と相対速度が0になるように張力を制御してプラットフォームを支点としたテザーの振り子運動を発生させる。

②最終接近：クライマーは誘導則に基づいた振り子運動により、ターゲットと相対距離100[m]・相対速度1[m/s]以下でランデブー地点を通過すると、テザーの協力的な伸展とRCSの噴射により最大相対速度20[cm/s]でV-bar接近する。この時、クライマーは姿勢制御システムを利用し、ターゲットに対して視線方向(LOS)指向制御を行う。

③ドッキング：クライマーはターゲットのドッキング面から相対距離1[m]に達すると、姿勢を合わせてソレノイドが作る磁界を制御することでターゲットを最大相対速度3[cm/s]で引き寄せて、3爪グリッパーを用いて結合を固定させる。

④帰還：張力を制御しテザー長を調整することで最終接近・ドッキングフェーズによって生じたテザーの面内外角度・角速度を0に戻しつつ、テザーを最終的に回収することでエンドマスはクライマーに、クライマーはプラットフォームに帰還して磁石でドッキングし、プラットフォームはターゲットを受け取り、軌道上サービスを提供する。

⑤リロケーション：サービスを受けたターゲットを新運用軌道に投入する場合、クライマーは①と同様に新軌道までターゲットを結合させたまま移動し、振り子運動を発生させることで必要な瞬間軌道速度を与え、電磁石の反発力を発生させてアンドッキングし、クライマーとエンドマスは④と同様にプラットフォームに帰還する。

本研究では、ターゲットの捕獲・輸送システムを提供するクライマーとエンドマスの設計と制御(航法誘導制御システム)にフォーカスする。クライマーとエンドマスの外部を図2、諸元を表1に示す。

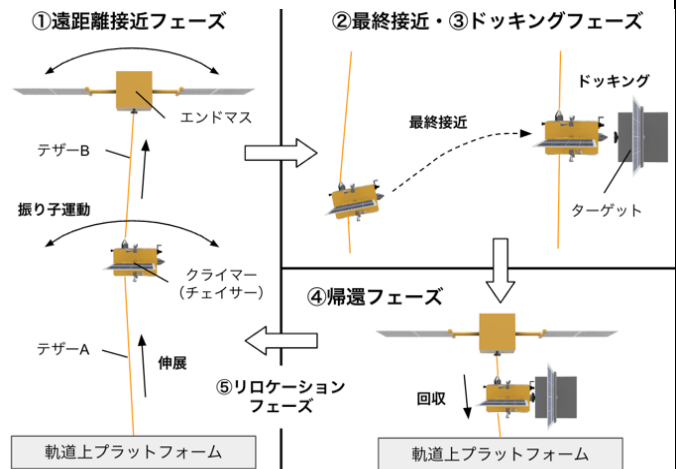


図1 RVDシステムの運用シーケンス

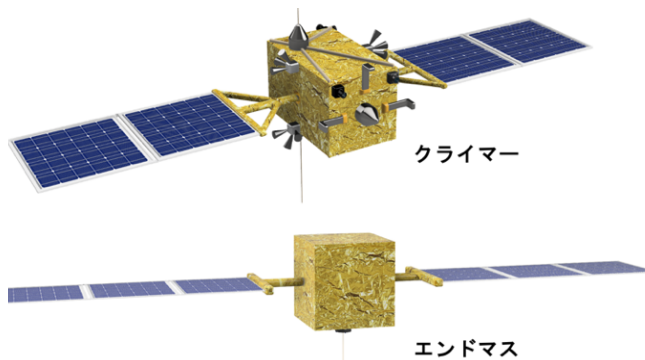


図2 クライマーとエンドマスの外部

表1 クライマーとエンドマスの諸元

項目	クライマー	エンドマス
本体寸法	W0.75[m] × H0.75[m] × L1.25[m]	W1[m] × H1[m] × L1[m]
重心座標	衛星本体の中心	
慣性行列	diag (28.1, 53.1, 53.1) [kgm ²]	diag (83, 83, 83) [kgm ²]
Wet質量	300[kg]	500[kg]
構体系	アルミニウム合金	
姿勢制御系	スタートラッカー、太陽センサー、ジャイロセンサー、直交3軸型リアクションホイール、アンローディング用RCS、テザートルク制御システム	太陽センサー、地球センサー、ジャイロセンサー、直交3軸型リアクションホイール
軌道制御系	加速度センサー、軌道制御・RVD用RCS、ヒドラン補給タンク	なし
通信系	Long Range (LoRa) 無線モジュール、LoRa通信アンテナ	
C&DH系	航法誘導制御OBC	
電源系	2翼回転式太陽電池パドル、電力制御分配ユニット、リチウムイオン電池	
熱制御系	ヒートパイプ、多層断熱材、ヒーター、Optical Solar Reflector (OSR)、アンテナの白色塗装、衛星内部・機器の黒色塗装	
Mission機器	プローブ型ドッキング機構、GPS受信機、Flash LIDAR、単眼カメラ	テザーリール機構、LEDアレイ、ドローグ型ドッキング放出機構、GPS受信機

また、運用シーケンスと衛星設計の妥当性、1回のミッションの所要時間と消費推進剤質量、テザーリール機構の仕様は、RVD シミュレーションにより評価・決定し、本システム全体のフィージビリティを検証した。シミュレーションの解析には、上記の運用シーケンスに従って高度 550[km]の運用を終了した低軌道衛星を捕獲し、高度 500[km]のプラットフォームに移動してサービスを提供し、新ミッションを与えて高度 450[km]の新軌道にリロケーションするミッションシナリオを設定した。

結果、クライマーを活用することで操作量を増やし、振り子運動によりターゲットと位置速度を合わせ、テザーと RCS の協調制御により推進剤消費量を減らせることが確認できた。また、テザーによる RVD の目標値追従精度は RCS による RVD より低いことが確認されたが、接近精度要求が高いドッキングでは磁石を使い、各フェーズの切り替え条件を達成し、自律的な衛星同士の RVD は有人の ISS への RVD よりも精度要求が低いことから、本システムのフィージビリティを確認できた。最後に、RVD 全体で消費推進剤質量が 131[g]となり、輸送機が化学推進機を用いてホーマン軌道でターゲット軌道に遷移する推進系ベースの RVD ミッションの 99[%]以上の消費推進剤を削減できることが分かった。

(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

シミュレーションの結果から、プラットフォームとターゲットの高度差が大きい程、最大張力と最大伸展収納速度が増えることが確認できた。よって、様々なミッションシナリオにおいても広範囲で正確なトルクと回転速度を実現できるモーターの開発が課題となる。モーターの必要な最大出力トルク及び回収速度を減らすために、高度差を減らす、最終接近とドッキングフェーズの所要時間を短縮する、テザー A・B を分割して複数のクライマーが搭載のリール機構を用いて短いテザーを協力的に張力制御するといった対策が挙げられる。また、高度差やリール性能や軌道傾斜角等を考慮したパラメトリックスタディを実施し、システムの運用可能領域を定め、経済的効果を定量的に評価する必要があると考える。

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、宇宙での実証実績が少ないテザーと磁石を活用した RVD 技術を導入することで、協力的衛星の捕獲・輸送を実現している点で独創性がある。テザーはこれまで主にデブリ捕獲ツールとして研究・実験が行われてきたが、本ミッションでは衛星を再利用するという未来志向の目的の実現ツールと捉えている。また、テザーによる RVD は ISS 等の大型軌道上プラットフォームとの直接的 RVD を避け、間接的に遠隔でクライマーがターゲットと RVD し、プラットフォームに輸送するため、大型構造物との直接的 RVD の失敗で大惨事が起こるリスクも回避できる。最後に、本テザーシステムは、テザー単体ではなく、3 衛星をテザー 2 本で繋げ、張力制御によって発生した振り子運動を利用したテザー技術であり、シミュレーションから推進剤の削減を実際に確認できている点で独創的である。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

政府や民間企業の宇宙事業参加が加速し、衛星が活躍する機会が大幅に増えると予想される。今後急拡大する軌道上サービスの需要を支えるのが、軌道上プラットフォームである。成功すれば衛星を軌道上で供給・修理・管理する衛星のエコシステムを確立することができる。全ての衛星を地上から打ち上げるのではなく、衛星やそのコンポーネントを軌道上で再利用することにより、サステナブルな宇宙開発の促進につながる。軌道上サービスの利用によって、衛星の打ち上げ、開発、故障、運用寿命に伴うコストが削減されれば、民間の参加が更に容易になり、地球と宇宙の SDG 促進に貢献しつつ、宇宙開発を加速させることができる。

軌道上サービスの継続性を担保する衛星の捕獲・輸送システムの実現には、上記の革新的 RVD 技術が鍵となり、テザーと磁石の活用が推進剤の使用の大幅低減を図り、RVD の低コスト化によるサービスの継続性を実現している。テザーの実用性が実証されることで宇宙サステナビリティを代表するソリューションの一つとして認識され、軌道間の輸送手段としてのテザー技術の開発の促進も期待される。

6. 謝辞

本研究は、東京大学グローバルサイエンスキャンパス (UTokyoGSC) を通じて、東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻の中須賀真一教授のご指導の下、行いました。この場を借りて、中須賀先生に深く御礼申し上げます。

以上

第3 1回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

衛星捕獲・輸送システム「OCTAS」
渋谷教育学園渋谷高等学校3年
佐藤裕成アレックス

1. ミッションの背景と目的

近年、宇宙での衛星再利用やメンテナンスのニーズが強まっている。実際に、衛星を供給・修理・管理するための大型軌道上プラットフォームを拠点としたサービス提供が計画されている。例えばEUのPERIOD計画では、衛星の組み立て、検査、燃料補給を行うISS上の工場を開発している^[1]。このようなサービスを継続的に行うには、毎回プラットフォームが軌道変換することなく、放出された小型輸送機がサービス対象衛星（ターゲット）を捕獲し輸送するシステムが必要となる。その潜在的な需要規模から運用に多くの推進剤が使用されることを考えると、輸送機が従来の推進系ベースのランデブードッキング（RVD）に過度に依存しない、代替する捕獲・輸送手段の開発も鍵となる。現在主流の化学推進系（RCS）は推進剤による質量増加と寿命短縮、プルームインピンジメント等の欠点があり、長期的に継続使用が不可欠なサービスには不向きだからである。この課題を解決するには、輸送機がターゲットを自律的、持続的、安全に、低コストで捕獲・輸送できる新RVD技術を開発することが重要になる。

持続性・再利用性といったサステナビリティの観点から、この課題へのソリューションとしてテザーに注目した。先行研究では、宇宙ロボットがテザーを伸展しつつRCSを噴射する協調制御によりデブリに軌道進行方向（V-bar）接近し、捕獲するミッションが考案され、接近で2倍以上の推進剤を抑えられることが確認されている^[2]。だが、ドッキングにおいてテザー張力を制御して数十[cm]オーダーの相対位置誤差を素早く無くすることは難しいことをシミュレーションで確認した。

そこで、相対位置姿勢誤差を0にしてドッキングを保証するために磁石の利用を検討する。実際Astroscale社は2021年のELSA-d実証実験で、非協力物体搭載の標準化された磁性体の金属板に衛星が引き合うことで捕獲に成功し、磁石によるドッキングの実現性を確認した^[3]。

以上を踏まえ、小型輸送機が協力的衛星を捕獲し、大型プラットフォームに輸送することで、軌道上サービスを提供する捕獲・輸送システムを提案する。テザーでランデブーの消費推進剤を大幅に削減し、磁石で標準化された安全なドッキングを保証し、RCSでテザーを用いた最終接近精度を向上するRVDシステムに焦点を当てる。よって本ミッションの目的は、輸送機がテザー、磁石、

RCSの3つのRVD技術を活用して協力的衛星を捕獲し、プラットフォームに輸送し、サステナブルな軌道上サービスの提供を実現することである。

2. ミッションの意義

本ミッションの技術的意義は、宇宙での実証実績が少ないテザーと磁石の特徴を活かすRVDシステムの確立による継続的な軌道上サービスの低コスト化と効率化である。

具体的には、テザー単体で張力を制御するRVDだと、制御シミュレーションの結果から操作量の自由度不足で遠距離接近精度が低いと判明したため、プラットフォーム、クライマー衛星^[4]、エンドマスの3基の衛星をテザーで繋ぎ、クライマーと磁石でターゲットとRVDを実施するテザーシステムを検討した。プラットフォームを拠点とした2本のテザーが上下に張られるクライマーとテザー先端にあるエンドマスを上昇下降させると発生するコリオリカを利用し、テザーの振り子運動を作ってクライマーをターゲットと位置速度を合わせ、張力とRCSの協調制御によりターゲットに最終接近し、極近傍域において電磁石でドッキングする。テザーを巻き取ることでランデブーによって生じたテザーの軌道面内外の角度・角速度を0にし、衛星を帰還させる。衛星へのサービス提供後の新軌道へのリロケーションも、同様の方法でテザーを伸展させてリリースする。この技術により、化学推進機を用いた推進系ベースのRVDミッションに比べ、推進剤の劇的な削減効果がシミュレーションから確認できた（第4章を参照）。

社会的意義は、テザーと電磁石を用いたRVD技術は、RCSの使用を大幅に抑えた、代替的でサステナブルな衛星捕獲・輸送手段になるということである。このRVD技術を採用したプラットフォームを設置することで協力的衛星の再利用、修理、組み立て、燃料補給等の衛星サービスが継続的に低コストで提供することが可能になり、実現すれば、いずれ宇宙空間の衛星エコシステムを形成することも可能になる。

3. ミッションの設計

3.1. ミッションの概要

以下具体例として運用終了の低軌道衛星を捕獲し、同一平面上のプラットフォームに移動させてアンテナやセンサー等の部品交換や燃焼補給をし、新軌道にリロケーションさせるミッションシナリオを考える。提案するシステムはプラットフ

ーム、プラットフォームとテザーAで連結されるクライマー、クライマーとテザーBで連結されるエンドマスで構成され、運用シーケンスは①遠距離接近、②最終接近、③ドッキング、④帰還、⑤リロケーションのフェーズに図1のように分類される。各フェーズにおける状態量、観測値、フェーズ切り替え条件は第4章に記載する。

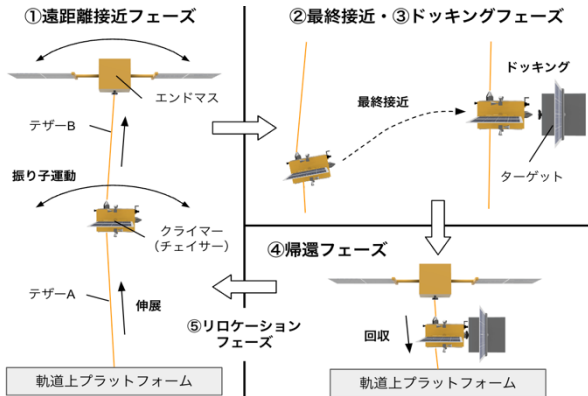


図1 RVDシステムの運用シーケンス

- ①遠距離接近：クライマーはプラットフォーム、エンドマスはクライマーから1[m/s]で地球半径方向 (R-bar) に放出される。プラットフォームはテザーAを伸展し、クライマーをターゲット軌道まで移動させ、エンドマスはテザーBをテザーAと同じ長さだけ伸展させる。プラットフォームに対してR-barのターゲット軌道上のランデブー地点においてテザーの面内外角度と相対速度が0になるように張力を制御してプラットフォームを支点としたテザーの振り子運動を発生させる。
- ②最終接近：クライマーは誘導則に基づいた振り子運動により、ターゲットと相対距離100[m]・相対速度1[m/s]以下でランデブー地点を通過すると、テザーの協力的な伸張とRCSの噴射により最大相対速度20[cm/s]でV-bar接近する。この時、クライマーは姿勢制御システムを利用し、ターゲットに対して視線方向 (LOS) 指向制御を行う。
- ③ドッキング：クライマーはターゲットのドッキング面から相対距離1[m]に達すると、姿勢を合わせてソレノイドが作る磁界を制御することでターゲットを最大相対速度3[cm/s]で引き寄せて、3爪グリッパーを用いて結合を固定させる。
- ④帰還：張力を制御しテザー長を調整することで最終接近・ドッキングフェーズによって生じたテザーの面内外角度・角速度を0に戻しつつ、テザーを最終的に回収することでエンドマスはクライマーに、クライマーはプラットフォームに帰還して磁石でドッキングし、プラットフォームはターゲットを受け取り、軌道上サービスを提供する。
- ⑤リロケーション：サービスを受けたターゲットを新運用軌道に投入する場合、クライマーは①と同様に新軌道までターゲットを結合させたまま移動し、振り子運動を発生させることで必要な瞬間

軌道速度を与え、電磁石の反発力を発生させてアンドッキングし、クライマーとエンドマスは④と同様にプラットフォームに帰還する。

3.2. 衛星の概要

本研究では、ターゲットの捕獲・輸送システムを提供するクライマーとエンドマスの設計と制御 (航法誘導制御システム) にフォーカスする。両衛星の外部を図2、諸元を表1に示す。

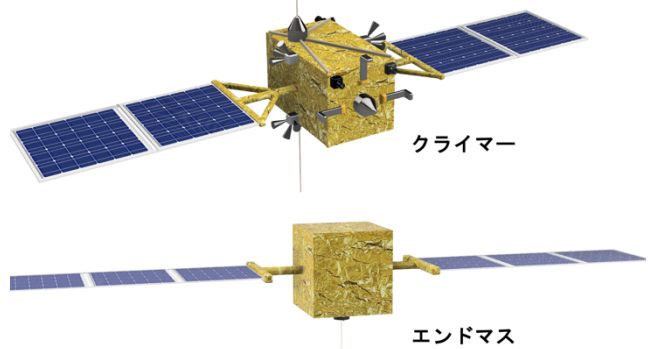


図2 クライマーとエンドマスの外部

表1 クライマーとエンドマスの諸元

項目	クライマー	エンドマス
本体寸法	W0.75[m]×H0.75[m]×L1.25[m]	W1[m]×H1[m]×L1[m]
重心座標	衛星本体の中心	
慣性行列	diag(28.1, 53.1, 53.1) [kgm ²]	diag(83.8, 83.8, 83) [kgm ²]
Wet質量	300[kg]	500[kg]
構体系	アルミニウム合金	
姿勢制御系	スタートラッカー、太陽センサー、ジャイロセンサー、直交3軸型リアクションホイール、アンローディング用RCS、テザートルク制御システム	太陽センサー、地球センサー、ジャイロセンサー、直交3軸型リアクションホイール
軌道制御系	加速度センサー、軌道制御・RVD用RCS、ヒドランジ補給タンク	なし
通信系	Long Range (LoRa) 無線モジュール、LoRa 通信アンテナ	
C&DH系	航法誘導制御 OBC	
電源系	2翼回転式太陽電池パドル、電力制御分配ユニット、リチウムイオン電池	
熱制御系	ヒートパイプ、多層断熱材、ヒーター、Optical Solar Reflector (OSR)、アンテナの白色塗装、衛星内部・機器の黒色塗装	
Mission機器	ブローブ型ドッキング機構、GPS受信機、Flash LiDAR、単眼カメラ	テザーリール機構、LEDアレイ、ドローグ型ドッキング放出機構、GPS受信機

ミッションの所要時間、消費推進剤質量、リール機構の仕様は、第4章でシミュレーションにより決定し、全体のフィージビリティを検討する。

3.3. ミッション部の設計

3.3.1. 航法システム

RVD全体の航法システムの仕様を表2に示す。

表2 航法システムの仕様

航法システム	航法精度 (3σ) ^(注)
GPS 絶対航法 (AGPS)	(X, Y, Z) = (20, 20, 20) [m] (Vx, Vy, Vz) = (2.0, 2.0, 2.0) [m/s]
GPS 相対航法 (RGPS) ^[5]	通常: (X, Y, Z) = (10, 6.0, 3.0) [m] (Vx, Vy, Vz) = (3.0, 1.5, 1.0) [cm/s] 結合状態: (X, Y, Z) = (5.0, 2.5, 3.0) [m] (Vx, Vy, Vz) = (0.70, 0.60, 0.50) [cm/s]
Flash LiDAR ^[6] ・レトロリフレクタ	LOS 角誤差: 0.060 [deg] レンジ誤差: 11 [mm]
単眼カメラ・可視光 LED アレイ	相対姿勢誤差: 1.0 [deg] 相対位置誤差: 5.0 [mm]

(注) Hill 系 X 軸を地球半径方向、Y 軸を進行方向、Z 軸を軌道角運動量ベクトル方向とする。

遠距離接近においてテザーが伸展される間、エンドマス、クライマー、プラットフォームはGPS絶対航法（AGPS）を用いて自己位置速度推定する。クライマーがターゲットの数百[km]付近を通過すると、クライマーとターゲットはETS-VIIが軌道上で有効性を実証したGPS相対航法（RGPS）^[5]に切り替え、ランデブー地点を修正する。また、クライマーは振り子運動の目標の振幅、位相、周期を算出し、誘導則によりターゲットと同じタイミングで相対速度0[m/s]を目指してランデブー地点に接近する。ターゲットにはGPS受信機が搭載され、AGPS情報や選択GPS衛星番号等をクライマーに共有することで位置速度を推定する。

ターゲットと相対距離500[m]以下のクライマーはRGPSからFlash LiDARに切り替え、ターゲットの結合ポート搭載の4台のレトロリフレクタにレーザーを拡散照射することでLOS角とレンジを測定する。Flash型はScan型より計測範囲が短い、可動部なしで素早くかつ高精度で3Dイメージを撮像できるため^[6]、短時間での最終接近を必要とする本ミッションに採用する。

ターゲットから10[m]に達すると、クライマーはFlash LiDARから単眼カメラに切り替え、ターゲットの結合ポート搭載の可視光LEDアレイの2Dイメージを撮像し、画像処理により相対6自由度を推定する。消費電力が低い上に日陰中でも遠くから単眼カメラで認識できるため、高輝度可視光LEDを採用する。LEDアレイに関しては、非対称性と冗長性を持たせるように結合ポート周りを非等間隔に7個配置する。ターゲットに搭載する結合ポートを統一化するため、LEDアレイの画像処理アルゴリズムを事前に地上でトレーニングすることで衛星OBCの計算負荷を削減する。相対位置姿勢誤差を磁力で補えるため、単眼カメラの航法精度（ 3σ ）は1.0[deg]、5.0[mm]で十分とする。

結合状態におけるRGPSの航法精度は高いとETS-VIIのRVD実験で確認された^[5]ため、エンドマスはAGPSを、クライマーはターゲットと結合したままRGPSを用いて帰還し、クライマーは相対距離10[m]から単眼カメラに切り替え、プラットフォームとエンドマスの結合ポートのLEDアレイを画像処理し、姿勢を合わせてドッキングする。帰還ではテザー長をリールモーターのエンコーダで測定し、相対位置速度を推定できるため、Flash LiDARは使用しない。最後に、リロケーションではクライマーとエンドマスがAGPSを用いてターゲットを新軌道に移動させる。

光学航法システムの太陽干渉対策として、Flash LiDARのレーザー光とLEDアレイの波長域の光を通すバンドパスフィルターを使用する。センサー干渉対策として、Flash LiDARのレーザー光源の波長を905[nm]、LEDアレイの発光波長を470[nm]（青色）とする。航法センサー誤差の推

定と直接測定できない状態量の推定には拡張カルマンフィルターを用いる。

3.3.2. テザーリール機構

クライマーを軽量化するためにプラットフォームにテザーA、エンドマスにテザーBの伸展収納用リール機構が搭載され、その構造を図3に示す。

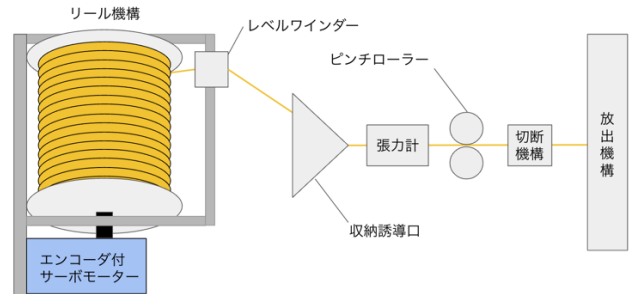


図3 リール機構の構造

テザーは、リール機構と放出機構を通して、結合ポート中心の伸展誘導口から衛星外部に伸展される。サーボモーターが、テザーが巻きつけられるリールの回転速度を制御することでテザーを伸展収納させる。ロータリーエンコーダによるモーターの回転速度の測定値と各衛星のAGPS情報を統合し、拡張カルマンフィルターを用いて各テザーの伸展長と速度、面内外角度と角速度を推定する。張力計の測定値をサーボモーターとピンチローラーにフィードバックすることで回転速度とトルクを制御し、目標張力を得る。

安全性の観点から、モーターのトルクが作る最大許容張力をテザー最大荷重の約半分に設定する。これを超えた場合、モーターは停止ブレーキをかけて張力を最大許容張力に維持する。維持に失敗した場合、テザーを余分に伸展することで張力を弱める。そして、テザーのスラック状態・絡まりを防ぐために最小許容張力を0.01[N]とする。テザーの仕様、リールの最大伸展回収速度とサイズ、モーターの要求性能は第4章でシミュレーションの結果により決定する。

3.3.3. ドッキング機構

RVDのドッキングフェーズで使用するクライマーとターゲットのドッキング機構を図4に示す。

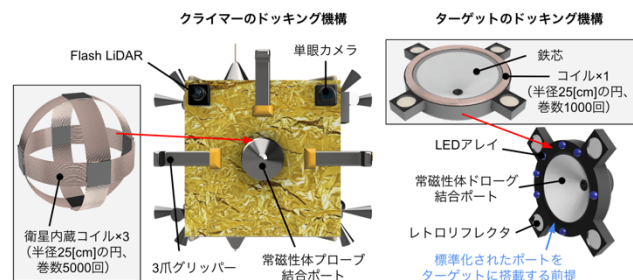


図4 クライマーとターゲットのドッキング機構

結合ポートとして、参考文献[7]が開発した、最大位置誤差 5[cm]、最大姿勢誤差 45[deg]まで許容し、軽量かつシンプルであるコーン状のプローブとコップ状のドローグを採用する。両衛星内部のソレノイドに電流を流し、異極の磁界を作ることによって吸引してドッキングし、同極の磁界を作ることによって反発してアンドッキングする。ドッキング面には結合ポートを1台搭載し、結合状態において電氣的に接続される必要がないため、クライマーは3爪グリッパーをターゲットの結合ポートに引っ掛けて固定しハードドッキングを実現する。

プラットフォーム及びエンドマスのクライマーに対するドッキング面には、放出機構が搭載される。縮ばねの弾性力によりプラットフォームはクライマーを、エンドマスは自身をR-barに相対速度1[m/s]でドッキング面から放出する。衛星をテザーで引き戻す時には、ばねを圧縮させたまま衛星とドッキングし、再度放出する時には、結合固定用の3爪グリッパーを開き、ばねを解放して放出する。帰還フェーズにおけるプラットフォームとエンドマスのクライマーとのドッキングは、クライマーとターゲット間のドッキングと同様に、結合ポートを電磁石で引き寄せて、電氣的に接続せずにプラットフォームとエンドマスに搭載の3爪グリッパーでクライマーの結合を固定させることで行われる。プラットフォームとエンドマスのドッキング面には結合ポートとしてドローグと3爪グリッパーが搭載され、クライマーが単眼カメラを用いてドッキングする。

3.4. バス部の設計

3.4.1. 姿勢・軌道制御系

クライマーとエンドマスの姿勢・軌道制御系の仕様を表4に示す。

表4 姿勢・軌道制御系の仕様

姿勢・軌道制御系	数量 ^(注)	仕様
スタートラッカー	C: 2	精度: 0.0015[deg] (3 σ) 視野角: 120[deg]
太陽センサー	C: 8 E: 8	精度: 0.05[deg] (3 σ) 最大検出角: 56[deg]
地球センサー	E: 1	精度: 1[deg] (3 σ) 最大検出角: 33[deg]
ジャイロセンサー	C: 3 E: 3	バイアス: 0.02[deg/h] (3 σ) 分解能: 0.006[deg/s] 計測範囲: ± 100 [deg/s]
加速度センサー	C: 3	ノイズ: 300[μ g/ $\sqrt{\text{Hz}}$] 分解能: 10[μ g]
直交3軸型 リアクション ホイール	C: 3 E: 3	最大トルク: 200[mNm] 最高回転速度: 4000[RPM] 最大角運動量: 350[mNms]
姿勢・軌道制御用 RCS	C: 12	種類: 一液式 推進剤: ヒドラジン 推力: 10[N]、比推力: 200[s]

(注) クライマーを「C」、エンドマスを「E」と表記する。

複数のドッキングを能動的に実施するクライマーの姿勢制御精度要求は高いため、ゼロモーメント方式の姿勢制御系を採用する。姿勢決定には

スタートラッカー、太陽センサー、ジャイロセンサーを使い、姿勢制御には3軸リアクションホイール(RW)、アンローリングには姿勢軌道制御・RVD兼用のRCSを使う。加速度センサーは最終接近とドッキングフェーズにおける接近加速度・速度の計測に用いる。

しかし、クライマーが上下のテザーの張力による外乱トルクを抑制し、上記の姿勢制御系を用いてLOS指向制御とドッキングを行うことは、RWの最大出力トルクが低く、すぐ飽和してしまうため困難である。よって、参考文献[2]が提案した、テザーをクライマー内側に設置される4台のサーボモーターに巻きつけられた4本の糸に連結させ、サーボモーターがそれぞれの糸を伸展回収することでテザーの連結点を移動させ、正確な目標姿勢を得るテザートルク制御システムを採用する。テザーのねじり防止対策として、テザーがねじり逆方向に自由回転できるように、衛星内部の小型回転盤に連結する。

エンドマスは、環境外乱を抑制しつつ太陽電池パドルの太陽追尾やアンテナの指向制御を実施する必要がある。よって下に伸展させたテザーBの張力を用いて姿勢安定し、RWで姿勢を制御する。

RVDの最終接近・ドッキングフェーズでは、テザーA・Bの張力のみを制御してランデブーすると、テザー長が単調に増加するとともにスラック状態になり、クライマーがターゲットを離れていくことがシミュレーション結果から確認された。また、テザーの軌道面外ダイナミクスを張力のみで制御し、面外方向の相対距離をなくすことは操作量の自由度不足とダイナミクスの複雑さから難しいことが分かった。よって、目標値追従精度を向上させ、ランデブー時間を増やし、面内外相対距離を効率的になくすためにクライマーのテザー方向と面外方向の推力を作るRCSを搭載する。

ターゲットを向くRCSは、ドッキング時にプラットフォーム、エンドマス、ターゲットに直接噴射しないようにキャントさせて設置する。また、使用するRCSは不感帯をもち、ON/OFFで推力を出力するため、パルス幅パルス周波数変調を用いてRCSの推力を連続出力に変換する。

プラットフォームからクライマーに推進剤を容易に補給できるように推進剤タンクを衛星内部に、補給インターフェースをドッキング面に設置する。推進剤の消費質量やタンク容量は第4章でRVD全体のシミュレーション結果から算出する。

3.4.2. 通信系

プラットフォームと地上局のアップリンク・ダウンリンク回線にはSバンド帯を使用することで、地上からの衛星管理・監視を可能にする。

2018年の超小型人工衛星TRICOM-1RのStore and Forwardミッションにおいて、Long Range

(LoRa) 変調による低消費電力・低コストの 2500 [km] の遠距離通信が軌道上実証された^[8]ため、プラットフォーム、クライマー、エンドマスの衛星間通信には LoRa を採用する。各衛星がセンサーや GPS 受信機等の計測値と故障やデブリ等のリスクを互いに共有し、テザーを協力的に伸展収納することで、RVD のためにクライマーを移動させ、事故も低減できる。

RVD の遠距離接近フェーズでは、地上局からプラットフォームが受信したターゲットの AGPS 情報を他 2 衛星に LoRa で送信する。ランデブー地点付近にターゲットとクライマーが同時に通過する時、クライマーが LoRa でターゲットと通信することで RGPS 航法を利用し、結合・分離においてターゲットに電磁石 ON の指令を送信する。

4. ミッションのシミュレーション解析

本ミッションのフィジビリティを MATLAB /Simulink 上のシミュレーションにより解析し、RVD ミッションの所要時間、消費推進剤質量、リアル機構の仕様を決定する。

4.1. シミュレーションの詳細

シミュレーションで実施する RVD シナリオの詳細を確認する。上記の RVD 技術を用いて、高度 550 [km] の運用を終了した衛星 1 基を捕獲し、高度 500 [km] のプラットフォームに輸送し、メンテナンスとセンサー交換の軌道上サービスを提供し、新たなミッションを与えるために高度 450 [km] の新軌道にリロケーションさせる。

プラットフォームとターゲットは外乱・摂動に対して十分姿勢安定・軌道保持できると想定し、制御対象としない。第 3 章に記述した衛星のパラメータをシミュレーションに使用する。それ以外で設定したミッションパラメータを表 5 に示す。

表 5 その他のミッションパラメータ

項目	詳細
ターゲット	質量 400 [kg] ・ 慣性行列 diag(266, 266, 266) [kgm ²] 古: 高度 550 [km] ・ 軌道傾斜角 53 [deg] ・ 離心率 0 新: 高度 450 [km] ・ 軌道傾斜角 53 [deg] ・ 離心率 0
プラットフォーム	質量 10000 [kg] 高度 500 [km] ・ 軌道傾斜角 53 [deg] ・ 離心率 0
ソレノイド	クライマー: 最大電流 20 [A] ・ ソレノイド断面積 0.2 [m ²] ・ 巻数 5000 回 ・ 重心距離 0.5 [m]、数量 3 ターゲット: 連続電流 10 [A] ・ ソレノイド断面積 0.2 [m ²] ・ 巻数 1000 回 ・ 重心距離 1 [m]、数量 1
クライマーの RW	最大トルク 200 [mNm] ・ 最高回転速度 4000 [RPM] ・ 最大角運動量 350 [mNms]
テザー A・B	最小張力 0.01 [N] ・ 最小長 1 [m]
クライマーの RCS	出力推力 10 [N] ・ 比推力 200 [s]
プラットフォームとクライマーの放出用圧縮ばね	プラットフォーム: ばね定数 800 [N/m] ・ 数量 4 クライマー: ばね定数 187.5 [N/m] ・ 数量 4

各フェーズで制御する状態量と、その目標値と初期値、そしてフェーズ切り替え条件を表 6~10 に示す。軌道面外方向のダイナミクスは接近精度

要求が高い最終接近・ドッキングフェーズでのみ考慮し、制御する。また、環境外乱トルクとしてソレノイドが作る磁界と地磁気により支配的に働く磁気トルクのみ考慮し、摂動力は無視する。

表 6 遠距離接近 (テザー伸展) のパラメータ

状態量	目標値	初期値	切り替え条件
テザー A の長さ, 速度	50 [km], 0 [m/s]	0.5 [m], 1 [m/s]	50000 ± 50 [m], ± 1 [m/s]
テザー B の長さ, 速度	50 [km], 0 [m/s]	0.5 [m], 1 [m/s]	50000 ± 50 [m], ± 1 [m/s]
テザー A の面内角度, 角速度	0 [rad], 0 [rad/s]	0 [rad], 0 [rad/s]	± 0.01 [rad], ± 0.0001 [rad/s]
テザー B の面内角度, 角速度	0 [rad], 0 [rad/s]	0 [rad], 0 [rad/s]	± 0.01 [rad], ± 0.0001 [rad/s]

表 7 遠距離接近 (テザー振り子運動) のパラメータ

状態量	目標値	初期値	切り替え条件
テザー B の長さ, 速度	50 [km], 0 [m/s]	50 [km], 0 [m/s]	50000 ± 50 [m], ± 1 [m/s]
テザー A の面内角度, 角速度	ランデブー地点 0 [rad] で -1.66×10^{-3} [rad/s] を獲得する	0 [rad], 0 [rad/s]	(目標値に対して) テザー A: ± 1.0 × 10 ⁻³ [rad], ± 1.0 × 10 ⁻⁵ [rad/s]
テザー B の面内角度, 角速度	正弦波	0 [rad], 0 [rad/s]	

表 8 最終接近のパラメータ

状態量	目標値	初期値	切り替え条件
位置速度の慣性系 (X, Y, Z)	慣性系におけるターゲットの位置速度	相対 -20 [m], 5 [cm/s] 相対 30 [m], -0.3 [m/s] 相対 10 [m], 5 [cm/s]	(目標値に対して) 1 [m], 3 [cm/s] 以内

表 9 ドッキングのパラメータ

状態量	目標値	初期値	切り替え条件
クライマー クォータニオン (X, Y, Z, W)	偏差 クォータニオン (0, 0, 0, 1)	(0, 3, 0, 25, 0, 2, 0, 9)	各成分の偏差 ± 0.05
クライマー 結合ポートの位置, 速度	ターゲット 結合ポートの位置, 速度	(-1, 0, 2, 0, 2) [m], (0, 0, 0) [m/s]	± 5 [cm], 5 [mm/s] 以内

表 10 帰還のパラメータ

状態量	目標値	初期値	切り替え条件
テザー A の長さ, 速度	1 [m], 0 [m/s]	69 [km], 56.9 [m/s]	1 [m], ± 0.1 [m/s]
テザー B の長さ, 速度	1 [m], 0 [m/s]	68.5 [km], 55.8 [m/s]	1 [m], ± 0.1 [m/s]
テザー A の面内角度, 角速度	0 [rad], 0 [rad/s]	-0.763 [rad], -8.75×10^{-4} [rad/s]	± 0.2 [rad], ± 0.03 [rad/s]
テザー B の面内角度, 角速度	0 [rad], 0 [rad/s]	-0.765 [rad], -8.86×10^{-4} [rad/s]	± 0.2 [rad], ± 0.03 [rad/s]

4.2. ダイナミクスのモデル化と制御系の設計

4.2.1. テザー張力制御による遠距離接近と帰還

プラットフォーム、クライマー、エンドマスを質点、テザーを柔軟性や質量を無視した棒とみなす。テザー A・B の長さと同面内角度を一般化座標とし、テザー A・B の張力を一般化力とする。3 質点についてのラグランジュ方程式を解き、真近点角による微分で無次元化すると、制御対象であるテザーシステムの非線形運動方程式が求められる。

遠距離接近、ランデブー後の面内外角度・角速度の抑制と帰還ではテザー A・B の張力を操作量とするため、操作量より状態量が多く、多入力多出力劣駆動非線形システムである。よって、テザー伸展回収制御には非線形モデル予測制御を使う。

伸展後にテザー A を安定化させて長さを固定すると、伸展速度・加速度を 0 とおけるため、テザー A の張力をテザー B の張力について表せられる。これを用いて、テザー運動方程式の全状態量がテザー B の張力についてアフィンなシステムに

なる。よって振り子運動の制御には、テザーAを固定しテザーBの張力のみを操作量とした階層型スライディングモード制御（SMC）を適用する。

4.2.2. テザーとRCSの協調制御による最終接近

地球を中心とし、軌道角運動量ベクトル方向をz軸とした右手系の慣性座標系を設定する。各衛星の運動をこの座標系で表し、制御対象をクライマーの位置速度とし、目標値をターゲットの位置速度とする。最終接近では、3自由度を制御するためにテザーA・Bの張力、テザー方向のRCS推力、面外方向のRCS推力を操作量とし、状態空間表現の入力行列の擬似逆行列を用いると、運動方程式は全駆動システムになる。制御系としてRCSチャタリング防止を考慮し連続SMCを採用する。

4.2.3. テザー、電磁石、RWによるドッキング

ドッキングでは、電磁石で位置誤差を修正し、RWで姿勢誤差を修正する相対6自由度制御を行う。電磁石の数理モデルとして、磁石を磁気双極子とみなして近似的に求めた遠方界モデル式^[9]を使う。そして、並進運動モデルには2衛星系重心をLVLH系の原点としたHill方程式、回転運動モデルにはオイラーの運動方程式とクォータニオンの微分方程式、これらの制御にはSMCを使う。

4.3. シミュレーションの結果と考察

遠距離接近のシミュレーション結果を図5、最終接近を図6、ドッキングを図7、帰還を図8に示す（リロケーションの結果は割愛する）。

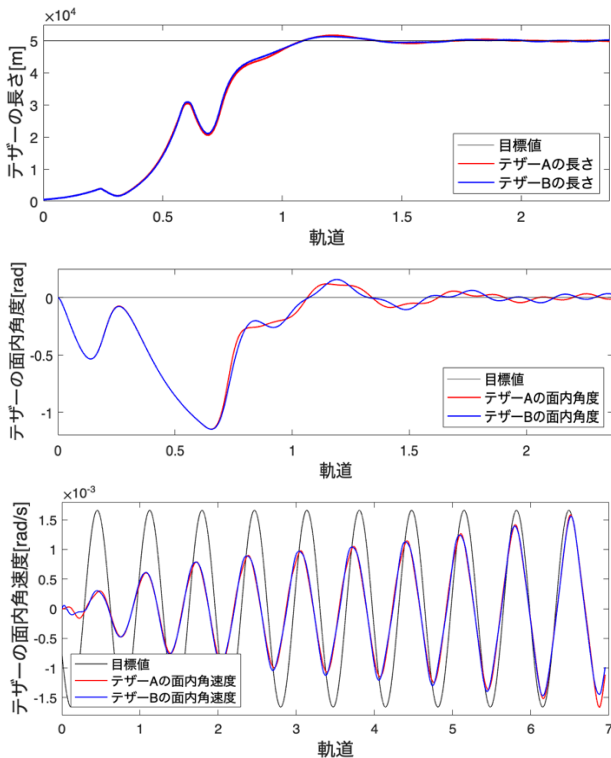


図5 遠距離接近のシミュレーション結果

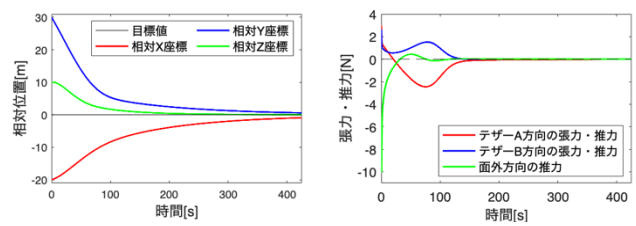


図6 最終接近のシミュレーション結果

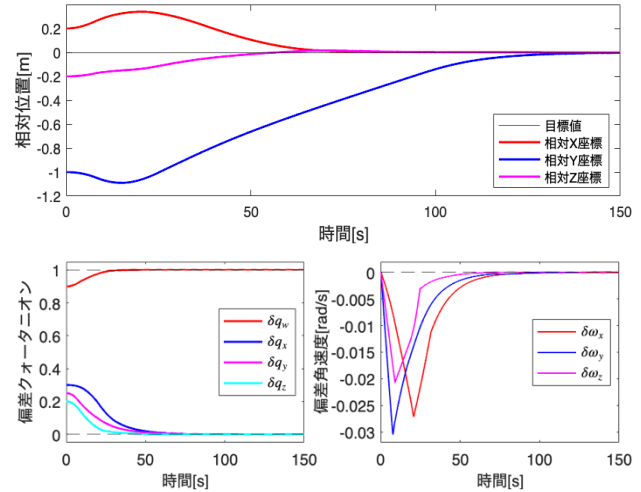


図7 ドッキングのシミュレーション結果

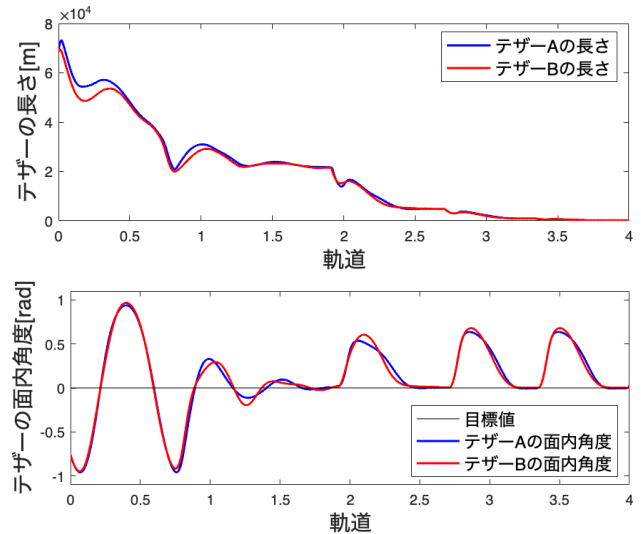


図8 帰還のシミュレーション結果

シミュレーション結果を表11にまとめる。

表11 シミュレーション結果のまとめ

全体	目標値追従精度	フェーズ切り替え条件達成
	最大接線加速度	0.66[m/s ²] (帰還)
所要時間	遠距離接近	53560[s]
	最終接近	425[s]
	ドッキング	150[s]
	帰還	22550[s]
	リロケーション	72380[s]
	合計所要時間	約41[hr]
消費推進剤	トータルインパルス	257[Ns] (最終接近)
	合計消費推進剤	131[g] (比推力200[s])
テザーリール機構	最大長	76.4[km] (帰還)
	最大張力	600[N] (帰還)
	最大伸展速度	56.9[m/s] (帰還)
	最大回収速度	37.9[m/s] (帰還)

結果、クライマーを活用することで操作量を増やし、振り子運動によりターゲットと位置速度を合わせ、テザーと RCS の協調制御により推進剤消費量を減らせることが確認できた。また、テザーによる RVD の目標値追従精度は RCS による RVD より低いことが確認されたが、接近精度要求が高いドッキングでは磁石を使い、各フェーズの切り替え条件を達成し、自律的な衛星同士の RVD は有人の ISS への RVD よりも精度要求が低いことから、本システムのフィージビリティを確認できた。

同じミッションシナリオで、大型プラットフォームから質量 300 [kg] の小型輸送機が比推力 200 [s] の化学推進機を用いてホーマン軌道でターゲット軌道に遷移する推進系ベースの RVD ミッションでは、全過程で 28.3 [kg] 以上の推進剤が消費される。対して本ミッションは 131 [g] と、99 [%] 以上の推進剤削減効果が確認された。毎ミッション数百 [g] の推進剤を消費し、アンローディングに推進剤が必要であることやプラットフォームから推進剤を補給できることを考慮し、クライマーに容量 5 [kg] のヒドラジンタンクを搭載する。

表 12 テザーリール機構の仕様^[10]

項目	ケブラー	ザイロン HM	CNT
長さ	80 [km]		
直径	0.6 [mm]	0.47 [mm]	0.1 [mm]
密度	1.44 [g/cm ³]	1.56 [g/cm ³]	1.3 [g/cm ³]
質量	32.6 [kg]	21.7 [kg]	817 [g]
引張強度	3.6 [GPa]	5.8 [GPa]	130 [GPa]
ヤング率	83 [GPa]	280 [GPa]	1 [TPa]
最大荷重	1018 [N]	1006 [N]	1021 [N]
リール内径	5 [cm]		
トラバース幅	40 [m]	40 [cm]	30 [cm]
リール外径	30 [cm]	23.7 [cm]	8.2 [cm]

シミュレーションの結果、テザーの最大張力が 600 [N] のため、最大荷重を約 1000 [N] に設定する。密度が小さくて強度が高いケブラー、ザイロン HM、カーボンナノチューブ (CNT) 材質に分類したテザーリール機構の仕様を表 12 に示す。ザイロン HM を使用すると、テザー質量は 21.7 [kg] でリールのサイズは直径 23.7 [cm]、横 40 [cm] の円柱となり、衛星内部に収まり実現性がある。リールモーターの最大出力トルクは 71 [Nm]、テザー回収における最大回転速度は 3054 [RPM] のため、開発は可能であると考えられる。

5. ミッションの課題

シミュレーションの結果から、プラットフォームとターゲットの高度差が大きいくらい、最大張力と最大伸展収納速度が増えることが確認できた。よって、様々なミッションシナリオにおいても正確なトルクと回転速度を実現できるモーターの開発が課題となる。モーターの必要な最大出力トルク及び回収速度を減らすために、高度差を減らす、最終接近とドッキングフェーズの所要時間を短縮

する、テザー A・B を分割して複数のクライマーが搭載のリール機構を用いて短いテザーを協力的に張力制御するといった対策が挙げられる。

最後に、モンテカルロシミュレーション等を通して、高度差やリールモーター性能や軌道傾斜角差やテザー材質や衛星質量誤差等を考慮したパラメトリックスタディを実施し、提案したシステムの運用可能領域を定め、経済的効果を定量的に評価する必要があると考える。

6. ミッションの独創性と社会的波及効果

本ミッションは、宇宙での実証実績が少ないテザーと磁石を活用した RVD 技術を導入することで衛星の低コストな捕獲・輸送システムを実現している。テザーの実用性が実証されることで、軌道間の輸送手段としてのテザー技術の開発の促進も期待される。また、テザーによる RVD は間接的に遠隔でターゲットとクライマーをドッキングさせ、プラットフォームに輸送するため、大型宇宙構造物との直接的な RVD の失敗による大惨事が起こるリスクも回避できる。

軌道上プラットフォームが継続的に衛星を供給・修理・管理することで衛星のエコシステムを確立することができる。宇宙にある衛星を活用することで民間の宇宙事業参加が更に容易になり、地球と宇宙の SDG 促進に貢献しつつ、宇宙開発を加速させることができる。

7. 参考文献

- [1] Manz, Marc, Sebastian Bartsech, ..., & Stéphane Estable (2020). *ROBOTIC ARCHITECTURE AND OPERATIONAL CONCEPT FOR IN-SPACE ASSEMBLY AND SERVICING MISSIONS*. ASTRA 2022, Noordwijk, The Netherlands, ESA-ESTEC.
- [2] Huang, Panfeng, Jian Guo, Zhongjie Meng, Fan Zhang. *Tethered Space Robot: Dynamics, Measurement, and Control*. Academic Press, 2017.
- [3] "ELSA-d." eoPortal. 2018. <https://www.eoportal.org/satellite-missions/elsa-d>. (参照 2023-06-22)
- [4] Williams, Paul, and Chris Blanksby (2004). *Prolonged Payload Rendezvous Using a Tether Actuator Mass*. JSR, 41 (5), p. 889-893.
- [5] Kawano, Isao, Masaaki Mokuno, Toru Kasai, Takashi Suzuki (2014). *First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation*. NAVIGATION, 48 (1), p. 49-56.
- [6] Shimizu, Shigehito, Yasuhiro Katayama, ..., & Akihiro Kawahara (2021). *Flash LiDAR Development for Space Rendezvous*. JSASS, 19 (3), p. 304-309.
- [7] "AAReST." eoPortal. 2014. <https://www.eoportal.org/other-space-activities/aarest>. (参照 2023-06-22)
- [8] 松本健, 青柳賢英, 小畑俊裕, 中須賀真一 (2021). TRICOM-1R (たすき) における LoRa 変調を用いた Store and Forward ミッションの軌道上実証結果. 日本航空宇宙学会誌, 69 (4), p. 129-132.
- [9] Schweighart, S.A. (2005). *Electromagnetic formation flight dipole solution planning*. PH.D. Thesis, Massachusetts Institute of Technology.
- [10] Stasko, Stephen Edward (2007). *A Dynamic Study of an Earth Orbiting Tether Propulsion System*. PH.D. Thesis, University of Tennessee.