

第33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) 接着型膜展開デバイスによる複数デブリ除去
副題 (自由記入) Multiple Debris Removal Using Adhesive-Based Deployable Membrane Devices
学校名 東北大学

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

本ミッションでは、接着型膜展開デバイスによる新たなActive Debris Removal (ADR) 手法を提案する。従来は事前に宇宙機に搭載するPost Mission Disposal (PMD) デバイスとして利用されていた膜展開式軌道離脱装置DOM[®]に、接着機構を搭載しADRデバイスへと拡張する。接着機構付きDOM[®]をターゲットに向けて射出し、接着させることにより、運用終了後の宇宙機に後付けでDOM[®]を付与し、膜による大気抵抗で軌道降下を実現する。本アイデアは、1台の衛星で複数のデブリ除去が可能であり、既存装置を応用しているため実現可能性も高い。

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

人類の宇宙活動の拡大に伴い、スペースデブリの増加が深刻な社会問題となっている。現在、監視可能なスペースデブリは2万個を超え、さらに観測困難な小型デブリを含めると、総数は1億個以上に達すると推定されている。このままのペースでデブリが増加すれば、デブリ同士の衝突によって新たなデブリが連鎖的に発生する“ケスラーシンドローム”と呼ばれる自己増殖的現象が生じる可能性があり、その発生が強く懸念されている。持続可能な宇宙開発を実現するためには、デブリの削減に向けた対策が不可欠である。本ミッションでは、薄膜展開デバイスに接着機構を搭載し、当該デバイスをスペースデブリに向けて射出・接着した後、薄膜を展開させることで大気抵抗を発生させ、デブリの軌道降下を加速させることで除去を図ることを目的としている。

(b) 重要性・技術的、社会的意義等

重要性

スペースデブリの削減手法には、大別して2つのアプローチが存在する。既に軌道上に存在するデブリをアームや網などで捕獲・除去するADRと、事前に宇宙機にデブリ除去機構を搭載し、運用終了後に同機構を用いて除去するPMDである。PMDについては、薄膜展開による大気抵抗を利用した軌道降下手法や、導電性テザーを用いた軌道降下手法など、複数の方式が検討されており、一部は軌道上実証も実施されている。一方、ADRは、処理対象であるデブリへの接近および接触が不可欠であることから、技術的難易度が高い。現時点においては、デブリへの接近および撮像は実現されているものの、接触・把持については未だ実現されていない。本ミッションは、処理衛星とデブリとの直接接触を伴わない形でADRを実現可能であり、そのため従来のADRに比して技術的要求が低いという利点がある。また、膜展開デバイスを1機の処理衛星に複数搭載することで、1デブリあたりの処理コストを大幅に低減可能であり、従来手法に対する優位性を有する。

技術的意義

本ミッションにおける技術的特徴は、デブリに対する接着機構の実現と、膜展開デバイスの適用に新規性がある点である。とりわけ、接着機構の実現は、膜展開デバイスの取り付けにとどまらず、他の宇宙機に対する後付け機構としての展開性を示しており、今後の宇宙機運用における汎用的な応用が期待される。この接着技術は、膜展開デバイスに限らず、現在提案されている導電性テザー等を活用したPMD技術をADRへ応用する可能性も示唆している。加えて、バッテリーやロボットアームなどの機構を後付けすることも可能となることから、宇宙機の寿命延伸に資する技術となる可能性がある。膜展開機構に

については、本ミッションにおいて、東北大学と株式会社中島鉄工所が共同開発した膜展開式軌道離脱装置DOM[®] (De-Orbit Mechanism) の活用を検討している。同装置は既に複数の人工衛星にPMD機構として搭載され、一部では実際に軌道降下に成功している。本提案においてDOM[®]を採用することで、高い信頼性を有するデブリ除去手法が実現可能となる。さらに、本ミッションによってDOM[®]の軌道上実証回数を増加させることは、装置の改良および精度向上に資する。膜展開デバイスを装着したデブリの挙動に関するデータを蓄積することで、膜展開デバイスとデブリあるいは宇宙機との連成運動に関する理解の深化が期待される。このような知見の蓄積は、PMD・ADRを問わず、デブリ除去ミッション全体の精度向上に寄与する。さらに、将来的には、膜展開デバイスを利用した宇宙機の姿勢制御手法の確立など、デブリ除去にとどまらない広範な宇宙ミッションへの応用が見込まれる。

社会的意義

DOM[®]をはじめとした膜展開技術において、日本は高い技術力と実績を有している。たとえば、ソーラーセイルIKAROSによる世界初の実証飛行や、その他の膜展開型宇宙構造物の開発実績が挙げられる。DOM[®]は膜展開およびそれによる軌道降下を実現し、かつ展開挙動を撮影・観測したという点において、世界的にも稀有な技術である。本ミッションは、こうした日本の膜展開デバイス技術および展開型宇宙構造物の開発能力を、国際社会に向けてアピールする好機となる。さらに、膜展開デバイスの射出に際しては、ETS-7やADRAS-Jなどのミッションで培われた宇宙機のランデブー技術や、高精度な姿勢制御技術の応用が期待される。このように、本ミッションは日本がこれまで蓄積してきた宇宙技術を発展・展開させ、それらを世界に発信する機会となる。加えて、低コストでのスペースデブリ除去技術の確立は、世界的なデブリ削減の流れに合致し、それをさらに加速させる要因ともなる。これらの取り組みは、持続可能な宇宙開発に大きく貢献するものであり、ひいては人類の宇宙進出に対しても多大な寄与をもたらすものである。

4. ミッションの具体的な内容

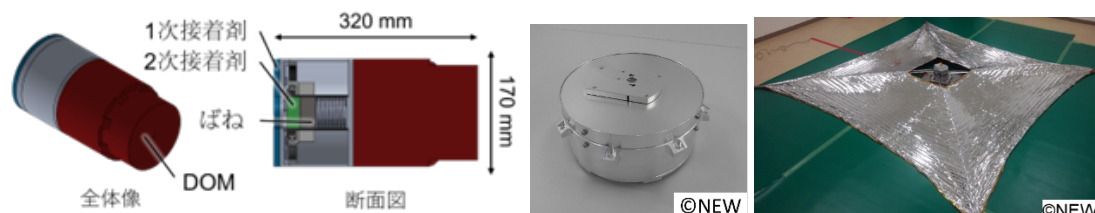
(a) システム

(地上局やミッション機器等を含む全体の構成・機能・軌道・データ取得を含む運用手順等、必要に応じて図表添付のこと)

本ミッションで提案するシステムは主衛星と接着型膜展開デバイス DOMDAN (De-Orbit Mechanism Docking Adhesive Node) から構成される。運用手順は以下の通りである。

- (1) ターゲットとなるデブリを選定し、主衛星の軌道などミッションを計画
- (2) 主衛星がターゲットに接近し、15 m の位置に待機
- (3) 主衛星からターゲットに向けて DOMDAN を射出
- (4) DOMDAN の接着に十分な硬化時間経過、薄膜展開
- (5) 展開された薄膜によって大気抵抗が増大し、ターゲットの軌道寿命を短縮
- (6) 主衛星は他のターゲットへ軌道遷移し、同様の手順を繰り返す

本ミッションは、軌道上物体数が多い軌道の中でも軌道高度が 700 km 以下の軌道を対象とする。ターゲットの制約条件は大きさと軌道高度のみであるため、主衛星が特定の軌道にとどまるわけではない。



(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

本ミッションの実現は、DOMDAN の接着機構が鍵となる。宇宙空間での接着において、厳しい温度環境、真空環境、原子状酸素の存在がその障壁であった。よって、接着を実現するために、先述の条件でも接着および硬化が可能な接着剤を選定した。その際、必要な粘着力 (DOMDAN とデブリの衝突によって生じる遠心力や、空気抵抗によって生じる耐荷重に耐えうる粘着力) を解析し、その要件を満たす接着能力を保有することを確認した。また、二段階接着方式にすることで、粘着力の向上を実現する。1次接着で使用するポリイミドテープは、硬化時間が不要ですぐに接着できるが、外部環境により十分な粘着力を維持できないと予想される。そこで硬化時間は必要だが、強固な接着を可能にする二液式接着剤を使用する。ただし、二液式は宇宙空間での混合が必要である。DOMDAN 内部の限られたスケー

スにおいて、複雑な機構を実現するのは困難であるため、できる限りシンプルな混合手法が必要である。そこで、マトリクス状に配置した二液を押し出し、加圧する事で接着する手法を提案する。実験によりこの手法で二液が混合し接着することが示された。なお実現に際してはこれらの接着剤が実際に宇宙で十分な接着強度を保持できるのか、宇宙空間でマトリクス状の二液を押し出して混合できるのか、については実証が必要である。また、ミッション全体の実現には以下の項目に関する開発が必要である。

- ターゲットの選定を含む主衛星の最適軌道遷移技術
- ターゲットの後方 15 m まで接近するための相対航法誘導制御アルゴリズム
- ターゲットの運動を正確に把握するための相対運動推定手法
- DOMDAN の射出精度を確保するためのターゲットとの運動同期制御手法

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

本ミッションの独創性は、以下の点にある。

- 膜展開デバイスを用いた軌道降下を実施している点
- 従来は PMD で用いられていた膜展開デバイスを ADR に応用する点
- 接着機構の確立により、膜展開デバイス以外の各種デバイスについても後付けが可能となる点
- 他の ADR 手法と比較して、デブリとの直接接触が不要であるため、技術的要求が相対的に低い点
- 接着しなかった場合、膜展開デバイス単体の軌道降下により、二次デブリの発生リスクが低い点
- 1 機の処理衛星で複数デブリに対応可能であるため、1 デブリあたりの処理コストを低減できる点
- 膜展開デバイス (DOM[®]) は、既に軌道上での実証が行われており、実現可能性が高い点

本提案では詳細には言及しないが、日本がこれまで培ってきたランデブー技術や姿勢制御技術を活用し、さらに高度化する可能性がある点も、独創性の一つである。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

本ミッションにより得られる成果は、以下 2 つの観点からスペースデブリ削減に寄与する点にある。第一に、処理衛星とデブリの直接的な接触を伴わずにデブリを除去可能とする、新たな ADR 技術の獲得が挙げられる。本ミッションによって、既存の軌道上デブリに対して、射出・接着・膜展開による軌道降下を実現することで、実際にデブリを減らす技術的手段が確立される。第二に、本ミッションで確立される接着技術は、膜展開デバイスに限らず、各種デバイスの宇宙機への後付けを可能にするものである。この技術が実用化されれば、例えばバッテリーの後付けによって宇宙機の寿命延伸が可能となり、結果として廃棄衛星の発生を抑制し、デブリ削減に貢献することが期待される。さらに、接着機構に関する特許取得後には、スタートアップ企業の設立を想定しており、射出モジュールおよびデバイスの製品開発、並びに他社・他機関の人工衛星への搭載による技術実証が検討される。実証対象としては、まず日本国内で運用終了し軌道上に残存する衛星・ロケットなどのデブリが想定される。その際は、Astroscale 社と同様、JAXA との連携が必要不可欠であり、具体的には JAXA の関連プログラムへの応募・採択を目指すこととなる。日本製デブリを対象とした技術実証が成功し、除去技術の有効性が証明されれば、次の段階として、国際的な宇宙機関への本技術の提案が可能となる。これにより、世界各国のデブリ除去に貢献しつつ、膜展開面の形状最適化、射出機構の改良、接着技術の高性能化などを重ねることで、さらなる信頼性向上と技術発展が見込まれる。

加えて、本提案による新たな ADR 技術の実現により、軌道上の既存デブリ除去に対する技術的・金銭的な障壁が大きく低減されることが予想される。これにより、各国が自国のデブリ除去に責任を持つという国際的な枠組みの構築が現実味を帯びる。たとえば、「一定期間内に一定数以上の自国由来デブリを除去する」といった内容の国際条約が策定されれば、デブリ除去を促進する国際的潮流の形成につながる。条約締結を通じて世界各国・各国民のスペースデブリ問題に対する関心が高まり、問題意識の醸成が進むことも期待される。宇宙機関のみならず、多くのスタートアップ企業が宇宙開発に参入する今日においては、技術的・資金的な投資の確保が極めて重要である。そのため、世界中の投資家をはじめとする民間関係者に対し、スペースデブリ問題の深刻性を訴えることは、開発機関や企業に対してデブリ化防止やデブリ除去手法の開発を促す強力な動機づけとなる。

このように、本ミッションの成果は、直接的な技術開発のみならず、制度・意識・産業に対する波及効果を通じて、スペースデブリ削減に多面的かつ持続的に貢献するものである。

以上

第33回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

接着型膜展開デバイスによる複数デブリ除去

東北大学

古田雄大 石原拓人 大屋悟士 片男浪輝大 染次晴斗 高橋冬真 永山虹空 松井翼 武藤夢大 森浩輔

1. 緒言

1.1. ミッションの背景・目的

近年、宇宙利用の拡大により多くの宇宙機が軌道上へ打ち上げられている。一方で、使用後のロケット上段部や運用終了後の人工衛星などが軌道上に長期間残留し、スペースデブリとなっている。これらスペースデブリは、新しく打ち上げる衛星の軌道を圧迫するほか、運用中の衛星や国際宇宙ステーションで活動する宇宙飛行士などへの衝突リスクが存在し、持続可能な宇宙利用に向けて早急な対応が求められている。

スペースデブリの低減方法として、「発生の抑制」，「衝突回避・防御」，「積極的デブリ除去（ADR：Active Debris Removal）」が検討されている[1]。特に、積極的デブリ除去（ADR）は、現存するデブリに対し捕獲などにより能動的に軌道から除去を行う為、即効性と長期的な環境改善効果を兼ね備えている。ADRの代表的手法としては、ネットによる捕獲，ロボットアームによる捕獲，レーザーアブレーションによる軌道離脱などが検討されている。しかしこれらの方式は、接触に伴うリスクや軌道離脱制御の難易度の高さなどそれぞれ課題が存在し、どれも実用化には未だ至っていない。

そこで、本提案では展開膜を用いた新たなADR手法を提案する。具体的には、展開膜に粘着機構を付与した「接着型膜展開デバイス」を提案する。従来PMD（Post Mission Disposal）デバイスとして利用されてきた展開膜をADRへ応用し、非協力ターゲットに対して後から展開膜を付与可能することで、大気抵抗による軌道離脱を実現する。

1.2. ミッションの意義

本ミッションは、スペースデブリ問題に対する新たな解決手法の提案であり、持続可能な宇宙利用を実現するにあたって重要度が高い。

展開膜はPMDデバイスとして先行研究・実証事例が多く存在し、軌道降下への影響も十分評価されており、ADRの実現性が高いと言える。さらに、ターゲットに対しチェイサ衛星は直接接触しないことや、展開膜の接着に失敗した場合でも展開膜は速やかに再突入すること[2]などから、二次デブリ発生リスクも低い。以上のように、本手法は高い実用性と安全性を兼ね備えており、長期的なデブリ総量の低減と軌道環境の安定化に大きく貢献することが期待される。

2. ミッション設計

2.1. ミッション概要

本ミッションでは、接着型膜展開デバイスを用いて、デブリに大型の膜を付加し、大気抵抗により軌道離脱させることでデブリ除去を実現することを目的とする。さらに、それを複数デブリに対し連続的に行い、軌道上のデブリを減少させ、宇宙安全問題の解決に寄与することを目指す。

提案するシステムは、主衛星と接着型膜展開デバイスから構成される。主衛星からデブリに対し接着型膜展開デバイスを射出し、デブリ表面に接着し膜を展開することで大気抵抗により軌道離脱させる。接着型膜展開デバイスの膜展開部には、株式会社中島田鉄工所のDOM[®]（De-Orbit Mechanism）を使用する（図1）。DOM[®]は株式会社中島田鉄工所と東北大学が共同開発した膜展開式軌道離脱装置であり、これまで計7台の衛星に搭載された実績を有し、軌道上実証結果が多数報告されている[2][3]。本ミッションでは、DOM[®]に粘着機構を追加した接着型膜展開デバイスをDe-Orbit Mechanism Docking Adhesive Node（DOMDAN）と名付けた。本ミッションにおける衛星システムの諸元を表1に示す。

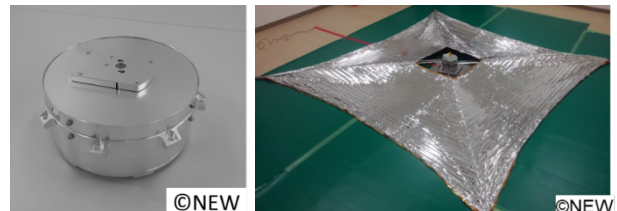


図1 DOM[®]の収納時と展開時の様子[4]

2.2. ミッションシーケンス

ミッションシーケンスを図2に示す。主衛星はターゲット接近後、DOMDANを射出し、デブリを軌道降下させる。その後、デブリ間の軌道遷移を行い、複数デブリを軌道降下させる。また、本ミッションのサクセスクライテリアを表2に示す。

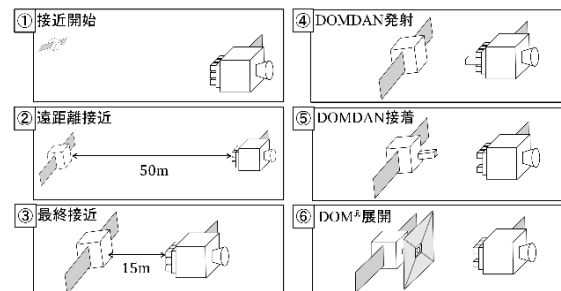


図2 ミッションの流れ

表1 衛星システム諸元

	主衛星	DOMDAN (接着型膜展開デバイス)
本体寸法	W:2.0 m × L:3.0 m × H: 2.5m (太陽電池パドル収納時) W:10 m × L:3.0 m × H: 2.5m (太陽電池パドル展開時)	W:0.17 m × L:0.17 m × H:0.32 m
慣性行列	diag([1500 1500 1000]) kg·m ²	diag([1.5 1.5 3.0]) kg·m ²
Wet質量	600 kg	5 kg
推進剤質量	250 kg	-
構体系	アルミニウム合金	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, IMU, リアクションホイール (三軸直交型), 5Nコールドガススラスタ	なし (スピン安定方式)
軌道制御系	軌道遷移用ホールスラスタ (キセノンガス)	なし
通信系	UHF / S-Band	なし
C&DH系	OBC, FPGA	OBC (タイマー制御)
電源系	太陽電池パドル 20 kW / バッテリー 1000 Wh	リチウムイオン電池
熱制御系	MLI, ヒートパイプ, ラジエータ, ヒータ	MLI
ミッション系	DOMDAN格納装置, DOMDAN射出機構 LiDAR, マルチスペクトルカメラ	接着機構, 衝突回避機構, 展開膜 (DOM [®])

$$\theta \approx 1.91 \text{ deg.} \quad (2)$$

2.3. ミッション部の設計

2.3.1. 主衛星, ミッション系

(a) 主衛星概要

主衛星の外観を図3に示す。

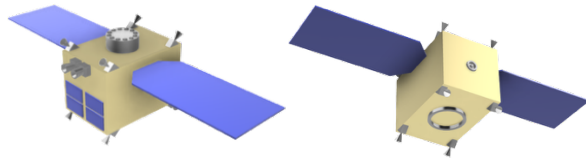


図3 主衛星概要

メインスラスタによる進行方向に対して正面にスタートラッカー, 側面にDOMDAN射出機構, 太陽電池パドル, PAFを配置している. 長方体領域内部は衛星のバスシステム (スタートラッカー側2/3程度) と推進システム (スラスタ側1/3程度) の二つのコンポーネントに分かれている.

(b) DOMDAN 格納装置及び射出機構

主衛星のミッションモジュールは, DOMDANを複数搭載できる格納装置と射出機構からなる. 射出機構は12個程度のDOMDANを円形に格納する機構とする. また, 射出機構はDOMDANをスピン安定させるために, 射出時に円筒軸周りの回転を与える機構 (射出レール) を備えている.

(c) 姿勢制御システム

本ミッションでは, DOMDANを射出しデブリに接着させるが, DOMDANは能動的な姿勢制御・軌道制御を行わないため, 射出する際の主衛星の姿勢制御精度が重要となる. 今回想定するターゲットは最小で0.5 m四方の超小型衛星としており, 15mの距離から射出を行うとすると, 最大許容姿勢誤差 θ は次式で求められる.

$$\tan \theta = \frac{0.5}{15}, \quad (1)$$

よって, 主衛星の最大許容姿勢誤差は $\pm 1.91 \text{ deg}$ である. これを実現するために, 姿勢決定はスタートラッカーとIMUの併用, 姿勢制御はリアクションホイールとスラスタを併用で行う.

2.3.2. 接着型膜展開デバイス DOMDAN

(a) DOMDANの全体設計

次に, 接着型膜展開デバイスDOMDANについて詳細を述べる (図4). 今回使用するDOM[®]は, 現状のDOM[®]の中で一番大型であるDOM2500とした. DOM2500を搭載したDOMDANの外形は, 直径170 mm, 全長320 mmである. DOMDANはターゲットに対し, 二段階で接着を行う. 1次接着ではターゲットへの衝突時の接着を実現し, 2次接着では軌道上での長期間の接着を実現する. これにより, ターゲットに衝突し接着可能かつ, 軌道上での劣化に耐えうる接着機構を実現した.

それぞれの接着剤は図4, 5に示す構造となっている. 1次接着はテープ式の接着機構, 2次接着は二液式の接着剤による接着機構とした. 2次接着剤は機構内部に搭載され, 機構を駆動させることでばねの復元力により押し出される.

表2 本ミッションのサクセスクライテリア

	主衛星(ミッション系)	DOMDAN
ミニマム サクセス	相対航法によりターゲット後方15 mまで接近. DOMDANを射出.	射出後, デブリと接着.
フル サクセス	ターゲット重心部に向けてDOMDANを射出.	DOM [®] を展開. デブリの軌道降下に成功.
エクストラ サクセス	複数デブリ間の軌道遷移し, 複数デブリの後方15 mまで接近.	複数デブリに対しDOMDANを接着させ, 軌道降下に成功.

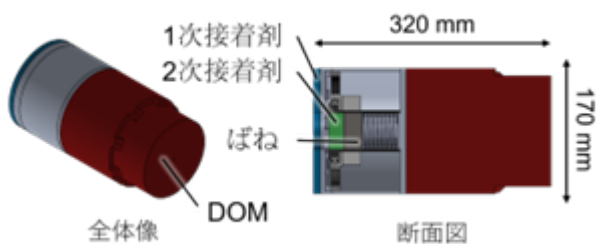


図4 DOMDANの概要

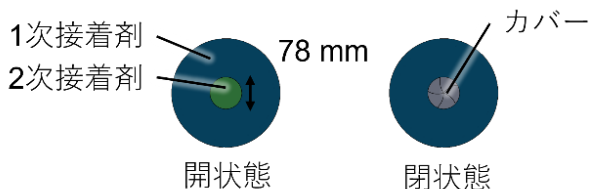


図5 接着部の寸法と開閉状態

(b) 衝撃吸収機構

主衛星より放出されてから1次接着を行う際、DOMDANとデブリの相対速度による衝撃を適切に吸収し、接着する必要がある。これに対処するため、接着剤とDOMDAN本体の間に衝撃吸収材を挟み、衝突時の衝撃を吸収しながらデブリ表面形状への密着を高める。衝撃吸収材にはJAXAのOMOTENASHI衛星に搭載されたクラッシュブル材（図6）[5][5] などが使用できると考えられる。

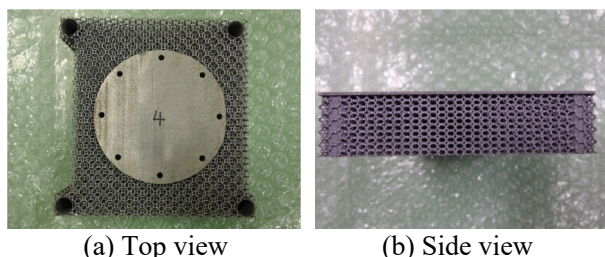


図6 OMOTENASHI衛星のクラッシュブル材[5][5]

(c) 1次接着機構

1次接着機構では、ターゲットへの衝突と同時に接着を実現する必要がある。接着に時間がかかる接着剤は使用できない。そこで、1次接着機構では、テープ状の接着剤を使用することとした。しかし、宇宙空間で使用する材料には、いくつかの環境的制約を考慮する必要がある。特に真空環境下でのアウトガスについては、電子部品などの性能を低下させる可能性があることがよく知られている[6][6]。低軌道環境においては、原子状酸素（AO：Atomic Oxygen）による侵食や、接着対象に応じて広域な温度への耐性も考慮する必要がある。これらの要件を満たした接着剤の中から1次接着機構に使用可能な接着剤を選定した結果、DOMDANでは高温耐性に優れたポリイミドテープを使用することとした。さらにQi et al.[7][7]の研究により、SiO_xコーティングをテープに施すこ

とが可能であり、そのコーティングがAO侵食耐性を示したことが明らかとなっている。アウトガスについては真空対応のものを使用することで対応する（例：[8][8]）。また、DOMDANは射出を行うまでは主衛星のDOMDAN格納装置に格納されており、1次接着剤（ポリイミドテープ）は射出直前まで軌道上での劣化が最小限に抑えられるような構造となっている。これにより、ターゲットへの衝突と同時に接着可能な機構を実現した。

(d) 2次接着機構

DOMDANでは、ターゲットと共に再突入するまでターゲット表面に接着している必要があり、ポリイミドテープによる1次接着だけでは原子状酸素（AO）による劣化により、接着状態を維持できない。そこで、2次接着として二液式接着剤を用いた接着機構を考案した。

二液式接着剤は硬化時間がかかるがより大きな粘着力を生み出すことができ、AO耐性も高い。しかし、二液式接着剤では主剤と硬化剤を所定の比率で混合する必要がある。混合作業には手間がかかるうえ、繰り返し精度の確保が難しいという課題がある。この混合動作を簡易な機構で実現するために、図7に示すように、マトリクス式の構造内に主剤と硬化剤を交互に充填し、それをプッシャー（押出機）によって押し出す機構を考案した。押し出し前の状態では、格子に取り付けられたツメによってプッシャーの動作が拘束されている

（図8（a））。DOMDANがターゲットに接着後、機構駆動用バネ（図4）によりプッシャーが強制的に押し出されると、プッシャーがツメを乗り越えて格子に接触し、接着剤を押し出す構造となっている（図8（b））。この機構により、接着面への押し当てと接着剤の混合・塗布を同時に行うことが可能となり、二液式接着剤による接着が可能となる。これにより、軌道上での劣化に耐えうる接着機構を実現した。

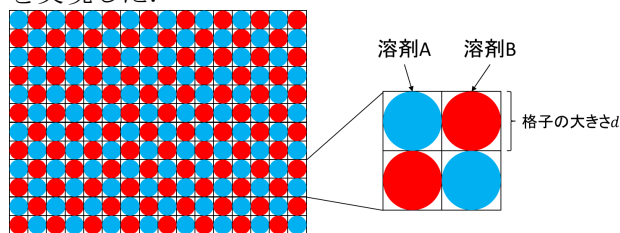
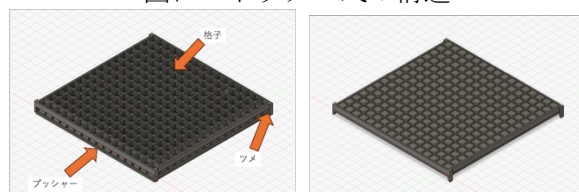


図7 マトリクス式の構造



(a)接着剤押し出し前 (b)接着剤押し出し後
図8 マトリクス式接着剤押し出し混合機構

(e) ターゲット構体と展開膜の衝突回避機構

ターゲットに接着後ターゲット表面でDOM[®]が展開を行うと、接着位置およびターゲットの形状によっては展開膜がターゲットの構造に衝突する可能性がある。この干渉を回避するため、DOM[®]本体と接着面との距離を確保するような展開式の衝突回避機構を搭載する。具体的には、図9示すように、DOM[®]を先端方向へ延伸する構造とすることで、DOM[®]本体とターゲット構体との距離を確保する。

本機構は複利的な効果として、展開膜の有効面積の減少を防ぐ役割も担う。ターゲット表面でDOM[®]が展開した場合、ターゲットの構体と重なる部分は大気抵抗を受けづらくなる。しかし、本機構によりDOM[®]本体とターゲット構体との距離を確保することで、DOM[®]の膜面全体で大気抵抗を生み出すことが可能となる。

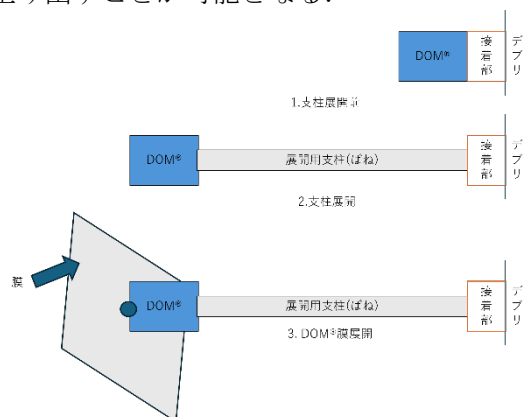


図9 干渉回避機構

3. デブリ除去効果の評価

3.1. 解析手法

本提案における軌道離脱の原理は大気抵抗を利用することである。衛星に働く力はさまざま存在するが、大気抵抗が衛星の軌道に与える影響は高度が高くなるにつれて急激に減少する[1]ため本提案には高度制約がある。さらに、低軌道上の宇宙機は運用終了後25年以内の再突入が要求されている[9][9]。ここでは、軌道高度および軌道寿命の点から本提案の適用限度について評価を行う。

解析にあたっては、JAXA [9][9]およびISO規格[10][10]を参考とした。本解析ではISO規格を基に、精度と計算時間の兼ね合いから、半解析手法を用いるESAが開発したソフトウェア「DRAMA : Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis」[11][11]を使用した。解析で用いた環境条件は表3に、DOMDANが装着後のターゲットパラメータを表4に示す。

軌道伝搬は2025/01/01/00:00:00 UTCを開始時刻とし、伝搬終了は高度100 kmとした。半解析手法を用いたため、ISO規格に基づいて算出した軌道寿命に5%を加味した。解析は、JAXAの「軌道利

用の安全に係るレポート」[12][12]を参考に、軌道上物体数が多い約100°の太陽同期軌道（SSO）と軌道傾斜角約55°のISS軌道でおこなった。

3.2. 解析結果

SSOとISS軌道における解析結果を図10, 11に示す。実線はDOMDANが正常に作用した場合、破線はターゲット単体の軌道寿命を示している。ただし、ターゲットによってAMR（Area-to-Mass Ratio）が異なるため正確ではない。高度700 kmでターゲット単体の解析を行っていないのは、軌道寿命が常に25年を超過しているからである。図より、いずれの軌道であってもDOMDANによって軌道寿命を短縮効果が得られる。また、ターゲット質量の増加に伴いDOMDANの有無が軌道寿命に与える影響が低下している。軌道寿命を最大25年とした場合、高度700 kmにおいて175~200 kgのターゲットまで対応可能である。

表3 軌道解析で用いた環境条件

Environment	Model
Earth gravity model	GEM-T1, (degree, order) = (6, 6)
Third body	Earth, Moon
Atmospheric model	NRLMSISE-00

表4 ターゲットのパラメータ

Parameters	Value
C_D (drag coefficient) [-]	2.2
C_R (reflectivity coefficients) [-]	1.3
Mass [kg]	Variable
Cross-sectional area [m ²]	6.0 (max)

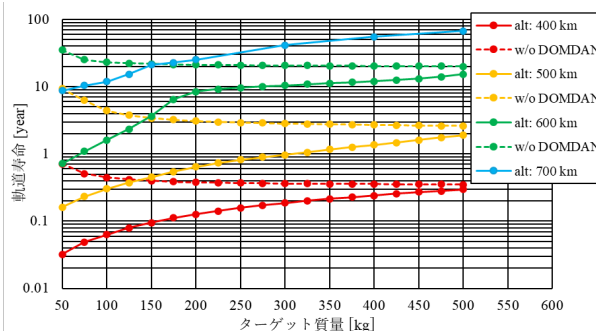


図10 SSOにおける軌道寿命

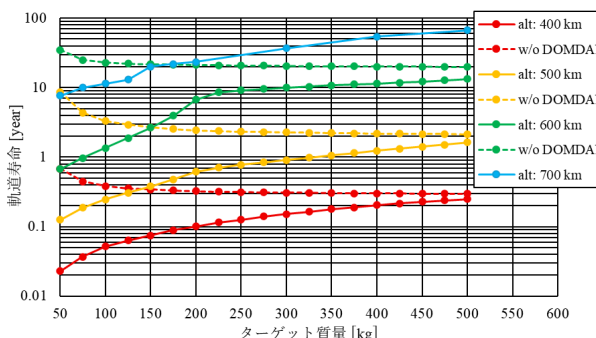


図11 ISS軌道における軌道寿命

ターゲット質量の増加によってDOMDANの有効性が低減される要因がAMRである。一般に衛星の大小関係とAMRの大小関係は一致する傾向に

あるが、DOMDANは薄膜展開後の面積が一定であるため、質量増加に伴ってAMRは減少する。AMRは、大気抵抗由来の加速度に影響を及ぼし、値が大きいと軌道寿命を短くするため、質量の小さいターゲットほどDOMDANの効果が顕著に表れている。また、ターゲット質量が大きくなるにつれてターゲット自体の断面積が増加するため、DOMDANの効果を鈍化させる要因と考えられる。

3.3. デブリ除去効果解析のまとめ

本解析では膜面が進行方向に直交する形で完全展開された理想条件下で解析を実施した。なお、理想外条件下であっても軌道降下に影響を与えることが軌道上実証により示されている[2],[3]。解析結果から、断面積が薄膜展開後のDOMDAN以下である場合、高度700 kmにおいて175~200 kgまでの物体であれば軌道寿命を25年以内に抑えられることが示された。また、質量の小さいターゲットはDOMDANの有無が軌道寿命に大きな影響を与えることが分かった。軌道上物体数が最も多い軌道傾斜角や軌道高度において、軌道寿命を減少させる効果を確認できたことは本提案の実運用への有効性を裏付ける結果であると言える。

4. 実現可能性の評価

4.1. 接着型デブリ除去デバイスの先行事例

接着型のデブリ除去デバイスの先行事例として、Astroscale社が検討を行っていた粘着剤を用いたデブリ除去機構がある。粘着剤（トリモチ）によりデブリに接着し、小型衛星スラスタによりデブリを軌道離脱させる手法を検討していた。しかし、軌道上の原子状酸素や紫外線などの影響で粘着力が低下してしまうことから必要な粘着力を達成することができず、別の手法に移行した。

このような先行事例より、DOMDANにおいて検討が必要である点は以下である。

- ・ 剥離しないための必要粘着力の算出
- ・ 軌道上で使用可能な接着剤の選定
- ・ 衝突時に必要な接着圧を与える接着機構
- ・ 軌道離脱まで粘着力を保持する機構

4.2. DOMDANに必要な粘着力・設計要件の検証

4.2.1. 必要粘着力の算出手法

本解析では、DOMDANの接着面に作用する力を算出することで、DOMDANの設計要件の算出に必要な耐荷重および耐モーメントを算出する。DOMDANとターゲットとの接着面に生じる主要な力は、(a)ターゲットの回転に起因する遠心力と、(b)軌道降下時に生じる大気抵抗の二つである。本解析では、想定される中で最小となる一辺0.5 m、質量50 kgの超小型衛星をターゲットとし、均質な立方体とみなし解析モデルを設定した。また、DOMDANは質量5 kgの均質な円筒形状とし、射出速度は1 m/sとした。

(a) ターゲットの回転に起因する遠心力

まず、ターゲットの回転に起因する遠心力は、DOMDANとターゲットの運動解析により算出することが可能である。ターゲットの回転はDOMDAN衝突時が最大になると仮定し、衝突・接着時の運動解析から発生する遠心力を算出する。

DOMDANとターゲットの衝突・接着時の運動解析に用いる解析モデルの模式図を図12示す。衝突・接着運動は衝突後にDOMDANとターゲットが接着した状態の物体（以降「結合物体」と呼称）の重心周りにおける角運動量保存則から求められる。衝突直前のDOMDANが持つ、結合物体全体の重心周りの角運動量を L_{before} [kg・m²/s]、衝突・接着後の結合物体の角速度 ω_{after} [rad/s]とすると、衝突・接着の前後で系全体の角運動量は保存されるため、次式が成り立つ。

$$L_{before} = I_{DD} \cdot \omega_{after}, \quad (3)$$

$$\omega_{after} = (I_{DD})^{-1} \cdot L_{before}. \quad (4)$$

ここで、 I_{DD} は結合物体の重心周りの慣性行列であり、DOMDANの接着位置に依存して変化する。ターゲットの重心位置から接着位置が離れるほど、角運動量 L_{before} が大きくなり、結果として角速度 ω_{after} も増大することが式から分かる。

従って、遠心力の最大値を算出するため、接着位置はデブリ重心から最も離れた立方体の角とし、その時の角速度を算出する。この ω_{after} を用いて、DOMDANに作用する遠心力を求める。

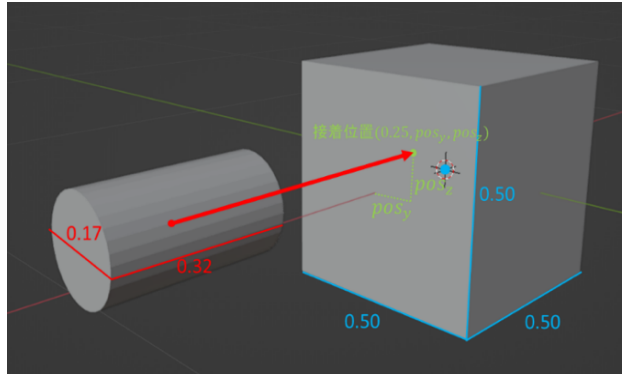


図12 衝突・接着運動の解析モデル

(b) 軌道降下時の大気抵抗

次に、軌道降下時にDOM[®]膜面に生じる大気抵抗を算出する。軌道速度を v_{orbit} [m/s]、DOM[®]の有効断面積を A [m²]、大気密度を ρ_{air} [kg/m³]、空気抵抗係数を C_D [-]とすると、膜面が受ける空気抵抗 $F_{dragsail}$ [N]は、次式で表される。

$$F_{dragsail} = \frac{1}{2} \cdot A \cdot \rho_{air} \cdot C_D \cdot v_{orbit}^2. \quad (5)$$

ここで、今回用いるDOM2500の有効断面積 A は6.25 m²、空気抵抗係数 C_D は2.2である。 v_{orbit} および ρ_{air} は軌道高度に依存するが、1次接着剤は高度400 km、2次接着剤は高度100 kmについて解析を行う。それぞれ、 v_{orbit} は該当高度での円軌道の速度、 ρ_{air} は全地球標準大気モデルNRLMSISE-

00[13][13]に基づき算出した以下の値を採用する．

- ・ 高度400 km : $(v_{\text{orbit}})_{400} = 7669 \text{ m/s}$
 $(\rho_{\text{air}})_{400} = 4.140 \times 10^{-13} \text{ kg/m}^3$
- ・ 高度100 km : $(v_{\text{orbit}})_{100} = 7844 \text{ m/s}$
 $(\rho_{\text{air}})_{100} = 5.435 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^3$

4.2.2. 必要粘着力の算出結果

上記の解析から得られた遠心力および空気抵抗から、接着面が持つべき耐荷重および耐モーメントを算出する．慣性モーメントが小さいターゲットほど、衝突により生じる角速度は大きくなる．本解析では本ミッションにおける最小のターゲットを想定しているため、ここで算出される値が最大負荷条件となる．この評価に基づき、算出した耐荷重および耐モーメントを表5に示す．

表5 各接着剤の耐荷重および耐モーメント

接着剤	耐荷重 [N]	耐モーメント [Nm]
一次接着剤	0.820	0.166
二次接着剤	23.7	0.166

4.2.3. DOMDAN の設計要件算出手法

算出した1次・2次接着剤に必要な耐荷重および耐モーメントから、DOMDANの接着機構面積を設定する．なお、各変数は表6に示す通りである．

表6 各値について

α_i	i 次接着剤における接着率 [%]
β_i	i 次接着剤における単位面積当たりの粘着力 $[\text{N/m}^2]$
L_i	i 次接着面の直径 [m] (図13)
F_i	i 次接着における耐荷重 [N]
M_i	i 次接着における耐モーメント [Nm]

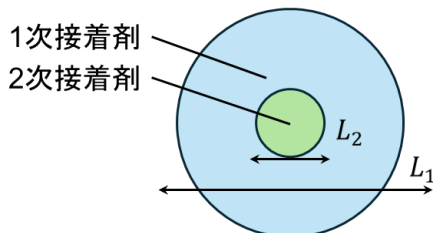


図13 接着面直径の定義

まず、1次接着剤の耐荷重に基づく必要接着面積を求める．粘着力は単位面積あたりで一定であり、接着面積と粘着力が線形に比例すると仮定すると、接着が維持されるための条件は以下のように表される．

$$F_1 < \alpha_1 \beta_1 \frac{\pi}{4} (L_1^2 - L_2^2). \quad (6)$$

同様に2次接着剤について、

$$F_2 < \alpha_1 \beta_1 \frac{\pi}{4} (L_1^2 - L_2^2) + \alpha_2 \beta_2 \frac{\pi}{4} L_2^2. \quad (7)$$

続いて、耐モーメントに関する検討を行う．耐モーメントは1次接着、2次接着ともに同様の値を取るため、1次接着の場合のみを考える．接着面に

引き剥がしのモーメントがかかる時、接着が維持されるための接着モーメントの条件式は材料力学的な曲げモーメントの計算式より、以下のように表される．

$$M_1 < \alpha_1 \beta_1 \frac{\pi(L_1^4 - L_2^4)}{16L_1}. \quad (8)$$

4.2.4. 算出された DOMDAN の設計要件

前節の計算式より、DOMDANの断面積について検討を行う．まず、図4に示す通り、DOMDANにはDOM2500を搭載する為、 L_1 をDOM2500の外径0.17mと置き、 L_2 を求める．なお、前節で求めた通り、 $\beta_1 = 0.219 \times 10^6 \text{ N/m}^2$, $\beta_2 = 5.30 \times 10^6 \text{ N/m}^2$, $F_1 = 0.820 \text{ N}$, $F_2 = 23.7 \text{ N}$, $M_1 = 0.166 \text{ N} \cdot \text{m}$ である．

以上より、接着率が最も小さくなるような L_2 を求めると L_2 は0.078 mとなる（図14）．このとき、接着率は0.1%となり、十分小さいことがわかる．以上より、DOMDANの設計値が求められる、現実的な範囲でDOMDANを設計可能であることが確認された．

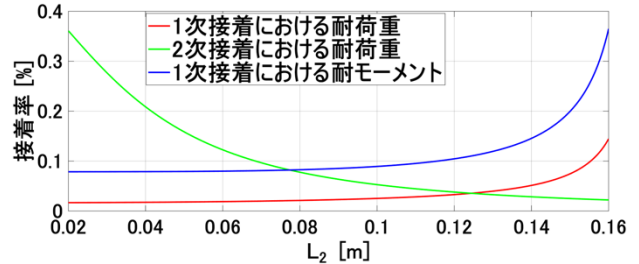


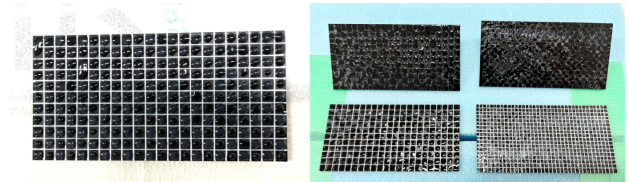
図14 2次接着面の直径における必要接着率

4.3. ターゲット接着機構（2次接着）の検証

4.3.1. 2次接着の検証方法

本節では、2次接着機構について検証を行う．まず、宇宙空間における厳しい温度環境および真空環境で使用できる接着剤としてMaster Bond EP37-3FLFAO [14][14]がある．この接着剤は宇宙用として発売されており、5～5.5 N/mmの接着強度を持つ．さらにNASA低アウトガス試験（ASTM E595）に合格しており、硬化に酸素が不要であることから真空でも信頼性が高い．従って、既製品の宇宙用二液式接着剤を使用することで、本機構は実現可能であると言える．

次に、マトリクス式二液式接着剤押し出し混合機構の検証を行う．図15の機構の簡易モデルを作成し、提案する機構の有効性を検証する．1格子あたりの幅 $d = 3 \text{ mm} / 5 \text{ mm}$ の二つの大きさのマトリクスを用意し、互い違いに溶剤を注射器で滴下し、その板を接着させた．24時間後にその板を接着方向に引張り、その接着強度を比較した．



(a)接着剤を配置した様子 (b)剥離した接着面
図15 マトリクス式接着面の様子

4.3.2. 2次接着の検証結果

図15(b)より、提案機構により二液が混ざって硬化していることが確認できる。また、1格子あたりの幅による違いを比較すると、図15(b)の右側 $d = 3 \text{ mm}$ の方が、白い領域が満遍なく広がっており、硬化領域の密度が大きいことが分かる。実際に、引張試験では、 $d = 3 \text{ mm}$ の方がより高い強度を有していた。以上の結果より、提案機構により二液式接着剤を軌道上で混合することが可能であり、マトリクスの格子を細かくする方がより強い粘着力を実現可能であることが確認された。

4.4. 展開膜衝突回避機構の検証

自己伸展機能を持つDOM[®]として、S-DOMがある。S-DOMはALE-1衛星に搭載され、軌道上で実証された[3]。よって、本ミッションにおける展開膜衝突回避機構も、同様の機構を使用して実装可能であると考えられる。

4.5. 実現に向けた課題

本ミッションの実現に向けて、更なる検討が必要な項目を以下に列挙する。

- ・ターゲット後方15 mまで接近する相対航法誘導制御アルゴリズムの構築
- ・ターゲットの相対運動推定手法の確立
- ・ターゲットとの運動同期制御手法の確立
- ・接着機構の詳細設計・実機検証

5. 結言

本ミッションでは、複数デブリに対応可能なADR装置であるDOMDANを提案した。解析により、DOMDANを用いて軌道寿命を短くすることが可能で、デブリ除去効果があることを確認した。また、提案アイデアの可能性について検証を行い、本ミッションの実現可能性が高いことを確認した。今後は、実現に向けて残されている課題について検討を続け、より実現可能性の高いミッションを目指す。

謝辞

本ミッションの考案に際し、DOM[®]に関する情報を提供いただきました中島田正宏様をはじめとする株式会社中島田鉄工所の皆様に感謝申し上げます。

参考文献

- [1] 日本宇宙航空研究開発機構 (JAXA), “Removal of Space Debris”, JAXA-CRD2, <https://www.kenkai.jaxa.jp/crd2/about/>, 2025 年 7 月 7 日アクセス。
- [2] H. Uto, T. Kuwahara, and T. Honda, “Orbit Verification Results of the De-Orbit Mechanism Demonstration

CubeSat FREEDOM,” Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci. Aerosp. Technol. Jpn., vol. 17, no. 3, pp. 295–300, 2019.

- [3] K. Takeda et al., “De-Orbit Maneuver Demonstration Results of Micro-Satellite ALE-1 with a Separable Drag Sail,” Appl. Sci., vol. 13, no. 13, p. 7737, Jun. 2023.
- [4] T. Saito, et al., “FEM dynamic simulation technique for membrane structure deployment and model evaluation”, Acta Astronautica, 218, 342-355, 2024.
- [5] 橋本ら, “超小型月着陸機 OMOTENASHI の設計”, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告, JAXA-RR-24-003, 2025.
- [6] Campbell WA, et al., “Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials”, NASA Ref. Publ. 1124, 1984.
- [7] Qi H, et al., “The Atomic Oxygen Erosion Resistance Effect and Mechanism of the Perhydropolysilazane-Derived SiOx Coating Used on Polymeric Materials in Space Environment”, Polymers, 14(2), 322, 2022.
- [8] 3M, “3M™ Low Static Polyimide Film Tape 5419,” 3M Electronics, [Online]. Available: https://www.3m.com/3M/en_US/p/d/b00034573/ [Accessed: July 3, 2025].
- [9] 日本宇宙航空研究開発機構 (JAXA), “スペースデブリ発生防止対策設計・運用マニュアル (宇宙機編).” Mar. 29, 2024.
- [10] International Organization for Standardization (ISO), “Space system - Estimation of orbit lifetime.” Feb. 2024.
- [11] V. Braun, Q. Funke, S. Lemmens, and S. Sanvido, “DRAMA 3.0 - Upgrade of ESA’s debris risk assessment and mitigation analysis tool suite,” J. Space Saf. Eng., vol. 7, no. 3, pp. 206–212, Sep. 2020.
- [12] 日本宇宙航空研究開発機構 (JAXA), “軌道利用の安全に係るレポート”, 2024.
- [13] NASA/CCMC, “NRLMSIS - 00 empirical atmospheric model,” [Online]. Available: <https://ccmc.gsfc.nasa.gov/models/NRLMSIS~00/> [Accessed: Jul. 3, 2025].
- [14] <https://www.masterbond.com/tds/ep37-3flfao> [Accessed: November 11, 2025].